

Luftfahrt-Forschungsprogramm IV - ELFA
Effiziente Gebläse im elektrischen Klimasystem

Schlussbericht

FKZ: 20K0607C

Zuwendungsempfänger:	AOA apparatebau gauting gmbh	FKZ: 20K0607D
Laufzeit des Vorhabens:	01.03.2007 – 31.03.2010	

Projektpartner: AOA apparatebau gauting gmbh
Ammerseestraße 45 – 49
D – 82131 Gauting

Datum: 31. März 2010

Projektleiter:

.....
(Datum)

.....
(Unterschrift)

Leiter F&T:

.....
(Datum)

.....
(Unterschrift)

31.März 2010		
--------------	--	--

Inhaltsverzeichnis

	Seite
1. AUFGABENSTELLUNG	3
2. VORAUSSETZUNGEN UNTER DENEN DAS VORHABEN DURCHGEFÜHRT WURDE.....	4
3. PLANUNG UND ABLAUF DES VORHABENS	5
4. WISSENSCHAFTLICH TECHNISCHER STAND ZU VORHABENSBEGIN.....	6
5. ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN	7
6. ERGEBNISSE DES VORHABENS.....	8
6.1. AP 1 Anforderungen	8
6.1.1. AP 1.1 Lastenheft für effiziente Gebläse im elektrischen Klimasystem	8
6.1.2. AP 1.2 Sicherheitsanalyse	8
6.2. AP 2 Konzeptdefinition.....	10
6.2.1. AP 2.1 Analyse der Ursachen für Vibrationen	10
6.2.2. AP 2.2 Analyse der Möglichkeiten der Zustandsüberwachung.....	12
6.2.3. AP 2.3 Konzeptbewertung und -auswahl	15
6.2.4. AP 2.4 Auswahl und Bereitstellung geeigneter Simulationstools.....	16
6.2.5. AP 2.5 Definition und Bewertung alternativer elektrischer Versorgungen.....	17
6.3. AP 3 Spezifizierung - Detaillierung.....	18
6.3.1. AP 3.1 Konstruktive Maßnahmen.....	18
6.3.2. AP 3.2 Auswahl integrierter elektronischer Baugruppen	19
6.3.3. AP 3.3 Detaillierung	20
6.3.4. AP 3.4 Simulation und Festlegung Architektur der Gebläseansteuerung	21
6.3.5. AP 3.5 Simulation und Festlegung des Verhaltens im Fehlerfall	25
6.4. AP 4 Integration	26
6.4.1. AP 4.1 Aufbau Labormuster.....	26
6.4.2. AP 4.2 Inbetriebnahme Systemprüfstand.....	28
6.4.3. AP 4.3 Validierung der Kommunikation im System	32
6.5. AP 5 Test und Verifikation	34
6.5.1. AP 5.1 Verifikation am Gerät.....	34
6.5.2. AP 5.2 Verifikation am System.....	35
6.6. Referenzierte Dokumente	37
7. DARSTELLUNG DES VORAUSSICHTLICHEN NUTZENS UND DER VERWERTBARKEIT DER ERGEBNISSE	37
8. DARSTELLUNG DES WÄHREND DER DURCHFÜHRUNG BEKANNT GEWORDENEN FORTSCHRITTS BEI ANDEREN STELLEN	38
9. DARSTELLUNG DER GEPLANTEN ODER ERFOLGTEN VERÖFFENTLICHUNGEN	38

1. AUFGABENSTELLUNG

Elektrische Klimasysteme stellen an die einzelnen Systemkomponenten neue Anforderungen. Eine wichtige Maßnahme um diese Anforderungen erfüllen zu können ist, moderne Hochleistungsgebläse zunehmend mit drehzahlvariablen Antrieben auszustatten, die einen bedarfsangepaßten Betrieb und gleichzeitig die Versorgung mit variabler Frequenz ermöglichen. Diese neue Technologie beginnt sich zwar im Betrieb zu bewähren, bringt aber auch neue Fragestellungen und Probleme mit sich. Das Vorhaben sollte dazu beitragen, Lösungen dieser Probleme zu erarbeiten und damit eine neue Generation der Hochleistungsgebläse vorzubereiten mit

- optimierter Integration im vollelektrischen Klimasystem
- Vermeidung hochfrequenter Vibrationen im Lagerbereich und dadurch deutlich verbesserter Lebensdauer
- Einsatz neuer Materialien und Bauweisen und damit niedrigerem Gewicht und Bauvolumen
- geringerer Lärmerzeugung
- Integration neuer Sensoren, die ein Health-Monitoring ermöglichen und die Wartbarkeit verbessern

Darüber hinaus wurden im Rahmen des ELFA-Verbundes gemeinsam mit den Partnern Tool-unterstützte Methoden erarbeitet und bewertet, die eine unternehmensübergreifende, enge Zusammenarbeit von der Spezifizierung bis hin zur Validierung und Verifikation unterstützen sollten.

Das Projekt sollte einen wichtigen Beitrag zur elektrischen Klimaanlage zukünftiger Passagierflugzeuge leisten. Mit den bereitgestellten neuen Technologien, sowie durch die enge Verzahnung mit dem potentiellen Kunden Airbus und weiteren kompetenten Unternehmen, die das gesamte Klimasystem abdecken können, wollte sich AOA einen deutlichen Wettbewerbsvorteil gegenüber der ausländischen Konkurrenz verschaffen.

31.März 2010		3
--------------	--	---

2. VORAUSSETZUNGEN UNTER DENEN DAS VORHABEN DURCHGEFÜHRT WURDE

AOA ist seit Jahrzehnten Partner der internationalen Luftfahrtindustrie, wobei die Kernkompetenzen in den Bereichen Präzisionsmechanik, Elektronik, Sensorik, Softwareentwicklung sowie im System Engineering liegen. Das Unternehmen baut seine technologische Spitzenstellung in diesen Bereichen durch Kooperationen mit Forschungsinstituten und kompetenten Zulieferern kontinuierlich weiter aus.

AOA war an den Entwicklungen sämtlicher Airbus-Flugzeuge beteiligt und hat zahlreiche weitere Kunden in Europa und Übersee. Derzeit laufen unter anderem Entwicklungen für A4380, A400M, A350, B787 und B747-8.

Im Bereich Klimaergänzungssystem liefert die AOA-Gruppe Lüfter und Kühlkomponenten für den A340-500/-600 sowie A380 an Airbus, Luft-Trocknungs- und Befeuchtungs-Geräte sowohl an Airbus als auch an Boeing.

Im Bereich Wasser- und Abwassersysteme liefert die AOA-Gruppe Systeme und Komponenten für die gesamte Single-Aisle Flotte von Airbus sowie die kompletten Systeme für den A330/A340 sowie den A340-500/-600. Daneben liefert AOA verschiedene Systeme für Geschäftsflugzeuge von verschiedenen internationalen Herstellern.

AOA hat sich an diversen regionalen, nationalen und EU-Technologieprogrammen beteiligt. Dazu zählen das Bayerische Luftfahrtforschungsprogramm, das Hamburger Luftfahrtforschungsprogramm, LuFo 1, LuFo 2, LuFo 3, LuFo 4 und die EU-Projekte LATEC, Firedetex, Nevada, Victoria, u.a.

Zu Beginn des Vorhabens war AOA aktiv an der Spezifikationsphase für verschiedene Lüfter des Klimasystems des neuen Airbus A350 beteiligt.

Im Jahr 2008 kam es bei AOA durch eine Anpassung in der Firmenstrategie zu einer Verlagerung der Gewichtung der Aktivitäten zwischen Klima- und Wasser-/Abwassersystem. Im Zuge dessen wurde der Typ des Demonstrators gewechselt. Ab diesem Zeitpunkt wurde nicht mehr ein Lüfter für das Klimasystem sondern ein Vakuumgenerator für das Abwassersystem als Versuchsträger verwendet.

Für alle Arten von elektrisch angetriebenen Lüftern im Flugzeug stellen sich die prinzipiell gleichen Anforderungen: Es soll mit einem möglichst leichten und kompakt gebauten Gerät ein bedarfsangepaßter, sicherer Betrieb über einen möglichst langen Zeitraum und mit geringst möglichen Wartungsaufwand realisiert werden.

Die grundsätzlich dazu verwendbare Technik ist im Industriebereich verfügbar, die Anwendung in Luftfahrzeugen bringt jedoch zusätzliche Anforderungen mit, die von der bekannten Technik nicht erfüllt werden. Gerade die Forderung nach einem wartungsfreien (oder zumindest wartungsarmen) Betrieb über einen Zeitraum von 25 Jahren ist eine im industriellen Umfeld unerfüllte Anforderung. Mit diesem Vorhaben sollten nunmehr auf wissenschaftlicher Basis die Grundlagen geschaffen werden um geeignete Auswahl- und Design-Methoden sowohl in der Anforderungs- als auch in der frühen Designphase zur Verfügung zu stellen, die eine Geräteentwicklung unterstützen und optimieren.

31.März 2010		4
--------------	--	---

3. PLANUNG UND ABLAUF DES VORHABENS

Zur zielgerichteten Abwicklung des Vorhabens wurde gemeinsam mit den VELKESA-Verbundpartnern ein detaillierter Arbeitsplan aufgestellt. Er gliedert sich in 4 Teilprojekte, von denen im wesentlichen „TP 1.3: Komponenten im elektrischen Klimasystem“ für AOA relevant ist:

Das Vorhaben wurde entsprechend dem Arbeitsplan in fünf aufeinander folgende Arbeitspakete gegliedert:

- AP 1 Anforderungen
- AP 2 Konzeptdefinition
- AP 3 Spezifizierung, Detaillierung
- AP 4 Musterbau, Integration
- AP 5 Test und Verifikation

Eine Gesamtübersicht über die Arbeitspakete gibt untenstehender Balkenplan:

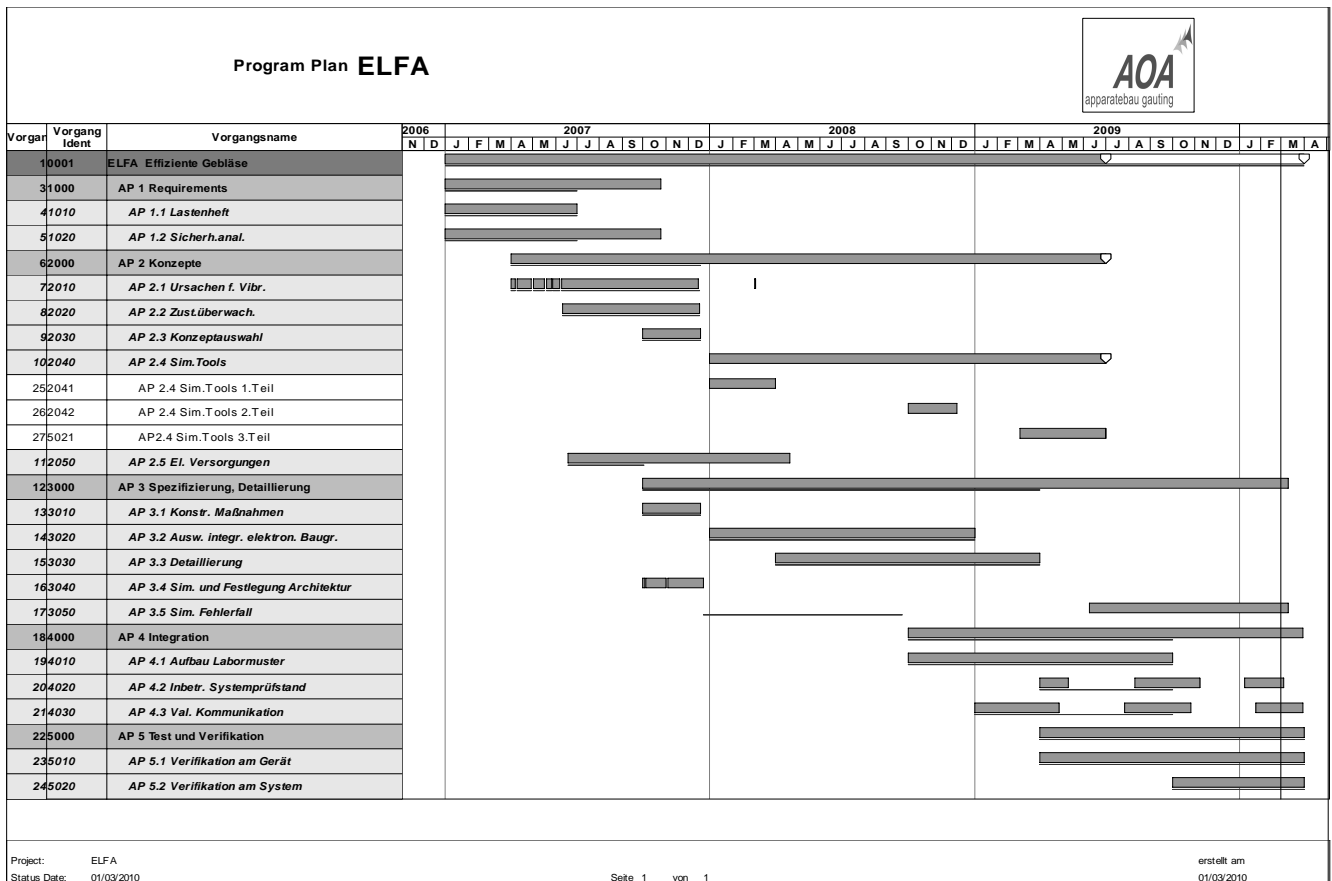


Abbildung 1: Zeitplan für das TP 1.3: Komponenten im elektrischen Klimasystem

4. WISSENSCHAFTLICH TECHNISCHER STAND ZU VORHABENSBEGINN

Bis vor wenigen Jahren wurden Hochleistungsgebläse mit Asynchron-Antrieben und Ansteuerungen ausgestattet, mit denen die Geräte auf einer Kennlinie mit einer der Netzfrequenz proportionalen Drehzahl betrieben werden können.

