

# AUSWIRKUNG VON GRENZSCHICHTEINSAUGUNG AUF TRIEBWERKFANS: AERODYNAMIK, AEROELASTIK, STRUKTURMECHANIK UND AKUSTIK – ÜBERSICHT ÜBER DAS PROJEKT AGATA<sup>3S</sup>

U. Tapken<sup>1</sup>, T. Lengyel-Kampmann<sup>1</sup>, J. Belz<sup>2</sup>, A. Stürmer<sup>3</sup>, T. Otten<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Antriebstechnik, Berlin/Köln,

<sup>2</sup> Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aeroelastik, Göttingen,

<sup>3</sup> Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig

## Zusammenfassung

Bei der Integration moderner Triebwerke in zukünftige Flugzeugkonzepte entsteht insbesondere die Anforderung, die Auswirkungen einer ungleichförmigen Anströmung auf den Fan bewerten zu können. Eingesaugte Grenzschichten und Störungen in der Zuströmung wirken sich in einer verminderten aerodynamischen Performance, verstärkten strömungsinduzierten Schaufelschwingungen und der Anregung zusätzlicher Lärmquellen am Fan aus. Im Projekt AGATA<sup>3S</sup> wird das Verständnis über die zugrundeliegenden physikalischen Mechanismen vertieft sowie die Abhängigkeiten von den charakteristischen Größen der ins Triebwerk einlaufenden Strömung erarbeitet. Hierzu werden realistische Testfälle durch Flugzeugsimulationen abgeleitet und als Vorgaben für umfangreiche multidisziplinäre Messungen an einem realistischen Triebwerksfanmodell genutzt. Zusätzliche Prinzipexperimente und weiterentwickelte Mess-, Analyse- und Vorhersageverfahren unterstützen die Interpretation und Bewertung der Effekte. Abschließendes Ziel ist die Erfassung der Zusammenhänge zwischen der Außenaerodynamik des Flugzeugs und allen am Fan verursachten Effekten, um die Vor- und Nachteile der Grenzschichteinsaugung fachübergreifend für das gewählte Flugzeugkonzept zu bewerten. Der vorliegende Beitrag gibt einen Überblick über die Konzeption des Projekts, die entwickelten numerischen Testfälle und Experimente sowie stellt exemplarisch Ergebnisse vor.

## Keywords

Grenzschichteinsaugung, BLI, Einlaufstörung, Triebwerk, Turbofan, Fan-Aerodynamik, Fan-Aeroelastik, Fan-Struktur, Fan-Aeroakustik

## 1. EINLEITUNG

In der Entwicklung zukünftiger Flugzeugkonzepte besitzen Antriebe mit Grenzschichteinsaugung<sup>1</sup> ein großes Potential. Zum Beispiel reduziert sich durch Teileinbettung des Triebwerks in den Rumpf die erforderliche Antriebsleistung aufgrund der Widerstandsverminderung des Flugzeugs. Auf den Triebwerksfan wirken sich eingesaugte Grenzschichten und infolge der Triebwerkeinbettung verursachte Strömungsstörungen, vgl. BILD 1, in einer verminderten aerodynamischen Performance, verstärkten Schaufelschwingungen und der Anregung zusätzlicher Lärmquellen aus. Es besteht ein großer Bedarf diese Auswirkungen umfassend zu bewerten und für die Ableitung optimaler Konfigurationen modellieren zu können. Im DLR-Projekt AGATA<sup>3S</sup> (Auswirkung von Grenzschichteinsaugung auf Triebwerkfans: Aerodynamik, Aeroelastik, Strukturmechanik und Akustik) werden das Verständnis über die zugrundeliegenden physikalischen Mechanismen vertieft sowie die Abhängigkeiten von den charakteristischen Größen der über den Flugzeugrumpf ins Triebwerk einlaufenden Strömung erarbeitet. Aufgrund eines deutli-

chen Mangels an experimentellen Daten, die speziell für fundierte Analysen von innovativen Verkehrsflugzeugkonfigurationen benötigt werden, liegt ein Schwerpunkt des Projekts auf der Durchführung von umfangreichen Versuchen an einem realistischen Triebwerksfanmodell, an einem aeroakustischen Laborfanprüfstand und in einem aeroakustischen Windkanal an einer generischen teilversenkten Triebwerkeinlaufgeometrie. Die experimentellen Untersuchungen werden durch numerische Modellierungen begleitet und komplettiert. Der folgende Abschnitt fasst die übergeordneten Ziele des Projekts zusammen. In den weiteren Abschnitten wird ein Überblick über die Projekt-Konzeption und die Hauptarbeitspakete gegeben.

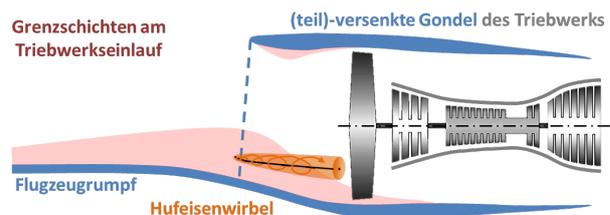


BILD 1. Inhomogene Geschwindigkeitsverteilung im Einlauf eines teileingebetteten Triebwerks.

<sup>1</sup> synonym wird der englischsprachige Begriff ‚boundary layer ingestion (BLI)‘ verwendet

## 2. ZIELE

Das Potential einer teilweisen Integration von Flugzeugzelle und Triebwerk unter der Ausnutzung von Grenzschichteinsaugung wird für eine Verkehrsflugzeugkonfiguration mit extrem rumpfnaher Heckinstallation des Triebwerks untersucht (BILD 2). Die Untersuchungen fokussieren auf die Aerodynamik, Aeroelastik, Strukturmechanik und Aeroakustik des Fans eines passenden Antriebs, beziehen aber das Gesamtsystem von Triebwerk und Flugzeugzelle ein. Die konkreten Ziele sind:

1. Bewertung der Relevanz und Erweiterung des Verständnisses der hinter den Effekten stehenden physikalischen Mechanismen, die am Fan aufgrund von Grenzschichteinsaugung verursacht werden.
2. Absicherung und Erweiterung von Vorhersage- und Entwurfsverfahren durch dedizierte Experimente.
3. Erfassung der Zusammenhänge zwischen der Außenaerodynamik des Flugzeugs und den am Fan verursachten Effekten zur Bewertung der Vor- und Nachteile der Grenzschichteinsaugung für das gewählte Flugzeugkonzept.

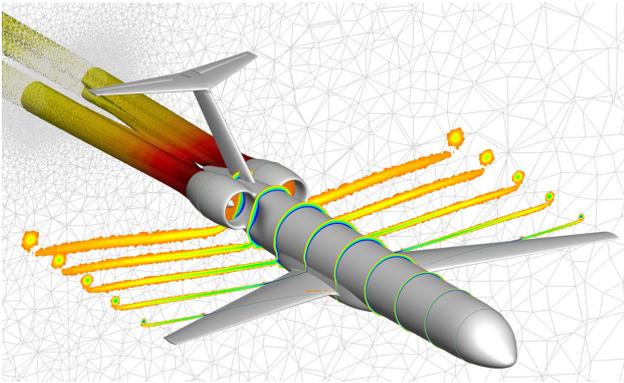


BILD 2. CFD-Simulation der TuLam-Flugzeugkonfiguration mit eingebetteten Triebwerken im Heck.

## 3. KONZEPTION DES PROJEKTS

Zur Erreichung der Projektziele werden realistische Testfälle für ein Triebwerk abgeleitet, das in das Heck eines A320-ähnlichen Verkehrsflugzeugkonzepts eingebettet ist. Mittels CFD-Simulationen für variierende Triebwerkeinbettungsgrade und für verschiedene Flugzustände werden inhomogene Strömungsverteilungen im Triebwerkeinlauf berechnet. Diese werden als realistische Vorgaben für experimentelle Untersuchungen auf ein Turbofan-Modell mit gegenläufigen Rotoren übertragen, welches unter realistischen Triebwerksbedingungen an einem Verdichterprüfstand betrieben wird. Die BLI-Strömungsprofile werden mittels einer neu zu entwickelnden Versuchstechnik im Fan-Einlauf erzeugt und ihre aerodynamischen, aeroelastischen, strukturmechanischen und aeroakustischen Wirkungen auf den Fan mittels hochauflösender Messfahren umfassend vermessen. Ergänzende experimentelle Studien werden an einem Laborfan-Prüfstand zur detaillierten Untersuchung der Schallentstehungsmechanismen an einer Rotor-Stator-Stufe durchgeführt sowie an einer generischen teilver-

