

# Luftfahrtforschung und -technologie

Abschlussbericht

## **Neue Technologien für extrem leise zukünftige Getriebefankonzepte (NT-GTF)**

Förderkennzeichen 20T0607

Laufzeit: 01.01.2007 bis 30.09.2010  
Berichtersteller: Dr. Christian Zähringer



---

MTU Aero Engines GmbH

München, Oktober 2010

## Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung .....	3
2	Zusammenfassung .....	5
2.1	Projektstrukturplan.....	5
2.2	Erreichte Ergebnisse .....	6
2.2.1	AP1 GTF Ground-/ Flighttest .....	6
2.2.2	AP2 GTF Leichtbauwerkstoffe .....	7
2.2.3	AP3 Verteiltes Reglersystem .....	9
3	Technische Darstellung der Arbeitspakete .....	11
3.1	AP1 GTF Ground-/ Flighttest.....	11
3.1.1	AP1.1 Fertigung Blade 2 / Vane 2 .....	11
3.1.2	AP1.2 Modulmontage / Instrumentierung NDT .....	11
3.1.3	AP1.3 Durchführung Groundtest und Auswertung.....	14
3.1.4	AP1.4 Durchführung Flighttest und Auswertung .....	17
3.2	AP2 GTF Leichtbauwerkstoffe.....	22
3.2.1	AP2.1 Gehäusewerkstoff ATI 718Plus® .....	22
3.2.2	AP2.2 TiAl Beschau felung (Studie).....	24
3.2.3	AP2.3 TiAl Beschau felung (Bauteilprogramm) .....	28
3.3	AP3 Verteiltes Reglersystem .....	31
3.3.1	AP3.1 Designphase .....	31
3.3.2	AP3.2 Verifikation .....	45

## 1 Einleitung

Um in Zukunft einen wachsenden Luftverkehr sowohl kostenmäßig als auch unter Umweltschutzgesichtspunkten realisieren zu können, muss der Kraftstoffverbrauch zukünftiger Flugzeuge deutlich sinken. Dazu muss das Triebwerk durch verbesserte Effizienz einen entscheidenden Beitrag liefern. Daher verfolgen alle Triebwerkshersteller seit langem den Weg, neben verbesserten Komponentenwirkungsgraden vor allem das Nebenstromverhältnis eines Triebwerks zu erhöhen. Der sich dadurch ergebende höhere Vortriebswirkungsgrad trägt entscheidend zu einem geringeren Kraftstoffverbrauch des Triebwerks bei.

Die Erhöhung des Nebenstromverhältnisses stößt allerdings ständig an technische Grenzen. Dazu gehört, dass die Niederdruckwelle, die die Leistung von der Niederdruckturbine zum Gebläse (Fan) und Niederdruckverdichter (Booster) überträgt, bei größer werdenden Nebenstromverhältnissen an die mechanischen Grenzen der Drehmomentbelastbarkeit kommt. Der große Fan benötigt eine erhöhte Antriebsleistung bei aus Lärm- und Wirkungsgradgründen reduzierter Drehzahl, was das Antriebsmoment überproportional erhöht. Außerdem erhöht die reduzierte Drehzahl in der Niederdruckturbine die Stufenbelastung, was deren Wirkungsgrad nachteilig beeinflusst. Bei konventionellen Triebwerken ist in diesem Fall die einzige Möglichkeit, den für den spezifischen Verbrauch direkt wirksamen Niederdruckturbinenwirkungsgrad auf einem hohen Niveau halten zu können, die Anzahl der Stufen in der Turbine zu erhöhen. Dies hat allerdings nachteilige Auswirkungen auf das Gewicht und die Kosten des Triebwerks.

Einen zukunftsweisenden Ausweg aus diesen Einschränkungen stellt der Getriebe-fan dar. Hier wird zwischen die Niederdruckturbine und den Fan ein Getriebe integriert. Dieses entkoppelt die Drehzahlen von Turbine und Fan derart, dass die Turbine sich deutlich schneller drehen kann als der Fan. Dadurch kann zum einen die Niederdruckturbine mit einer höheren Drehzahl und damit aerodynamisch günstiger betrieben werden, während zum anderen der Fan bei noch weiter abgesenkter Drehzahl betrieben werden kann. Letzteres ermöglicht nicht nur gute Wirkungsgrade sondern auch eine erhebliche Reduzierung des Fan-Lärms. Das Zusammenwirken eines weiter gesteigerten Nebenstromverhältnisses mit einer schnelllaufenden Nieder-

druckturbine, deren Frequenzen sich atmosphärisch schnell ausdämpfen, ergibt ein Triebwerk mit sehr stark reduzierter Lärmabstrahlung.

Durch die erhöhte Niederdruckwellendrehzahl ist auch deren Drehmomentbelastung reduziert, so dass sich hier auch keine grenzwertigen mechanischen Belastungen ergeben.

Um die konzeptionellen Vorteile eines Getriebefans umfassend nutzen zu können, wurden im Rahmen des vorliegenden Vorhabens einige technische Verbesserungen auf dem Gebiet der Turbinenwerkstoffe sowie im Bereich des Regelsystems erarbeitet. Im Projekt NT-GTF waren daher 2 Themen platziert, die direkt auf das Gewicht der Niederdruckturbine zielen. Dies waren die Qualifizierung des neuen Werkstoffs 718plus und die technologische Erarbeitung des Werkstoffs Titanaluminid (TiAl), der durch eine um 50% geringere spezifische Dichte gekennzeichnet ist als die sonst in diesem Temperaturbereich eingesetzten Nickelbasis-Werkstoffe und dessen Einsatz so vor allem in der Rotorbeschaufelung ein großes Gewichtersparnispotential aufweist.

Ein weiteres Thema befasste sich mit dem verteilten Regelsystem, dessen Einsatz sich in einem Getriebefan besonders anbietet, da es ebenfalls zur Gewichtseinsparung beiträgt, sowie durch eine optimierte Zumessung des Kraftstoffes den Thermalhaushalt des Triebwerkes günstig beeinflusst.

Neben diesen Einzeltechnologien muss das Zusammenspiel der Triebwerkskomponenten des Getriebefans unter realistischen Bedingungen einschließlich von Boden- und Flugtests erprobt werden. Dazu wurde in einem Demonstrations- und Erprobungsprogramm ein Getriebefantriebwerk erstellt und getestet. Bei diesem stellte MTU die schnelllaufende Niederdruckturbine.

Auflistung der Arbeitspakete mit durchführenden Teilprojektleitern:

Hr. Klaus Stegmaier	AP1: GTF Ground- / Flighttest
Hr. Markus Fried	AP2.1: Gehäusewerkstoff ATI 718Plus®
Hr. Dr. Wilfried Smarsly	AP2.2: TiAl Beschaufelung (Studie)
	AP2.3 TiAl Beschaufelung (Bauteilprogramm)
Hr. Karel Stastny	AP3: Verteiltes Regelsystem

## 2 Zusammenfassung

### 2.1 Projektstrukturplan

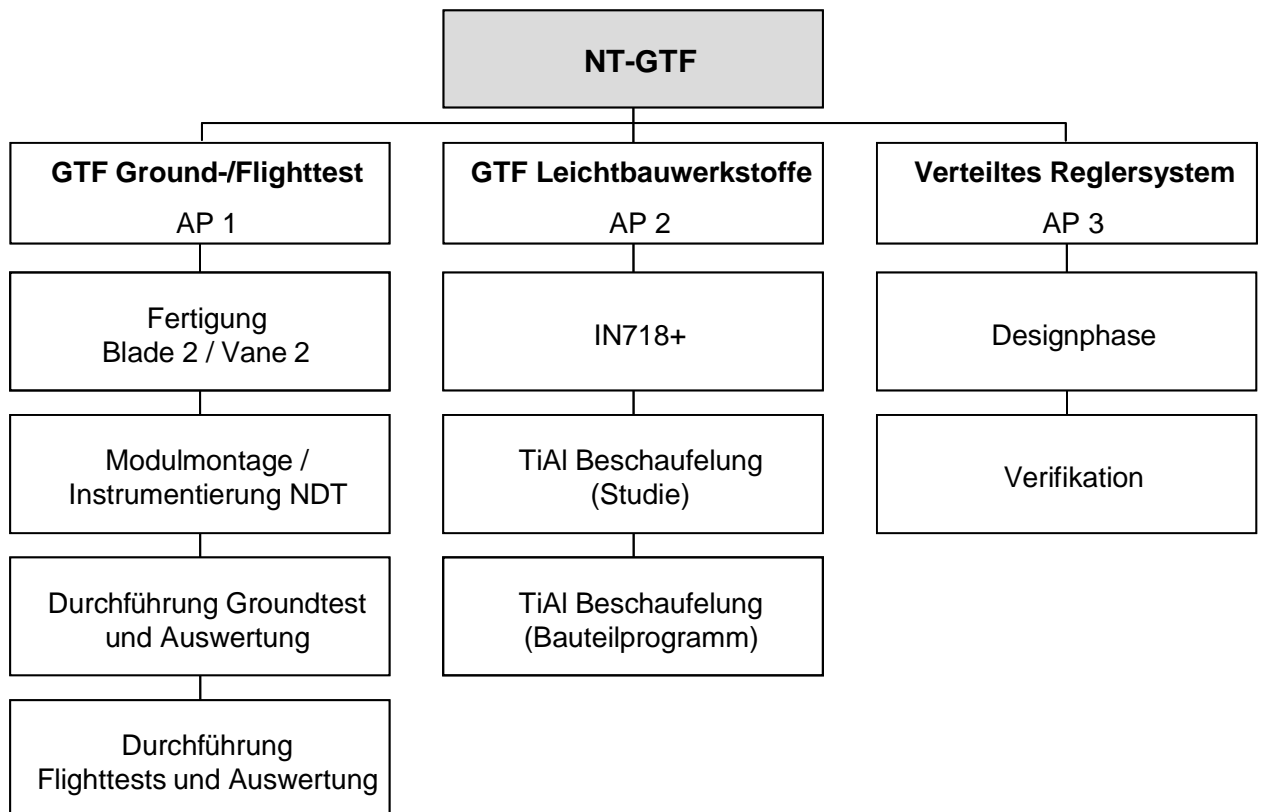


Abbildung 1: Projektstrukturplan

## **2.2 Erreichte Ergebnisse**

### **2.2.1 AP1 GTF Ground-/ Flighttest**

#### **2.2.1.1 AP1.1 Fertigung Blade 2 / Vane 2**

##### Erreichte Ergebnisse

Zunächst wurde eine Definition, Überprüfung und Systemintegration des Designs der schnelllaufenden Niederdruckturbine (NDT) für die Anwendung im Getriebefan-Demo-Triebwerk durchgeführt. Dabei wurde insbesondere die Beschau felung der ersten NDT-Stufe (Vane 2 und Blade 2) neu ausgelegt.

#### **2.2.1.2 AP1.2 Modulmontage / Instrumentierung NDT**

##### Erreichte Ergebnisse

Es erfolgte die Definition und Abstimmung der zu verwendenden Messtechnik und Sensoren sowie der Testinhalte zur Validierung der schnelllaufenden Niederdruckturbinentechnologie. Daraufhin wurde die Beschaffung der NDT-Bauteile in flugtauglicher Qualität, insbesondere auch der ersten NDT Stufe, sowie deren Instrumentierung angegangen. Nach Montage und Wuchtung des NDT-Moduls wurde dieses an den Partner Pratt & Whitney zum Aufbau des Getriebefan-Demo-Triebwerks im Montagewerk des Partners Pratt & Whitney in Middletown versandt.

#### **2.2.1.3 AP1.3 Durchführung Groundtest und Auswertung**

##### Erreichte Ergebnisse

Beginn des Testbetriebs der Testphase1 war im November 2007, Abschluss der Testphase1 im Januar 2008. Die Bereitstellung der ersten vorläufigen Testergebnisse erfolgte im Januar 2008, darauf folgte der Beginn der Testphase 2 im April 2008, die Testergebnisse wurden im Juni 2008 bereitgestellt. Die Tests am Bodenprüfstand konnten über die Gesamtlaufzeit von 249,54h erfolgreich nachweisen, dass al-

le Komponenten in ihrer Integrität und Funktion geeignet sind für einen Einsatz am Flugzeug.

#### **2.2.1.4 AP1.4 Durchführung Flighttest und Auswertung**

##### Erreichte Ergebnisse

Nach der Triebwerksinstallation am Flugzeug (B747) in Plattsburgh NY Anfang Juni 2008 (Phase 3) fand der Erstflug der B747 am 11. Juli 2008 statt. Es folgten 9 Testflüge mit ca. 43 Flugstunden. Daraufhin wurde das Triebwerk von Oktober – Dezember 2008 in 27 Testflügen mit ca. 75 Flugstunden in einer A340 getestet. Erfolgreicher Abschluss des Testprogramms war am 19. Dezember 2008 nach ca. 400 Betriebsstunden. Neben der Leistungs- und Systemanalyse des Triebwerks konnte auch die Analyse der Geräuschmessungen erfolgreich abgeschlossen werden. Die Zerlegung und Inspektion des Triebwerks und des LPT-Modul zeigten keine ungewöhnlichen Verschleißerscheinungen.

#### **2.2.2 AP2 GTF Leichtbauwerkstoffe**

##### **2.2.2.1 AP2.1 Gehäusewerkstoff ATI 718Plus<sup>®</sup>**

##### Erreichte Ergebnisse

Alle Arbeitspakete zur Werkstoffcharakterisierung, Datenermittlung und Fertigungserprobung konnten zum Ende 2008 erfolgreich abgeschlossen werden. Die Technologiereife wurde in einem technischen Review überprüft und bestätigt. Es liegen umfangreiche Kenntnisse zum mechanischen Werkstoffverhalten vor. Durch die Bereitstellung statistisch abgesicherter Materialdaten wurden die Grundlagen für die Auslegung von Turbinengehäusen aus ATI 718Plus<sup>®1</sup> geschaffen. Generell weist der Werkstoff ein gutes Eigenschaftsprofil auf hinsichtlich statischer und dynamischer

---

<sup>1</sup> 718Plus<sup>®</sup> ist ein geschütztes Markenzeichen der ATI Properties Inc.

Festigkeit im Vergleich zu den bisher häufig verwendeten Gehäuse-Werkstoffen Inconel 718 und Waspaloy. Eine erhöhte maximale Einsatztemperatur gegenüber Inconel 718 wurde experimentell bestätigt. Der Nachweis der Herstellbarkeit gelang durch zahlreiche Schmiedeversuche an gewalzten Ringen und einem Gehäuseprototypen. Studien hinsichtlich der Herstellbarkeit von Bauteilen kamen ebenfalls zu einem positiven Ergebnis. Weiterhin wurde eine verbesserte Schweißbarkeit gegenüber Waspaloy durch entsprechende Versuche belegt.

Bezüglich der Rohteilkosten ordnet sich der Werkstoff zwischen Waspaloy und Inconel 718 ein. Langfristig wird aufgrund der zunehmenden Erfahrung beim Schmieden sowie der Verbreitung des Werkstoffs am Markt eine weitere Kostenreduzierung gegenüber Waspaloy erwartet.

#### **2.2.2.2 AP2.2 TiAl Beschau felung (Studie)**

##### Erreichte Ergebnisse

Auf Basis der Untersuchungsergebnisse der Zug- und Warmzugfestigkeit, Ermüdungs- und Kriechfestigkeit konnten die Designkriterien für HCF, LCF und Kriechen für eine NDT Schaufel aus TiAl festgelegt werden. Die Validierung eines vom DLR entwickelten Werkstoffmodells für die elastische und plastische Verformung des TiAl Schaufelwerkstoffes, abhängig von der Mikrostruktur, wurde mittels Zugversuchen erfolgreich durchgeführt.

#### **2.2.2.3 AP2.3 TiAl Beschau felung (Bauteilprogramm)**

##### Erreichte Ergebnisse

Die Konstruktion und Auslegung einer TiAl – Turbinenschaufel für schnelllaufende Niederdruckturbinen ist durchgeführt worden. Verfahrensparameter für das Schmieden von Rohteilen nach dem isothermen Schmiedeverfahren und konventionellen („hot die“) Schmiedeverfahren wurden entwickelt und Schmiederohnteile hergestellt. Endbearbeitungsparameter für das Herstellen von Testhardware für Schleudertest sind entwickelt worden. Ein Schleudertest mit NDT Schaufeln aus TiAl (geschmiedet



und gefräst) zeigte die grundsätzliche Machbarkeit des Designs und des Werkstoffpotentials für die Anwendungen in schnelllaufende NDT's. Verfügbare Verschleißschutzschichten und Beschichtungsverfahren sind für TiAl NDT Laufschaufeln anwendbar. Durch Verfestigungsstrahlen mit heute bekannten Parametern kann die Kerbzugfestigkeit von TiAl – Bauteilen erhöht werden. Eine Anwendung von Oberflächenverfestigungstechniken erfordert eine grundlegende Entwicklung neuer Parameter, die für TiAl Werkstoffe geeignet sind.

## **2.2.3 AP3 Verteiltes Reglersystem**

### **2.2.3.1 AP3.1 Designphase**

#### Erreichte Ergebnisse

Unter dem Begriff „Verteiltes Reglersystem“ wurde eine dezentrale ECU (Engine Control Unit) mit einem elektrischen Kraftstoffsystem entwickelt. Dabei lag der Schwerpunkt auf der Entwicklung des elektrischen Kraftstoffsystems (Leistungselektronik, Motorentechnologie, Regelstrategie, Anbindung an eine dezentrale ECU). Durch das elektrische Kraftstoffsystem soll ein bedarfsorientierter Kraftstofffluss ohne den Einsatz einer FMU (Fuel Metering Unit) realisiert werden, was insbesondere Vorteile für den Thermalhaushalt mit sich bringt, da durch Vermeidung einer exzessiven Rezirkulation des Kraftstoffes eine übermäßige Erwärmung vermieden wird. Für die Untersuchungen wurden zwei verschiedene Konzepte einer elektrisch angetriebenen Kraftstoffpumpe entwickelt, die sich im Wesentlichen in den verwendeten Pumpentypen (Zahnrad- bzw. Flügelzellenpumpe) unterscheiden.

### **2.2.3.2 AP3.2 Verifikation**

#### Erreichte Ergebnisse

Im Rahmen der Arbeiten für das Vorhaben wurden beide zuvor entwickelten Konzepte für ein verteiltes Reglersystem am Pumpenprüfstand von MTU getestet und anschließend bewertet. Dabei wurde der Prüfstand in Anlehnung an ein reales Kraft-

stoffsystem mit einem Kraftstoff-hydraulischen Aktuator konzipiert, und ein Missionsprofil gefahren, das alle Dynamikanforderungen realistisch abbildet. Darüber hinaus wurde das Kraftstoffsystem mit dem am Pumpenprüfstand vorhandenen Triebwerksregler vernetzt, um das Zusammenspiel aller Komponenten demonstrieren zu können. Die Auswertung der Ergebnisse aus den Pumpenversuchen zeigte im Wesentlichen eine grundsätzliche Eignung beider Pumpentechnologien für den Einsatz in einem elektrisch betriebenen Kraftstoffsystem, wobei im Hinblick auf die Flexibilität und die Dynamikanforderungen die Flügelzellenpumpe signifikante Vorteile gegenüber der Zahnradpumpe aufweist.

### **3 Technische Darstellung der Arbeitspakete**

#### **3.1 AP1 GTF Ground-/ Flighttest**

##### **3.1.1 AP1.1 Fertigung Blade 2 / Vane 2**

Zur Anpassung der Durchsatz-Kapazität der NDT an das PW6000 Kerntriebwerk wurden die Schaufelgitter der ersten NDT Stufe (Vane 2 und Blade 2) bis zur endgültigen Version in mehreren Iterationen aerodynamisch neu profiliert und gestaffelt, sowie strukturmechanisch neu ausgelegt.

Im Anschluss an die Auslegungsphase erfolgte die Beschaffung der Bauteile bei den Lieferanten. Dies umfasste die Fertigung der gekühlten Hohl-schau-fel Vane2 aus MARM247 und der ungekühlten Laufschaufel Blade2 aus PWA1484 sowie die Bereitstellung der fertig bearbeiteten Bauteile für die Modulmontage.

##### **3.1.2 AP1.2 Modulmontage / Instrumentierung NDT**

Um die schnelllaufende NDT der MTU mit dem PW6000-Kerntriebwerk integrieren zu können, musste das HDT-Gehäuse (PW6000) für den Getriebefan-Demo als Übergangsgehäuse zwischen PW6000-Kerntriebwerk und schnelllaufender NDT neu konstruiert werden. Dabei waren die Schnittstellen mit den benachbarten PW6000-Komponenten (Brennkammer, Übergangskanal und HDT-Anbauteile) und der schnelllaufenden NDT abzustimmen.

Zur Anpassung der Durchsatz-Kapazität der NDT an das PW6000 Kerntriebwerk wurden die Schaufelgitter bis zur endgültigen Version in mehreren Iterationen profiliert und gestaffelt. Auch hier war das Design des PW6000 Übergangskanals inklusive eines modifizierten Rückhalterings an der Schnittstelle mit dem ersten Schaufelgitter (Vane2) zu berücksichtigen.

Für die so entstandene Beschau-felung wurde anschließend unter Berücksichtigung der Berst- und Presssitz-Kriterien für fliegende Erprobungsträger der Rotor ausgelegt. Passend zu den rotierenden Massen entstand das NDT-Gehäuse in Abhängigkeit von den Containment-Kriterien und den Fan-Blade-Out-Lasten.

Parallel dazu wurde das Luftsystem basierend auf den Eingangsgrößen des PW6000-Kerntriebwerks ausgelegt. Hier standen die Definition der Bürstendichtungen mit der Einstellung des richtigen Spaltverhaltens und die Definition des Luftstroms durch die gekühlte Vane2 im Vordergrund. Das so entstandene Design wurde final mit einer Spiele-Spalte-Analyse überprüft und in einem Design-Review freigegeben.

Im Anschluss an die Auslegungsphase erfolgte die Beschaffung der Hardware bei Lieferanten, bis auf Blade 2 und Vane 2 (siehe AP1.1), außerhalb des Förderprojektes. Ebenfalls außerhalb des Förderprojektes fand im Hause MTU die Fertigung der Rotoren und des vorderen Gehäuses, sowie die Fertigbearbeitung der Schaufeln statt.