Seit A340-500/-600 und zukünftig bei A400M, A350 und B787 werden elektronisch kommutierte Antriebe eingesetzt, die eine variable Drehzahl und damit einen bedarfsangepaßten Betrieb ermöglichen. Außerdem besitzen diese Antriebe eine Steuerelektronik mit einem Gleichrichterteil, der die in diesen Flugzeugtypen geforderte Versorgung mit variabler Frequenz zuläßt.

Auch die in heutigen Klimasystemen meist noch durch Bleed-Air der Triebwerke angetriebenen Gebläse zur Versorgung der Packs („Turbo-Fans“) sollen zukünftig mit elektronisch geregelten Antrieben ausgestattet werden. Das Gerätegewicht und damit auch das Systemgewicht steigen so zunächst spürbar, müssen also durch geeignete Maßnahmen kompensiert werden.

Die Einführung der für diese Antriebe benötigten, komplexen Elektronik-Baugruppen haben in der ersten Generation zu neuen, erst teilweise verstandenen und bezüglich ihrer Langzeitwirkung noch unerforschten Problemen geführt, die im wesentlichen von elektromagnetisch verursachten, hochfrequenten Schwingungsanregungen herrühren. Insbesondere im Falle einer ungünstigen Überlagerung mit den aerodynamisch verursachten Anregungen kann dies zu beträchtlichen Einschränkungen in der Lebensdauer führen. Die genauere Analyse dieser Zusammenhänge und die Nutzung neuer wissenschaftlicher Erkenntnisse auf dem Gebiet der Antriebssteuerung soll diese Problematik zukünftig schon in der Auslegungsphase beheben und läßt zusätzlich erwarten, daß spürbar einfachere und sicherere Designkonzepte realisiert werden können.

31.März 2010		6
--------------	--	---

5. ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN

Federführer des Verbundprojekts „Das Elektrische Luftfahrzeug“ (ELFA) war Airbus Deutschland. Airbus übernahm die Koordination des Verbundvorhabens sowie die typischen Aufgaben des Flugzeugherstellers:

- Definition der übergeordneten flugzeugspezifischen Anforderungen
- Bewertung: technische Konzepte und Integration
- Definition der Flugzeugschnittstellen
- Modellparameter / Randbedingungen

KMU Unterauftragnehmer war:

- Firma Primus (Hubert Kreis), Krailling: Bauteilrecherche und Verlustleistungsberechnung für 230V Antriebe.

Die beauftragte Hochschule war:

- Technische Universität Darmstadt, Institut für Elektrische Energiewandlung, Prof.Dr.-Ing. habil. A.Binder: Untersuchungen zum Thema „Alternative Rotorausführung“ und der zugehörigen Geräuschberechnungen.

6. ERGEBNISSE DES VORHABENS

6.1. AP 1 Anforderungen

6.1.1. AP 1.1 Lastenheft für effiziente Gebläse im elektrischen Klimasystem

Die Anforderungen an die Funktionalität der Gebläse wurden mit den Verbundpartnern abgestimmt. Die wesentlichen Eckpunkte sind:

- Leistungsaufnahme: 15 kW elektrische Dauerleistungsaufnahme
- Spannungsversorgung: 3 Phasen 230/400 V, keine zusätzliche DC-Versorgung
- Versorgungsfrequenz: variable Frequenz 360 Hz bis 800 Hz
- Drehzahlbereich: 5000 bis 15000 Umdrehungen/Minute (Geräte- und Bedarfsabhängig)
- Kommunikation: CAN-Bus
 - EIN/AUS
 - Drehzahlvorgabe
 - Statusinformation:
 - Drehzahl
 - Stromaufnahme
 - Fehler „Temporär INOP“
 - Fehler „Permanent INOP“
 - Warnung „Stall“ (Drehzahl i.O. aber keine Luftförderung)
- Sicherheits- und Zustandsüberwachung: Anforderungen werden im AP 1.2 definiert.
- Mechanisches Interface: Adaption für den Systemprüfstand bei Airbus

6.1.2. AP 1.2 Sicherheitsanalyse

Eine Analyse der Sicherheitsanforderungen auf der Geräteebene unter Berücksichtigung der relevanten Schnittstellen wurde in Abstimmung mit Airbus durchgeführt.

Die sicherheitsrelevanten Gerätefunktionen wurden identifiziert und im AOA-Dokument [APR 500 0305 05] festgehalten. Die Anforderungen an ein sicheres Design und die spezifischen konstruktiven Maßnahmen hinsichtlich der zu implementierenden Überwachungsfunktionen und Abschaltmechanismen wurden definiert. Die Ergebnisse der Sicherheitsanalyse wurden im 2. Halbjahr 2007 mit Airbus diskutiert und abgestimmt. Die wichtigsten sicherheitsrelevanten Festlegungen für umrichter gespeiste Gebläse der Leistungsklasse bis 15 kW sind nachfolgend aufgeführt.

Ein Sicherheitskonzept mit dreistufiger Abschaltstrategie soll zur Anwendung kommen:

- Alle sicherheitsrelevanten Überwachungen werden mit Hardware-Abschaltungen realisiert.

31.März 2010		8
--------------	--	---

- Wichtige interne Sicherheitsfunktionen werden Software gesteuert überwacht. Die schaltenden Schutzelemente werden beim Einschalten (Power-Up) getestet. Das maximale Zeitfenster zwischen Abschalt- und Wiedereinschaltensignal wird in der Gerätespezifikation festgelegt. Das Überschreiten dieses Zeitfensters kann zur dauerhaften Deaktivierung des Gebläses führen.
- Als dritte Sicherheitsstufe werden Schmelzsicherungen vorgesehen. Diese sind unempfindlich gegen elektromagnetische Einstrahlungen haben aber den Nachteil, daß nach einer Auslösung das Gerät zur Instandsetzung ausgebaut werden muß.

Maximaler Einschaltstrom

Für die Einschaltstrombegrenzung sollen die induktiven Bauteile wie Transformator und Saugdrosseln dienen. Diese Lösung besitzt deutliche Vorteile hinsichtlich der Zuverlässigkeit im Vergleich zu aktiven Begrenzungsschaltungen.

EMC Filter

Hier wird keine zusätzliche Überwachung vorgesehen, da die niedrige Energieaufnahme in den Filterkomponenten kein Gefährdungspotenzial darstellt.

Fehlerstromerkennung (Ground Fault Detection)

Mittels eines Summenstromwandlers werden die Ableit-(Wechsel-)ströme erfaßt. Kurzschlüsse im DC-Zwischenkreis (ohne Erdfehlerstrom), werden von einer Ground Fault Detection nicht erfaßt. Darüber hinaus ist zu berücksichtigen, daß Induktivitäten den Kurzschlußstrom auf einen Wert begrenzen können, der unterhalb des Auslösestroms für die vorgeschalteten Sicherungen liegt.

Eine schnelle Messung des Stromes im systemseitigen Schutzschalter könnte komponentenseitig Gewicht und Aufwand einsparen. Allerdings muß festgestellt werden, daß die heute verfügbaren flugzeugseitigen Strommessungen noch nicht die ausreichende Dynamik aufweisen

Erkennung von Lichtbogen-Kurzschlüssen

Hier wird eine optische Erkennung favorisiert, die über die Lebensdauer des Gerätes robust sein muß (Verschmutzung, Staub, ...). Hierfür bieten sich Technologien in Analogie zu Rauchdetektoren an.

Überwachung von Wicklungsgütern mit hoher Energiespeicherkapazität

(Gleichrichter-Spartransformator, -Saugdrosseln und Motorwicklungen)

Die Temperaturüberwachung mittels Bimetallschalter in Kombination mit den vorgenannten elektrischen Schutzfunktionen wird als ausreichend erachtet.

6.2. AP 2 Konzeptdefinition

6.2.1. AP 2.1 Analyse der Ursachen für Vibrationen

Dieses Arbeitspaket wurde von der TU Darmstadt am Institut für Elektrische Energiewandlung bearbeitet. Die Ergebnisse sind in den Technischen Berichten dokumentiert:

- Alternative Rotorausführung bei einem hochtourigen PM-Motor
TU Darmstadt, EW-Bericht 317/07
- Alternative Rotorausführung B1, B2 & C1, C2 zum hi-speed Motor A
TU Darmstadt, EW-Bericht 318/07
- Geräuschberechnung zu den alternativen Rotorausführungen B1, B2 & C1, C2 zum hi-speed Motor A
TU Darmstadt, EW-Bericht 321/07

Die Analyse der Vibrationsanregungen basiert auf numerischen und analytischen Berechnungen der Oberwellen des elektromagnetischen Feldes. In die Betrachtung wurden eine bereits realisierte technische Ausführung (Variante A) und vier Alternativen (B1, B2, C1, C2) einbezogen. Bei der Variante A werden schalenförmige 90°-Magnetsegmenten an die Rotoroberfläche geklebt und zur Sicherungen gegen die Radialkräfte mit einer Glasfaser-/Kohlefaserarmierung überzogen. Bei den alternativen Varianten wurde der konstruktive Aufbau des Rotors mit dem Ziel der Reduzierung der Herstellkosten modifiziert. Im Vergleich zur Variante A werden quaderförmige Magnete in frei gestanzten Aussparungen im Rotoreisen eingeklebt. Bei dieser Aufbauweise kann das Magnetvolumen reduziert werden, die Anforderungen an die Bearbeitungsgenauigkeit für Rotoreisen und Magnete sind deutlich geringer. Darüber hinaus kann auf die bei der Variante A erforderliche Glasfaser-Kohlefaser-Armierung verzichtet werden. Dies hat auch einen positiven Effekt auf das thermische Verhalten. Die Ableitung der Verlustwärme aus dem Rotoreisen und in den Magneten an die den Spalt zwischen Rotor und Stator durchströmende Luft wird deutlich verbessert. Allerdings ist im Vergleich zu den an der Oberfläche des Rotors montierten Schalensegmenten der Feldverlauf im Luftspalt deutlich weniger harmonisch, wodurch negative Oberwelleneffekte zu erwarten sind.

Beschreibung des konstruktiven Aufbaus der Motorvarianten:

Stator:

Außendurchmesser:	120 mm
Bohrungsdurchmesser:	70 mm
Eisenlänge:	50 mm
Nutenzahl:	36
Wicklungsdaten:	4 Pole, 10 Windungen pro Spule, 3 Nuten pro Pol und Phase
Eisen-Material:	V200-20A(HF20)

31.März 2010		10
--------------	--	----

Geräusch- und Vibrationsberechnung

Geräusche und Vibrationen im Motor werden durch die Radialkomponenten des magnetischen Feldes im Luftspalt erzeugt. Mit den Ergebnissen der numerischen Feldberechnung wurde die Methode nach H. Jordan angewandt. Da die Feldberechnung für die Varianten B1, B2 bzw. C1, C2 vergleichbare Feldverhältnisse ergab, wurden die Geräusch- und Vibrationsberechnung nur für die Varianten A, B2 und C2 durchgeführt. Mögliche Versteifungs- oder Dämpfungseffekte durch das Aluminiumgehäuse wurden nicht berücksichtigt. Für die elektrische Anregung wurde eine 500 Hz Sinusform zu Grunde gelegt. Der Einfluß der Umrichtersteuerung auf den Motor kann bei der hier verwendeten hohen Schaltfrequenz von 10 kHz vernachlässigt werden.

Die Ergebnisse für den Schalldruck mit A-Korrektur nach IEC 651 in dB(A) sind in der folgenden Tabelle zusammengefaßt.

f/kHz	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	15	17	19
Motor													
A	27.1	22	44.6	39.3	34	35.1	34	38.8	36.2	36.5	32	40	21
B2	42.2	21.4	42	18.7	12.1	31.3	35.8	57.5	45.7	58.5	37.5	35.2	27.5
C2	38.6	27.7	58.9	52.3	41.4	34.8	50.0	66.9	50.7	63.5	48.2	19	35.1

Die Summation der Schalldruckpegel über die Frequenzen von 1 bis 19 kHz ergibt für die drei Varianten:

Motor	Resultierender Schalldruck in db(A)
A	48,7
B2	61,3
C2	69.3

Damit wird deutlich, daß die hochwertige, herstellkostenintensive Variante A hinsichtlich der Schall- und Vibrationsanregung signifikant niedrige Werte aufweist.

Sämtliche Details zur Berechnung der der Geräusch- und Vibrationsanregung sind in den oben genannten Berichten der TU Darmstadt dokumentiert.

6.2.2. AP 2.2 Analyse der Möglichkeiten der Zustandsüberwachung

Hauptausfallursache und damit wichtigstes Bauteil bezüglich einer Zustandsüberwachung sind die beiden Wälzlager. Unterstützt durch die von AOA betreute Diplomarbeit von Anders Mattson wurden folgende Themen untersucht:

- Grundlagen der Körperschallmessung an Wälzlagern zur Zustandsbeurteilung
- Auswahl geeigneter Meßtechnik und Installation in vorhandenen Gebläsen (VA4130 und VA4111)
- Durchführung von Versuchsreihen mit neuen, gealterten und vorgeschädigten Lagern
- Analyse der Vibrationsspektren und Ableitung möglicher Erkennungsalgorithmen zu Ausfall-früherkennung und Schaderkennung
- Beurteilung der möglichen Implementierung in Seriengeräten

Während der Bearbeitung der Diplomarbeit wurden Versuche mit Gebläsen der Modelle VA4111 und VA4130 durchgeführt. Ein Programm zur Frequenzanalyse wurde in Scilab parallel entwickelt und optimiert.

