



Publikation Verbundvorhaben

„Elektrische Basissysteme in einem CFK – Rumpf“

Förderkennzeichen: 20K0701A

Vorhabenszeitraum 01.04.2007 – 31.12.2008



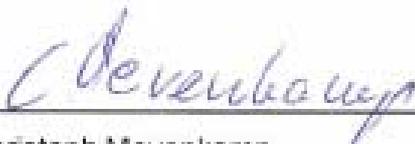
Publikation zu NKBF 98 § 8.2

ZE:	Airbus Deutschland GmbH	Förderkennzeichen: 20K0701A
Vorhabenbezeichnung:	ELBASYS – Elektrische Basissysteme in einem CFK – Rumpf	
Laufzeit des Vorhabens:	01.04.2007 – 31.12.2008	
Berichtersteller:	Christoph Mevenkamp, Dr. Anja Erdle	

Das diesem Schlussbericht zugrundeliegende Forschungsvorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie (BMWi) unter dem Förderkennzeichen 20K0701A gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Berichtersteller. Die Form des Berichtes entspricht den Nebenbestimmungen auf Kostenbasis

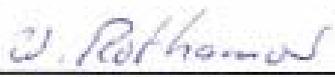
des Bundesministers für Wirtschaft und Technologie an Unternehmen der gewerblichen Wirtschaft für Forschungs- und Entwicklungsvorhaben (NKBF98).

Wir danken unseren Forschungspartnern und insbesondere dem Projektträger für die vertrauensvolle Zusammenarbeit. Hervorheben möchten wir das stets vorantreibende, engagierte Arbeiten der Verbundpartner und Unterauftragnehmer.



Christoph Mevenkamp

Projektleitung



Werner Rothhammer

Head of Concepts & Function Integration

1. KURZE DARSTELLUNG ZUR AUFGABENSTELLUNG	11
1.1 GESAMTZIELE DES VORHABENS	11
1.2 PROJEKTÜBERSICHT UND -STRUKTUR	12
1.2.1 Teilprojekt 1: Elektrische Flugzeugarchitekturen Im CFK	14
1.2.2 Teilprojekt 2: Lufteinlass einer zapfluftfreien Architektur	16
1.2.3 Teilprojekt 3: Kühlaspekte in CFK Rümpfen	18
1.2.4 Teilprojekt 4: Integration eines Brennstoffzellensystems	20
1.2.5 Teilprojekt 5: Datenrekorder und Strukturüberwachung	23
2. KURZE DARSTELLUNG DER VORAUSSETZUNGEN, UNTER DENEN DAS VORHABEN DURCHGEFÜHRT WURDE	24
3. KURZE DARSTELLUNG ZUR PLANUNG UND ABLAUF DES VORHABENS	26
4. KURZE DARSTELLUNG ZU WISSENSCHAFTLICHEM UND TECHNISCHEM STAND, AN DEN ANGEKNÜPFT WURDE	28
4.1 TEILPROJEKT 1: ELEKTRISCHE FLUGZEUGARCHITEKTUREN IM CFK	28
4.2 TEILPROJEKT 2: LUFTEINLASS EINER ZAPFLUFTFREIEN ARCHITEKTUR	29
4.3 TEILPROJEKT 3: KÜHLASPEKTE IN CFK RÜMPFEN	30
4.4 TEILPROJEKT 4: INTEGRATION EINES BRENNSTOFFZELLENSYSTEMS	31
4.5 TEILPROJEKT 5: DATENREKORDER UND STRUKTURÜBERWACHUNG	33
5. KURZE DARSTELLUNG DER ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN	37
6. EINGEHENDE DARSTELLUNG DER ERZIELTEN ERGEBNISSE	39
6.1 TEILPROJEKT 1: ELEKTRISCHE FLUGZEUGARCHITEKTUREN IM CFK	39
6.1.1 TP1.1 - Designumgebung für neue ECS Strukturen:	39
6.1.2 TP1.2 – Zukünftige ECS Architekturen und Equipment	49

6.2	TEILPROJEKT 2: LUFTEINLASS EINER ZAPFLUFTFREIEN ARCHITEKTUR	54
6.2.1	Literaturstudie	54
6.2.2	Einlaufauslegung	56
6.2.3	Windkanalversuche	66
6.2.4	Validation	81
6.3	TEILPROJEKT 3: KÜHLASPEKTE IN CFK RÜMPFEN	93
6.3.1	Arbeitspaket 3.1 „Kühlung von Leistungselektronik in CFK Rümpfen“	93
6.3.2	Arbeitspaket 3.2 „Wärmeträgerfluid zur Kühlung von Leistungselektronik in CFK Rümpfen“	127
6.3.3	Arbeitspaket 3.3 „Neue Werkstoffe für Rohrleitungssysteme zur Kälteverteilung“	134
6.4	TEILPROJEKT 4: INTEGRATION EINES BRENNSTOFFZELLENSYSTEMS	157
6.4.1	EINLEITUNG	157
6.4.2	Installations- und Integrationsstudie von einem Fuel Cell Emergency Power System in CFK-Rumpfstrukturen	159
6.4.3	Untersuchung, Auswahl und Auslegung eines Kühlungssystems (extrahiert von RP0821312).	168
6.4.4	SCHLUSSFOLGERUNG	174
6.5	TEILPROJEKT 5: DATENREKORDER UND STRUKTURÜBERWACHUNG	176
6.5.1	Arbeitspaket 5.1: Daten Akquisitions- und Lastabminderungssysteme	176
6.5.2	Arbeitspaket 5.2 - Datenrekorder Technologien	177
7.	EINGEHENDE DARSTELLUNG DES VORAUSSICHTLICHEN NUTZENS, INSBESONDERE DER VERWERTBARKEIT DES ERGEBNISSES IM SINNE DES FORTGESCHRIEBENEN VERWERTUNGSPLANS	209
7.1	TEILPROJEKT 1: ELEKTRISCHE FLUGZEUGARCHITEKTUREN IM CFK	210
7.2	TEILPROJEKT 2: LUFTEINLASS EINER ZAPFLUFTFREIEN ARCHITEKTUR	210
7.3	TEILPROJEKT 3: KÜHLASPEKTE IN CFK RÜMPFEN	211
7.4	TEILPROJEKT 4: INTEGRATION EINES BRENNSTOFFZELLENSYSTEMS	211

7.5	TEILPROJEKT 5: DATENREKORDER UND STRUKTURÜBERWACHUNG	212
8.	EINGEHENDE DARSTELLUNG DES WÄHREND DER DURCHFÜHRUNG DES VORHABENS DEM ZE BEKANNT GEWORDENEN FORTSCHRITTS AUF DEM GEBIET DES VORHABENS BEI ANDEREN STELLEN.	214
9.	EINGEHENDE DARSTELLUNG DER ERFOLGTEN ODER GEPLANTEN VERÖFFENTLICHUNGEN DER ERGEBNISSE	215

Abbildung 1: ELBASYS im Kontext zu den förderpolitischen Gesamtzielen	11
Abbildung 2: Projektstruktur des ELBASYS Verbundes.....	13
Abbildung 3: Zu optimierende ECS Gesamtarchitektur.....	42
Abbildung 4: Übersicht über das gesamte Optimierungsproblem	45
Abbildung 5: Abweichungen der verschiedenen Designs zum A320 Design	47
Abbildung 6: Benutzeingaben für einen NACA Ram Air Inlet.....	49
Abbildung 7: Funktionen und Systeme einer Luftsystemarchitektur	50
Abbildung 8: Klimaanlage mit einem Air Cycle und einem Vapor Cycle	51
Abbildung 9: Klimaanlage mit einem reinen Vapor Cycle System	52
Abbildung 10: Einlauftyp1 mit eingefahrener Lippe und unterer Rampenposition	57
Abbildung 11: Einlauftyp 1 mit ausgefahrener Lippe und oberer Rampenposition	57
Abbildung 12: Vordere Rampe	58
Abbildung 13 Abrundungen.....	58
Abbildung 14: Lippenbaugruppe	58
Abbildung 15: Lippengeometrie.....	59
Abbildung 16: Vorrohrung	60
Abbildung 17: Einlauftyp 2.....	60
Abbildung 18: Seitenwandeinsatz	61
Abbildung 19: Einlaufintegration.....	62
Abbildung 20: Konstruktion des Windkanalmodells.	63
Abbildung 21: Motorisierter Rechen zur Messung des Druckrückgewinns und der Distorson.	63
Abbildung 22: Modelleinbau.....	64
Abbildung 23: Ansicht des Modells im Windkanalboden mit Absaugung und Instrumentierung.	64
Abbildung 24: Motor für die Verfahrnung der Rampen.....	64
Abbildung 25: Zeichnung des Lippenbauteils mit eingetragenen Druckmessstellen, dargestellt sind die Oberseite und umgekehrt gezeichnet die Unterseite dieser fahrbaren Klappe.....	65
Abbildung 26: CAD Zeichnung vom Kanalboden mit eingetragenen Druckmessstellen.....	65
Abbildung 27: CAD Zeichnung der Rampe mit eingetragenen Druckmessstellen.....	66
Abbildung 28: Grenzschichtmessung mit kurzem Rechen.....	67
Abbildung 29: Grenzschichtmessung mit hohem Rechen.....	68
Abbildung 30: Versenkter Einlauf mit parallelen Rampenwänden - C_p -Werte auf der Oberseite der Klappe.	69
Abbildung 31: Versenkter Einlauf mit parallelen Rampenwänden - C_p -Werte auf der Unterseite der Klappe.	70
Abbildung 32: Versenkter Einlauf mit parallelen Rampenwänden - C_p Werte auf dem Kanalboden.....	70
Abbildung 33: Versenkter Einlauf mit parallelen Rampenwänden - C_p Werte auf der Rampe.	71
Abbildung 34: Pitot Einlauf - C_p -Wert auf der Oberseite der Klappe.....	73
Abbildung 35: Pitot Einlauf - C_p Wert auf der Unterseite der Klappe.....	73
Abbildung 36: Pitot Einlauf - C_p Wert auf dem Kanalboden.....	74
Abbildung 37: Pitot Einlauf - C_p Wert auf der Rampe.....	74

Abbildung 38: Versenkter Einlauf mit divergenten Rampenwänden - Cp-Werte auf der Oberseite der Klappe.	75
Abbildung 39: Versenkter Einlauf mit divergenten Rampenwänden - Cp-Werte auf der Unterseite der Klappe.	76
Abbildung 40: Versenkter Einlauf mit divergenten Rampenwänden – Cp Werte auf dem Kanalboden.	77
Abbildung 41: Versenkter Einlauf mit divergenten Rampenwänden – Cp Werte auf der Rampe.	77
Abbildung 42: Versenkter Einlauf mit divergenten Wänden und Verlängerung – Cp Werte auf der Oberseite der Klappe.	78
Abbildung 43: Versenkter Einlauf mit divergenten Wänden und Verlängerung - Cp-Werte auf der Unterseite der Klappe.	78
Abbildung 44: Versenkter Einlauf mit divergenten Wänden und Verlängerung - Cp-Werte auf dem Kanalboden.	79
Abbildung 45: Versenkter Einlauf mit divergenten Wänden und Verlängerung - Cp-Werte auf der Rampe.	79
Abbildung 46: Druckrückgewinn für versenkten Einlauf mit divergenten Wänden.	80
Abbildung 47: Druckrückgewinn für versenkten Einlauf mit divergenten Wänden und Verlängerung.	80
Abbildung 48: Berechnung des versenkten Stauluftkanals mit divergenten Wänden bei 7° Rampenwinkel und Kanalseitenverhältnis B/H=4.	84
Abbildung 49: Berechnung des versenkten Stauluftkanals mit divergenten Wänden bei 9° Rampenwinkel und Kanalseitenverhältnis B/H=4.	85
Abbildung 50: Berechnung des versenkten Stauluftkanals mit divergenten Wänden bei 11.5° Rampenwinkel und Kanalseitenverhältnis B/H=4.	86
Abbildung 51: Berechnung des versenkten Stauluftkanals mit divergenten Wänden bei 7° Rampenwinkel und Kanalseitenverhältnis B/H=6.	87
Abbildung 52: Berechnung des versenkten Stauluftkanals mit parallelen Wänden bei 7° Rampenwinkel und Kanalseitenverhältnis B/H=4.	88
Abbildung 53: Berechnung des versenkten Stauluftkanals mit parallelen Wänden bei 9° Rampenwinkel und Kanalseitenverhältnis B/H=4.	89
Abbildung 54: NWB Windkanalergebnisse für den Pitot-Einlauf im Vergleich zu ESDU und CFD Ergebnissen.	90
Abbildung 55: NWB Windkanalergebnisse für den Einlauf mit divergenten im Vergleich zu ESDU und CFD Ergebnissen.	91
Abbildung 56: NWB Windkanalergebnisse für den Einlauf mit parallelen Wänden im Vergleich zu ESDU und CFD Ergebnissen.	92
Abbildung 57: Geometrische Anordnung der Wärmelasten für eine Kühlplatte der Verlust Leistungsklasse 3.0 kW	94
Abbildung 58: Geometrische Anordnung der Wärmelasten für eine Kühlplatte der Verlust Leistungsklasse 1.5 kW.	95
Abbildung 59: Berechnungsgebiet (rot) und Turbulatoreinlagen für Kühlplatte 1 (links) und Kühlplatte 2 (rechts), grün: Turbulator 7012, blau: Turbulator 7043, gelb: Turbulator 7013	
97	
Abbildung 60: Kühlplattentestaufbau.	99

Abbildung 61: Kühlplattentestaufbau: Kühlplatte mit Heizblöcken und Heizpatronen.....	100
Abbildung 62: Befestigung der Heizblöcke auf der Platte (Prinzipskizze, nicht maßstabgetreu).....	101
Abbildung 63 Lage der Sensoren auf der kleinen und der großen Kühlplatte, wenn als Kühlmedium PGW eingesetzt wird (Prinzipskizze, nicht maßstabgetreu).....	102
Abbildung 64: Lage der Temperatursensoren auf der kleinen Kühlplatte, Draufsicht auf die Platte, Kälteträger Galden (Prinzipskizze, nicht maßstabgetreu).....	103
Abbildung 65: Lage der Temperatursensoren auf der großen Kühlplatte, Draufsicht auf die Platte, Kälteträger Galden (Prinzipskizze, nicht maßstabgetreu).....	103
Abbildung 66: Standardabweichung des Massenstrommessgeräts in Abhängigkeit des eingestellten Wertes für den Maximalmassenstrom.	104
Abbildung 67: Gemessene Größen am Ein- und Austritt der Kühlplatte	106
Abbildung 68: Energiebilanz für eine Leistung von 1500 W und einen Massenstrom von 133 g/s	107
Abbildung 69: Lage der Heizblöcke (hellgrau) auf der großen Kühlplatte (Vorversuch)	108
Abbildung 70: Thermographiaufnahme der großen Kühlplatte von unten für einen Massenstrom von 200 g/s (links) und 150 g/s (rechts).	108
Abbildung 71: Oberflächentemperaturen in den Nuten für eine Vorlauftemperatur von 40°C, eine Heizleistung von 2 x 300 W und Massenströme von 100 g/s bis 250 g/s (jede Stufe entspricht dabei einem bestimmten Massenstrom).....	109
Abbildung 72: Druckverlust über die große Platte abhängig vom Massenstrom für 20°C (blau) und 60°C (grün). Das Ergebnis der CFD-Rechnung von AKG ist in schwarz eingezeichnet.	110
Abbildung 73: Druckverlust über die kleine Platte.	111
Abbildung 74: Gemessener Druckverlust über kleine (blau) und große Platte (grün), sowie berechnete Werte von AKG für die kleine (rot) und die große Platte (schwarz). Kühlmittel: Galden HT135.....	112
Abbildung 75: Gemessener Druckverlust über kleine (blau) und große Platte (grün), sowie berechnete Werte von AKG für die kleine (rot) und die große Platte (schwarz). Kühlmittel: PGW.....	113
Abbildung 76: Druckverlust über die große Platte für verschiedene Vorlauftemperaturen. .	114
Abbildung 77: Temperaturen auf der großen Kühlplatte. Lage der Sensoren wie in Abb. 12 beschrieben, Wärmelast: laut Airbus-Layout, Massenstrom: 158 g/s, Kühlmittel: PGW	115
Abbildung 78: Temperaturen auf der kleinen Kühlplatte. Lage der Sensoren wie in Abb. 12 beschrieben, Wärmelast: laut Airbus-Layout, Massenstrom: 172 g/s, Kühlmittel: PGW	116
Abbildung 79: Temperaturen auf der kleinen Kühlplatte für unterschiedliche Vorlauftemperaturen. Wärmelast: laut Airbus-Layout, Massenstrom: 172 g/s, Kühlmittel: PGW.....	116
Abbildung 80: Temperaturen auf der kleinen Kühlplatte für unterschiedliche Massenströme. Wärmelast: laut Airbus-Layout, Kühlmittel: PGW.....	117
Abbildung 81: Mess- und CFD-Ergebnisse für den Gleichrichter, Kühlmittel: Galden HT135	118
Abbildung 82: Temperaturen für den Gleichrichter auf der Platte (1-9) und unter dem Heizblock (10, 11), Kühlmittel: Galden HT135	119
Abbildung 83: Temperaturen für das IGBT auf der kleinen Platte (1-4) und unter dem Heizblock (12, 13) , Kühlmittel: Galden HT135	121

Abbildung 84: Sensortemperaturen für einen Massenstrom von 430 g/s. Blau sind die einzelnen Messpunkte, rot die Mittelwerte. Wärmestromdichte: 58 kW/m ²	124
Abbildung 85: Differenz zwischen den Temperaturen auf der Platte und der Eintrittstemperatur für drei verschiedene Vorlauftemperaturen. Massenstrom: 430 g/s, spez. Wärmelast: 56.8 kW/m ² . Kühlmittel: Galden HT135	125
Abbildung 86: Differenz zwischen den Temperaturen auf der Platte und der Eintrittstemperatur für drei verschiedene Massenströme, spez. Wärmelast: 56.8 kW/m ² . Kühlmittel: Galden HT135	126
Abbildung 87: Gefrierverhalten von Thermera „Christal Blue“ in sehr reiner Form (Diagramm des Herstellers Danisco I&T)	129
Abbildung 88: Gefrierverhalten von Thermera „Christal Blue“ mit Kristallisationskeimen (Diagramm des Herstellers Danisco I&T).....	130
Abbildung 89: Zulässige Dichte und Tangentialspannung in Abhängigkeit vom Außendurchmesser – 1/2“	136
Abbildung 90: Temperaturabhängigkeit der mechanischen Eigenschaften von PA12 (aus OBERBACH, K.; BAUR, E.; BRINKMANN, S.; SCHAMCHTENBERG, E.: Saechtling Kunststoff Taschenbuch. München, Wien: Carl Hanser Verlag, 2004).....	139
Abbildung 91: Heizelementstumpfschweißen	145
Abbildung 92: Infrarotschweißen	146
Abbildung 93: Heizelement-Muffenschweißen	147
Abbildung 94: Elektromuffenschweißen	148
Abbildung 95: WNF-Schweißverfahren	149
Abbildung 96: Alle gefertigten Testrohre	153
Abbildung 97: Architektur eines Fuel Cell Emergency Power Systems	161
Abbildung 98: ESN und MBN	162
Abbildung 99: Grundlegende ACMS Architektur	179
Abbildung 100: Vereinfachtes AFDX-Netzwerkschema des ACMS mit zentralem CDAM... ..	183
Abbildung 101: Netzwerkstruktur der IMA-Implementation von ACMS-RT mit Proxies	185
Abbildung 102: Datenflussgraph der Implementierung von ACMS auf IMA.....	187
Abbildung 103: Datenflüsse einer zweifach redundanten ACMS-Implementation	188
Abbildung 104: Modulstruktur und Datenflüsse der ACMS-Integration auf IMA	206

Tabelle 1: Definition der Eigenschaften der hydraulischen Schnittstelle	95
Tabelle 2: Temperaturen an der Plattenoberfläche unter den einzelnen Bauelementen und die berechneten Druckverluste	98
Tabelle 3: Temperaturänderung auf Grund der Wärmeleitfolie für drei verschiedene Bauteile	125
Tabelle 4: Unbedingte Anforderungen an das Wärmeträgerfluid	128
Tabelle 5: Gewünschte Eigenschaften an das Wärmeträgerfluid	128
Tabelle 6: Ergebnisse der Simulation der Referenzkonfiguration – Druck in bar	132
Tabelle 7: Ergebnisse der Simulation der Referenzkonfiguration – Temperatur in °C	133
Tabelle 8: Kühlmedien sowie weitere Flüssigkeiten, die mit dem Rohrleitungswerkstoff in Kontakt kommen können	138
Tabelle 9: Beständigkeit der recherchierten Werkstoffe gegen Level-1 Fluide	140
Tabelle 10: Beständigkeit der recherchierten Werkstoffe gegen Level-2 Fluide (I/II)	141
Tabelle 11: Beständigkeit der recherchierten Werkstoffe gegen Level-2 Fluide (II/II)	142
Tabelle 12: Kennwertübersicht der recherchierten Werkstoffe und Materialpreis	143
Tabelle 13: Abmessungen und Gewicht der gefertigten Testrohre	154
Tabelle 14: Ergebnisse der Berstdruckversuche	155
Tabelle 15: Wichtige Meilensteine	157

1. KURZE DARSTELLUNG ZUR AUFGABENSTELLUNG

1.1 GESAMTZIELE DES VORHABENS

ELBASYS als Teil des LuFo IV Förderprogramms leistet im wesentlichen einen Beitrag zu vier von fünf förderpolitischen Gesamtzielen Abbildung 1.

Förderpolitische Ziele des Bundes:	Beitrag durch ELBASYS:
Steigerung der Transportleistung	
Umweltverträglicher Luftverkehr	✓
Sicherheit und Passagierfreundlichkeit	✓
Effiziente Luftfahrzeuge	✓
Wartung und Instandsetzung	✓

Abbildung 1: ELBASYS im Kontext zu den förderpolitischen Gesamtzielen

Eine Priorisierung führt dann automatisch zu den folgenden für die Projektarbeit konkreten Zielen. Hauptziel ist die Gestaltung und Konzeption von energetisch effizienten Flugzeugsystemen als ein Baustein effizienter und umweltfreundlicher Flugzeuge sowie einer verbesserten Systemflexibilität zur Reduktion von Wartungskosten. Sicherheit und Passagierfreundlichkeit sind dabei stets zu beachtende Randbedingungen.

Ein besonderer Aspekt für dieses Projekt ergibt sich aus der Frage nach der Installation neuer Systemkonzepte in CFK Rumpf Strukturen. Dabei sind besonders die geänderten thermischen und elektrischen Eigenschaften von Verbundfaserwerkstoffen zu beachten.

In den letzten Jahren hat sich systemseitig ein Lösungsansatz etabliert. Um System in Zukunft sowohl effizienter als auch flexibler zu gestalten, werden hydraulische sowie pneumati-

sche Teilsysteme durch elektrische ersetzt. Die hydraulischen Systeme betreffen die beiden Perimeter Flugsteuerung und Fahrwerke, während pneumatische Systeme bisher zur Bedruckung und Konditionierung der Kabinenluft zu Einsatz gekommen sind. Ein zweiter wichtiger Punkt ist die effizientere Auslegung von bereits bestehenden elektrischen Systemen. Ein Beispiel hierfür sind Systemarchitekturen hinsichtlich einer Avionik, die in ihrer Funktionalität erweitert ist, ein extrem hohes Maß an Zuverlässigkeit aufweisen muss, gleichzeitig aber weder elektrisch noch thermisch zu hohe Lasten zur Folge haben darf. Nur unter Beachtung dieser Gesamtziele können sich für die Zukunft Möglichkeiten ergeben, alternative Technologien zur Bereitstellung von Energie zur Versorgung der Bordsysteme zu integrieren. Dazu ist in dem Forschungsprojekt ELBASYS die Architektur sowie die Integration eines Brennstoffzellensystem untersucht worden.

Wenn man das Gebiet der CFK – Strukturen mit der Auslegung von Systemen verbindet ergeben sich daraus unter anderem die Themengebiete Strukturüberwachung und Lastabminderung von CFK Flugzeugstrukturen.

1.2 PROJEKTÜBERSICHT UND -STRUKTUR

Die Laufzeit des Verbundvorhabens ELBASYS war nach einer Verlängerung vom April 2007 bis zum Dezember 2008. Beteiligte Partner waren das DLR Stuttgart, EADS Military System, das Forschungszentrum Jülich sowie Liebherr Lindenberg. Die Rolle des Verbundführers hatte Airbus Deutschland. Darüber hinaus waren mehr als 20 Unterauftragnehmer an den Projektinhalten beteiligt.

Der Verbund ELBASYS ist unterteilt in sieben Teilprojekte, wie in Abbildung 2 zu sehen ist. Dabei sind die querschnittlichen Themen wie Architekturuntersuchungen und Entwicklungstools im Teilprojekt 1 aufgehängt, während spezielle Technologiethemen auf die anderen Teilprojekte verteilt sind. Im einzelnen sind das:

- TP 1: Entwicklung eines Systembewertungstools und entsprechende Architekturuntersuchungen.
- TP 2: Kabinenlufteinlasses für eine elektrische Klimaanlage einschließlich Windkanaltests

- TP 3: Komponenten für einen Kühlkreislauf ohne Kälteerzeugung mit anschließenden Tests
- TP 4: Architektur und Integrationsuntersuchung eines Brennstoffzellensystems sowie die Entwicklung von Komponenten zum Kerosinreforming und der Tankinertisierung
- TP 5.1: Konzeption zur Entwicklung eines Lastdatenakquisitions – und Lastabminderungssystems mit entsprechender Modellbildung und Validation
- TP 5.2: Untersuchung von ACMS Architekturen sowie einer Datarecording Technologie
- TP 6: Integration von Stellantrieben (vollständig von Liebherr betreut)
- TP 7: Integration von Fahrwerkssystemen (vollständig von Liebherr betreut)

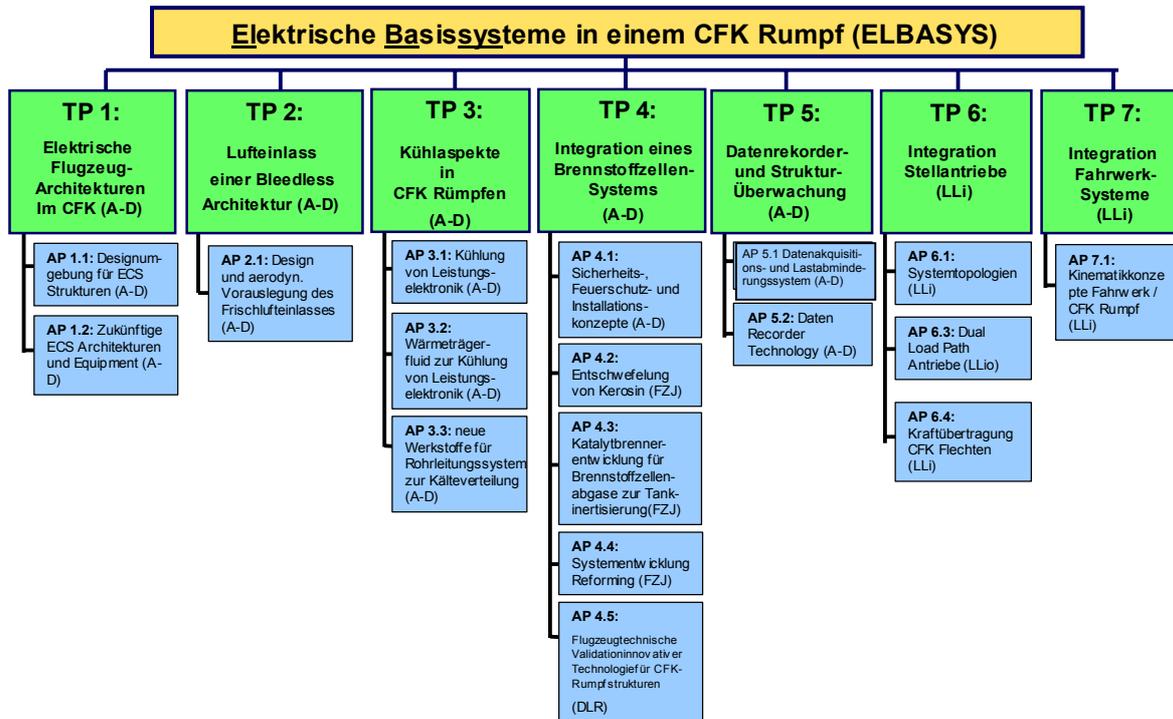


Abbildung 2: Projektstruktur des ELBASYS Verbundes

Wissenschaftliche und technische Arbeitsziele des Vorhabens und Bezug zu den förderpolitischen Zielen

1.2.1 Teilprojekt 1: Elektrische Flugzeugarchitekturen Im CFK

Wissenschaftliche und technische Arbeitsziele des Vorhabens

TP1.1 - Designumgebung für neue ECS Strukturen:

In der vorherigen Projektphase wurde eine ECS Bibliothek namens DENECS (Design Environment For New Environmental Control Systems) entwickelt, die es erlaubt in der frühen Entwicklungsphase verschiedene neuartige Architekturkandidaten für Klimaanlage zu modellieren und diese effizient zu bewerten. Als Modellierungssprache wurde Modelica verwendet. Ziel der zweiten Projektphase ist es, neuartige Architekturkandidaten hinsichtlich Gewicht und Treibstoffverbrauch zu optimieren und diese anschließend auf Flugzeuglevel zu bewerten.

Dafür ist es entscheidend, dass alle Komponenten einer Architektur an Hand von leistungsabhängigen Parametern beschrieben werden und die Komponentengewichte in Abhängigkeit ihres Leistungsbedarfs bestimmt werden. Ergänzend wurde das Optimierungsproblem definiert und aufgesetzt und in das mehrzielige Optimierungswerkzeug MOPS (Multi-Objective Parameter Synthesis), welches vom DLR entwickelt wurde, integriert.

Auf diese Weise können mit Hilfe von Optimierungsmethoden und der Kenntnis des Einflusses von Gewicht und Energiebedarf auf den Kraftstoffverbrauch optimierte Architekturentwürfe erarbeitet und Flugzeugklimaanlagenkonzepte auf Flugzeuglevel bewertet und optimiert werden.

Die folgenden Meilensteine waren während dieser Projektlaufzeit abzarbeiten:

MS1: Verbesserte Modelica Bibliothek für die Bewertung und Optimierung von
ECS Architekturen

MS2: Spezielle Designumgebung zur Optimierung von ECS Architekturen mit
anschließender Integration

MS3: Optimierte ECS Architekturen sowie ein generisches Ram Air Inlet Modell

TP1.2 – Architekturstudie von zwei elektrischen Klimasystemarchitekturen:

Ziel dieses Arbeitspaketes soll die Vorauswahl sowie eingehende Bewertung von elektrischen Architekturen zur Erfüllung der klassischen Klimaanlagefunktionen Bedrückung der Kabine sowie Kühlung/Beheizung und beziehungsweise Entfeuchtung der Kabinenluft sein.

