

# Adaptierung einer Triebwerkversuchsanlage für die Inbetriebnahme eines MEE (More Electric Engine) Demonstratortriebwerks

**Stefan Bindl, Bastian Muth,  
Thomas Rottmann, Reinhard Niehuis**

Institut für Strahlantriebe, Universität der Bundeswehr München  
Werner-Heisenberg-Weg 39  
85577 Neubiberg, Deutschland  
Email: [stefan.bindl@unibw.de](mailto:stefan.bindl@unibw.de)

## ABSTRACT

*Im Zuge der Reduktion unterschiedlicher Versorgungssysteme in Flugzeugen soll eine Konzentration hin zu elektrischen Verteilernetzen und Aktuatoren, auch unter der Bezeichnung More Electric Aircraft (MEA) bekannt, erfolgen. Dadurch sollen eine Gewichtsersparnis sowie die Deckung des schon jetzt kontinuierlich steigenden Energiebedarfs realisiert werden. Mit der Einsparung konventioneller Technologien, wie z.B. hydraulischer Systeme, müssen deren Aufgaben durch elektrische Aktuatoren übernommen werden. Der Energieerzeugung durch das Flugtriebwerk und der damit verbundenen zusätzlichen Leistungsentnahme kommt hierbei eine zentrale Rolle zu. Sowohl die dafür benötigten Geräte als auch die Generatoren zur Bereitstellung der notwendigen elektrischen Leistung gilt es zu entwickeln oder bereits bestehende Technologien auf das System Triebwerk zu adaptieren.*

*Am Institut für Strahlantriebe der Universität der Bundeswehr München werden Versuche zu Forschungszwecken mit unterschiedlichen Turbostrahltriebwerken in einem Hallenprüfstand durchgeführt. In naher Zukunft sollen hier die ersten Versuche mit einem modernen Turbojettriebwerk, welches als Versuchsträger für die Erforschung von More Electric Engine (MEE) Komponenten dienen soll, anlaufen. Um dieses Aggregat sicher und störungsfrei auf der bestehenden Triebwerkversuchsanlage betreiben zu können, ist eine Vielzahl vorbereitender Tätigkeiten unabdingbar.*

*Ziel der Arbeit ist es einen voll funktionstüchtigen Triebwerksprüfstand inklusive eines modernen Versuchsträgers für Forschungsthemen auf dem Gebiet des More Electric Engine zur Verfügung zu stellen. Die hierzu notwendigen Systemanpassungen zur mechanischen und aerodynamischen Integration des Versuchsträgers werden beschrieben und das Potential der Anlage dargestellt.*

### Symbole

$D$	[mm]	Durchmesser
$F$	[kN]	Schub
$\dot{m}$	[kg/s]	Massenstrom
$N$	[U/min]	Drehzahl
$\mu$	[-]	Zumischverhältnis (Entrainment Ratio)
$\Pi$	[-]	Druckverhältnis

### Indizes

prim	primär
sek	sekundär

### Abkürzungen

AIP	Aerodynamical Inlet Plane
ATSM	Air Turbine Starter Motor
BPR	Nebenstromverhältnis ByPass Ratio

CFD	Computational Fluid Dynamics
DECU	Digital Engine Control Unit
HALE	High Altitude Long Endurance
HDV	Hochdruckverdichter
INA	International Norm Atmosphere
MALE	Medium Altitude Long Endurance
MEA	More Electric Aircraft
MEE	More Electric Engine
MexJET	More Electric eXperimental Jet Engine Test Vehicle
NDV	Niederdruckverdichter
NI	National Instruments
PDU	Power Distribution Unit
PTO	Power Take-Off
SSPC	Solid State Power Control
TVA	Triebwerkversuchsanlage
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UCAV	Unmanned Combat Aerial Vehicle

## EINLEITUNG

Der Energieverbrauch eines Flugzeuges ist im Laufe der Jahre stetig angestiegen. Ursache für den Anstieg, sind die wachsenden Ansprüche an Sicherheit, Umweltverträglichkeit und Komfort. Um weitere Neuerungen in der Luftfahrt einzubringen, müssen neue Konzepte entwickelt werden, mit deren Hilfe die geforderten Ansprüche erfüllt werden. Ein Konzept, das in Zukunft zum Standard avancieren soll, ist das All Electric Aircraft. Um dieses hochgesteckte Ziel zu erreichen geht man vorab den Schritt des More Electric Aircraft, bei dem einzelne Subsysteme auf eine elektrische Infrastruktur portiert werden sollen. Grundgedanke dieses Konzeptes ist es, unter anderem die Missionsperformance zu verbessern, Verfügbarkeit und Zuverlässigkeit zu steigern und damit auch die Betriebskosten zu reduzieren. Nach [7] ist auch eine Gewichtersparnis mittels diesen Konzeptes umsetzbar, was im zivilen den Ertrag und bei militärischen Systemen die Leistung steigern würde.

Umgesetzt wurden Teile dieses Konzepts bereits bei der Airbus A380 oder der Lockheed Martin F35 Joint Strike Fighter. So verfügt die A380 bereits über ein auf SSPC basierendes sekundäres Energieverteilungssystem. Potter und Furmanski [15] beschreiben, dass gerade dezentrale Systeme ein hohes Potential hinsichtlich Sicherheit, Zuverlässigkeit und Wartbarkeit haben. Besondere Möglichkeiten sehen sie dabei eben bei dem sekundären Verteilersystem, welches kleine und mittlere Verbraucher bis 20A versorgt. Grund hierfür dürfte sein, dass ein Großteil aller an Bord befindlicher Systeme in diese Kategorie fällt. Zudem bietet eine derartige Infrastruktur erhebliche Vorteile bei der Diagnostik und Fehlerbehebung, es erhöht die Flexibilität Änderungen oder Upgrades vorzunehmen und ermöglicht ein völlig neues Lastmanagement.

Da viele Systeme an Bord eines Flugzeugs speziellen Aufgaben zugeteilt sind und nur für diese genutzt werden, entstehen zeitliche Abschnitte in denen Systeme keine Aufgaben übernehmen. Das bedeutet, dass ein System keine aktiven Prozesse ausführt oder nur passiv an aktiven Prozessen beteiligt ist. Alle Systeme die gleichzeitig Aktionen ausführen, benötigen gemeinsam eine gewisse Energiemenge, die das begrenzende Maß darstellt. Gelingt es den Energiehaushalt eines Fluggerätes zu kontrollieren und effektiv zu beeinflussen, kann die benötigte Energie deutlich vermindert werden. Außerdem bietet die auf Intervalle begrenzte Nutzung einzelner Systeme die Möglichkeit dieselben Kontrolleinheiten zu nutzen, was zu einer Einsparung an Bauteilen und damit geminderten Wartungskosten führt.