Die Frequenzanalyse wurde mit einer Fensterfunktion zur Vermeidung „spektraler Leckagen“ und Algorithmen zur Korrektur von störenden Tiefpassfilter-Effekten

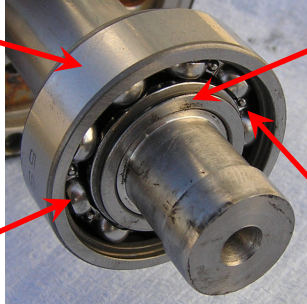
ausgestattet. Grundsätzlich basiert die Erkennung auf der Analyse der für das jeweilige lagertypischen Überrollfrequenzen im gemessenen Frequenzspektrum und der Vergleichsanalyse über die Betriebszeit. Die Überrollfrequenzen von einem geschädigten Lager verändern sich hierbei in Ihrer Amplitude und können so erkannt und zugeordnet werden.

31.März 2010		12
--------------	--	----

Theoretische Grundlagen der Vibrationsquellen:

Außenring:

$$BPFO = f_n \cdot \frac{Z}{2} \left[1 - \frac{D_E \cdot \cos \alpha}{D_I + D_E} \right]$$



Innenring:

$$BPFI = f_n \cdot \frac{Z}{2} \left[1 + \frac{D_E \cdot \cos \alpha}{D_I + D_E} \right]$$

Wälzkörper:

$$BSF = f_n \cdot \frac{D_I + D_E}{D_E} \left[1 - \left(\frac{D_E \cdot \cos \alpha}{D_I + D_E} \right)^2 \right]$$

Käfig:

$$FTF = f_n \cdot \frac{1}{2} \left[1 - \frac{D_E \cdot \cos \alpha}{D_I + D_E} \right]$$

f_n	=	Drehfrequenz
Z	=	Wälzkörperanzahl
D_E	=	Wälzkörperdurchmesser
D_I	=	Innenringdurchmesser
α	=	Kontaktwinkel

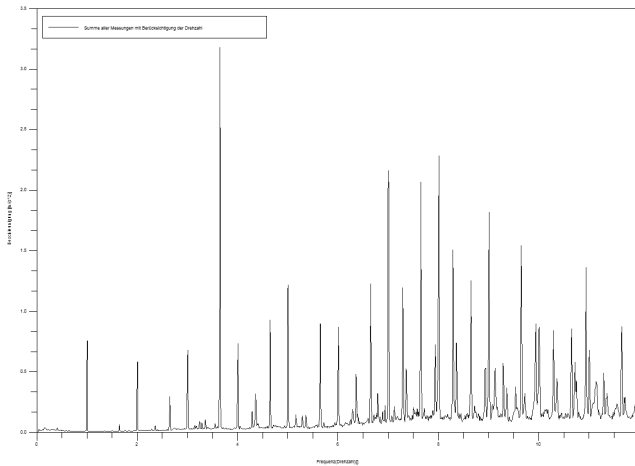
Abbildung 2: Anregungsfrequenzen der verschiedenen Vibrationsquellen am Lager

Für einen Außenringschaden sind die Überrollfrequenz, ihrer Harmonien und ihrer Seitenbänder besonders markant.

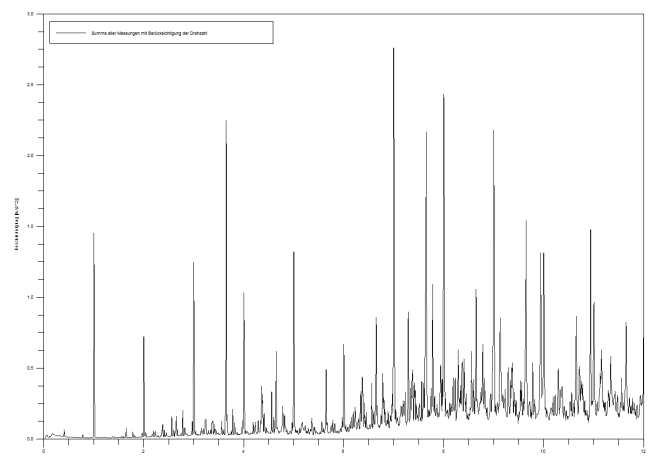
Im Rahmen der durchgeführten Messungen sind auch andere Phänomene in den Geräten untersucht worden. Zum Beispiel sind die Schwingungen von Kühlkörpern im Luftstrom (altes Design des VA4111 / Kühlkörper 9) und Wellenunwuchten bei neuen VA4130 entdeckt und analysiert worden.

Im folgenden sind einige Beispiele aufgezeigt, die die verschiedenen Stadien eines untersuchten Lagers widerspiegeln:

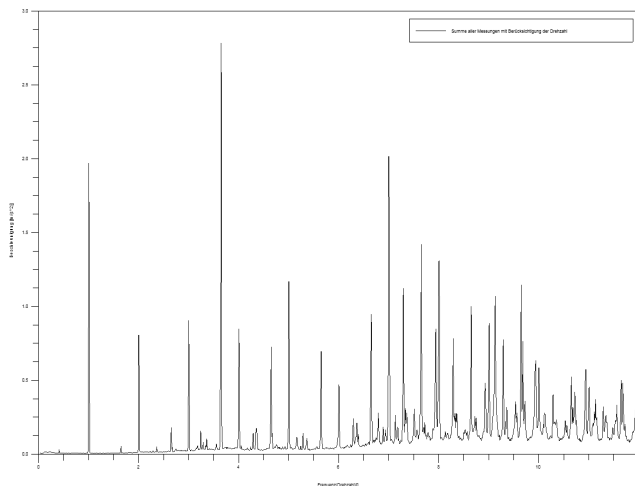
Beispielmessungen an einem Ventilator Typ VA4130:



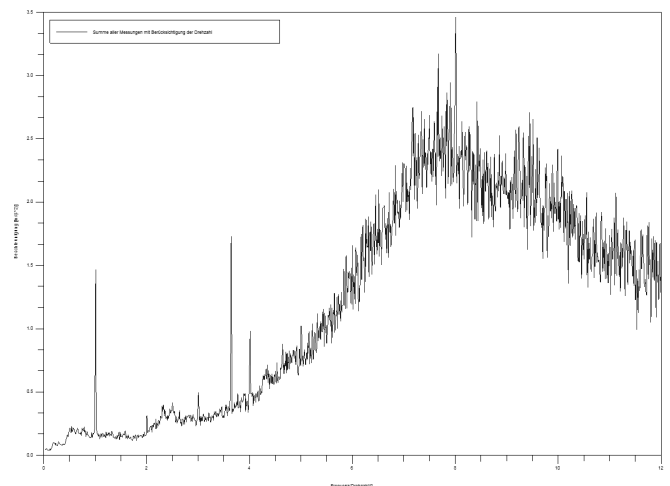
a) neues Lager mit wenig Lagerfett



b) neues Lager ohne Lagerfett



c) fortschreitender Lagerschaden (Außenring)



d) Lagerschaden (Lager gebrochen)

Abbildung 3: verschiedene Körperschallspektren an einem Gebläse VA4130 mit Keramiklager

- Einzig markanter Peak ist der des Außenrings (fünfter und stärkster Peak). Der Innenring und die Drehzahl sind nicht markant (normale Arbeitsparameter des Lagers).
- Erhöhtes Grundniveau (Vibration) und Anstieg der markanten Peaks für Drehzahl (erster, zweiter, dritter und fünfter Peak) und Lagerschaden am Außenring (vierter Peak (bei 3,65) und im Seitenband (bei 7,65)). Der Peak des Innenrings ist markanter als bei a).
- Stark ausgeprägter Peak der Drehzahl und des Außenringschadens.
- Abgesehen von der Drehzahl (erster Peak) und dem Merkmal des Außenringschadens (zweiter Peak) ist der Lagerschaden eindeutig durch das hohe Vibrationsniveau erkennbar.

6.2.3. AP 2.3 Konzeptbewertung und -auswahl

Die Auswertung der Analyseergebnisse aus AP 2.1 zeigt, daß das Motorkonzept mit den Schalenmagneten eindeutig die technisch vorteilhafteste Lösung ist.

Rotor Typ A

Magnettyp: Vacomax 225HR; Sm2Co17

Magnetform: 1 90°-Schale pro Pol

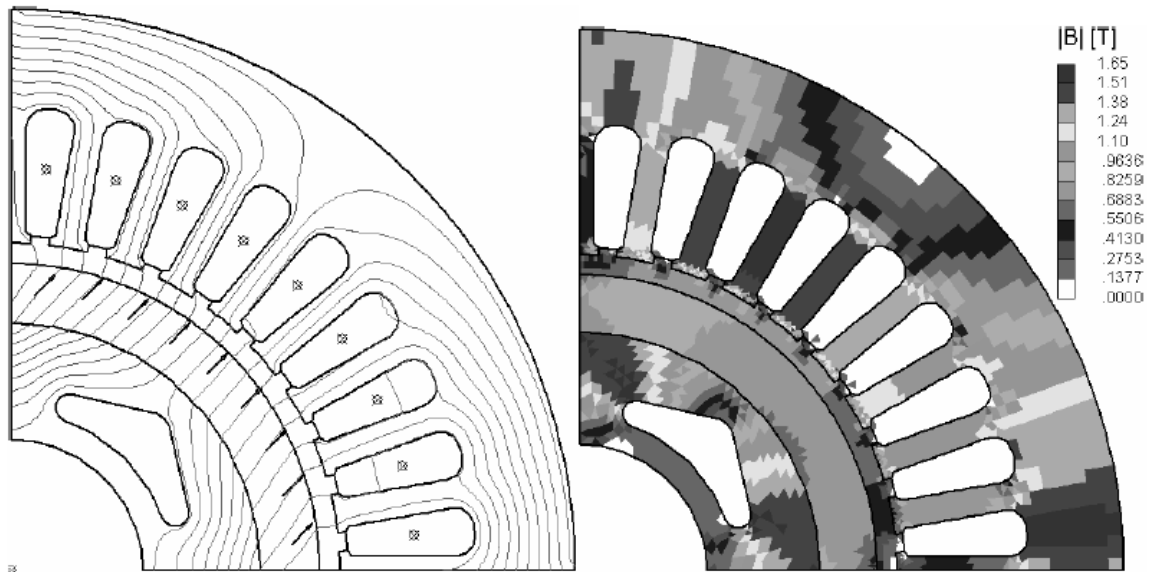


Abbildung 4: Rotor A: Magnetfeld der Schalenmagnete

Dieses Konzept wird für alle weiteren Maßnahmen in diesem Programm ausgewählt.

6.2.4. AP 2.4 Auswahl und Bereitstellung geeigneter Simulationstools

Als Simulationstool wurde Matlab/Simulink ausgewählt.

Zusätzlich wurde das auf Matlab aufsetzende Softwaretool PLECS zur Simulation von thermodynamischen Abläufen innerhalb der Elektronikkomponenten beschafft.

Schon die ersten durchgeführten Modellrechnungen haben die Eignung des Tools für die Simulation bis hinunter auf Komponentenebene (z.B. Transistoren und der Chip innerhalb des Transistorgehäuses) gezeigt.