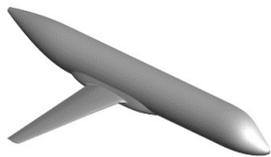
senkten Triebwerkeinlaufgeometrie im Windkanal, um Brechungseffekte beim Durchgang von Schallwellen durch das Grenzschichtsystem zu analysieren. Die Messdatenbasis wird für einzigartige Korrelationsanalysen der Effekte mit den aerodynamischen Parametern der gestörten Einlaufströmung genutzt, um ein besseres Verständnis der maßgeblichen physikalischen Mechanismen zu erlangen. Zur Erreichung der Projektziele ist die Erarbeitung und Weiterentwicklung von Mess- und Analyseverfahren wichtiger Bestandteil des Projekts. Vorhersageverfahren, die zum Teil bereits zu Projektbeginn zur gezielten Vorbereitung und zur Absicherung des Versuchsbetriebs unter den Einlaufstörungsbedingungen benötigt werden und hierfür weiterentwickelt werden müssen, werden anhand der hochqualitativen Messdaten zuverlässig validiert. Die in den Experimenten und Modellierungen der Experimente gewonnenen Erkenntnisse und Korrelationen werden abschließend für eine Gesamtbewertung auf die Flugzeug-Triebwerks-Ebene rückübertragen. Dort werden die Auswirkungen der Grenzschichteinsaugung u.a. auf die Kennfeldcharakteristik, den Engine Cycle und die Leistungsanforderung des Triebwerks sowie die Schaufelanregungscharakteristiken, die Betriebsfestigkeit und Lebensdauer der Schaufelstrukturen beurteilt. Weiterhin wird bilanziert, inwieweit die zusätzliche Fanlärmanregung durch positive Schallabschattungseffekte infolge der Triebwerkeinbettung kompensiert werden. Die zusammenfassende Analyse der Zusammenhänge zwischen Flugzeug-Außenaerodynamik, den Geschwindigkeitsverteilungen im Triebwerkeinlauf und den am Fan verursachten Effekten soll Hinweise liefern, ob es einen optimalen Einbettungsgrad gibt, für den Vorteile überwiegen und negative Effekte tolerierbar sind, und ob sich durch Umgestaltungen z.B. am Übergang Rumpf-Einlauf störende Effekte reduzieren lassen.

## 4. MODELLIERUNG FLUGZEUG UND TRIEBWERK

### 4.1. Flugzeug- und Triebwerksmodell

#### 4.1.1. TuLam-Flugzeug

Für diese Studie wurde ein Halbmodell des TuLam (Toughen-up Laminar Technology) [1] Flugzeugs verwendet, das ein ähnliches Design wie der A320-200 aufweist, vgl. TAB 1. Um das Modell zu vereinfachen wurden die Höhen- und Seitenleitwerke sowie das Hochauftriebssystem des Flügels nicht berücksichtigt.

Flugzeug	Wert	
Länge	37.57 m	
Flügelfläche	122.0 m <sup>2</sup>	
Spannweite	34.0	

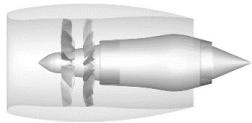
TAB 1: Parameter des TuLam-Flugzeugs.

#### 4.1.2. UHBR-Triebwerk

Das Flugzeug wird von einem Triebwerk mit ultrahohem Nebenstromverhältnis (UHBR) angetrieben. Als Basis diente eine generische UHBR-Gondel, deren Einlasslänge für die Verwendung in der BLI-Installation modifiziert wurde. Zur Gewährleistung einer guten Strömungsstabilität wurde die Einlasslänge auf  $L/D=0.6$  festgelegt. Die Fan-

stufe besteht aus dem gegenläufigen Turbofan-Modell CRISPMulti (Counter Rotating Integrated Shrouded Propfan), siehe auch Abschnitt 5.1. Die Gondel wurde für die Verwendung des CRISPMulti-Fans angepasst. In TAB 2 sind einige Triebwerksparameter dargestellt.

Triebwerk	Wert
Fandurchmesser [m]	2.343
Blattanzahl Rotor 1/2	10/12
Nebenstromverhältnis	17:1



TAB 2: UHBR Triebwerksparameter.

### 4.1.3. Triebwerkintegration

Das Triebwerk wurde so weit hinten wie möglich positioniert, um die natürliche Einschnürung des Rumpfhecks zu nutzen, einen gleichmäßigen Übergang vom Rumpf in den Triebwerkseinlauf zu ermöglichen und das Einsaugen einer maximale Grenzschichtdicke des Rumpfes zu gewährleisten. Diese Integration wurde mit Hilfe eines parametrischen CAD-Modells für insgesamt acht verschiedene Einbettungsgrade (EG) durchgeführt [2]. Zwei Einbettungsvarianten sind exemplarisch in BILD 3 zu sehen.

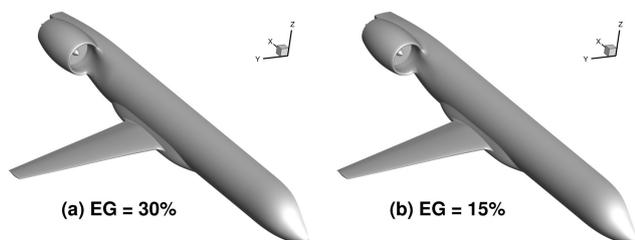


BILD 3. BLI-Flugzeuge der Testfälle BLI-1 (a) und BLI-2 (b).

### 4.1.4. Performance-Modell des Triebwerks

Als Bindeglied zwischen der Flugzeugmodellierung und den aerodynamischen Analysen am gegenläufigen Fan wird ein Performancemodell eines passenden Turbofantriebwerks erstellt. Der Aufbau des Triebwerks ist in BILD 4 dargestellt und entspricht weitgehend einem klassischen ungemischten 2-Wellen Turbofan. Anstelle eines herkömmlichen einstufigen Fans wird das aerodynamische Verhalten des gegenläufigen CRISPMulti Fans antizipiert. Für alle anderen Komponenten wird das Betriebsverhalten anhand von Kennfeldern aus der Literatur und

Wirkungsgraden aus [3] modelliert. Die Berechnung erfolgt im DLR-eigenen Auslegungsframework [4].

Aufgrund des sehr niedrigen Fandruckverhältnisses würde es bei langsamen Fluggeschwindigkeiten zu einer unterkritisch durchströmten Nebenstromdüse kommen. Dies würde zu einer starken und unerwünschten Abhängigkeit der Fahrlinie im Fankennfeld von der Fluggeschwindigkeit führen. Aus diesem Grund wurde eine variable Nebenstromdüse modelliert die abhängig von Fluggeschwindigkeit und Drehzahl ihre Fläche um bis zu 15% verändern kann.

Mit Hilfe des Performancemodells konnten im Fankennfeld die akustisch relevanten Betriebszustände für die Zertifizierungspunkte TO-EOF, Approach, und Climb sowie der für die Effizienz notwendige Cruise Betriebspunkt identifiziert werden. Ein Performance-Deck dieses Triebwerks wurde mit dem Flugzeugvorentwurf ausgetauscht um die weitere Analyse dort zu unterstützen.

## 4.2. CFD Simulation

Die Untersuchungen der Außenaerodynamik wurden mit dem numerischen Strömungslöser TAU durchgeführt, welcher vom DLR entwickelt wurde.

### 4.2.1. uRANS-Rechnung

Als Referenzlösungen wurden hochgenaue uRANS-Rechnungen durchgeführt, um mit dem aktuell genauesten verfügbaren Modellierungsansatz die Strömungseffekte im BLI-Triebwerk exakt auflösen zu können. Dabei wurde der Fan mit der Chimera-Methode simuliert, bei der das Strömungsfeld in mehreren sich überlappenden und bewegenden Komponentennetzen berechnet wird (siehe BILD 5). Bei der BLI-Rechnung bestand das Gesamtnetz aus drei Netzblöcken: Rotor 1 (blau), Rotor 2 (rot) sowie dem Gesamtflugzeug (grau).

### 4.2.2. Actuator Disk Rechnung (AD)

uRANS-Rechnungen erfordern eine hohe Rechenleistung. Deshalb wurden Simulationen ebenfalls mit dem Actuator Disk Modell (AD) durchgeführt. Dadurch konnte der Rechenaufwand um zwei Größenordnungen reduziert werden. Die Actuator Disk modelliert den Rotor als Wirkschei-

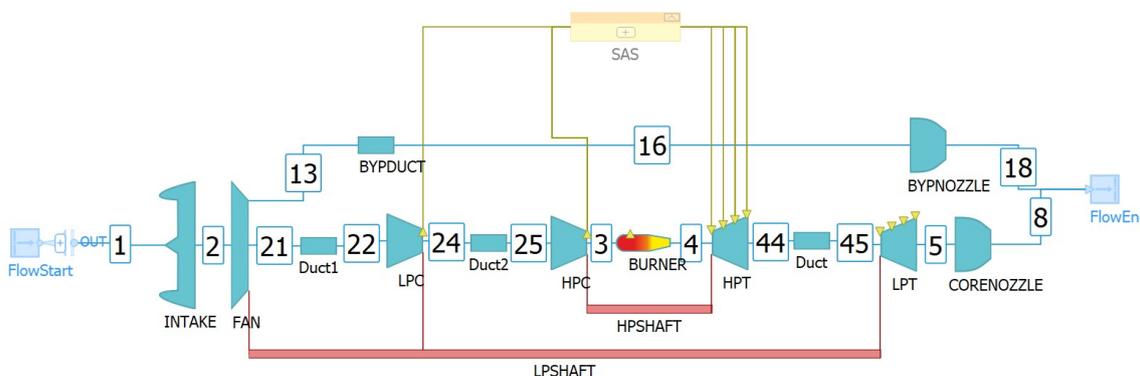


BILD 4. Performance-Modell des Triebwerks [4].