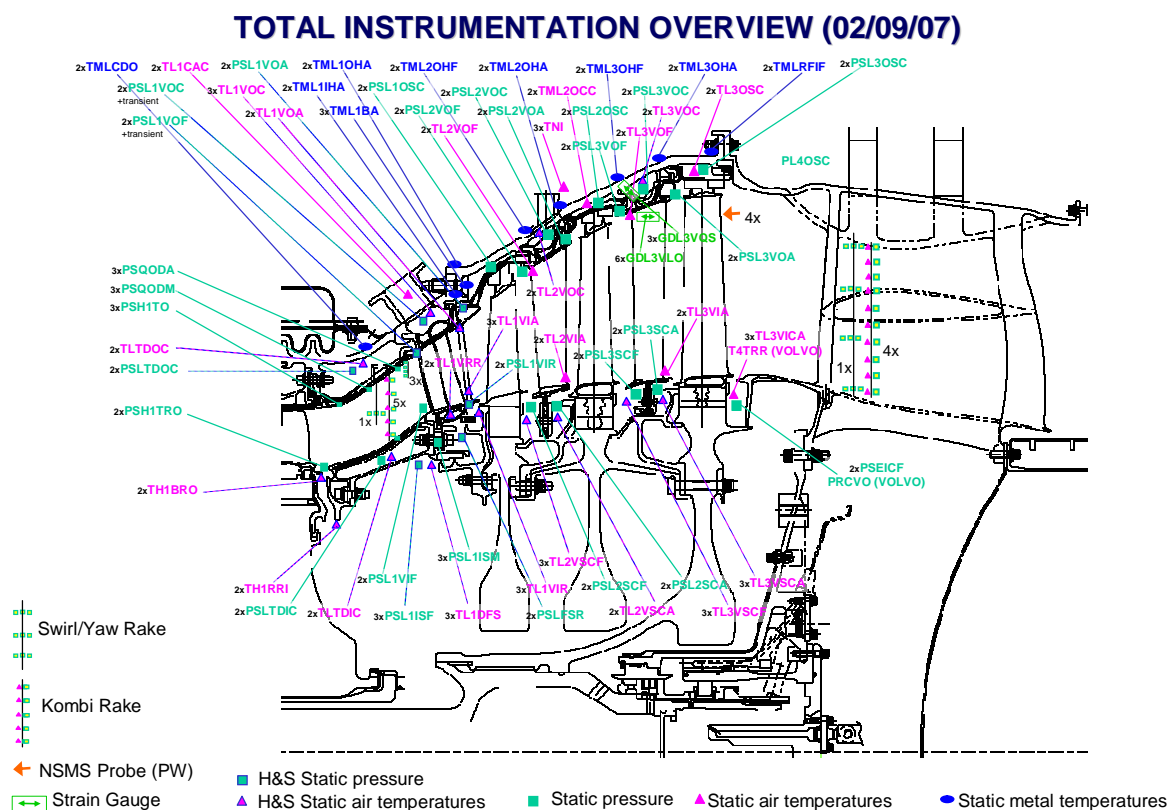


Abbildung 2: Instrumentierungsübersicht zum Versuchsträger

Parallel zur Hardware-Fertigung startete die Instrumentierungskonstruktion mit der Definition und Auslegung der Messstellen in der schnelllaufenden NDT. In Summe wurde die NDT mit 312 Messstellen instrumentiert. Davon sind 167 Messstellen auf

statischen Bauteilen aufgebracht und 145 Messstellen in verschiedenen Druck-/Temperatur- sowie Strömungs-Messsonden der 4.5-Ebene und 4.9-Ebene implementiert worden (vgl. Abbildung 2).

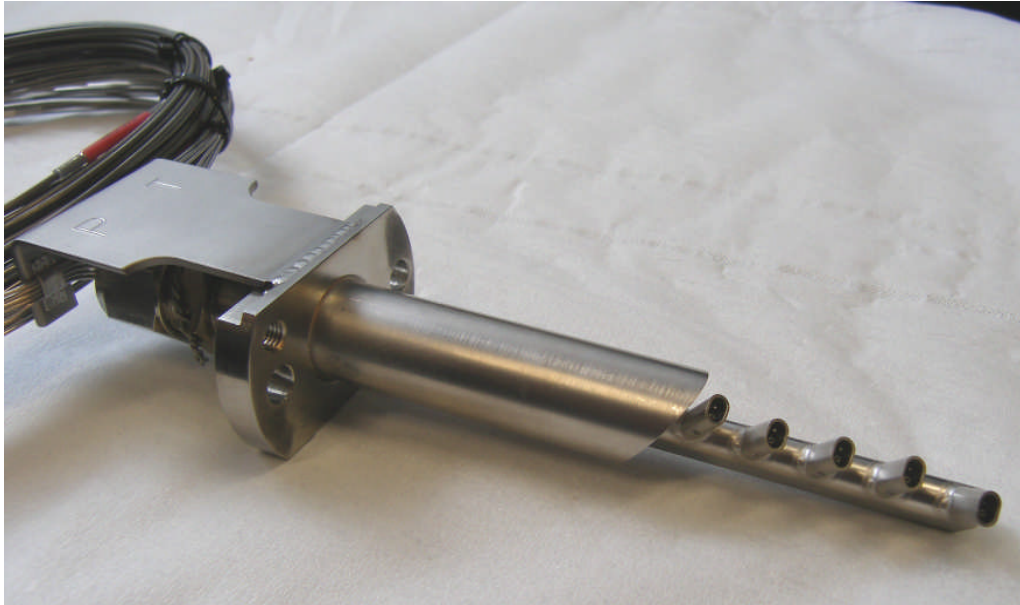


Abbildung 3: Hochtemperaturkombisonde in der Eintrittsebene der NDT



Abbildung 4: Messkiele mit Anordnung der Druck- und Temperatur-Messstelle

Aus werkstofftechnologischer Sicht sind die 4.5-Messsonden hervorzuheben. Es wurden die Sondenkörper aus einer PWA1484 Einkristallplatte herausgefräst und anschließend Messkiele mit Hochtemperatur-Vakuumlot eingelötet (s. Abbildung 3 und Abbildung 4). Zur Freigabe der Sondenkörper für den Triebwerksbetrieb wurden die Werkstoffcharakteristika über Rüttlertests ermittelt.

Mit der Hardware-Verfügbarkeit nach der Instrumentierung begann die Endmontage des NDT-Moduls Ende April 2007. Im Montageablauf wurden auch Partnerbauteile des Getriebefan-Demo von VOLVO und Pratt&Whitney integriert. Die Durchlaufzeit in der Endmontage inkl. Wuchtung betrug 7 Wochen und so erfolgte die termingerechte Auslieferung des Gesamtmodul NDT inkl. ND-Welle am 08.06.07 an Pratt&Whitney. Das Getriebefan-Demo-Triebwerk wurde bei Pratt&Whitney aufgebaut.

Zur Abstimmung technischer Inhalte während der Konstruktionsphase und der Montage war die Präsenz von MTU-Mitarbeitern vor Ort bei Pratt&Whitney in Hartford sehr hilfreich.

### **3.1.3 AP1.3 Durchführung Groundtest und Auswertung**

Nach dem Aufbau des Getriebefan-Demo-Triebwerks im Montagewerk des Partners Pratt&Whitney in Middletown (CT, USA) wurde das Testvehikel an den Pratt&Whitney – Freiprüfstand in Florida ausgeliefert. Nach Installation und pünktlichem, erfolgreichem Erstlauf im November 2007 wurden in Phase1 bis Ende Januar 2008, insgesamt ca. 129h Laufstunden akkumuliert. Dabei wurden Performance- und weitere Funktionsuntersuchungen durchgeführt. Die durch das Konzept des Getriebefans in Aussicht gestellten Verbesserungen bzgl. Lärm und Kraftstoffverbrauch konnten bestätigt werden. Operationell erweist sich das Triebwerk als gut betreibbar. Es wurde in sehr kurzer Zeit in Betrieb genommen und bereits nach 2 Testwochen auf Vollast gefahren.

Die Testdaten wurden MTU zur Verfügung gestellt und die Ergebnisse zwischen MTU und Pratt&Whitney diskutiert.



Abbildung 5: Getriebefan-Demo-Triebwerk am Pratt&Whitney-Prüfstand in Florida

Für die Phase 2 auf dem Freiprüfstand in Florida wurden einzelne Komponenten des Triebwerks getauscht. Es wurde ein Fan mit aerodynamisch verbesserten Schaufelprofilen eingebaut sowie eine flugtaugliche Konfiguration der Düse montiert. Bei dieser Gelegenheit konnte die schnelllaufende Niederdruckturbine durch Teilerlegung inspiziert werden und es wurden andere Laufschaufeln St. 2 eingebaut für einen optimierten Massendurchsatz. Die Flow-guides am äußeren Ringraum zwischen Laufschaufel St. 2 und Leitsegmenten St. 3 wurden modifiziert. Mit diesen Änderungen, die in der äußerst kurzen Zeit von nur 9 Wochen einschließlich Ab- und Wiedereinbau in den Prüfstand eingerüstet wurden, hat das Getriebefan-Demo-Triebwerk ca. weitere 120 Laufstunden absolviert.

Neben den Leistungs- und Lärmnachweisen für das Getriebefan-Konzept standen in der Phase 2 die Untersuchungen im Mittelpunkt, die zur Flugfreigabe des Demonstrator – Triebwerks benötigt werden. Darüber hinaus wurden wesentliche Kenntnisse über das transiente Betriebsverhalten und die Funktionalität der Reglersoftware erarbeitet. Die Untersuchungen gaben Aufschluss über das Schwingungsverhalten des getriebeübersetzten Niederdruck-Rotors, dem Konzept zur Ölkühlung sowie dem aerodynamischen Verhalten der Verstelldüse und der Sensitivität des Triebwerks gegenüber Eintrittsstörungen.

Ein Teil der Triebwerkstests in Phase 2 wurde mit synthetischem Kraftstoff gefahren, welcher von der NASA bereitgestellt wurde. Während der Tests am Freiprüfstand wurde die Freigabe des Triebwerks im Zusammenspiel mit der flugtauglichen Gondel und dem zugehörigen Einlauf erfolgreich abgeschlossen. Die Lärmmessungen wurden für die flugtaugliche Konfiguration des Antriebssystems mit Erfolg zum Abschluss gebracht.



Abbildung 6: Getriebefan-Demo-Triebwerk am Pratt&Whitney-Prüfstand in Florida (USA) mit Triebwerksgondel und Einlauf für die Flugtests

Das am 2. Juni 2008 bei Pratt&Whitney in East Hartford abgehaltene Flight Readiness Review (TD4-A) wurde erfolgreich bestanden. Damit hat das Getriebefan-Demo-Triebwerk mit den Ergebnissen der Tests am Freiprüfstand nachgewiesen, dass das Antriebssystem für einen Flugeinsatz bereit ist und dass mit dem Flugtestplan die Ziele der Flugtestkampagne erreicht werden können.

Die Leistungsanalyse ergab schlüssige Ergebnisse für die bei diesem Getriebefan-Demonstrator zu untersuchenden Komponenten. Insbesondere erfüllten der Fan sowie der schnelllaufende Booster und die schnelllaufende Niederdruckturbine die Erwartungen. Die Analyse von Pratt&Whitney belegt, dass es mit diesem Demonstra-



tortriebwerk gelungen ist, die Zielwerte hinsichtlich des Kraftstoffverbrauchs darzustellen.

Die Lärmmessungen zeigten ein eindrucksvoll niedriges Emissionsverhalten des Demonstrators durch den Fan und liegen im Bereich der Vorhersagen.

### **3.1.4 AP1.4 Durchführung Flighttest und Auswertung**

Unmittelbar im Anschluss an die erfolgreichen Bodenprüfstandstests wurde das Getriebefan-Demo-Triebwerk nach Plattsburgh (NY) überstellt, um die Flugtests der Phase 3 an der Pratt&Whitney-eigenen Boeing B747 vorzubereiten. Das Demo-Triebwerk wurde an der linken inneren Flügelposition installiert. Der Pylon zur Aufnahme dieses Triebwerks wurde speziell für diesen Einsatz konzipiert und gefertigt. Die für diese Anwendung spezifischen Geräte nebst Verkabelung waren bereits nach kurzer Testphase einsatzbereit. Der Erstflug fand am 11. Juli 2008 ohne technische Schwierigkeiten statt. Insgesamt 9 Flüge wurden in der Folgezeit bis zum 27. Juli mit insgesamt 43,54 Stunden Flugzeit absolviert. Diese Testflüge stellen einen wichtigen Meilenstein bei der Entwicklung der Geared Turbofan Triebwerke dar, denn damit wird erstmals ein modernes GTF-Triebwerk unter Höhenbedingungen betrieben. Die bei den Testflügen gewonnenen Daten und Erkenntnisse sind wesentliche Bausteine für die Weiterentwicklung und Optimierung des GTF-Triebwerkkonzepts.

Während der ersten Flüge war die Niederdruckturbine zur Überwachung der Temperaturen instrumentiert. Aufgrund der hervorragenden Ergebnisse, die gänzlich im Bereich der Vorhersagegenauigkeit lagen und eine sehr gute Übereinstimmung mit den Bodenprüfstandsdaten aufwiesen, konnte im Weiteren auf diese Instrumentierung verzichtet werden.

Im Mittelpunkt der Testflüge standen:

- Das Verhalten des Triebwerks bei Beschleunigung und Verzögerung in unterschiedlichen Flughöhen und bei unterschiedlicher Geschwindigkeit
- Funktions- und Leistungstests der Verstelleinrichtung an Düse und Niederdruckverdichter
- Wiederstartverhalten im Flug
- Schwingungsverhalten über den gesamten Betriebsbereich
- Leistungskalibrierung im Flug

Zwischen den einzelnen Flügen wurden die Bauteile des Triebwerks boroskopiert, wobei nichts Auffälliges festgestellt werden konnte. Der teilweise erhöhte Ölverbrauch wurde darauf zurückgeführt, dass das Öl-/Luftsystem aufgrund der gegebenen Komponenten nicht optimiert werden konnte. Der Ölverlust konnte durch eine ferngesteuerte Nachfülleinrichtung während des Flugs kompensiert werden.

Ab August 2008 stand für die Phase 4 das Demo-Triebwerk in Toulouse zum Einbau an der A340 zur Verfügung. Dort wurde das Triebwerk für die Airbusanwendung vorbereitet, in die Gondel integriert sowie alle notwendigen Service- und Datenerfassungsleitungen installiert. Am 26. September 2008 konnte der erste Bodenlauf am Flugzeug durchgeführt werden, der Erstflug fand am 14. Oktober 2008 statt. Airbus absolvierte ca. 76 Flugstunden bei insgesamt 27 Testflügen. Davon wurden drei Flüge zur Messung der Geräusch-Emissionen von der Moron Airbase (Spanien) aus durchgeführt. Die Flugtests wurden am 19. Dezember 2008 erfolgreich abgeschlossen. Das ausführliche Testprogramm (s. Abbildung 7) deckte alle wesentlichen Aspekte der Funktions- und Leistungsnachweise ab.

Die Leistungsanalyse bestätigt weitestgehend die Ergebnisse aus den Tests der Phasen 2 und 3. Die LPT liegt geringfügig über den Vorhersagen vor den Tests. Das Demo-Triebwerk hat sich als ausgesprochen robust erwiesen. Die Gesamtlaufzeit beträgt zum Abschluss der Testkampagne ca. 400 Stunden bei 506 Zyklen, wobei keinerlei mechanische Vorkommnisse berichtet wurden.

FTR Title	STATUS
Flutter envelope check	COMPLETE
Nacelle loads and vibration survey and FEM purpose	COMPLETE
Air Inlet Distortion	COMPLETE
Fan Suppression & VAFN Aero Perfo	COMPLETE
Test of Oil refill procedure	COMPLETE
VAFN System checkout	COMPLETE
Negative G	CANCELED
Ground & In-flight Starting	COMPLETE
Hydraulic fluid temperature monitoring	COMPLETE
Engine power calibration	COMPLETE
Windmilling	COMPLETE
Snap and rate accel/decel	COMPLETE
Engine Noise Trouble Shooting	COMPLETE
External Noise Measurements Campaign	COMPLETE
Near field noise measurements	COMPLETE
In-duct Engine Noise Signature Measurement Campaign	COMPLETE
Lift-off loads	COMPLETE
Engine vibration survey	COMPLETE
N1 free windmill	COMPLETE
Core and Fan compartment Ventilation tests	COMPLETE
Engine cooling performance in flight	COMPLETE
Pneumatic Anti-ice (PNIPS) in dry air	COMPLETE
APF thermal tests	COMPLETE

Abbildung 7: Flugtestplan am A340 (Phase 4)

Die Auswertung der Geräusch-Messungen liegt ausschließlich in der Hand von Airbus. Durch die Methode, die bei der Durchführung der Überflüge zur Geräuschmessung und der nachfolgenden Analyse angewandt wurde, sind die Ergebnisse der Kampagne eher qualitativ zu verstehen. Die Airbus-Analysen zeigen, dass der Anteil des GTF-Triebwerks an der Geräuschausbreitung in der Kabine im Vergleich zu den Serientriebwerken deutlich reduziert ist. Ein ähnliches Bild liegt auch bei der Betrachtung der äußeren Geräuschentwicklung vor. Die Test- und Analyseergebnisse werden von Pratt & Whitney und Airbus als großer Erfolg und als vielversprechende Bestätigung des Konzepts betrachtet.

Das Demo-Triebwerk und die Testausstattung wurde Anfang 2009 vom Flugzeug abgebaut und anschließend bei Pratt&Whitney im Werk Middletown zerlegt und befundet. Die LPT wurde als Kompletmodul zur MTU nach München geliefert. Im MTU Shop wurde nach der Zerlegung auf Bauteilebene eine genaue Befundung der Ein-

zelteile vorgenommen. Bei der Eindringstoffrisssprüfung wurden keinerlei Auffälligkeiten festgestellt. Alle Bauteile konnten ihre Integrität im Rahmen ihrer strukturellen mechanischen Auslegung zeigen. Die getestete Variante im Büstendichtungsdesign konnte überzeugen. Als einzige Schwachstelle trat ein Defekt bei den Honigwaben auf, der durch ein geändertes Herstellungsverfahren ausgelöst worden war. Dieser Defekt hat die Aussage des Test in Bezug auf die LPT – Leistung nicht ungünstig beeinflusst, jedoch klar aufgezeigt, dass eine Korrekturmaßnahme unverzichtbar ist.

Der Testbetrieb des GTF-Demonstrators hat für Pratt&Whitney und MTU gezeigt, dass dieses Triebwerkskonzept großes Potenzial besitzt, die nächste Generation der Single-Aisle Flugzeuge erfolgreich anzutreiben. Diese Einschätzung wird durch die durchweg positiven Aussagen der Zellenhersteller untermauert.

Mit der Zerlegung und Befundung des LPT-Moduls und dem Clean Lay Out der Bauteile im Juni 2009 ist das Projekt Getriebefan-Demonstrator der ersten Generation erfolgreich abgeschlossen worden.



Abbildung 8: Getriebefan-Demo-Triebwerk PW1000G am Flying Testbed Boeing 747



Abbildung 9: Start zum Erstflug der Boeing 747 mit dem PW1000G



Abbildung 10: Vorbereitung zum Erstflug in Toulouse des Flying Testbed Airbus A340-600 mit dem PW1000G

## **3.2 AP2 GTF Leichtbauwerkstoffe**

### **3.2.1 AP2.1 Gehäusewerkstoff ATI 718Plus®**

#### **3.2.1.1 Arbeitspaket Nr. 2.1.1 Engineering**

Die Einsetzbarkeit von ATI 718Plus® für bestehende Niederdruckturbinen-Gehäuse sowie für neue Triebwerke wurde 2008 in einer Studie überprüft, wobei die aktuell gültigen Werkstoffkenntnisse zugrunde gelegt wurden. Zu betrachten war der Einfluss eines Werkstoffwechsels auf Gewicht und Treibstoffverbrauch von Triebwerken, deren Turbinengehäuse üblicherweise aus Waspaloy oder Inconel 718 gefertigt sind. Das Ergebnis zeigt, dass ein Wechsel grundsätzlich möglich ist. Zum momentanen Zeitpunkt jedoch wird die Attraktivität von ATI 718Plus® durch einen zu geringen Kostenvorteil gegenüber Waspaloy, die begrenzte Temperaturbeständigkeit und Unsicherheiten in der Durchschlagsfestigkeit eingeschränkt. Bei zukünftigen Triebwerkentwicklungen bietet ATI 718Plus® eine gute Werkstoffalternative für den Einsatz in Niederdruckturbinen-Gehäusen.

#### **3.2.1.2 Arbeitspaket Nr. 2.1.2 Sensitivitätsstudie**

In einer Sensitivitätsstudie wurde sowohl der Einfluss von herstellungsbedingten Parametern (Legierungszusammensetzung, Schmiedetemperaturen) als auch von Langzeitauslagerung auf das Gefüge und die mechanischen Eigenschaften der Legierung ATI 718Plus® untersucht. Das Arbeitspaket wurde Ende 2008 planmäßig abgeschlossen. Anhand des Überalterungsverhaltens bei Langzeitauslagerung wird die maximale Einsatztemperatur eines Werkstoffes definiert. Hierfür wurden an ATI 718Plus® sowohl metallographische und elektronenmikroskopische Analysen durchgeführt, wie auch die Entwicklung von mechanischen Kennwerten bei unterschiedlichen Auslagerungstemperaturen und -zeiten untersucht. MTU ermittelte für den Werkstoff eine maximale Einsatztemperatur, die deutlich oberhalb der von Inconel 718 liegt, jedoch etwas niedriger ist als vom Legierungshersteller angegeben. Hierbei ist zu beachten, dass die Temperatureinsatzgrenze stark von den gewählten Kriterien abhängen kann.

### 3.2.1.3 Arbeitspaket Nr. AP 2.1.3 Werkstoffdaten

Die Ermittlung der Grundwerkstoffdaten (physikalische Eigenschaften, statische Festigkeit, Ermüdungsfestigkeit, Zeitstand und Verhalten im angerissenen Zustand) wurde Ende 2008 planmäßig abgeschlossen. Durch umfangreiche Prüfungen an unterschiedlichen Materialchargen konnten weitreichende Erkenntnisse über das Werkstoffverhalten gesammelt werden. Die Daten wurden statistisch ausgewertet und liefern somit die Grundlage für die Auslegung von Bauteilen. Die Ergebnisse bestätigen das hohe Potential von ATI 718Plus<sup>®</sup> im Vergleich zu anderen Gehäusewerkstoffen hinsichtlich eines Großteils der relevanten Werkstoffdaten.

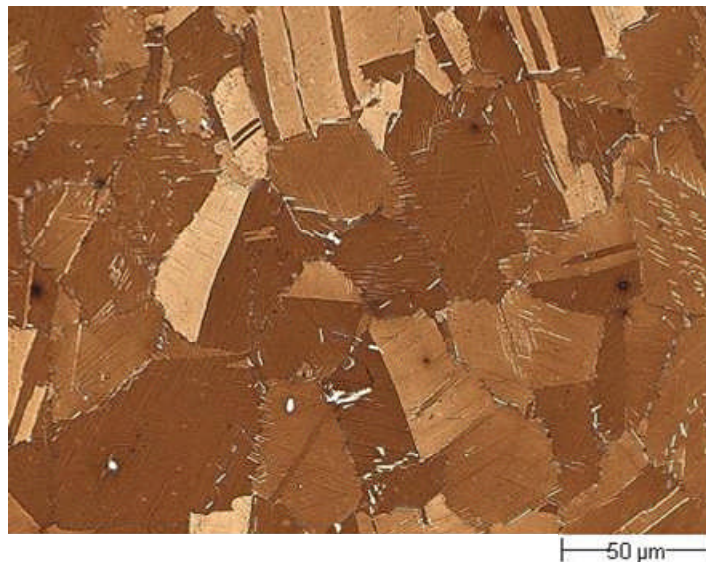


Abbildung 11: Mikrostruktur der Legierung ATI 718Plus<sup>®</sup>, lichtmikroskopische Aufnahme eines farbgeätzten Schiffs quer zum Ringumfang (Vergrößerung 500:1)

### 3.2.1.4 Arbeitspaket Nr. 2.1.4 Fertigungsentwicklung

Im Rahmen dieser Studie wurden sowohl eine Bewertung der Herstellbarkeit von gewalzten Teilen aus ATI 718Plus<sup>®</sup> vorgenommen, als auch Untersuchungen zur mechanischen Bearbeitbarkeit und Schweißbarkeit der Legierung durchgeführt. Das Arbeitspaket kam Ende 2008 erfolgreich zum Abschluss. In zahlreichen Schmiedeversuchen mit variierenden Parametern wurde die Herstellbarkeit von Ringen aus ATI 718Plus<sup>®</sup> nachgewiesen. Außerdem konnte ein Turbinengehäuse-Prototyp gefertigt werden.