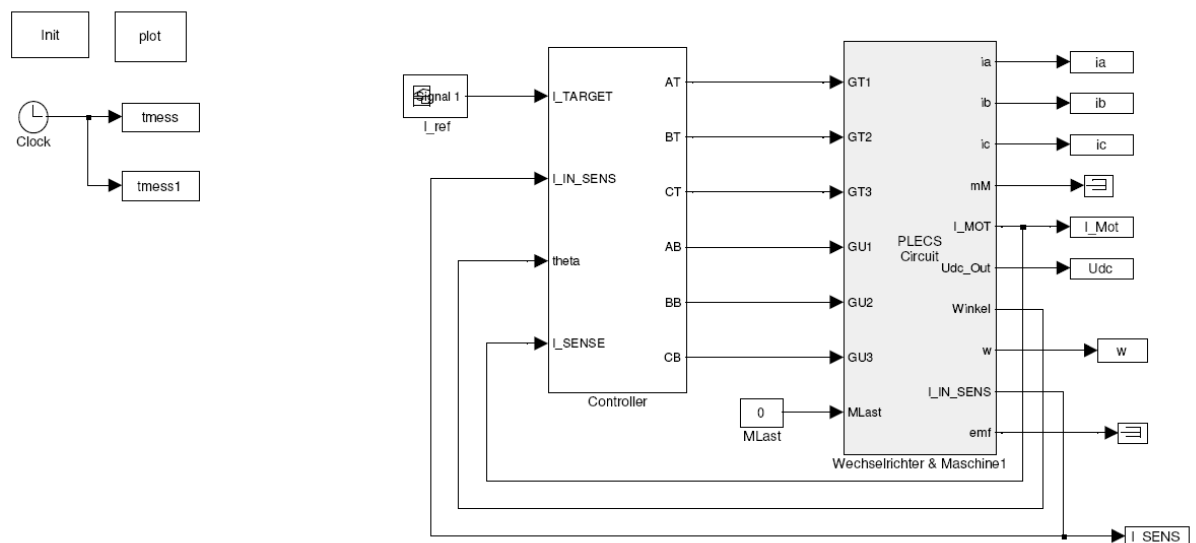


Abbildung 5: Matlab/PLECS Gesamtmodell

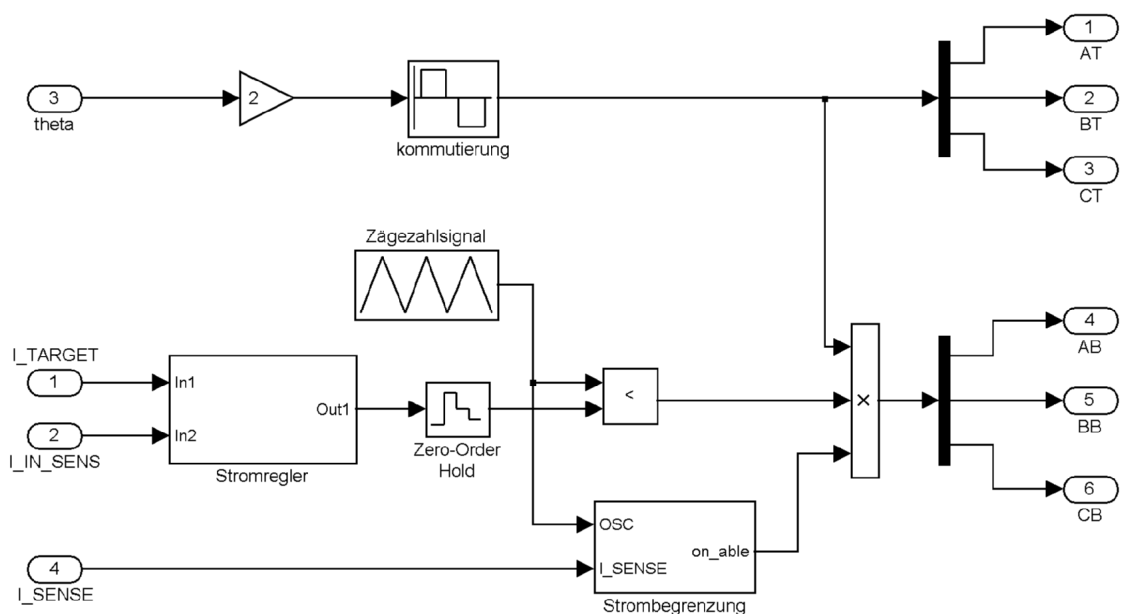


Abbildung 6: Matlab Modell – Controller zum Ansteuern der Leistungstransistoren

Eine durchgängige Vernetzung zu anderen Tools (z.B. die elektrische Simulation auf Systemebene mit SABER) ist mit den verfügbaren Tools nicht möglich. Die verwendbaren Tools gehen mit zu unterschiedlichen Ansätzen an die auf der jeweiligen Betrachtungsebene speziellen Anforderungen heran. Der für untere Ebenen erforderliche Detaillierungsgrad läßt sich derzeit nicht toolunterstützt soweit vereinfachen, daß in der Simulation in höheren Ebenen ein Ergebnis in akzeptabler Rechenzeit erreicht wird.

6.2.5. AP 2.5 Definition und Bewertung alternativer elektrischer Versorgungen

Im Rahmen der neuesten Flugzeugentwicklungen (speziell A350) wird zur Einsparung von Verkabelungsaufwand eine Erhöhung der Bordnetzspannung von ehemals 115 Volt auf 230 Volt (Spannung gegenüber dem Sternpunkt im 3-Phasen System) für möglichst viele Hochleistungsverbraucher gewünscht. Da es bisher weltweit zu diesem Thema keinerlei Erfahrung im Flugzeugbereich gibt, galt es hier an vorderster Front Grundlagenwissen zu schaffen.

Um das zweifelsohne vorhandene Einsparpotential an Gewicht (und Rohstoffen) für die Verkabelung auf Seiten des Flugzeugherstellers zu heben muß andererseits jedes daran angeschlossene Gerät mit einer geeigneten Dimensionierung und entsprechender Bauteilauswahl dafür angepaßt werden. Wegen des nicht unerheblichen Aufwands bei der Umdimensionierung und großteils erforderlichen Neukonstruktion kommen im realen Flugzeug zunächst nur neu zu entwickelnde Geräte für einen Anschluß an das 230V Bordnetz in Frage. Für bestehende (also in neuen Flugzeugprogrammen wieder zu verwendende Geräte) wird flugzeugeitig auch die alte Versorgungsspannung zur Verfügung gestellt.

Von AOA wurde exemplarisch ein 15kW Lüfter vollständig dimensioniert sowie geeignete reale Bauteile ausgesucht. Die nachstehende Zusammenfassung der Untersuchung gibt einen Überblick über die wesentlichen Indikatoren. Ein Plus bedeutet hier einen Vorteil im Vergleich zur 115 Volt Versorgung.

Einfluß auf:	Bauraum	Gewicht	Verluste	1/MTBF	Preis
Transformator	±0	±0	±0	±0	±0
Saugdrosseln	±0	±0	±0	±0	±0
Gleichrichterioden	-	±0	+	±0	-
Zwischenkreiskondensatoren	-	-	±0	-	-
IGBT-Modul (Motorbrücke)	-	-	±0	±0	-
Schutzbauelemente/Filter	-	-	+	-	-
Gerätestecker	-	-	+	±0	-

Grundsätzlich wird es wegen der zu erhöhenden Isolationsabstände und der teilweise größeren elektrischen Komponenten insgesamt zu einer Bauraumvergrößerung kommen, das heißt, die 230Volt Geräte werden etwas größer und schwerer als ihre 115V Pendanten. Ein Trade-Off der Einsparungen in der flugzeugeitigen Verkabelung gegenüber der Gewichtszunahme auf der Geräteseite war im Rahmen des Vorhabens nicht vorgesehen.

Die Details der Untersuchung sind im AOA-Dokument 500 0204 15 zusammengefaßt.

31.März 2010		17
--------------	--	----

6.3. AP 3 Spezifizierung - Detaillierung

6.3.1. AP 3.1 Konstruktive Maßnahmen

Die Ergebnisse aus AP 2.3 Konzeptbewertung und -auswahl sind in die Konstruktion des Vakuum-Generators eingeflossen. Der Motor des Labormusters enthält einen 4poligen Permanent-Magnet-Synchron-Motor mit einem Rotor vom Typ A (mit Schalenmagneten, vgl. Kapitel 6.2.3).

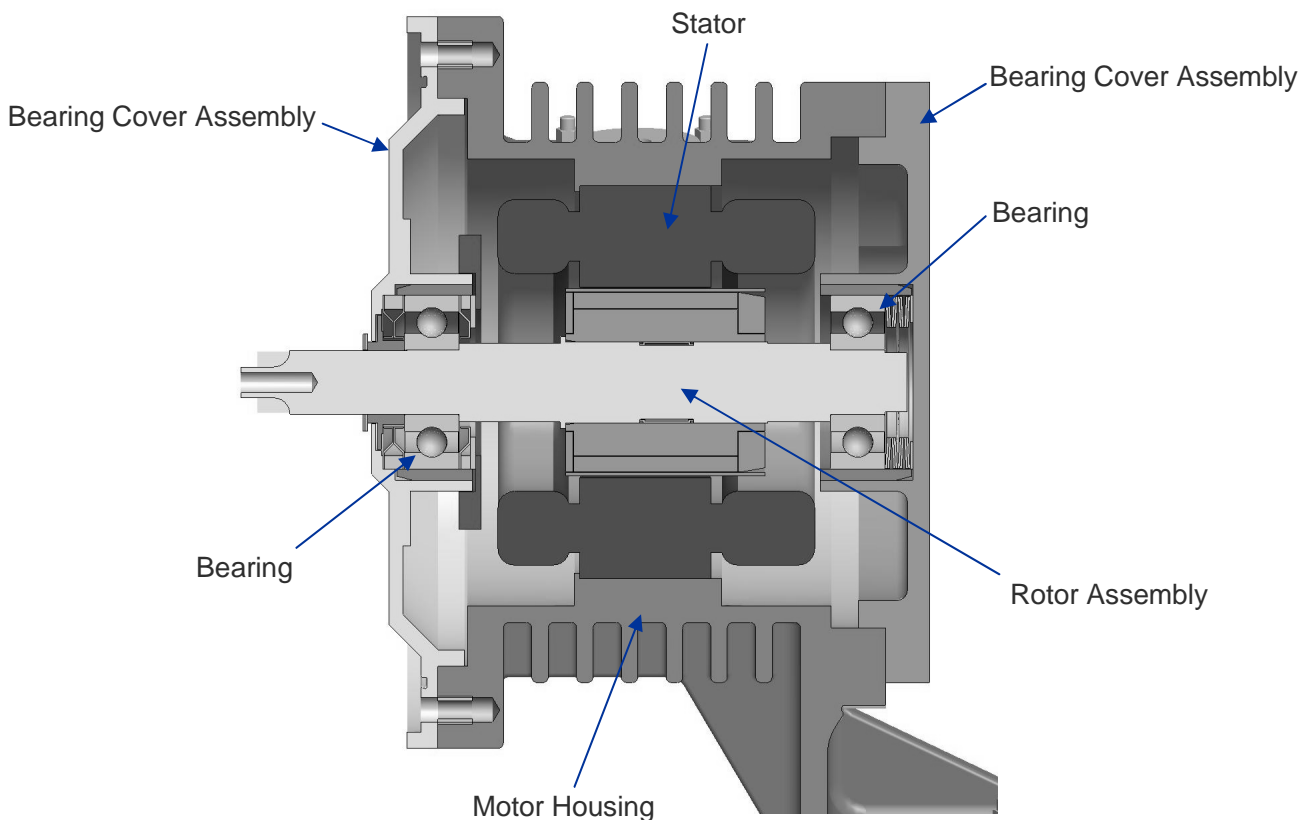


Abbildung 7: Vakuum-Generator Motor - Querschnitt

31.März 2010		18
--------------	--	----

6.3.2. AP 3.2 Auswahl integrierter elektronischer Baugruppen

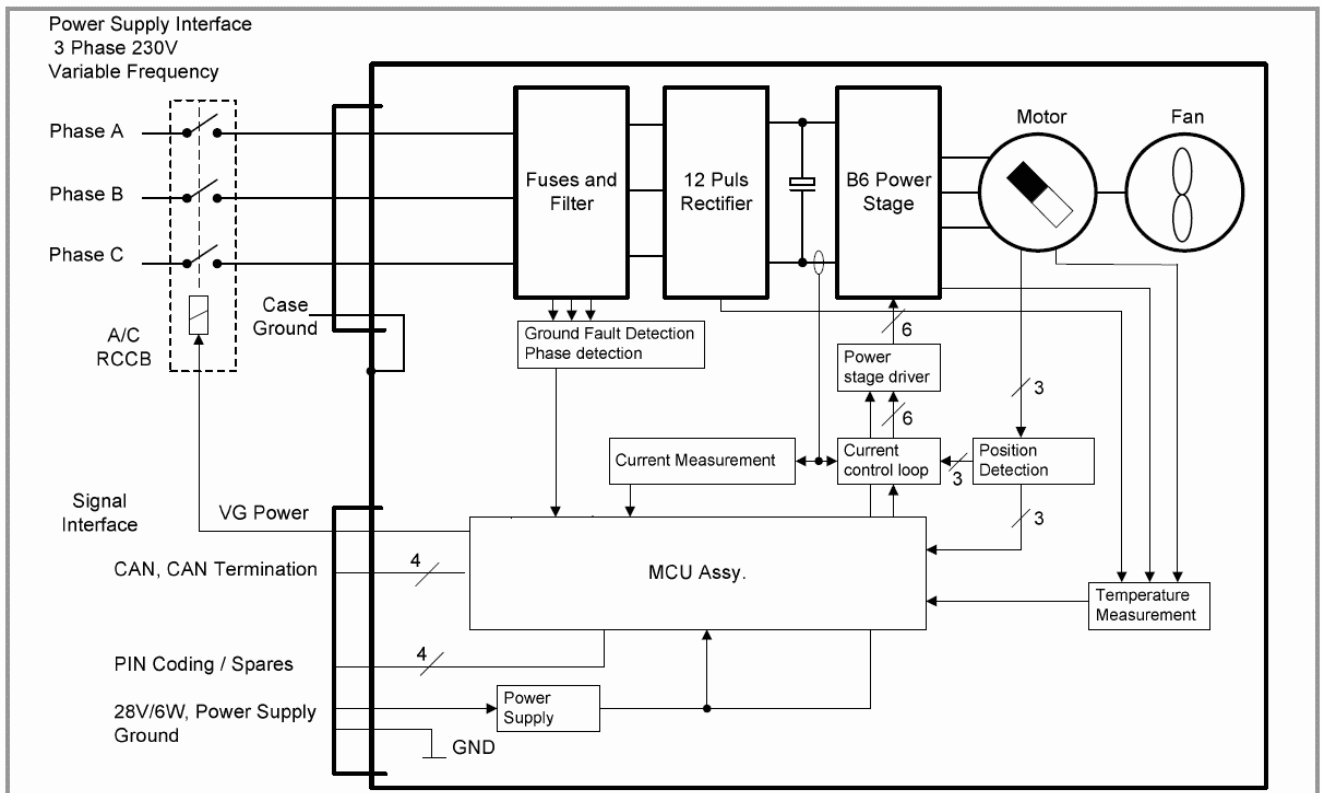


Abbildung 8: Blockschaltbild der Lüfterelektronik mit Schutzmaßnahmen

Auf der Basis dieses Blockschaltbilds wurde eine Elektronik entwickelt, aufgebaut und in das Labormuster integriert.