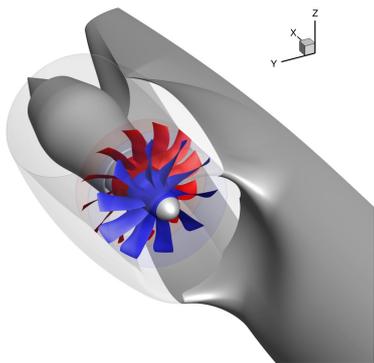


BILD 5. Zusammengesetzte Geometrie des Triebwerkfans für uRANS-Rechnung.

be, die eine sprunghafte Änderung des Strömungszustands erzeugt (siehe BILD 6). Die kürzeren Simulationszeiten bei einer im Vergleich mit den uRANS Ergebnissen nachgewiesenen guten Genauigkeit erlaubten so eine breitere Untersuchung von Testfällen und Konfigurationen.

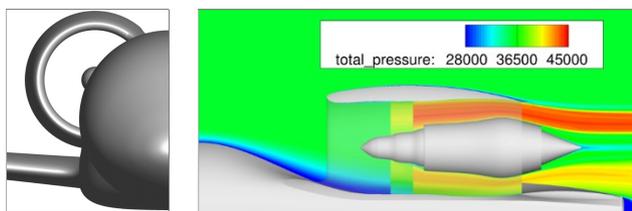


BILD 6. Totaldruckverteilung durch ein BLI-Triebwerk im Reiseflugzustand, AD-Modell, EG = 55%.

### 4.3. BLI-Studie des Gesamtflugzeugs

Im Rahmen des Projekts wurde eine Einbettungsgradstudie durchgeführt, um das BLI-Konzept auf der Gesamtflugzeugebene bewerten zu können [2]. Dabei wurden acht BLI-Konfigurationen mit verschiedenen Einbettungsgraden miteinander verglichen. Das Flugzeug wurde für jede BLI-Konfiguration im Reiseflugzustand schubgetrimmt. Abschließend wurde diese Untersuchung für eine Unterflügelkonfiguration durchgeführt, um einen Vergleich mit konventionellen Flugzeugen herstellen zu können.

#### 4.3.1. Testfälle für Fan-Experimente

Aus der Matrix der mittels TAU simulierten Testfälle wurden zwei Konfigurationen als Vorgabe für die Experimente am Turbofan unter realistischen Triebwerksbedingungen ausgewählt:

- BLI-1: Take-Off, Einbettungsgrad 30%,
- BLI-2: Climb, Einbettungsgrad 15%.

Die aus den CFD-Rechnungen im Fan-Eintritt ermittelten Totaldruckverteilungen sind in BILD 7 dargestellt. Es ist naheliegend, dass die Rotorblätter während einer Drehung in dem inhomogenen Strömungsfeld stark variierende Kräfte erfahren. Dies zeigt, dass bei der Konstruktion von BLI-Flugzeugen ein Hauptaugenmerk auf der Entwicklung störungstoleranter Fans liegen muss.

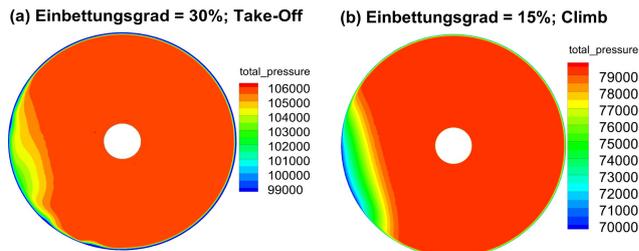


BILD 7. Totaldruckverteilungen der für experimentelle Untersuchungen ausgewählten Testfälle BLI-1 (a) und BLI-2 (b).

#### 4.3.2. Vergleich der benötigten Wellenleistung

BILD 8 zeigt die benötigte Gesamtwellenleistung für die BLI-Konfigurationen sowie die für die Unterflügelkonfiguration im getrimmten Reiseflug. Es zeigt sich, dass die benötigte Wellenleistung mit zunehmendem Einbettungsgrad abnimmt. Für den höchsten Einbettungsgrad EG = 55% beträgt das Leistungseinsparpotential 5,3%. Der Break-even-Punkt in dieser Studie liegt bei EG = 30%. Ein abschließender Vergleich ist jedoch noch nicht möglich, da aerodynamische Verluste aufgrund eines nicht-optimierten Triebwerk-Rumpf-Designs auftraten. Dieser würde eine Optimierung aller BLI-Konfigurationen sowie der Unterflügelkonfiguration erfordern, was außerhalb des Rahmens der aktuellen Studien lag.

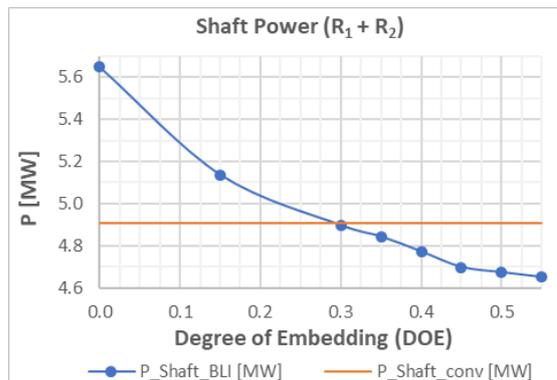


BILD 8. Gesamtwellenleistung von Rotor 1 und Rotor 2.

## 5. MULTIDISZIPLINÄRE UNTERSUCHUNGEN AM TRIEBWERKSFAN-MODELL CRISPMULTI

### 5.1. CRISPMulti-Fan

Die experimentellen Untersuchungen mit BLI-repräsentativen Einlaufstörungen wurden unter realistischen Triebwerksbedingungen am gegenläufig rotierenden Turbofan-Modell CRISPMulti durchgeführt. Der Fan ist in BILD 9 dargestellt und wurde als Demonstrator für eine neuartige Fertigungstechnologie in Leichtbauweise aus Kohlefaserverbundwerkstoff (CFK) hergestellt [5][8]. Er wurde in einem multidisziplinären Prozess gleichzeitig aerodynamisch für einen hohen Wirkungsgrad und strukturell optimiert. Rotor 1 besteht aus 10 Schaufeln und Rotor 2 aus 12 Schaufeln. Der Rotordurchmesser beträgt 1 m bei einem Nabenverhältnis im Interstage-Bereich von 0,32. Für den Auslegungspunkt mit einer

axialen Zuström-Mach-Zahl von 0,69 ergibt sich ein Druckverhältnis von 1,3 bei einem Massenstrom von 159 kg/s. Das Druckverhältnis entspricht einem Bypass-Verhältnis von ca. 16. Der CRISPMulti-Fan wurde am Mehrstufen-2Wellen-Axialverdichterprüfstand (M2VP) erstmalig betrieben und vermessen. Obwohl hierfür ursprünglich nicht konzipiert, wurde der Fan im Rahmen des AGATA<sup>3S</sup>-Projekts unter Grenzschichtsaugungs-Bedingungen eingesetzt und seine diesbezügliche Robustheit untersucht.



BILD 9. Gegenläufig rotierender Turbofan CRISPMulti in CFK-Bauweise.

### 5.2. Versuchstechnik zur Realisierung von Einlaufstörungen

Für eine realitätsnahe Nachbildung der in BILD 7 dargestellten BLI-Testfälle im Einlaufkanal des M2V-Prüfstands wurde die Eignung verschiedener experimentelle Techniken untersucht. Als Vorgabe wurden die Strömungsverteilungen aus den Flugzeugsimulationen auf die Rig-Bedingungen transferiert. In einer systematischen Vorstudie wurden unterschiedliche Lochbleche mit regelmäßiger oder unregelmäßiger Perforation, Siebkombinationen und drei-dimensionale Störkörper an dem in BILD 10 gezeigten Hochgeschwindigkeits-Windkanal vermessen [6]. Als am besten geeignet erwies sich ein perforierter Störzaun.