Abbildung 12: Gehäuse-Rohteil der Legierung ATI 718Plus® nach dem Schmieden

Die mechanische Bearbeitbarkeit wurde im Vergleich zu Waspaloy und Inconel 718 bewertet, wobei Versuche zum Drehen, Bohren und Fräsen stattfanden. Im Ergebnis zeigen die Untersuchungen, dass sich ATI 718Plus® mit standardisierten Parametern bearbeiten lässt. Vor der Festlegung von Serienbearbeitungsparametern ist jedoch eine bauteilspezifische Prozessoptimierung erforderlich.

Zur Bewertung der Schweißbarkeit wurden Elektronenstrahl-Schweißungen mit unterschiedlichen Parametern erprobt und metallographisch untersucht. Die Resultate zeigen ein besseres Schweißverhalten von ATI 718Plus® gegenüber Waspaloy hinsichtlich Rissbildung in der Wärmeeinflusszone. Außerdem wurde eine geeignete Wärmenachbehandlung nach dem Schweißen identifiziert, wobei Versuche zum Eigenspannungsabbau sowie zum Einfluss der Wärmebehandlung auf die Werkstofffestigkeit die Grundlage bildeten.

### **3.2.2 AP2.2 TiAl Beschau felung (Studie)**

#### Herstellung von Prüfproben

Die Prüfproben wurden gemäß MTU Spezifikation aus geschmiedetem Probenmaterial hergestellt. Die Radien im Übergang vom Prüfquerschnitt zur Prüflänge und die Verhältnisse von Probenkopf- zu Prüfquerschnittsfläche wurden für den spröden Werkstoff neu konstruiert, um Probenbruch im Bereich der Radien zu vermeiden und damit eine genauere Auswertung des Versuchs zu ermöglichen.



### Zug - und Warmzugversuche

Die Zug- und Warmzugversuche erfolgten nach standardisierten Prüfverfahren von Raumtemperatur bis 800 °C. Als Ergebnis zeigt sich eine für diesen Werkstoff relativ hohe Festigkeit und Duktilität. Durch den Schmiedeprozess und die anschließende Wärmebehandlung wird ein sehr feines, relativ homogenes Gefüge eingestellt.

### HCF-, LCF- und Kriechversuche

Die HCF-, LCF- und Kriechversuche erfolgten nach standardisierten Prüfverfahren bei Raumtemperatur bis 800 °C. Die Lebensdauer wurde bei den Langzeitermüdungs-(HCF-) Versuchen mit unterschiedlichen Lasten und Umgebungsbedingungen untersucht.

### Designkriterien

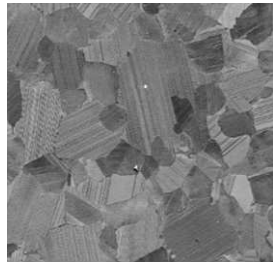
Bei der Entwicklung von Designkriterien für Beanspruchung durch Ermüdung (High Cycle Fatigue und Low Cycle Fatigue) und Kriechen werden die maximalen Spannungen und Lastzyklen- bzw. Zeiten so limitiert, dass sich keine Risse bilden können, die wachsen und zu einem Gewaltbruch des Bauteils führen könnten. Unter der Berücksichtigung der Versprödung der Bauteilrandzone im Betrieb werden die elastischen und plastischen Verformungen unter einer kritischen Gesamtdehnung gehalten. Bleiben die Dehnungen im Betrieb des Bauteils unter diesem Wert, dann werden aufgrund der mechanischen Lasten keine TiAl Schaufeln durch Ermüdung und Kriechen versagen.

Für die Festlegung bruchmechanischer Designkriterien ist ein Schwellwert für die Rissausbreitung ermittelt worden. Die linear-elastische bruchmechanische Ableitung der maximalen lokalen Defektgröße abhängig von der lokalen Spannungsverteilung in einer TiAl Schaufel ist berechnet worden.

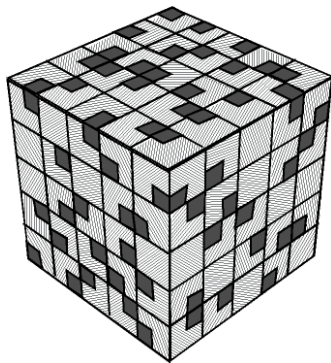
### Werkstoffmodell

Das Institut für Werkstoff-Forschung des DLR e. V. Köln entwickelte ein Verformungsmodell (Abbildung 13), das lokale Spannungen und Dehnungen aus den kristallplastischen Verformungen der unterschiedlichen Gefügebestandteile der TiAl Le-

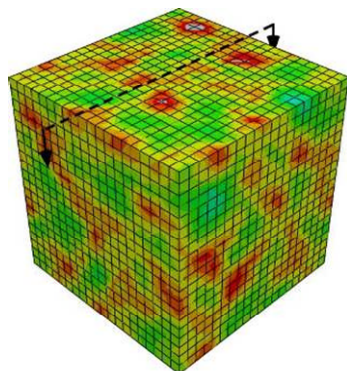
gierung berechnet. Dabei werden metallografisch die Gefügebestandteile identifiziert und ihre Anteile am Gesamtgefüge quantifiziert. Die kristallplastische Verformung, d.h. die Verformung der einzelnen Gefügebestandteile durch Versetzungen, wird dabei berücksichtigt. Auf Basis dieses Modells kann das Gefüge des TiAl Werkstoffes durch Umformen und Wärmebehandeln so optimiert werden, dass die Designkriterien erfüllt werden können. Als für die Anwendung kritisches Designkriterium wurde die Limitierung der elastisch-plastischen Dehnung in Betriebsatmosphäre bei Betriebstemperaturen neu entwickelt und validiert.



Duplex-Gefüge mit globularen und lamellaren Anteilen



3D-mikromechanisches Modell des Gefüges mit globularen und lamellaren Anteilen



3D FE Modell der lokalen Spannungsverteilungen

Abbildung 13: Mikromechanisches Modell für die Simulation des Gefügeeinflusses

Der TiAl-Werkstoff versprödet in der Bauteilrandzone durch Sauerstoffaufnahme. Untersuchungen zeigten, dass sich bei Gesamtdehnungen über einem kritischen Wert Risse in der versprödeten Randzone bilden.

Zur Validierung des Werkstoffmodells wurde die Spannungs- / Dehnungskurve für eine Härtemessung mittels Nanoindentation ermittelt (Abbildung 14). Der Vergleich mit den Messergebnissen zeigt eine Abweichung des vorhergesagten Elastizitätsmoduls mit dem gemessenen. Die Werte des Elastizitätsmoduls gemessen mit der Nanoindentations-Methode sind höher als die berechneten. Die Differenz lässt sich damit erklären, dass bei der Messung das umgebende Gefüge zur Steifigkeit eines Gefügebestandteiles beiträgt, was bei der Simulation nicht berücksichtigt wurde.

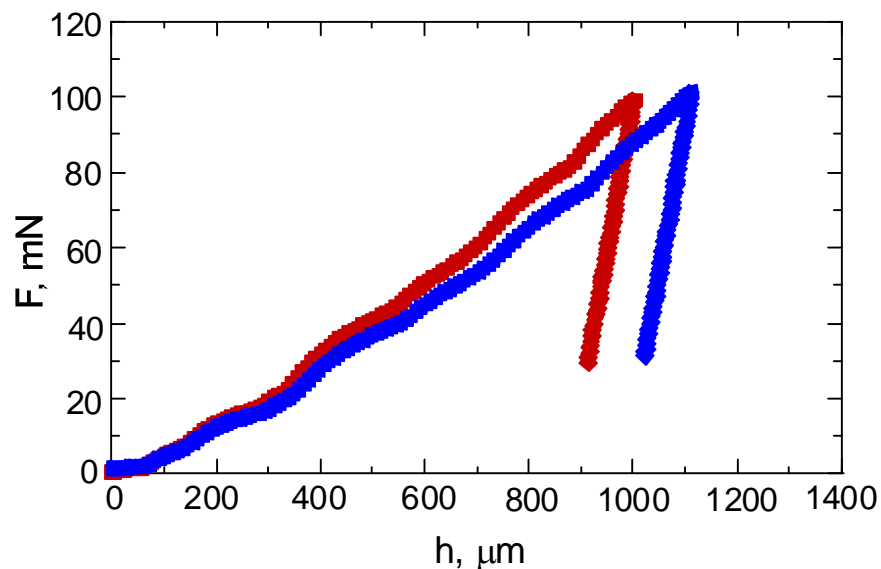


Abbildung 14: Kraft – Weg Diagramm für eine Härtemessung (Nanoindentation) simuliert unter Anwendung des Werkstoffmodells für TiAl

### 3.2.3 AP2.3 TiAl Beschau felung (Bauteilprogramm)

Die Entwicklung und Festlegung eines werkstoffgerechten Designs und der Herstellroute für Turbinenschaufeln aus Gamma-TiAl für schnelllaufende Niederdruckturbinen wurde im Rahmen des Arbeitspaketes 2.3 durchgeführt.

#### Schaufeldesign

Die Konstruktion der Testschaufeln erfolgte gemäß den Anforderungen für schnelllaufende Turbinen und der verfügbaren Datenbasis, unter besonderer Berücksichtigung der Sprödigkeit des vorliegenden Werkstoffes.

#### Schaufelherstellung

Die Herstellung der Testschaufeln erfolgte durch isothermes Schmieden stranggepresster zylindrischer Stangen mit einem Durchmesser von 25 mm und einer Länge von 175 mm mit Molybdängesenken. Das Schmieden erfolgte in zwei Schritten, dem Vor- sowie dem Fertigschmieden. Zwischen diesen Schmiedeschritten wurde das Gesenk auf die Schmiedetemperatur aufgeheizt. Für die Fertigbearbeitung der Roh- teile zu testbaren Fertigteilen sind Untersuchungen zur Fräsbarkeit durchgeführt worden. Dabei zeigte sich, dass das Material in einem Parameterfenster fräsbar ist, welches industriell in der Produktion anwendbar ist.

#### Werkstoffqualität & Werkstoffdaten & Werkstoffmechanik

Für die geschmiedeten Schaufeln wurde ein industriell anwendbares Prozessparameterfenster für die Wärmebehandlung entwickelt. Mit diesen Wärmebehandlungsparametern wurde zur Sicherstellung ausreichender Festigkeit ein hinreichend gleichmäßiges Werkstoffgefüge eingestellt (Abbildung 15).

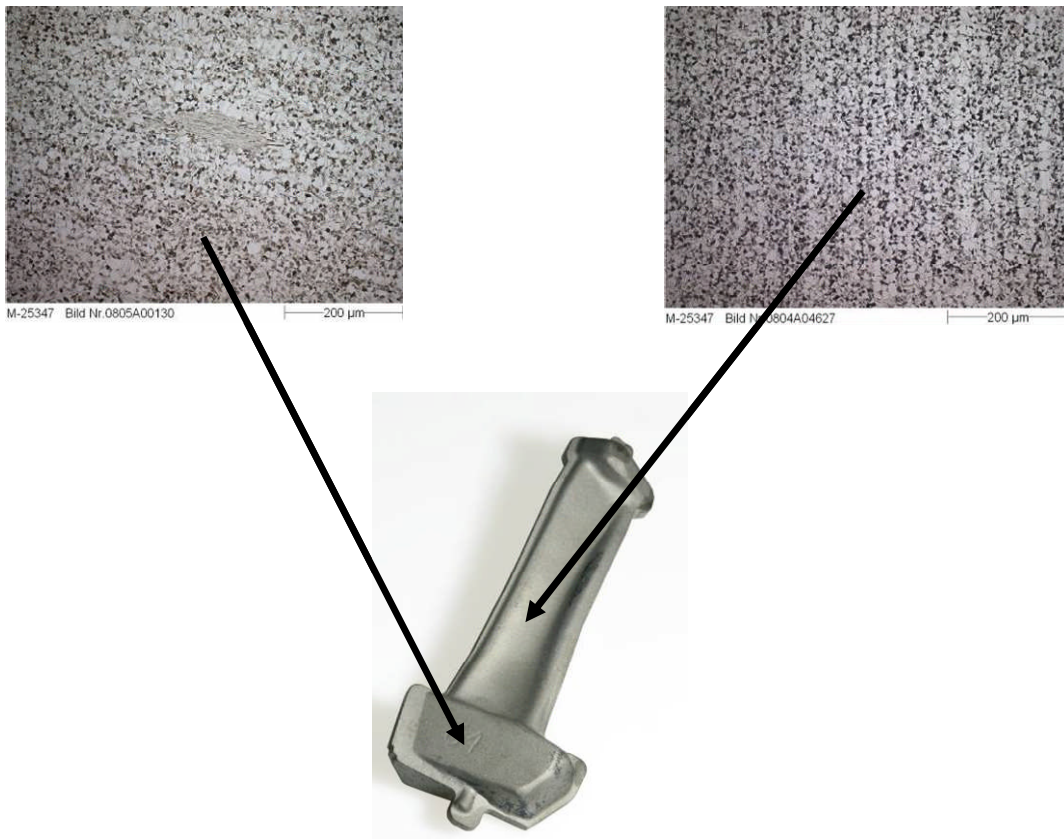


Abbildung 15: TNB V5 Schaufelrohrtteil (isotherm geschmiedet)

### Bearbeitungsqualität

Bei der Fräsbearbeitung wurde ein Verfahren entwickelt, mit dem die hohen Toleranz-Forderungen, insbesondere für die Tragflanken der Schaufel eingehalten werden können. Das Einhalten dieser Toleranzen ist wesentlich für die Zuverlässigkeit des Designs. Das Schaufelblatt und der Schaufelfuß wurden durch Fräsen mit herkömmlichen Schneidwerkstoffen bearbeitet.

### Schaufeltest

Die durch Schmieden und Fräsen hergestellten Schaufeln wurden in einem Schleuder-aufbau bei einer Temperatur von 300 °C und Redline-Drehzahlen über 20.000 Zyklen a' 1,5 Minuten getestet.

Die getesteten Schaufeln (Abbildung 16) wurden geometrisch vermessen und mikroanalytisch nachuntersucht. Die geometrische Vermessung der getesteten Schaufeln ergab keine messbare plastische Verformung in den geforderten Toleranzen, aber eine höhere Rauigkeit der Flanken der Schaufelfuß-Verzahnungen.



Abbildung 16: TiAl-Testschaufeln

### Schutzsysteme

Die Untersuchungen zur Verschleißfestigkeit und dem Frettingverhalten ergaben, dass für die TiAl-NDT-Schaufel eine Schutzschicht im Bereich der Z – Notch und den Tragflanken des Schaufelfußes erforderlich ist.

Als Schutzschichten sind PVD-(Physical-Vapour-Deposition) Schichten auf Nitridbasis wie z.B. CrAlYN geeignet. Der Aufbau der Schicht erfolgt in Nanometer-dicken Lagen. Durch den PVD Prozess wird das TiAl Grundmaterial nicht beschädigt.

### Oberflächenverfestigung

In Zusammenarbeit mit der TU Cottbus wurden umfangreiche Untersuchungen zum Einfluss von Strahlen auf die Lebensdauer von TiAl durchgeführt (Abbildung 17). Im Vergleich zum elektroplierten Ausgangszustand zeigt sich:

- nur geringfügige Lebensdauererhöhung durch Festwalzen
- geringe Lebensdauererhöhung durch Strahlen

- die durch Ultraschallkugelstrahlen erreichte Lebensdauer ist geringer als beim konventionellen Kugelstrahlen
- deutlich verbesserte Lebensdauer im gedrehten, ungestrahlten Zustand
- massiver Lebensdauerabfall der gestrahlten Proben nach Auslagerung

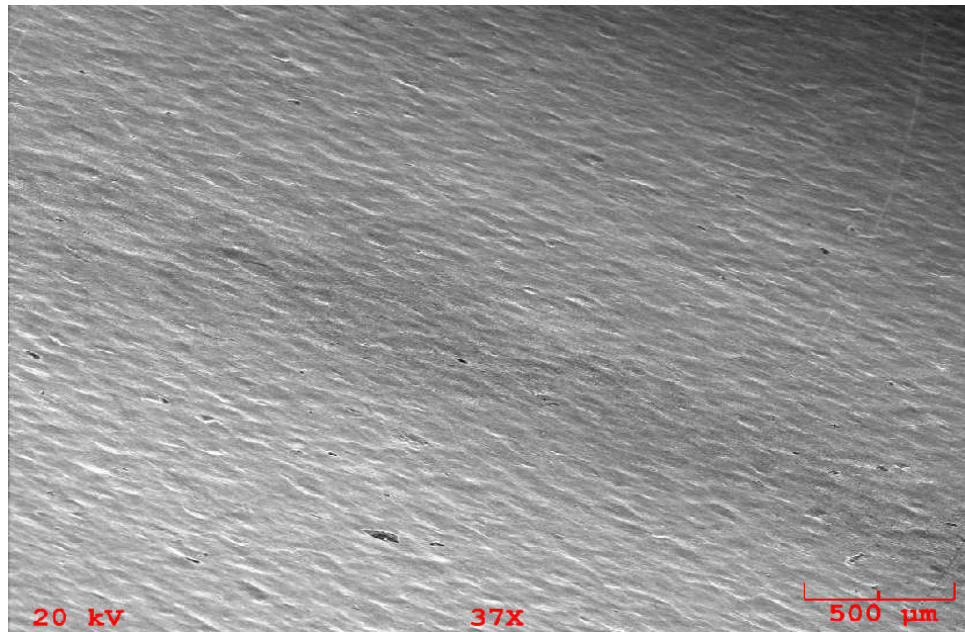


Abbildung 17: Kugelgestrahlte Oberfläche mit einer Rauigkeit von Ra 25,9 µm.

### 3.3 AP3 Verteiltes Reglersystem

#### 3.3.1 AP3.1 Designphase

##### Definition des hydromechanischen Konzepts für ein Smart Fuel System

In mehreren Konzeptstudien wurden unterschiedliche Varianten von hydromechanischen Pumpen und diverse Kombinationen elektrischer Antriebe für ein Smart Fuel System (SFS) untersucht. Bei den Konzeptstudien lag der Schwerpunkt auf dem zu erwartenden Gewicht und der Systemzuverlässigkeit, da das SFS in Konkurrenz zu einem konventionellen Kraftstoffsystem steht (mechanisch angetriebene Pumpen + Fuel Metering Unit). Als am besten geeignetes Konzept wurde das in Abbildung 18 schematisch skizzierte System mit einer Kreiselpumpe (Centrifugal Pump, CP) und einer verstellbaren Flügelzellenpumpe (Vane Pump, VP) ausgewählt.

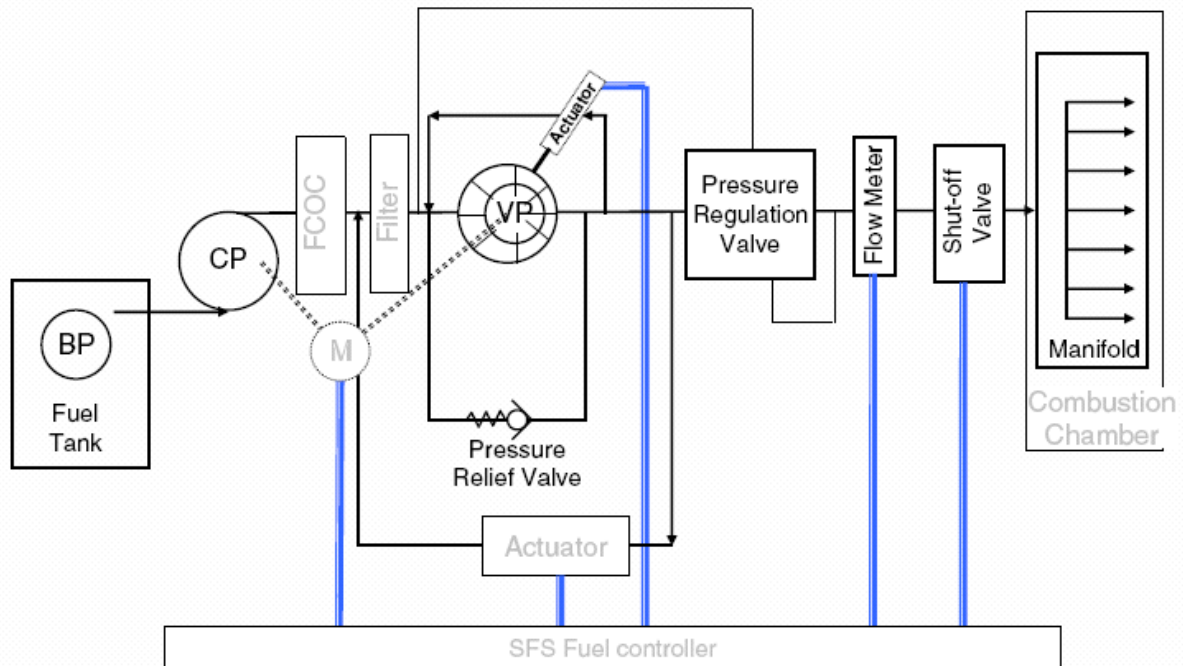


Abbildung 18: Konzept für elektrisches Kraftstoffsystem

Hier werden beide Pumpen von einem Elektromotor über eine gemeinsame Welle angetrieben. Wie allgemein üblich wird die Kreiselpumpe als erste Pumpenstufe für den Vordruckaufbau genutzt. Dies stellt einen ausreichend hohen Eintrittsdruck in die zweite Pumpenstufe sicher, um dort Kavitation unter allen Betriebsbedingungen sicher zu verhindern. Für diese zweite Pumpenstufe, welche für den Druckaufbau und die Kraftstoffzumessung verantwortlich ist (englischer Oberbegriff „Demand Fuel System“), wird eine stark verbesserte, robuste Flügelzellenpumpe (vom Hersteller als Variable Displacement Ring Pump, VDRP, bezeichnet) eingesetzt. Diese Pumpe erlaubt die Kraftstoffzumessung durch zwei eigenständige Stellmechanismen, die Pumpendrehzahl und die Veränderung des Verdrängungsvolumens (displacement) durch Verschiebung des inneren Pumperings aus seinem geometrischen Mittelpunkt. Dies ermöglicht auch die Einhaltung einer erforderlichen Mindestdrehzahl, um ausreichenden Druckaufbau in der Kreiselpumpe und eine minimale Frequenz von Durchsatz- und Druckwelligkeit (fuel ripple) zu gewährleisten. Ein vom Pumpenhersteller zur Verfügung gestellter Massendurchflussmesser ist Teil dieser SFS-Variante.