Bewertungsplattform ist das in TP 1.1 entwickelte Werkzeug DENECS. Da es sich hierbei um eine Neuentwicklung handelt, soll es in diesem Arbeitspaket zunächst um eine thermodynamische Analyse gehen, während die zur vollständigen energetischen Bewertung notwendigen Größe Gewicht anhand von Erfahrungswerten abgeschätzt werden muss. Energetisch relevante Größen der thermodynamischen Analyse sind hingegen die elektrische Leistungsaufnahme sowie der Stauluftbedarf. Darüber hinaus sind alle betrachteten Architekturen dahingehend zu prüfen, ob alle relevanten Anforderungen erfüllt werden. Das sind insbesondere Anforderungen an den Kabinenkomfort sowie Zuverlässigkeitsanforderungen.

Bezug des Teilprojektes zu den förderpolitischen Zielen

Mit der weiterentwickelten DENECS Bibliothek und dem Optimierungswerkzeug MOPS steht zum ersten mal ein Werkzeug zur Verfügung welches eine systematische Optimierung hinsichtlich Kraftstoffverbrauch auf Flugzeuglevel ermöglicht. Dies erlaubt es Airbus zukünftige innovative Technologien im Bereich Flugzeugklimaanlagen auf Flugzeuglevel effizienter und schneller zu untersuchen und zu bewerten. Damit sind die Ziele

- Umweltverträglicher Luftverkehr sowie
- Effiziente Luftfahrzeuge

diesem Teilprojekt übergeordnet.

1.2.2 Teilprojekt 2: Lufteinlass einer zapfluffreien Architektur

Wissenschaftliche und technische Arbeitsziele des Vorhabens

In diesem Teilprojekt ist das Ziel die Auslegung eines geeigneten Staulufteinlaufs, die experimentelle Untersuchung im Windkanal und die Validierung von Verfahren zur Berechnung von Staulufteinläufen.

Die Auslegung des Einlaufs erfolgt auf Basis von Erfahrung und durch Studium aktueller Literatur. Dabei sollen Maßnahmen zur Verringerung der Widerstands mit der Erhöhung des Druckrückgewinns kombiniert werden. Vor allem eine Verlängerung des versenkten Einlaufs und die Verwendung eines Pitot Einlaufs versprechen Vorteile für einen Frischlufteinlauf. Durch die Vorsehung entsprechender Modifikationsmöglichkeiten nach einem Baukastenprinzip soll eine flexibles Windkanalmodell erstellt werden, das für die Kombinationen von verschiedenen Charakteristiken geeignet ist und neue Erkenntnisse liefert. Mit dem Modell können klassische Einlauftypen ebenso wie die angestrebten Verbesserungen untersucht werden. Im Windkanalversuch sollen Ergebnisse für einen klassischen Einlauf bestätigt werden sowie die Leistungssteigerung durch neue Eigenschaften nachgewiesen werden. Die neuen Leistungsdaten werden eine zuverlässige Basis für die Auswahl des Frischlufteinlaufs einer zapfluffreien Architektur sein und die Daten für die Validierung zur Vorhersage von Leistung und Widerstand liefern.

Die Berechnung von Staulufteinläufen beruht auf einem Verfahren das wissenschaftliche Experimente der NACA korreliert (ESDU 86002). Innerhalb der Anwendungsgrenzen ist der Fehler des Verfahrens akzeptabel und das Verfahren wird im Designprozess für eine erste Prognose eingesetzt. Für Lufteinläufe einer zapfluffreien Architektur ist dieses Verfahren nicht anwendbar, da eine Fehlerabschätzung damit nicht möglich ist. Die Abschätzung des Fehlers ist jedoch mit einem allgemein gültigen Ansatz, wie mit einem Finite-Volumen Berechnungsverfahren (CFD), auch für neue Einlauftypen möglich. Zum Zweck der Fehlerabschätzung soll eine Untersuchung von klassischen Lufteinläufen an Hand von Literaturdaten zwischen Experiment, CFD und dem ESDU Verfahren durchgeführt werden. Führt die Methode zu einem kleineren Fehler bei klassischen Einläufen, ist der zu erwartende Fehler bei neuen Einläufen in ähnlicher Grö-

ßenordnung zu erwarten. Die CFD Methode soll für die Vorhersage neuer Einlauftypen eingesetzt werden.

Bezug des Teilprojektes zu den förderpolitischen Zielen

Die Untersuchung von verschiedenen Staulufteinlauftypen soll eine breitere Datenbasis für die Auslegung von Staulufteinläufen schaffen. Damit können Staulufteinläufe flexibler und besser auf die jeweiligen Anforderung nach Einbauposition, Leistung oder Widerstand ausgelegt werden. Die eingeplante Sicherheitsmarge kann verringert werden und zu einer Reduzierung von Treibstoff und Emissionen beitragen.

Die Ziele

- Umweltverträglicher Luftverkehr und
- Effiziente Luftfahrzeuge

sind in diesem Teilprojekt realisiert.

1.2.3 Teilprojekt 3: Kühlaspekte in CFK Rümpfen

Wissenschaftliche und technische Arbeitsziele des Vorhabens

Die Ziele dieses Arbeitspaketes sind definiert durch die Notwendigkeit, an Bord eines zukünftigen Flugzeuges erhöhte Wärmemengen, die zudem lokal konzentriert auftreten können, abzuführen. Je nach Temperaturniveau ist dies über relativ einfache Kühlkreisläufe oder durch erheblich komplexere Kälteerzeugungsmaschinen möglich.

Einfache Kühlkreisläufe kommen besonders dann zum Einsatz, wenn die Kälteabnehmer auf ein hohes Maß an Zuverlässigkeit der Kühlfunktion angewiesen ist. Beispiele hierfür sind Leistungselektronik sowie modulare Avionik. In beiden Fällen sind die entstehenden Wärmemenge an Bord elektrischer Flugzeuge so hoch, dass die Wärmeabfuhr in die Kabine, also auf klassischem Wege, ineffizient ist. Darüber hinaus treten insbesondere im Fall der modularen Avionik Wärmestromdichten auf, die eine Luftkühlung mittels Konvektion nicht mehr zulassen. Gleichzeitig erfüllen beiden Systeme Funktionen, deren Verlust zumindest eine Gefahr für das Flugzeug, im Falle der Avionik sogar den direkten Verlust des Flugzeugen zur Folge haben können.

Es muss also Ziel sein, eine Kühlarchitektur bereitzustellen, die auf einem geeigneten Niveau des Kälteverbrauchers betrieben werden kann, und gleichzeitig hohe Wärmestromdichten zulässt und die Zuverlässigkeitsanforderungen erfüllt.

Eine Lösung dafür ist ein einfacher Kreislauf, bei dem das umlaufende Fluid weder Arbeit verrichtet, noch einen Phasenwechsel durchläuft. Das System besteht aus einer Wärmesenke, auf die hier nicht näher eingegangen werden soll, in der Regel aber in den Stauluftkanal eines Flugzeuges integriert wird. Das Fluid wird einfach mittels Pumpen über ein Rohrleitungssystem zu den Verbrauchern geführt. Dort angelangt ist entscheidend, wie gut der konvektive sowie konduktive Wärmeübergang ist. Technisch realisiert kann das durch sogenannte Kühlplatten realisiert werden. Abgesehen von der Wärmesenke sind also die technisch für die Effizienz und damit die Güte eines solchen einfachen Kühlsystems also die Komponenten Fluid, Rohrleitungssystem (Gewicht als Anteil zur Effizienz in Flugzeugen) und die Kühlplatten. Um die Untersuchung und das bessere Verständnis dieser Komponenten soll es in diesem Teilprojekt gehen.

Bezug des Teilprojektes zu den förderpolitischen Zielen

Wie schon erwähnt geht es um die Komponententechnologie eines effizienten Kühlsystems, das auf einfache Weise so realisiert werden kann, das es höchsten Zuverlässigkeitsanforderungen gerecht wird.

Um dieses Ziel etwas zu abstrahieren, soll hier kurz erläutert werden, was Effizienz in diesem Zusammenhang bedeutet. Effizienz bedeutet am Ende in einem Flugzeug das Einsparen von Kraftstoff. Einfluss auf diese Zielgröße haben für ein bestimmtes System das Gewicht, die Leistungsaufnahme, unabhängig davon ob in Form von elektrischer oder pneumatischer Energie aufgenommen und der Bedarf an Stauluft für die Wärmesenke, der equivalent zu aerodynamischem Widerstand ist.

Eine Möglichkeit, daraus auf die Zielfunktion Kraftstoffverbrauch zu schließen, ist es, diese Faktoren in einer gewichteten Zielfunktion zusammenzufassen. Ein andere Möglichkeit ergibt sich dadurch, die Schneeballeffekte zumindest qualitativ zu analysieren. Beispielsweise muss bei erhöhter elektrischer Leistungsaufnahme ein größeres elektrisches System gebaut werden. Für den hier vorliegenden Fall ist die erste Bewertungsmethode sinnvoller, da die einzige Schnittstelle zu anderen Systemen hinsichtlich eines Energieaustausches die Pumpen sind, deren Leistungsaufnahme gering ist. Daher kann das System hinsichtlich seiner Effizienz direkt durch das Aufstellen einer Zielfunktion bewertet werden. Unmittelbar ergibt sich dann, dass die Effizienz durch die folgenden Charakteristika beeinflusst wird:

- Wärmeübergang an der Kühlplatte
- Wärmekapazität bezogen auf das Gewicht des Fluides
- Gewicht des Rohrleitungssystems

Diese Größen haben demit einen Einfluss auf die Gesamteffizienz des Flugzeuges und damit auf das förderpolitische Ziel ‚Effiziente Luftfahrzeuge‘.

1.2.4 Teilprojekt 4: Integration eines Brennstoffzellensystems

Wissenschaftliche und technische Arbeitsziele des Vorhabens

Im Rahmen des Vorhabens sollten voroptimierte Konzepte basierend auf einer innovativen Technologie (Brennstoffzellensystem) als Basis für flugzeugnahe weitere Detailuntersuchungen zur Systemintegration in CFK-Rumpfstrukturen erstellt werden.

Schwerpunkt ist die Integration im Flugzeug und die Kühlung des Brennstoffzellensystems, sowie die Installation inklusive Konzepte für die Wasserstoffanwendung (z.B. Ventilation). Ferner ist die Ermittlung einer Basis von Systemanforderungen und eines Flugzeug-Gesamtsicherheitskonzeptes für den Betrieb eines Systems von wasserstoffgespeisten Brennstoffzellen-Energieerzeugungssystemen FCEPS (Fuel Cell Emergency Power Systems) zur Notstromerzeugung in Verkehrsflugzeugen mit CFK-Rumpf notwendig.

Die Werkstoffauswahl und die spezifischen Umgebungsbedingungen innerhalb einer modernen Flugzeugstruktur spielen eine wesentliche Rolle, wie z. B. bei der Auslegung von Kühlsystemen und bei der Integration.

In dem genannten Task 4.1.1 „Installations- und Integrationsstudie von einem FCEPS in eine moderne CFK-Flugzeugrumpfstruktur“ und Task 4.1.2 „Sicherheits- und Feuer-schutzkonzepte für die Wasserstoffanwendung in CFK-Flugzeugstrukturen“ wird ein Lösungsansatz erläutert, wie eine Brennstoffzelle in einen aus Kohlefaserverbundstoffen bestehenden Flugzeugrumpf installiert werden kann. Dazu werden sowohl die elektrischen als auch die mechanischen Anforderungen an die Schnittstellen zwischen Flugzeug und Brennstoffzellensystem erfasst und diskutiert. Aus der Liste der Anforderungen werden die Unterschiede zwischen Flugzeugrümpfen aus konventionellen Materialien und Flugzeugrümpfen aus Kohlefaserverbundstoffen herausgearbeitet und in den betroffenen Teilen des Konzeptes berücksichtigt.

Ein erstellter Technischer Bericht mit dem Titel „Investigation and definition of an electrical and mechanical concept for a Fuel Cell System integration into composite

structure“ fasst die notwendigen und verfügbaren Informationen bezüglich der folgenden Themen zusammen:

- Anforderungen an die elektrischen und mechanischen Systemschnittstellen und an die Systemarchitektur,
- Elektrische Erdungskonzepte, Rückleiter, elektrische Installationskonzepte und Kabelverlegung unter Berücksichtigung von Elektromagnetischer Verträglichkeit in Kohlefaserverbundstoffen,
- Hitzeentwicklung elektrischer Systeme und deren Einfluss auf Kohlefaserverbundstoffe
- Möglichkeiten elektrischer und mechanischer Verbindungen zur Struktur,
- Elektrischer Einfluss des Systems auf Rumpfstrukturen (unter Berücksichtigung von EMV, Bonding, Isolierung, usw.),
- Mechanischer Einfluss des Systems auf Rumpfstrukturen (unter Berücksichtigung von Gewicht, Temperatur, Material, Vibrationen, usw.),
- Elektromagnetische Verträglichkeit beim Betrieb elektrischer Systeme hoher Leistung in Kohlefaserverbundstoffen und
- Einbauuntersuchungen und Einbau Ort.

Dabei werden Zertifizierungsanforderungen ebenso wie Qualifizierungsanforderungen identifiziert und dargestellt. Mit den im Kapitel „Konzept“ dargestellten Architekturen, Entwürfen und Methoden werden diese Anforderungen erfüllt, so dass in dem Report die Rahmenbedingungen für den Einbau eines Brennstoffzellensystems in einen „schwarzen“ Flugzeugrumpf aufgezeigt werden.

Ein zweiter Report („Investigation and dimensioning of a cooling system“) fasst die Ergebnisse der Untersuchungen der Kühlung für ein Brennstoffzellen-Notstromsystem integriert in ein Flugzeug mit einem CFK-Rumpf zusammen:

- Eigenschaften von CFK-Material,
- Die Leistung des Kühlsystems,
- Definition des Betriebs- und Umgebungsbedingungen,
- Definition der Design-Parameter des Kühlsystems und
- Dimensionierung eines Kühlsystems.

Bezug des Teilprojektes zu den förderpolitischen Zielen

ELBASYS TP 4.1 trägt den förderpolitischen Zielen des Bundes insbesondere in den folgenden Bereichen Rechnung:

- Umweltverträglicher Luftverkehr

Elektrifizierbarkeit und Integrierbarkeit von elektrischem System zur Energieerzeugung mit geringerem Verbrauch und Emissionen leisten einen Beitrag zur besseren Umweltverträglichkeit; dies ist ein erster Schritt in Richtung umweltfreundliche Flugzeuge.

- Effiziente Luftfahrzeuge:

Elektrisches System zur Energieerzeugung (Brennstoffzelle) bietet Effizienzvorteile in der Systemarchitektur durch Synergieeffekte. Notfallsystem ist gegenüber herkömmlicher Technologie weiter integriert bei höherer Zuverlässigkeit.

1.2.5 Teilprojekt 5: Datenrekorder und Strukturüberwachung

Wissenschaftliche und technische Arbeitsziele des Vorhabens

Das Teilprojekt 5: Datenrekorder und Strukturüberwachung gliedert sich in zwei Arbeitspakete:

1. Arbeitspaket 5.1: Daten Akquisitions- und Lastabminderungssysteme
2. Arbeitspaket 5.2: Datenrekorder Technologien

Das Arbeitspaket 5.1 adressiert Daten Akquisitions- und Abminderungssysteme für Strukturlasten für CFK-Rumpfstrukturen.

Arbeitspaket 5.2 adressiert ACMS Architekturen, Datenrekorder, Datenauswertung und Systemintegration.

Im Arbeitspaket 5.1 sollte zunächst ein dynamisches Flugzeugmodell mit einem dynamischen Beobachter zur Ermittlung der Strukturlasten entwickelt werden. In einem zweiten Schritt sollten dann Regelstrategien zur Strukturlastabminderung entwickelt werden. Schließlich sollten Stellsysteme und Strukturlastabminderungssysteme integriert ausgelegt werden.

Im Arbeitspaket 5.2 sollen neue ACMS Architekturen und neue Datenrekordertechnologien entwickelt werden.

Bezug des Teilprojektes zu den förderpolitischen Zielen

Daten Akquisitions- und Abminderungssysteme für Strukturlasten (sowie die zugehörigen Datenrekordertechnologien und ihre Integration) ermöglichen eine frühzeitige robuste Gewichtsoptimierung von CFK-Rumpfstrukturen und tragen damit zur Reduktion des Treibstoffverbrauchs und der Abgasemissionen bei. Sie reduzieren weiterhin Wartungskosten, dadurch dass hohe Strukturbelastungen bereits während des Fluges erfasst werden können. Hierdurch können Wartungsmaßnahmen bereits während des Fluges vorbereitet werden. Langfristig können Daten Akquisitionssysteme für Strukturlasten auch zur Optimierung der Wartungsintervalle eingesetzt werden.

2. KURZE DARSTELLUNG DER VORAUSSETZUNGEN, UNTER DENEN DAS VORHABEN DURCHGEFÜHRT WURDE

Der für das Vorhaben ELBASYS geschaffene Verbund umfasst den deutschen Systemausrüster Liebherr Aerospace Lindenberg GmbH, die Forschungseinrichtungen Forschungszentrum Jülich (FZJ) und das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), sowie die Luftfahrzeughersteller EADS Military Air Systems (EADS-MAS) und Airbus Deutschland GmbH (A-D). Letztere stellen sicher, dass die im Rahmen des Gesamtverbundes entwickelten Systemarchitekturen und -technologien den Anforderungen des Transportflugzeuges gerecht werden und integriert werden können. Durch die Zusammenfassung der Luftfahrzeughersteller und der Ausrüster in einem Vorhabensverbund zum elektrischen Luftfahrzeug mit CFK-Rumpf wird die gesamte Systemkette von der Bereitstellung elektrischer Energie für die wichtigsten Verbraucher wie Klimaanlage und elektrische Antriebe bis hin zu den Stellantrieben, Fahrwerken und den allgemein orientierten Technologien wie Wartungsfunktionen abgedeckt. Weiterhin werden auch verschiedene thermische und Lastaspekte im Zusammenspiel von Systemen und CFK-Struktur betrachtet. Eine Validation von der flugtechnischen Seite wird für neue Datenaufzeichnungs-, Datenauswertungs- und Prozesstechnologien durchgeführt, um bei zukünftigen Flugzeugen eine hohe Verfügbarkeit und einen geringen Wartungsaufwand gewährleisten zu können, außerdem werden dazu ein Brennstoffzellensystem und dessen multifunktionale Erweiterung untersucht.

Die Bündelung aller relevanten Kräfte in diesen einen Verbund ermöglicht so die effektive Vorbereitung auf die Anforderungen eines verstärkt elektrisch betriebenen Flugzeuges. Der Vorhabenverbund ist gemäß den technologischen Schwerpunkten strukturiert, wobei die jeweiligen Arbeitspakete auch vom entsprechend wesentlichen Verbundpartner geführt werden. Die Federführung des Gesamtverbundes lag bei der Airbus Deutschland GmbH. Die Zusammenarbeit wurde in einer von allen Partnern unterzeichneten Vereinbarung geregelt.

Airbus als Federführer des Verbundes obliegt dabei neben der Organisation die Bereitstellung der Flugzeuganforderungen sowie die Bewertung und Integration von Systemarchitekturen auf Flugzeugebene. Die Ausrüster nehmen die Funktion der System- und Technologieentwicklung wahr, wobei auch technologie-übergreifende Aktivitäten vorgesehen sind. Durch

unterbeauftragte Firmen, Forschungsinstitute und Universitäten wird die Interdisziplinarität des Verbundes komplettiert. Beteiligt mit FE-Fremdleistungen waren:

- Technische Universität Hamburg Harburg
- XRG
- AP miniplant
- AKG Gruppe
- TU Chemnitz
- Universität Bayreuth
- Fraunhofer IIS
- IAMT Gruppe
- Fachhochschule Kempten
- Universität Siegen
- Dmecs
- ZBT
- EXA Absaugtechnik
- Christian Albrechts Universität Kiel
- DLR
- Hochschule für Technik und Wirtschaft Dresden

3. KURZE DARSTELLUNG ZUR PLANUNG UND ABLAUF DES VORHABENS

→ Das Verbundvorhaben ELBASYS teilte sich unter der Federführung von Airbus in sieben Teilprojekte auf. Das gesamte ELBASYS Projekt-Management und die Teilprojekte TP 1 bis 5 standen unter der Führung von der Airbus Deutschland GmbH, die Teilprojekte 6 und 7 wurden von der Liebherr Aerospace Lindenberg GmbH geleitet. Jedes der Teilprojekte untergliederte sich nochmals nach technologischen Aspekten in Arbeitspakete, die dem nachfolgenden Organigramm entnommen werden können. Weitere Partner führten Arbeitspakete in jeweiligen Teilprojekten: Liebherr im Teilprojekt 1, Forschungszentrum Jülich im Teilprojekt 4 und das DLR für das Teilprojekt 5, in dem auch EADS-MAS beteiligt war. Die Liebherr Aerospace Lindenberg GmbH stellte ihre Aktivitäten in Teilprojekt 1, nach der Verlegung des Kompetenzbereiches „Luftsysteme“ von Lindenberg nach Toulouse, ein.

Folgende Einzeltechnologien setzte sich das ELBASYS-Verbundvorhaben zum Ziel:

- Höher integrierte Flugzeugsystemarchitekturen, Modelldatenbank
- Integration von elektrischem ECS System in CFK-Rumpfstrukturen
- Design und Validation des Air Intake in CFK-Rumpf für zapflufffreie Architekturen
- Neue Kühlsysteme, -trägermedien
 - o Ermittlung einer optimierten Technologie zur Kühlung von Leistungselektronik, die in CFK-Rümpfen verwendet wird.
 - o Optimierung einer Kühlflüssigkeit zur Kühlung von Leistungselektronik hinsichtlich des Einsatzes in CFK-Rümpfen.
 - o Alternative Materialien für Rohrleitungssysteme zur Kälteverteilung
- Sicherheitskonzepte und Brenngasnutzung (Inertisierung) zur Integration von druckgasversorgten Brennstoffzellensystemen in CFK-Rumpfstrukturen
- für CFK-Strukturen multidisziplinär optimierte und stärker integrierte Datenrekorder-, Strukturüberwachungs- und Strukturlastabminderungssystemarchitekturen
- Brennstoffzellentechnologie unter flugzeugrelevanten Bedingungen
- Lastenmodell und –monitoring für Stellantriebsintegration, Prototypen
- Kinematikkonzepte und Lastmonitoring für Fahrwerke in CFK Strukturen

Diese Ziele sind im Rahmen des Projektes umgesetzt worden.

Die Projektlaufzeit startete am 01.04.2007 und ging bis zum 30.09.2008. In der nachfolgenden Graphik ist die Meilensteinplanung für diesen Zeitraum für die Arbeiten der Airbus Operations GmbH dargestellt. Die erzielten Ergebnisse wurden einerseits in bilateralen Besprechungen mit den Projektpartnern diskutiert und andererseits auf Verbundtreffen dem gesamten Partnerkonsortium sowie dem Projektträger präsentiert. Die Airbus Operations GmbH hat aufgrund einer Verzögerungen im Projekt im Juli 2008 eine kostenneutrale Verlängerung des Projektes bis Dezember 2008 beantragt und bewilligt bekommen.

Verbundprojekttreffen:

- 19. 07. 2007: Kick-off-Meeting, Airbus Hamburg
- 25. 02. 2008: Mid-Term Review-Meeting, Airbus Hamburg
- 19. 05. 2009: Projektabschluss-Meeting, Airbus Hamburg

4. KURZE DARSTELLUNG ZU WISSENSCHAFTLICHEM UND TECHNISCHEM STAND, AN DEN ANGEKNÜPFT WURDE

4.1 TEILPROJEKT 1: ELEKTRISCHE FLUGZEUGARCHITEKTUREN IM CFK

Flugzeugklimaanlagen sind komplexe Systeme, die thermodynamisch aufwendig modelliert werden müssen, um sie hinsichtlich ihres Energiebedarfs bewerten zu können. Die heutige Airbus Flotte verwendet wie nahezu alle größeren Jets Zapfluff der Triebwerke und bereitet diese in einem so genannten Air Cycle auf. Diese Technologie wurde über Jahrzehnte optimiert und ist Stand der Technik. Steigende Kosten für Kerosin haben den Anteil der Treibstoffkosten an den Betriebskosten eines Flugzeugs in den letzten Jahren beträchtlich erhöht. Da die Klimaanlage zu etwa 2% des Gesamtreibstoffverbrauches beiträgt, werden weltweit neue Technologien untersucht, die diesen Anteil reduzieren könnten.

Um neue Architekturen mit neuen Technologien bewerten zu können, wird ein Simulationswerkzeug benötigt, das sowohl die thermodynamische Leistung der Komponenten einer Klimaanlage bestimmt als auch das Gewicht der Komponenten mit dieser Leistung in Relation setzt. In der vorherigen Projektphase wurde diese ECS Bibliothek namens DENECS (Design Environment For New Environmental Control Systems) entwickelt, so dass in frühen Flugzeugentwicklungsphasen verschiedenen neuartige Architekturkandidaten für Klimaanlagen erstellt und effizient bewertet werden können. Schwerpunkt war die Erstellung der notwendigen Klimaanlagen-Komponenten wie z.B. Wärmetauscher, Turbomaschinen, Ventile etc. basierend auf einem modularer Modellierungsansatz, der je nach Entwicklungsphase den Austausch der Systemmodelle mit unterschiedlichem Detailgrad (konstanter Wirkungsgrad gegen Kennfeld) erlaubt und in Abhängigkeit der Leistung das Gewicht bestimmt. Als Referenz und Validierungsarchitektur wurde eine A320 Zapfluff-Klimaanlagenarchitektur verwendet.

Generell werden momentan zwei Architekturen genauer betrachtet, die bei entsprechender Funktionalität eine effiziente Auslegung ermöglichen. Das ist bei vollständiger Eliminierung des Zapfluffsystems eine Architektur, die einen Kaltdampfprozess (Vapor Cycle) zur Konditi-

onierung der Kabinenluft integriert, während die zweite sowohl den klassischen Air Cycle sowie auch einen Kaltdampfprozess integriert.

4.2 TEILPROJEKT 2: LUFTEINLASS EINER ZAPFLUFTFREIEN ARCHITEKTUR

In einem AIRBUS Verkehrsflugzeug existieren Lufteinläufe vor allem zu den folgenden Zwecken: Energieerzeugung, Kühlung und Ventilation. Die Energieerzeugung in den Triebwerken oder dem Hilfstriebwerk durch die Verbrennung fossiler Brennstoffe benötigt den Sauerstoff aus der zugeführten Luft. Die Position und die Art der Einläufe ergibt sich aus der Installation der Triebwerke und den Betriebsanforderungen. Die Triebwerke unter den Flügeln benötigen im Flug und am Boden eine große Luftmenge und sind daher als Pitot Einlauf gestaltet. Das Hilfstriebwerk wird meist am Boden betrieben und die nötige Luftmenge wird durch einen versenkten Einlauf oder durch die Öffnung einer Klappe bereit gestellt, die im Flug geschlossen ist um keinen Widerstand zu erzeugen. Die Ventilation von Bereichen mit Treibstoffdämpfen und heißen Oberflächen ist durch die Zulassungsbehörden gesetzlich vorgeschrieben. Die Möglichkeit zur Ventilation durch einen versenkten Einlauf wird bei AIRBUS Flugzeugen in der Regel im Installationsbereich der Klimaanlage angewendet, wo die Flügeltanks und die heiße Zapfluft in unmittelbarer Nachbarschaft auftreten. Im Heck des Flugzeuges besteht der Bedarf zur Ventilation durch angrenzende Tanks und den Motor des Höhenleitwerks. Die Ventilation wird heute durch Gebläse durchgeführt. Die Kühlung von Kabine, Nahrung, und Komponenten erfolgt bis heute ausschließlich durch versenkte Einläufe mit parallelen oder divergenten Rampenwänden. Über einen integrierten Wärmetauscher im Stauluftkanal wird der Wärmestrom aus dem Inneren des Flugzeugs abgeführt.

Die Auslegung von Einläufe ist von der benötigten Genauigkeit und dem zur Verfügung stehenden Zeitrahmen abhängig. In einem frühen Stadium der Entwicklung wird zur Auslegung in der Regel eine Handbuchmethode (ESDU 86002) angewendet, die auf Testergebnissen aus den Jahren 1945-1969 zurückgeht. Dabei wird jedoch die Einbauposition nicht berücksichtigt, eine Kombination aus mehreren Einlaufmerkmalen ist nicht möglich, ebenso wenig wie Betriebsbedingungen, die außerhalb der angegebenen Grenzen liegen. Daher werden im weiteren Verlauf der Flugzeugentwicklung zur Bestätigung der Auslegungsergebnissen Methoden zur 3-dimensionalen Strömungssimulation (eng. Computational Fluid Dynamics CFD) angewendet, die eine bessere Analyse der Strömung im Einlauf ermöglichen. Dabei

werden zuerst geschätzte Grenzwertwerte verwendet. Jedoch hat die Form und Dimension der Grenzschicht an der Einbauposition entscheidenden Einfluss auf die Leistung und den Widerstand, so dass für eine genaue Bestimmung eine Berechnung der Grenzschicht am gesamten Flugzeug erforderlich ist. Mit der Grenzschichtinformation als Randbedingung wird in einem weiteren Schritt eine zonale Analyse durchgeführt, die eine genauere Vorhersage der Leistung ermöglicht. Zur Kalibrierung des CFD Modells mit Flugversuchen werden Eigenschaften des Turbulenzmodells angepasst, die außerhalb des physikalischen bekannten Bereichs liegen und bisher nur an Flugversuchen mit versenkten Einläufen und divergenten Rampenwänden validiert sind. Eine Abschätzung des Fehlers ist unter diesen Bedingungen nicht möglich und eine Übertragung auf abweichende Geometrien nicht durchführbar.

4.3 TEILPROJEKT 3: KÜHLASPEKTE IN CFK RÜMPFEN

Die zur Zeit in Betrieb genommenen Flugzeuge verteilen die notwendige Energie pneumatisch, hydraulisch und elektrisch hin zu den Verbrauchern. Ein elektrisches Flugzeug in einem deutlich höheren Maße in Form von elektrischer Energie.