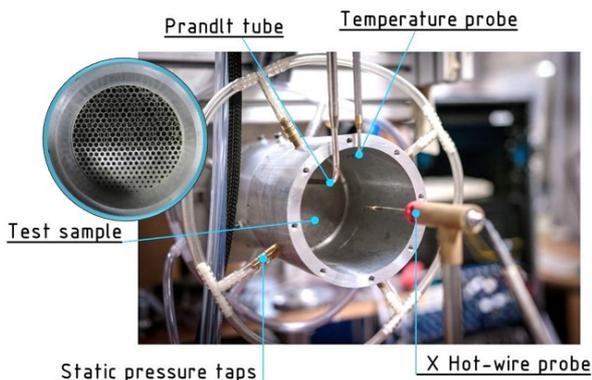


BILD 10. Versuchsanordnung für die Untersuchung verschiedener Techniken zur Erzeugung von realistischen BLI-Strömungsprofilen.

Eine weitere sehr wichtige Anforderung bestand darin, die momentanen sowie im Langzeitbetrieb erzeugten Schaufelbelastungen der CRISPMulti-Rotoren vorab einzuschätzen, um einen sicheren Rigbetrieb zu gewährleisten. Zu dieser Absicherung und um das finale Störgitter-Design zu ermitteln, wurden mehrere Störgitter-Varianten

mit systematisch variierender Perforation numerisch untersucht. BILD 11 zeigt oben das Setup, das zur Berechnung der im Einlaufkanal erzeugten Strömungsverteilungen sowie deren Wirkung auf den Fan unter Einsatz des Turbomaschinen-CFD-Codes TRACE verwendet wurde [7]. Im unteren Teil von BILD 11 sind die von zwei Störzaunvarianten erzeugten Totaldruckverteilungen direkt stromab des Störzauns, in der Ebene E2a des im Experiment verwendeten Totaldruckmesskreuzes (vgl. BILD 14) und in der Eintrittsebene von Rotor 1 dargestellt. Sowohl in den CFD-Rechnungen als auch in den Vorstudien am Windkanal wurde festgestellt, dass am Übergang des Störzauns zur Kanalwand Wirbel entstehen, die zu einer Einschnürung der Strömung führen. Um dies zu verhindern und um die Störung in der Rotoreintrittsebene besser vorhersagen zu können, wurde ein Wabengleichrichter nahe stromab des Störzauns eingesetzt. BILD 12 zeigt ein Foto der Störzaun-Variante IV und des Wabengleichrichters im Fan-Einlauf, die in den Hauptmessungen verwendet wurden. Die maximale Eintauchtiefe des Störzauns betrug 140 mm.

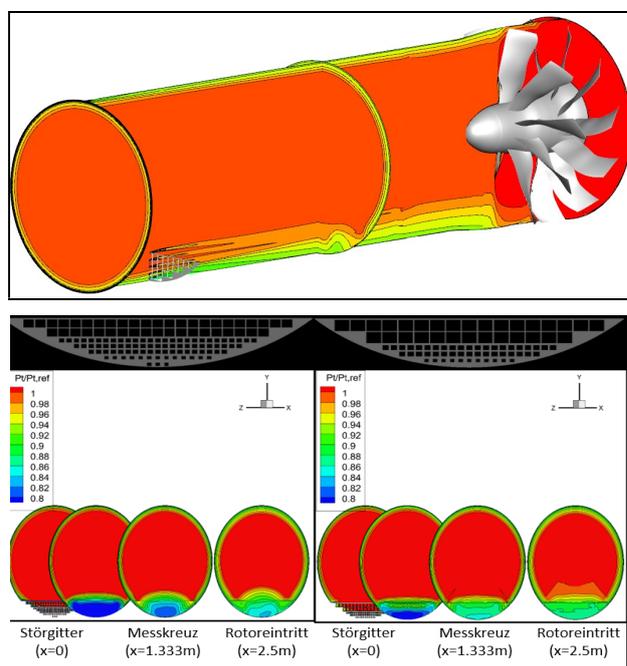


BILD 11. Verschiedene Störzaunvarianten wurden mittels TRACE-CFD-Rechnungen bezüglich ihrer Eignung zur Erzeugung der vorgegebenen Totaldruckverteilungen beurteilt (aus [6]).



BILD 12. Störzaun IV und Wabengleichrichter zur Erzeugung von BLI-Testfällen im Einlauf des CRISPMulti-Fans.

### 5.3. Grenzwerte für Schwingungen und Belastungen der Rotoren in den Tests

Auf Basis der Fan-Simulationen mit eingefahrenem Störzaun wurden Grenzwerte für die Verformungen und Schwingungsanregungen der Rotorschaukeln festgelegt, die mithilfe der in Abschnitt 5.4.2 beschriebenen Messtechnik im Testbetrieb überwacht wurden. Die numerische Bewertung von Schaufelschwingungen aufgrund einer aerodynamischen Anregung erfolgt in der Regel nur für die Schaufelwechselwirkung zwischen Rotor und Stator (bzw. Rotor-Rotor) und dort für die Resonanzstellen der Schaufelwechselfrequenz mit Eigenmoden der jeweils anderen Komponente. Durch die Schaufelanzahl betrifft das i.d.R. Eigenformen mit hohen Eigenfrequenzen, nicht die Grundmoden. Die Betrachtungen von Einlaufstörungen aufgrund von BLI unterscheidet sich hiervon fundamental, da die Störungen mit den Rotorwellenfrequenzen sowie ihren Höherharmonischen auftreten und damit Eigenformen im unteren Frequenzbereich anregen (LEO – Low Engine Order Excitation). Um die Analyse der Anregung dieser niedrigen Modenordnungen auch außerhalb von Resonanzstellen zu ermöglichen wurde eine Methode im Frequenzbereich entwickelt. Mit ihr können unter Verwendung von Frequenzgängen die Schaufelantworten durch Überlagerung der angeregten Moden bestimmt werden. Dieses Verfahren wurde verwendet, um die Anregung der unterschiedlichen Störungsvarianten (vgl. BILD 11) zu bewerten. Sensible Schwingungsmoden der Schaufeln wurden identifiziert und in Korrelation mit den kritischen anregenden aerodynamischen Moden gebracht, in welche die inhomogene Einlaufströmung durch azimutale Fourieranalyse zerlegt wurde [8]. BILD 13 zeigt exemplarisch für Rotor 1 die Schaufelbelastung in Form des inversen Reservefaktors beim Betriebspunkt Cruise. Die kritischen Belastungsstellen sind rot markiert und befinden sich vor allem am Schaufelfuß. Die Analysen waren ausschlaggebend für die finale Auswahl zweier Störzaunvarianten, die einerseits einen sicheren Rotorenbetrieb an ausgewählten Drehzahlen gewährleisten und andererseits signifikante und messbare Effekte am Fan verursachen. Um Beschädigungen der Schaufeln infolge resonanzartig überhöhter Schwingungsanregung bei der Fahrt durch sensible Drehzahlbereiche zu vermeiden, wurde der Störzaun in eine Traversiervorrichtung eingebaut. So konnten die für die Messungen vorgesehenen Testpunkte sicher angefahren werden und der Störzaun erst bei Erreichen der gewünschten Drehzahl vorsichtig sowie unter Kontrolle der Belastungsgrenzwerte schrittweise eingefahren werden.

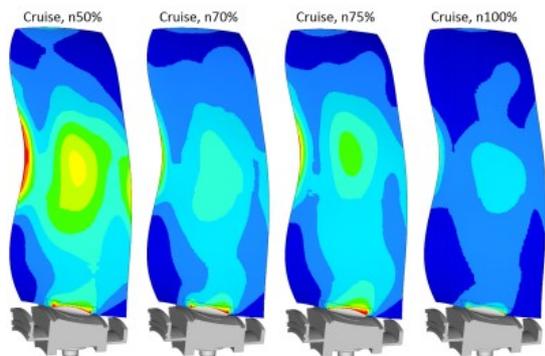


BILD 13. Konturplot des inversen Reservefaktors für Rotor 1 beim Betriebspunkt Cruise (aus [8]).

### 5.4. Messungen am M2V-Prüfstand

Für die Untersuchungen der aerodynamischen, aeroelastischen, strukturmechanischen und aeroakustischen Effekte wurden umfangreiche Instrumentierungen und Messtechniken in verschiedenen Ebenen stromauf, zwischen und stromab der CRISPMulti-Rotoren eingesetzt, siehe auch BILD 12:

- Totaldruckrechen, Totaltemperaturrechen, Grenzschichtkämme,
- 5-Loch Sonden,
- wandbündige Arrays instationärer Drucksensoren (Kulite),
- Hitzdraht-Anemometrie (HD),
- Particle Image Velocimetry (PIV),
- Image Pattern Correlation Technique (IPCT),
- Mikrofonarrays in linien- und ringförmiger Anordnung (MIK).

Alle Instrumentierungen waren an festen Umfangspositionen installiert. Zur Auflösung der umfangsabhängigen Wirkung wurde der Störzaun mittels einer Traverse in Umfangsrichtung verdreht. Ausführlichere Beschreibungen aller Messtechniken sind in [5], [9] und [10] zu finden.