Durch die gewählte SFS-Konfiguration mit gemeinsamem elektrischem Antrieb von Kreiselpumpe und VDRP wird ein Gewichtsvorteil gegenüber einem konventionellen Kraftstoffsystem erreicht. Die Zuverlässigkeit bewegt sich trotz zusätzlicher Elektronik im Bereich des konventionellen Systems. Gegenüber diesem wird durch den bedarfsorientierten Pumpen-Kraftstoffdurchsatz ein besserer Systemwirkungsgrad erreicht, der bei diesbezüglich kritischen Flugbedingungen zu einer Verdoppelung der Kapazität als Wärmesenke für den Ölkühler (FCOC, Fuel Cooled Oil Cooler) des Triebwerks-Ölsystems führt. Beim konventionellen Kraftstoffsystem dagegen werden Kreisel- und Zahnradpumpe von der Hochdruckwelle des Triebwerks angetrieben, wobei überschüssiger Kraftstoff in der Kraftstoff-Zumesseinheit (Fuel Metering Unit, FMU) abgesteuert wird, im System zirkuliert und dadurch den Kraftstoff aufheizt.

Zum Vergleich mit dem bevorzugten SFS-Konzept mit VDRP wird zuerst ein SFS mit Kreisel-Vordruckpumpe und Zahnrad-Zumesspumpe (Gear Pump, GP) aufgebaut und getestet. Da nur die Drehzahl geregelt wird, ist das System einfacher als das VDRP-System. Ein Problem liegt bei kleinen Drehzahlen im praktisch nicht vorhandenen Druckaufbau der Kreiselpumpe. Ein weiteres Problem bei kleiner Drehzahl ist die niederfrequente Durchsatz- und Druckwelligkeit der Zahnradpumpe, zusätzlich verbunden mit höheren Amplituden als bei der VDRP. Beim GP-System wird der Turbinen-Durchflussmesser des MTU-Prüfstands zur Durchsatzregelung verwendet.

#### Definition des Pumpenlieferanten

Als Partner (außerhalb des Projektes) für die Entwicklung des hydromechanischen Anteils des SFS wurde im Rahmen einer Technologie-Partnerschaft die Firma Argo-Tech (USA) ausgewählt, die inzwischen zur Eaton Aerospace Group (ebenfalls USA) gehört. Durch den Kauf von ArgoTech ist Eaton jetzt einer der größten Hersteller von Triebwerks-Kraftstoffpumpen und besitzt mit seiner innovativen VDRP ein Alleinstellungsmerkmal. Eaton stellte neben der Kombination einer Kreisel-Vordruckpumpe mit einer Zumess-VDRP sowie einem neuentwickelten Massen-Durchflussmesser auch eine vorhandene Pumpeneinheit mit Kreiselpumpe und Zahnradpumpe zur Verfügung. Die im Besitz von Eaton befindlichen Versuchsträger wurden nach Beendigung der Versuche demontiert und vereinbarungsgemäß zurückgesandt.

Eaton führt damit abschließende Untersuchungen, die Demontage sowie die Befundung der Einzelkomponenten durch.

#### Definition der Zielhardware für den digitalen Regler

Für die Implementierung des digitalen Reglers wurde eine bestehende elektrische Reglerhardware für die Funktionsdemonstration genutzt. Diese beinhaltet die notwendige Rechenleistung und eine Dual-Lane-Architektur. Sie trägt MTU-intern die Bezeichnung FETU (Flexible Electrical Test Unit), siehe Abbildung 19. Der Vorteil der FETU ist, auf bestehende Software-Tools zurück greifen zu können, die Schnittstellen der Reglereinheit durch weitere Schnittstellenkarten auf die jeweilige Applikation erweitern zu können, und wenn erforderlich auch die Dual-Lane-Logik einsetzen zu können.



Abbildung 19: 19'-Rack mit FETU-Board

Das FETU-Board wird grundsätzlich für die Prototypenentwicklung von neuen Triebwerksreglern genutzt. Da das SFS-System die nächste Generation von Triebwerksreglerarchitekturen darstellt und zum anderen in einer späteren Ausbaustufe mögliche Datenbuskommunikationen relativ einfach integriert werden können sollen, wurde die Entscheidung bewusst gegen das dSpace<sup>®</sup>-System getroffen.

Für das FETU-Board wurde die erforderliche hardwarenahe Betriebssoftware (Schnittstellentreiber, Kommunikationsanbindung, Schnittstelle zum auto-codierten Fuel Controller, Data Management inkl. Data Storage) mit einem einfachen Opera-

ting System Scheduler (siehe Abbildung 20) gemäß den MTU-Software-Richtlinien entwickelt und implementiert. Als Designanleitung wurde die zuvor erstellte System Requirements Specification (SRS) benutzt. Das Softwaredesign und die Softwareentwicklung wurden erfolgreich im 1. Halbjahr 2008 abgeschlossen. Während der Prüfstandtests wurde jedoch bei Bedarf Support von Seitens der Softwareentwicklung geleistet, um mögliche Anomalitäten zu beheben.

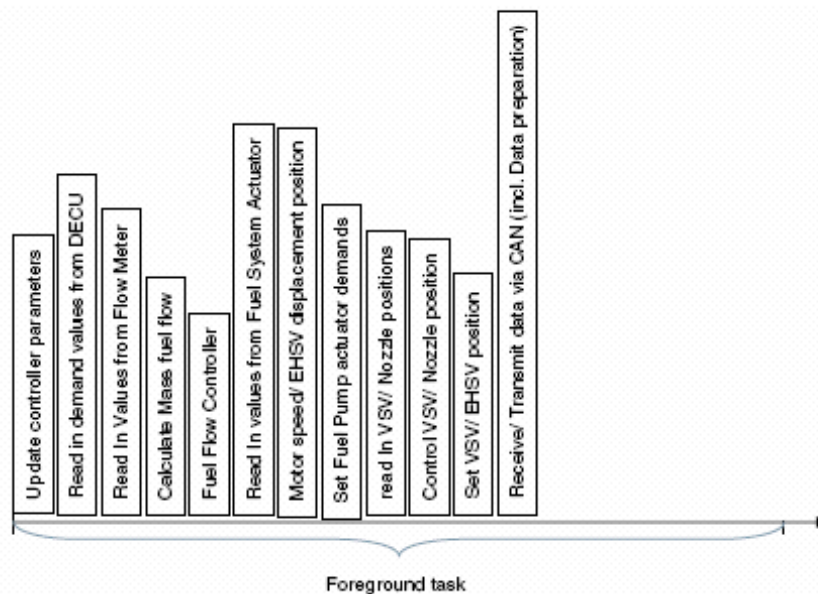


Abbildung 20: Schematischer Aufbau des SFS Scheduler

Für den Funktionstest des SFS wurden zwei konventionelle, in Reihe angeordnete Asynchronmotoren mit Frequenzumrichtern eingesetzt. Für die Datenvisualisierung und Reglerparameterverstellung ist eine dSpace-Einheit eingeplant, welche mittels CAN-Bus mit dem Regler kommuniziert. Für das Setzen der Stellkommandos soll dabei eine vorhandene DECU (Digital Engine Control Unit) benutzt werden, welche am Prüfstand in eine Hardware-In-the-Loop-Umgebung eingebunden ist. Entsprechend der Definition ergibt sich somit eine Architektur wie in Abbildung 21 dargestellt.

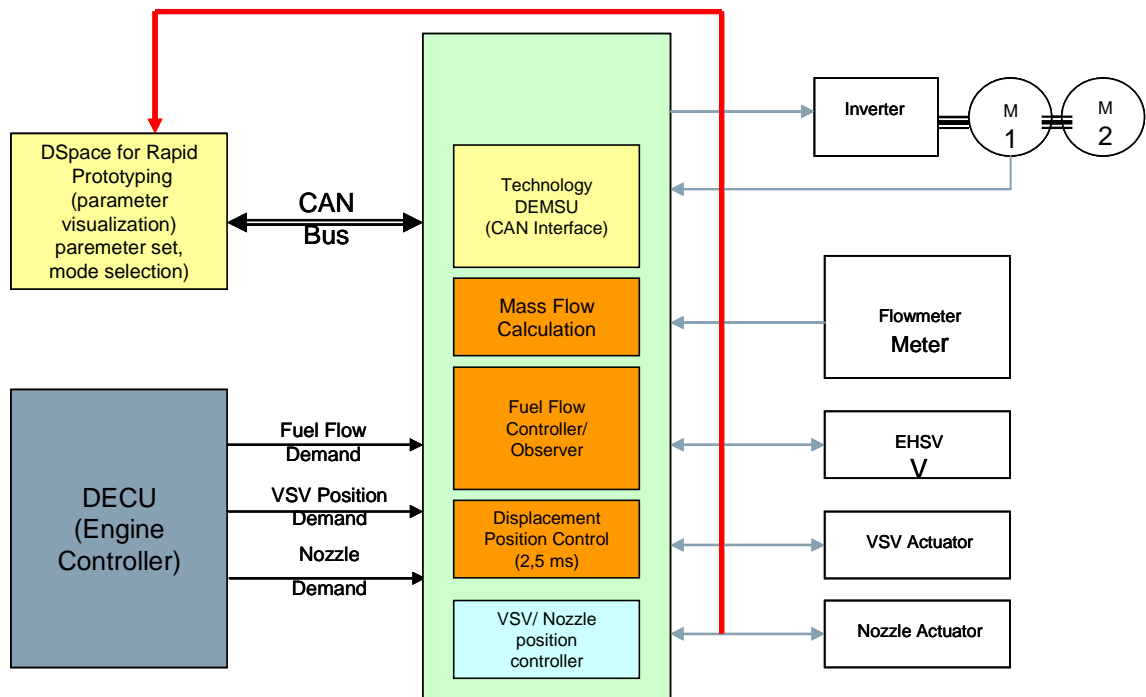


Abbildung 21: Elektrische Struktur des SFS-Funktionsdemonstrators

### Design eines UIB (User Interface Board) für den Regler

Für den Regler wurde eine applikationsspezifische Schnittstellenkarte (User Interface Board, UIB) entwickelt und gefertigt, und anschließend im Labor eine Inbetriebnahme mit dem FETU-Board durchgeführt. Dieses bedient unterschiedliche elektrische FETU-Schnittstellen für die erforderlichen Funktionen.

### Design und Simulation des Fuel Controllers

Zum besseren Verständnis der Regelstrecke wurde in Zusammenarbeit mit dem Pumpenlieferanten ein Matlab<sup>®</sup>/Simulink-Modell entwickelt, welches die Strecke Pumpe – Motor, inklusive Ansteuerlektronik und Flowmeter, nachbildet. Das entsprechende Modell ist in Abbildung 22 in Matlab<sup>®</sup>/Simulink dargestellt. Dieses Modell wurde dann im zweiten Schritt für die Entwicklung des Fuel Flow Controllers eingesetzt. Dabei wurde ein bei der MTU optimierter, adaptiver PID-Regler verwendet und um die entsprechenden Beobachter erweitert. Durch den Einsatz der VDRP werden die beiden Stellglieder Pumpendrehzahl und Verdrängungsvolumen (displacement) durch zwei eigenständige Regler (siehe Abbildung 23) gesteuert.

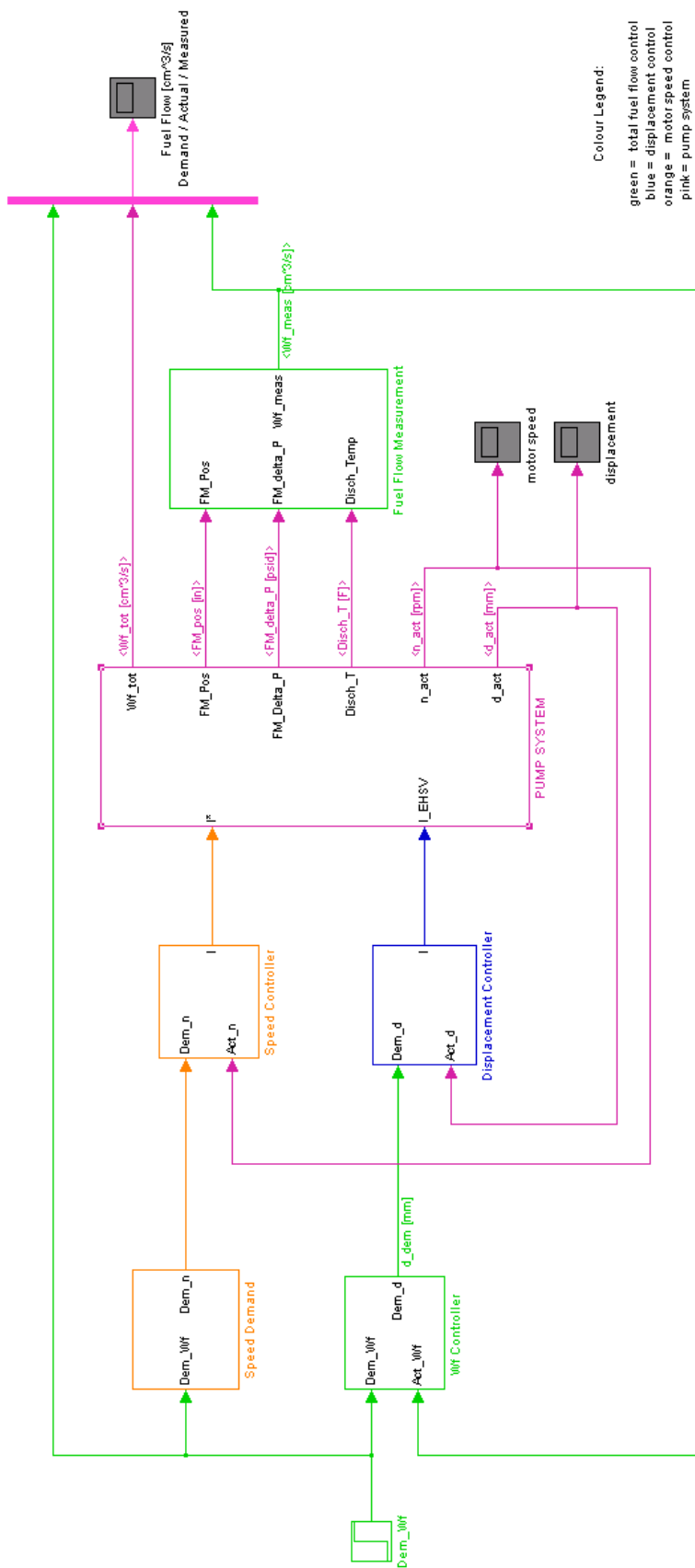


Abbildung 22: Fuel Controller Simulation

Der erarbeitete Regler zeigte in der Simulation die gewünschten Ergebnisse (siehe Abbildung 24) und wurde mittels Autocodierung in die FETU-Hardware portiert. Mittels der Closed-Loop-Simulation wurden dabei alle relevanten Tests vom Fuel System Controller durchgeführt. Für weitere Verifikationen und Validationen wurde ein spezieller VSV-Regler implementiert, der mit dem Fuel Controller kommuniziert. Auch wurde der bestehende Regler inklusive der Strecke (Pumpe - Motor) in eine zivile Triebwerkssimulation eingebunden, um früh erste Simulationsergebnisse mit dem transienten Modell eines realistischen Triebwerks zu erhalten und einen direkten Vergleich mit einem konventionellen Kraftstoffsystem zu ermöglichen. Die erarbeiteten SFS-Regler wurden gemäß der MTU-Modellierungsrichtlinie soweit optimiert, dass mittels Autocodierung eine für das FETU Board adäquate Reglersoftware aus der Matlab®/ Simulink-Umgebung erstellt werden kann, welche dann in das FETU-Board integriert wird.

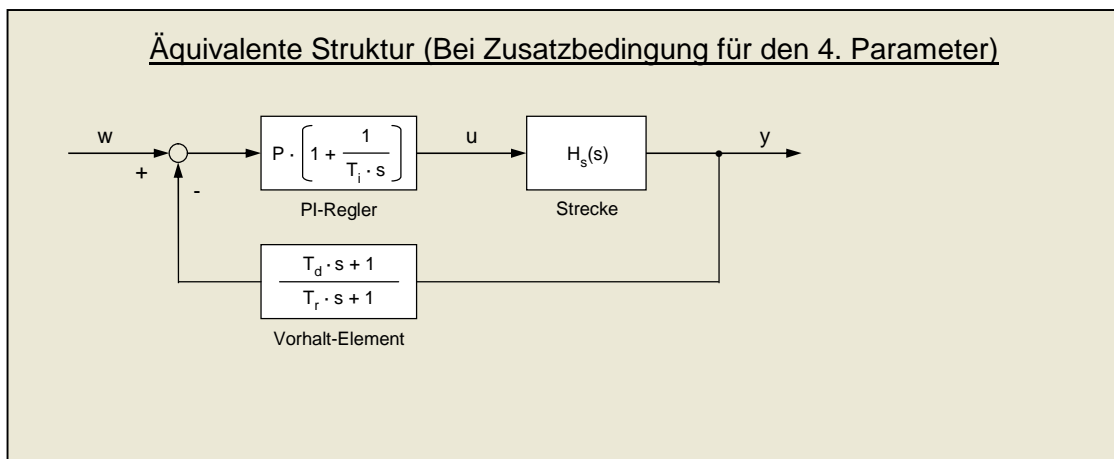


Abbildung 23: Reglerstruktur des Displacement-Reglers

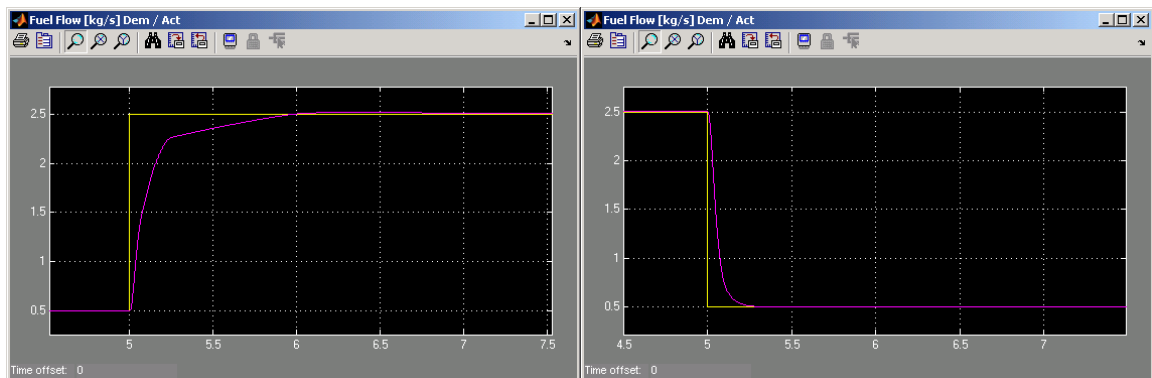


Abbildung 24: Sprungantworten Fuel Controller

### Schnittstelle zum dSpace-System und Benutzeroberfläche

Um am SFS-Prüfstand die Möglichkeit zu haben, Reglerparameter online anzupassen und wichtige Softwaregrößen online zu überwachen, wurde eine visuelle Schnittstelle geschaffen. Für die Umsetzung der visuellen Schnittstelle wurde das dSpace-System mit seinem Control Desk definiert. Dabei werden Daten des FETU-Boards per CAN-Kommunikation an das dSpace-System übermittelt und für die Regelung wichtige Prüfstandsdaten direkt mittels der verfügbaren AD-Kanäle aufgezeichnet. Das definierte und bereits umgesetzte Konzept der Benutzeroberfläche ist in Abbildung 25 dargestellt.

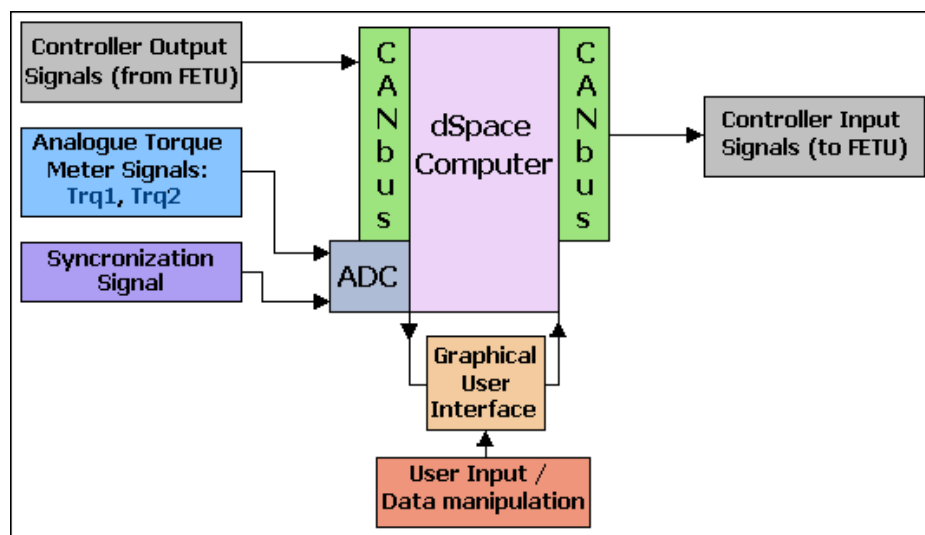


Abbildung 25: Schematisches Konzept der User-Interface-Schnittstelle

### Erstellung eines Testplans für die Validierung und Verifikation des SFS

Es wurde ein Testplan für die SFS-Prüfstandsversuche erarbeitet, um die beiden unterschiedlichen Pumpensysteme (Gear Pump und Variable Displacement Ring Pump) auf Ihre Eignung für ein elektrisch angetriebenes Kraftstoffsystem zu untersuchen. Dabei werden an einem Kraftstoffsystem- und Regelungs-Prüfstand (Wet Rig) die jeweiligen SFS-Regler ohne eine Interaktion mit der DECU (Digital Engine Control Unit) überprüft. Nach erfolgreichen Tests soll dann mit dem jeweiligen SFS eine 500nm-Mission eines Verkehrsflugzeugs mit der Interaktion einer DECU und dem Triebwerksimulator abgeflogen werden, um damit eine sehr realitätsnahe Überprüfung des jeweiligen SFS-Konzeptes zu bekommen. Die ausgewählte Flugmission ist schematisch in Abbildung 26 dargestellt.

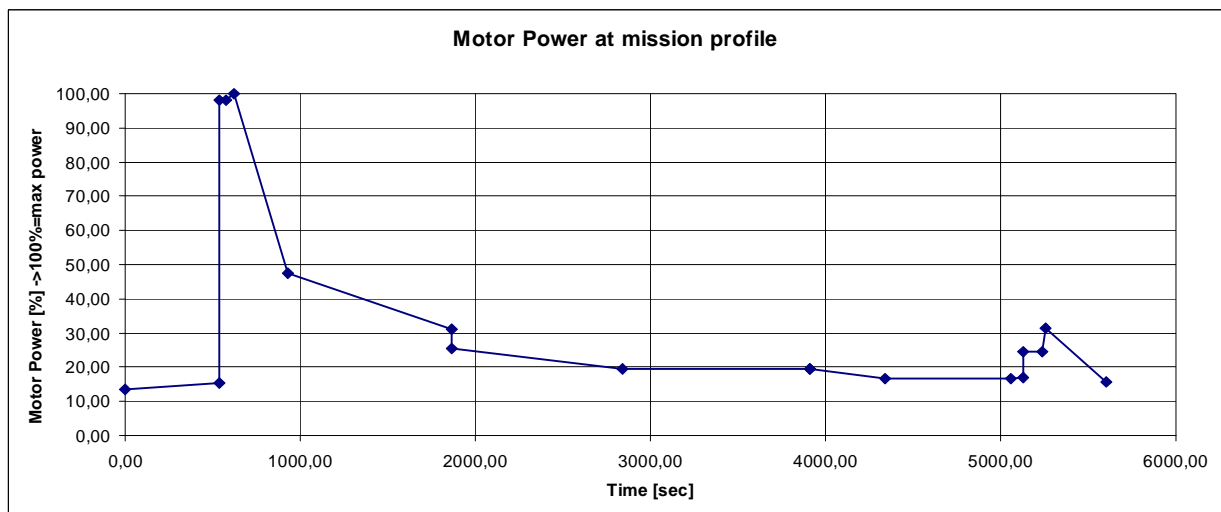


Abbildung 26: Missionsprofile auf Basis der Motorleistung vom SFS

Für die realitätsnahe Überprüfung der beiden SFS-Varianten wurde ein Aufbau gemäß Abbildung 27 ausgewählt.