Das hydraulische System zeichnet sich durch eine hohe Kraftdichte aus. Daher wird es zur Aktuierung der Steuerflächen, der Klappen und der Fahrwerke eingesetzt. Eine Substitution mit einem elektrischen System ist möglich und bereits auf der A380 realisiert worden, allerdings gibt es technische Herausforderungen, die beherrscht werden müssen. Insbesondere sei hier das Verklemmen der elektrischen Aktuatoren erwähnt, das in jedem Fall verhindert werden muss. Da diese Systeme hochgradig flugkritisch sind, werden bei einer elektrischen Substitution alle elektrischen Leistungskomponenten passiv gekühlt. Hierfür ist selbst ein einfaches Kühlsystem aus Zuverlässigkeitsgründen nicht geplant.

Das pneumatische System hat bisher die Hauptfunktionen Bedruckung und Luftversorgung der Kabine. Diese Systeme haben die höchste mittlere Leistungsaufnahme an Bord eines Flugzeuges. Die Kritikalität ist aufgrund verschiedener Fehlerfallszenarien bis hin zum Einsatz von Sauerstoffmasken und einer Stauluftnotversorgung der Kabine auf 10000 ft so gear- tet, dass eine Elektrifizierung mit Einsatz von entsprechenden Kühlsystemen möglich ist.

Hinsichtlich einer modernen, leistungsfähigeren Avionik ist diese Frage noch offen.

Als Anwendung in diesem Teilprojekt ist daher insbesondere die Kühlung der Leistungselektronik einer elektrischen Klimaanlage betrachtet worden. Alle Anforderungen beziehen sich

auf einen solchen Anwendungsfall. Diese betreffen die Zuverlässigkeit, die Leistungsaufnahme, die Wärmestromdichte, das Temperaturniveau und die Integration sowie die Schnittstellen zu anderen Systemen.

4.4 TEILPROJEKT 4: INTEGRATION EINES BRENNSTOFFZELLENSYSTEMS

AIRBUS führt abgestimmte Forschungs- und Entwicklungsaktivitäten auf dem Gebiet der Brennstoffzellensystemintegration an Bord von Flugzeugen im Rahmen verschiedener Projekte durch. AIRBUS war federführend im LuFo III geförderten APAWAGS-Projekt (**A**dvanced **P**ower **A**nd **W**ater **G**eneration **S**ystem). In diesem Projekt wurden erste Untersuchungen von Brennstoffzellensystemen zur Strom- und Trinkwassererzeugung durchgeführt. Es wurden auch das Leistungsverhalten und die Regelbarkeit eines neuartigen Gesamtsystems bestehend aus den wesentlichen Subsystemen Brenngaserzeugung, Brennstoffzelle, Energiewandlung, Wasserkondensation, Wasseraufbereitung sowie Wasser- und Wärmemanagement betrachtet.

AIRBUS hat gemeinsam mit dem DLR in Stuttgart und dem Institut für Turbomaschinen und Fluid-Dynamik-TFD in Hannover das FCTuSi-Projekt (**F**uel **C**ell and **T**urbomachinery **S**imulation) geführt. In diesem Projekt wurden Gesamtbrennstoffzellensysteme dynamisch modelliert.

Die Führung des im Europäischen Rahmenprogramm 6 durchgeführten CELINA-Projekts (Fuel **C**ell Application in a **N**ew Configured **A**ircraft) liegt ebenfalls bei AIRBUS. In diesem Projekt wird das Verhalten von Brennstoffzellensystemen getestet und unter simulierten Flugzeugbedingungen überprüft. Weiterhin werden die Anforderungen für ein flugzeugtaugliches Brennstoffzellensystem aufgestellt. Der Schwerpunkt des Projektes ist die Untersuchung des Betriebsverhaltens eines kompletten Brennstoffzellensystems, bestehend aus Reformier, Brennstoffzelle, Luftzufuhr und aller Subsysteme unter Flugzeugumgebungsbedingungen, basierend auf Simulationsmodellen. In diesem Rahmen werden auch erste Integrationskonzepte geprüft, die auf der Systemarchitektur einer A330 basieren.

Darüber hinaus ist AIRBUS Partner im europäisch geförderte POA-Projekt (**P**ower **O**ptimized **A**ircraft), in welchem das Konzept und die Architektur einer fortschrittlichen elektrischen Klimaanlage (Electrical Environmental Control System EECS) erarbeitet wurde.

Im Rahmen einer Flugtestvorbereitung einer H₂ / O₂ Druckgas betriebenen Brennstoffzelle (FuCAp: **F**uel **C**ell **A**pplication) wurden folgende Arbeiten zu diesem Thema durchgeführt:

- Erstellung eines Sicherheitskonzepts
- Erstellung einer Systemsicherheitsanalyse nebst FMEA
- Erstellung einer „Particular Risk Analysis“
- Ausarbeitung eines Sicherheitsqualifikationsplanes und der hierfür benötigten Nachweisführung
- Begrenzung der Wärmeinbindung im Cargo Compartment

Diese Arbeiten sind im Zusammenhang mit der Flugerprobung von ersten Prototypen zu sehen. Für eine Serienapplikation von Brennstoffzellen ist eine Weiterführung dringend erforderlich, um das System ökonomisch in ein Flugzeug zu integrieren.

4.5 TEILPROJEKT 5: DATENREKORDER UND STRUKTURÜBERWACHUNG

Das Teilprojekt 5 basiert zum einen auf Vorarbeiten im Bereich der Daten Akquisitions- und Abminderungssysteme für Strukturlasten und zum anderen auf Vorarbeiten im Bereich der Datenrekorder Technologien.

Teilprojekt 5.1 Daten Akquisitions- und Abminderungssysteme

Bei den Daten Akquisitionssystemen haben sich die Vorarbeiten auf die Entwicklung von Modellen konzentriert, die einen Beobachterentwurf für dynamische Lasten ermöglichen. Dabei zeigte sich, dass im Bereich systemgerechter flugphysikalischer Modelle ein wesentlicher Entwicklungsbedarf besteht. Systemgerecht meint, dass einerseits die flugphysikalischen Phänomene so genau beschrieben sind, dass auf dieser Basis die dynamischen Lasten an CFK-Rumpfstrukturen hinreichend genau ermittelt werden können und dass andererseits das Modell geeignet ist, um einen Kalman-Filter-Entwurf oder einen weitergehenden Beobachterentwurf zu ermöglichen und gleichzeitig in Echtzeit laufen kann.

Im Bereich der Strukturlastabminderung haben sich die Vorarbeiten auf Strukturlastabminderung am Metallflügel sowie an Leitwerken konzentriert. Die Herausforderung für Elbasys bestand darin, Lastabminderungssysteme für CFK-Rumpfstrukturen zu entwickeln. Während am Flügel und an den Leitwerken Steuerflächen zur Lastabminderung zur Verfügung stehen, muss bei CFK-Rumpfstrukturlastminderungssystemen das Problem geeigneter Steuerflächen mitadressiert werden.

Im Bereich der Datenrekordertechnologien sind Vorarbeiten bezüglich der EMV Eigenschaften von Datenrekordern, der ACMS Architektur und der Integration von IMA (Integrierter Modularer Avionik) zu nennen.

Teilprojekt 5.2 Datenrekorder Technologien

ACMS Architektur

Das bisherige Aircraft Condition Monitoring System (ACMS), wie es in A380/A400M zum Einsatz kommt, dient zur Auswertung der von allen anderen Avionik-Systemen gelieferten Daten. Hierbei beschränkt sich das ACMS auf diejenigen Daten, die im AFDX-Netzwerk zur Verfügung stehen. Ein wichtiges Design-Merkmal des ACMS ist die Möglichkeit, dynamisch die Datenauswertung anzupassen bzw. zu erweitern. Dies sichert eine hohe Flexibilität für Airbus und die Kunden bei der Gewinnung aussagekräftiger Reports über Flugzeugdaten bezüglich Sicherheit, Wartung und Wirtschaftlichkeit.

Da im AFDX-Netzwerk Sender und Empfänger einer Datenverbindung bei der Systemintegration statisch konfiguriert werden müssen, hat dies für das ACMS zur Folge, dass alle potentiell für Reports interessanten Daten auch vom ACMS empfangen werden müssen, auch wenn diese aktuell nicht benötigt werden. Dies hat zur Folge, dass das ACMS mit einer sehr hohen Bandbreite von Daten auf der Eingangsseite arbeiten muss.

Eine weitere Anforderung an das ACMS ist die Speicherung der ausgewerteten Daten und deren Bereitstellung für (Offline-) Datenauswertungen und (Online-) Anzeigen. Diese Ausgaben finden im nicht besonders gesicherten Cockpit- und Kabinen-Bereich statt und müssen daher vom sicherheitskritischen AFDX-Netzwerk abgeschirmt werden. Als Konsequenz ist das ACMS in zwei größere Applikationen aufgeteilt: Das ACMS-RT (Realtime) und ACMS-SA (Server Application). ACMS-RT empfängt die Flugzeugdaten von Avionik-Systemen und erstellt die Auswertungen in der sicherheitskritischen Umgebung. Diese Daten werden über ein abgesichertes Interface (SCI) zum ACMS-SA weitergeleitet. Hier werden sie in einem Speichersystem abgelegt und für Anzeige und Auswertung im nicht-Avionik-Bereich vorgehalten.

Das ACMS-RT ist im A380/A400M in einem eigenständigen Modul realisiert. Dieses Centralized Data Acquisition Module (CDAM) besitzt acht AFDX-Verbindungen zu den Switches des AFDX-Netzwerks. Hierdurch können die Daten mit einer geeigneten hohen Bandbreite eingelesen und weiterverarbeitet werden. Die Speicherung der erstellten Daten durch ACMS-SA geschieht in einem getrennten Speichersystem, dem Network Server System (NSS). Aus diesem Speicher werden die Onboard Information Terminals (OIT) in Cockpit und Kabine mit

Daten versorgt. Die Auswahl und Darstellung der Flugzeugdaten auf den Terminals ist auch im Betrieb nahezu beliebig durch die Benutzer anpassbar.

Eine weitere Aufgabe des ACMS ist die Versorgung der Flugdatenschreiber mit Daten. Die Flugdatenschreiber werden über Schnittstellen zum CDAM mit Daten versorgt. Hierbei ist jedoch keine dynamische Änderung der Konfiguration vorgesehen.

Integration von Integrierter Modularer Avionik

Herkömmliche Avionik-Systeme sind in jeweils separaten Computer-Subsystemen organisiert, um im Fehlerfall eines Systems eine Beeinträchtigung der anderen Systeme zu vermeiden. Anforderungen an die Redundanz der Systeme erhöhen die Anzahl der Einheiten noch weiter. Mit der beständig zunehmenden Komplexität und Anzahl der Avionik-Funktionen wurde die Anzahl und Architektur-Diversität technisch und wirtschaftlich untragbar.

Als Ausweg wurde das "Integrated Modular Avionics" (IMA) –Konzept entwickelt. Es definiert einen begrenzten Satz unterschiedlicher Computer-Subsysteme (Module), um die Architekturen zu vereinheitlichen. Die Anzahl der Systeme wird reduziert durch Ausführung mehrerer Avionik-Funktionen auf einem Modul. Um einen hohen Standard bei der Systemzuverlässigkeit zu gewährleisten muss gewährleistet werden, dass Fehler einer Applikation keine Störungen bei anderen Applikationen auf dem gleichen Modul verursachen kann. Dies ist gewährleistet durch Ausführung der Applikationen in strikt getrennten Partitionen der Module in Bezug auf Ausführungsreihenfolge der Programme, Speicherzugriff und Kontrolle der Input-/Output-Verbindungen. Alle diese Ressourcen werden statisch vergeben, um den Ausführungsbedingungen sicherheitskritischer Echtzeitsysteme zu genügen.

Um die Grenzen der Partitionen eines Moduls definieren zu können sind detaillierte Angaben aller benötigter Ressourcen der Applikationen nötig. Diese Angaben müssen gesammelt und mit einer gleichfalls detaillierten Liste der zur Verfügung stehenden Ressourcen des betreffenden Moduls abgeglichen werden. Diese Tätigkeit heißt "Module Integration" und hat als Ergebnis eine Software-Konfiguration, die auf das Modul geladen wird und die Ressourcen auf die einzelnen Partitionen verteilt.

ELBASYS LuFo IV Zusatzförderung

Elektrische Basissysteme in einem CFK Rumpf
Abschlussbericht



Diese Tätigkeiten sind bis heute insbesondere im Kernbereich der Konfigurationserstellung und Validation weitgehend manuell. Automatisierung findet nur in Teilbereichen statt.

5. KURZE DARSTELLUNG DER ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN

Kernaufgabe des Verbundführers Airbus ist die Definition von Anforderungen und Architekturen sowie Integrationsuntersuchungen bestimmter Systeme. Darüber hinaus sind die gesamten Themenkomplexe Strukturtechnologien und Außenaerodynamik ebenfalls Aufgabe eines Flugzeugbauers. Diese Kompetenz ist im ELBASYS Projekt auch auf Arbeitsebene wahrgenommen worden.

Für zukunftsorientierte Flugzeugprogramme ist es entscheidend, die Technologiekompetenz von Zulieferern wie Universitäten in sehr früher Phase von Entwicklungen mit einzubinden. Auf Seite der Zulieferer sind das sowohl industrielle Partner wie beispielsweise die Firma Liebherr als auch kleine und mittelständische Unternehmen wie die Firma XRG. Neben den Universitäten, wobei hier die Universitäten TUHH sowie die Universität Kiel genannt seien, sind auch Institute wie das DLR oder das Forschungszentrum Jülich in den Verbund integriert.

Durch die früher Einbindung aller Beteiligten kann sichergestellt werden, dass im Bereich Systemtechnik sowie CFK Technologie die Anforderungen an betrachtete Systeme frühzeitig betrachtet und in den Entwicklungsprozess integriert werden, als auch in die andere Richtung neue Technologien und Ideen dazu in einen Systemverbund eingebracht werden können.

Die Partner des ELBASYS Verbundes waren das Forschungszentrum Jülich, das DLR Stuttgart, Liebherr Lindenberg sowie Airbus Military System. Mit diesen Verbundpartnern wird auch außerhalb des ELBASYS Verbundes konstruktiv zusammengearbeitet.

Das FZJ war Partner im Bereich Brennstoffzellentechnologie und hat die Entwicklung eines Katalytbrenners sowie eines Reformers untersucht. Gerade für eine funktionale Weiterentwicklung eines BZ Notfallsystems wird eine erweiterte Systemtechnik immer notwendiger, so dass die Zusammenarbeit in Folgeprojekten auf Grundlage dieser Verbundergebnisse fortgeführt werden kann.

Das DLR Stuttgart war ebenfalls im Bereich Brennstoffzellentechnologie Verbundpartner und hat sowohl die Flugversuche für das Notfallsystem zusammen mit der Firma Airbus betreut,

als auch einleitende Untersuchungen zum Thema Multifunktionale Brennstoffzelle durchgeführt.

Liebherr Lindenberg war im Bereich Integration von Stellantrieben wie auch Integration von Fahrwerkssystemen am ELBASYS Verbund beteiligt. Die experimentellen Untersuchungen zu verschiedenen CFK Bauteilen waren sehr umfangreich und werden in zukünftigen Projekten mit dem Schwerpunkt CFK Technologie weiter verwendet.

EADS Military Systems hat zusammen mit der Firma Airbus an dem Themengebiet Datenrekordertechnologien gearbeitet. Dabei ging es um Strategien zur sinnvollen Sensorplatzierung sowie die Entwicklung einer Datenauswertekomponente.

6. EINGEHENDE DARSTELLUNG DER ERZIELTEN ERGEBNISSE

6.1 TEILPROJEKT 1: ELEKTRISCHE FLUGZEUGARCHITEKTUREN IM CFK

6.1.1 TP1.1 - Designumgebung für neue ECS Strukturen:

MS1: Verbesserte Modelica Bibliothek für die Bewertung und Optimierung von ECS Architekturen

Die folgenden Verbesserungen wurden an der Modelica Bibliothek durchgeführt um im weiteren verschiedene Architekturkandidaten schnell bewerten und optimieren zu können.

I. Homotopie Ansatz

Durch das Verbinden der verschiedenen Klimaanlagekomponenten entsteht ein sehr umfangreiches nichtlineares Gleichungssystem, welches ausschließlich iterativ und ohne weitere Vorkehrungen nur mit guten Startwerten nahe der gesuchten Lösung gelöst werden kann.

Aufgrund der vielen auftretenden Variablen und neuartiger Architekturkonzepte ist es nahezu unmöglich, durch eine Parameterstudie geeignete Startwerte zu finden. Einen alternativen Weg liefert der sog. Homotopieansatz. Dieser ermöglicht die Lösung von umfangreichen nichtlinearen Gleichungssystemen ohne die Eingabe von Startwerten. Dazu wird das Gleichungssystem mit einer Triviallösung initialisiert, bei der alle Massenströme und alle Drehzahlen Null betragen. Außerdem sind die in allen Komponenten auftretenden Temperaturen und Drücke identisch. Die Randbedingungen für das zu simulierende Modell, die in Quellen und Senken aus der Bibliothek gesetzt werden, werden in einem ersten Schritt automatisch mit denselben Trivialwerten angegeben. Die triviale Anfangslösung des Gleichungssystems wird vom Gleichungslöser sofort gefunden, da sie identisch mit den Startwerten ist: Identische Temperaturen und Drücke in allen Komponenten bedingen unendlich geringe Massenströme.

Im zweiten Schritt werden die wirklichen Randbedingungen in den Quellen und Senken automatisch durch enthaltene Signalrampen vom Startwert ausgehend kleinschrittig

auf die geforderten Werte gesetzt. Alle Werte in den Komponenten, die mit Null initialisiert wurden, nähern sich dabei Schrittweise der gesuchten Lösung an. Durch das kleinschrittige Anfahren der Randbedingungen wird erreicht, dass die aktuelle Lösung als Startwert für die nächste Lösung mit inkrementell geänderten Randbedingungen verwendet wird. Sind alle Randbedingungen auf den endgültigen Werte gesetzt, ist das nichtlineare Gleichungssystem gelöst. Die Einführung des Homotopieansatzes hatte zur Folge, dass die gesamte Bibliothek überarbeitet werden musste.

II. Separater Regler Ansatz

Einführung eines separaten Regleransatzes der es ermöglicht die Komponenten mit ihren physikalischen Gleichungen, von den Regellogiken zu trennen. Dieser Ansatz ist notwendig geworden, da es für ein System verschiedene Wahlmöglichkeiten von Regellogiken gibt.

III. Kaltdampfprozess

Erweiterung des für die Küchekühlung ausgelegten Kaltdampfprozesses, so dass dieser auch für die Kälteerzeugung der Flugzeugklimaanlage verwendet werden kann. Dafür war es u.a. notwendig Verdampfer in Serie schalten zu können.

IV. Implementierung von Kabinenluftkompressoren Kennfeldern aus einem komplementär laufenden Forschungsprojekt.

Ausgehend von einer bekannten Massenstromanforderung wurden quasistationär modellierte Kompressoren erstellt. Basierend auf den Eingangsgrößen Massenstrom, Eingangsdruck und Eingangstemperatur wurden Druckverhältnis als Funktion vom Massenstrom und Drehzahl sowie der isentrope Wirkungsgrad als Funktion von Massenstrom und Drehzahl bestimmt.

MS2: Spezielle Designumgebung zur Optimierung von ECS Architekturen mit anschließender Integration

I. Zu optimierende ECS Architektur

Abbildung 3 zeigt eine Übersicht des Simulationsmodells, welches mit Hilfe der DENECS Bibliothek erstellt wurde. Das Modell setzt sich aus folgenden Teilmodellen zusammen:

- Triebwerkseitiges Zapfluftsystem; EBAS Modell (Engine Bleed Air System). Es stellt die Quelle der Luft dar, die entweder vom Triebwerk oder der APU zur Verfügung gestellt wird, sowie die Druckverluste durch Ventile.
- Druckverluste des Zapfluftverteilungssystems; PADS (Pneumatic Air Distribution System)
- Druckverluste des Ozon-Konverters
- Stauluftkanal; Ram Air Channel; Bestehend aus einem Staulufteinlass und -auslass Modell, welches die Luft zur Kühlung der Klimaanlagewärmetauscher zur Verfügung stellt.
- Klimaanlage Modell; ECS Pack Model (Environmental Control System),
siehe **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.**
- sowie die Teilmodelle zur Einstellung der Randbedingung und der Homotopiephasen.

Das Enteisungssystem; WIPS (Wing Ice Protection System) wird in diesem Modellansatz nicht mit berücksichtigt.

Der Strömungsweg der Zapfluft ist blau gekennzeichnet, der durch den Stauluftkanal orange. Randbedingungen und Informationen aus der Regelungslogik werden zentral über den gelben Kontrollbus im Modell verteilt. Das ECS Pack setzt sich zusammen aus zwei Ram Air Wärmetauschern, einem Reheater und Kondensator sowie der 3 Rad ACM (Air Cycle Machine), bestehend aus Turbine, Kompressor und Fan.

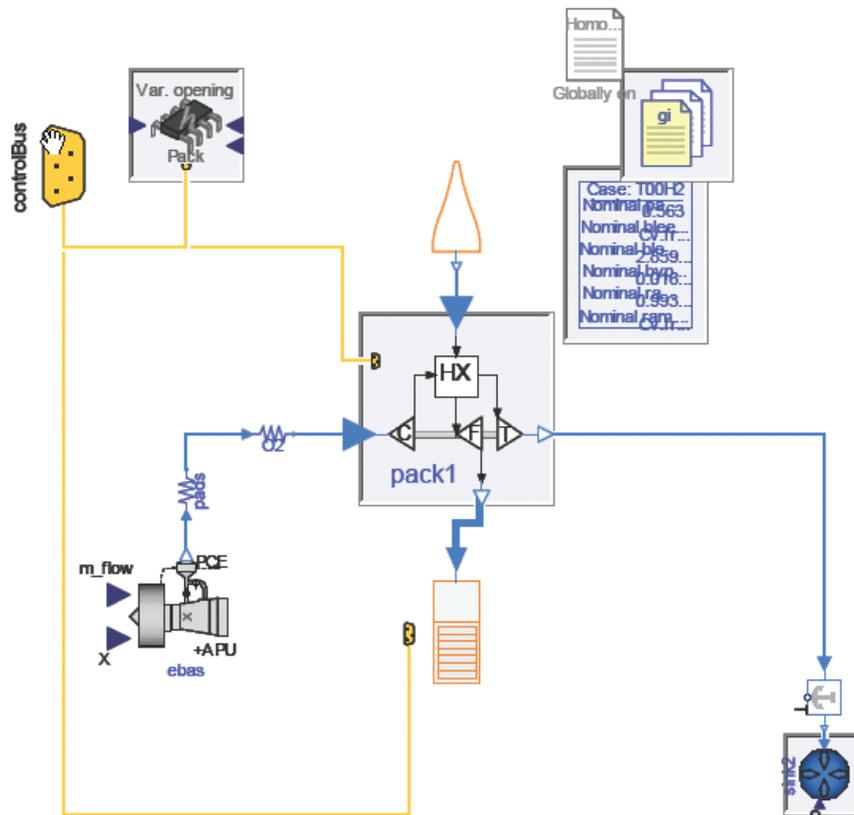


Abbildung 3: Zu optimierende ECS Gesamtarchitektur

Die Zapfluft wird über zwei Stauluft-Wärmetauscher, dem Primär (PHX) -und dem Main (MHX) Heat Exchanger, abgekühlt. Bei diesen Wärmetauschermodellen handelt es sich um geometriebasierte Wärmetauschermodelle auf Basis einer NTU (Number of Transfer Units) Korrelation. Inputparameter für einen Wärmetauscher sind Breite, Länge, Höhe und Anzahl der Rippen pro Zoll.

Der Hochdruckwasserabscheidekreis besteht aus zwei Wärmetauschern, Reheater (REH) und Kondensator (CON), die kennfeldbasiert sind und dem Wasserabscheider, Water-Separator (WE). Der Wasserabscheider besitzt eine konstante Effizienz.

In der ACM wird die Luft verdichtet und entspannt. Kompressor und Turbinenmodell basieren auf einem skalierbaren Kennfeldansatz, der es erlaubt den Auslegungspunkt über Skalierungsparameter zu verschieben.

II. Regellogik

Neben den oben beschriebenen Komponenten enthält das Pack zwei Hauptregellogiken zur Erreichung einer gewünschten Packauslasstemperatur.

Die eine Regellogik gibt eine obere Grenze für die Kompressorauslasstemperatur vor. Dieses wird über die Regelung des Stauluftmassenstroms mit Hilfe der Stauluftkanalclappen realisiert. Die zweite Regelgröße ist der Bypassmassenstrom, mit diesem wird die gewünschte Packauslasstemperatur eingestellt. Dabei wird heiße Luft vor dem Kompressoreintritt entnommen und nach der Turbine wieder zugemischt. Die Menge des Bypassmassenstroms wird über ein Ventil, auch TCV (Temperature Control Valve) genannt, geregelt.

III. Die Architekturoptimierung

Da im Allgemeinen nicht bekannt ist, welche Regelstrategie thermodynamisch optimal ist, müssen für die globale Architekturoptimierung sowohl die Stellgrößen des System für jeden Punkt einer Mission als auch die Architektur selbst optimiert werden. Für die Optimierung erweist es sich daher als praktisch die tatsächliche Architektur von den Regellogiken zu trennen.

Es wird zwischen zwei verschiedenen Open-Loop Steuerungslogiken unterschieden, eine für die normalen Auslegungsfälle der Klimaanlage und eine für Fehlerfälle. Im folgenden wird kurz die Steuerungslogik für die Optimierung der Auslegungsfälle dargestellt. Ziel der Optimierung ist es, den Gesamttreibstoffverbrauch über die Mission zu minimieren.

Für einen Satz an Parametern einer ECS Architektur wird das folgende Optimierungsproblem aufgesetzt.

Minimierung: Gesamttreibstoffverbrauch

Gegeben: Architektur Parameter, wie z.B. Wärmetauschergeometrien,
Triebwerksabzapfstufen IP oder HP, etc.
Umgebungsbedingungen

Flugzeughöhe

Packauslassdruck

Einschränkung: Kompressoraustrasttemperatur \leq Limit

Packauslassfeuchte \leq Limit

Wellengeschwindigkeit der ACM \geq Limit

Turbinendruckverhältnis \leq Limit

und: aktuelle Packauslasstempertur = geforderter Packauslasstempertur

durch Ändern der: Stauluftöffnungsfläche von 0 bis 100% und des
TCV Bypassmassenstroms von 0.0 bis 0.4kg/s

D.h. für einen Satz an Parametern für eine ECS Architektur wird durch Änderung des Stauluftmassenstroms und des Bypassmassenstroms zur Temperaturregelung unter Einhaltung der Einschränkungen die Lösung gesucht, in der die berechnete Packauslasstempertur mit der geforderten übereinstimmt und der Treibstoffverbrauch minimal ist. Für diesen Schritt wird das gradientenbasierte SQP Verfahren (Sequential Quadratic Programming; Gradientenbasiertes Verfahren zur Optimierung einer iterativen quadratischen Approximation der Zielfunktion) verwendet.

IV. Überblick des kompletten Optimierungsproblems

Die komplette Optimierung der ECS Architektur besteht aus mehreren Schritten, siehe Abbildung 4 Der Kern ist das ECS Dymola Modell zusammen mit den Open-Loop Steuerungslogiken. Dieses Problem wird für jedes Missionssegment (entspricht einem Flugzustand) gelöst.

Nachdem alle Missionssegmente ausgewertet wurden, werden die Ergebnisse übertragen und das ECS Gesamtgewicht sowie der Gesamtkraftstoffverbrauch (Block Fuel) basierend auf dem spezifischen Kraftstoffverbrauch für die verschiedenen Missionssegmente und dem Gewicht, bestimmt.

Anschließend wird von dem Architektur-Optimierer eine neue Architektur bestimmt, mit der wiederum jedes Missionssegment gelöst wird. Zu Gunsten einer größeren Robust-

heit wurde hierfür ein gradientenfreies Verfahren verwendet. Variiert werden die Variablen des Stauluftwärmetauschers, die Skalierungsparameter der ACM und die verschiedenen Abzapfstufen (HP- und IP-Ports).