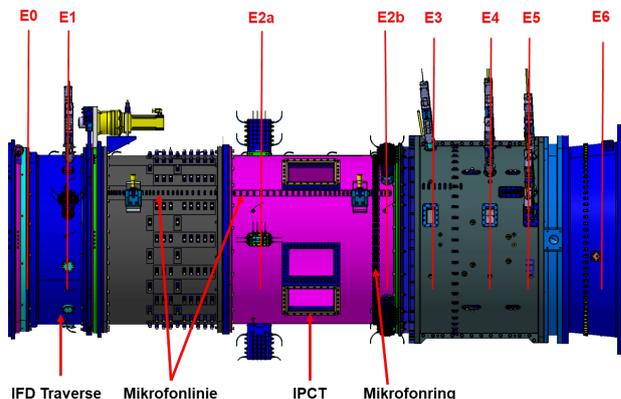


BILD 14. Instrumentierung M2V-Prüfstand, aerodynamische Sonden in Ebenen E0 bis E6, Fenster für optische Messtechniken, linien- und ringförmige Mikrofonarrays.

Mithilfe der räumlich bzw. zeitlich hochauflösenden Messtechniken wurde eine hochqualitative Datenbasis erzeugt. Die Tests wurden im Zeitraum Februar bis Juni 2022 umgesetzt. Die zeitlich aufwändigen Sondermesstechniken (HD, PIV, IPCT, MIK) wurden vorwiegend bei den Drehzahlen von 65%, 85% und 95% auf der Arbeitslinie sowie in einem angedrosselten Betriebspunkt eingesetzt. Zur Vermeidung gegenseitiger Störeinflüsse wurden diese Messtechniken zeitlich aufeinander folgend separat installiert. Eine ausführliche Beschreibung der Messdurchführung ist in [5] dargestellt. Die folgenden Abschnitte geben anhand erster Analyseergebnisse einen illustrativen Eindruck der gemessenen Effekte.

#### 5.4.1. Aerodynamik

In BILD 15 ist exemplarisch die Totaldruckverteilung dargestellt, die sich mit Störzaun IV in der Eintauchtiefe von 120 mm in der Ebene 2a bei einer Drehzahl von 85% eingestellt hat. Sie wurde mit einem Totaldruckmesskreuz gemessen [5]. Diese Totaldruckverteilung und die an

anderen Betriebspunkten gemessenen Verteilungen stehen in guter Übereinstimmung mit den aus der Flugzeugsimulation vorgegebenen Testfällen BLI-1 und BLI-2 (vgl. BILD 7).

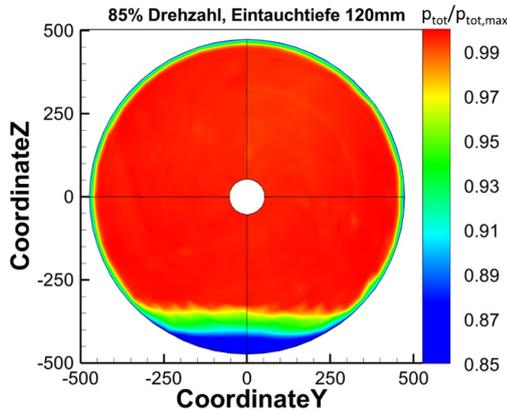


BILD 15. In Ebene E2a gemessene Totaldruckverteilung bei 85% Drehzahl und 120 mm Eintauchtiefe des Störzauns.

Stereoskopische PIV Messungen wurden zur Erfassung der Wirkung des Störzauns auf die Geschwindigkeitsverteilung stromauf des Fans in Ebene E3, in Interstage-Ebene E4 und stromab von Rotor in Ebene E5 erfasst. Die Messfläche hatte ein Maß von 240 mm in radialer und 100 mm in axialer Richtung und war wandnah ausgerichtet, vgl. BILD 16. Rechts im Bild ist ein instantanes Messergebnis in Ebene E3 bei einer relativen Drehzahl von 65% und ohne Störzaun zu sehen. Die noch ausstehenden Auswertungen werden die Geschwindigkeitskomponenten in allen Raumrichtungen sowie eine statistische Analyse ihrer Fluktuationen liefern und damit eine fundierte Analyse der Fan-Aerodynamik ermöglichen.

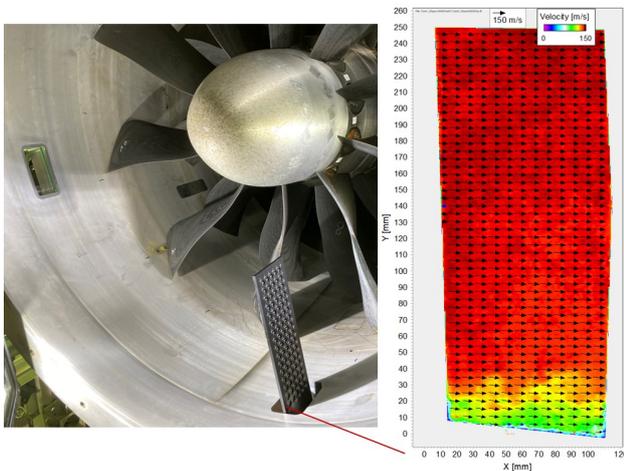


BILD 16. Kalibrierplatte für stereoskopisches PIV der Einlaufströmung stromauf des Rotors 1 sowie instantanes Messergebnis in diesem Messbereich.

Die turbulenten Strömungskomponenten wurden zeitlich und räumlich hoch aufgelöst mit Hilfe von Hitzdraht-Sonden ebenfalls in den Ebenen E3, E4 und E5 gemessen. Aus den Messdaten wurden die Grenzschichtdicke, die Turbulenzverteilung und die RMS-Werte der Strömungsfuktuationen bestimmt [10]. Die turbulente kinetische Energie und das turbulente Längenmaß wurden

mittels eines neu entwickelten Verfahrens ausgewertet [11]. Bild 10 zeigt die radialen Profile der axialen Turbulenzintensität, die in Ebene E3 bei den relativen Drehzahlen von 65% und 85% und variablem Störzaun gemessen wurden. Ohne Störzaun treten hohe Turbulenzintensitäten bis zu 12% innerhalb der Wandgrenzschicht auf und liegt die Turbulenzintensität außerhalb der Wandgrenzschicht bei Radien  $r > 50\text{mm}$  unterhalb von 1%. Durch Einführung des Störzauns wächst die Turbulenzintensität im Bereich der aufgedickten Grenzschicht stark an. Dies ist von großer Bedeutung für die breitbandige Geräuschquelle, die aus der Interaktion der Einlaufstörung mit den Rotoren resultiert. Vergleichbare Analysen werden zur Bewertung der Geräuschregung durchgeführt, die aus der Interaktion der Turbulenz in den Rotor 1-Nachläufen mit Rotor 2 resultiert.

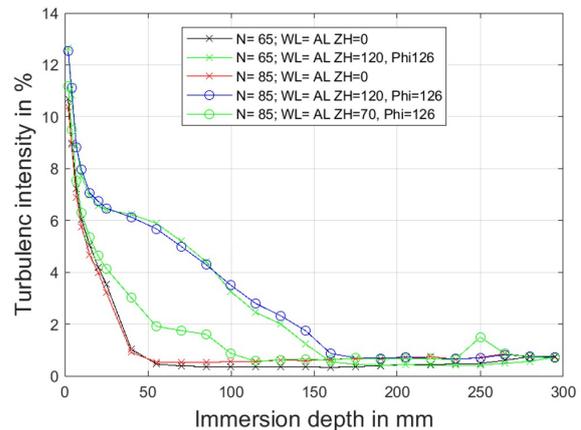


BILD 17. Einfluss der Störzaunhöhe (ZH) auf die axiale Komponente der Turbulenzintensität in der Einlaufströmung bei zwei Drehzahlen auf der Arbeitslinie (AL).

#### 5.4.2. Aeroelastik und Strukturmechanik

Zur punktuellen Überwachung und späteren Analyse von Schaufelverformungen wurden Dehnungsmessstreifen (DMS) auf der Druckseite einiger Schaufeln von Rotor 1 und Rotor 2 implementiert, für eine Überwachung der Rotorspalthöhe ein Spaltmesssystem verwendet sowie zur Überwachung und Analyse von Schaufelschwingungen ein berührungsloses Schaufelschwingungsmesssystem (BSSM) von MTU Aero Engines eingesetzt [5].

Eine umfassendere Analyse der Schaufelverformungen ermöglichte die Image Pattern Correlation Technique [11]. Mit dieser optischen Messtechnik, deren Aufbau am M2VP in BILD 18 dargestellt ist, wurden sowohl Blattspitzenverschiebungen, Verschiebungen am Schaufelfuß als auch die flächige Deformation einer Schaufel von Rotor 1 aufgelöst.