Eine derartige Umstrukturierung des Energiekonzeptes eines Fluggeräts nach den geltenden Richtlinien der Luftfahrtindustrie erfordert zunächst die Bereitstellung einzelner elektrischer Komponenten. Inwieweit diese als Gesamtsystem miteinander verknüpft und interagieren könnten wird in [6] dargestellt. In der militärischen Luftfahrt bietet das MEA-Konzept ebenfalls ein gewisses Po-

tential. Pearson [14] gibt einen Abriss über die Möglichkeiten zur Nutzung in diesem Bereich. Hier stehen bevorzugt UAVs und UCAVs im Vordergrund. Eine derartige Anwendung für More Electric Systeme ergibt sich aus den Einsatzszenarios, den Missionsprofilen (HALE und MALE Missionen) und der Größe dieser Fluggeräte.

Boeing bringt mit der 787 ein völlig neuartiges Fluggerät auf den Markt, das sich in weit größerem Maße sowohl bei den verwendeten Materialien als auch beim Energiekonzept von bekannten Mustern unterscheidet [13]. Dies betrifft nicht zuletzt auch die für den Antrieb gewählten Triebwerke dieses Flugzeugs.

Die konsequente Umsetzung des MEA bedeutet daher eine neue Ausrichtung der Antriebsaggregate. Zum einen wird eine deutlich größere Menge elektrischer Energie benötigt und zum anderen fallen herkömmliche Systeme, wie Pneumatik oder Hydraulik, weg. Das Konzept des More Electric Engine soll diesen Anforderungen gerecht werden [11]. Zunächst gilt es mit geeigneten Generatoren die geforderte elektrische Leistung bereitzustellen. Es bietet sich an, aus Gründen der Verfügbarkeit über den gesamten Flugbereich, die Leistungsentnahme auf zwei Generatoren auf beiden Wellen zu verteilen. Hierdurch kann durch intelligentes Lastmanagement Rücksicht auf die jeweilige Triebwerksperformance genommen werden [7]. Des Weiteren ist vorgesehen auch das Triebwerk auf die neuen Standards zu adaptieren und ebenfalls elektrische Subsysteme zu installieren. Im Zuge dieser Anpassung ändert sich das Arbeitsverhalten solcher Triebwerke. Hier ist z.B. das Konzept des „Bleedless Engine“ zu nennen, der durch den Wegfall von Pneumatiksystemen keinen „Customer Bleed Port“ mehr besitzt. Auswirkungen auf z.B. das Verdichterdesign sind die Folge. Skibin [17] beschreibt einen, zu diesem Zweck eingerichteten, Triebwerkprüfstand, an dem elektrisch angetriebene Komponenten, wie eine Kraftstoffpumpe oder ein Aktuator zur Leitschaukelverstellung, untersucht werden. Ziel ist es zunächst die einzelnen für ein MEE entwickelten Bauteile auf ihre Zuverlässigkeit und Leistungsfähigkeit hin zu beurteilen. In einem weiteren Schritt müssen diese Teilsysteme an einem Demonstratortriebwerk zusammengeführt und das Gesamtsystem charakterisiert werden. Hierzu ist es zweckmäßig das Triebwerk in eine More Electric Struktur einzubinden.

Im Rahmen des Kompetenzzentrums More Electric Engine der MTU Aero Engines GmbH, dem das Institut für Strahlantriebe angehört, sollen eben diese Komponenten erprobt und erforscht werden. Um sie in einem einsatznahen Umfeld zu testen, soll ein neuer Versuchsträger in die Triebwerkversuchsanlage des Instituts für Strahlantriebe integriert werden. Parallel hierzu wird am Institut für elektrische Antriebe und Aktuatoren, ebenfalls Partner im Kompetenzzentrum der MTU, eine Plattform aufgebaut, mit deren Hilfe Stellaktuatoren für Klappen, etc. erprobt werden können. Ziel ist es eine Prüfstandsinfrastruktur mit weit gefächertem Spektrum an Möglichkeiten für Untersuchungen dieser Art bereitzustellen.

## TRIEBWERKVERSUCHSANLAGE

Zur Untersuchung von Gesamttriebwerken und Triebwerkskomponenten steht dem Institut für Strahltriebwerke der Universität der Bundeswehr München eine Strahltriebwerkversuchsanlage zur Verfügung. Diese soll zu Zwecken der Lehre und der Forschung die Möglichkeit eröffnen, direkt am System Triebwerk mit all seinen theoretischen und praktischen Aspekten arbeiten zu können. Als Teil der Universität der Bundeswehr wurde dieser Teststand dafür konzipiert, aktuelle und ehemalige Triebwerke der deutschen Luftwaffe aufzunehmen. Aktuell sind drei verschiedene Triebwerktypen für Forschung und Lehre verfügbar.

Die Triebwerkversuchsanlage wurde in den 1970ern errichtet und beherbergt neben der Testzelle für Triebwerke auch eine für Komponentenversuche. Beide Prüfstände können von einem zentralen Hörsaal aus bedient werden und ermöglichen es damit einer großen Zahl von Personen den Versuchen beizuwohnen. Diese Option führte jedoch gleichzeitig zu einem sehr speziellen Design und einer unkonventionellen Strömungsführung innerhalb der Anlage (siehe Abb. 1).

So tritt die für das Triebwerk benötigte Luft durch eine horizontale Öffnung im Ansaugturm ein und wird nach dem Durchströmen der Schalldämmkulissen dem Versuchsträger zugeführt. Durch die Form der Schalldämmkulissen wird der Luftstrom bereits in Richtung Triebwerk umgelenkt. Neben dem Triebwerksmassenstrom wird auch der Sekundärluftstrom, welcher zur Kühlung verwendet wird durch den Ansaugturm bereitgestellt.

Die Primär- und Sekundärluft, das heißt die Abgase des Aggregates sowie die Kühlluft, werden über das Mischrohr an der Rückwand der Testzelle in die Mischkammer geleitet, wo nochmals Luft (Tertiärluft) zur Kühlung zugeführt wird. Treibende Kraft ist an dieser Stelle, wie am Mischrohreintritt, der Ejektoreffekt. Der gesamte Luftstrom wird dann über den Abgasschalldämpfer abgeführt und an dessen Ende vertikal umgelenkt. Die Lärmemissionen können dank des Diffusors im hinteren Teil und des vertikalen Auslasses sehr gering gehalten werden. Alle Ein- und Auslassöffnungen des Luftsystems können mittels Rolltoren verschlossen werden, um Verschmutzung und das Eintreten von Fremdkörpern jeglicher Art zwischen den Versuchsläufen zu verhindern.