6.3.3. AP 3.3 Detaillierung

Die mechanische Konstruktion des Labormusters ist in Abbildung 9 zusammengefaßt:

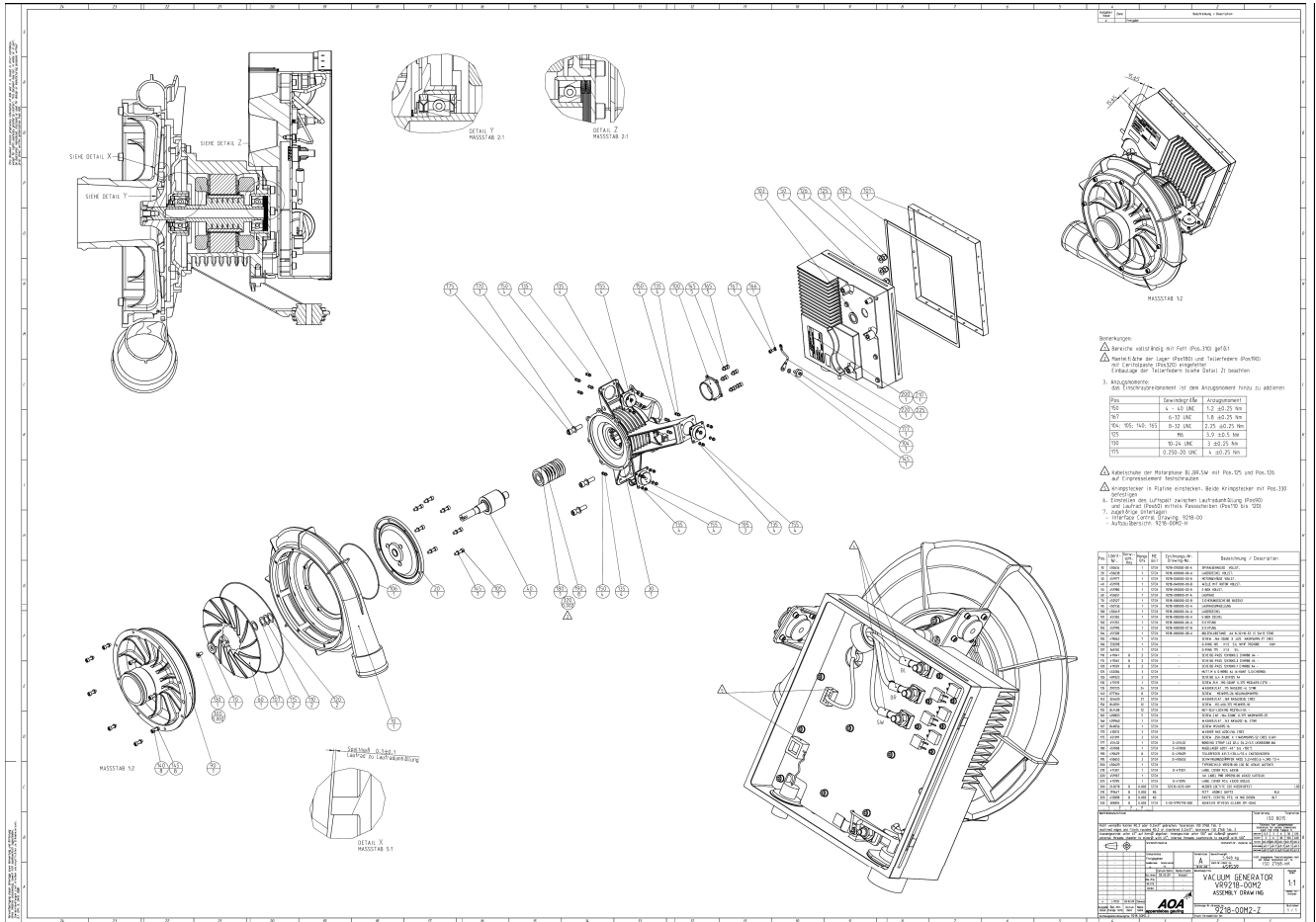


Abbildung 9: Vakuum Generator Zusammenbauzeichnung

6.3.4. AP 3.4 Simulation und Festlegung Architektur der Gebläseansteuerung

Im Rahmen dieses Arbeitspaketes wurde die vollständige Simulation der Leistungselektronik des Umrichters, parametrierung mit den realen Daten des Vakuumpumpen-Generators, durchgeführt.

Die Ergebnisse der Simulation zeigten die Möglichkeit der passiven Kühlung der Elektronik auf. Für die gewünschte Zuverlässigkeit des Gerätes ist dies die absolut präferierte Lösung, da hierbei keinerlei zusätzlicher Aufwand für Fremdkühlung erforderlich ist und auch keine zusätzlichen (verschleißenden und verschmutzenden) Zwangslüftungen realisiert werden müssen.

Die Simulationsergebnisse wurden zwischenzeitlich durch Versuche am realen Gerät verifiziert und zeigen nur unbedeutende Abweichungen.

Mit dem Einsatz des Simulationstools kann zukünftig tatsächlich ein Paradigmenwechsel in der Entwicklung von Hochleistungsgebläsen vollzogen werden. Wo die Erfahrung des Entwicklers früher entscheidenden Einfluß auf die Designentscheidungen hatte kann jetzt eine numerisch untermauerte Simulation die Entscheidungen beschleunigen und Fehlentwicklungen und bisher notwendige Redesign-Zyklen vermeiden.

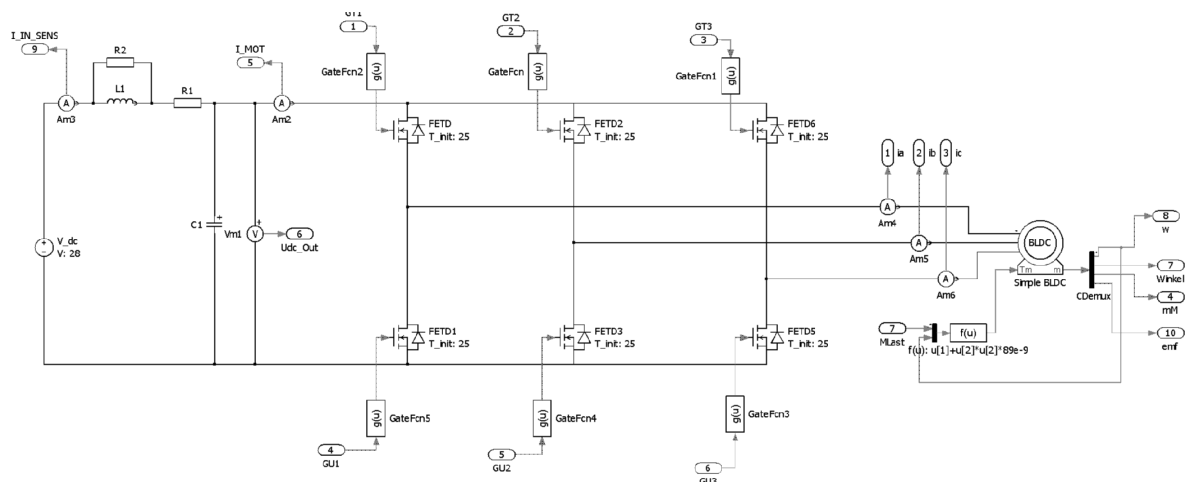


Abbildung 10: Matlab Modell - Wechselrichter und Motor (belastet)

31.März 2010		21
--------------	--	----

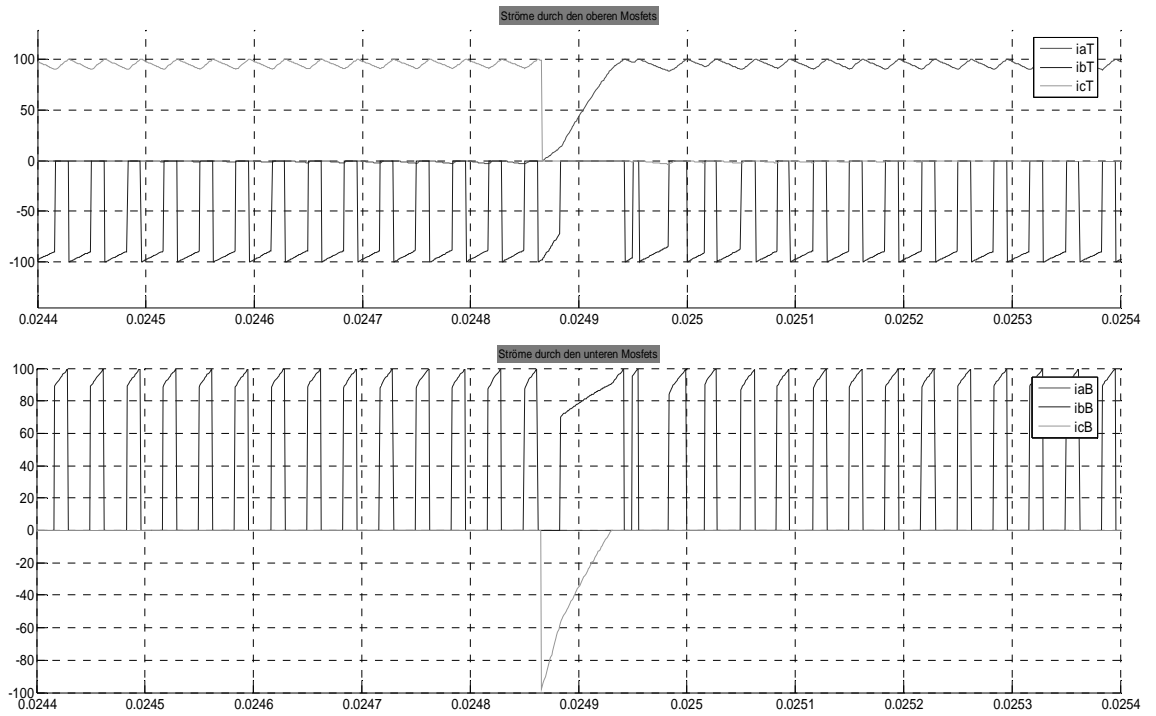


Abbildung 11: Matlab Simulation - Motorstrom in hoher zeitlicher Auflösung (eine Phase)

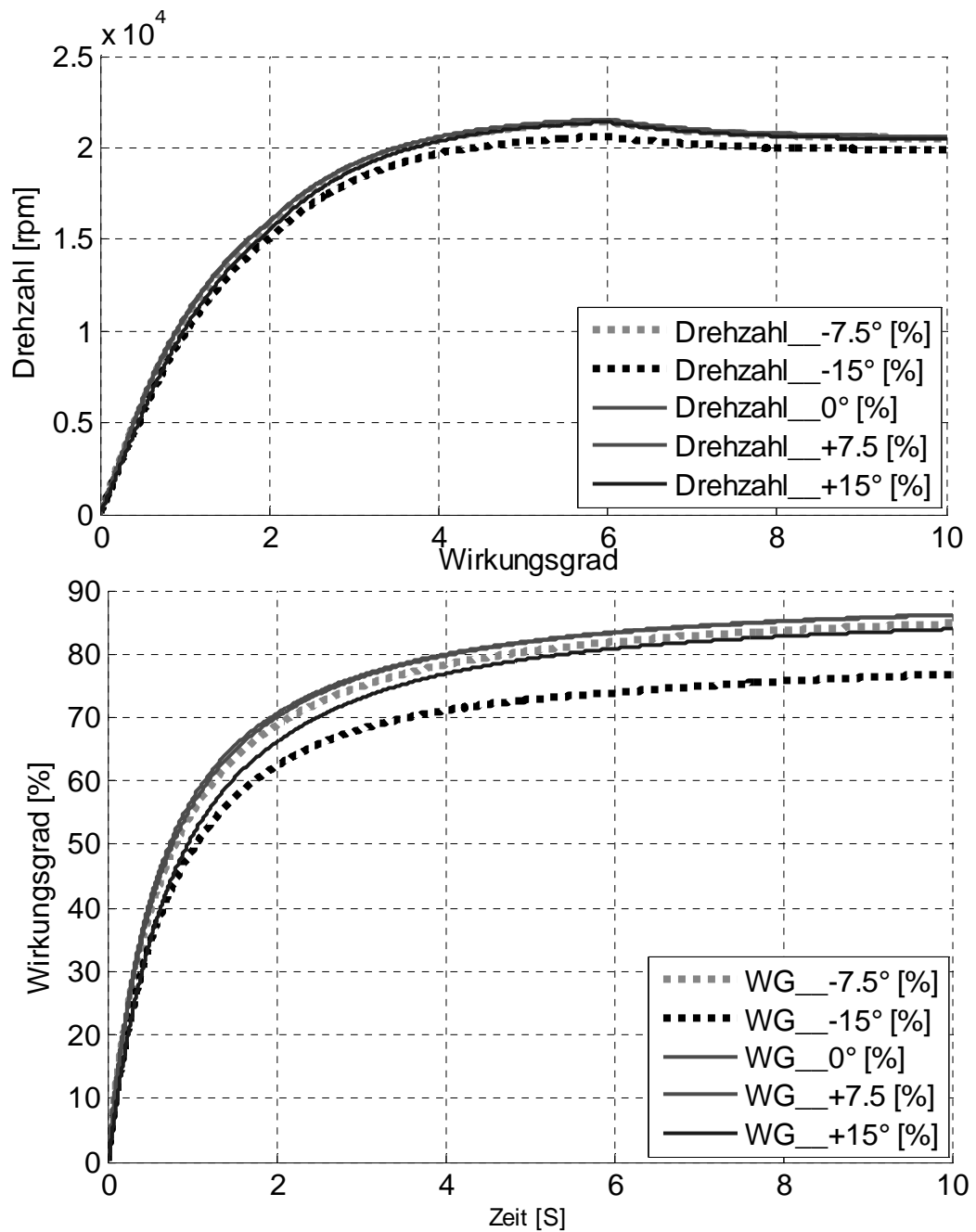


Abbildung 12: Matlab Simulation - Drehzahl und Wirkungsgrad beim Hochlauf (mit verschiedenen Vorhaltewinkeln)