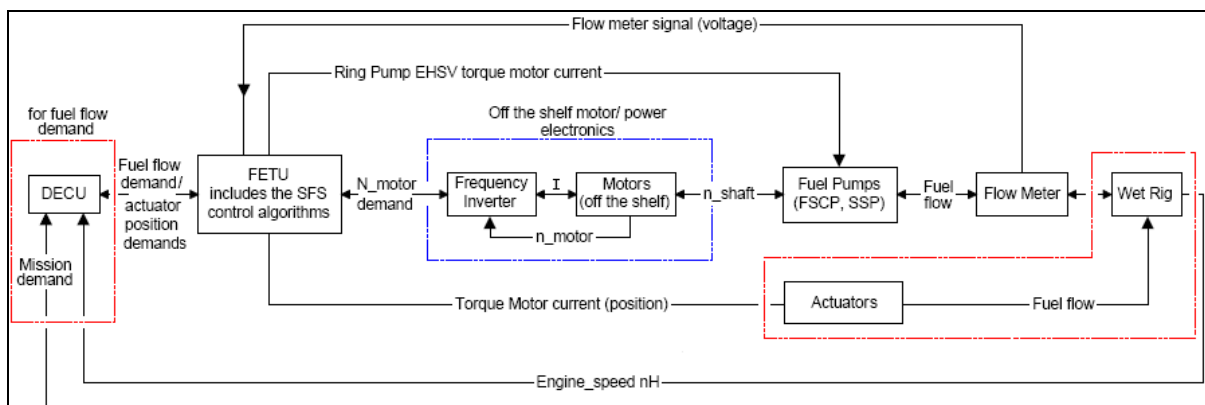


Abbildung 27: Closed-Loop-Aufbau zur SFS-Verifikation

Dabei wird über einen Missionscomputer das Schubhebelkommando an die DECU übermittelt und mittels einer analogen Schnittstelle wird der zugehörige Kraftstoff-Solldurchsatz an den eigentlichen SFS-Regler (FETU) kommuniziert. Dieser stellt unter Berücksichtigung des aktuellen Kraftstoffmassendurchsatzes die dem Sollwert korrespondierende Motordrehzahl ein. Der tatsächlich geförderte Kraftstoff wird in den Brennkammersimulator des Wet Rig eingespritzt und entsprechend der errechneten Triebwerksparameter findet eine Rückkopplung zur DECU statt. Durch diese mehrmalige Rückkopplung kann neben dem eigentlichen SFS auch der Einfluss des SFS auf die DECU untersucht werden.



Die beiden SFS-A-Modelle wurden von jeweils zwei wassergekühlten, serienmäßigen Industriemotoren angetrieben. Für den integrierten SFS-Demonstrator (B-Modell des Systems) wurde eine elektrische Maschine in Zusammenarbeit mit der Technischen Universität (TU) München entwickelt. Diese Asynchronmaschine in Scheibenläuferbauweise weist die für die anwendungsnahe Ausführung des elektrischen Kraftstoffsystems erforderliche Leistungsdichte auf. Abbildung 28 zeigt ein CAD-Modell des B-Modells des SFS, während Abbildung 29 das Konzept des Elektromotors zeigt.

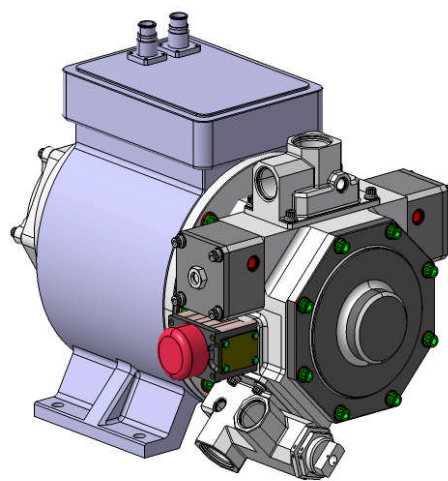


Abbildung 28: B-Modell des Smart Fuel System

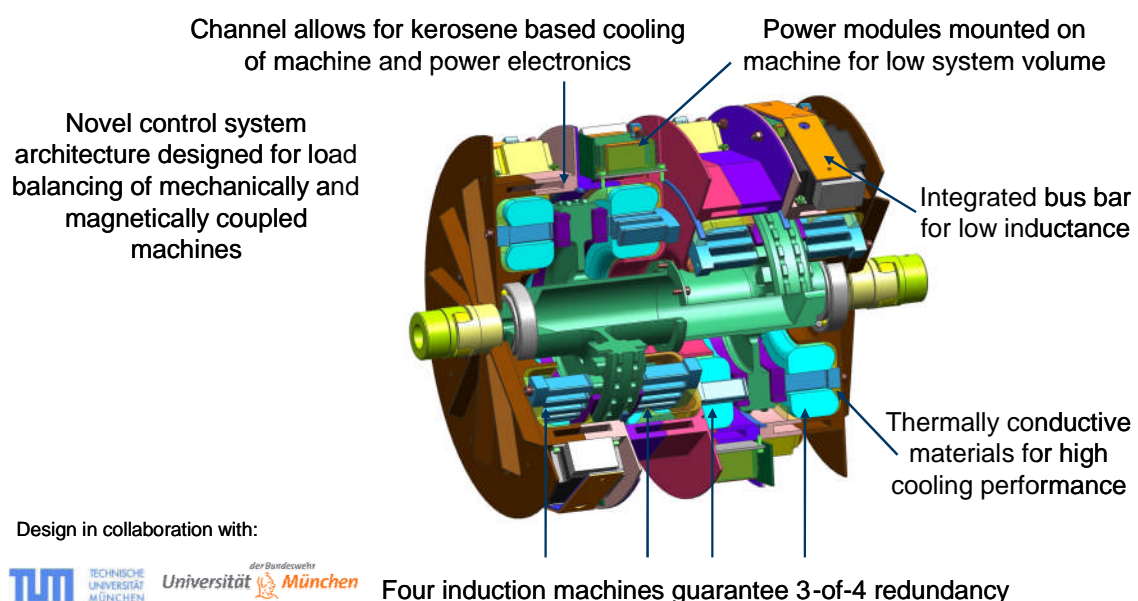


Abbildung 29: Konzept des Elektromotors

Es handelt sich um eine anwendungsspezifische, redundante Induktionsmaschine mit Schwerpunkt auf kleinen Abmessungen, niedrigem Gewicht und hoher Zuverlässigkeit. Die Abbildung 30 bis Abbildung 33 zeigen CAD-Bilder des Motors, das Foto eines Wickelversuchs bei der TU München sowie Ergebnisse der Thermal- und Festigkeitsanalyse bei MTU Aero Engines.

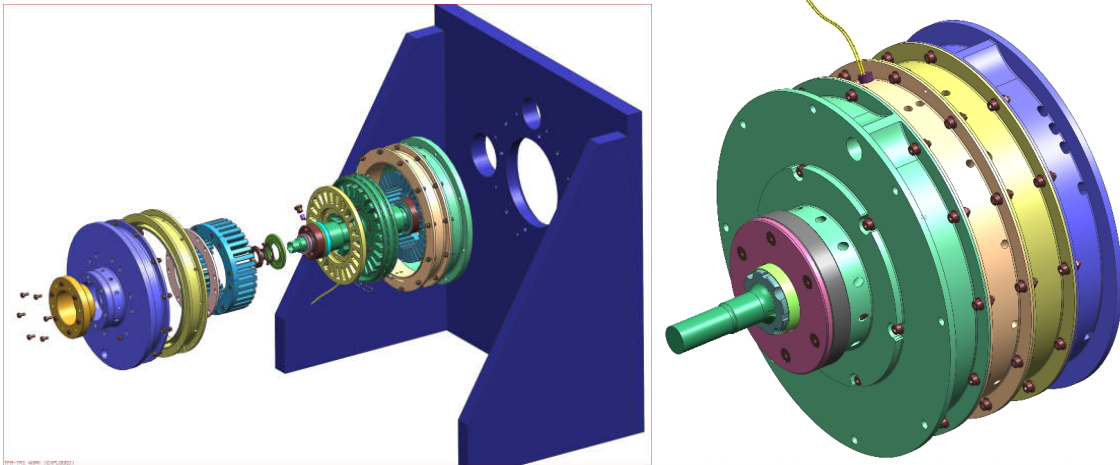


Abbildung 30: CAD-Bilder des Elektromotors

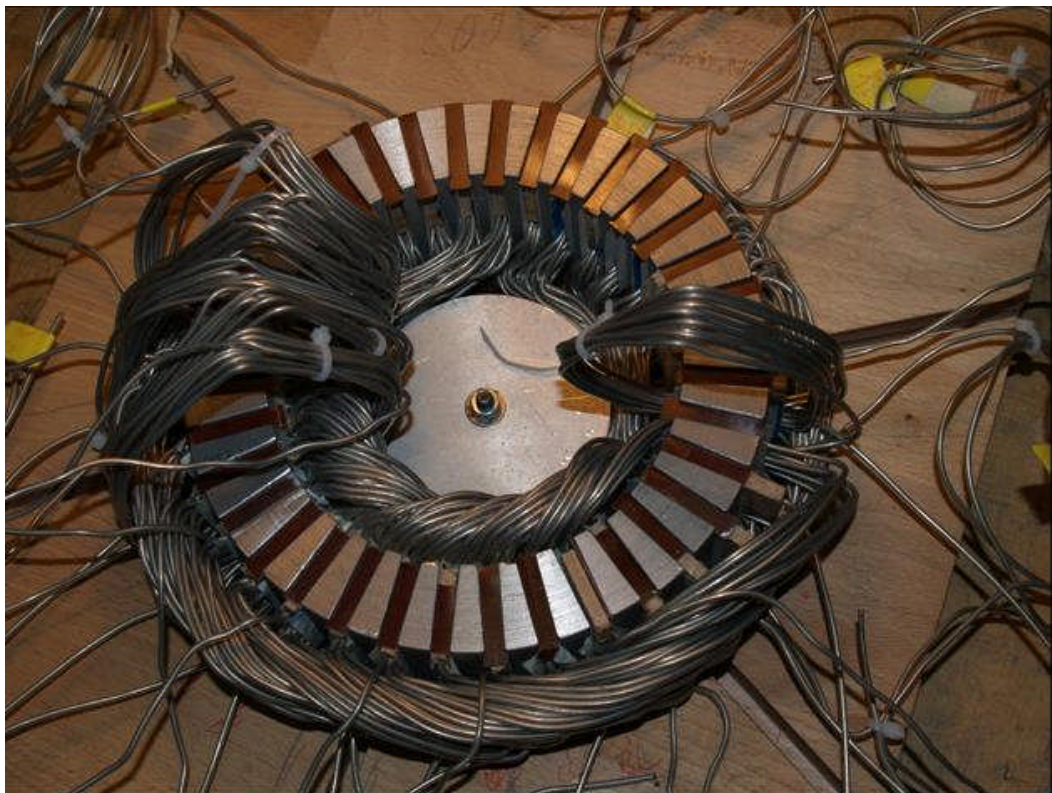


Abbildung 31: Wickelversuche am Stator bei der TU München

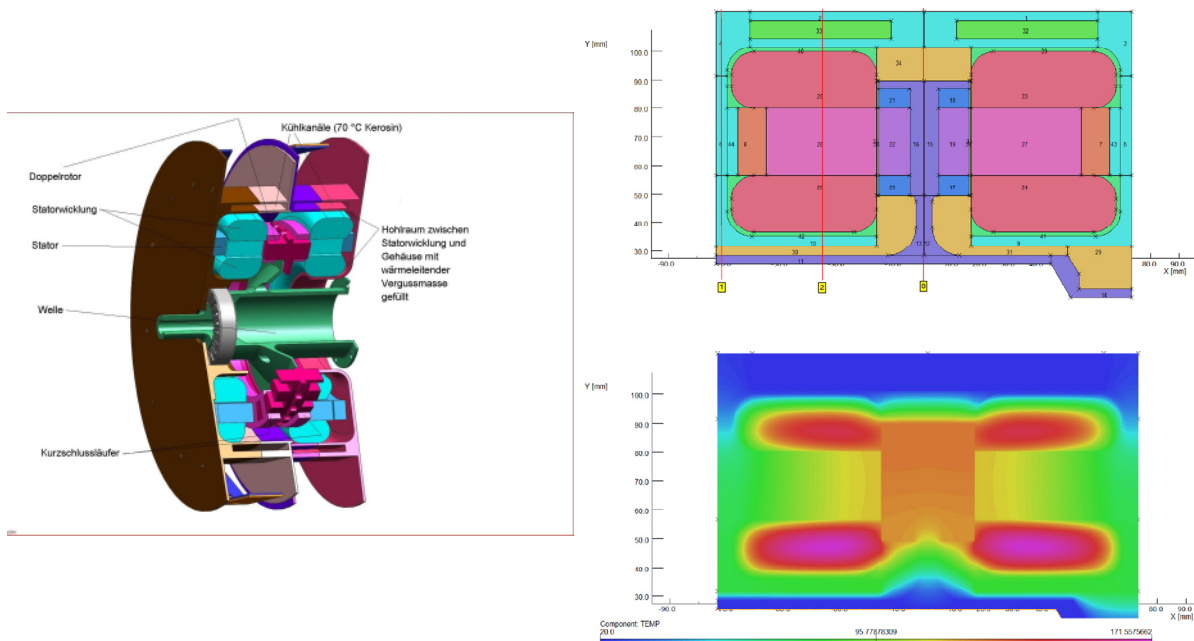


Abbildung 32: Thermalanalyse bei MTU Aero Engines

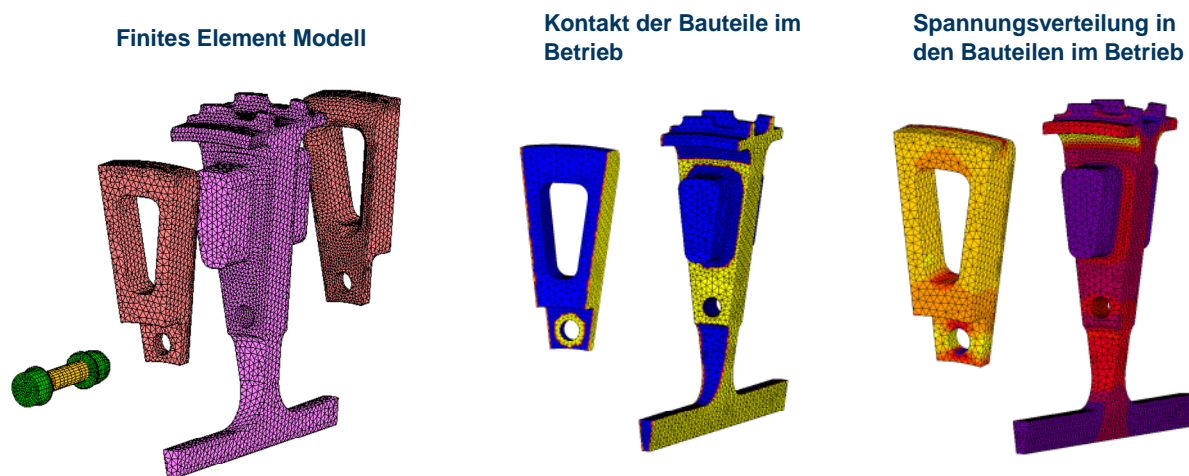


Abbildung 33: Festigkeitsanalyse bei MTU Aero Engines

Durch eine Reihe unerwarteter Probleme während des Konstruktionsprozesses, insbesondere Probleme mit der thermischen Auslegung, waren mehrere zusätzliche Iterationen bei der konstruktiven Ausführung des Gehäuses sowie des Rotors erforderlich. Dem Abschluss der Konstruktionsarbeiten waren einige Iterationen vorausgegangen, die hauptsächlich die Ausführung des Rotors als das mit Abstand komplexeste Teil betrafen. Ein Hauptproblem stellte hierbei die Auswahl des geeigneten Werkstoffes dar, der in seiner Güte zum Einen der hohen mechanischen Belastung

bei Drehzahlen von bis zu  $11.000\text{min}^{-1}$  standhalten muss, zum Anderen jedoch geeignete elektromagnetische Eigenschaften besitzen muss, um die für den Betrieb im Smart Fuel System erforderliche Leistungsdichte gewährleisten zu können.

Das ausgewählte Rohmaterial musste vor der Bearbeitung einer Ultraschall- (US-) Prüfung unterzogen werden, um die Erfüllung der festigkeitsgetriebenen Forderung nach Mikro-Einschlüssen (Lunkern) unter  $0,6\text{mm}$  Größe nachweisen zu können. Abbildung 34 zeigt den Rotor vor der Instrumentierung mit den für die Tests erforderlichen Thermoelementen.



Abbildung 34: Fertiggestellter Rotor der elektrischen Maschine

Das Gehäuse für die elektrische Maschine wurde von der TU München nach MTU-Zeichnungen gefertigt, um die erforderliche Bauteilgüte zu gewährleisten. Die Abbildung 35 zeigt das Gehäuse der elektrischen Maschine. Parallel dazu wurde von der TUM ein externer Lieferant mit der Auslegung und Fertigung eines Berstschatzes (Containment) beauftragt, um die Sicherheit im Versagensfall der Maschine zu gewährleisten.

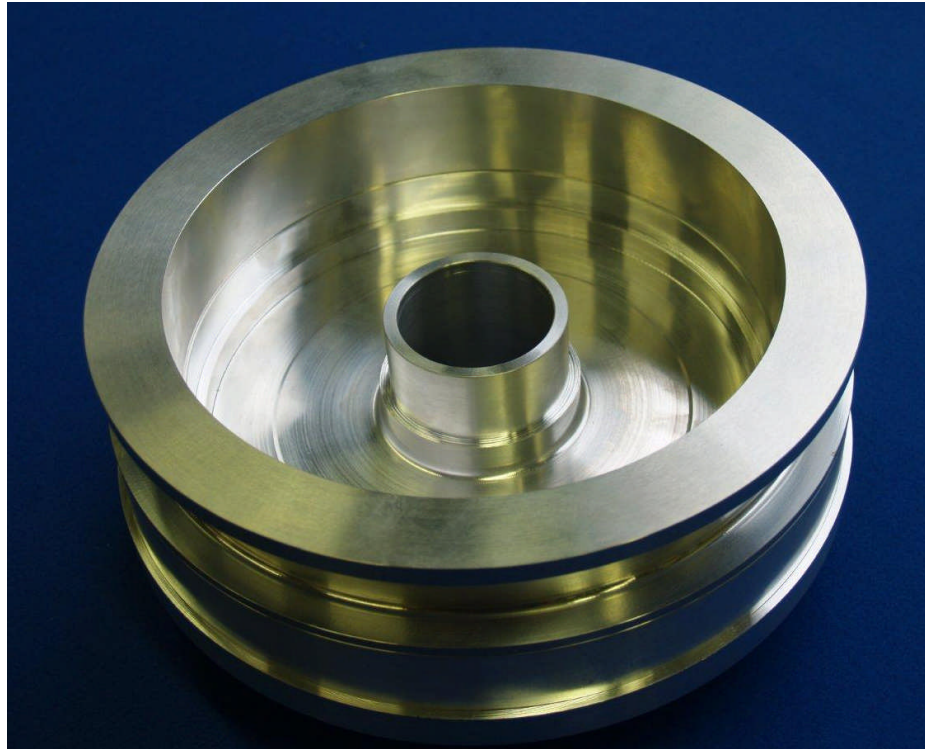


Abbildung 35: Gehäuseteil SFS-Motor

### **3.3.2 AP3.2 Verifikation**

#### Planung/ Beschaffung und Aufbau des Prüfstands

Basierend auf dem erarbeiteten Testplan wurde der SFS-Prüfstand in den MTU-Kraftstoffsystem- und Regelungsprüfstand 1 integriert. Bei diesem Prüfstand handelt es sich um einen Triebwerkssimulatorprüfstand, welcher die komplette Triebwerkskraftstoffperipherie beinhaltet (Wet Rig). Der hydraulische Aufbau des Prüfstandes einschließlich des Prüflings ist in Abbildung 36 dargestellt, während die zugehörige elektrische Prüfstandsarchitektur in Abbildung 37 gezeigt wird.