Abbildung 1: Triebwerkversuchsanlage des Instituts für Strahltriebwerke



## VERSUCHSTRIEBWERK

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 Turbojettriebwerk, welches auf der Basis eines EJ200 Triebwerks aufgesetzt ist. Das MexJET (More Electric eXperimental Jet Engine Test Vehicle) wird zur Adaption auf dem Prüfstand des Instituts für Strahlantriebe 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.

$F_s$	50kN	$D_{Fan}$	740mm
BPR	0.4	$\dot{m}$	73kg/s
$\Pi_{NDV}$	4.2	$\Pi_{HDV}$	6.2

Tabelle 1: 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 konvergent-divergente 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, wird es notwendig sein, die Grenzwerte einiger Regelparame-ter derart zu modifizieren, dass selbst bei einer vollständigen Nutzung des Leistungshebelbereichs der bereitgestellte Triebwerkschub unterhalb dieser Grenze verbleibt.

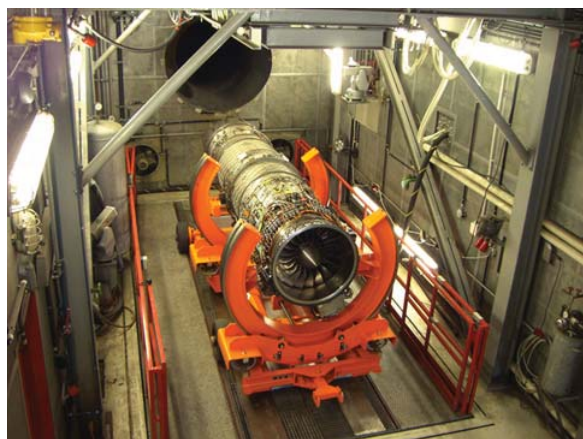


Abbildung 2: MexJET auf Transportwagen i. d. Anlage

## INSTRUMENTIERUNG UND DATENERFASSUNG

### Instrumentierung des Versuchsträgers

Bedingt durch den ehemaligen Einsatz in der Erprobung und im Flugversuch, verfügt der Versuchsträger bereits über eine große Anzahl an Instrumentierungen in den verschiedenen Triebwerkebenen (Abbildung 3). Des Weiteren sind zahlreiche weitere Zugänge realisiert, die mit zusätzlichem Messequipment versehen werden können. Dabei ist zu unterscheiden, dass die Temperaturmessstellen, d.h. Thermoelemente sowie PT100 Sensoren, sich am Triebwerk befinden und über prüfstandseigene NetScanner Module aufgenommen werden. Für die Drücke sind keine Sensoren am Versuchsträger installiert, sie befinden sich in weiteren NetScanner Modulen. Als Schnittstelle dient ein Ethernet Netzwerk auf dem die Daten zur Verfügung gestellt werden. Zur Erfassung dieser und weiterer Parameter sollen zwei unabhängige Datenerfassungssysteme verwendet werden, die im folgenden erläutert werden.

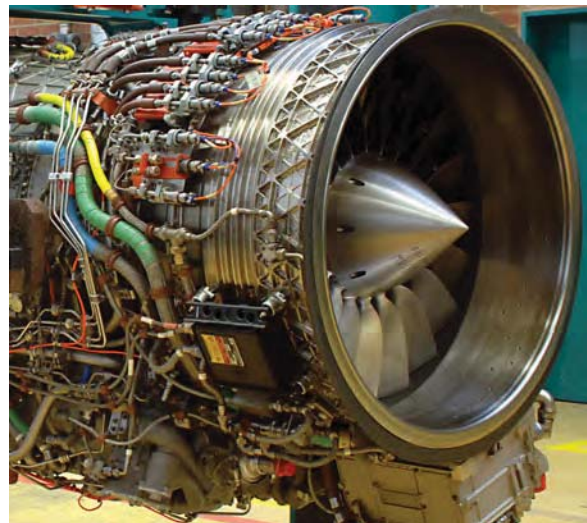


Abbildung 3: Teile der installierten Messtechnik

### Datenerfassungssysteme

Im Zuge der Umrüstung auf den neuen Versuchsträger wurde die bereits teilweise erfolgte Erneuerung der Messdatenerfassungssysteme an der TVA weiter voran gebracht. In einem ersten Schritt war die Hardware auf National Instruments PXI Systeme umgestellt worden, die in der Lage sind, weit höhere Abtastfrequenzen zu gewährleisten, als dies mit den ehemaligen Systemen der Fall war [3]. Dies ist besonders dann essentiell, wenn transiente Vorgänge während des Betriebs des Versuchsträgers aufgelöst und analysiert werden sollen [4].

Zusätzlich zu diesen Systemen wird das Betriebs- und Monitoringsystem ProDAS an der Anlage implementiert, welches von der Firma MTU Aero Engines in Zusammenarbeit mit MDS Aero Support entwickelt wurde.

ProDAS bietet unter anderem die Möglichkeit alle relevanten Parameter für den sicheren Betrieb des Versuchsträgers darzustellen und mit Warnungen zu versehen. Die Darstellungsoberfläche kann vom jeweiligen Triebwerkbediener auf seine individuellen Bedürfnisse angepasst werden. Ebenso soll es in Zukunft möglich sein, die bereits am Prüfstand befindlichen Triebwerke über diese Software zu betreiben.

Um in der Lage zu sein ProDAS, das hier mit 200Hz Samplerate arbeitet, mit hochfrequenten Daten wie Vibrationen und Drehzahlsignalen zu versorgen, müssen diese vom PXI System in entsprechender Datenrate zur Verfügung gestellt werden. Da beide Systeme in das Ethernet Messnetzwerk der Anlage eingegliedert sind, liegt es nahe dieses zur Datenübertragung zwischen den Systemen zu nutzen. Als mögliches Kommunikationsprotokoll wurde Modbus identifiziert, welches auf einer Server/Client Architektur basiert. Ziel ist es, die Daten innerhalb des PXI Systems aufzubereiten und Analysen online durchzuführen. Die Ergebnisse bzw. entsprechend reduzierte Grundsignale werden dann zur Betriebsüberwachung an ProDAS weitergegeben. Neben diesen Daten sollen aber auch Signale aus der DECU über ProDAS ausgelesen und an das NI System weitergegeben werden. Des Weiteren sind die bereits erwähnten NetScanner ebenfalls zentraler Bestandteil dieser Messdatenerfassung. Da sie bereits eine Signalkonditionierung vornehmen und die Messdaten mittels Ethernet-Schnittstelle auf dem Netzwerk verfügbar machen, ist es möglich von beiden Messdatenerfassungssystemen auf diese Daten zuzugreifen.