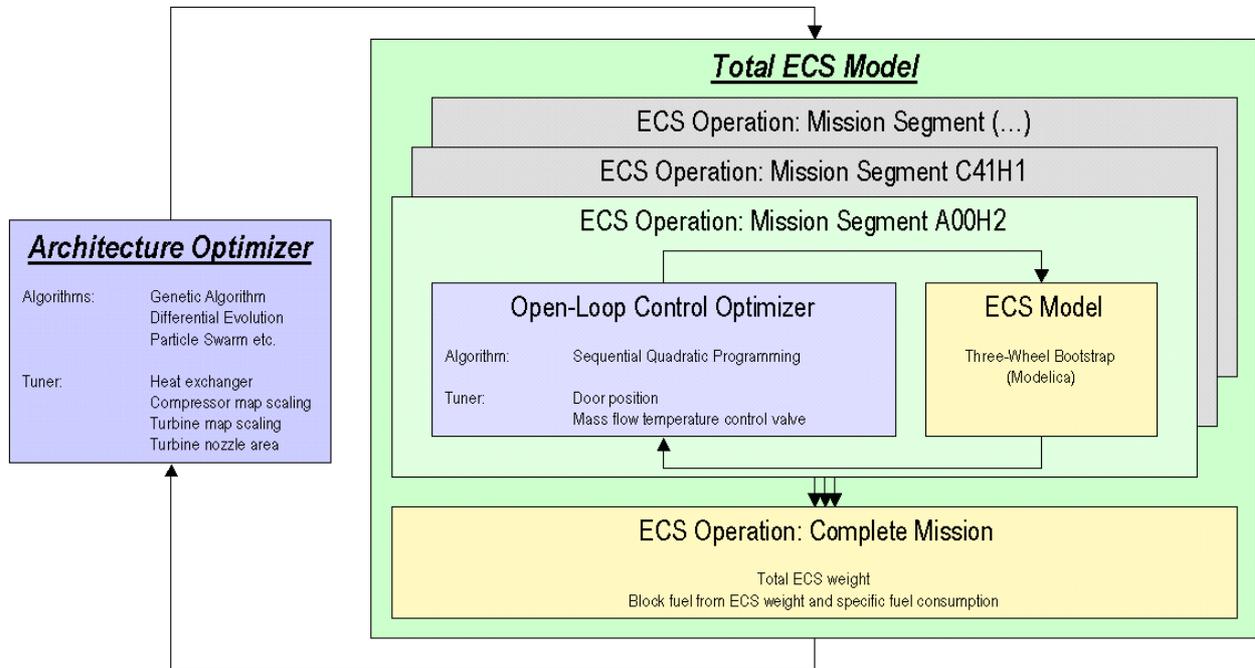
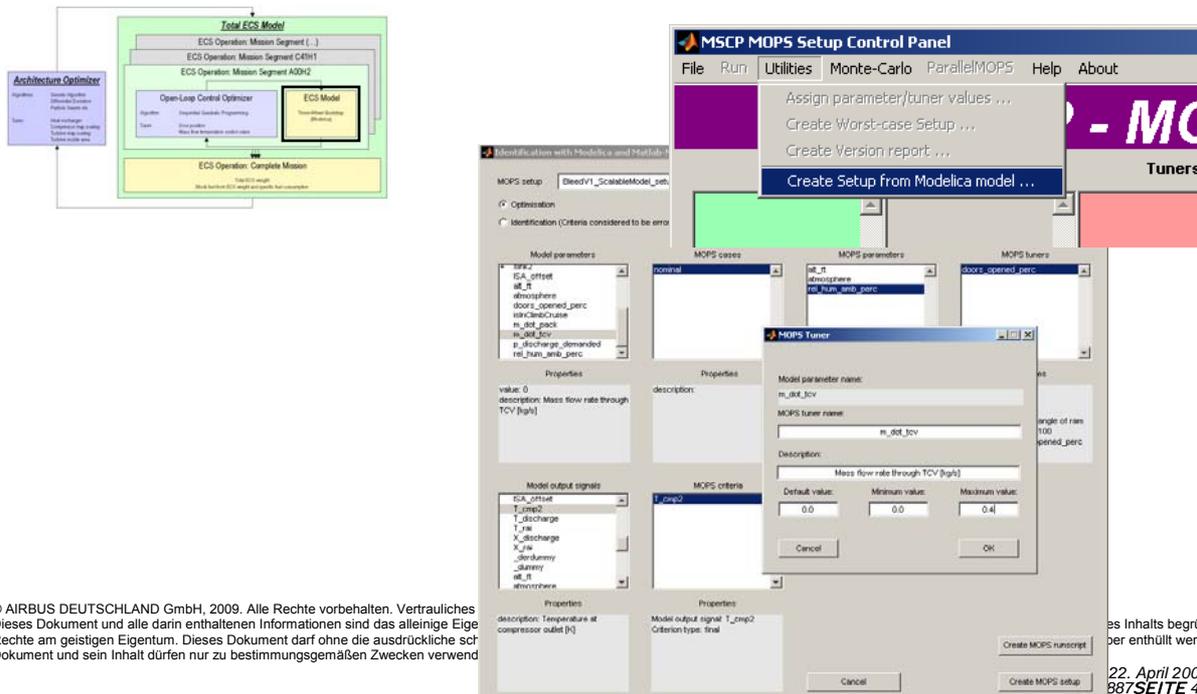


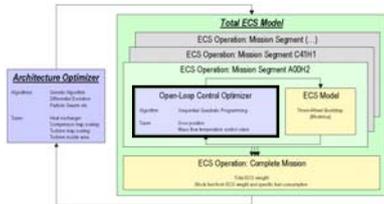
Abbildung 4: Übersicht über das gesamte Optimierungsproblem

V. Aufsetzen der Optimierungsumgebung MOPS

1. Schritt: Simulation des ECS Models über ein Skript und anschließendes integrieren in die MOPS Umgebung über das MOPS Setup Panel.

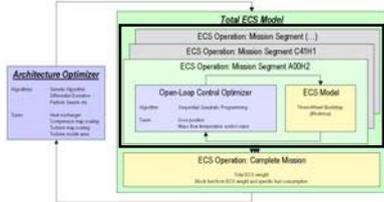


2. Schritt: Open-Loop Steuerungsproblem



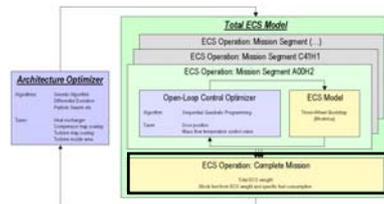
Für einen Missionspunkt werden die Parameter der Zielfunktion variiert und das ECS Modell unter Einhaltung der Einschränkungen simuliert. Der spezifische Treibstoffverbrauch wird basierend auf dem Ergebnis der Stauluftöffnungsflächen bestimmt. Die Parameter sowie die Ergebnisse werden gespeichert.

3. Schritt: Missionssegmente



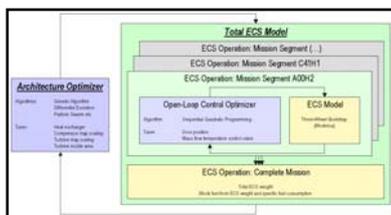
Für die definierten Missionen wird das unter Schritt 2 beschriebene Open-Loop Steuerungsproblem gelöst und die Parameter sowie die Ergebnisse gespeichert.

4. Schritt: Bewertung der kompletten Mission



Für die komplette Mission wird das gesamte ECS Gewicht bestimmt. Anschließend wird Gewicht und spezifischer Kraftstoffverbrauch über Bewertungsfunktionen in eine Gesamtkraftstoffmenge (Block Fuel) umgerechnet.

5. Schritt: Architektur-Optimierer



Durch Variieren der Geometrieparameter der Stauluftwärmetauschern, den Skalierungsparametern der ACM und die verschiedenen Abzapfstufen (HP- und IP-Ports) wird eine neue Architektur definiert und anschließend, beginnend bei Schritt 1, bewertet.

MS3 a: Optimierte ECS Architekturen

Die bestehende A320 ECS Architektur (3 Rad ACM) sollte im folgenden optimiert werden. Dafür wurde ein Flugprofil bestehend aus 11 verschiedenen Missionssegmenten definiert. Für jede Mission wurden ungefähr 20 Iterationen durchgeführt. Insgesamt wurden 11900 verschiedene ECS Designs untersucht, was 2 618 000 Auswertungen entspricht. Die Rechenzeit lag auf einem 48 CPU Cluster bei gut 4 Tagen. Die Ergebnisse der 11900 ECS Designs (graue Kreuze) sind in Abbildung 5 dargestellt. Aufgetragen ist das ECS Gesamtgewicht über dem Gesamtkraftstoffverbrauch. Als Referenzpunkt ist A320 ECS Architektur (Stern) dargestellt. Im folgenden sollen drei ECS Designs genauer betrachtet werden:

- Minimum Gesamtkraftstoffverbrauch (türkiser Punkt; Design #7699)
- Minimum ECS Gesamtgewicht (pinker Punkt; Design #10545)
- Punkt zwischen min. Kraftstoffverbrauch und min. ECS Gewicht (gelber Punkt; Design #7699)

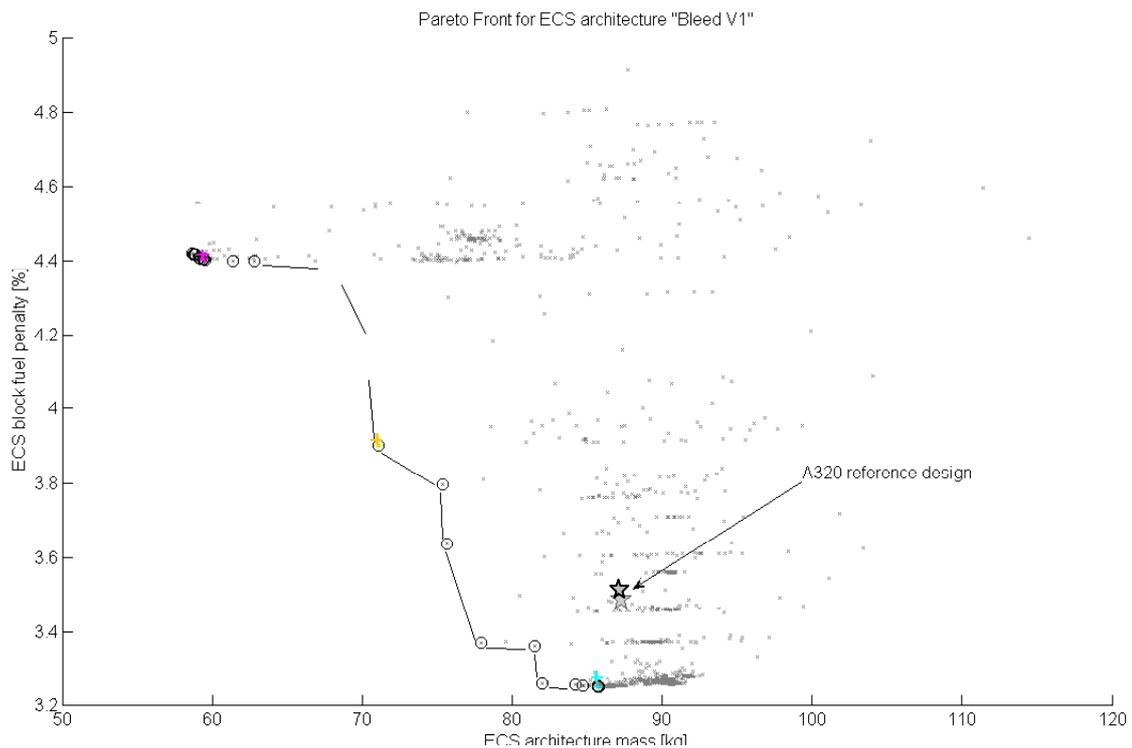


Abbildung 5: Abweichungen der verschiedenen Designs zum A320 Design

Zusammenfassend ist zu sagen, das sich die DENCES Bibliothek zur Erstellung von ECS Architekturen, sowie für die Optimierung als geeignet erweist. Die Ergebnisse, die bisher mit Hilfe der Optimierungsumgebung MOPS erzielt wurden, sind schlüssig und nachvollziehbar, so dass im nächsten Schritt das Ziel verfolgt wird, neuartige ECS Architekturen zu erstellen und zu optimieren.

MS3 b: Generisches Ram Air Inlet Modell

Basierend auf einem 1D semi-empirischen Ansatz wurde ein generisches Stauluftkanal-einlassmodell (Ram Air Inlet) in Dymola/Modelica erstellt, welches für einen Scoop- und Flush (NACA) Ram Air Inlet die Druckrückgewinnung (pressure recovery factor) und den Widerstand (drag count) bestimmt.

Der empirische Ansatz basiert auf dem ESDU 86002 Bericht: „Drag and pressure recovery characteristics of auxiliary air inlets at subsonic speeds“. Die Diagramme zur Bestimmung der verschiedenen Faktoren wurden digitalisiert und als Tabellen hinterlegt. Die Grenzschicht wird basierend auf den Formeln des NACA Reports TN 3583 bestimmt.

Input für das generische Ram Air Inlet Modell sind die Geometrieparameter, die beispielhaft für einen NACA Inlet in Abbildung 6 dargestellt sind.

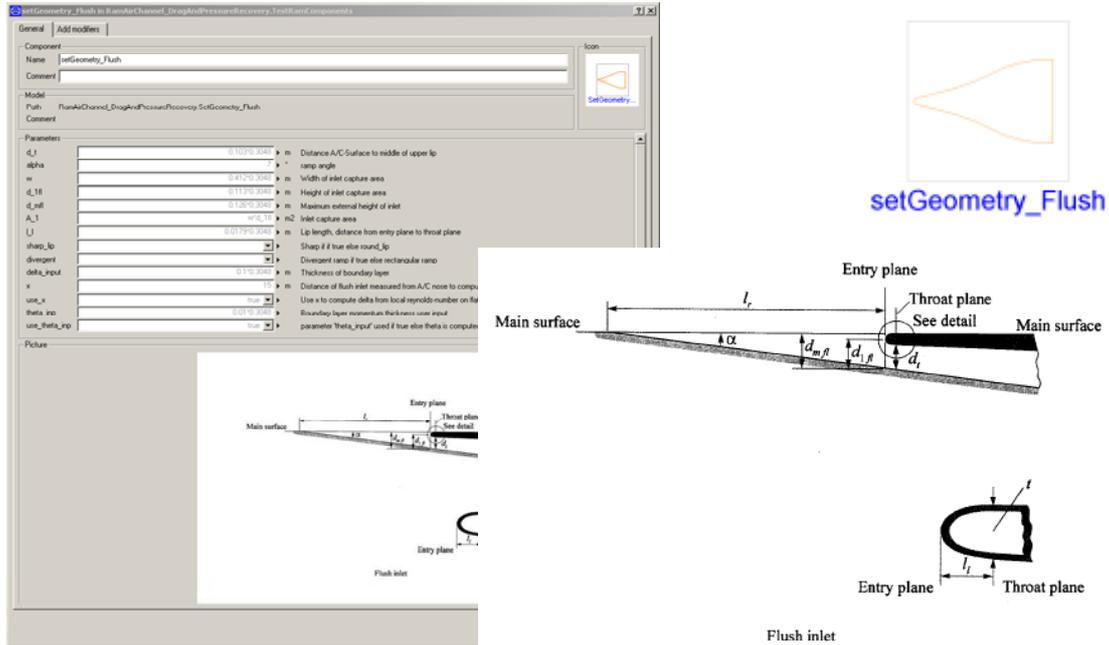


Abbildung 6: Benutzeingaben für einen NACA Ram Air Inlet

Basierend auf den Geometrieparametern und dem Eintrittsmassenstrom wurde dann z.B. in dem NACA Drag Modell der Widerstand, die Grenzschichtdicke und das Massenstromverhältnis (zwischen tatsächlichem Eintrittsmassenstrom und dem Massenstrom der durch die gleiche Fläche in der ungestörten Strömung tritt) berechnet.

Der Druckrückgewinn, NACA Pressure Recovery Modell, kann anschließend mit den Inputgrößen Grenzschichtdicke und Massenstromverhältnis bestimmt werden.

Die vier entstanden Modelle sind mit Beispielen aus dem ESDU Bericht validiert und in die DENECS Bibliothek integriert worden.

6.1.2 TP1.2 – Zukünftige ECS Architekturen und Equipment

Status zu Beginn des Projektes

Eine umfassende Auswahl an möglichen elektrischen Architekturen erhält man durch einen funktionalen Aufbruch und eine entsprechende Gegenüberstellung der Systeme, die betrachtet werden, dargestellt in Abbildung 7

Funktion	System	Varianten
Kühlung Bedruckung	Packs	<ul style="list-style-type: none">• Luftkreislauf• Dampfkreislauf• Integrierte/sep. Komp.
	Kühlsystem	<ul style="list-style-type: none">• Per HX/Per VCS
Lufteinlässe/ Wärmesenke	Einlass, Kanal	<ul style="list-style-type: none">• Art und Ort der Einlässe, Stauluft
Ventilation	Rezirkulation	<ul style="list-style-type: none">• Balance: Frischluf/Umluft

Abbildung 7: Funktionen und Systeme einer Luftsystemarchitektur

Durch dem Projekt ELBASYS vorangegangene Untersuchungen, wie beispielsweise in den europäisch geförderten Projekten MOET und POA und internen Airbus Untersuchungen, sind wesentliche Kriterien einer effizienten elektrisch Klimaanlage identifiziert worden:

- Geringes Gewicht
- Geringer elektrischer Energiebedarf
- Geringer Stauluftbedarf

Zusammenfassend erhält man so ein sehr große Auswahl an Architekturen. Zweiter Schritt muss daher eine Eingrenzung anhand von Erfahrungswerten sein. Basierend auf den Projekten MOET und POA sowie Architekturstudien im Verbund ELFA lassen sich diese wie folgt zusammenfassen;

- Die Funktion Bedruckung mittels Kabinenluftkompressoren stellt hohe Ansprüche an die Kombination Einlass – Kompressor im Reiseflug. Technologisch muss zunächst diese Funktion sichergestellt sein, als Ausgangspunkt für weitere Betrachtungen.

- Die Funktion Kühlung/Entfeuchtung ist technologisch auf mehrere Arten realisierbar, weswegen das Optimierungspotential deutlich größer ist als für die Bedruckung. Die technisch sinnvollen Lösungen sind ein Air Cycle und ein Vapor Cycle sowie Hybride Lösungen.
- Die Kabinenluftversorgung sollte so definiert werden, dass der Frischluftanteil minimal ist. Für die Rezirkulationsluft entfällt die Bedruckung, weswegen sie thermodynamisch deutlich günstiger ist.
- Die Regelungskonzepte müssen vollständig neu untersucht werden
- Das richtige Sizing für Hybride Lösungen ist für eine optimierte Architektur essentiell.
- Die große Stärke einer elektrischen Architektur liegt in ihrer Flexibilität, was sich insbesondere durch eine gezieltere Auslegung hinsichtlich der Fehlerfälle nutzen lässt.

Legt man diese Richtlinien zugrunde, wurden zu Beginn des Projektes besonders zwei Architekturen als vielversprechend identifiziert. Eine hybride Architektur (siehe Abbildung 8) mit einem Air Cycle und einem Vapor Cycle sowie eine reine Vapor Cycle Architektur (Abbildung 9).

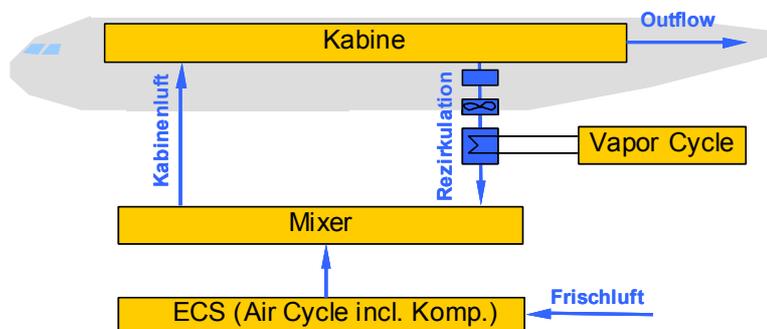


Abbildung 8: Klimaanlage mit einem Air Cycle und einem Vapor Cycle

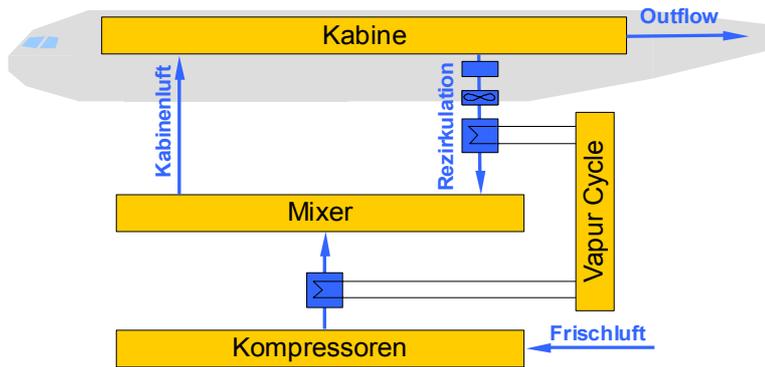


Abbildung 9: Klimaanlage mit einem reinen Vapor Cycle System

Wenn man zunächst die hybride Architektur betrachtet, so ist diese mit dem DENECS aufgebaut und hinsichtlich ihrer Performance untersucht worden

Der Aufbau der DENECS Bibliothek ist bereits von dem Bericht zu Teilprojekt 1.1 beschrieben worden. Generell besteht das Modell aus folgenden Teilmodellen:

- Kabinenluftkompressoren
- Air Cycle Pack (validiert anhand von vorliegenden Testdaten)
- Vapor Cycle
- 2 Ram air channel

Die beiden Auslegungsfälle sind der Hot Day on Ground Fall sowie der Cruise Fall. Entscheidend ist neben der Umgebungstemperatur besonders am Boden die Feuchtigkeit, die als latente Wärme in das Klimasystem eingetragen wird und durch einen Wasserabscheidekreislauf wieder abgeführt werden muss.

Vergleicht man die Ergebnisse mit groben Abschätzung beziehungsweise mit Ergebnissen anderer Projekte, so ist klar, dass die DENECS Rechnungen deutlich konservativere Ergebnisse ergeben.

Eine Interpretation der Ergebnisse führt zu dem Schluss, dass die Modularität der Architektur der Grund ist. Der Antritt von ELBASYS TP1.2 war bewusst so gewählt, dass die Architektur aus Subsystemen zusammengesetzt wird, die teilweise oder vollständig validierbar sind. Der aufwendigste Teil ist ganz klar der Air Cycle, der einem klassischen Pack entspricht. Die implementierte Regellogik ist auch auf eine 3 – Rad – ACM ausgelegt. Der Vorteil liegt darin, dass eine hohe Rechenstabilität gewährleistet ist, da

die verwendete Regellogik funktioniert, wie man aus Erfahrung weiß und anhand von Leistungstestberichten validieren kann. Außerdem können Parameter auf der Regellogik auf diese Weise angepasst werden.

Für eine geänderte Architektur muss man bei diesem Ansatz allerdings in Kauf nehmen, dieses Subsystem nicht auf gesamter Architekturebene optimiert zu haben. In dem europäischen Forschungsprojekt MOET ist eine sehr ähnliche Architektur untersucht worden. Die Ergebnisse für den Bodenfall sind den hier erarbeiteten sehr ähnlich sind, während die Flugfälle nicht gut abgebildet werden können. Die Regellogik eines elektrischen Packs ist aufgrund der höheren Flexibilität eine völlig andere als für ein herkömmliches Pack. Insbesondere werden die Turbomaschinen hinsichtlich ihres Betriebes an den Betriebszustand angepasst, während ihr Sizing an das des Vapor Cycle angepasst wird.

Zusammenfassend kann man sagen, dass die ELBASYS Ergebnisse über die gesamte Flight Envelope als konservativ eingestuft werden sollten. Optimierungspotential besteht insbesondere durch das Einführen einer neuen Regellogik. Es besteht eine Vorstellung davon, wie diese Logik aussehen kann, die Implementierung ist jedoch aufwendig und im Rahmen des Projektes nicht möglich.

Die Auslegung des Vapor Cycles hat sich für diese Architektur automatisch aufgrund der vorher festgelegten Leistungsklasse des Packs ergeben. Wie bereits erwähnt, ist dieser modulare Aufbau hilfreich, um einen besseren Validierungsstatus einzelner Subsysteme zu erreichen. Unter der Voraussetzung, dass die DENECS Bibliothek sowie die angewandte Regellogik vollständig valide sind, ist ein anderer, offener Ansatz zu bevorzugen.

Alle Subsysteme werden hinsichtlich ihrer Leistungsklasse zunächst nicht festgelegt, sondern, wie im vorangegangenen Kapitel zu TP 1.1 beschrieben, auf Flugzeugebene bewertet. Da eine solch aufwendige Optimierung nicht immer möglich ist, können Vorabschätzungen sinnvoll sein.

Die Auslegung eines größeren Vapor Cycles, wie in Abbildung 9 gezeigt ist Gegenstand des sich anschließenden Projektes ECOTHERM der LuFo IV 2nd Call Förderung.

6.2 TEILPROJEKT 2: LUFTEINLASS EINER ZAPFLUFTFREIEN ARCHITEKTUR

6.2.1 Literaturstudie

Im Flugzeug finden sich zahlreiche Anwendungen von Lufteinläufen und Hilfslufteinläufen. Unter anderem werden Triebwerke, Hilfsgasturbinen, Hilfskühlsysteme, Klimaanlage, Tankexplosionsschutz, Ölkühler und Tankbelüftung darüber mit Luft versorgt. Aus aerodynamischer Sicht haben diese Einläufe zwei wichtige Eigenschaften zu erfüllen. Sie müssen in der Lage sein, den gewünschten Massenstrom an das entsprechende Flugzeugsystem zu liefern und einen kleinen Widerstand verursachen. Um diese Anforderungen zu erfüllen, ist eine genaue Kenntnis der Aerodynamik der Einläufe und das Verhalten der zugehörigen Systeme erforderlich.

Prinzipiell kann zwischen zwei verschiedenen Einlauftypen unterschieden werden: Pitot Einläufe und versenkte Einläufe. Es ist jedoch jegliche Art von Kombinationen vorstellbar. Pitot Einläufe werden als Triebwerkseinläufe von modernen Verkehrsflugzeugen (A300 bis A350, B707 bis B787, usw.) oder auch bei Kampfflugzeugen (A4, A7, A8) verwendet. Als Hilfslufteinläufe finden sie auch für die Klimaanlage Verwendung (z.B. DC8, B707, Caravelle). Zudem finden Pitot Einläufe bei vielen propeller-getriebenen Flugzeugen Anwendung zur Motorkühlung (verschiedene Flugzeuge der allgemeinen Luftfahrt, DC6, usw.). Hilfslufteinläufe werden in der Regel als versenkte Einläufe für Klimaanlage, Hilfskühlsysteme und Ventilationssysteme ausgeführt. Für Triebwerke sind versenkte Lufteinläufe in modernen Verkehrsflugzeugen ausschließlich bei Hilfstriebwerken (eng. auxiliary power unit APU) zu finden.

Das Prinzip von versenkten Hilfslufteinläufen mit gekrümmten Wänden ist die Bildung von Wirbeln zur Verdrängung der impulsarme Grenzschicht und zur Einspeisung von impulsreicher Außenströmung. Alle anderen Einläufe nehmen im Querschnitt die ankommende Luft auf und schlucken diese. Hilfslufteinläufe befinden sich oftmals in der Nähe von Grenzschichten, sei es, dass sie auf eine Oberfläche des Rumpfes oder Flü-

gels aufgesetzt werden. Diese Bauart hat zur Folge, dass sie auch die Grenzschicht mit einsaugen und den Druckrückgewinn verkleinern. Um den vollen Druckrückgewinn realisieren zu können, müssen verschiedene Maßnahmen getroffen werden um die Grenzschicht zu entfernen. In der Literatur sind dazu zwei Konzepte zu finden. Das erste Konzept arbeitet mit der Grenzschichtabsaugung vor dem Einlass. Bei dem zweiten Konzept wird der Einlauf etwas erhöht über der Grenzschicht angebracht und die Strömung unterhalb des Einlaufs mit einem Grenzschichtabscheider um den Einlauf herumgeleitet. Als sekundären Effekt verbessern Grenzschichtabscheider und Grenzschichtabsaugung zudem im Bereich der Eintrittsebene die Strömungsfeldverzerrungen.

Einläufe werden zumeist auf Reiseflugbedingungen ausgelegt. Damit ist auch ihre Orientierung bezüglich der Anströmung festgelegt. Eine erhöhte oder erniedrigte Flugeschwindigkeiten bei gleicher Höhe führt bei Flugzeugen jedoch zu einer Änderung des Anstellwinkels, ein Triebwerksausfall zu einer Änderung des Schiebewinkels. Mit jeder Veränderung der Winkel wird der Einlass ungünstiger angeströmt, womit ein Abfall des Druckrückgewinns und ein Anstieg des Widerstands verbunden ist.

Lärmschutzvorschriften werden aller Voraussicht nach in der Zukunft eine immer größere Rolle bei der Auslegung von Flugzeugen spielen. Lärm muss dabei bei sehr unterschiedlichen Betriebszuständen des Flugzeugs berücksichtigt werden. Am Boden ist nach der EU-Richtlinie 10/2003 der sogenannte „Ramp Noise“ zu betrachten. Diese Regelung betrifft vor allem den Arbeitsschutz der Vorfeldmitarbeiter, die bei Ihrer Arbeit am Flugzeug verschiedenen Lärmquellen ausgesetzt sind. Nach der EU-Richtlinie darf an den Wartungsstationen des Flugzeugs eine Schalldruckpegel von 80dB nicht überschritten werden.

In der Literatur sind vor allem die sogenannten Scarf Einläufe für Triebwerkseinläufe untersucht worden. Bei Scarf Einläufen handelt es sich um Pitot Einläufe bei denen die obere Lippe in Anströmungsrichtung gesehen hinter der unteren Lippe steht. Das akustische Prinzip das hinter dieser Art von Einläufen steht, ist die überwiegende Reflexion der Schallwellen nach oben, und nicht in Richtung der Erdoberfläche.

Der Begriff der Distorsion bezeichnet die Abweichung eines Strömungsfelds von einer idealen homogenen Strömung meist bezogen auf eine Bezugsebene. Distorsion wird sehr häufig im Zusammenhang mit Turbomaschinen verwendet, da diese sehr sensitiv auf nicht homogene Zuströmungen reagieren („Pumpen“). Der Begriff der inhomogenen Strömung als Definition für Distorsion ist zudem noch sehr vielschichtig. Bei der Distorsion muss zwischen dynamischer und zeitlich konstanter (statischen) Inhomogenität unterschieden werden.

Drall, genauer gesagt eine in der Eintrittsebene des Systems/Triebwerks einheitlich drehende Strömung, beobachtet man zumeist bei Einläufen mit einem s-förmigen Anschlussrohr, bei denen es an einer Stelle der Rohrs zu einer Strömungsablösung kommt. Die Entstehung des Dralls ist vor allem auf Unterschallströmungen begrenzt. Der Drall einer Strömung führt genau wie die Distorsion zu einem früheren Pumpen einer Turbomaschine und sollte daher vermieden werden. Eine einfache Gegenmaßnahme ist die Verwendung von kleinen Leitblechen, die vor allem im ersten Krümmer angeordnet sein sollten, wo der Drall entsteht.

6.2.2 Einlaufauslegung

Die Auslegung des Einlaufs erfolgte für die geplanten Windkanalversuche im TWG. Die Größe des Modells ist für die zur Verfügung stehende Einbauöffnung dimensioniert.

6.2.2.1 Einlauftyp 1

Als Einlauftyp 1 wird im folgenden die Kombination aus versenktem Einlass und Pitot Einlauf bezeichnet.

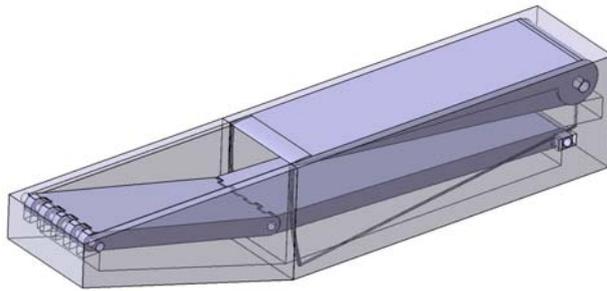


Abbildung 10: Einlauf typ 1 mit eingefahrener Lippe und unterer Rampenposition

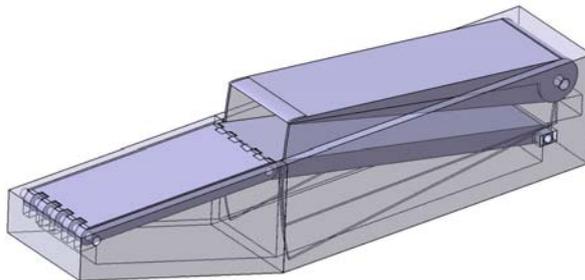


Abbildung 11: Einlauf typ 1 mit ausgefahrener Lippe und oberer Rampenposition

6.2.2.2 Rampensystem

Wie in den Abbildung 10 und Abbildung 11 zu sehen ist, ist der versenkte Teil des Einlaufs durch eine Kombination von zwei Rampen einstellbar. Die vordere Rampe (in Strömungsrichtung gesehen) ist am vordersten Punkt drehbar gelagert. Am Ende dieser ersten Rampe ist eine frei drehbare, zweite Rampe befestigt. Diese zweite Rampe ist an ihrem Ende um die Achse in Querrichtung frei drehbar und in Anströmungsrichtung verschiebbar gelagert. Die Verschiebbarkeit muss aufgrund der Kinematik möglich sein. Eine Verschiebung ist aber nur um wenige Millimeter nötig. Für die Verstellung des Rampensystems wird die vordere Rampe als Referenz genommen und der Winkel zwischen der Rampe und der Horizontalen als Parameter für die Einstellung des Rampensystems gewählt. Die Rampe ist 200mm lang.