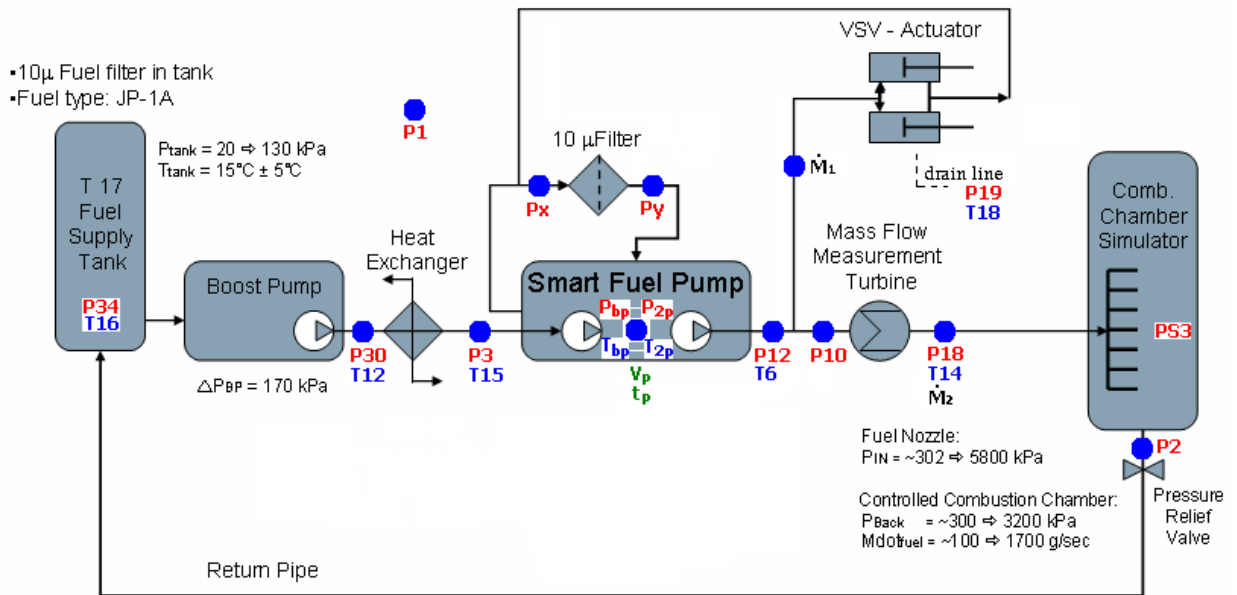


Abbildung 36: Hydraulischer Plan des SFS-Prüfstandes

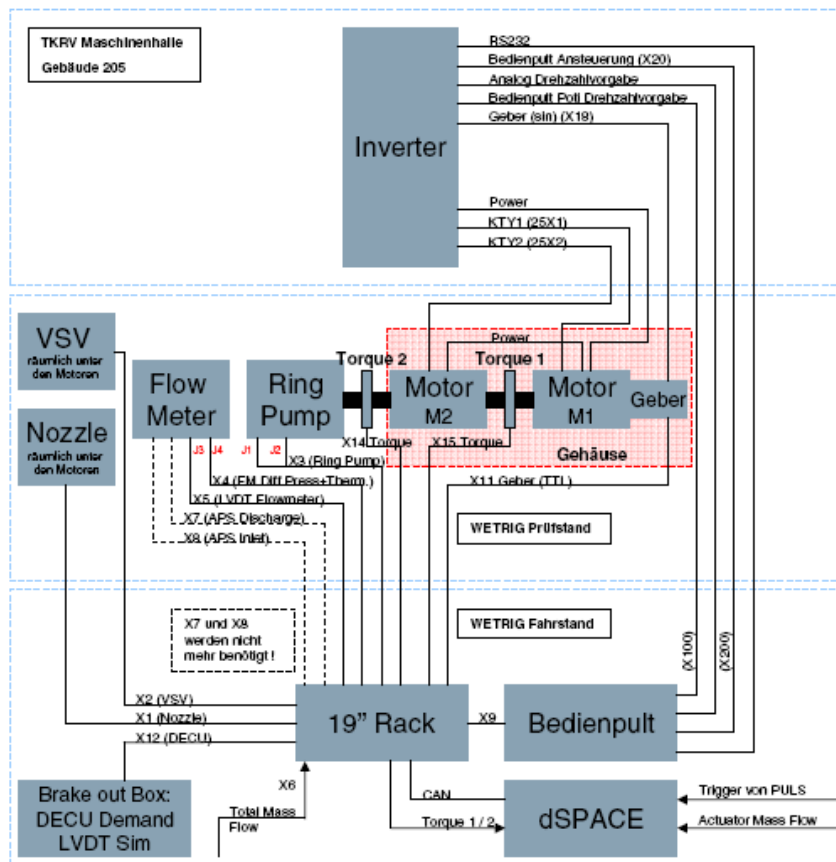


Abbildung 37: elektrische Prüfstandsarchitektur

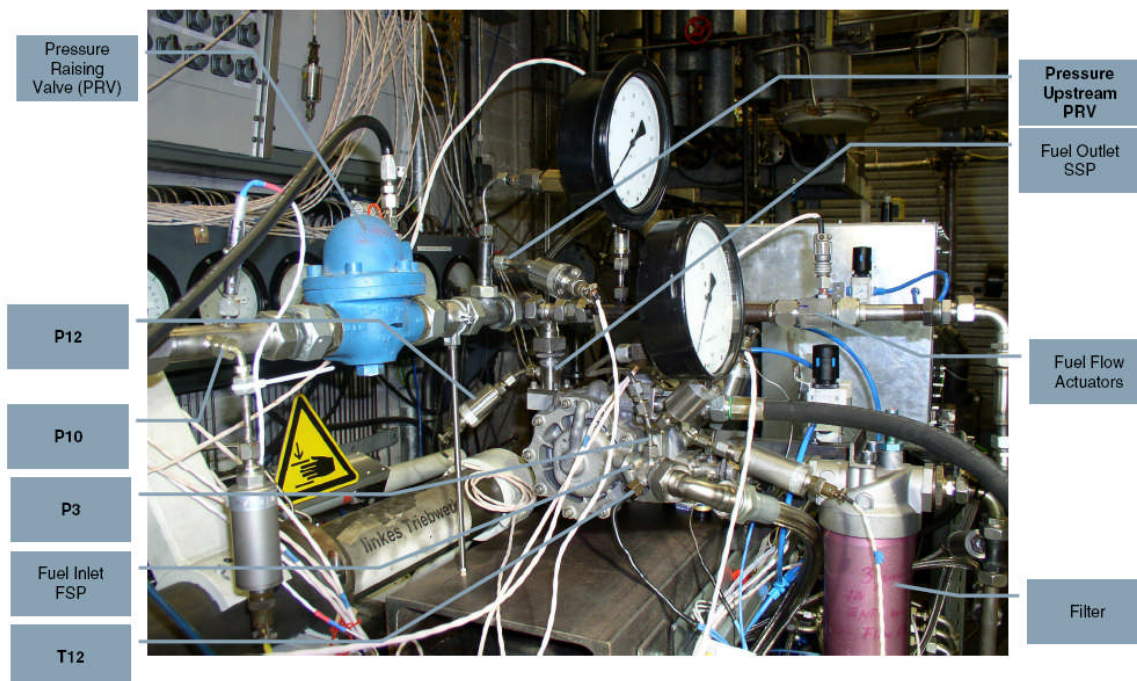


Abbildung 38: Prüfling am Kraftstoffprüfstand

Als erstes wurde die SFS-Variante mit Zahnradpumpe in Betrieb genommen. Die Abbildung 38 zeigt den Prüfling am Prüfstand. Hierbei werden für die Regelungsverifikation und Konzeptüberprüfung einer elektrischen Kraftstoffpumpe wassergekühlte Industriemotoren benutzt, welche eigens hierfür beschafft wurden. Die Abbildung 39 zeigt den Aufbau mit der Kraftstoffpumpe, den Motoren und den Drehmomentmessnaben. Es kommen zwei Asynchronmotoren in Reihenanzordnung zum Einsatz, wodurch in diesem Rahmen auch Konzepte für eine Mehrmaschinenregelung verifiziert werden sollen. Im ersten Schritt wurde die Pumpe mit der Motor-Abtriebswelle verbunden. Nach Abschluss der Tests mit der SFS-Variante mit Zahnradpumpe wird die VDRP mit der Abtriebswelle der Motoren verbunden.

Der Prüfstands Aufbau ist in Abbildung 40, Abbildung 41, Abbildung 42 dargestellt. Die Motoren mussten aufgrund von Sicherheitsbestimmungen mit einem mit Druckluft beaufschlagten Gehäuse versehen werden, um sicherzustellen dass keine Kraftstoffgase mit den Motoren (Explosionsschutz) in Berührung kommen. Auch befindet sich die Reglereinheit inkl. des Visualisierungssystems im Nachbarraum, von wo aus der Kraftstoffprüfstand bedient wird.

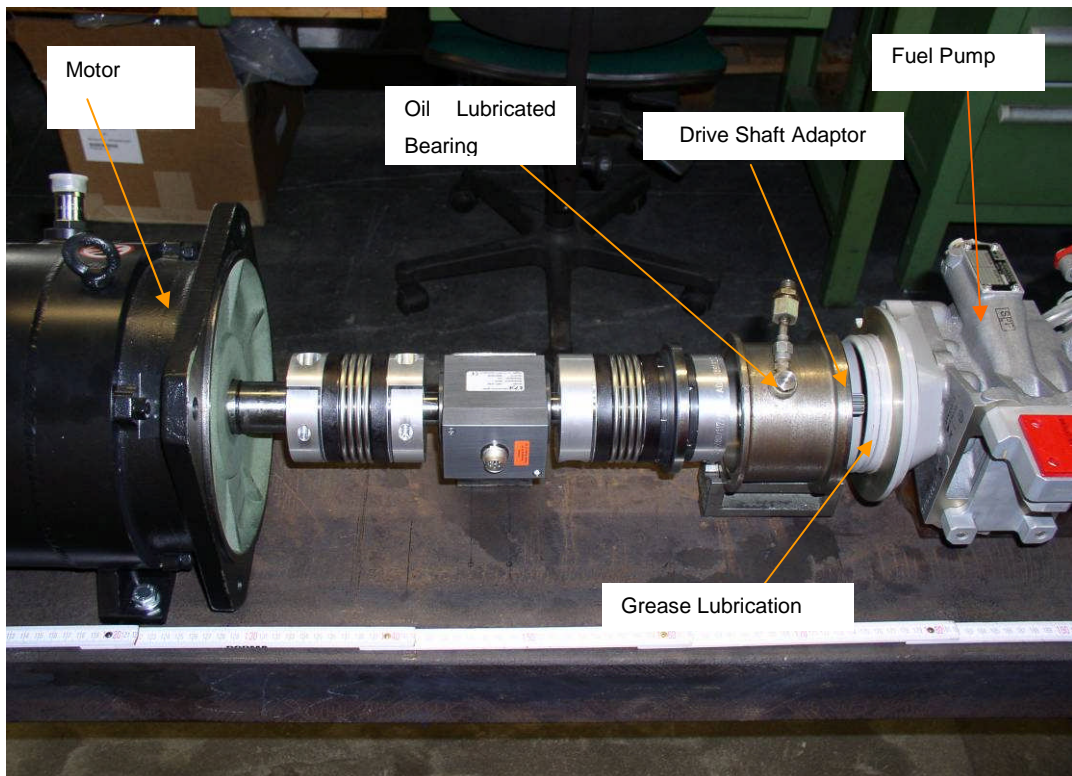
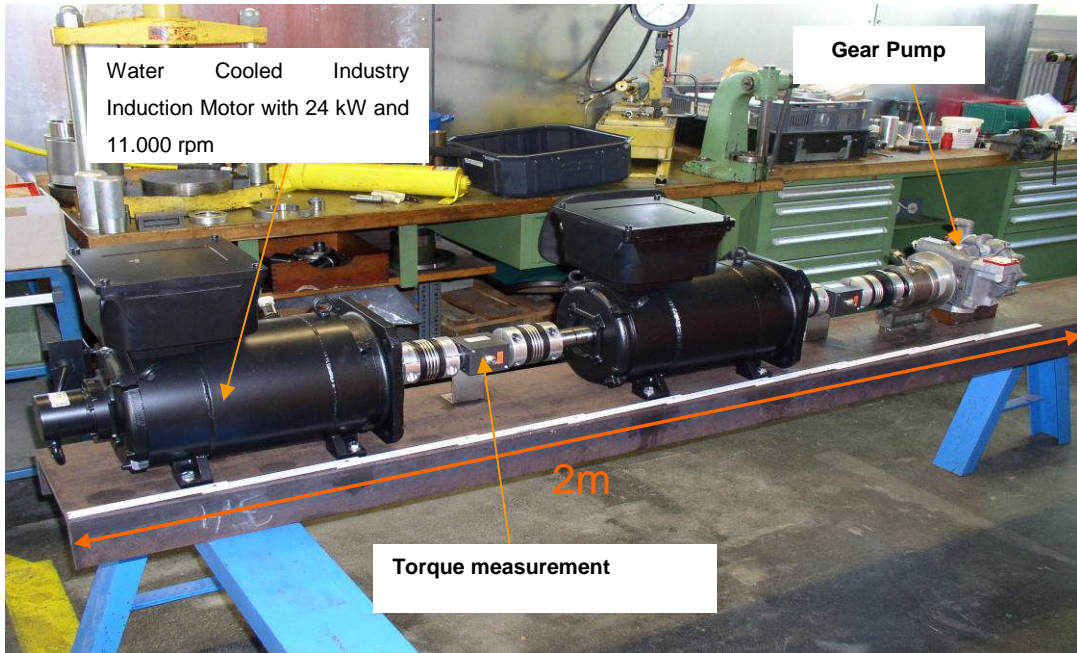


Abbildung 39: Prüflingsaufbau Smart Fuel System



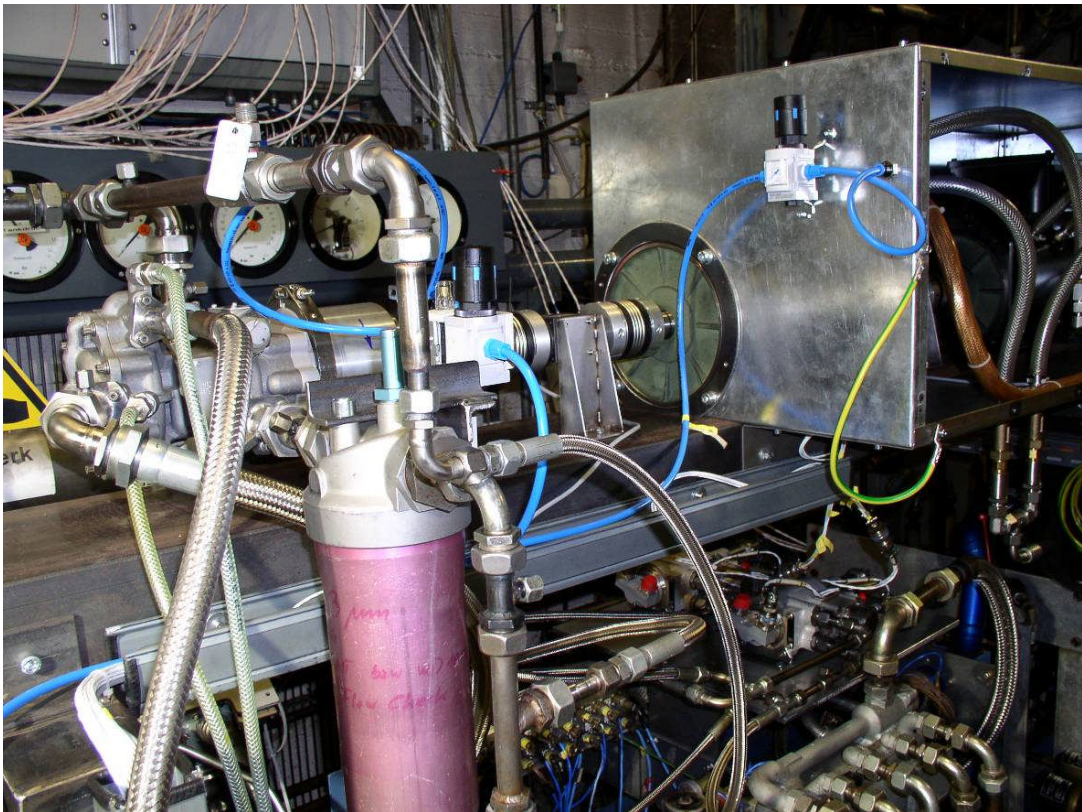


Abbildung 40: Prüflingsaufbau am Kraftstoffprüfstand

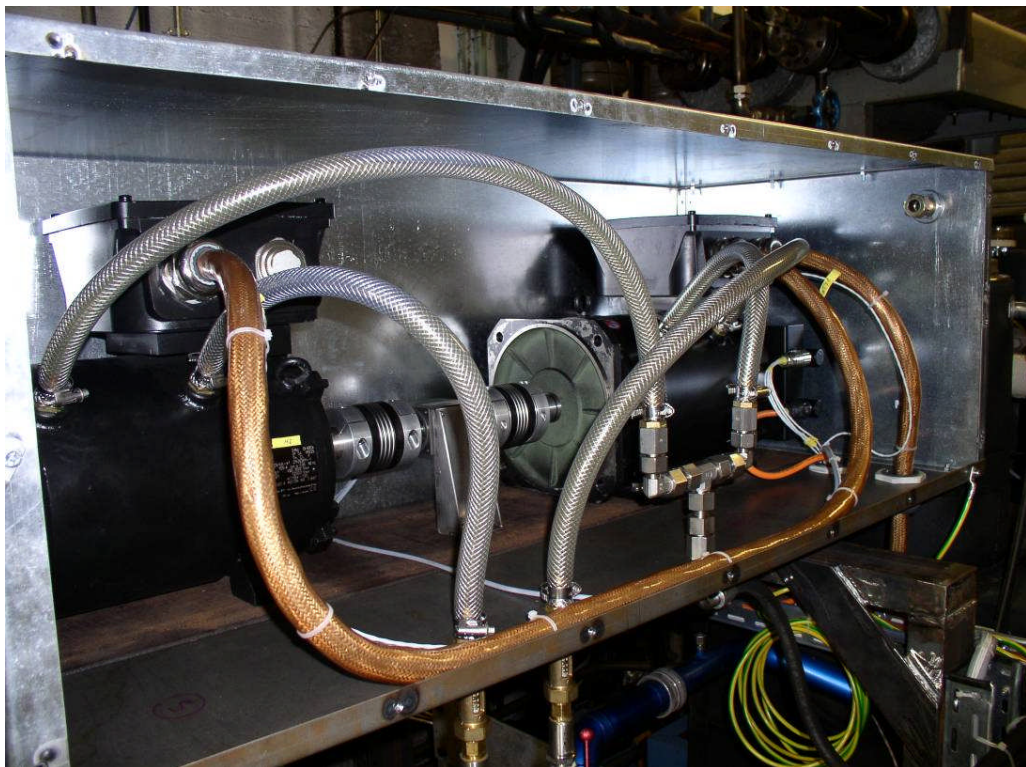


Abbildung 41: elektrische Antriebe mit Wasserkühlung



Abbildung 42: Reglereinheit (FETU + dSpace) im Leitraum

### Elektrisches Kraftstoffsystem mit Zahnradpumpe

Für die elektrisch angetriebene Kreiselpumpe (Niederdruckpumpe) und Zahnradpumpe (Hochdruck- und Zumesspumpe) wurde ein verbesserter Regleralgorithmus entwickelt, welcher den Sollwert der Pumpen- bzw. Motor-Drehzahl berechnet, indem er zum Sollwert des Triebwerk-Kraftstoffverbrauchs den gerechneten, zusätzlich erforderlichen Kraftstoffbedarf aufgrund des Sollwerts von Verstellgeschwindigkeit und -weg der Aktuatoren addiert. Abbildung 43 zeigt die oberste Ebene der Reglerstruktur. Im Kraftstoffdurchsatz-Regler (Fuel Flow Controller) ist die Drehzahlregelung des Elektromotors enthalten.

Mit diesem Kraftstoffsystem-Regler wurden Tests für die definierte Flugmission durchgeführt. Abbildung 44 zeigt den Sollwert (demanded) sowie den mit dem Prüfstand-Turbinendurchflussmesser gemessenen Istwert (actual) des Kraftstoffdurchsatzes für den Startvorgang des Flugzeugs bei Boden-Leerlauf und Beschleunigung auf Startleistung. Gleichzeitig werden auch die beiden Aktuatoren betätigt, wodurch kurzfristig eine zusätzliche – und damit insgesamt größere – Kraftstoffmenge gepumpt wird.

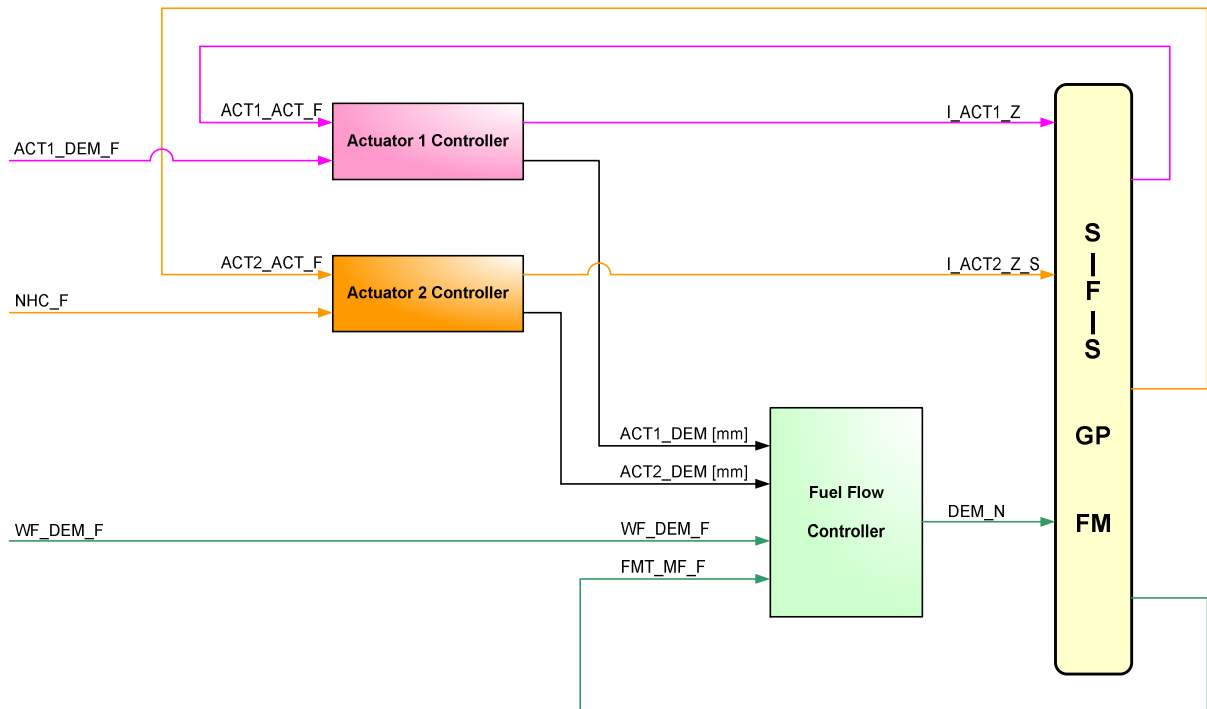


Abbildung 43: Oberste Ebene der Reglerstruktur für Zahnradpumpe

Fuel flow & Actuator Movement over time  
(d103 - Take Off)

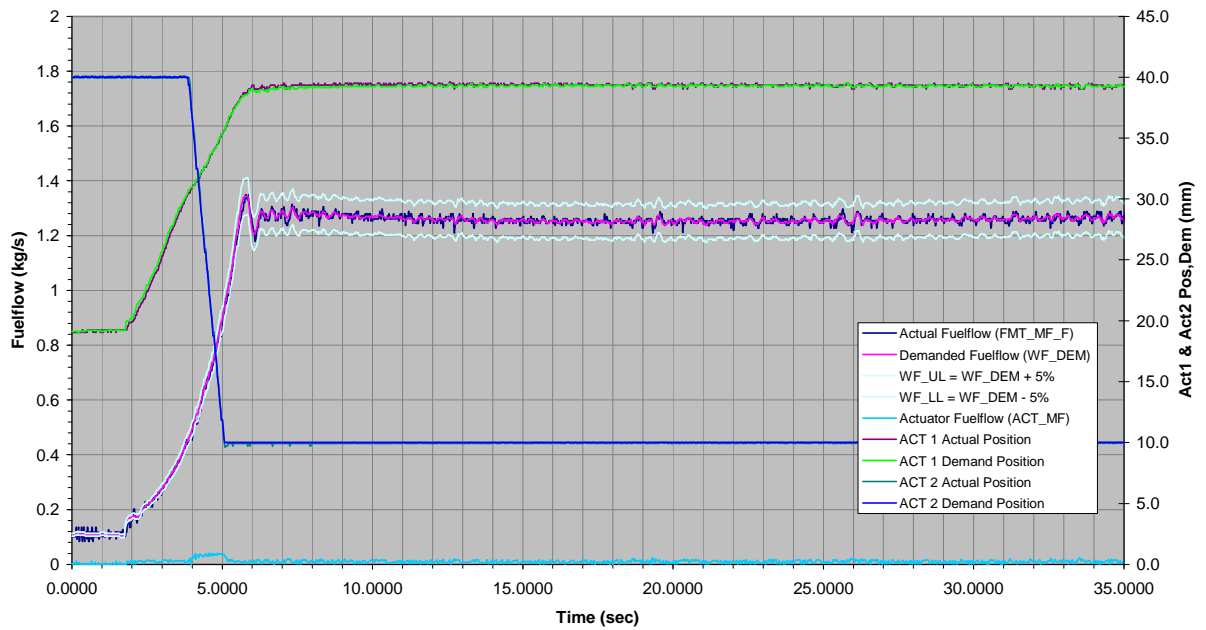


Abbildung 44: Zeitverlauf des Zahnradpumpendurchsatzes

Die Versuche haben gezeigt, dass unter realistischen Bedingungen eine Durchsatzregelung mit erforderlicher Genauigkeit bei mittlerem und großem Triebwerks-Kraftstoffverbrauch möglich ist. Bei kleinem Verbrauch, zum Beispiel bei Boden-Leerlauf, zeigte sich ein Rauschen des gemessenen Kraftstoffdurchsatzes, bei dem die Amplitudenspitzen nicht innerhalb der erlaubten Toleranz von  $\pm 5\%$  blieben. Auch während der Aktuator-Verstellung bei der Triebwerksbeschleunigung ergab sich kurzzeitig eine zu große Abweichung.