## INTEGRATION DES VERSUCHSTRÄGERS

### Schubgerüst

Für den sicheren Betrieb des MexJET gilt es die mechanische Integration in der Anlage sicherzustellen. Essentiell hierbei ist die Übertragung der Schubkräfte in die bauliche Substanz. Zu diesem Zweck stehen verschiedene Konzepte zur Auswahl, wobei bevorzugt die hängende oder stehende Lagerung realisiert wird. Beide Varianten bieten spezifische Vor- und Nachteile, die es im Falle eines Neubaus abzuwägen gilt. Im vorliegenden Projekt war jedoch die Zielsetzung, den neuen Versuchsträger in die bestehende Infrastruktur der Anlage einzubinden, was die Verwendung der existierenden Elemente bedingt.

Der Triebwerkprüfstand des Instituts für Strahlantriebe verfügt über eine Portalaufhängung, in der bereits verschiedene Triebwerke betrieben werden. Diese Bauweise hat sowohl Merkmale der hängenden als auch der stehenden Installationsvariante. Abbildung 4 zeigt das Schubgerüst, wie es in die Testzelle integriert ist. Es lässt sich erkennen, dass der Versuchsträger von unten in das Gerüst eingehängt wird und so eine gute Zugänglichkeit der Unterseite gegeben ist. Da dies vergleichbar mit der Aufhängung im Flugzeug ist, sind die meisten der An-

baugeräte und Servicestellen damit frei zugänglich.

Mit der stehenden Variante hat die Portalbauweise die Einleitung der Kräfte in ein Fundament gemein, was im Allgemeinen weniger baulichen Aufwand bedeutet, da keinerlei Deckenversteifungen notwendig sind. Im Fall der TVA steht es auf einem, gegenüber dem Gebäude, schwingungsgedämpften Fundament.

Da es sich beim MexJET um ein Triebwerk handelt, das die bisherig betriebenen Versuchsträger in Größe und Leistung um den Faktor 2 übertrifft, wurde zudem eine Bewertung des Schubgerüsts durchgeführt. Die ehemalige Grenze von 30kN Schub soll durch das Ersetzen der Federbänder (siehe Abbildung 4), die die schwingende Lagerung und damit die Schubmessung ermöglichen, in diesem Zuge auf 50kN angehoben werden.

### Triebwerkadapter

Eine der Herausforderungen bei der Inbetriebnahme des More Electric Engine Versuchsträgers MexJET ist die Integration des Triebwerks in die bestehende Prüfstandsinfrastruktur. Ziel ist es den existierenden Schubrahmen und die damit verbundenen Subsysteme auch für das neue Aggregat zu nutzen. An dieser Stelle ist das Interesse des zukünftigen Betriebs der anderen Flugtriebwerke ausschlaggebend. Das Schubgerüst der TVA ist bereits auf einen raschen Wechsel der Versuchsträger hin ausgelegt worden und bietet so eine gute Grundlage für die Unternehmung des MexJET zu integrieren.



Abbildung 4: Schubgerüst und Federband

Für die mechanische Verbindung der beiden Komponenten ist die Auslegung und Fertigung eines geeigneten Adapters von Nöten. Die erforderlichen Schnittstellendefinitionen werden auf Basis der übrigen Triebwerke erstellt und vom Institut für Strahlantriebe übernommen. Mit Hilfe dieser Daten wird der Triebwerkadapter von der MTU Aero Engines GmbH konstruktiv umgesetzt. Zusätzlich zum Adapter, der die Aufnahmen für Triebwerk und Peripherieanbauten (Einlauf, Leitungen, etc.)



beinhaltet, wird ein fahrbares Transportuntergestell entworfen, welches in Abbildung 5 dargestellt ist. Randbedingungen sind dabei die Möglichkeit des LKW Transportes, sowie die Beweglichkeit in der Versuchsanlage. Dies wird über klappbare Räder gelöst, die während des Transportes eine plane Standfläche ermöglichen.

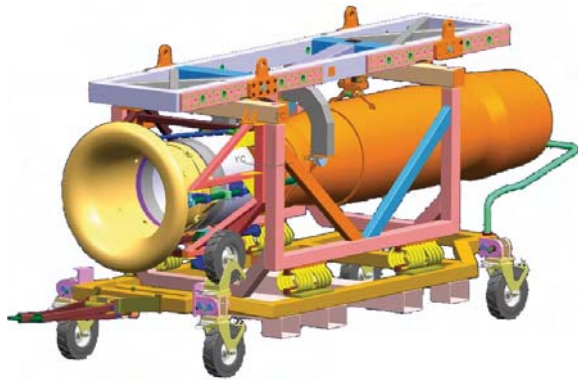


Abbildung 5: Adapterrahmen und fahrbares Untergerüst

Ein weiteres Kriterium ist die Maximallast des Versuchsaufbaus von 3 Tonnen (exklusive Transportuntergestell), welches durch die Tragkraft, der im Schubgerüst integrierten, hydraulischen Hebevorrichtung vorgegeben wird. Das Gewicht des Versuchsträgers und des Adapterrahmens schöpfen bereits einen Großteil dieses Limits aus. Hinzu kommen allerdings noch das Gewicht des Startergetriebes und des Luftstarters, sowie weitere Installationen für den Versuchsbetrieb. Durch geschickte Optimierung konnte sowohl das zulässige Gesamtgewicht als auch die Schwerpunktage in den gesetzten Grenzen gehalten werden.

Abschließend ist eine Bewertung der Konstruktion hinsichtlich der Festigkeit im Fehlerfall erfolgt. Hierzu wurde eine FEM Analyse der beteiligten Bauteile und Bauteilgruppen durchgeführt. Es wurde damit nachgewiesen, dass die durchgeführten Modifikationen und Neuteilfertigungen die mechanische Integration des MEE Versuchsträgers in die Anlage des Instituts ermöglichen und einen sicheren Betrieb gewährleisten.