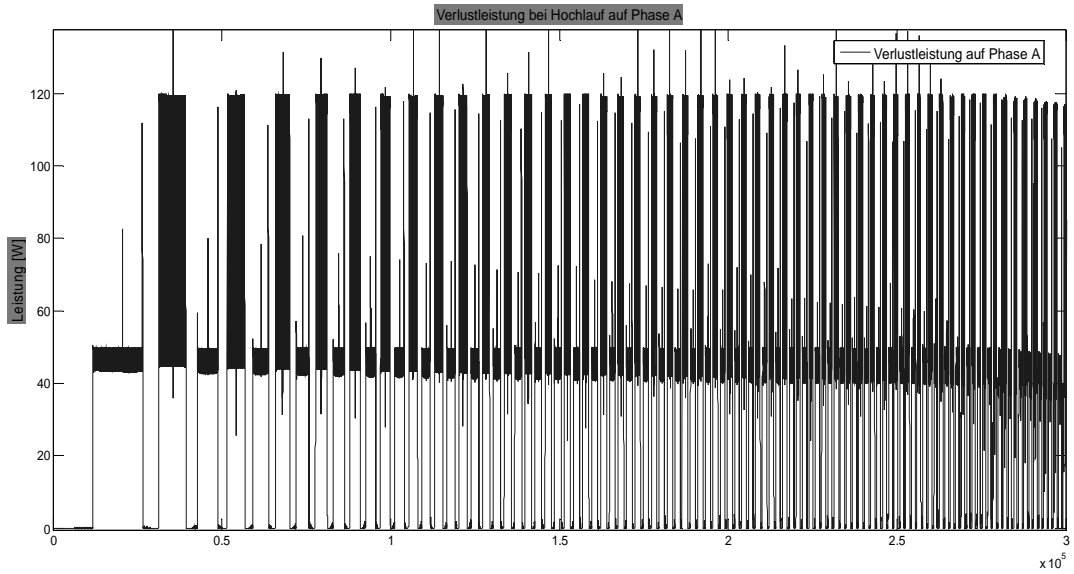


Abbildung 13: Matlab/PLECS Simulation - Verlustleistung in den Leistungstransistoren (beim Hochfahren)

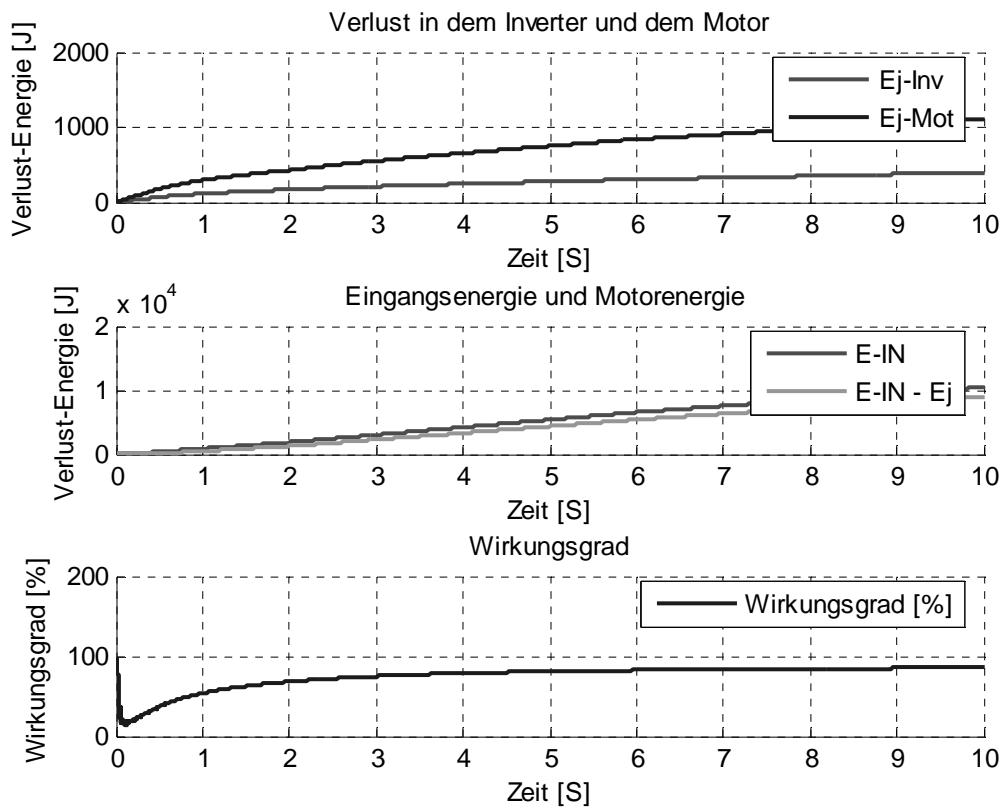


Abbildung 14: Matlab/PLECS Simulation - kumulierte Verlustleistung und Wirkungsgrad

6.3.5. AP 3.5 Simulation und Festlegung des Verhaltens im Fehlerfall

Bei der Entwicklung von Luftfahrzeuggeräten liegt der Fokus auf den schweren Fehlerfällen, die Einfluß auf die Flugsicherheit haben. Um diese Fehler zu beherrschen werden seit langem etablierte konstruktive und schaltungstechnische Maßnahmen angewandt sowie geeignete Sicherungstechnik eingesetzt.

In der Vergangenheit hat sich gezeigt daß oftmals aus Unkenntnis zu wenig aber auch aus Übervorsicht ungeeignete und zu viele Schutzmaßnahmen spezifiziert wurden. In all diesen Fällen waren die geforderten Schutzmaßnahmen somit nicht angemessen zu den möglichen Fehlern. Dies würde besonders für ein zunehmend elektrifiziertes Luftfahrzeug ungünstige Auswirkungen auf die Sicherheit und das Gewicht (und natürlich die Kosten) haben.

Im Rahmen des Vorhabens wurde ein neuer generischer Ansatz verfolgt, der es erlaubt auf einfache Art jedes elektrische Gerät zu klassifizieren und daraus einen angemessenen Satz an Schutzmaßnahmen auszuwählen. Die wichtigsten Parameter sind dabei die Leistungsaufnahme, die Möglichkeiten zur Fehlerdetektion und die Zugänglichkeit des Gerätes im Flug.

Zusammen mit dem Verbundpartner Airbus wurde dazu gemeinsam eine Klassifizierungsmatrix erarbeitet. Diese hat zwischenzeitlich Eingang die Airbus-Design-Richtlinien gefunden und wird bereits für die Entwicklung des Airbus A350 angewandt.

Im Rahmen des Vorhabens sollten darüber hinaus auch die leichteren Fehler analysiert werden. Die dazu relevanten Fehlerfälle sind mit dem Verbundpartner Airbus abgestimmt worden und speisen sich im wesentlichen aus den Lessons-Learned von verschiedenen Flugzeugprogrammen. Die detaillierten Ergebnisse sind im Arbeitspaket 4.3. Validierung der Kommunikation im System dokumentiert.

31.März 2010		25
--------------	--	----

6.4. AP 4 Integration

6.4.1. AP 4.1 Aufbau Labormuster

Das Arbeitspaket wurde wie geplant abgearbeitet. Neben einem ersten Versuchsaufbau für thermische und Langzeit-Versuche wurde auch das Muster eines kompletten Vakuumgenerators erfolgreich in Betrieb genommen.

Das erste Bild zeigt die fertig bestückte erste Musterplatine. Der Aufbau entspricht nicht dem endgültigen Bauzustand, sondern dient in erster Linie der Feststellung der grundsätzlichen Funktionalität und zur Analyse des Kühlkonzepts. Die Platine wurde dazu auf eine flüssigkeitsgekühlte Platte montiert.

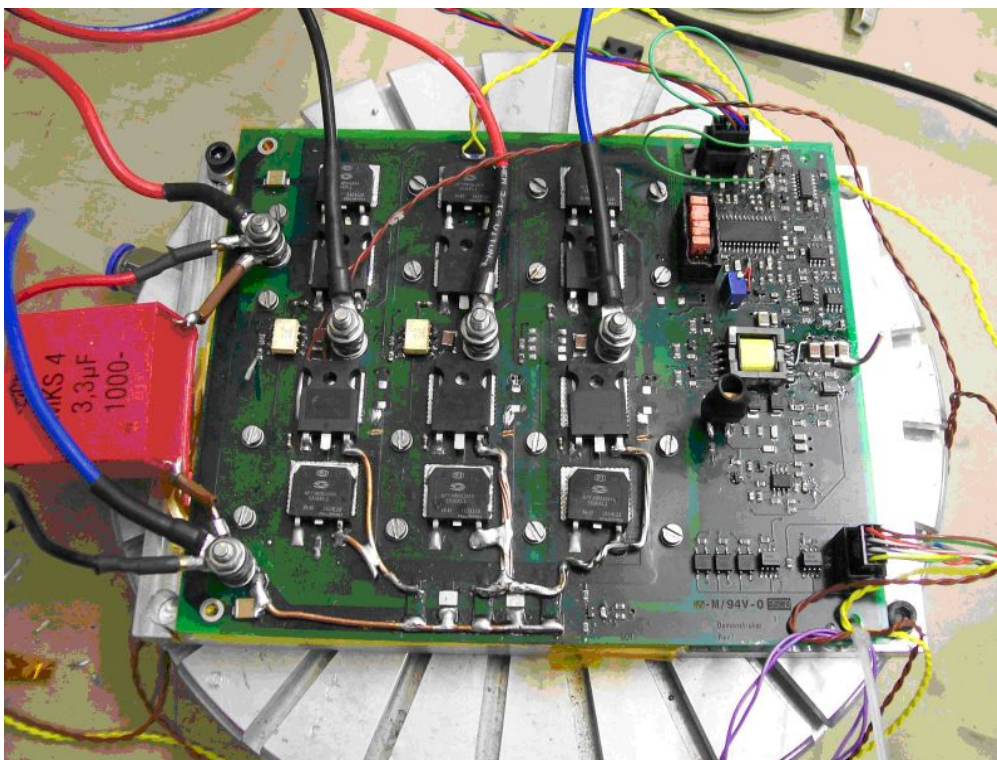


Abbildung 15: Labormuster Elektronik (Bestückungsseite)

Für Langzeitversuche wurde eine Elektronikplatine in ein separates Gehäuse eingebaut und mit der für die Versuche erforderlichen Steuerung- und Meßtechnik ausgerüstet.



Abbildung 16: Elektronische Steuerung für Langzeitversuch

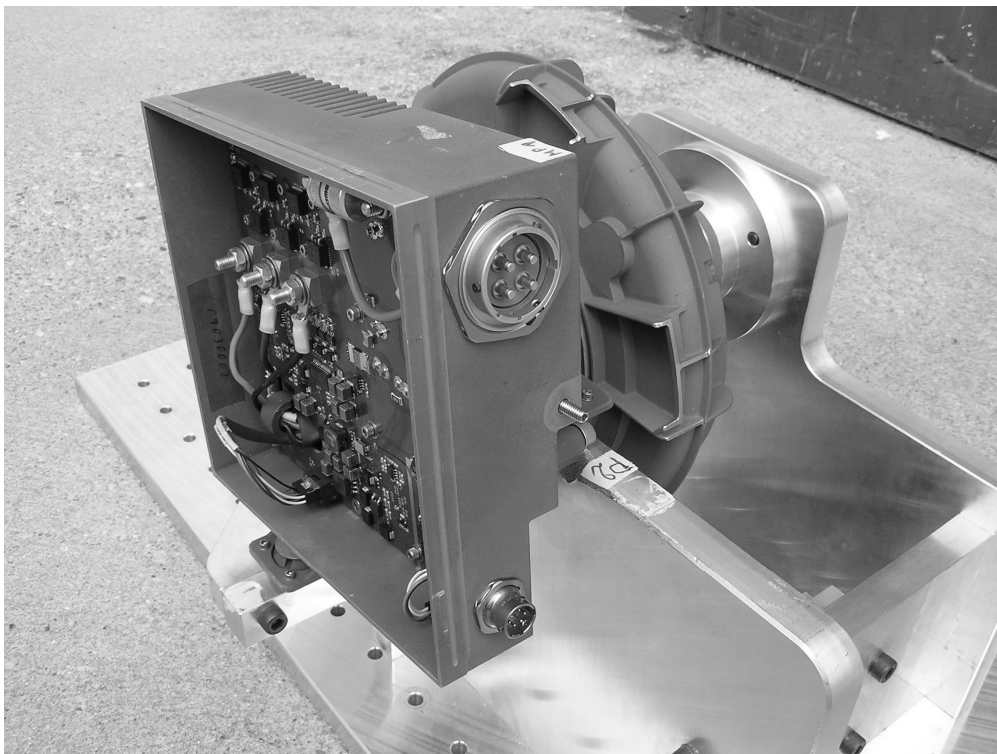


Abbildung 17: Vakuum-Generator – Gesamtgerät

6.4.2. AP 4.2 Inbetriebnahme Systemprüfstand

Bedingt durch den Wechsel beim Typ des Demonstrators (war Recirculation-Fan, jetzt Vacuum-Generator) konnte eine Inbetriebnahme auf dem ursprünglich vorgesehenen Lüftungs-Systemteststand von Airbus nicht erfolgen.