Die Genauigkeit der Kraftstoffzumessung könnte möglicherweise durch höhere Genauigkeit und kleinere Zeitkonstante der Durchsatzmessung sowie weitere Feinarbeit am digitalen Regler verbessert werden. Andererseits könnte eine Überprüfung der Genauigkeitsforderungen für sehr kleine Kraftstoffdurchsätze ergeben, dass größere als die spezifizierten Amplituden und definierte, sehr kurze Toleranzüberschreitungen dann akzeptabel sind, wenn die durchschnittliche Kraftstoffzumessung immer ausreichend genau ist. Darauf deutet die stets stabil gebliebene, simulierte Triebwerksdrehzahl während der Versuche hin.

#### Elektrisches Kraftstoffsystem mit verstellbarer Flügelzellenpumpe

Nach erfolgreichem Abschluss der Versuche mit der Zahnrad-Hochdruckpumpe wurde die Einheit aus Niederdruck-Kreiselpumpe und kraftstoff-hydraulisch verstellbarer Hochdruck-Flügelzellenpumpe (VDRP) aufgebaut. Mit dieser Einheit wurde auch ein Entwicklungsmuster eines neuartigen Durchflussmessers geliefert, der eine schnellere Messung (kleinere Zeitkonstante) gewährleisten soll. Er arbeitet mit Messung eines Ventil-Differenzdrucks und der gemessenen Ventilposition, woraus im Regler mit einer zusätzlichen Temperaturkorrektur (Dichtekorrektur) der Durchsatz berechnet werden kann. Abbildung 45 zeigt die VDRP mit geöffnetem Pumpengehäuse und Abbildung 46 zeigt die neue Pumpe am Prüfstand.

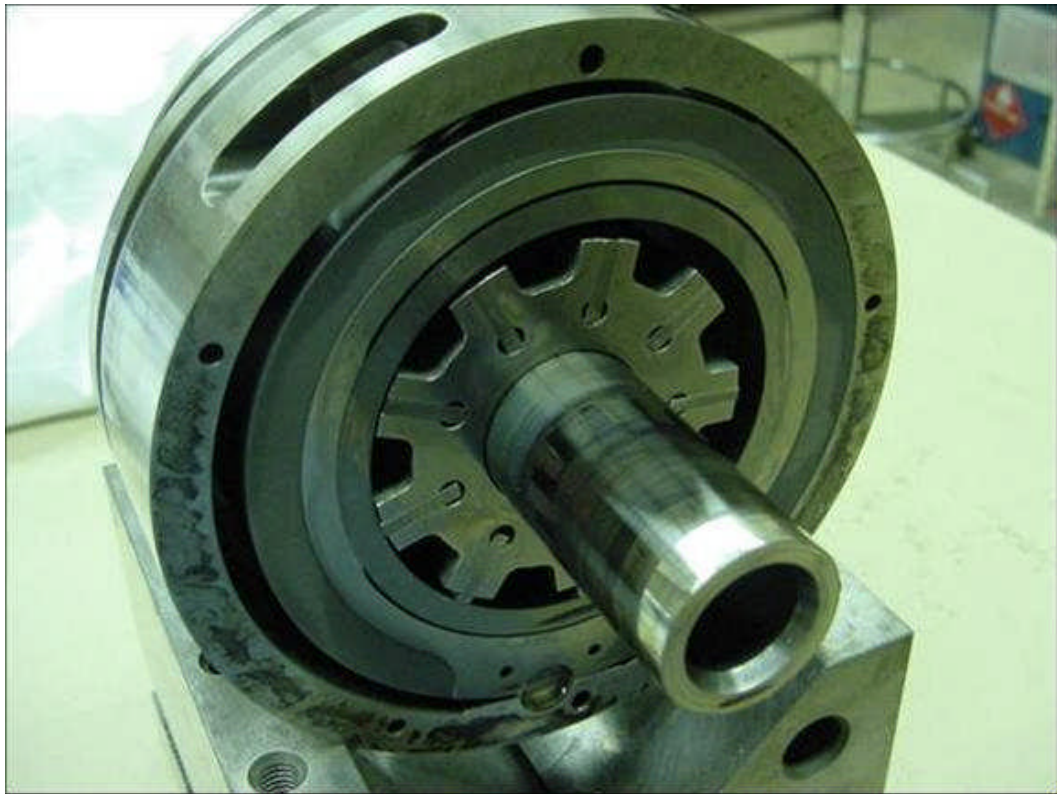


Abbildung 45: Variable Displacement Ring Pump (VDRP)

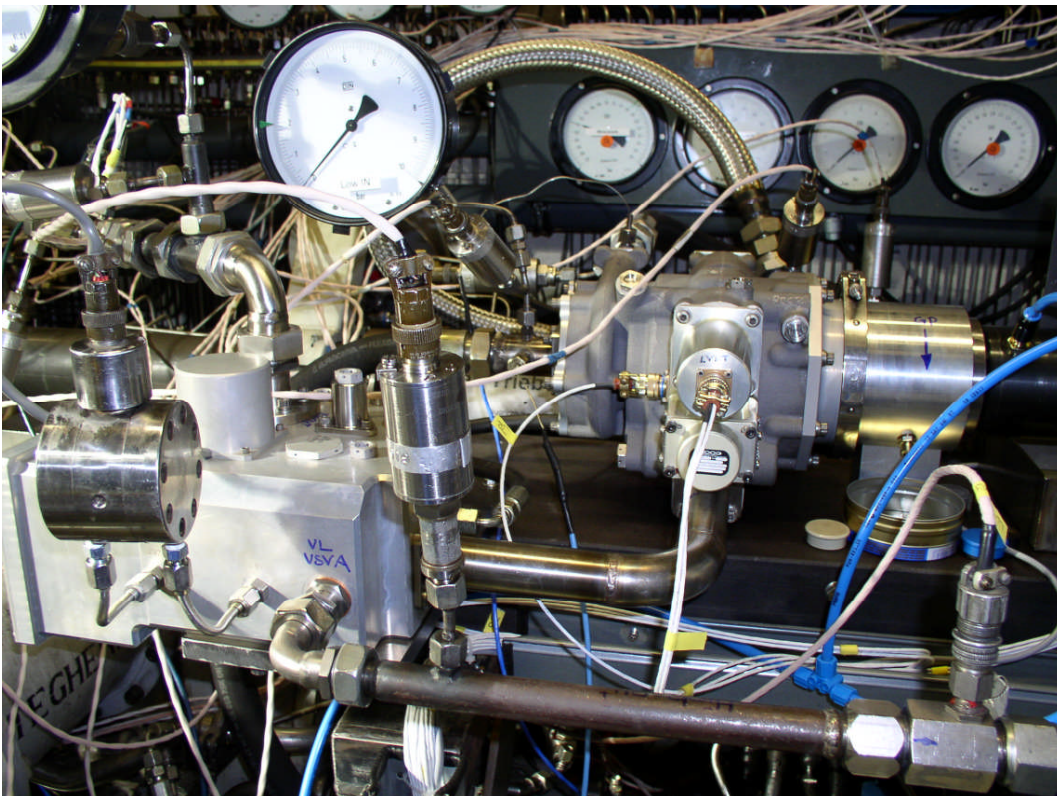


Abbildung 46: Pumpenprüfstand mit VDRP (rechts hinten) und Eaton-Durchflussmesser (links vorne)

Das elektrische Kraftstoffsystem mit VDRP mit verstellbarem Hubvolumen sowie variabler Drehzahl ermöglicht auch bei kleinem Durchsatz eine größere Pumpendrehzahl als bei der Zahnradpumpe. Dadurch steigt der Austrittsdruck aus der Niederdruck-Kreiselpumpe und ermöglicht eine zuverlässige und kavitationsfreie Füllung der Hochdruckpumpe auch bei hohem Druckverlust durch verstopften Kraftstofffilter sowie bei hoher Kraftstofftemperatur stromabwärts eines Kraftstoff-Öl-Wärmetauschers (FCOC). Zudem wird der Effekt der Welligkeit des Pumpendurchsatzes (pump ripple) auf die Verbrennung im Triebwerk auf höhere und damit weniger kritische Frequenzen verschoben. Zusätzlich bietet eine Flügelzellenpumpe eine kleinere Amplitude dieser Welligkeit als eine normale Zahnradpumpe.

Der Regler für das VDRP-System unterscheidet sich vom Regler der Zahnradpumpe vor allem dadurch, dass er zusätzlich einen kaskadierten Regler zur Einstellung der Exzentrizität (des Pumpenhubs) der Flügelzellenpumpe hat. Die Einstellung erfolgt durch einen linearen, kraftstoffhydraulischen Aktuator, der über ein elektrohydraulisches Servoventil (EHSV) angesteuert wird. Seine Position wird über einen LVDT (linear variable differential transformer) gemessen. Abbildung 47 zeigt die oberste Ebene der Reglerstruktur. Dabei sind die Regler für die Elektromotor-Drehzahl (motor speed controller) und den Pumpenhub (displacement controller) aus dem Kraftstoffdurchsatz-Regler (fuel flow controller) herausgezogen.

Der Drehzahl-Sollwert wird abhängig vom Sollwert des Kraftstoffdurchsatzes errechnet und vom Motorregler eingestellt. Bei der „normalen“ Drehzahl von 6000 1/min wird der Durchsatz ausschließlich über das Hubvolumen geregelt, einschließlich der Kraftstoffdurchsatz-Anforderungen für die Aktuatoren.

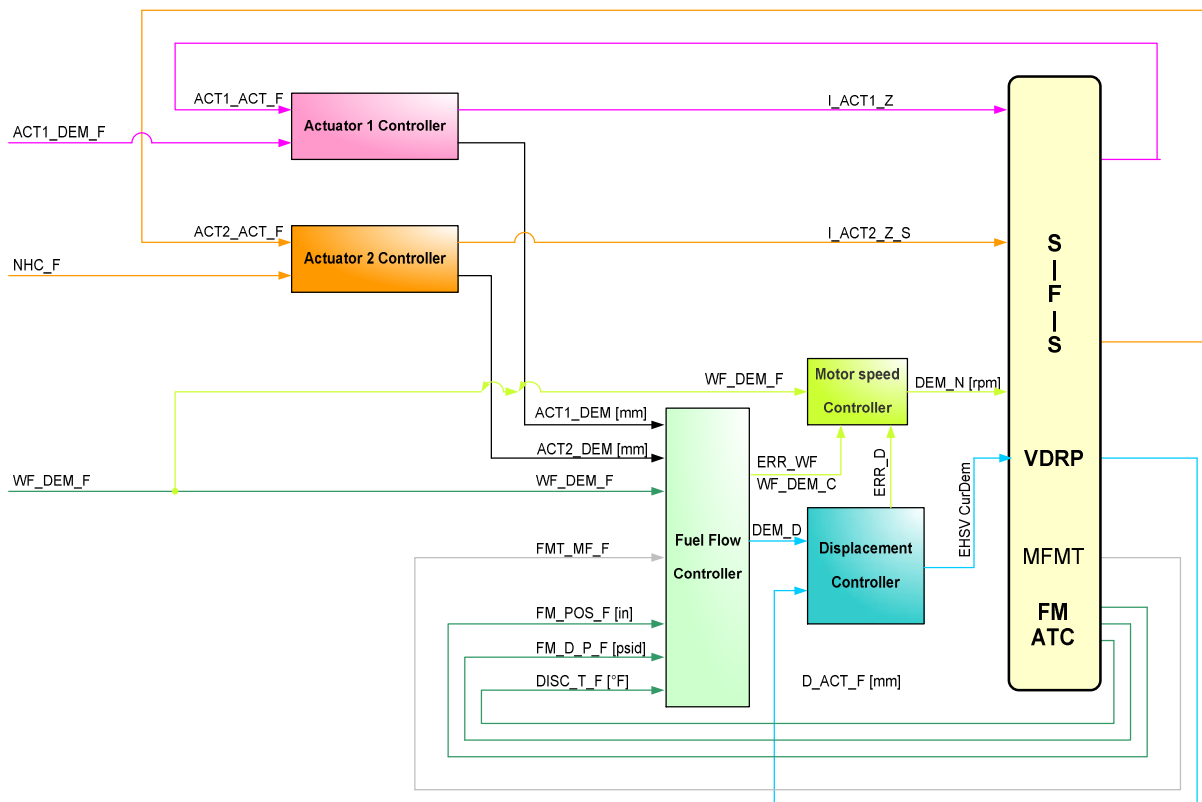


Abbildung 47: Oberste Ebene der Reglerstruktur für VDRP

Erste Versuche ausschließlich mit Drehzahlregelung dienten zur Untersuchung des Verhaltens der Pumpe und dem Vergleich der beiden eingebauten Durchsatzmesser. Der von Eaton gelieferte Durchsatzmesser zeigte sich dabei etwas „schneller“ als der Turbinen-Durchsatzmesser des Prüfstandsbaus (Abbildung 48). Ein kleiner Offset zwischen beiden Durchsatzmessern zeigt Ungenauigkeiten bei der Kalibrierung und war für die Untersuchungen am Kraftstoffsystem-Prüfstand ohne Bedeutung. Die größeren Amplituden des Eaton-Durchsatzmessers zeigen die kleinere Zeitkonstante.

Fuel flow over time

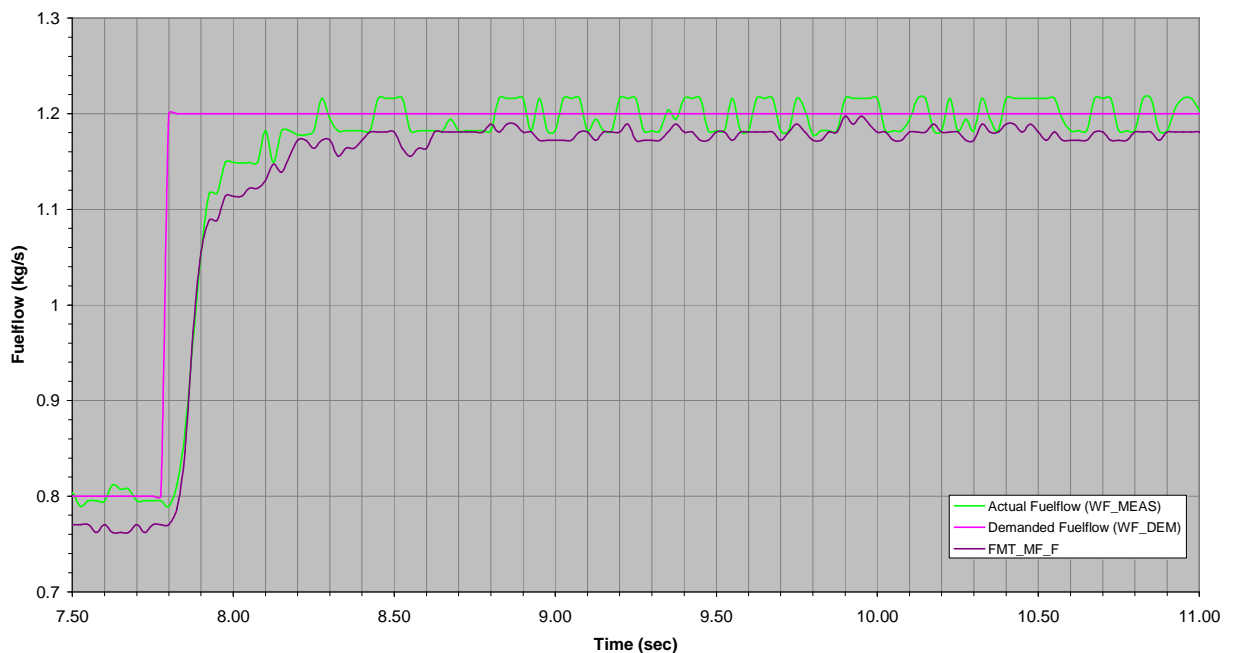


Abbildung 48: Vergleich Eaton-Durchsatzmesser (Actual Fuelflow) mit Prüfstand-Durchsatzmesser (FMT\_MF\_F)

Die Abbildung 49 zeigt, dass das Regelsystem den Triebwerk-Kraftstoffdurchsatz bei betätigen eines Aktuators und konstanter Pumpendrehzahl innerhalb der erforderlichen Genauigkeit von  $\pm 5\%$  halten kann allein durch Verstellen des Pumpenhubs.

Wie Abbildung 50 zeigt, ergaben weitere Versuche mit echtem Triebwerksregler und Triebwerk-Simulationsmodell jedoch instabilen Triebwerkslauf mit Drehzahlschwankungen vor allem bei kleinem Triebwerks-Kraftstoffverbrauch. Verursacht wurde dies durch ungenügende Verstellgeschwindigkeit des Pumpenhubs. Als Ursache dafür wurde ein unterdimensioniertes EHSV erkannt.



Fuel flow and actuator movement over time (date: 14.05.2009)

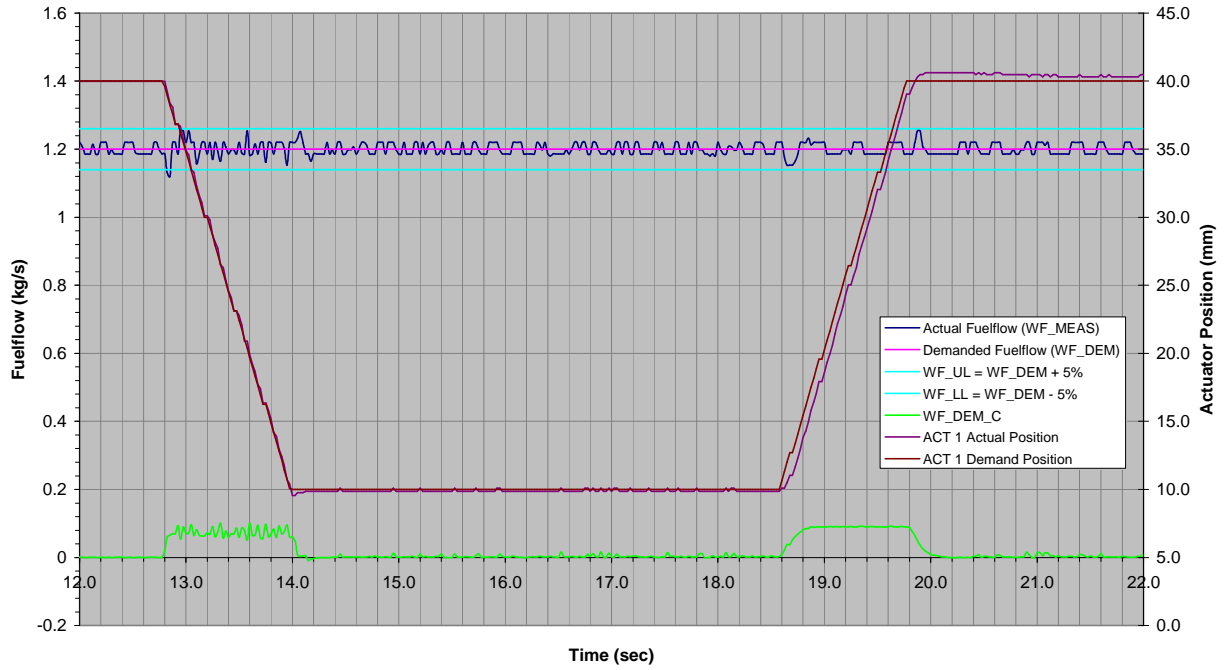


Abbildung 49: Durchsatzregelung durch Verstellen des Pumpenhubs

Fuel flow over time

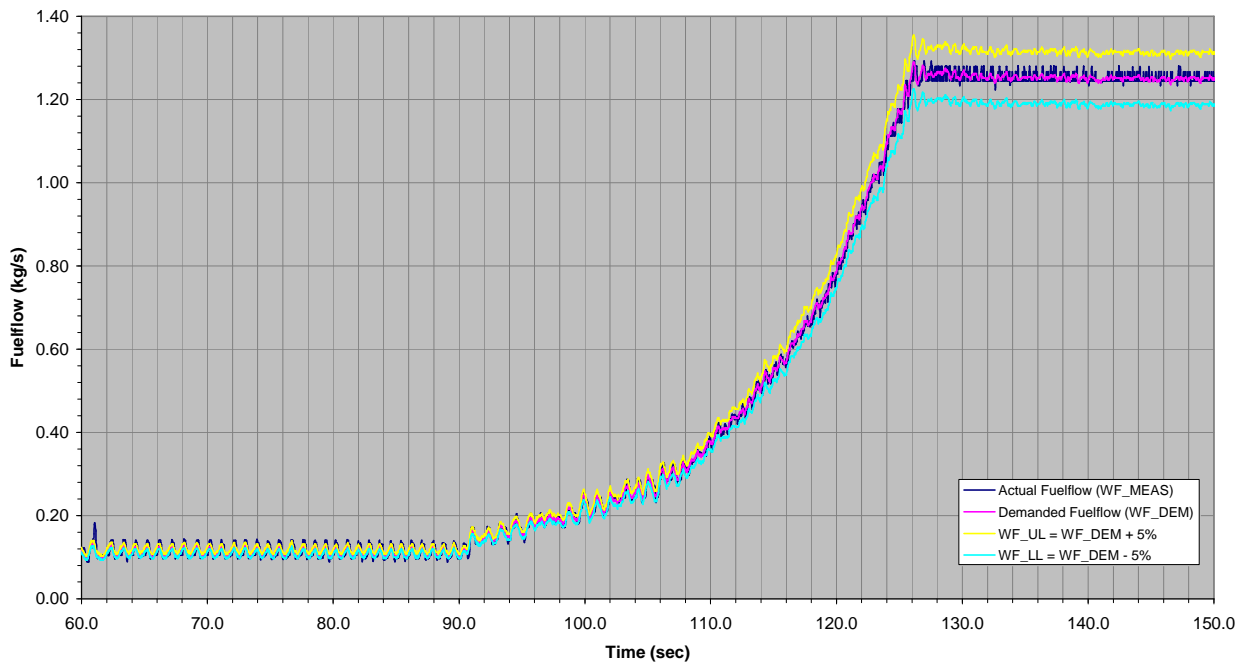


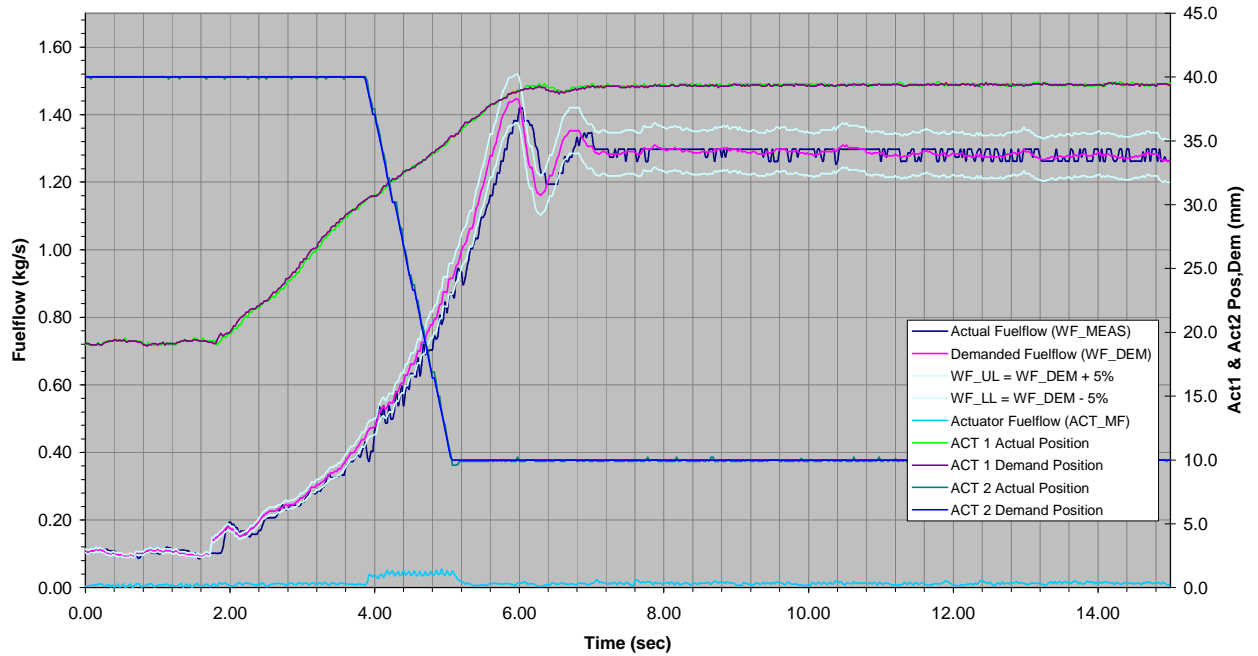
Abbildung 50: Zeitverlauf des VDRP-Durchsatzes

Zur Durchsatzregelung wurde zuerst der prüfstandseitige Turbinen-Durchflussmesser von MTU Aero Engines verwendet. Dabei ergaben sich Schwingungen durch niedrige Messgenauigkeit im unteren Durchsatzbereich. Der anschließend verwendete Eaton-Durchflussmesser ist bei niedrigem Kraftstoffdurchsatz genauer. Er verwendet eine gemessene Ventilposition, die Druckdifferenz über dieses federbelastete Ventil sowie die Kraftstofftemperatur, um daraus im Regler den Kraftstoff-Massendurchsatz zu berechnen. Die höhere Messgenauigkeit ermöglichte einen stabileren Betrieb des simulierten Triebwerks bei Flugbedingungen mit niedrigem Kraftstoffverbrauch (Leerlauf, Reiseflug, Sinkflug, Landeanflug). Eine komplette Mittelstrecken-Mission wurde in einem geschlossenen Regelkreis nachgefahren.