### Kraftstoffversorgung

Für den Betrieb einer Fluggasturbine wird für die Verbrennung in der Regel Kerosin verwendet. Im vorliegenden Fall handelt es sich um ein Derivat eines militärischen Triebwerks, was daher eine höhere Toleranz bei Brennstoffen aufweist, als dies bei zivilen Triebwerken der Fall ist. Im Allgemeinen wird an der Triebwerkversuchsanlage der NATO Kraftstoff F34 oder JP8 verwendet, was dem zivilen Jet-A1 entspricht.

Die Anlage verfügt über zwei getrennte Erdtanks mit einem Fassungsvermögen von je 25.000l. Damit stehen für die wissenschaftlichen und akademischen Testläufe

insgesamt 50.000l Kraftstoff zur Verfügung. Beide Tanks können unabhängig voneinander für den Betrieb vorgewählt werden, was auch eine Nutzung verschiedener Kraftstoffarten ermöglicht. Zusätzlich besteht die Möglichkeit den Treibstoff bis auf eine Temperatur von 30°C vorzuwärmen, womit etwa treibstoffbasierte, vorgeschaltete Wärmetauscher im Fluggerät simuliert werden können.

Für die präzise Ermittlung der transienten Durchflussraten und des Gesamtverbrauchs wird, ergänzend zur standseitigen Instrumentierung, eine Durchflussmessturbinen installiert. Diese sitzt unmittelbar vor der Zuführung zur Kraftstoffpumpe des Triebwerks. Für die Messung des Nachbrennerkraftstoffs wird keine Messeinrichtung benötigt, da ein derartiger Betrieb an der TVA nicht vorgesehen ist.

Eine weitere prüfstandsspezifische Applikation ist die Nutzung externer Filter. Dies bietet zum einen eine höhere Flexibilität bei der Wahl der Einsätze und zum anderen eine kostengünstige Ersatzbeschaffung. Im Regelfall kommt bei dem MexJET ein Filter mit einer Maschenweite von 10µm zum Einsatz, der mittels Differenzdruck auf Verschmutzungsgrad hin überwacht wird.

### Starteranlage

Grundsätzlich kann ein Turbostrahltriebwerk nur dann aus eigener Kraft in einen stabilen Arbeitspunkt gebracht werden, wenn zuvor eine, für den Triebwerkprozess notwendige, Mindestdrehzahl erreicht wurde. Im Allgemeinen wird dies über einen Startermotor realisiert, der über ein Getriebe mit der (Hochdruck-) Triebwerkschelle mechanisch gekoppelt ist. Bei manchen Triebwerken existiert neben dem Geräteträger kein weiteres externes Getriebe, so dass der Starter direkt am Geräteträger angeflanscht ist. Ebenfalls gebräuchlich ist aber auch die Variante mit einem zellenseitigen Getriebe an dem der Starter sowie Bordversorgungssysteme angebracht sind, wie es beim MexJET der Fall ist.

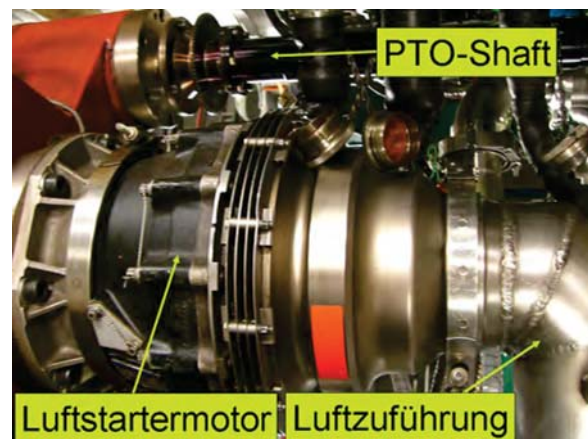


Abbildung 6: Luftstarter am MexJET

Für den Startvorgang muss eine definierte Leistung durch den Startermotor bereitgestellt werden, die sich nach den Eigenheiten des jeweiligen Triebwerktyps richtet. Charakterisiert wird diese über den Verlauf des Drehmoments über die Drehzahl während des Startvorgangs. Die notwendige Energie kann dabei aus unterschiedlichen Quellen bezogen werden, jedoch ist es zweckmäßig auf die im Flugzeug ohnehin verfügbaren Ressourcen zurückzugreifen. Heute werden zum Start moderner Gasturbinen zumeist elektrische oder pneumatische Startersysteme eingesetzt. Vereinzelt finden sich bei älteren Aggregaten auch hydraulische Startersysteme.

Der Triebwerksprüfstand des Instituts für Strahlantriebe ist in der Lage alle genannten Startervarianten zu versorgen und ist somit geeignet ein weites Feld an Versuchsträgern abzudecken. Für das im Rahmen der MEE Untersuchungen aufzurüstende Triebwerk wird ein Luftstarter, auch ATSM genannt, eingesetzt. Im Unterschied zu den anderen Versuchsträgern mit pneumatischem Starter, die an der Anlage betrieben werden, wird für den MexJET eine große Luftmenge bei vergleichsweise geringem Druck benötigt. Aus diesem Grund wird die Versorgung des ATSM nicht über die Hochdruckstartanlage sondern über einen ebenfalls zur Verfügung stehenden Schraubenverdichter realisiert werden. Dieser ist durch ein Kesselsystem mit insgesamt 7500l Fassungsvermögen gepuffert, um die vom Hersteller geforderte Startabfolge sicherzustellen. Es wird dabei von zwei Cranks und einem nachfolgenden Start ausgegangen.

Die vom Starter bereitgestellte mechanische Leistung wird über ein, speziell für den Prüfstand angefertigtes, Getriebe auf die notwendige Drehzahl umgesetzt und mittels des PTO-Shafts an den Geräteträger und damit die Hochdruckwelle des Triebwerks übertragen.

## INNENAERODYNAMIK DER ANLAGE

Bedingt durch die ungewöhnliche Bauart der Anlage mit der unkonventionellen Strömungsführung, wie sie bereits vorangehend beschrieben wurde, entstehen Strömungsphänomene, die es hinsichtlich der Auswirkungen auf den Versuchsträger zu bewerten gilt. Hierzu wurden vorab eine Reihe an Studien durchgeführt, um diese Phänomene zu charakterisieren und zu quantifizieren [1].