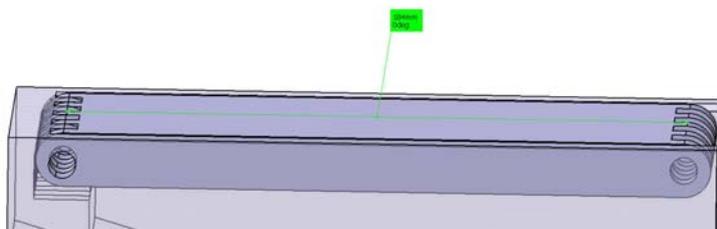


Abbildung 12: Vordere Rampe

Die Ränder sind mit einem Radius vom 2mm abzurunden, wie Abbildung 13 zeigt.

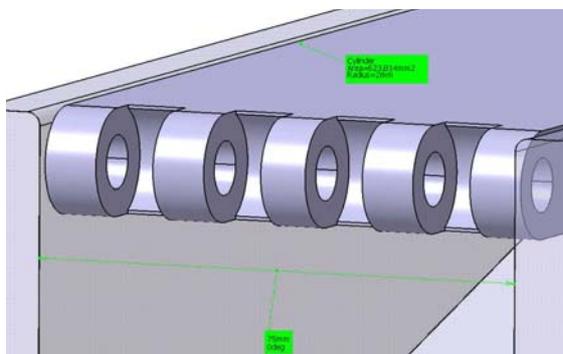


Abbildung 13 Abrundungen

Die hintere Rampe hat eine Länge von 300m.

6.2.2.3 Lippenbaugruppe

Die Lippenbaugruppe in Abbildung 14 setzt sich aus drei Komponenten zusammen, der Lippe und zwei Seitenwänden. Zudem soll die Möglichkeit bestehen, die Versuche ohne die Seitenwände durchzuführen.

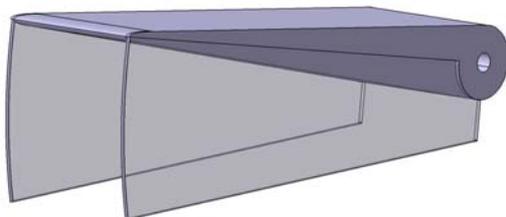


Abbildung 14: Lippenbaugruppe

Die Seitenwände müssen so beschaffen sein, dass die in jeder Position der Rampe und der Lippe den kompletten Einlaufkanal begrenzen (unterhalb der zweite Rampe enden), damit keine Lücke entsteht. Zusätzlich müssen die Seitenwände vorne (zur Strömung hin) abgerundet sein.

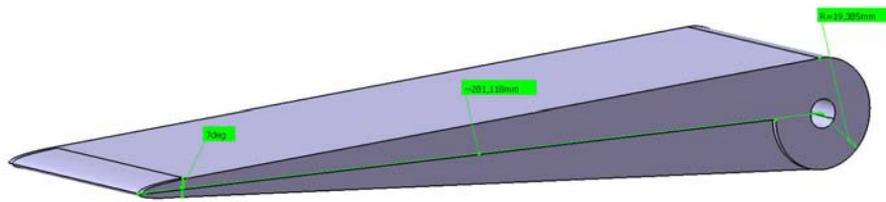


Abbildung 15: Lippengeometrie

Die Lippe besteht aus der Nasengeometrie, die oben tangential und krümmungssprungfrei eine Gerade übergeht. An der Unterseite schließt sich an das Ende der Nasengeometrie eine Gerade an, die einen Winkel von 7° in Bezug auf die obere Gerade hat. Für die Nasengeometrie waren zunächst die Originalkoordinaten für NACA Einläufe vorgesehen, was aber zu Schwingungen in der Spline Definition der Nasenkontur führte. Daher ist nun die Nasengeometrie durch vier Polynome dritter Ordnung festgelegt.

6.2.2.4 Rohranschluß

Am Ende der Lippe bzw. der zweiten Rampe soll sich ein gerades, rechteckiges Rohrstück mit einer Breite von 75 mm und einer Höhe von 18.75 mm gemäß Abbildung 16 anschließen. An dieses gerade Rohrstück schließt sich ein gekrümmtes Rohrstück mit dem gleichen Querschnitt an, das einen Krümmungsradius bezogen auf die Mitte des Querschnitts von 195mm hat. Sollte die Messung der Distorsion nicht auf dem geraden Stück erfolgen können, so muss diese Messung am Ende des Krümmers erfolgen.

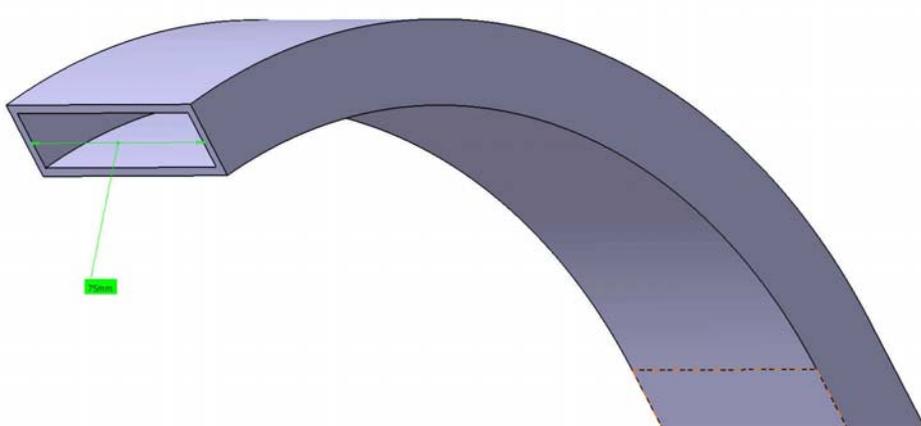


Abbildung 16: Vorrohrung

6.2.2.5 Einlauftyp 2

Der Einlauftyp 2 ist eine NACA Einlauf mit einem zusätzlichen geradem Einsatzstück, wie in Abbildung 17 dargestellt (Einsatzstück braun).

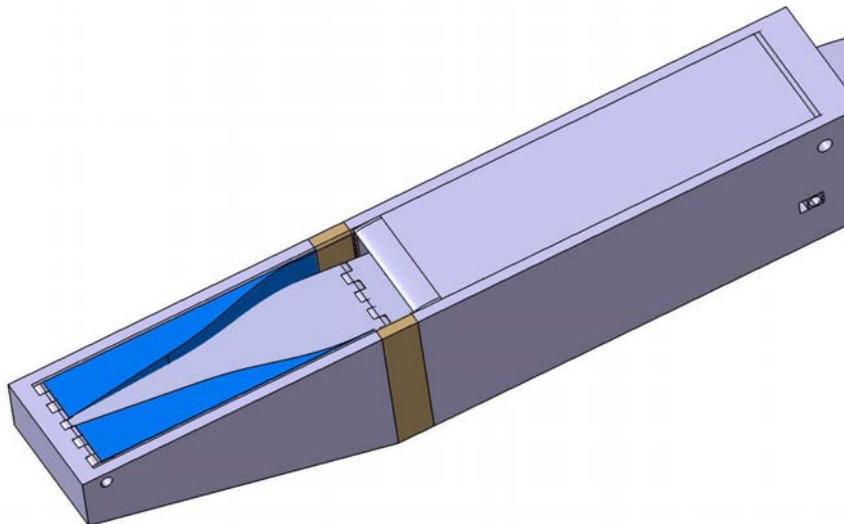


Abbildung 17: Einlauftyp 2

Die Grundabmessungen entsprechen denen des Einlaufs vom Typ 1. Unterschiede die in diesem Kapitel beschrieben werden beziehen sich nur auf die Längen der Einsatzstücke, die Seitenwände der NACA Form und die vordere Rampe.

6.2.2.6 Einsatzstücke und Rampen

Die Einsatzstücke haben die Länge 25mm, 50mm und 100mm. Die Länge der vorderen Rampe vergrößert sich damit auch um 25mm, 50mm und 100mm. Das hat zur Folge, dass 3 Rampen gebaut werden müssten. Es wäre wünschenswert, wenn sich die Rampenposition wie bei Typ1 verstellen lassen könnte. Ansonsten ist der Winkel der vorderen Rampe so zu wählen, dass die vordere Rampe mit der hinteren Rampe in Flucht liegt.

6.2.2.7 Seitenwände

Wie in Abbildung 18 gezeigt können die Seitenwände als Einsatz gefertigt werden und in den vorhandenen Einlauf vom Typ 1 eingesetzt werden.

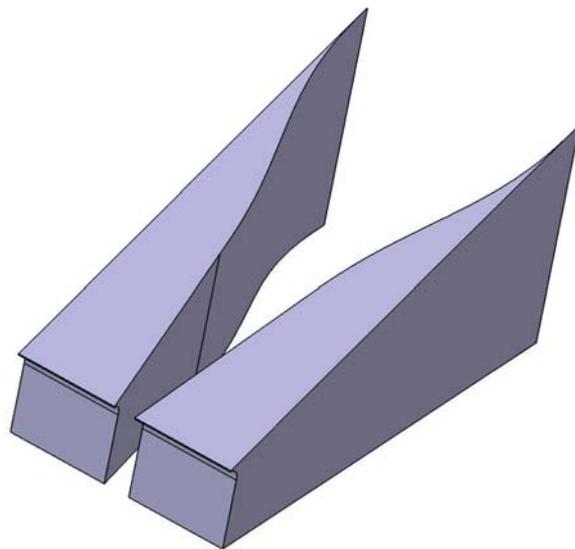


Abbildung 18: Seitenwandeinsatz

6.2.2.8 Windkanalintegration

Wie Abbildung 19 zeigt sollen alle Einläufe 600 mm nach der Plattenvorderkante beginnen. Seitlich sind die Einläufe so zu platzieren, dass sie möglichst mittig sitzen. Mögliche Lücken in der ebenen Platte, die durch die unterschiedlichen Einlaufängen resultieren sind durch bündige Elemente zu überdecken. Dem

Unterauftragnehmer wird ein CATIA V5 Modell der Einläufe zur Verfügung gestellt.

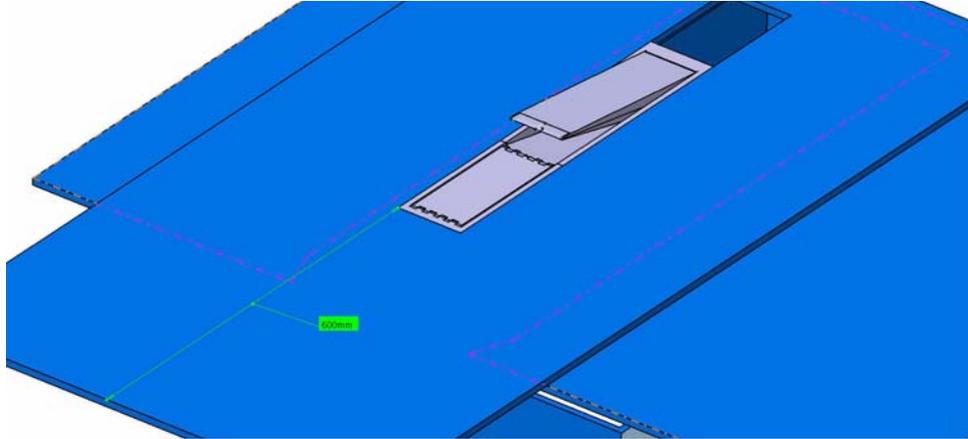


Abbildung 19: Einlaufintegration

6.2.2.9 Konstruktion

Die Durchführung der Konstruktion und die Fertigung des Modells wurde nicht wie geplant beim Unterauftragnehmer DLR Göttingendurchgeführt, sondern vom Unterauftragnehmer bei der Fa. DEHARDE in Varel beauftragt. Die Fa. DEHARDE ist in der Fertigung von Windkanalmodellen erfahren und ist in der Vergangenheit von AIRBUS Deutschland GmbH bereits mehrfach beauftragt worden, daher gibt es keine Bedenken bezüglich der Qualität des Modells. Das Windkanalmodell wurde in Vollbauweise zum Teil aus Aluminium, zum Teil aus Stahl gefräst. Die vordere Rampe kann getauscht werden durch die Positionierung des Modells an Entnahmebohrungen durch die Entfernung von zwei Stiften. Abbildung 20 zeigt das Modell in 4 Ansichten als Pitot Einlauf.

Zur Analyse der Strömung werden Bohrungen auf der Oberfläche des Modells zur Messung der Druckverteilung platziert. Werden diese Bohrungen überströmt wird der statische Druck gemessen, an den Bohrungen an der Spitze der Nase wird der Staudruck angezeigt.

Zur Messung der Distorsion ist am Ende des Einlaufs ein motorisiertes Profil vorhanden, auf dem sich 3 Totaldrucksonden und zwei statische Drucksonden befinden. Das Profil ist über den kompletten Querschnitt des Kanals in Quer- richtung bewegbar, was kontinuierliche Messungen erlaubt und gleichzeitige ei-

ne geringe Versperrung des Querschnitts garantiert. Abbildung 21 zeigt eine Detailvergrößerung des Distorsionsrechen am Ende des Einlaufs. Weitere Ansichten des Modells vermitteln eine Größe des Modells in Abbildung 22 nach der Anlieferung auf einer Holzpalette beim Einbau in den Windkanal. Der Anschluss an die Messaufnehmer und die Rohre bis zur Absaugung sind in Abbildung 23 dargestellt. Die Bewegung der Rampen erfolgt durch entsprechend dimensionierte Elektromotoren in Abbildung 24 dargestellt.

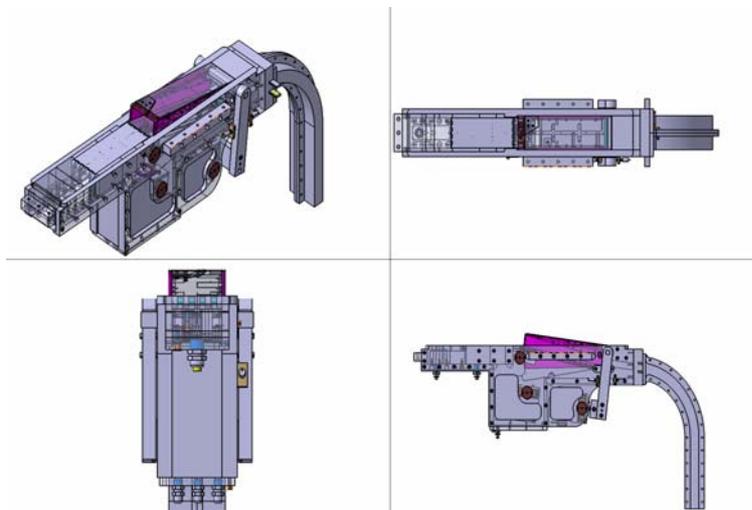


Abbildung 20: Konstruktion des Windkanalmodells.

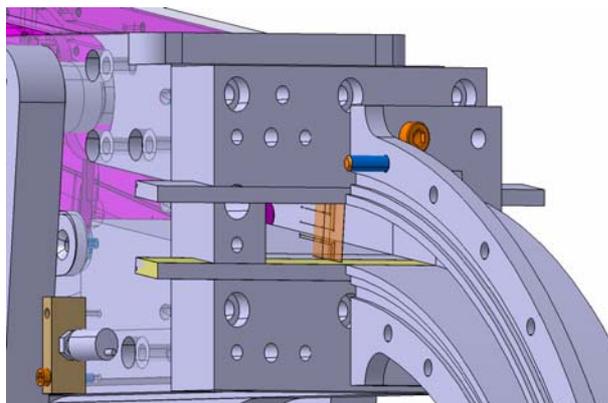


Abbildung 21: Motorisierter Rechen zur Messung des Druckrückgewinns und der Distorsion.



Abbildung 22: Modelleinbau.

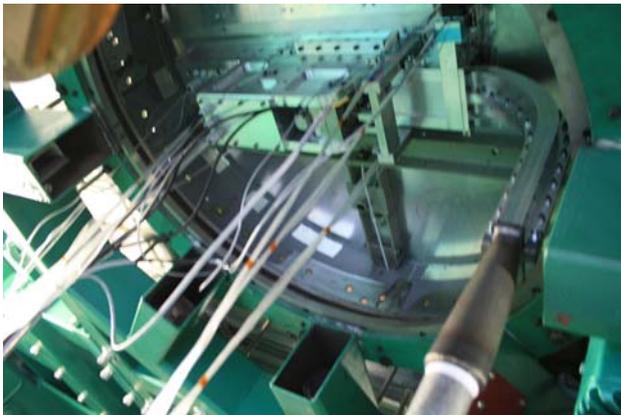


Abbildung 23: Ansicht des Modells im Windkanalboden mit Absaugung und Instrumentierung.

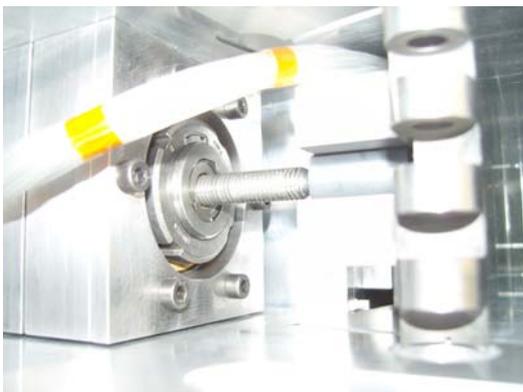


Abbildung 24: Motor für die Verfahrung der Rampen.

Die Druckmessbohrungen, die in den einzelnen Bauteilen eingebracht wurden, sind in Abbildung 25, Abbildung 26 und Abbildung 27 dargestellt. Die Nummerierung der Bohrungen entspricht der Zuordnung aus der Messwerterfassung und der Zuordnung in den nachfolgend Kapiteln.

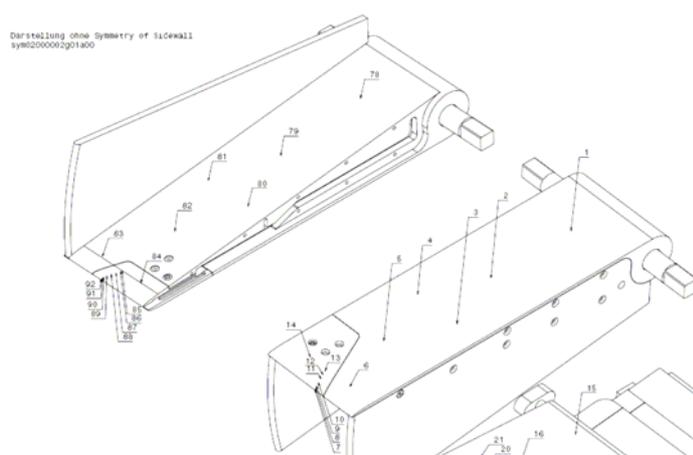


Abbildung 25: Zeichnung des Lippenbauteils mit eingetragenen Druckmessstellen, dargestellt sind die Oberseite und umgekehrt gezeichnet die Unterseite dieser fahrbaren Klappe.

Die Bohrungen wurden einerseits so verteilt, dass sich eine Fortentwicklung der Strömung erfassen lässt, andererseits wurde auf die modulare Umbaufähigkeit geachtet: So wurden die Platzierung der Bohrungen auf den austauschbaren Klappen geometrisch ähnlich ausgeführt

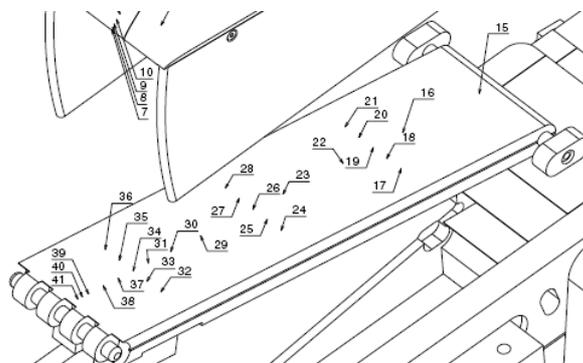


Abbildung 26: CAD Zeichnung vom Kanalboden mit eingetragenen Druckmessstellen.

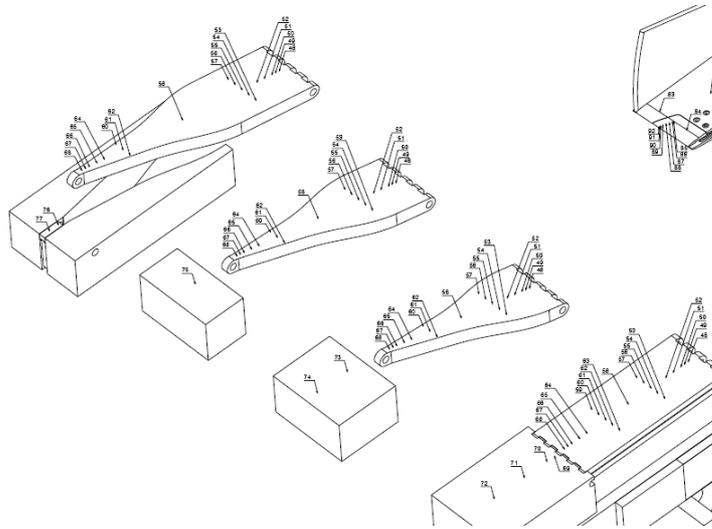


Abbildung 27: CAD Zeichnung der Rampe mit eingetragenen Druckmessstellen.

6.2.3 Windkanalversuche

Die Durchführung der Windkanaltests am NWB erfolgte vom 20.11. – 28.11.2008. Die Druckmessergebnisse wurden zum einen als nicht normierte Werte, zum anderen als C_p Werte übermittelt. Somit kann eine Kontrolle durch Sichten der Rohdaten vorgenommen werden. Zu beachten ist jedoch, dass im Windkanalbetrieb üblicherweise ein so genannter „Nullabgleich“ stattfindet. Der statische Druck in der Messstrecke wird ermittelt und als Nullwert gesetzt. Damit ist ein eindeutiger Bezugspunkt definiert. Alle angegebenen Druckwerte sind damit relative Werte, in der Betrachtung der nun vorliegenden relativen Drücke tauchen demnach auch negative Werte auf. In der Auswertung werden daher die C_p Werte genutzt. Als Berechnungsgröße gehen einerseits die relativen Drücke ein, andererseits wird als Bezugsgröße der dynamische Druck der ungestörten Windkanalströmung in der Messstrecke gewählt. Die Machzahl betrug durchweg 0,22, jedoch führte die Erwärmung der Luft im umlaufenden Kanal zu leichten Dichteänderungen. Da dies in den C_p Werten einfließt, werden die Messergebnisse über die einzelnen Messreihen und Konfigurationen vergleichbar.

6.2.3.1 Grenzschichtmessung

Die Messkampagne startete mit der Vermessung der Grenzschichtdicken rund um das eingebaute Modell. Dies ist notwendig, um Referenzströmungszustände zu ermitteln. Insbesondere die Vermessung der Grenzschicht vor dem Einlauf liefert eine entscheidende Auslegungsgröße für Luftleinläufe. Die Grenzschicht vor dem Einlass wirkt sich auf den Druckrückgewinn, Widerstand und Massenstrom aus. Daher wird die Grenzschicht mit dem vorhandenen kleinen Rechen vermessen.

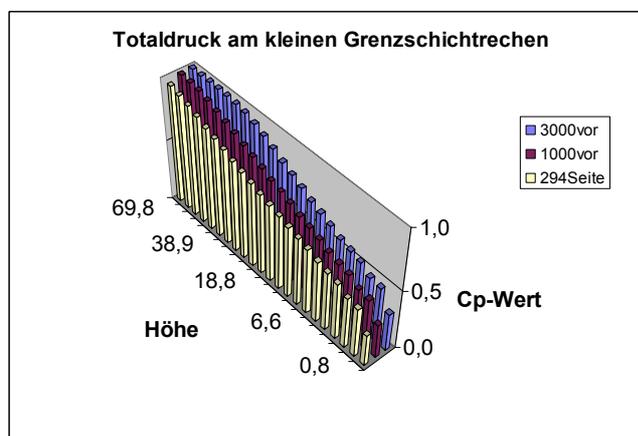


Abbildung 28: Grenzschichtmessung mit kurzem Rechen.

In Abbildung 28 sind die Ergebnisse der Grenzschichtmessung mit dem kleinen Rechen dargestellt. Der kleine Rechen ist an drei Messpositionen platziert worden. 3000 mm vor dem Modell konnte die Grenzschichtdicke mit 48mm bestimmt werden, 1000mm vor dem Modell betrug sie schon 76mm. Wird der Rechen an der Seite des Modells auf der Höhe der Einlaufrippe angebracht, so kann der Rechen den Rand der Grenzschicht nicht mehr erfassen. Daher wurden mit dem großen Rechen ergänzende Messungen durchgeführt und in Abbildung 29 dargestellt. Der Rechen wurde um das Modell herum an verschiedenen Stellen positioniert. 840 mm vor dem Modell beträgt die Grenzschichtdicke 85 mm, 360 mm vor dem Modell 100mm, 294 mm vor dem Modell knapp über 100 mm, modellmittig liegt der Grenzschichttrand bei 115 mm, dahinter

leicht darüber. Die Positionierung des großen Rechners erfolgte schließlich direkt hinter der Einbauplatte des Windkanalmodells, die Position des kleinen Rechners im Abstand 250 mm seitlich vom Modell. Die Auflösung des großen Rechners erlaubte nach der Sichtung der Daten keine Abschätzung des Widerstands durch eine Impulsverlustbetrachtung hinter dem Modell. Die Messungen für verschiedene Konfigurationen zeigen immer die gleichen Werte an. Am seitlich platzierten kleinen Rechner war bei verschiedenen Konfigurationen kein Einfluss auf die Grenzschicht durch den Lufteinlauf erkennbar. Daher werden die Grenzschichtmessungen am Rechner im weiteren nicht mehr dargestellt und diskutiert.

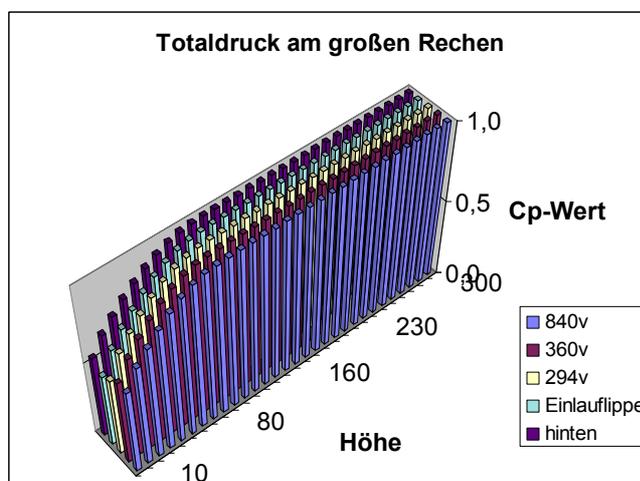


Abbildung 29: Grenzschichtmessung mit hohem Rechen.

6.2.3.2 Versenkter Einlauf mit parallelen Rampenwänden

In Abbildung 30 wird die Druckentwicklung auf der Klappenoberseite dargestellt. Eine Darstellung der Druckwerte als Funktion der Lauflänge wäre jedoch besser geeignet um die aerodynamischen Eigenschaften zu beurteilen.

Es zeigt sich im Bereich der Messposition 7 ein starker Anstieg des C_p Werts, da sich dort die Luft staut, damit spielen im dortigen Drucksignal starke dynamische Anteile rein. Nach hinten Richtung Position 1 hat man schwache statische Drücke auf der flachen Oberseite, was durch den Nullabgleich bedingt ist, die Werte sind durch die leicht gestörte Grenzschicht ein wenig angehoben. Im Bereich der Messpositionen 13 bis 9 zeigt sich für größere Klappenwinkel (ab 8°) die Drucksignatur einer von Staupunkt ausgehend stark beschleunigten Strö-

mung, die zu einer deutlichen Absenkung des statischen Druckes an den dortigen Messstellen führt. Eine leichte Rückströmwirkung aus der zu weit geöffneten Einlassöffnung kann der Grund hierfür zu sein. Bei einem Klappenwinkel kleiner als 9° und damit kleiner Durchtrittsfläche tritt eine Sogwirkung auf, so dass die statischen Drücke nicht entsprechend absinken, da die dynamischen Anteile beim Überstreichen der Klappe geringer sind.

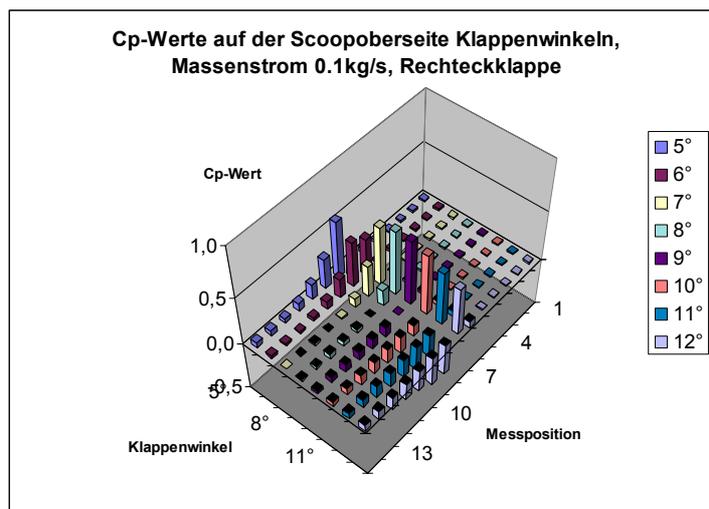


Abbildung 30: Versenkter Einlauf mit parallelen Rampenwänden - C_p -Werte auf der Oberseite der Klappe.

Die Druckdaten in Abbildung 31 dargestellt, bestätigen diese Interpretation: Die kleinen Klappenwinkel führen zu einer stark beschleunigten Strömung und dem entsprechendem Absinken des statischen Druckes. Größere Klappenwinkel weisen einen Staueffekt auf. Weiter stromab nivelliert sich dies etwas. Der Klappenwinkel von 7° zeigt in beiden Graphen ein günstiges lineares Verhalten. Im Bereich des Lufteinlaufs an der hinteren Klappe in Abbildung 32 bestätigt sich dieses Verhalten ebenfalls, nur scheint der günstigere minimale statische Druck eher bei 6° Klappenwinkel zu liegen. Damit ist das geometrische Längenverhältnis von Front- zu Heckklappe, das zu einer idealen Druckverteilung ohne Übergeschwindigkeiten und Verzögerungen führt, für diesen Massenstrom nicht getroffen worden. Auf dieser Klappe sind beide Effekte, einmal eine Dü-

senwirkung bei kleinen Winkeln, und die Diffusorwirkung bei großen Winkeln stark.