Da es sich schon vor der Messung abzeichnete, dass die DMS-Daten für die Auswertung der Schwingungsantworten nicht zur Verfügung stehen würden, wurde das Messprogramm für IPCT ausgeweitet. Durch das Verdrehen des Störzauns wurde die Schwingungsantwort einer Schaufel in Abhängigkeit von ihrer relativen Lage zur Einlaufstörung erfasst. BILD 19 zeigt in einer ersten Auswertung den Deformationsorbit, d.h. den Weg eines Schaufelpunkts über einen Umlauf mit Störung. In den

folgenden geplanten Analysen sollen zusätzlich die BSSM-Daten herangezogen werden, um die Ergebnisse der unterschiedlichen Messverfahren zu vergleichen und Validierungsdaten für numerisch ermittelte Schwingungsantworten zu erzeugen. In einem ersten Schritt wurden die statischen Verschiebungen der axialen und azimuthalen Tip-Komponente ermittelt und mit numerischen Ergebnissen verglichen [9].

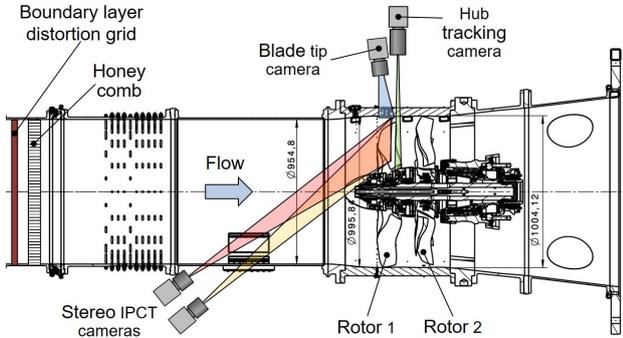


BILD 18. Image Pattern Correlation Technique zur Detektion von Schaufelverformungen [11].

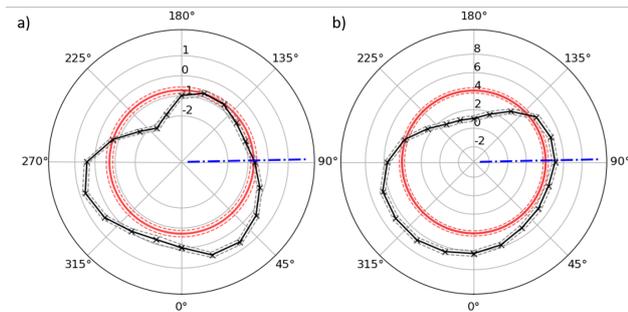
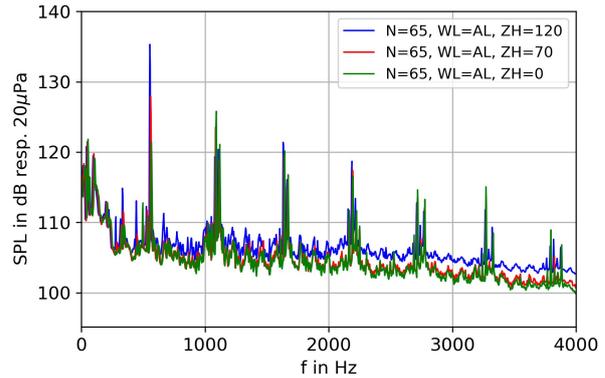


BILD 19. Mittlere Axial- (a) und Umfangskomponente (b) einer Blattspitzenauslenkung für verschiedene Umfangspositionen des Störzauns (schwarze Kurve) sowie ohne Störung (rote Kurve) bei 85% der Nenndrehzahl, gemessen mit IPCT an Rotor 1 des CRISPMulti-Fans [11].

### 5.4.3. Aeroakustik

Die Schallanregung des CRISPMulti-Fans wurde räumlich hochauflösend durch Mikrofonarrays im Einlaufkanal und im Austritt sowie zur Einschätzung der Fernfeldabstrahlung in der reflexionsarm ausgekleideten Beruhigungskammer vermessen [10]. BILD 20 zeigt exemplarisch Autoleistungsspektren, die im Einlauf mit dem in BILD 14 gekennzeichneten Mikrofonring bei der relativen Drehzahl von 65% auf der Arbeitslinie gemessen wurden, d.h. nahe des aus Zertifizierungssicht relevanten Approach-Betriebspunkts. Ohne Störzaun dominieren tonale Komponenten, die auf die Interaktion der Rotor 1-Nachläufe mit Rotor 2 zurückgehen. Mit Einführung des Störzauns werden diese Komponenten etwas abgesenkt. Hingegen wird der Schaufelton des ersten Rotors bei der Blattpassierfrequenz durch die inhomogene Strömung um etwa 8 dB bzw. 15 dB auf ein den Gesamtpegel bestimmendes Niveau verstärkt. Ebenfalls signifikant verstärkt wird das Breitbandgeräusch, was mit der stark erhöhten Turbulenz in der Einlaufströmung in Verbindung gebracht werden

kann, vgl. BILD 17.



Eine detaillierte Analyse wird durch Anwendung zyklomotorischer Analyseverfahren ermöglicht. Mit deren Hilfe lassen sich die Schallfeldkomponenten separieren, die unterschiedlichen Entstehungsmechanismen an Rotor 1, Rotor 2 bzw. der Rotor1-Rotor2-Interaktion zugeordnet sind. BILD 20 zeigt die durch Rotor 1 bei den ersten acht Harmonischen der Blattpassierfrequenz (BPF) angeregten Schaufeltöne. Für eine Analyse der Abhängigkeiten von den maßgeblichen aerodynamischen Größen ist eine Modenzerlegung der Schallfeldkomponenten sowie eine Nachrechnung und Interpretation der Testfälle mittels physikbasierter Modelle geplant.

BILD 20. Einfluss der Störzaunhöhe (ZH) auf die Geräuschanregung des CRISPMulti-Fans nahe des Approach-Betriebspunkts (aus [10]).

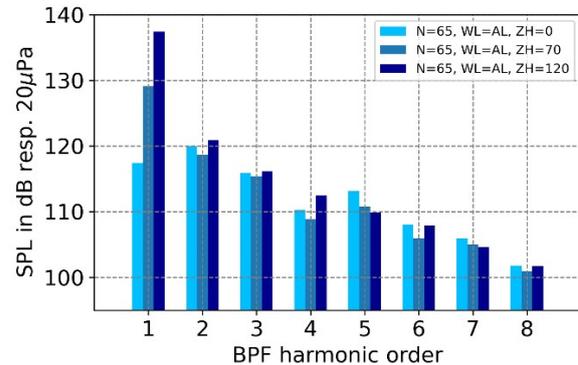


BILD 21. Pegel der durch Rotor 1 angeregten Schaufeltöne in Abhängigkeit der Zaunhöhe (ZH) nahe des Approach-Betriebspunkts (aus [10]).

## 6. VERTIEFUNGSTUDIEN ZU AEROAKUSTISCHEN EFFEKTE

### 6.1. Mechanismen der Fanschallentstehung

Für ein vertieftes Verständnis der Schallentstehungsmechanismen und um die Wirkung von Einlaufstörungen auf eine Rotor-Stator-Konfiguration zu untersuchen wurden umfangreiche Experimente am Aeroakustik-Fan-Prüfstand CRAFT (Co/Counter Rotating Acoustic Fan Test rig) durchgeführt. Der verwendete Fan besitzt 18 Rotor-Blätter und 21 Stator-Schaufeln. Er wurde mit dem Ziel eines möglichst stabilen Arbeitsbereichs auf einer Drehzahllinie mit möglichst geringen Totaldruckverlusten designet. Die Kanalstrecke hat einen Durchmesser von 453.6 mm. Mit

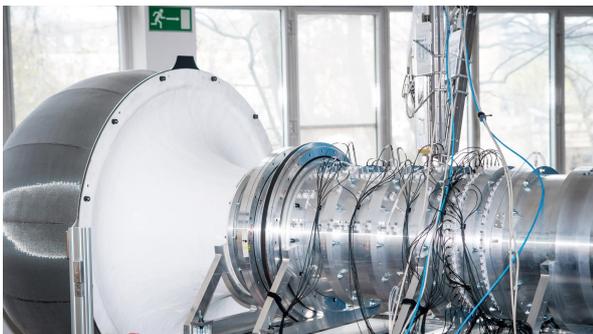


BILD 22. Einlaufstrecke des Fan-Prüfstands CRAFT mit Inflow Control Device, Bellmouth, Störkörpersektion, Mikrofonarrays und Radialtraversen für Hitzdrahtsonden (von links nach rechts).

dieser Konfiguration wird bei der maximalen Drehzahl von 4500 U/min ein Massenstrom von bis zu 9 kg/s erreicht.