Ein entscheidender Faktor für jeden Hallenprüfstand und die Qualität der Triebwerkzuströmung ist das Zumischverhältnis (engl. entrainment ratio), welches angibt wie viel Sekundärmassestrom, aufgrund der Ejektorwirkung am Austritt, durch die Anlage geführt wird. Um hierzu eine Aussage treffen zu können, wurde dieser Faktor für die bestehenden Triebwerke an der Anlage ermittelt. Hierzu waren Messungen des Massestroms durch die Testzelle notwendig. Da eine solche Messung sinnvollerweise lediglich am Ein- oder Austritt des Prüfraums vorgenommen werden kann, fiel die Entscheidung auf

die Zuströmebene. Dies bedingte sich zum einen aus der gefährloseren Zugänglichkeit und dem unkritischen sowie gleichverteilten Temperaturniveau. Die Messung selbst erfolgte mittels eines Flügelradanemometers, welches zunächst die Geschwindigkeit an den betreffenden Stellen ermittelte. Durch die konstante Temperatur, sowie den bekannten durchströmten Querschnitt lässt sich der Gesamtmassestrom ableiten.

Das Zumischverhältnis errechnet sich anschließend nach

$$\mu = \frac{\dot{m}_{Sek}}{\dot{m}_{Prim}}$$

und beträgt für das Bristol Siddeley Orpheus durchschnittlich 3,4 und für das Larzac 04 ca. 4,6. Es ist augenscheinlich, dass für das Zweiwellentriebwerk mit den separat entspannenden Düsen höhere Zumischverhältnisse erreicht werden. Grund dafür könnte der größere Durchmesser der Düse und damit die, für den Ejektoreffekt ausschlaggebende, Interaktionsfläche sein. Da das MexJET Triebwerk eine Düsenaustrittsfläche ähnlich der des Orpheus besitzt, jedoch höhere Abgasgeschwindigkeiten erreicht, birgt dies eine gewisse Unsicherheit. Eine Übertragbarkeit der Extrapolationen war daher zu überprüfen. Aus diesem Grund wurde eine numerische Simulation der gesamten Anlage durchgeführt [8, 10] und der betreffende Parameter ermittelt. Es konnte so für das MexJET ein Zumischverhältnis von durchschnittlich 2,8 - 2,9 bei Volllast vorhergesagt werden, welches geringer ist als das der anderen Triebwerke. Je geringer der Sekundärluftanteil ausfällt, desto größeren Effekt haben Störungen in der Zuströmung auf das Triebwerk. Es bedarf daher einer genauen Untersuchung der Strömungsqualität am Einlauf des Versuchsträgers. Aus diesem Grund wurden sowohl die experimentellen Ergebnisse der Testzellenzuströmung als auch die numerisch generierten Daten eingehend untersucht.

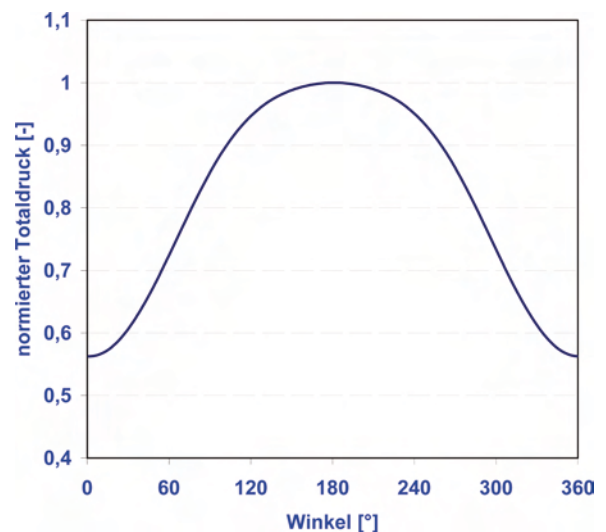


Abbildung 7: Totaldruckverlauf im Einlauf für den MexJET

Betrachtet man die Geometrie der Anlage, so ist eine stark umgelenkte Zuströmung auf das Triebwerk offensichtlich. Zudem konnte oberhalb der Schalldämmkulisen im Ansaugturm die Ausbildung eines Wirbels experimentell nachgewiesen werden, der eine ungleichförmige Geschwindigkeitsverteilung am Austritt der Kulissen verursacht [1]. Um nun eine geeignete Aussage über die Qualität der Strömung und über die vom MexJET tolerierbaren Zuströmstörungen treffen zu können, wurde der DC60 Faktor herangezogen. Dieser bewertet die Ungleichförmigkeit der Einlaufströmung und wird über den höchsten Totaldruckunterschied in einem  $60^\circ$  Segment errechnet [5, 9, 16]. In Abbildung 7 ist die Verteilung des radial gemittelten Totaldruckes über den Umfang aufgetragen. Gut zu erkennen ist, dass das Geschwindigkeitsmaximum der Anströmung in der unteren Hälfte des Einlaufkanals liegt. Trotz der Schwankung des Druckes um über 40% ist der errechnete Wert des DC60 Faktors für den dargestellten Vollastfall 0,58, was den Betrieb des Versuchsträgers in der Anlage zulässt.

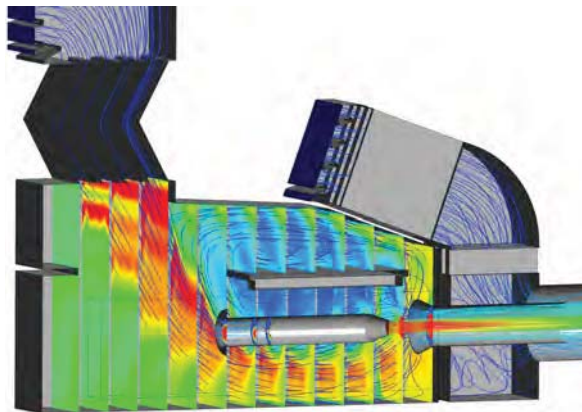


Abbildung 8: Stromlinien und Totaldruckverteilungen in der Versuchsanlage

Zusätzlich zu den Zuströmbedingungen konnte mittels der numerischen Untersuchungen auch ein Eindruck über die Strömungszustände innerhalb der gesamten Anlage gewonnen werden. Die Strömungsbedingungen sind anhand der Totaldruckverteilung in Abbildung 8 gut zu erkennen. Es wird deutlich, dass ein Großteil der einströmenden Luft unter dem Versuchsträger hindurch in Richtung des Mischrohrs gesogen wird. Dieser Effekt führt zu der bereits diskutierten Totaldruckverteilung im Einlauf des MexJET. Des Weiteren ist eine Rückströmung an der Decke der Testzelle über den Schubrahmen hinweg zu beobachten. Da diese Strömung keine Abgase beinhaltet ist sie für den Betrieb ungefährlich. Allerdings könnte eine Beeinflussung dieser Rezirkulation mittels Wänden evtl. eine Verbesserung der Zuströmung bewirken. Untersuchungen hierzu werden derzeit durchgeführt.