Die Komplexität und Größe eines Vakuüm-Toilettensystems, das aus mindestens einer Toilette, der Verrohrung, einem Abwassertank und einem Vakuüm-Generator besteht, machte ein grundsätzliches Überdenken des Konzepts eines Systemprüfstands im Rahmen des Forschungsprojektes erforderlich.

Schematic Vacuum Toilet System for A350XWB

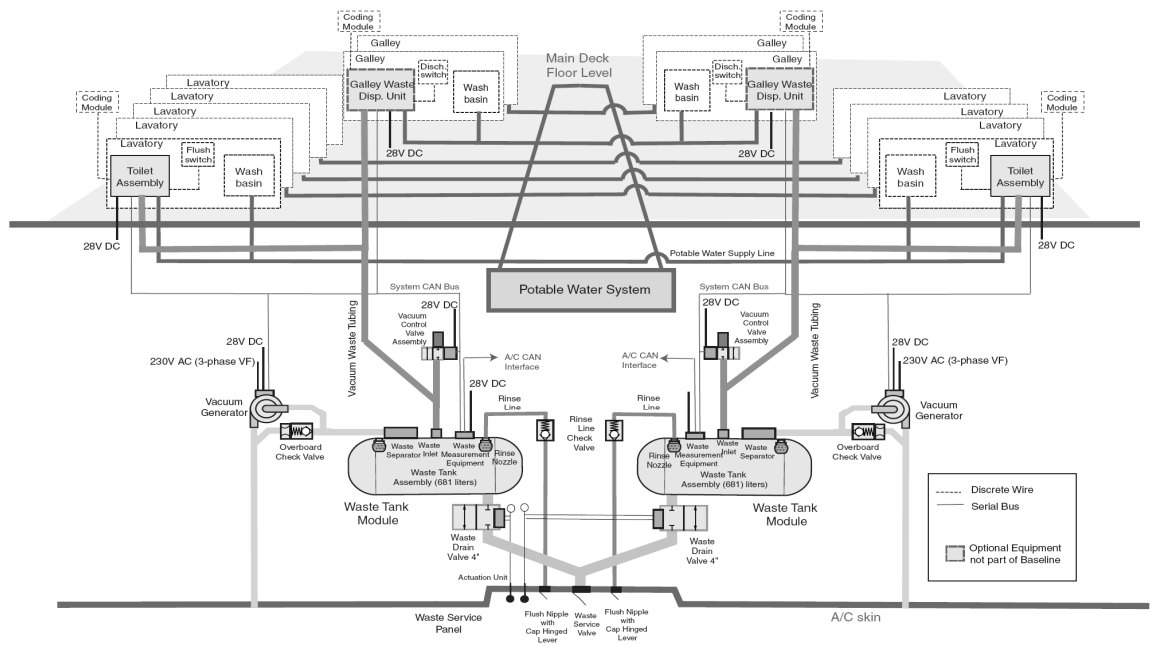


Abbildung 18: Funktionsschema des Vakuüm-Toilettensystems A350

Durch die verstärkte Nutzung von Modellen und Simulationen konnte in Abstimmung mit dem Verbundpartner Airbus eine signifikante Vereinfachung des Versuchsaufbaus vorgenommen werden.

Der Systemprüfstand besteht nunmehr im wesentlichen aus einer pneumatischen Meß- und Regeleinrichtung und einem Simulations- und Kommunikationsrechner.

31.März 2010		28
--------------	--	----

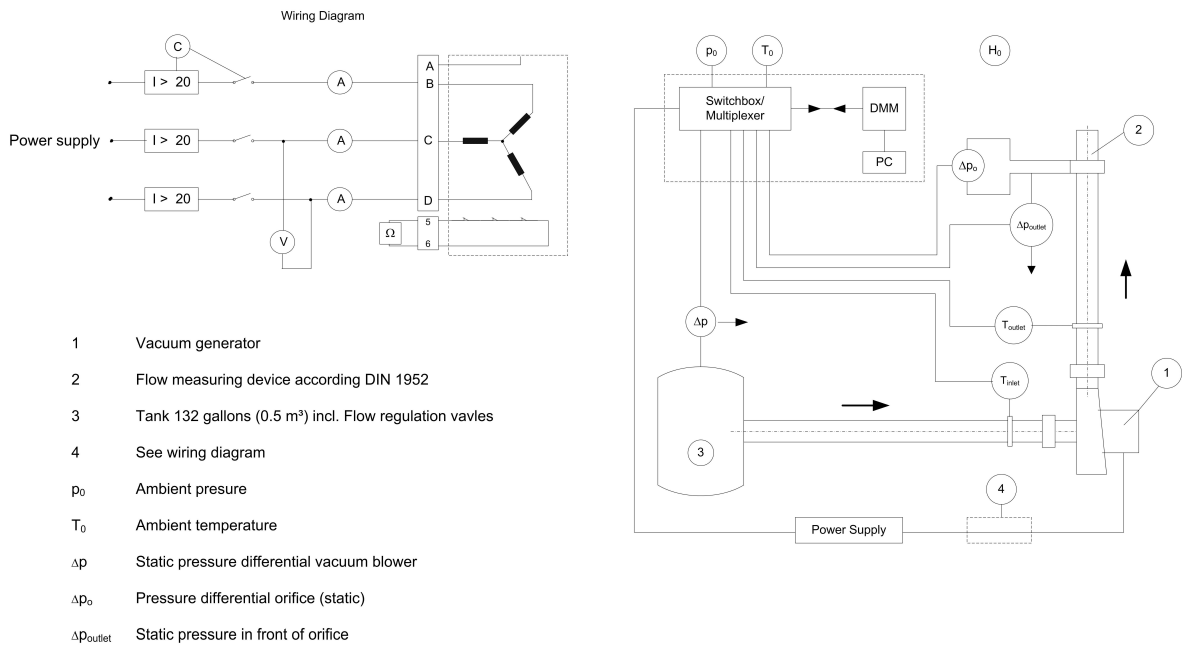


Abbildung 19: Blockschaltbild Systemprüfstand für Vakuüm-Generator

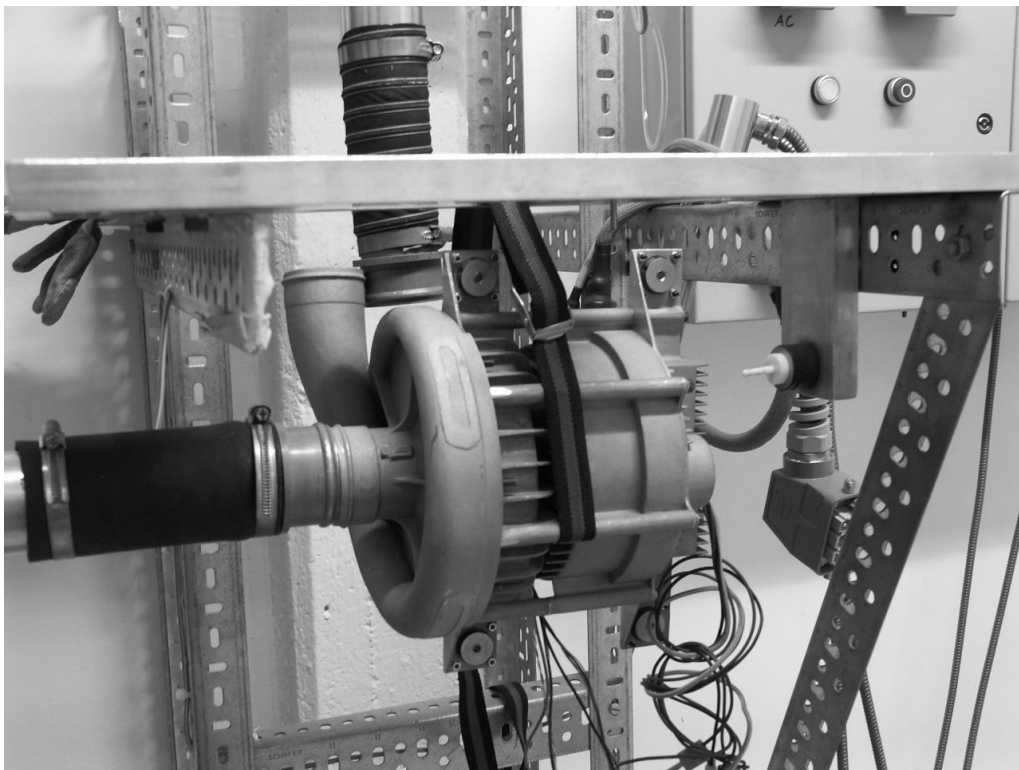


Abbildung 20: Systemprüfstand mit eingebautem Vakuüm-Generator



Abbildung 21: Gesamtansicht Systemprüfstand Vakuum-Generator



Abbildung 22: Systemprüfstand Steuerungsrechner

6.4.3. AP 4.3 Validierung der Kommunikation im System

Mit der Umstellung des Demonstrator-Typs hat sich die Gewichtung der Anforderungen an die Validierung der Kommunikation im System geändert.

In Abstimmung mit dem Verbundpartner Airbus wurde vereinbart, daß zur Verbesserung der Allgemeingültigkeit des Forschungsvorhabens der Schwerpunkt auf die Anwendungserfahrungen gelegt wird.

Neben AOA-eigenen Erfahrungen konnten die Lessons-Learned aus verschiedenen Flugzeugprogrammen des Verbundpartners Airbus berücksichtigt werden.

Das wesentliche Ergebnis der Validierung ist die Erkenntnis, daß die Zuverlässigkeit der Kommunikation in einem komplexen Umfeld nicht pauschal spezifiziert werden kann. Es ist vielmehr ein differenziertes Vorgehen, angepaßt an die Kritikalität der jeweiligen Fehler, die jeweilige Betriebsphase und die Anforderungen an die jeweiligen Daten, erforderlich.

Kommunikations-Ziel: Fehlerklasse	Fehlerspeicher innerhalb des Gerätes	Im Flug (bzw. Fehlerspeicher im Flugzeug)	Wartung am Boden (Maintenance Personal)	Flugzeug-Herstellung (Checkliste)	Reparatur-Werkstatt (mit eigenen Prüfmitteln)
Flugsicherheit ist betroffen	Fehler eintragen	Logbuch-Eintrag	Logbuch auslesen	Checkliste	Nicht anwendbar
Totalausfall des Gerätes	Nicht möglich	Pilot (Crew)	Gerät meldet sich nicht	Checkliste	Nicht möglich
Verminderte Leistung	Fehler eintragen	(Crew)	Fehlerspeicher lesen	Built-In-Test	Built-In-Test
Komfortfunktion	Fehler eintragen	(Crew)	Fehlerspeicher lesen	Built-In-Test	Built-In-Test
Diagnosefunktion	Nicht möglich	Nicht möglich	Manuell detektiert	Sonderprüfung	Eigene Prüfmittel

Tabelle: Kommunikationsanforderung bezogen auf Fehlerklasse und Betriebsphase

Parallel dazu, aber soweit wie möglich unabhängig von den Kommunikationsanforderungen, wird die Funktionalität zur geeigneten Bearbeitung des Fehlers festgelegt:

Reaktion auf den Fehler durch: Fehlerklasse:	das Gerät selbst	Flugzeugseitig (Manuell oder Automatisch Stromversorgung abschalten)	Geräteprüfung, Wartung	Geräte-Spezifikation: MTBF, FMEA	Reparatur / Austausch
Flugsicherheit ist betroffen	Sicherung, endgültige Abschaltung	Stromversorgung prüfen	Austausch / Reparatur erforderlich	FMEA prüfen	Erforderlich
Totalausfall des Gerätes	Nicht möglich	Stromversorgung prüfen	Austausch / Reparatur erforderlich	MTBF vorgeben	Erforderlich
Verminderte Leistung	Meldung	Wartungsanforderung	Fehlerspeicher und Umgebung prüfen	Gerätearchitektur geeignet auswählen	Erforderlich
Komfortfunktionen	Meldung	Wartungsanforderung	Fehlerspeicher auslesen	So wenig wie nötig definieren	Erforderlich
Diagnosefunktionen	keine Auswirkung auf Flugbetrieb	Nicht erkannt	Optional	So wenig wie nötig definieren	Optional

Tabelle: Reaktion auf erkannte Fehler bezogen auf Fehlerklasse und Betriebsphase

6.5. AP 5 Test und Verifikation

6.5.1. AP 5.1 Verifikation am Gerät

Die Verifikation am Gerät erfolgte anhand des Labormusters des Vakuump-Generators auf der physikalischen Übertragungsebene. Dazu wurde ein spezielles Oszilloskop eingesetzt, das in der Lage ist die Kommunikation auf Bitebene nicht nur in ihrem zeitlichen Verlauf darzustellen, sondern simultan eine Protokollentschlüsselung vorzunehmen.