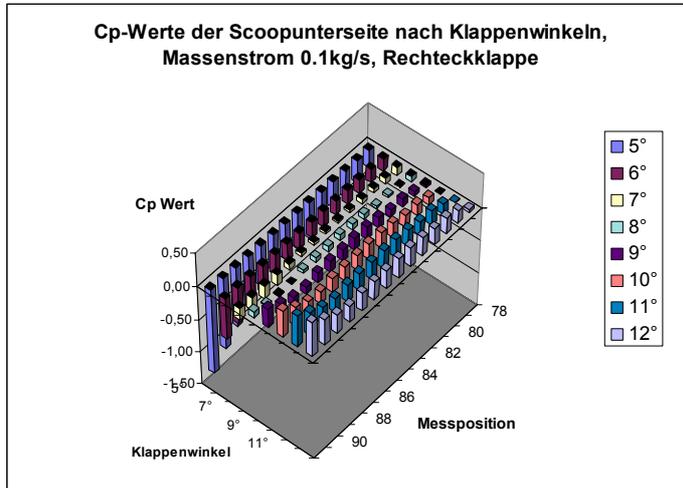


Abbildung 31: Versenkter Einlauf mit parallelen Rampenwänden - C_p -Werte auf der Unterseite der Klappe.

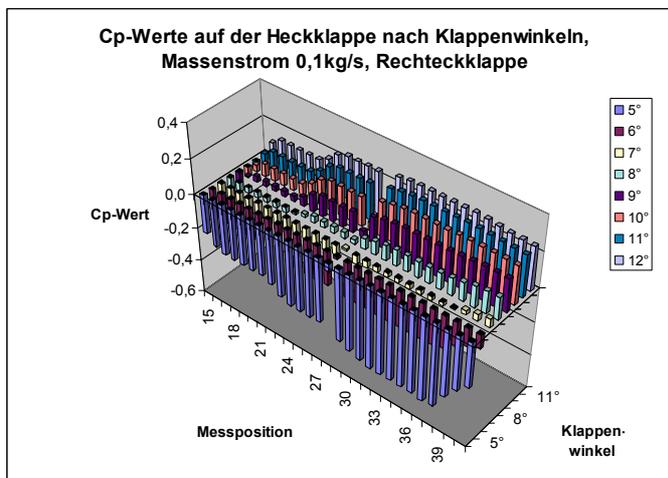


Abbildung 32: Versenkter Einlauf mit parallelen Rampenwänden - C_p Werte auf dem Kanalboden.

Die rechteckige Rampe weist diese Struktur auch in der Drucksignatur auf. Wie schon beschrieben überstreicht die Strömung die Messpositionen von Position 68 bis Position 48, also in umgekehrter Reihenfolge. Auf gleicher Stromlauflänge gelegene Messpositionen zeigen wiederum die gleichen Werte, was die Symmetrie des Modells und die genaue Ausrichtung beim Einbau widerspie-

gelt. Sehr deutlich ist der Beschleunigungseffekt am Anfang der Klappe zu erkennen, der durch die geometrische Öffnung des Lufteinlasskanals herrührt. Je größer der Klappenwinkel und somit die sich ergebende Öffnung, desto größer die anfängliche Beschleunigung. Jedoch führt der geringe Massenstrom wegen der zu groß eingestellten Durchtrittsfläche zu einem Blockadeeffekt. Die Diffusorwirkung verzögert frühzeitig die Strömung.

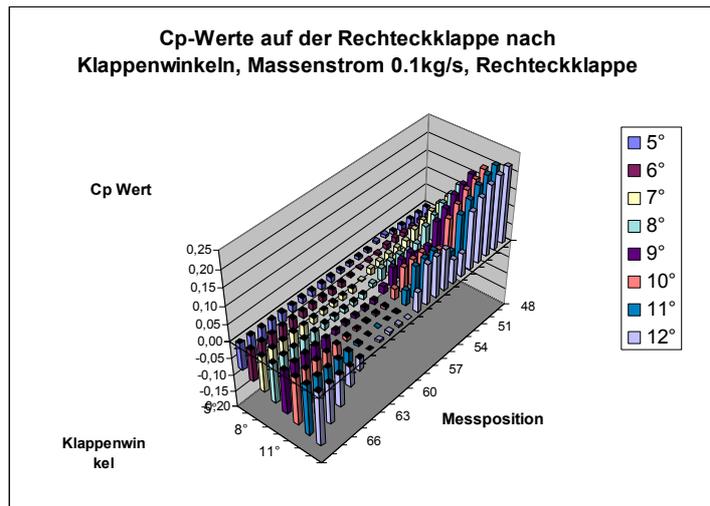


Abbildung 33: Versenkter Einlauf mit parallelen Rampenwänden - C_p Werte auf der Rampe.

Die Messergebnisse für den Massenstrom von 100 g/s bestätigen den Trend stärkerer Absenkung der statischen Drücke, d.h., die Strömung bei kleinen Klappenwinkeln wird stärker beschleunigt, bei größeren Klappenwinkeln verringert die höhere Absaugung die Diffusorwirkung.

Beim Massenstrom von 125 g/s verstärken sich die Effekte und Trends weiter.

6.2.3.3 Pitot Einlauf

Der Einfluss der Klappenöffnung ist in Abbildung 34 für die Oberseite der Klappe dargestellt. Der erhöhte Druck an der Spitze der Klappe ist durch die dynamischen Anteile begründet und wird mit größerem Winkel kleiner. Bei einer Vergrößerung des Klappenwinkels entsteht an der Lippe ein Unterdruckgebiet, für das Strömungsablösung verantwortlich sein könnte und bei 7° liegen hier die niedrigsten C_p Werte vor.

In Abbildung 35 ist die C_p Verteilung auf der Unterseite der Klappe dargestellt. Bei sehr kleinen Winkeln beruht der negative C_p Wert auf der Wirkung der Absaugung, bei größeren Winkeln wächst der Druck durch den Rückstau an. Das gleiche Verhalten ist in Abbildung 36 für den Kanalboden abzulesen. Für diesen Massenstrom ist eine Position von 4°-5° am besten geeignet um Strömungsverzögerungen oder Beschleunigungen zu vermeiden.

Abbildung 37 zeigt die Verteilung auf der waagrechten Rampe. Bei geringer Öffnung von 3° Grad wird der Massenstrom durch die Absaugung eingesaugt und es bildet sich ein negativer C_p Wert vor dem Einlauf. Mit höheren Klappenöffnungswinkeln ist die Aufstauwirkung deutlich anhand des höheren Druckniveaus im statischen Druck zu erkennen. Eine annähernd gleichmäßige Strömung stellt sich zwischen 6° und 7° ein, so dass dies für den gegebenen Massenstrom ideal erscheint.

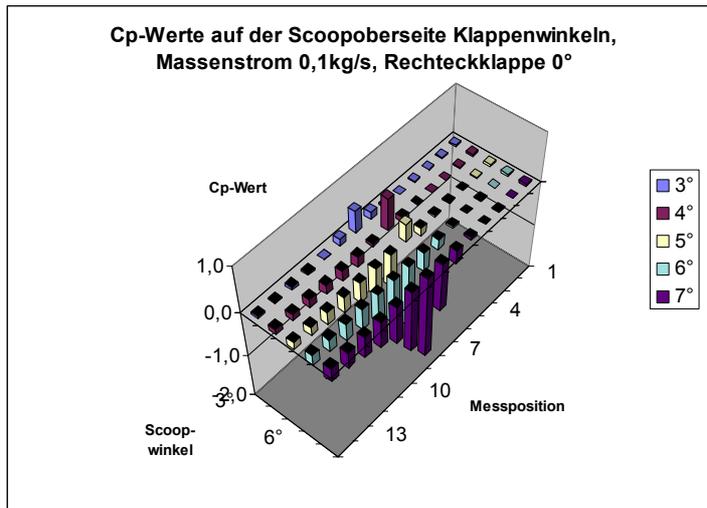


Abbildung 34: Pitot Einlauf - C_p -Wert auf der Oberseite der Klappe.

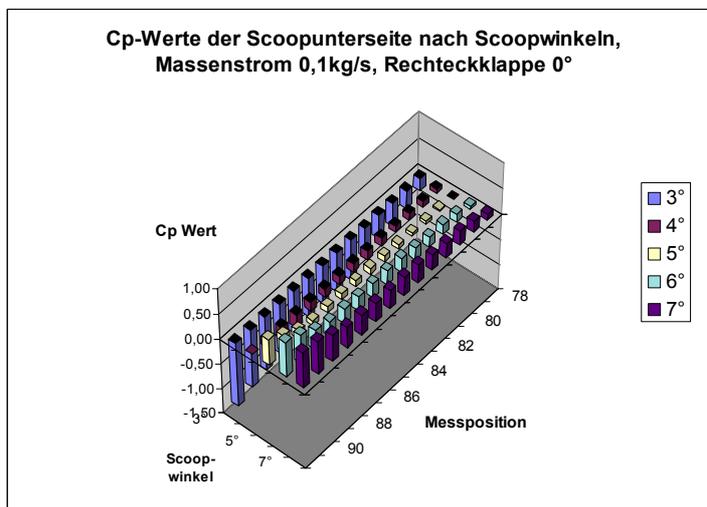


Abbildung 35: Pitot Einlauf - C_p Wert auf der Unterseite der Klappe.

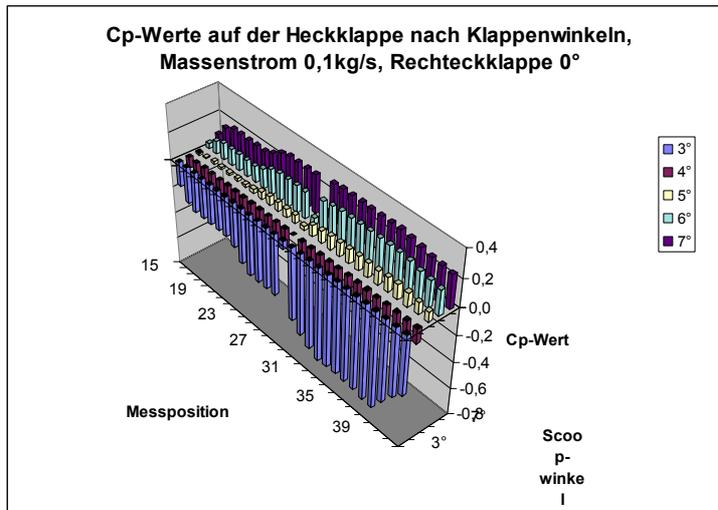


Abbildung 36: Pitot Einlauf - C_p Wert auf dem Kanalboden.

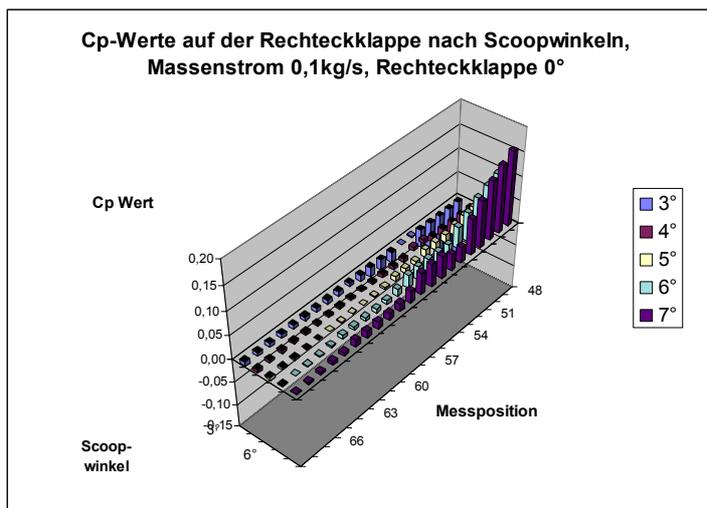


Abbildung 37: Pitot Einlauf - C_p Wert auf der Rampe.

6.2.3.4 Versenkter Einlauf mit divergenten Rampenwänden

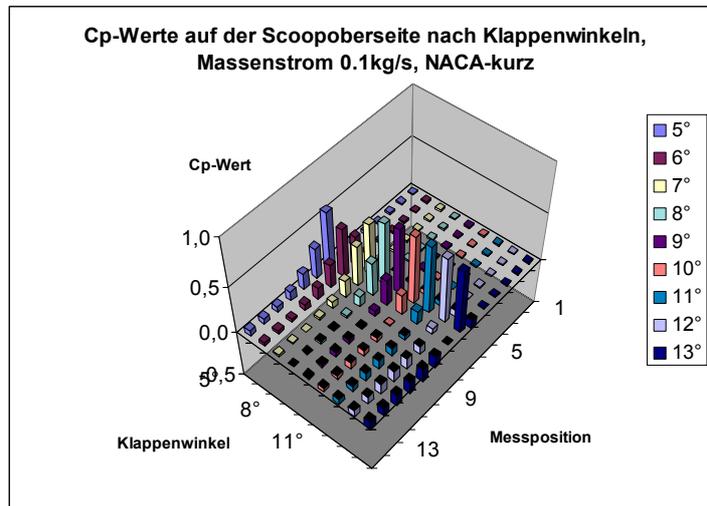


Abbildung 38: Versenkter Einlauf mit divergenten Rampenwänden - Cp-Werte auf der Oberseite der Klappe.

Die C_p Werte auf der Klappenoberseite in Abbildung 38 ähneln den Werten für die parallelen Rampenwände. Es muss wieder auf die starke Überhöhung der Ergebnisse an der Nase der Klappe hingewiesen werden. Das wesentliche Problem stellt jedoch die Skalierung des Modells und die damit sich ergebenden sehr kleinen Nasenradien an der Front der Klappe dar. Eine Integration von Druckmessstellen, d.h. das Setzen von Bohrungen und die Weiterführung von Druckleitungen, ist aufgrund des fehlenden Bauraumes äußerst schwierig. Ein Ausweichen auf andere Messtechniken, wie die Verwendung druckempfindlicher Farbe wäre für weitere Messungen eine Alternative. Bei kleinen Winkeln ist in Abbildung 39 wieder eine starke Saugwirkung in Form des Anstiegs von C_p Werten erkennbar, bei höheren Winkeln ergibt sich der bereits bekannte Rückstauereffekt und eine Erhöhung von C_p Werten. Trotz der geometrischen Längenähnlichkeit zur Rechteckklappe ändern sich die Strömungsverhältnisse auf der hinteren Rechteckklappe wie in Abbildung 40 dargestellt deutlich: Im Gegensatz zu der Heckklappe des Rechteckeinlaufs verschiebt sich die schon genannte

Diffusorwirkung in Richtung kleiner Klappenwinkel. Die statische Drücke sind ab 7° Klappenwinkel im Anstieg deutlich höher.

Abbildung 41 zeigt die C_p Verteilung auf der Rampe des Einlaufs. Im Bereich der Umlenkung ergeben sich wieder negative Werte durch die Umlenkung bzw. Beschleunigung der Strömung in diesem Bereich. Je näher die Strömung der Lippe kommt, umso stärker wird diese von dem Kanal bestimmt, bei kleinen Winkeln ist ein Abfall der C_p Werte und bei großen Winkeln ein Anstieg durch den Rückstauereffekt zu erkennen. Grundsätzlich gleichen sich die beschriebenen Drucksignaturen und finden sich auch bei anderen Massenströmen wieder, wobei die Verschiebung der C_p Werte den gleichen Richtungen folgt, wie in vorangegangenen Kapiteln beschrieben: mit größeren Massenströmen verstärkt sich die Sogwirkung bei kleinen Öffnungswinkeln und schwächt sich der Rückstauereffekt bei großen Winkeln ab.

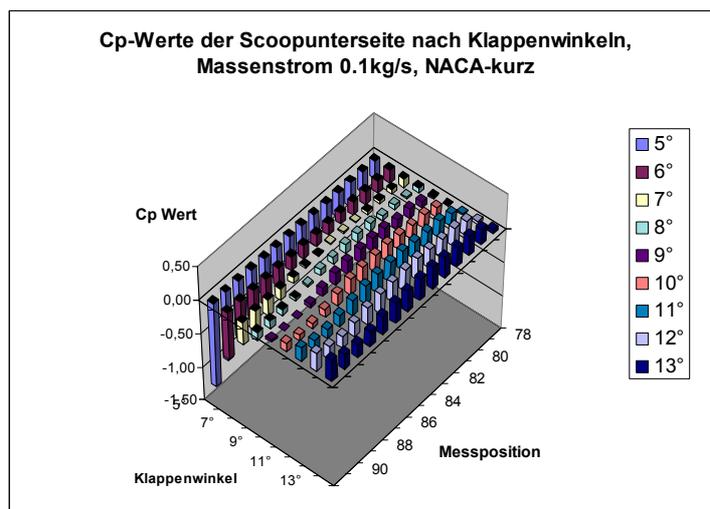


Abbildung 39: Versenkter Einlauf mit divergenten Rampenwänden - C_p -Werte auf der Unterseite der Klappe.

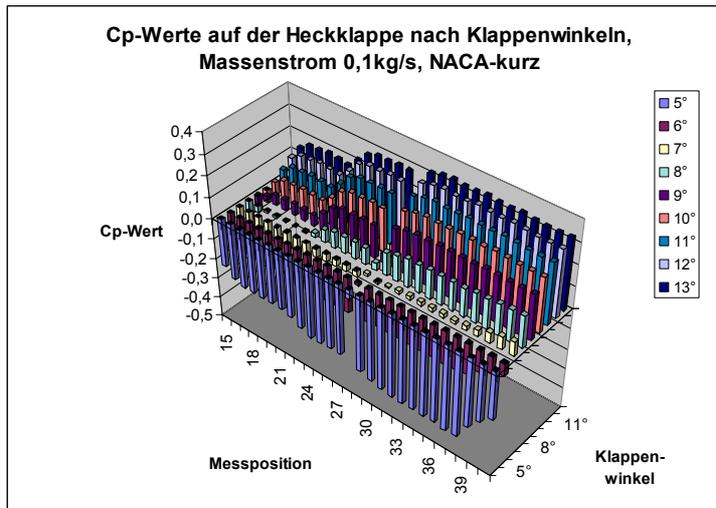


Abbildung 40: Versenkter Einlauf mit divergenten Rampenwänden – Cp Werte auf dem Kanalboden.

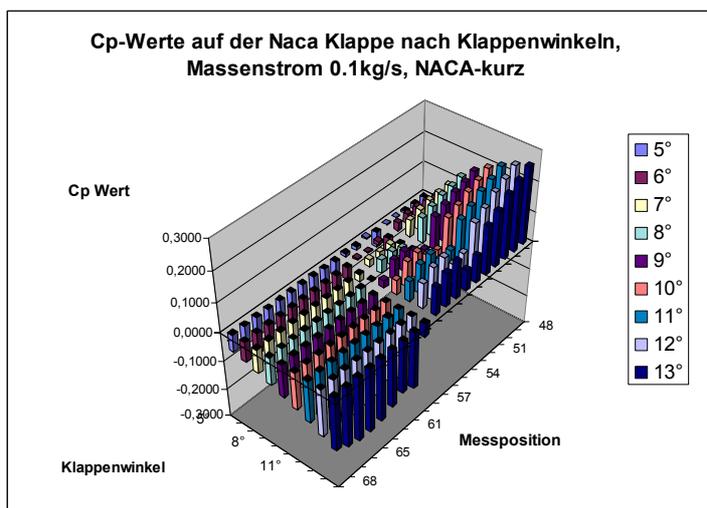


Abbildung 41: Versenkter Einlauf mit divergenten Rampenwänden – Cp Werte auf der Rampe.

6.2.3.5 Versenkter Einlauf mit divergenten Rampenwänden und paralleler Rampenverlängerung

Die Diskussion der Ergebnisse in Abbildung 42 bis Abbildung 45 ist identisch zur Diskussion ohne Verlängerung. Bei kleinen Winkeln dominiert der Einfluss der Absaugung, bei höheren Winkeln entsteht eine Rückstauwirkung aus dem Kanal.

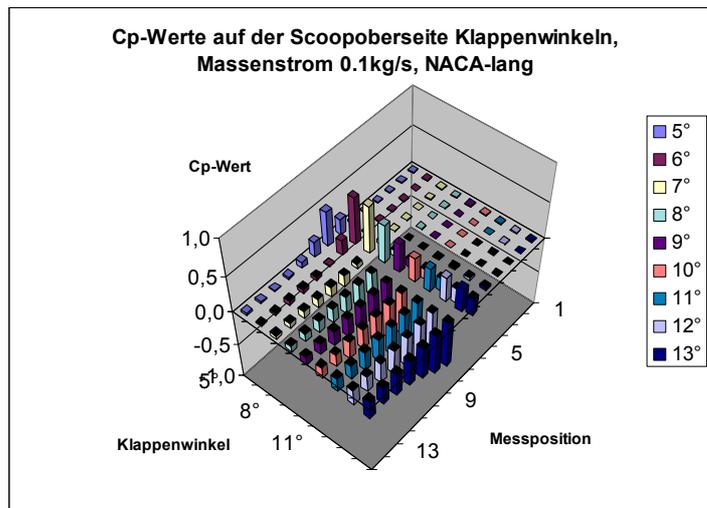


Abbildung 42: Versenkter Einlauf mit divergenten Wänden und Verlängerung – Cp Werte auf der Oberseite der Klappe.

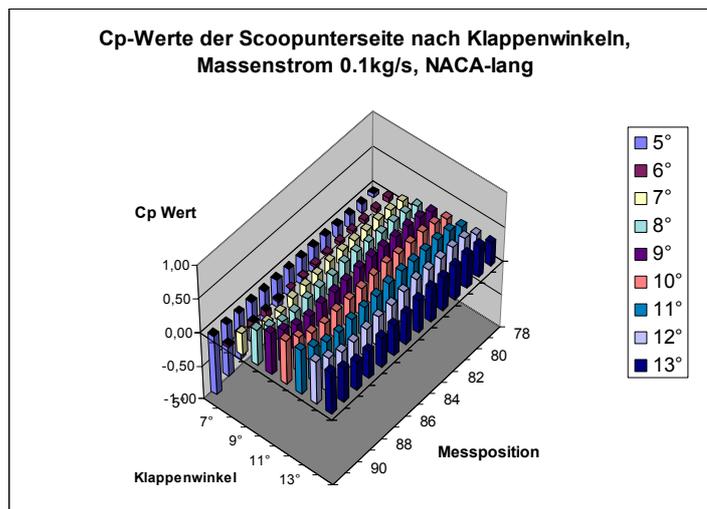


Abbildung 43: Versenkter Einlauf mit divergenten Wänden und Verlängerung - Cp-Werte auf der Unterseite der Klappe.

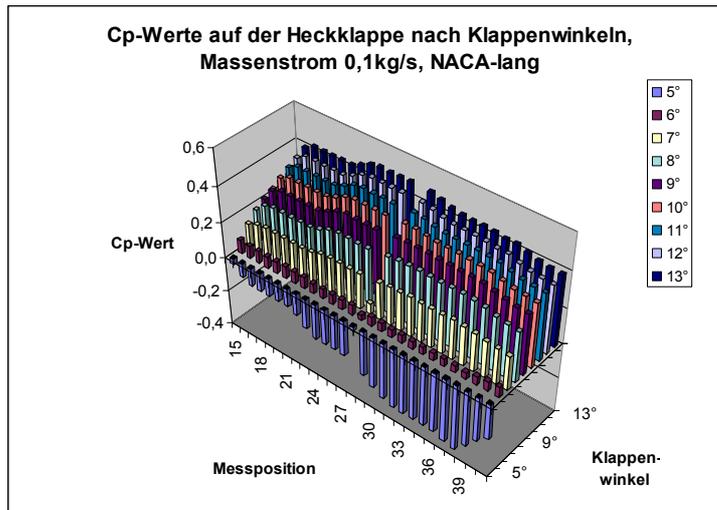


Abbildung 44: Versenkter Einlauf mit divergenten Wänden und Verlängerung - Cp-Werte auf dem Kanalboden.

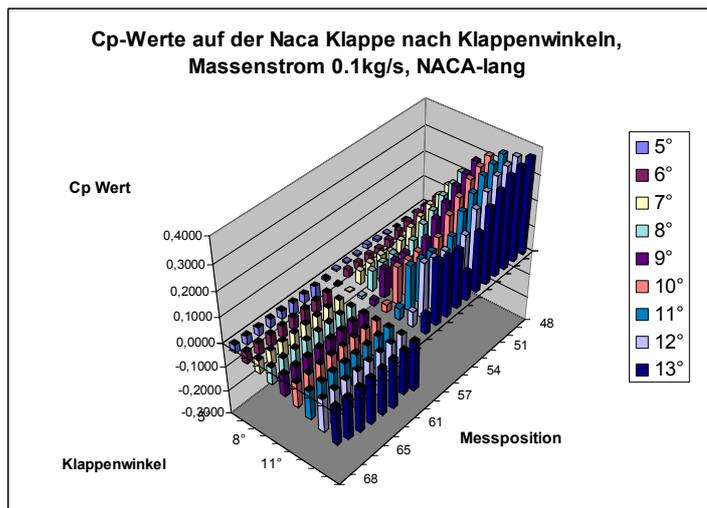


Abbildung 45: Versenkter Einlauf mit divergenten Wänden und Verlängerung - Cp-Werte auf der Rampe.

Abbildung 46 zeigt eine andere Darstellung der Ergebnisse. Für verschiedene Winkel ist der Druckrückgewinn über dem Massenstromverhältnis aufgetragen. Der maximale Druckrückgewinn wird bei kleinen Massenstromverhältnissen erzielt, mit der Erhöhung des Massenstromverhältnis sinkt der realisierbare Druckrückgewinn. Der Anstieg des Druckrückgewinns bei hohen Massenstromverhältnissen und kleinen Winkeln ist auf die Beschleunigung der Strömung durch die Absaugung zu erklären. Dieser Verlauf ist typisch für

versenkte Einläufe mit divergenten Rampen und stellt eine Bestätigung der Messergebnisse dar. Lediglich der Wert des Druckrückgewinns ist deutlich niedriger, was aber vor allem an der Grenzschichthöhe liegen mag.

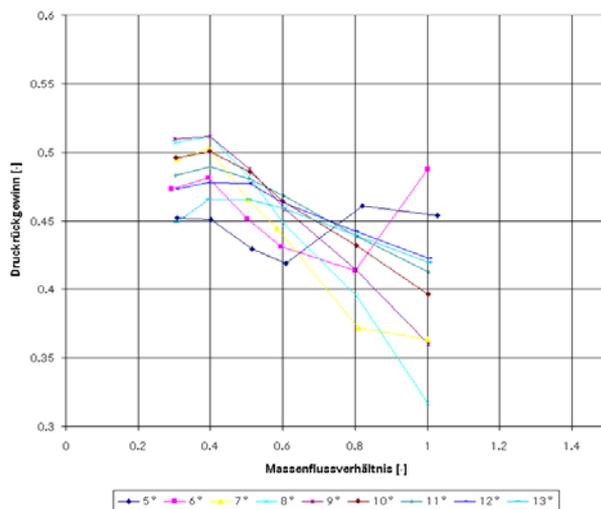


Abbildung 46: Druckrückgewinn für versenkten Einlauf mit divergenten Wänden.

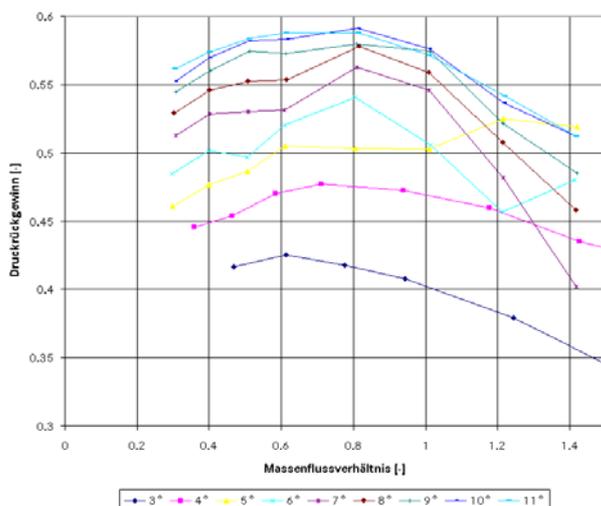


Abbildung 47: Druckrückgewinn für versenkten Einlauf mit divergenten Wänden und Verlängerung.

Abbildung 47 zeigt die Darstellung bei gleichem Massenstrom. Im Vergleich ist der maximale Druckrückgewinn für die meisten Winkel im gesamten Bereich höher und das Maximum zu größeren Massenstromverhältnissen verschoben.

Während der Druckrückgewinn ohne Rampenverlängerung bei größeren Massenstromverhältnissen stark abnimmt bleibt der Wert mit Verlängerung in einem großen Bereich auf hohem Niveau und ist damit für Schwankungen weniger empfindlich.

Ein Nachteil der Verlängerung ist sicherlich der größere Installationsbedarf und möglicherweise auch das damit verbundene Gewicht. Ob der höhere Druckrückgewinn auch zu einem höheren Widerstand führt kann jedoch an Hand der Windkanaldaten nicht bestimmt werden.

6.2.4 Validation

6.2.4.1 Validation mit Literaturdaten

Die Literaturstudie weist eine große Anzahl von möglichen Testergebnissen aus, die für die Validation von Berechnungsmodellen herangezogen werden können. Hier werden die Untersuchung von NACA RM. No. A7i30 herangezogen, wo typische Konfigurationen untersucht wurden. Diese Tests stellen auch heute noch den Stand der Technik dar, wie er in AIRBUS Flugzeugen eingesetzt wird.

Zur Validierung wird ein Vergleich zwischen der ESDU 86002 Auslegungsvorschrift und dreidimensionalen Finite Volumen Methoden durchgeführt. In der ESDU sind eine größere Anzahl von Versuchen zusammengefasst. Um möglichst alle denkbaren Geometrien abzubilden ist bei der Vorhersage mit einem Fehler von 10-15% zu rechnen. Zur Vorhersage von Widerstand und Leistung sind die geometrischen Haupteinflussfaktoren und die Grenzschichthöhe einzugeben.