Wichtig ist neben den Strömungen der erzielte Unterdruck in der Prü fzelle (engl. test cell depression), da die-

ser durch die Gebäudestatik begrenzt ist. Eine experimentelle Untersuchung des Unterdrucks bei unterschiedlichen Massenströmen wurde mit Hilfe der bestehenden Triebwerke ebenfalls bereits durchgeführt. Die dabei gewonnenen Erkenntnisse sind in [2] zusammengefasst. Eine Extrapolation dieser Werte konnte durch die nun vorliegenden numerischen Simulationen bestätigt werden. Es konnte auf diesem Weg ein maximaler Unterdruck von ca. 10mbar in der Testzelle und ca. 20mbar in der Mischkammer ermittelt werden. Diese Werte stellen für die Statik der Anlage nachweislich keinerlei Probleme dar.

## MEA/MEE INFRASTRUKTUREN

Im Zuge des More Electric Konzepts gilt es die bestehenden Leistungsarchitekturen auf ein einziges elektrisches System umzustellen, um Synergien optimal nutzen zu können. Die benötigte Energie muss zukünftig vom Triebwerk bereitgestellt und lastoptimiert auf die Subsysteme verteilt werden. Die Kernaufgaben dabei sind die

- ★ Erzeugung der benötigten elektrischen Energie,
- ★ Verteilung von Energie mit hohen Spannungsniveaus,
- ★ Implementierung von Halbleitertechnologien,
- ★ Verlustarme Umformung von elektrischer Energie,
- ★ Bereitstellung reaktionsschneller elektrischer Aktuatoren.

Es zeigt sich, dass für eine funktionierende More Electric Infrastruktur verschiedenste Bauteile und Systemgruppen unabdingbar sind. Hier gilt es diese in Kombination miteinander zu erproben und etwaige Kompatibilitätsprobleme zu beheben. Zu diesem Zweck wird am Institut für Strahlantriebe ein MEE Versuchsträger installiert, mit dessen Hilfe vorab die Energieerzeugung und Verteilung getestet werden können. Im Mittelpunkt stehen dabei der Generator, sowie zukünftige triebwerkseigene, elektrische Aktuatoren.

## Erzeugung elektrischer Leistung

Derzeitig werden in der Luftfahrt meist zwei verschiedene elektrische Bordnetze verwendet. Dies ist zum einen das dreiphasige Wechselspannungsnetz mit 115V, 400Hz und zum anderen das Gleichspannungsnetz mit 28V. Bisherige Systeme in Flugzeugen arbeiten mit diesen elektrischen Rahmenbedingungen. Für die Anwendung eines MEA wurde als Basis ein Gleichspannungsnetz ausgewählt. Das festgelegte Spannungsniveau von 270V leitet sich aus dem vorhandenen 115V Wechselspannungsnetz ab und macht es daher einfach so genannte Hybridsysteme aufzusetzen. Ein derartiges Konzept stellten Niggemann et al. [12] bereits 1991 vor. Die Nutzung von Hybridnetzen wird jedoch zunehmend seltener,



da immer mehr Systeme für das neue MEA Bordnetz-konzept existieren.

Zur Erzeugung der benötigten Energie sollen Generatoren verwendet werden, welche Leistungen bis zu 250kW bereitstellen müssen. Zur Erhöhung der Flexibilität und in Rücksichtnahme auf die Triebwerkperformance sollen MEEs zukünftig mit zwei unabhängigen Generatoren ausgestattet werden. Hierbei ist von Vorteil, dass moderne Fluggasturbinen nahezu ausschließlich über mindestens zwei Wellen verfügen. Mittels intelligenter Regler kann durch die Verteilung der Lastentnahme diese gezielt in Abhängigkeit des jeweiligen Betriebspunkts erfolgen. Zudem besteht die Möglichkeit den Generator auf der Hochdruckwelle alternativ als elektrischen Starter zu nutzen. Eine solche Startergeneratorapplikation muss bei großen Triebwerken ein Drehmoment von über 400Nm aufbringen, was hohe Anforderungen an den Starter stellt. Hierbei gilt es zu berücksichtigen, dass sich die Optimierung der Effizienz eines Generators und eines Motors zwar nicht grundsätzlich ausschließen jedoch nicht leicht vereinbar sind.



Abbildung 9: CAD Entwurf des Startergenerators der Firma ENTRAK GmbH & Co. KG

Gleich in welcher Rolle der Startergenerator agiert muss er eine mechanische Kopplung mit dem Versuchsträger aufweisen, was im Falle des MexJET über das externe Getriebe erfolgen soll. Hierzu wird die bestehende Schnittstelle des Luftstarters genutzt, der durch einen Startergenerator ersetzt wird. Für eine zusätzliche Leistungsentnahme auf der Niederdruckwelle ist ein im Triebwerk selbst integrierter Generator in Planung. Hierzu sollen zukünftig Konzeptstudien durchgeführt werden.

### Verteilung elektrischer Leistung

Um in der Lage zu sein, die vom Triebwerk erzeugte elektrische Leistung von geplanten 120kW abzuführen, muss eine Verbraucherstruktur geschaffen werden. Energie über Widerstände in Wärme umzusetzen, was in der Regel einfach ist aber Kosten für Lastwiderstände und adäquaten Kühlung generiert, ist eine der Möglichkeiten. Alternativ könnte der an der Komponentenversuchsanlage bestehende Leonardsatz verwendet werden. Durch

den Antrieb der Gleichstrommaschine mit der erzeugten Energie wird dann eine netzkonforme Wechselspannung generiert und rückgespeist. Bei Verwendung dieser Konfiguration kann die Energie anschließend für andere Zwecke genutzt werden. Die Beschaffungskosten wären hier bedeutend geringer, da auf bestehende Systeme zurückgegriffen werden könnte. Es gilt in der bevorstehenden Projektierungsphase nochmals Vor- und Nachteile gegenüberzustellen und abzuwägen.

## ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Der Aufbau eines MEE Demonstrators in der TVA soll die Untersuchungen von More Electric Systemaspekten an einem realen Triebwerk ermöglichen, die so bisher nicht durchführbar waren. Außerdem ist eine Kopplung mit dem MEA Prüfstand des Instituts für Elektrische Antriebe und Aktuatoren prinzipiell darstellbar und soll konzeptionell untersucht werden. Der Aufbau des MEE Prüfstandes und die neue Infrastruktur wird die Beteiligung des Institutes an künftigen Forschungsaktivitäten in enger Zusammenarbeit mit industriellen Partnern eröffnen. Technologiegewinn wird dadurch auf folgenden Gebieten erwartet:

- ★ Triebwerksnahe Erprobung von elektrischen Subkomponenten und deren Bewertung
- ★ Detailkenntnisse zum Performanceverhalten von MEE Triebwerken
- ★ Triebwerksnahe Erprobung von Sensorik und fortschrittlicher Messtechnik (Smart Sensors)

Um in der Lage zu sein, den MEE Versuchsträger MexJET in der Triebwerkversuchsanlage des Instituts für Strahlantriebe betreiben zu können, werden zukünftig umfangreiche Integrationsmaßnahmen und Grundlagenuntersuchungen durchgeführt. Dazu zählen unter anderem die Auslegung und Fertigung von Teilen für die mechanische Installation, wie der Triebwerkadapterrahmen. Zusätzlich muss auch das bestehende Schubgerüst auf die neuen Lasten adaptiert und strukturell bewertet werden. Bereits erfolgt ist die Untersuchung der aerodynamischen Eignung der Anlage für den Betrieb des MexJET. Ergänzend zu zahlreichen Messungen mit den bereits bestehenden Versuchsträgern wurde die gesamte Anlage dazu numerisch simuliert. Die gewonnenen Ergebnisse zeigten ein geringes Zumischverhältnis und hohe Umlenkung der Strömung im Triebwerkeinlauf. Aus diesem Grund wurde der DC60 Faktor bestimmt und mit den Grenzlasten des MexJET verglichen. Das Resultat der Untersuchungen zeigt, dass ein störungsfreier Betrieb unter Einhaltung der definierten Limitierungen umsetzbar ist.

## DANKSAGUNG

Die Autoren danken dem Freistaat Bayern für die Finanzierung der Untersuchungen im Rahmen des Verbundprojektes Luftfahrtforschung und -technologie Bayern - Technologieplattform MEA/MEE und Monitoring. Des Weiteren ergeht Dank an Herrn Mertschat von der MTU Aero Engines GmbH für die Unterstützung bei dieser Publikation. Ebenfalls gedankt sei den Konstrukteuren der MTU Aero Engines GmbH für die Erarbeitung der mechanischen Komponenten zur Integration des Versuchsträgers, sowie der Abteilung für Festigkeitsuntersuchungen, die diese bewertet haben. Auch der Firma ENTRAK GmbH & Co. KG, ebenfalls Partner im genannten Projekt, sei für die Freigabe der Abbildung des Startergenerators gedankt.

## LITERATUR

- [1] BINDL, S., B. MUTH und R. NIEHUIS: *Strömungsuntersuchungen zur Innenaerodynamik einer Strahltriebwerkversuchsanlage*. DLRK2008-081302, Deutscher Luft und Raumfahrtkongress, September 23-25, Darmstadt, Germany, 2008.
- [2] BINDL, S., B. MUTH und R. NIEHUIS: *Experimental Investigations on Macro-Aerodynamics Within a Jet Engine Ground Test Facility*. AIAA-2009-4828, Proceedings of the AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit, August 2-5, Denver, CO, USA, 2009.
- [3] BINDL, S., R. NIEHUIS, C. ZÄHRINGER und F. GRAUER: *Retrofit of a Digital Engine Control Unit and Integration of an Active Stability Control System*. ISABE-2007-1251, Proceedings of the XVIII. International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE), September 2-7, Beijing, China, 2007.
- [4] BINDL, S., M. STÖSSEL und R. NIEHUIS: *Stall Detection Within the Low Pressure Compressor of a Twin-Spool Turbofan Engine by Tip Flow Analysis*. GT2009-59032, Proceedings of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air, June 8-12, Orlando, FL, USA, 2009.
- [5] COUSINS, W.T.: *History, Philosophy, Physics, and Future Directions of Aircraft Propulsion System/Inlet Integration*. GT2004-54210, Proceedings of ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea and Air, June 14-17, Vienna, Austria, 2004.
- [6] FALEIRO, L.: *Beyond the More Electric Aircraft*. Aerospace America, 2005.
- [7] HONEYWELL INTERNATIONAL INC.: *The More Electric Architecture Revolution*. AeroTech Magazine, Vol. 1, pp. 4-7, 2005.
- [8] MUTH, B., S. BINDL, S. CARDINIER und R. NIEHUIS: *Einfluss verschiedener Turbulenzmodelle auf den Ejektoreffekt bei der numerischen Simulation eines Strahltriebwerkprüfstands*. DLRK2008-081168, Deutscher Luft und Raumfahrtkongress, September 23-25, Darmstadt, Germany, 2008.
- [9] MUTH, B., S. BINDL, C. LEHMANN und R. NIEHUIS: *Numerical 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 2-5, Denver, CO, USA, 2009.
- [10] MUTH, B., S. BINDL, N. OPTERWINKEL und R. NIEHUIS: *Numerical investigation of the aerodynamic conditions inside a sea level engine test facility operating a modern jet engine*. ISABE-2009-1214, Proceedings of the XIX. International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE), September 2-7, Montreal, Canada, 2009.
- [11] NEWMAN, R.: *The More Electric Engine Concept*. SAE Technical Paper Series, 2004.
- [12] NIGGEMANN, R.E., S. PEECHER und G. ROZMAN: *270-Vdc/hybrid 115-Vac electric power generating system technology demonstrator*. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, Vol. 6, pp. 21-26, 1991.
- [13] OGANDO, J.: *Boeing's More Electric 787 Dreamliner Spurs Engine Evolution*. Design News, 2007.
- [14] PEARSON, W.: *The More Electric / All Electric Aircraft - A Military Fast Jet Perspective*. The Institution of Electrical Engineers, 1998.
- [15] POTTER, F.J. und D. FURMANSKI: *Retrofitting Solid State Power Distribution into Existing Aircraft*. 9th Joint FAA/DoD/NASA Aging Aircraft Conference, March 6-9, Atlanta, GA, USA, 2006.
- [16] SEDDON, J. und E.L. GOLDSMITH: *Intake Aerodynamics*. AIAA Education Series, New York, 1985.
- [17] SKIBIN, V.A.: *Priorities Scientific Researches in CIAM for Modern Aircraft Engine Development*. ISABE-2007-1008, ISABE - International Symposium of Air Breathing Engines, September 2-7, Beijing, China, 2007.