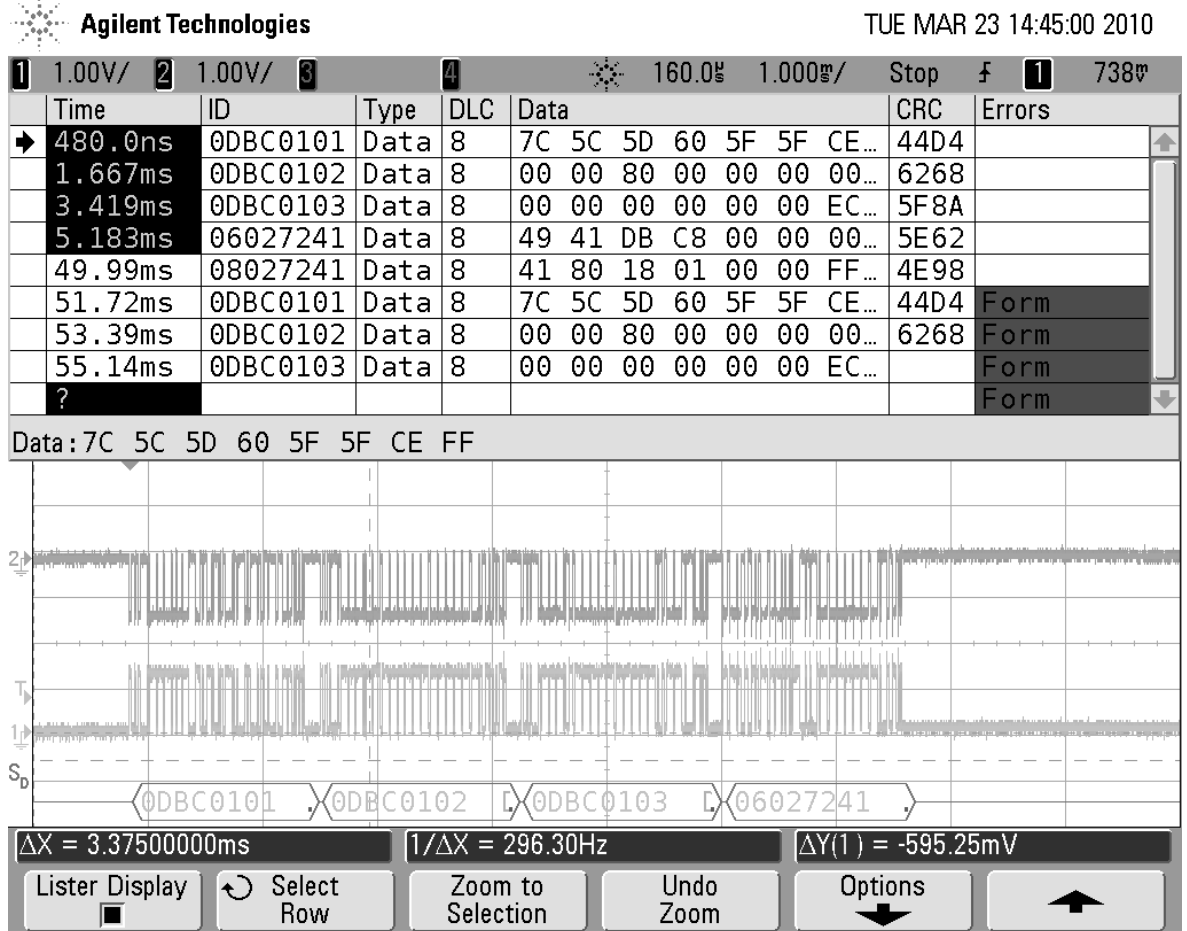


Abbildung 23: Oszillogramm der physikalischen CAN-Bus Übertragung

Von besonderem Interesse war hier der Zeitraum des Motor-Anlaufs, bei dem die Leistungselektronik erwartungsgemäß die größten Störungen produziert und damit möglicherweise die CAN-Bus Kommunikation ungünstig beeinflusst. Die CAN-Bus Übertragung selbst arbeitet mit relativ kleinen Spannungen (Differenzspannung 0,9 Volt) und ist aus diesem Grund prinzipiell für derartige Störungen anfällig. Durch geeignete Schaltungskonzepte (hier galvanische Trennung) und Filtermaßnahmen, sowohl auf der Umrichterseite als auch am CAN-Bus selbst, wurde versucht diese Störungen zu beherrschen.

Mit der im Rahmen des Vorhabens durchgeführten Testkampagne konnten die möglicherweise von der Leistungselektronik ausgehenden Störungen der Kommunikation sicher ausgeschlossen werden. Die Eignung der Schaltung an sich sowie die applizierten Filtermaßnahmen wurde damit erfolgreich verifiziert.

Wegen des Einsatzes von kommerziell verfügbaren Mikrocontrollern (deren CAN-Bus-Komponente meist entsprechend dem CAN-Bus-Standard zertifiziert ist) konnte auf die Verifikation der höheren Übertragungsebenen verzichtet werden. Das CAN-Bus Protokoll stellt an sich eine "sichere" Datenübertragung zwischen den Busteilnehmern sowie Mechanismen zur Adressierung usw. zur Verfügung. Da dieses Protokoll seit Jahren im Flugzeug, aber auch in der Automobilbranche in hohen Stückzahlen eingesetzt wird, herrscht an der Güte des Verfahrens und an der Anwendbarkeit keinerlei Zweifel.

6.5.2. AP 5.2 Verifikation am System

Die Verifikation auf Systemebene wurde im Rahmen des Vorhabens sowohl analytisch als auch körperlich am Systemprüfstand durchgeführt. In Abwesenheit von realen Flugzeugsystemkomponenten wurde auf der Seite des Steuerrechners eine sogenannte Restbussimulation durchgeführt, die es ermöglicht alle gewünschten Komponenten durch virtuelle Geräte zu ersetzen.

Besonders erwähnenswert ist die gewonnene Erkenntnis, daß alle Kommunikationsanforderungen vollkommen unabhängig vom gewählten Flugzeugsystem sind. Diese Vereinheitlichung von Datenströmen bedeutet für den Flugzeughersteller eine Abkehr von der bisherigen Philosophie, die Anforderungen im wesentlichen in der betroffenen Fachabteilung aufstellen zu lassen. Dadurch wurde in der Vergangenheit oft viel zu tief an Details des jeweiligen Systems gearbeitet und darüber der Ansatz eines standardisierten, Benutzer- und Wartungsfreundlichen Flugzeugs vergessen. Die Anwender wurden mit einer Vielzahl an Fehlermeldungen überschüttet, die eine zunehmende Anzahl von immer spezielleren Überwachungsfunktionen geliefert hat. Mit diesen Detailinformationen zur Fehlerursache kann zwar ein versierter Techniker wertvolle Informationen zur Fehlerbehebung gewinnen, für ein Crewmitglied oder den Piloten sind diese Details jedoch ohne Wert. Vielmehr hat sich gezeigt daß wegen fehlender Informationen über die Auswirkungen oftmals weniger schwere Fehler zu Verzögerungen beim Start und insgesamt hohen Wartungsaufwendungen geführt haben.

Im Rahmen dieses Vorhabens wurde der erarbeitete generische Ansatz in Software auf der Geräteseite (Vakuum-Generator) implementiert. Die Abstimmung mit der Restbussimulation diente dabei praktisch als Testfall für die üblicherweise vom Flugzeughersteller durchzuführende Koordinationsarbeit zwischen den verschiedenen Systemen und Systemkomponenten. Dabei hat sich gezeigt, daß allein die Anzahl der unterschiedlichen Systembotschaften gegenüber historischen Flugzeugprogrammen signifikant reduziert werden konnte (im Airbus A340 Wassersystem wurden noch mehrere hundert Botschaften definiert, im Rahmen des Vorhabens wurden dazu bei gleicher Funktionalität weniger als 50 Nachrichten gebraucht).

31.März 2010		35
--------------	--	----

Besonders günstig für die Portierbarkeit auf andere Flugzeugsysteme (z.B. Ventilation, Stromversorgung usw.) ist die Tatsache, daß nur minimal spezifische Inhalte übermittelt werden sondern zumeist universelle Begriffe zum Einsatz kommen. Ein Beispiel dafür ist die sog. „Ampel“, die den Gerätestatus an Pilot bzw. Besatzung übermittelt:

Status	Beschreibung
Grün	Gerät ist voll funktionsfähig und einsatzbereit.
Gelb	Gerät ist reduziert einsetzbar, hat also ein (auch äußeres und eventuell vorübergehendes) Problem, kann nicht die volle Leistung bringen (z.B. wegen zu hoher Erwärmung wegen unzureichender Kühlung) oder einen Mangel bei den Komfortfunktionen (z.B. bedarfsabhängige Drehzahlreduktion wegen Seonsorausfall). In allen Fällen muß das Gerät nicht zwingend sofort getauscht oder repariert werden. Ein Start kann durchgeführt werden.
Rot	Gerät ist soweit defekt oder aus anderen Gründen nicht einsetzbar, daß es umgehend ausgetauscht oder repariert werden muß. Ein geplanter Start kann nicht durchgeführt werden.

Tabelle: Gerätestati („Ampel“)

Aus der nachfolgenden Übersicht wird deutlich, daß mit der neuen Kommunikationsphilosophie wesentlich weniger aber dafür relevantere Informationen übertragen werden:

Kommunikations-Ziel:	Fehlerspeicher innerhalb des Gerätes	Im Flug (bzw. Fehlerspeicher im Flugzeug)	Wartung am Boden (Maintenance Personal)	Flugzeug-Herstellung (Checkliste)	Reparatur-Werkstatt (mit eigenen Prüfmitteln)
Fehlerklasse					
Flugsicherheit ist betroffen	n.a. (Geräteintern)	CAN-Bus	CAN-Bus	CAN-Bus	n.a.
Totalausfall des Gerätes	n.a.	n.a.	n.a.	n.a.	n.a.
Verminderte Leistung	n.a. (Geräteintern)	CAN-Bus	Fehlerspeicher auslesen	CAN-Bus (Built-In-Test)	n.a.
Komfortfunktion	n.a. (Geräteintern)	CAN-Bus	Fehlerspeicher auslesen	CAN-Bus (Built-In-Test)	n.a.
Diagnosefunktion	n.a. (Geräteintern)	n.a.	n.a.	n.a.	n.a.

Tabelle: Kommunikationsanforderung nach Schnittstelle

Wurde früher jede Fehlerursache detailliert übertragen, und zum Teil flugzeugseitig zusammengefaßt, wird jetzt eine geeignete Gruppierung noch innerhalb des Gerätes durchgeführt und nur das zusammengefaßte Ergebnis der einzelnen Prüfungen übertragen.

Im Rahmen des Vorhabens wurden auf dem Systemteststand verschiedene Fehler im Vakuum-Generator künstlich erzeugt und sowohl die resultierende Kommunikation auf dem CAN-Bus als auch die (virtuelle) Anzeige der Crewinformationen bzw. des flugzeugseitigen Fehlerspeichers geprüft.

31.März 2010		36
--------------	--	----

6.6. Referenzierte Dokumente

- AOA-Dokument APR 500 0305 05
 „Architectural Principles and S&R Rationales for Air System Fans“
- AOA-Dokument 500 0204 15
 „230V Stromversorgung für Drehzahlvariable Gebläse(15kW)“
- TU Darmstadt, EW-Bericht 317/07
 „Alternative Rotorausführung bei einem hochtourigen PM-Motor“
- TU Darmstadt, EW-Bericht 318/07
 „Alternative Rotorausführung B1, B2 & C1, C2 zum hi-speed PM-Motor A“
- TU Darmstadt, EW-Bericht 321/07
 „Geräuschberechnung zu den alternativen Rotorausführungen B1, B2 & C1, C2 zum hi-speed PM-Motor A“
- Diplomarbeit Anders Mattson
 „Using structure-borne sound analysis to predict bearing damages in high-speed ventilators“

7. DARSTELLUNG DES VORAUSSICHTLICHEN NUTZENS UND DER VERWERTBARKEIT DER ERGEBNISSE

Mit Erlangung der theoretischen Kenntnisse über die Zusammenhänge bei den magnetischen Ursachen von Vibration und die Modellbasierte Ermittlung des Kühlbedarfs sind zwei wesentliche Bausteine zur Erhöhung der Zuverlässig von allen Arten von elektrischen Flugzeuglüftern erreicht worden.

Diese Ergebnisse bedeuten für AOA eine deutlich verbreiterte Wissensbasis für zukünftige Entwicklungen sowie eine signifikante Verkürzung des Entwicklungsaufwands für zukünftige Lüftergenerationen.

Der Themenbereich „Vorhersage von Lagerschäden“ konnte im Rahmen des Vorhabens bezüglich der Grundlagen und der Machbarkeit abgeschlossen werden.

Um die verbesserte theoretische Zuverlässigkeit in eine praktisch nutzbare erhöhte Verfügbarkeit umzusetzen ist neben den bereits innerhalb dieses Vorhabens gewonnenen Grundlagen, insbesondere die Festlegung von praktikablen Warnschwellen erforderlich. Diese können jedoch nicht mit einzelnen Prüflingen und untere Einsatz vorgeschädigten Kugellagern ermittelt werden. Sie müssen vielmehr mit Hilfe von Langzeitversuchen an einer statistisch relevanten Anzahl an Prüflingen unter realen Einsatzbedingungen ermittelt werden. Dazu könnte z.B. eine langfristig anzulegende Flugtestkampagne dienen, die aber den Rahmen des aktuellen Forschungsvorhabens gesprengt hätte.

Bei erfolgreicher Einführung solcher Warnschwellen kann mit einer deutlichen Reduktion der Betriebs- und Reparaturkosten gerechnet werden.

31.März 2010		37
--------------	--	----

8. **DARSTELLUNG DES WÄHREND DER DURCHFÜHRUNG BEKANNT GEWORDENEN FORTSCHRITTS BEI ANDEREN STELLEN**

Dem Zuwendungsempfänger sind keine Fortschritte auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen bekannt.

9. **DARSTELLUNG DER GEPLANTEN ODER ERFOLGTEN VERÖFFENTLICHUNGEN**

Während der Projektlaufzeit gab es keine Veröffentlichung der Vorhabensergebnisse.