Zur Berechnung der Stauluftkanaleinläufen mit den eingesetzten CFD Verfahren werden 6 Geometriemodelle erzeugt und diese mit verschiedenen Methoden vernetzt. Einerseits wird ein feines Hexaeder Gitter mit 3 Millionen Kontrollvolumen aus dem Programmpaket ANSYS ICEM erzeugt, das als Referenzlösung dienen soll. Die Erzeugung beansprucht deutlich mehr Zeit, die sich in der Regel auch in einer höheren Genauigkeit der Lösung auszahlt. Andererseits

wird ein automatisch erzeugtes Netz von Star-CCM+ mit 1 Million Kontrollvolumen verwendet, für dessen Bildung weniger Zeit nötig ist, aber bei dem auch mit einem größeren Modellfehler durch geringere Gitterqualität zu rechnen ist. Die Verwendung von Polyeder im Rechengitter kann diese Nachteile möglicherweise relativieren.

Zur Berechnung werden verschiedene Programmpakete mit dem gleichen Netz und den gleichen physikalischen Modellen verglichen, um das geeignete Paket zu finden. Ebenso wird mit dem gleichen Programmpaket Star-ccm+ mit unterschiedlichen Netzen gerechnet, um den Gittereinfluss abzuschätzen. Von den untersuchten Fällen werden alle mit den gleichen physikalischen Modellen berechnet, für einige Fälle gibt es darüber hinaus noch Berechnungen mit verschiedenen Turbulenzmodellen.

Das verwendete Modell ist dreidimensional und symmetrisch, d.h. es wird in der Berechnung nur das halbe Modell berücksichtigt. Für die Luft wird die ideal Gasgleichung und ein stationäres Berechnungsverfahren angesetzt. Die verwendeten Windkanaltests sind bei einer Machzahl von 0.2 durchgeführt. Bis ungefähr 0.3 wird eine Strömung als schwach kompressibel angesehen und in der Regel wird dafür ein druckbasierter Lösungsalgorithmus (eng. segregated) verwendet. Da jedoch im Flug höhere Machzahl herrschen wird auch hier ein dichtebasierter Lösungsalgorithmus (eng. coupled) eingesetzt. Zur Modellierung der Turbulenz wird das SST (eng. shear stress transport) Zweigleichungswirbelviskositätsmodell von Menter verwendet. Diese Model ist zur Vorhersage von umgekehrten Druckgradienten, wie im Bereich der Rampe des Stauluftkanals besser geeignet, als herkömmlich k-eps-Turbulenzmodelle. In Einzelfällen werden weitere Zweigleichungsmodelle zum Vergleich eingesetzt, wie das realizable k-eps (rke) oder das Standard k-eps (ske) Modell. Zur Wandmodellierung der turbulenten Transportgrößen wird im Modell automatisch zwischen einer Integration der viskosen Grenzschicht, wie bei kleinen Wandabständen möglich ($y^+ \sim 1$), und der turbulenten Wandfunktion umgeschaltet.

Die derzeit bei AIRBUS eingesetzte Methode basiert auf dem Programmpaket Star-CD in der Version 3.26. und einem druckbasierten Lösungsalgorithmus. Es wird ein quadratisches k-eps-Model eingesetzt und die Wandfunktion wird modi-

fiziert um Testergebnisse wiederzugeben. Die Vorgehensweise Turbulenzmodelle für eine spezielle Anwendung zu modifizieren um bessere Übereinstimmung zwischen Test und Simulation zu erzielen ist in der industriellen Praxis weit verbreitet. Der Nachteil ist ein gültiges Turbulenzmodell für eine spezielle Anwendung zu haben, für andere Anwendungen ist jedoch mit einem unbestimmten Fehler zu rechnen. Es ist besser Modelle ohne Anpassungen zu verwenden, da diese bereits für eine große Anzahl von Anwendungen kalibriert sind und die physikalischen Gesetze besser widerspiegeln.

Divergente Wände für Rampenwinkel von 7° und Kanalseitenverhältnis B/H=4

Der Druckrückgewinn steigt bei kleinen Massenstromverhältnissen an und erreicht sein Maximum von 0.86 bei 0.45. Im weiteren Verlauf fällt der Druckrückgewinn linear ab.

Die ESDU unterschätzt den Druckrückgewinn leicht, wohingegen die CFD Verfahren den Wert im Bereich großer Massenstromverhältnisse leicht überschätzen. Von beiden Methoden wird das Maximum und der Trend jedoch gut vorhergesagt. Der Einfluss des Turbulenzmodells wird in der CFX Berechnung deutlich und ist größer als erwartet. Bei kleinen Massenstromverhältnissen spielt die Ablösung auf der Rampe eine Rolle. Ablösungen werden von SST meist überschätzt, so dass es entsprechend einen kleineren Druckrückgewinn vorhersagt als das RKE. Bei höheren Massenflussverhältnissen liefern die Modelle identische Ergebnisse. Der Einfluss des Gitters ist in den Star-ccm+ Berechnung erkennbar, jedoch ist die Größe des Fehlers vergleichbar und nicht wie zu erwarten war auf dem automatisch erzeugten Gitter deutlich größer. Die vereinfachte Netzerzeugung - bei vergleichbarem Fehler - sprechen für die Methode mit der automatischen Netzerzeugung: Star-ccm+ mit Polyedern.

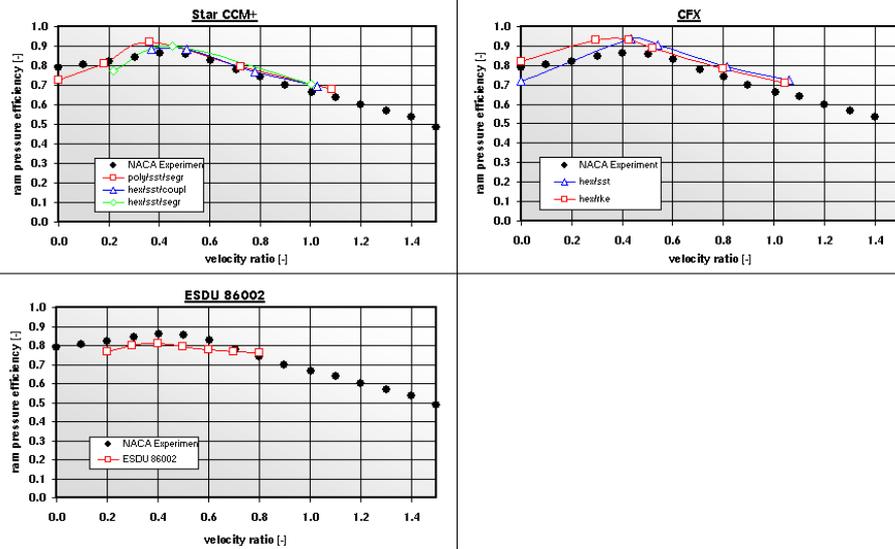


Abbildung 48: Berechnung des versenkten Stauluftkanals mit divergenten Wänden bei 7° Rampenwinkel und Kanalseitenverhältnis B/H=4.

Divergente Wände für Rampenwinkel von 9° und Kanalseitenverhältnis B/H=4

Der Druckrückgewinn steigt bei kleinen Massenstromverhältnissen an und erreicht sein Maximum von 0.86 bei 0.4. Im weiteren Verlauf fällt der Druckrückgewinn linear ab. Die Diskussion ist identisch zum vorherigen Kapitel und wird an dieser Stelle nicht wiederholt. Im Gegensatz zu CFX berechnet Star-ccm+ mit RKE einen höheren Druckrückgewinn als mit SST. Da bei der Berechnung mit gleichem Netz und gleichem Programmpaket von einem ähnlichen Trend mit den gleichen Modellen auszugehen ist, hinterlässt dieses Ergebnis berechnete Zweifel an der Eignung von RKE für die Berechnung von Stauluftkanaleinläufen.

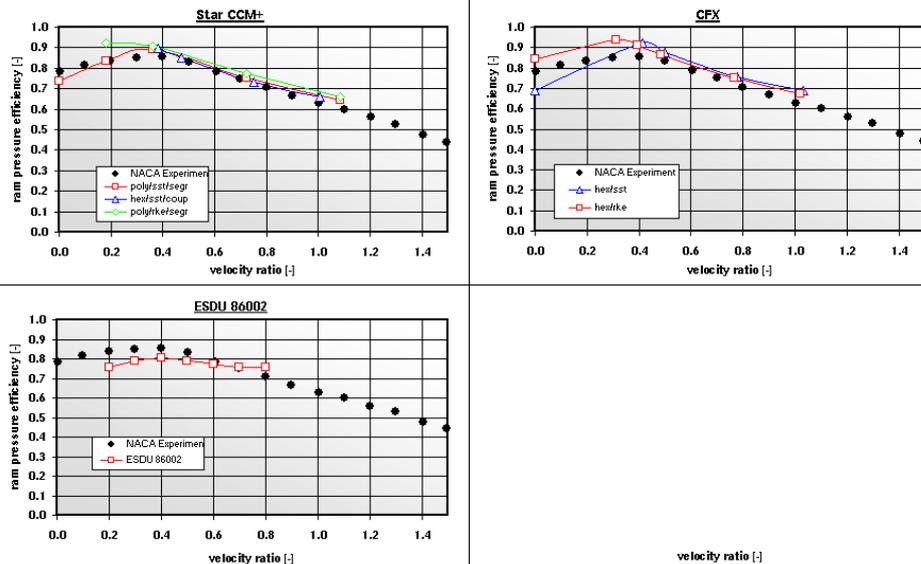


Abbildung 49: Berechnung des versenkten Stauluftkanals mit divergenten Wänden bei 9° Rampenwinkel und Kanalseitenverhältnis B/H=4.

Divergente Wände für Rampenwinkel von 11.5° und Kanalseitenverhältnis B/H=4

Der Druckrückgewinn steigt bei kleinen Massenstromverhältnissen an und erreicht sein Maximum von 0.81 bei 0.2. Im weiteren Verlauf fällt der Druckrückgewinn linear ab. Die Ergebnisse mit der ESDU weichen nur geringfügig von den vorherigen Ergebnissen ab, da die Rampenstellung nur zu einer kleinen geometrischen Veränderung führt. Da es in der Literatur nur wenige Ergebnisse für hohe Rampenwinkel gibt liegt die Vermutung nahe, dass diese Ergebnisse nur einen kleinen Einfluss auf die Erstellung der ESDU hatten, und daher ergibt sich bei der Anwendung ein größerer Fehler als bei normalen Winkeln. Die CFD Verfahren weisen bei diesem hohen Rampenwinkel eine starke Streuung auf. Mit CFX wird der Trend gut vorhergesagt, das RKE überschätzt den Druckrückgewinn, wie bei den vorherigen Rampenstellungen, wahrscheinlich durch kleinere Ablösung auf der Rampe. Das SST Modell berechnet den Druckrückgewinn insgesamt mit einem kleineren Fehler. Die Berechnung von Star-ccm+ mit Polyeder liefert eine sehr gute Übereinstimmung zwischen verschiedenen Turbulenzmodellen und der Fehler wird in vergleichbarer Weise wie mit CFX vor-

hergesagt. Beim Hexaeder Netz gibt es jedoch sehr große Unterschiede zwischen den Ergebnissen. Vor allem das bevorzugte SST Modell liefert Ergebnisse mit einem großen Fehler und bereitet Konvergenzprobleme bei kleinen Massenflussverhältnissen, die bei der Verwendung von Polyedern nicht spürbar sind. Von den zusätzlichen Berechnungen hat das Standard k-eps (SKE) Modell den Druckrückgewinn mit dem kleinsten Fehler vorhergesagt. Die anderen Modelle wie das Baseline k-omega Modell (BSL) oder das nichtlinear k-eps Modell (qke) verringern den Unterschied zu den Testergebnissen gegenüber dem SST. Die vereinfachte Netzerzeugung bei vergleichbaren Abweichungen empfehlen für diesem Fall das Polyeder Netz in Verbindung mit dem SST Modell. Zum Vergleich ist zusätzlich eine Berechnung mit dem Programmpaket (Star-CD v3.26 und v4.06) dargestellt. Für diesen hohen Rampenwinkel liefert das Hexaeder Gitter in keiner Modellvariation ein zufriedenstellendes Ergebnis.

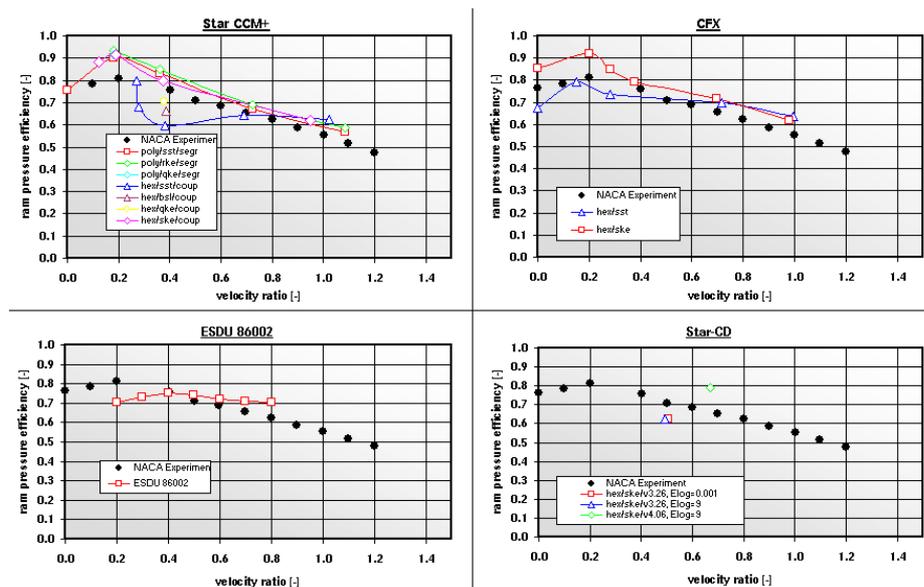


Abbildung 50: Berechnung des versenkten Stauluftkanals mit divergenten Wänden bei 11.5° Rampenwinkel und Kanalseitenverhältnis B/H=4.

Divergente Wände für Rampenwinkel von 7° und Kanalseitenverhältnis B/H=6

Der Druckrückgewinn steigt bei kleinen Massenstromverhältnissen an und erreicht sein Maximum von 0.83 bei 0.5. Im weiteren Verlauf fällt der Druckrückgewinn linear ab. Die Ergebnisse der ESDU sind konservativ und sagen den maximalen Druckrückgewinn beim falschen Massenstromverhältnis voraus. Ebenso verhält es sich bei der Vorhersage von Star-ccm+ mit SST und RKE. Mit RKE wird der Druckrückgewinn bei kleinen Massenstromverhältnissen bei Star-ccm+ stärker überschätzt als mit SST, genau wie mit CFX. Für Fall ist die Abweichung vom Test in den Berechnungen mit CFX insgesamt am geringsten.

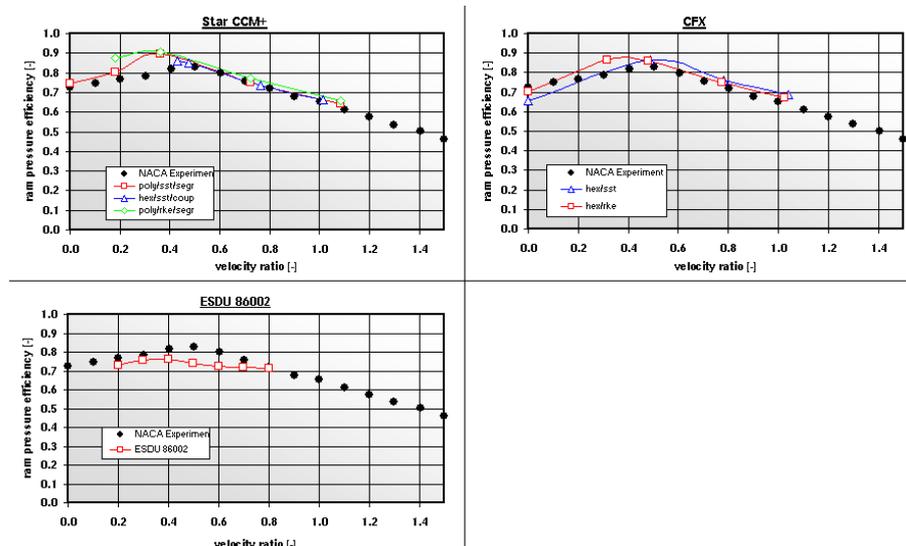


Abbildung 51: Berechnung des versenkten Stauluftkanals mit divergenten Wänden bei 7° Rampenwinkel und Kanalseitenverhältnis B/H=6.

Parallele Wände für Rampenwinkel von 7° und Kanalseitenverhältnis B/H=4

Der Druckrückgewinn steigt bei kleinen Massenstromverhältnissen an und erreicht sein Maximum von 0.75 bei 0.85. Mit der ESDU wird der Druckrückgewinn bei hohen Massenstromverhältnissen überschätzt und mit den CFD Verfahren bei kleinen Massenstromverhältnissen unterschätzt. Der Fehler

mit den Finite Volumen Verfahren ist mit allen Modellen kleiner als mit der Berechnungsvorschrift. Die Verwendung verschiedener Turbulenzmodelle hat einen vernachlässigbaren Einfluss, da die Ergebnisse mit RKE und SST nahezu identisch sind. Mit parallelen Wänden bildet sich kein Doppelwirbel-system aus, so dass die verwendeten isotropen Wirbelviskositätsmodelle Vorhersagen mit einem geringen Fehler liefern können. Die einfachen Strömungsverhältnisse sind wahrscheinlich für den geringen Einfluss durch das Netz verantwortlich, so dass der Unterschied zwischen den feinen Hexaedernetzen und den größeren Polyedernetzen zu vernachlässigen ist.

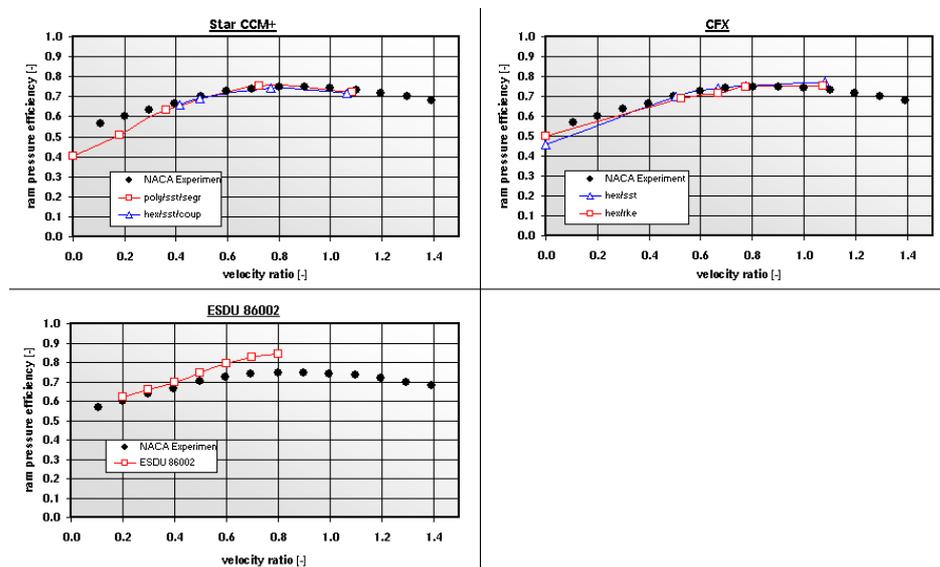


Abbildung 52: Berechnung des versenkten Stauluftkanals mit parallelen Wänden bei 7° Rampenwinkel und Kanalseitenverhältnis B/H=4.

Parallele Wände für Rampenwinkel von 9° und Kanalseitenverhältnis B/H=4

Der Druckrückgewinn steigt bei kleinen Massenstromverhältnissen an und erreicht sein Maximum von 0.74 bei 0.9. Die Ergebnisse unterscheiden sich nicht wesentlich von den Ergebnissen bei 7° und die identischen Schlussfolgerungen sind zu ziehen.

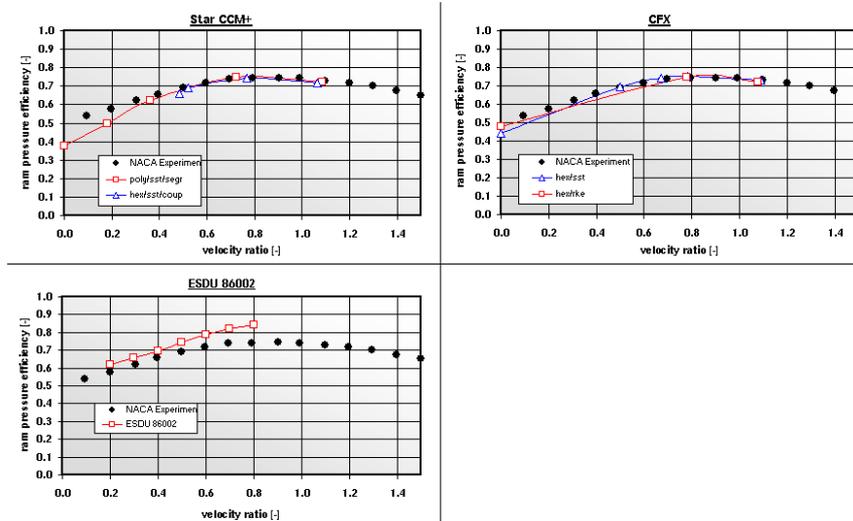


Abbildung 53: Berechnung des versenkten Stauluftkanals mit parallelen Wänden bei 9° Rampenwinkel und Kanalseitenverhältnis B/H=4.

6.2.4.2 Validation mit Windkanalversuchen

Eine Validation der Berechnungsverfahren mit den Windkanaldaten für das entwickelte Modell bringt einen zusätzlichen Vorteil mit sich: Unsicherheiten über die genaue Messposition oder die exakte Geometrie werden ausgeschlossen. Drei typische Konfigurationen werden untersucht: Pitot Einlauf, versenkter Einlauf mit parallelen und divergenten Wänden. Die Testdaten werden mit den berechneten Werten von ESDU und CFD verglichen. Vor der Durchführung der Tests werden a priori Untersuchungen mit der ESDU und CFD (ANSYS CFX, hybrides unstrukturiertes Gitter mit Prismenschichten) durchgeführt. Die Annahme über eine Grenzschichthöhe von 30 mm berücksichtigte die ungefähre Lage von Einläufen in kleineren Verkehrsflugzeugen, wie der A320, und die Skalierung des Models von 1:3.6. Das entspricht einer Grenzschichthöhe von 108 mm in der Realität. In den Windkanalversuchen im NWB stellte sich an der Einbauposition eine Grenzschichthöhe von 115 mm ein. Für diesen Windkanal und diese Position wäre ein unskaliertes Model in den Tests besser geeignet. Die veränderte Grenzschicht ist in einer weiteren CFD Vorhersage berücksichtigt.

Modell als Pitot-Einlauf

Grenzschichtdicke 30mm: bei dem Pitot-Einlauf ergibt sich bei dieser Machzahl mit der ESDU ein konstanter Druckrückgewinn über den gesamten Massenstrom. Die Berechnung mit CFX sagt eine asymptotische Annäherung an den gleichen Druckrückgewinnwert bei höheren Massenstromverhältnissen voraus.

Grenzschichtdicke 100mm: die CFD Vorhersage stimmt vom Trend und dem Wert gut mit dem Test überein. Die Werte für die ESDU liegen darüber und weisen einen größeren Fehler auf als die CFD Ergebnisse.

Die gute Übereinstimmung von Test mit CFD für die Grenzschichtdicke 100m lassen im Umkehrschluss für die Ergebnisse mit der ESDU bei kleinen Massenstromverhältnissen einen hohen Druckrückgewinn erwarten.

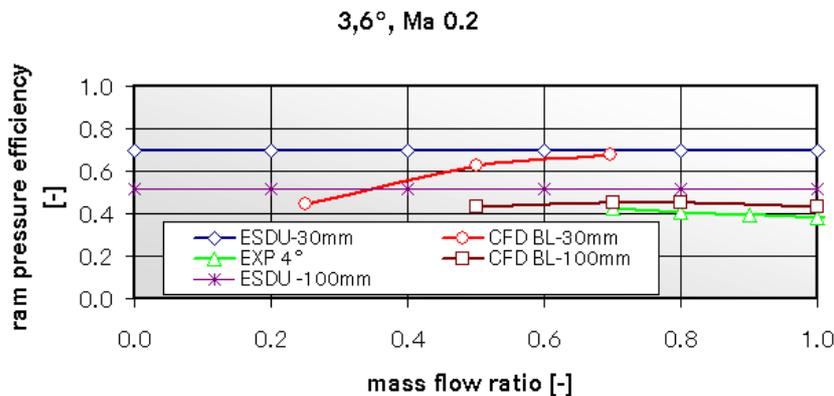


Abbildung 54: NWB Windkanalergebnisse für den Pitot-Einlauf im Vergleich zu ESDU und CFD Ergebnissen.

Modell als versenkter Einlauf mit divergenten Wänden

Der Verlauf der Kurven stimmt qualitativ mit den erwarteten Ergebnissen überein, die absoluten Werte liegen deutlich niedriger als im anderen Testfall, da die Grenzschichtdicke einen starken Einfluss auf die Ergebnisse hat.

Grenzschichtdicke 30mm: bei dem versenkten Einlauf mit divergenten Wänden ergibt sich bei dieser Machzahl mit der ESDU ein nahezu konstanter Verlauf mit einem Maximum bei 0.2. Die CFD Ergebnisse liefern Werte die darunter liegen. Das Maximum ist bei höheren Massenflussverhältnissen.

Grenzschichtdicke 100mm: Test und CFD Ergebnis stimmen im Wert und Trend sehr gut überein. Da die CFD Ergebnisse unter der ESDU Berechnung bei

30mm Grenzschichtdicke liegen, sind die ESDU Ergebnisse für 100mm über den CFD Ergebnissen zu erwarten und stimmen schlechter mit den Tests überein als CFD.

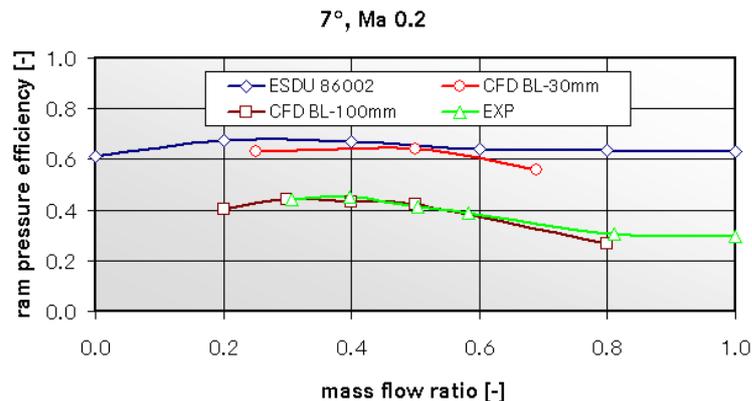


Abbildung 55: NWB Windkanalergebnisse für den Einlauf mit divergenten im Vergleich zu ESDU und CFD Ergebnissen.

Modell als versenkter Einlauf mit parallelen Wänden

Der Verlauf der Kurven stimmt qualitativ mit den erwarteten Ergebnissen überein, die absoluten Werte liegen deutlich niedriger als im anderen Testfall, da die Grenzschichtdicke einen starken Einfluss auf die Ergebnisse hat.

Grenzschichtdicke 30mm: ESDU und CFD haben den gleichen Trend und die Berechnung stimmt für höhere Massenstromverhältnisse überein, wo bei Werten um eins der maximale Druckrückgewinn entsteht.

Grenzschichtdicke 100mm: CFD und Test stimmen bei kleinen MFV gut überein, mit höheren MFV steigt der Unterschied im Druckrückgewinn. Die ESDU Ergebnisse für 30mm liegen über den CFD Ergebnissen und deshalb ist das gleiche auch bei 100 mm zu erwarten. Die ESDU Ergebnisse stimmen dann schlechter mit den Tests überein als die CFD Berechnung.

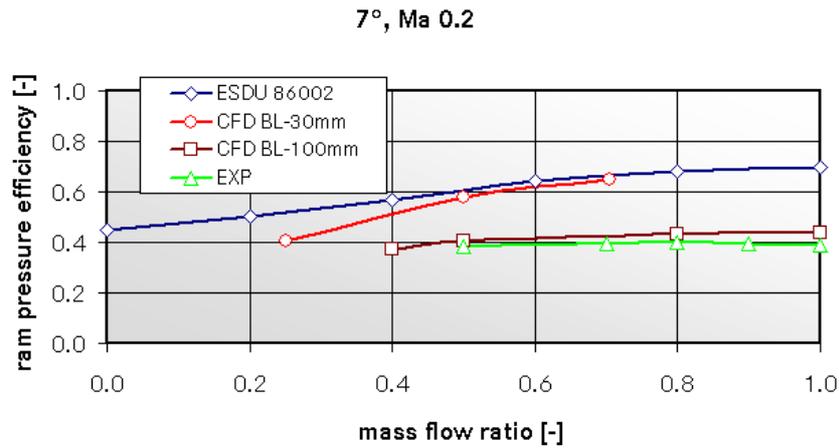


Abbildung 56: NWB Windkanalergebnisse für den Einlauf mit parallelen Wänden im Vergleich zu ESDU und CFD Ergebnissen.

6.3 TEILPROJEKT 3: KÜHLASPEKTE IN CFK RÜMPFEN

6.3.1 Arbeitspaket 3.1 „Kühlung von Leistungselektronik in CFK Rümpfen“

Ziel dieses Arbeitspaketes war die Ermittlung einer optimierten Technologie zur Kühlung von Leistungselektronik, die in CFK-Rümpfen verwendet wird, und die Kopplung dieser Technologie mit dem vorhandenen Flüssigkeits- und Kälteerzeugungssystem. Zur Erreichung dieses Ziels wurde von Airbus Deutschland als erster Schritt die übliche Konfiguration einer modernen Leistungselektronik in zwei verschiedenen Leistungsklassen und die Schnittstellen zum Flugzeugkühlsystem definiert. Von AKG wurden ausgehend von diesen Definitionen Hochleistungskühlplatten zur Kühlung der definierten Leistungselektronik für den Einsatz in Wechselrichtern in den zuvor festgelegten Leistungsklassen konstruiert und gefertigt. Gleichzeitig wurden diese Kühlplatten bei AKG mit einem CFD Tool modelliert. An der TUHH wurden experimentelle Untersuchungen der neuen Kühlplattenkonfiguration unter verschiedenen Randbedingungen durchgeführt, um die Leistungsgrenzen zu bestimmen. Außerdem wurde an der TUHH und bei Airbus Deutschland die Kühlplatte mit einem dynamischen 1-D-Tool modelliert, um die dynamischen Vorgänge und Kopplung mit der Kälteerzeugung und dem Flüssigkeitssystem zu untersuchen und das Modell mit den experimentellen Ergebnissen zu validieren. Dies wurde wegen der später als geplanten Lieferung der Kühlplatten von AKG an einer vorhandenen Kühlplatte der Firma Lytron durchgeführt. Von XRG wurde ein Gesamtmodell des Systems erstellt bestehend aus den verschiedenen Verbrauchern (Kühlplatten), Kälteerzeugung und Kälteverteilung.