Ähnlich zu den Untersuchungen am CRISPMulti-Fan wurden Einlaufstörungen erzeugt, deren Strömungsprofile sich an Profilen von Triebwerks-Grenzschicht-einsaugungen bei verschiedenen Einbettungsgraden orientieren. Eine systematische Variation der Störungscharakteristiken wurde durch verschiedene Lochbleche in Kombination mit einem Wabengleichrichter realisiert. BILD 22 zeigt die instrumentierte Einlaufseite des Prüfstands, an dem ein Inflow Control Device zur Gewährleistung einer störungsarmen Grundströmung installiert ist. Umfangreiche aerodynamische und akustische Messungen lieferten hochauflösende Informationen, die für eine Korrelationsanalyse der Fanschallquellen mit den maßgeblichen aerodynamischen Größen ausgewertet wurden.

Ein Schwerpunkt lag auf der Analyse der breitbandigen Schallanregung. Die erhöhte Turbulenzintensität  $Tu$  in der Einlaufstörung, sowie das inhomogenen Strömungsprofil führen zu einer deutlichen Pegelerhöhung der abgestrahlten breitbandigen Schalleistung. In BILD 23 ist dieser Zusammenhang dargestellt. Es lässt sich für alle Lieferzahlen eine systematische Abhängigkeit von der DC60-gewichteten Turbulenzintensität feststellen (DC: distortion coefficient). Weitere Details zu den Experimenten und Ergebnissen werden von Klähn et al. vorgestellt [13].

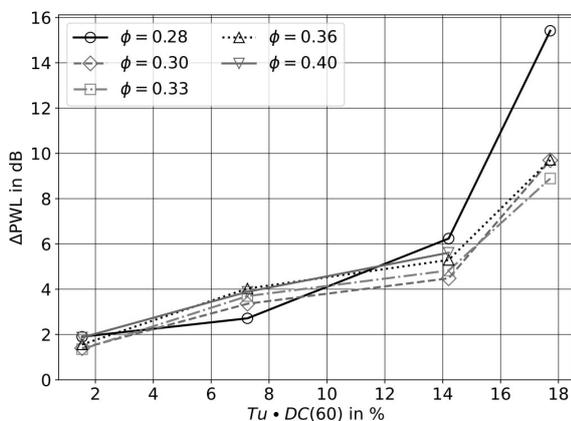


BILD 23. Leistungspegelzunahme des Fanbreitbandgeräuschs in Abhängigkeit der DC60-gewichteten Turbulenzintensität.

Die Validierung von Vorhersagewerkzeugen ist ein weiteres wichtiges Ziel des Projektes. Das physikbasierte analytische Vorhersageverfahren PropNoise ermöglicht die zuverlässige Vorhersage der wichtigsten Fan-Schallquellenmechanismen [15]. BILD 24 zeigt beispielhaft das Ranking der wichtigsten stromauf abgestrahlten Breitbandlärmquellen in Abhängigkeit der Lieferzahl für eine ungestörte Grundströmung: Rotor-Stator-Interaktion (RSI), Interaktion der Einlaufstörung mit Rotor und Stator sowie Hinterkantenlärm (TE) von Rotor und Stator [14]. Mit der analytischen Modellierung der Auswirkung von Einlaufstörungen auf die Fanschallquellen hat sich Stagat beschäftigt [15]. Diese ist weitaus komplexer, da keine Umfangssymmetrie ausgenutzt werden kann. Die Modelle werden in Folgestudien zur Nachrechnung der CRAFT-Experimente verwendet und ermöglichen dadurch eine weitergehende Interpretation der Zusammenhänge zwischen den verschiedenen Schallanregungsmechanismen und den Charakteristiken der gestörten Strömung.

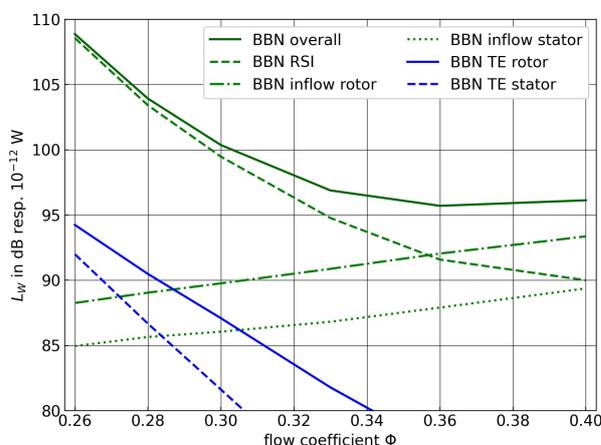


BILD 24. Modellierung der stromauf abgestrahlten Schalleistung verschiedener Breitbandlärmquellen für den CRAFT-Fan. Betrieb ohne Einlaufstörungen bei 4500 U/min und mit verschiedenen Lieferzahlen  $\Phi$ .

## 6.2. Schallabstrahlung aus teilversenkten Einläufen

Grundlage für die Bewertung der Schallabstrahlung aus dem Triebwerk ist ein Validierungsexperiment, welches die Mechanismen der Schallabstrahlung aus einem teilversenkten Einlass nachbildet. Das Prinzipexperiment besteht aus einem auf einer Platte angebrachten Strömungskanal, welcher durchströmt wird. Der Aufbau wurde im Windkanal DNW-NWB vermessen und ist in BILD 25 mit Blick in Strömungsrichtung zu sehen. Bei angeschalteter Strömung baut sich entlang der ebenen Platte eine Grenzschicht auf und trifft dann auf den Einlass des Strömungskanals. Innerhalb des Kanals wird durch einen Lautsprecher Schall erzeugt, welcher generisch für Triebwerksschall steht. Der Schall läuft aus dem Strömungskanal hinaus und interagiert unter anderem mit der ankommenden Grenzschicht. Stromauf des Strömungskanals wird der austretende Schall mit einer Mikrofontraverse vermessen. Das Experiment ist so konzipiert, dass es einfach durch numerische Methoden nachzuvollziehen ist und so zur Validierung dienen kann. Details und Variationen sowie die Messergebnisse sind in [17] beschrieben.



BILD 25. Versuchsaufbau am DNW-NWB zur Untersuchung der Schallabstrahlung aus teilversenkten Einläufen.

In Folge wurden die im Prinzipexperiment validierten Methoden auf das TuLam-Flugzeug mit eingebetteten Triebwerken angewendet. Die Schallabstrahlung des CRISP-multi-Fans wurde dabei mittels der Modelle von Staggat [16] abgeschätzt und dann durch verschiedene CAA-Methoden bis ins Fernfeld propagiert. Im Triebwerks-Nahfeld werden dabei volumenauflösende Verfahren verwendet, welche in der Lage sind, Grenzschichteffekte sowie die lokal auftretende Übergeschwindigkeit zu berücksichtigen. Ein Beispiel für eine solche Lösung ist in BILD 26 gezeigt. Zu sehen ist eine Momentaufnahme des Schalldrucks im Bereich des Triebwerkeinlasses für Einbettungsgrade von 15% und 55%. Man kann erahnen, dass in der schwach eingebetteten Variante (EG15) die Schallemission aus dem Triebwerk größer ist.

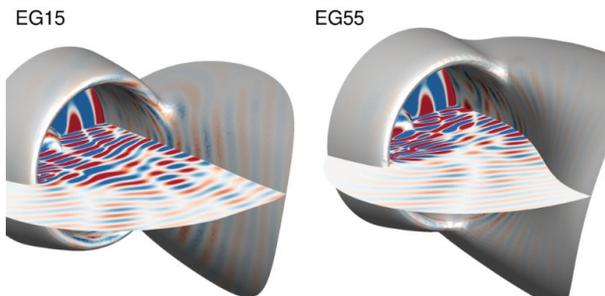


BILD 26. Einfluss des Einbettungsgrads (EG) auf die Schallausbreitung im Triebwerkseinlauf.

Randelementverfahren dienen im zweiten Schritt für eine ressourcentechnisch effiziente Berechnung des Schalls am Boden. Diese Methoden können nicht in Triebwerksnähe angewendet werden, da sie darauf angewiesen sind, dass Grenzschichten und lokale Strömungseffekte keine dominante Rolle mehr spielen. BILD 27 zeigt den Schalldruckpegel für eine Frequenz von ca. 600Hz. Offensichtlich erreicht in der schwach eingebetteten Variante (EG15) wesentlich mehr Schall den Boden. Das aktuelle Ergebnis ist jedoch mit Vorsicht zu betrachten, da am Fan die gleiche Schallabstrahlung für beide Einbettungsgrade angenommen wurde. Genaugenommen ist es nötig, die Wirkung der vom Einbettungsgrad abhängigen Strömungsstörung auf die Schallerzeugung zu berücksichtigen. Genauere Details bezüglich der Methodik sind in [18] beschrieben.