Die Regelstrecke bildeten der MTU-Kraftstoffsystemprüfstand (Wet Rig) mit einem Kraftstofftank, einer Tank-Niederdruckpumpe (Boost Pump), einer simulierter Brennkammer mit Kraftstoffdüsen, einem digitalem elektronischen Triebwerksregler (DE-CU), einem simuliertem Triebwerk sowie dem SFS. Letzteres bestand aus VDRP, Eaton-Durchflussmesser, zwei kraftstoffhydraulischen Linear-Aktuatoren zur simulierten Verstellung von Verdichter-Leitschaufeln und Abblaseventil sowie einem Prüfstandsregler für das SFS. Die Messdaten wurden in der Messwerterfassungsanlage des Kraftstoffsystemprüfstands oder im SFS-Prüfstandsregler aufgezeichnet.

Abbildung 51, Abbildung 52, Abbildung 53 zeigen den Kraftstoffdurchsatz mit erlaubtem Toleranzband von  $\pm 5\%$ , beide Aktuatorpositionen, den Pumpenhub sowie die simulierte Triebwerks-Hochdruckwellendrehzahl über der Zeit für drei ausgewählte Missionsabschnitte. Die geforderte Regelgenauigkeit konnte nicht bei allen Änderungen der Triebwerksleistung bei kleinem Kraftstoffverbrauch und gleichzeitiger Aktuator-Verstellung erreicht werden und war schlechter als bei Drehzahlregelung der Zahnradpumpe in den vorangehenden Tests. Dieses Verhalten soll für das B-Modell des SFS durch eine größere Verstellgeschwindigkeit des Pumpenhubes verbessert werden. Die erreichbare Genauigkeit der Analog-Digital-Wandlung führte zum Teil zu digitalem Rauschen der aufgezeichneten Messsignale, insbesondere der Triebwerks-Drehzahl (siehe Abbildung 52).

Fuel flow & Actuator movement over time  
(d103 - Take Off)



VDRP Displacement & Engine speed over time  
(d103 - Take Off)

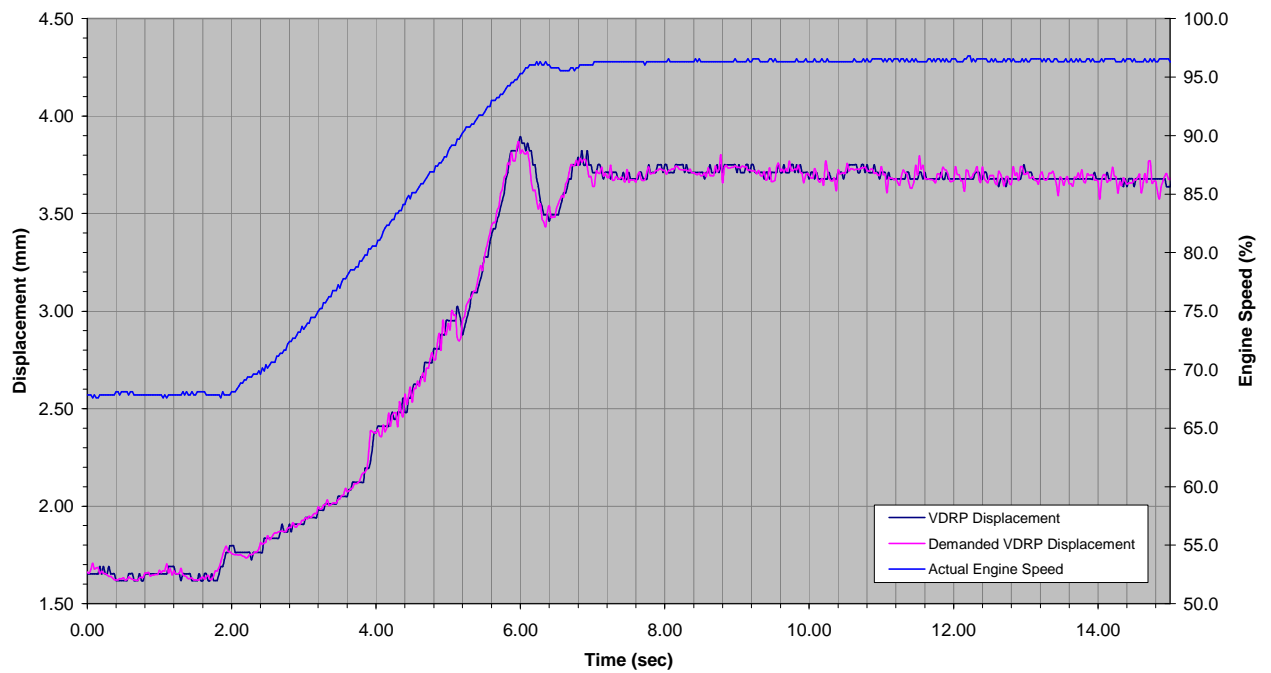
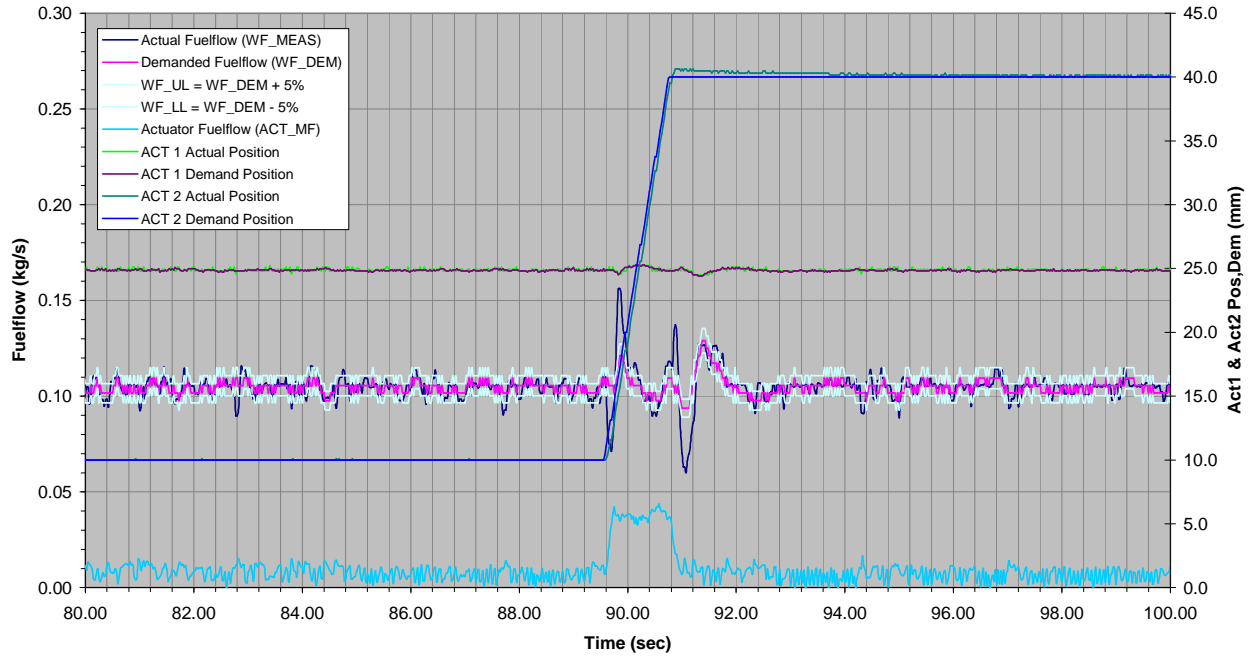


Abbildung 51: Missionsabschnitt Take-off

Fuel flow & Actuator movement over time  
(d403 - Mid Descent 3)



VDRP Displacement & Engine speed over time  
(d403 - Mid Descent 3)

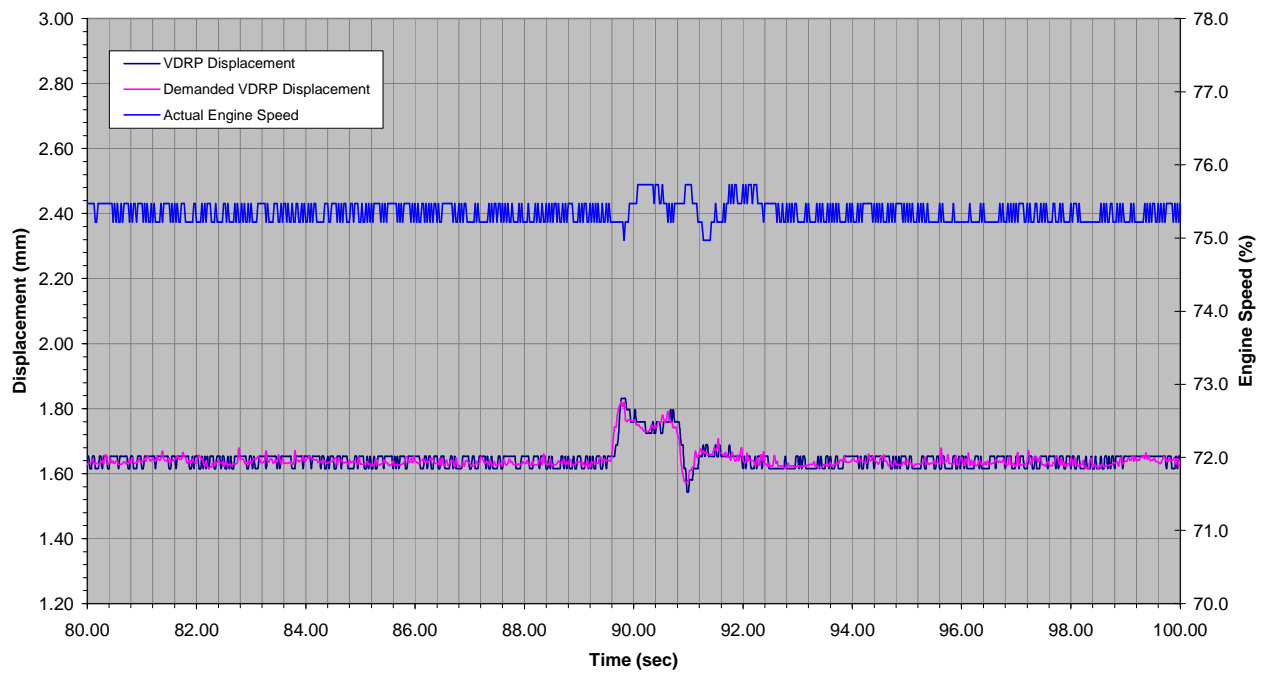
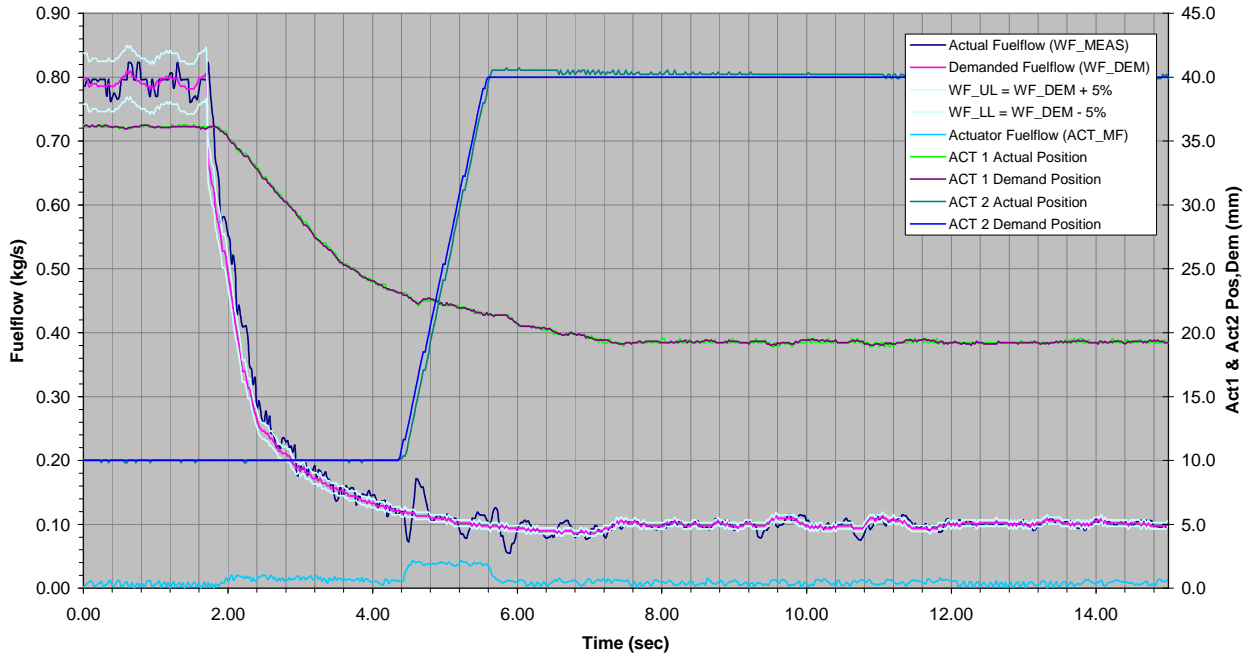


Abbildung 52: Missionsabschnitt Mid Descent

Fuel flow & Actuator movement over time  
(d504 - Taxi In)



VDRP Displacement & Engine speed over time  
(d504 - Taxi In)

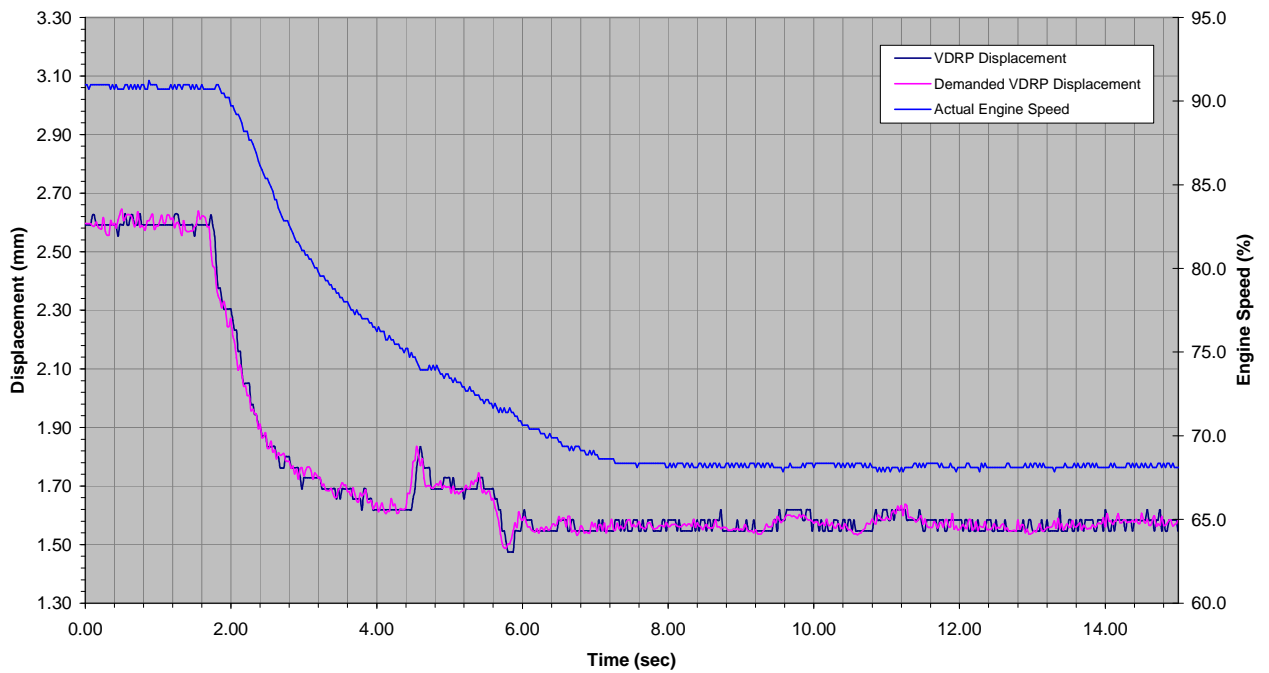


Abbildung 53: Missionsabschnitt Taxi-in

Der Hersteller Eaton hat die höhere Verstellgeschwindigkeit einer modifizierten Pumpe mit größerem EHSV bereits an seinem Pumpenprüfstand nachgewiesen. Die modifizierte Pumpe soll im B-Modell des SFS Verwendung finden. Die durch die höhere Geschwindigkeit erwartete größere Genauigkeit der Kraftstoffregelung wurde in einer Simulation bei MTU überprüft. Die Pumpe erfüllt die Forderungen an das B-Modell des SFS, wie in Abbildung 54 im Vergleich von neuer VDRP (high gain) mit der Zahnradpumpe (GP, gear pump) gezeigt wird.

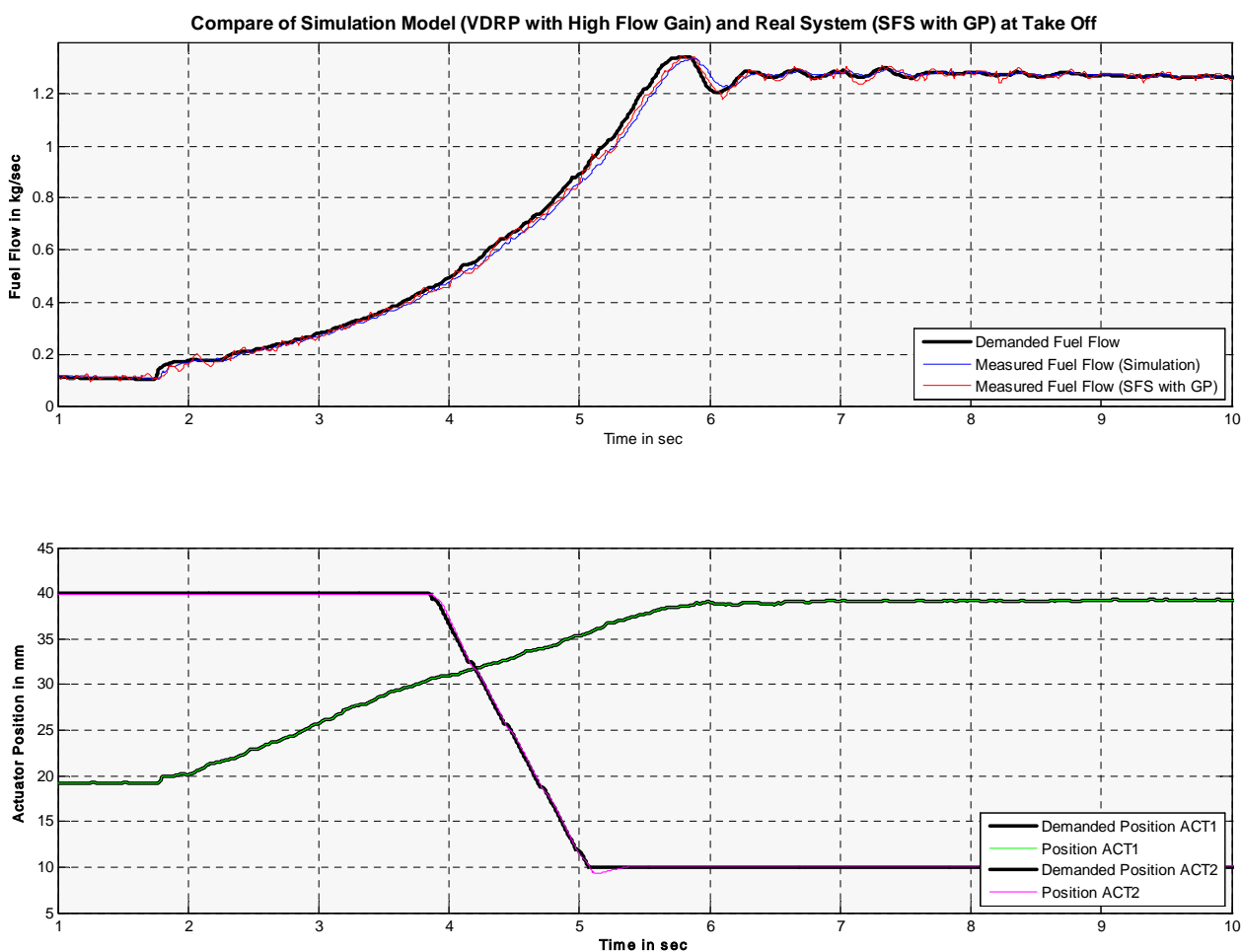


Abbildung 54: Vergleich verbesserte VDRP mit Zahnradpumpe