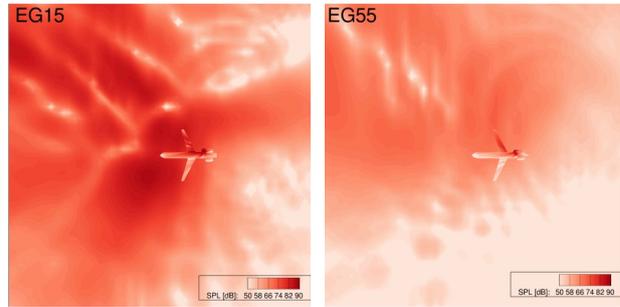


BILD 27. Einfluss des Einbettungsgrads (EG) auf die zum Boden abgestrahlte Schalldruckverteilung.

## 7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Das Projekt AGATA3S ist darauf ausgelegt, mit Hinblick auf die Entwicklung moderner Triebwerke und auf den Entwurf zukünftiger Verkehrsflugzeuge, in denen das Triebwerk in den Flugzeugrumpf integriert ist, zweierlei Bedarfe abzudecken: (1) Für die Ableitung universeller Designregeln und Entwurfsverfahren wird eine Datenbasis erstellt, welche die vielfältigen Auswirkungen von Grenzschichteinsaugung auf den Triebwerksfan in Abhängigkeit der Gestaltung von Flugzeugzelle und Triebwerksinstallation detailliert beschreibt. (2) Zur fundierten Absicherung von zukünftigen Designs werden Berechnungsverfahren bezüglich Grenzschichteinsaugung eingehend validiert.

Das Potential der Grenzschichteinsaugung wird für die Verkehrsflugzeugkonfiguration TuLam mit extrem rumpfnaher Heckinstallation des Triebwerks untersucht. Mittels CFD-Simulationen wurden realistische Vorgaben für experimentelle Untersuchungen am Turbofan-Modell CRISP-multi erarbeitet, welches unter realistischen Triebwerksbedingungen am Verdichterprüfstand M2VP betrieben wurde. BLI-Strömungsprofile wurden im Einlauf des Fans mittels sorgfältig optimierter Störzäune erzeugt und ihre aerodynamischen, aeroelastischen, strukturellen und aeroakustischen Wirkungen auf den Fan mittels hochauflösender Messfahren umfassend vermessen. Ergänzende experimentelle Studien wurden am Laborfan-Prüfstand CRAFT zur detaillierten Untersuchung der Schallentstehungsmechanismen an einer Rotor-Stator-Stufe durchgeführt sowie an einer generischen teilversenkten Triebwerkeinlaufgeometrie im Windkanal DNW-NWB, um Brechungseffekte beim Durchgang von Schallwellen durch das Grenzschichtsystem zu analysieren. Erste Messergebnisse zeigen signifikante Effekte und geben einen Eindruck der erstellten hochqualitativen Datenbasis.

Zukünftige Arbeitspunkte bestehen in der vertieften Auswertung der umfangreichen Datenbasis und in der fachübergreifenden Bewertung der Vor- und Nachteile der Grenzschichteinsaugung für das gewählte Fan- und Flugzeugkonzept. Darin eingeschlossen sind die Auswirkungen der Grenzschichteinsaugung u.a. auf die Kennfeldcharakteristik, den Engine Cycle und die Leistungsanforderung des Triebwerks sowie die Schaufelanregungscharakteristiken, die Betriebsfestigkeit und Lebensdauer der Schaufelstrukturen. Weiterhin wird bilanziert, inwieweit die zusätzliche Fanlärmregung durch positive Schallabschattungseffekte infolge der Triebwerkseinbettung kompensiert wird.

**Kontaktadresse:**

ulf.tapken@dlr.de

**8. SCHRIFTTUM**

- [1] A. Seitz, A. Hübner, K. Risse (2019): The DLR TuLam project: design of a short and medium range transport aircraft with forward swept NLF wing. CEAS Aeronautical Journal, 11 (2), Seiten 449-459. Springer. doi: 10.1007/s13272-019-00421-1. ISSN 1869-5582
- [2] A. Vinz, A. Raichle (2022): Investigation of the Effects of BLI Engine Integration on Aircraft Thrust Requirement. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, DLRK 27.-29.9.2022 in Dresden.
- [3] H. Grieb (2013): Projektierung von Turboflugtriebwerken. Springer-Verlag, 2013
- [4] S. Reitenbach, M. Vieweg, R.G. Becker, C. Hollmann, F. Wolters, J. Schmeink, T. Otten, M. Siggel (2020): Collaborative Aircraft Engine Preliminary Design using a Virtual Engine Platform, Part A: Architecture and Methodology. In: AIAA Scitech 2020 Forum. AIAA SciTech Forum 2020, 06.-10. Jan. 2020, Orlando, USA. ISBN 978-162410595-1, <https://elib.dlr.de/134141/>
- [5] T. Lengyel-Kampmann, J. Karboujian, R. Schnell, P. Winkelmann (2022): Experimentelle Untersuchung an einem in Leichtbauweise ausgelegten, effizienten, gegenläufigen Fan mit und ohne Grenzschichteinsaugung. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, DLRK 27.-29.9.2022 in Dresden.
- [6] C. Röpenack, R. Meyer (2020): "Auslegung und Analyse von verstellbaren Störkörpern zur experimentellen Nachbildung variabler Einlaufstörungen von turbulenten Wandgrenzschichten", DLR Interner Bericht, DLR-IB-AT-BC-2020-44
- [7] B. Kajasa, T. Lengyel-Kampmann, R. Meyer (2022): Numerical and Experimental Design of a radial displaceable Inlet Distortion Device. ISABE 2022, paper 228
- [8] F. Eichner, J. Belz, P. Winkelmann, R. Schnell, T. Lengyel-Kampmann (2019): Prediction of aerodynamically induced blade vibrations due to boundary layer ingestion. Proceedings of 13th European Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics & Thermodynamics ETC13, April 8-12, 2019; Lausanne, Switzerland. Paper ETC2019-370
- [9] F. Eichner, P. Winkelmann, J. Klinner, P.-B. Ebel, J. Belz (2022): Vorhersage und Messung von aerodynamisch induzierten Schaufeldeformationen für einen gegenläufigen Fan mit hochflexibler CFK-Beschauflung. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, DLRK 27.-29.9.2022 in Dresden.
- [10] R. Meyer, U. Tapken, L. Klähn, M. Behn, A. Rudolphi (2022): Experimentelle Untersuchung der Auswirkung von Grenzschichteinsaugung auf die Zuströmturbulenz und die Aeroakustik des gegenläufigen Fan-Modells CRISPMulti. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, DLRK 27.-29.9.2022 in Dresden.
- [11] L. Caldas, C. Kissner, M. Behn, U. Tapken, R. Meyer (2021): Comparison of techniques for the estimation of flow parameters of fan inflow turbulence from noisy hotwire data; Journal Fluids 2021, 6, 372. <https://doi.org/10.3390/fluids6110372>
- [12] J. Klinner J., M. Schroll, T. Lengyel-Kampmann, J. Belz, F. Eichner, P. Winkelmann, C. Willert (2022): Measurement of Aerodynamically Induced Blade Distortion on a Shrouded Counter-Rotating Prop-Fan. 20th International Symposium on Application of Laser and Imaging Techniques to Fluid Mechanics, 11.-14. Jul. 2022, Lisbon, Portugal. <https://elib.dlr.de/187566/>
- [13] L. Klähn, L. Caldas, R. Meyer, A. Rudolphi, A. Moreau, U. Tapken (2022): Experimentelle Untersuchung der Auswirkung von Einlaufstörungen auf die Aeroakustik einer Rotor-Stator-Konfiguration am Fan-Prüfstand CRAFT. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, DLRK 27.-29.9.2022 in Dresden.
- [14] L. Klähn, A. Moreau, L. Caldas, U. Tapken (2022): Assessment of in-duct fan broadband noise measurements in a modern low-speed test rig. International Conference on Fan Noise, Aerodynamics, Applications and Systems, 27.-29.6.2022 in Senlis, Frankreich
- [15] A. Moreau (2017): A unified analytical approach for the acoustic conceptual design of fans of modern aeroengines. PhD Thesis. Technical University Berlin, 2017. DLR research report DLR-FB-2017-56
- [16] M. Staggat (2021): Modellierung und Prognose des Grenzschicht-Rotor-Interaktionsschalls für integrierte Triebwerke. Dissertation, Technische Universität Berlin.
- [17] Mößner, J. Delfs, M. Pott-Polenske (2022): Experimental wind-tunnel results for radiation of sound from semi-buried ducts. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, DLRK 27.-29.9.2022 in Dresden.
- [18] J. Delfs, M. Mößner, S. Proskurov, R. Ewert (2022): Extension of the concept of Ffowks-Williams and Hawkings type wave extrapolation to non-trivial flow effects and exterior surfaces. International Journal of Aeroacoustics