6.3.1.1 Anforderungen an Kühlplatten (Airbus)

Für die in Untersuchungen mit Kühlplatten die per Experiment und Simulation durchgeführt werden ist eine Definition der zu kühlenden Leistungselektronik und der Schnittstellen zwischen Elektronik und Kühlplatte sowie zwischen Kühlplatte und Kühlsystem notwendig. Die Untersuchungen umfassen Kühlplatten in zwei Leistungsklassen, die von zwei unterschiedlichen Kälteträgerflüssigkeiten durchströmt werden. Durch diese

Kombination ergibt sich also die Notwendigkeit der Herstellung von vier verschiedenen Kühlplatten bzw. von vier Simulationsmodellen wobei sich jeweils zwei der Kühlplatten nur durch die innere Geometrie der Turbulenzbleche und Lamellen unterscheiden. Im Folgenden werden die zwei unterschiedlichen Kühlplatten Layouts in Geometrie und zu übertragender Leistung sowie die Eigenschaften der hydraulischen Schnittstelle beschrieben. In zwei weiteren iterativen Schritten sollen die Kühlplatten hinsichtlich Wärmedurchgang, Gewicht, hydraulischer Eigenschaft und ggf. Anordnung der Leistungselektronik Komponenten optimiert werden.

In Abbildung 57 und Abbildung 58 sind die Layouts der Kühlplatten für die Verlustleistungsklassen von 3.0 kW und 1.5 kW definiert.

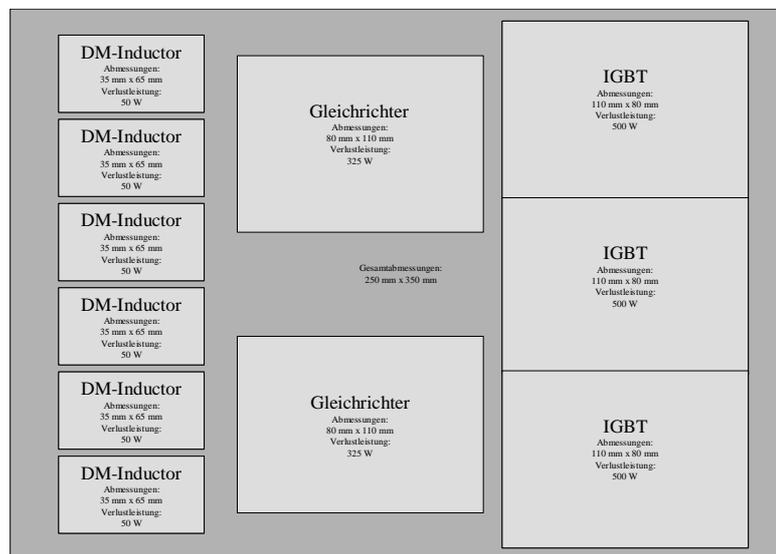


Abbildung 57: Geometrische Anordnung der Wärmelasten für eine Kühlplatte der Verlustleistungsklasse 3.0 kW

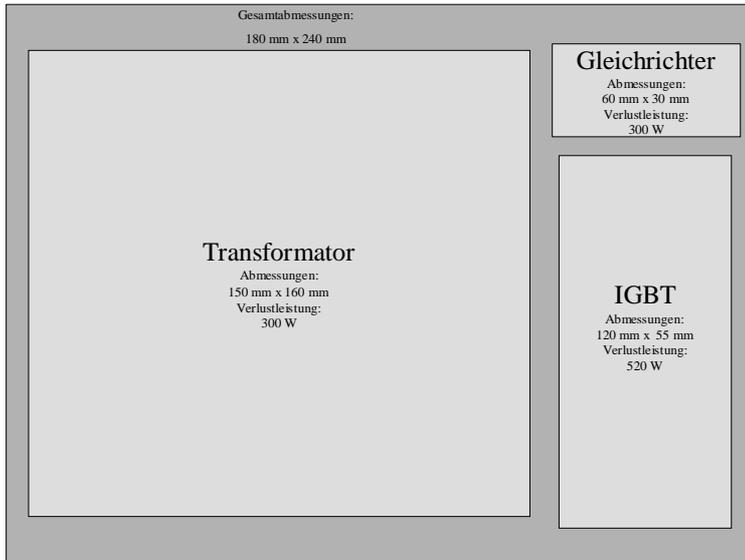


Abbildung 58: Geometrische Anordnung der Wärmelasten für eine Kühlplatte der Verlustleistungsklasse 1.5 kW.

Tabelle 1 beschreibt die Eigenschaften der hydraulischen Schnittstelle für beide Kälteträgerflüssigkeiten und Leistungsklassen. Die Temperatur und Druckverlustwerte sind homogen gehalten um einen gleichzeitigen Betrieb verschiedener Kühlplatten in einem System ohne Einsatz von Blenden zu gewährleisten. Lediglich der Kälteträgerflüssigkeitsvolumenstrom variiert nach abzuführender Wärmelast und thermischen Eigenschaften des Kälteträgerflüssigkeit.

Kälteträgerflüssigkeit		Galden HT135	PGW 60/40
Eintrittstemperatur der Kälteträgerflüssigkeit	°C	70	70
Temperaturerhöhung der Kälteträgerflüssigkeit	°C	5	5
Maximale Oberflächentemperatur	°C	80	80
Max. Druckabfall zwischen Kälteträgerflüssigkeit Eintritt und Austritt bei Nennvolumenstrom	bar	2	2
Volumenstrom des Kälteträgerflüssigkeit	l/s	Ergibt sich aus abzuführender Wärmelast und Kälteträgerflüssigkeitseigenschaften	

Tabelle 1: Definition der Eigenschaften der hydraulischen Schnittstelle

6.3.1.2 Fertigung und CFD-Analyse der Kühlplatten (Firma AKG)

Die Firma AKG hat zwei Sätze von Kühlplatten gefertigt und computerfluidodynamisch (CFD) analysiert. Dabei wurde der zweite Satz Kühlplatten aufgrund von Ergebnissen der Tests des ersten Plattensatzes verändert, um weitere Erkenntnisse über die technischen Grenzen hinsichtlich Gewicht, Druckverlust und Effizienz bzw. Wärmeübergangsqualität zu gewinnen.

Die Ergebnisse der CFD-Analysen für den ersten Plattensatz sind im folgenden zusammengefasst.

1. Modellierung

Für jede Platte wurde ein Ausschnittmodell erstellt, welches den Abschnitt der stärksten thermischen Belastung berücksichtigt (Platte 1 (1591.001.0000V1): IGBT – Gleichrichter – DM-Inductor; Platte 2 (1591.001.0000V1): Gleichrichter – Transformator). In anderen Plattenbereichen ist die thermische Belastung gleich oder geringer. Die Breite der Ausschnittmodelle wurde entsprechend den eingesetzten Turbulatoren gewählt (Platte 1: 3,0mm von 250mm; Platte 2: 4,5mm von 197mm). Die berechneten Bereiche sind in der Abbildung 59 rot schraffiert. Eine vollständige Modellierung der Kühlplatte ist nicht mit vertretbarem Aufwand realisierbar. Durch die Nachbildung der Turbulatoreinlagen im gesamten Plattenbereich würde das Modell zu speicherintensiv.

Die Betrachtung nur eines Plattenausschnitts ist gleichbedeutend mit der Vernachlässigung der Wärmeleitung quer zur Strömungsrichtung. Dies ist vertretbar, da die Wärmeleitung in Querrichtung höchstens zu einer geringen Absenkung der sich einstellenden Plattentemperatur führt. Auf keinen Fall würden sich die Oberflächentemperaturen dadurch erhöhen.

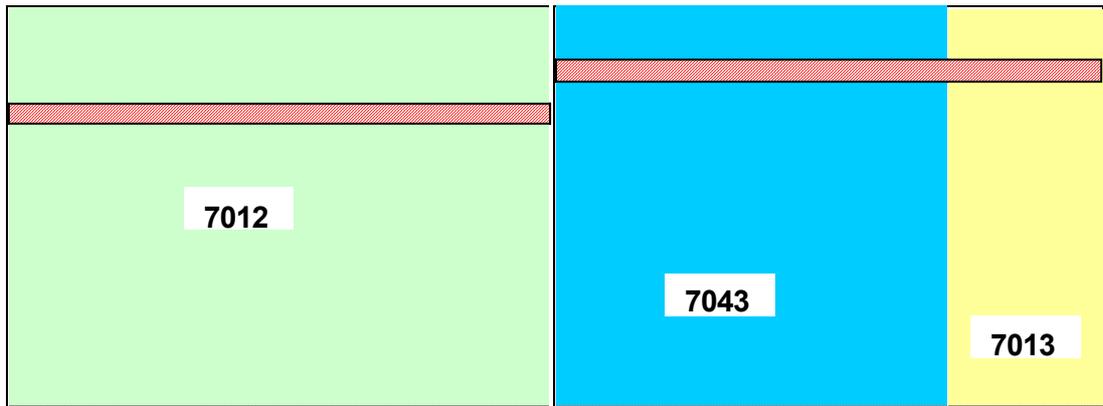


Abbildung 59: Berechnungsgebiet (rot) und Turbulatoreinlagen für Kühlplatte 1 (links) und Kühlplatte 2 (rechts), grün: Turbulator 7012, blau: Turbulator 7043, gelb: Turbulator 7013

Die thermische Belastung der einzelnen Bauteile wurde als Flächenquelle auf der Oberseite der Kühlplatten berücksichtigt.

Die Wärmeleistungen der einzelnen Bauteile wurden wie folgt angenommen:

- Platte 1 – IGBT: 56,82 kW/m²
- Platte 1 – Gleichrichter: 36,93 kW/m²
- Platte 1 – DM-Inductor: 21,98 kW/m²
- Platte 2 – Gleichrichter: 166,67 kW/m²
- Platte 2 – Transformator: 12,50 kW/m²

Die Eintrittstemperatur des Kühlmittels Wasser-Glykol (60/40) betrug 65 °C. Der Durchfluss lag bei 570 kg/h (Platte 1) bzw. 620 kg/h (Platte 2).

2. Ergebnisse

Als Ergebnisse der Berechnungen erhält man die Temperaturverteilung in der Kühlplatte und den sich einstellenden Druckverlust. Die Temperaturen an der Plattenoberfläche für die einzelnen Bereiche und die Druckverluste sind in Tabelle 2 zusammengefasst.

	Kühlplatte 11591.001.0000V1			Kühlplatte 21591.001.0000V2	
	IGBT	Gleichrichter	DM-Inductor	Gleichrichter	Transformator
t _{mittel} [°C]	72,0	72,2	71,8	76,6	69,4

t _{max} [°C]	73,1	72,9	72,0	78,1	69,6
D _p [mbar]	392			393	

Tabelle 2 Temperaturen an der Plattenoberfläche unter den einzelnen Bauelementen und die berechneten Druckverluste

ICFD Rechnungen zeigen, dass der Druckverlust gleichmäßig über die Plattenlänge zunimmt. Im gesamten Bereich wird hier der AKG-Turbulator 7012 eingesetzt. Der Druckverlust nimmt unter dem Gleichrichter zunächst stark zu und erhöht sich unter dem Transformator nur noch geringfügig. Ursache hierfür ist der Umstand, dass unter Gleichrichter und IGBT der Turbulator 7013 eingesetzt wird. Er kann eine hohe Wärmeleistung abführen. Gleichzeitig erzeugt er aber auch einen höheren Druckverlust. Im Gebiet unter dem Transformator kommt dann der Turbulator 7043 zum Einsatz. Er verursacht einen deutlich geringeren Druckabfall.

6.3.1.3 Experimentelle Untersuchung der Kühlplatten (Technische Universität Hamburg Harburg - TUHH)

6.3.1.3.1 Ziel der Versuche

Ziel der im Folgenden dargestellten Versuche, war es vor allem zu überprüfen, ob die von AKG entworfenen Kühlplatten die von Airbus geforderten Oberflächentemperaturen garantieren können. Außerdem sollten mit Hilfe der Messungen die von AKG durchgeführten CFD-Ergebnisse validiert werden.

Von AKG wurden für beide Kühlplatten folgende Größen rechnerisch bestimmt:

- Druckverlust in der Platte bei einem bestimmten Massenstrom
- Temperaturverlauf entlang eines Längsschnittes der Platte bei einem bestimmten Massenstrom

Die Versuche wurden mit 2 Kälteträgern durchgeführt:

- Galden HT 135
- Propylenglykol-Wasser (PGW) im Verhältnis 60/40 Vol.-%

6.3.1.3.2 Gesamtaufbau des Versuchs

An der TUHH wurde der in Abbildung 60 und Abbildung 61 gezeigte Versuchsaufbau erstellt. Mit Hilfe eines Kühlgerätes (1) wurde der Kälteträger auf eine gewünschte Vorlauftemperatur eingestellt. Über eine Zulaufleitung (2) und eine Ablaufleitung (3) wurde er durch die Kühlplatte (4) geführt.

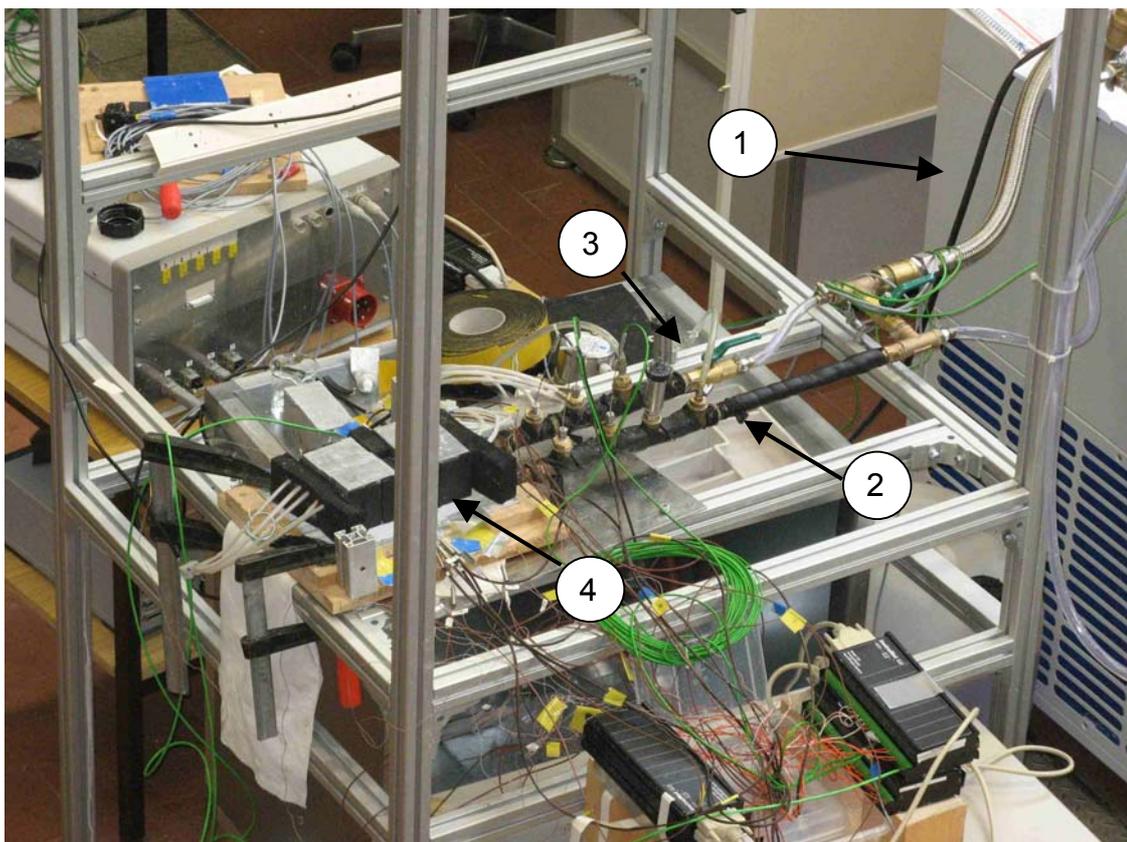


Abbildung 60: Kühlplattentestaufbau

Mit Hilfe von Heizblöcken (5) aus Aluminium wurde die Wärmelast durch elektronische Bauteile dargestellt. Wärme wird mit Hilfe von Heizpatronen (6) elektrisch erzeugt und über die Heizblöcke (5) in die Kühlplatte (4) eingeleitet.

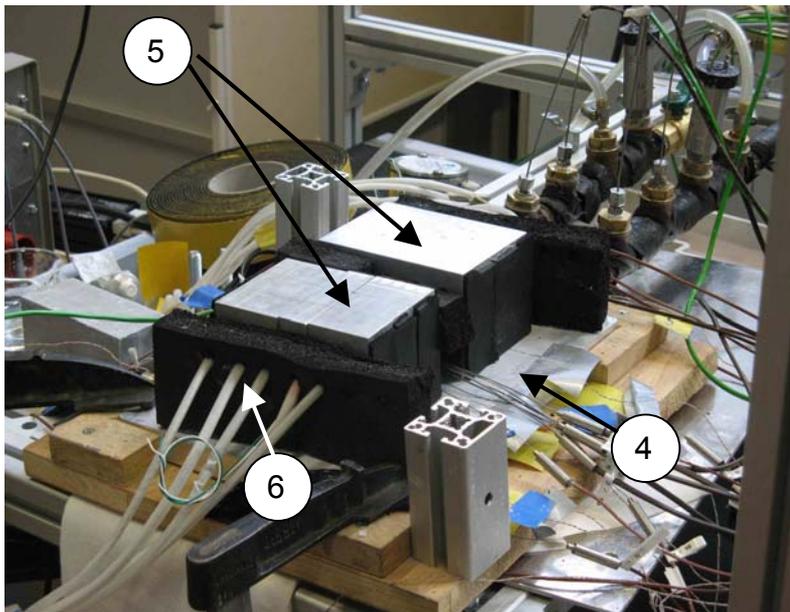


Abbildung 61: Kühlplattentestaufbau: Kühlplatte mit Heizblöcken und Heizpatronen

6.3.1.3.3 Befestigung der Heizblöcke

Besondere Sorgfalt war bei der Befestigung der Heizblöcke notwendig. Dabei war es besonders wichtig einen guten Wärmeübergang von den Heizblöcken in die Kühlplatte sicherzustellen. Die Heizblöcke wurden wie in Abbildung 62 dargestellt auf der Platte befestigt. Da keine Gewindebohrungen auf der Platte für die Befestigung vorgesehen sind, wurden die Blöcke mit Hilfe eines Halbhohl-Aluprofils auf die Platte gepresst. Mit Hilfe zweier Gewindestangen an der Seite wurden die Aluprofile mit der Halterung, auf der die Platte liegt, verschraubt. Durch das Layout der Platte bedingt befanden sich somit auch teilweise mehrere Blöcke unter einem Aluprofil.

Um einen Wärmeübergang nach oben in die Strebe zu verhindern, befand sich eine Isolierung zwischen den Heizblöcken und dem Aluprofil. Der Nachteil dieser Befestigungsmethode liegt darin, dass bei einer nicht ganz planen Kühlplatte die Heizblöcke nicht mit gleichmäßiger Flächenlast angepresst werden können.

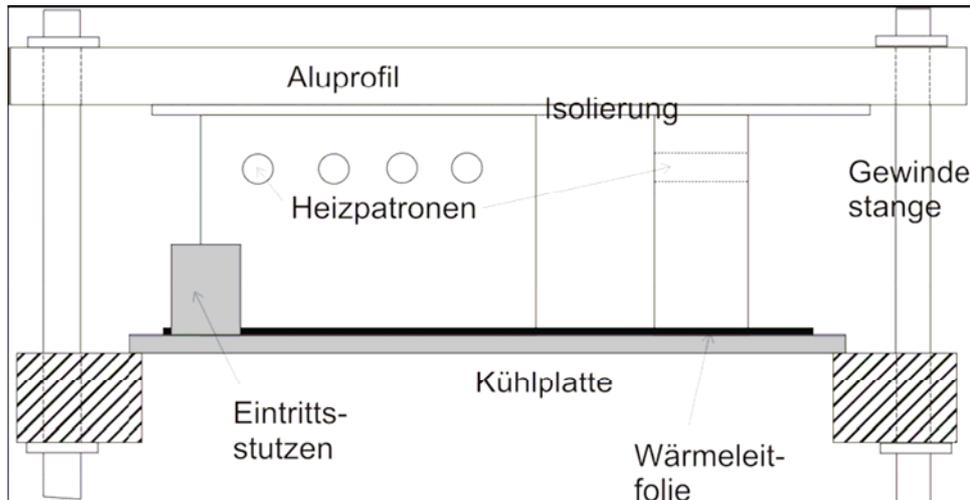


Abbildung 62: Befestigung der Heizblöcke auf der Platte (Prinzipskizze, nicht maßstabgetreu)

Um den Wärmeübergang von den Heizblöcken in die Kühlplatte zu verbessern wurde eine Wärmeleitfolie verwendet. Vorangegangene Versuche hatten gezeigt, dass man eine einen möglichst guten Wärmedurchgang beim Verwenden der Wärmeleitfolie ALF 5 der Firma Kunze bekommt. Diese Folie wurde in allen Versuchen verwendet. Es handelt sich dabei um eine Folie bei der ein Material auf ein Aluminiumsubstrat aufgebracht ist, das seine Phase wechselt.

Der thermische Gesamtübergangswiderstand wird vom Hersteller in Abhängigkeit des Anpressdrucks angegeben und nimmt folgende Werte an:

$R_{\text{Folie}} = 0.02 \text{ K inch}^2 / \text{W}$ für einen Anpressdruck von 100 kPa

$R_{\text{Folie}} = 0.01 \text{ K inch}^2 / \text{W}$ für einen Anpressdruck von 500 kPa

Das Anzugsdrehmoment wurde so gewählt, dass der Flächenanpressdruck zwischen 100 kPa und 300 kPa lag. Damit war der Anpressdruck deutlich geringer, als in den meisten Datenblättern für Leistungselektronik vorgeschlagen. In Vorversuchen wurde festgestellt, dass ein zu großer Flächenanpressdruck sehr leicht zur Verbiegung der Platte führen kann. Dieser Umstand ist der Art der Befestigung der Heizblöcke geschuldet. Bei einer Montagemöglichkeit der Heizblöcke direkt auf der Platte würde das

vermutlich nicht auftreten. Mit der Reduzierung des Flächenanpressdrucks wurde versucht, eine Verbiegung der Platte zu verhindern.

6.3.1.3.4 Messparameter

An der Kühlplatte wurden folgende Kälteträgerparameter gemessen:

- Ein- und Austrittstemperatur
- Massenstrom
- Differenzdruck Austritt zu Eintritt der Kühlplatte

Weiterhin wird die Leistungsaufnahme der Heizpatronen gemessen.

Außerdem wurden Oberflächentemperaturen der Kühlplatten und der Heizblöcke gemessen. Dabei gilt für die Messungen mit dem Kälteträger PGW: Sowohl in der kleinen Kühlplatte (Platte 1591.002.0000V1) als auch in der großen Kühlplatte (Platte 1591.001.0000V1) waren zehn Typ K – Thermoelemente (\varnothing 1 mm) eingelötet (Lage der Sensoren siehe Abbildung 63)

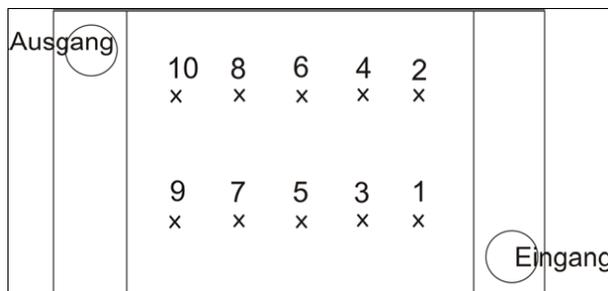


Abbildung 63 Lage der Sensoren auf der kleinen und der großen Kühlplatte, wenn als Kühlmedium PGW eingesetzt wird (Prinzipskizze, nicht maßstabgetreu).

Dazu wurden die Thermoelemente in eingefräste Nuten gelegt und am Kopf auf einer Länge von ca. 5 mm mit der Platte verlötet.

Für die Messungen mit Galden gilt: In der kleinen Kühlplatte (Platte 1591.001.0000V1) waren neun Typ K – Thermoelemente (\varnothing 1 mm) eingelötet (Lage der Sensoren siehe Abbildung 64). In der großen Kühlplatte waren 10 Typ K – Thermoelemente nach dem gleichen Prinzip eingelötet (siehe Abbildung 65).

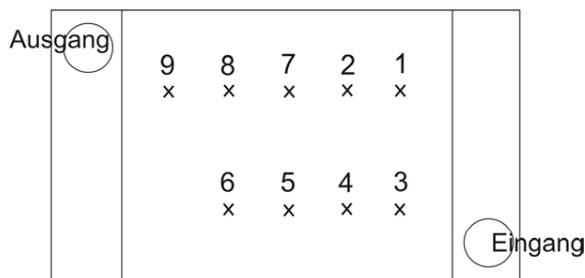


Abbildung 64: Lage der Temperatursensoren auf der kleinen Kühlplatte, Draufsicht auf die Platte, Kälteträger Galden (Prinzipskizze, nicht maßstabgetreu)

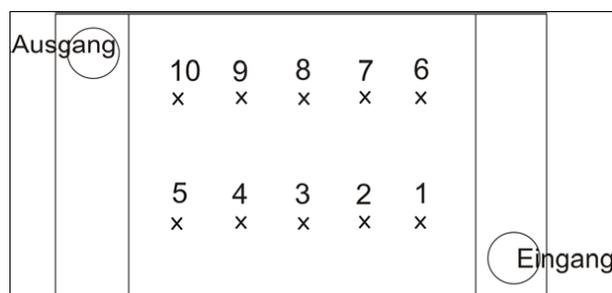


Abbildung 65: Lage der Temperatursensoren auf der großen Kühlplatte, Draufsicht auf die Platte, Kälteträger Galden (Prinzipskizze, nicht maßstabgetreu)

Sowohl für die Messungen mit PGW und Galden galt bei den Heizblöcken: In den Heizblock mit der höchsten Flächenlast auf der kleinen Platte (Gleichrichter-Heizblock) waren zwei Thermoelemente eingelötet. Der Heizblock mit der höchsten Flächenlast auf der großen Platte (drei IGBTs nebeneinander) war in vier Teile aufgeteilt, um eine möglichst eindimensionale Wärmeleitung in den Heizblöcken zu garantieren.

6.3.1.3.4 Messgenauigkeit

Massenstrommessung

Zur Messung des Massenstromes wurde ein Massenstrommessgerät eingesetzt, das nach dem Coriolis-Prinzip arbeitet. Die errechnete Standardabweichung für den Massenstrom kann Abbildung 66 entnommen werden.

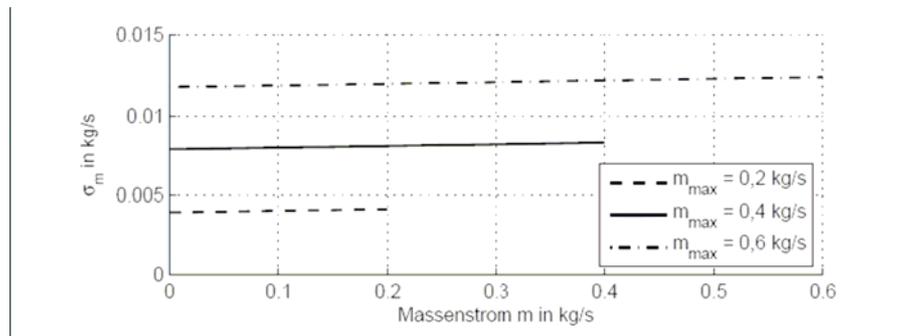


Abbildung 66: Standardabweichung des Massenstrommessgeräts in Abhängigkeit des eingestellten Wertes für den Maximalmassenstrom.

Temperaturmessung

Zur Messung der Temperaturen wurden Thermoelemente genutzt, Typ T für Temperaturen in der Kälteträgerflüssigkeit und Typ K für Temperaturen an den Oberflächen. Da schon die Grenzabweichung für die Sensoren in beiden Fällen recht groß ist (± 0.5 K für Typ T und ± 1.5 K für Typ K) wurden die Sensoren einzeln mit einem hochgenauen PT100 für den relevanten Temperaturbereich nachkalibriert. Die vom Sensor abhängige Korrekturkurve wurde dann zu den gemessenen Werten addiert. Damit sowie mit einer externen Messung der Klemmstellentemperatur mit einem PT100 wurde der Sensorfehler für die ganze Messkette auf unter ± 0.2 K reduziert.

Für die Bewertung der Genauigkeit der gemessenen Temperaturen flossen neben der Genauigkeit der Sensoren (Thermoelemente, Massenstrommessgerät, Leistungsmessung der Heizpatronen, Genauigkeit der Messdatenerfassungsgeräte) noch andere Faktoren in die Genauigkeit ein, nämlich:

- Abweichung von einer eindimensionalen Wärmeflussrichtung in den Heizblöcken, bedingt durch:
 - ungleichmäßigen Anpressens der Aluminiumblöcke (bedingt durch eine unterschiedliche Höhe der Heizblöcke und / oder einer nicht-planen Kühlplatte
 - Oberflächenrauheiten, die nur unzureichend durch eine Wärmeleitfolie ausgeglichen werden können
- Abweichung eines perfekten thermischen Kontaktes zwischen Thermoelement und umgebendem Aluminium

Im Laufe der Versuche zeigte sich, dass die Ungenauigkeiten, die durch diese Faktoren entstehen, deutlich stärker ins Gewicht fallen, als Sensorungenauigkeiten. Diese Ungenauigkeiten lassen sich ausschließlich durch eine große Anzahl von Messungen mit einer großen Anzahl von Thermoelementen beherrschen. Da aber das Einlöten zu vieler Sensoren auf zu kleiner Fläche selbst wieder eine Fehlerquelle ist (da eine möglichst eindimensionale Wärmeleitung dadurch verhindert werden kann), wurden stattdessen die Blöcke mit der größten Flächenlast auf der Kühlplatte an verschiedene Positionen gebracht, um so die Oberflächentemperatur mit Hilfe unterschiedlicher, eingelöteter Thermoelemente zu messen.

Da die Leistung der Heizpatronen in einem weiten Bereich stufenlos einstellbar war, konnten die meisten Heizblöcke jede in dem Airbus-Layout vorgesehene Flächenlast simulieren. Damit ließen sich prinzipiell auch Heizblöcke, deren Abmessungen von den im Layout vorgesehenen Abmessungen abwichen, als Heizblöcke für eine bestimmte Flächenlast einsetzen. Damit konnte überprüft werden, ob die in den Heizblöcken eingelöteten Thermoelemente für eine gleiche Flächenlast ähnliche Temperaturen anzeigen.

Um viele Messpunkte zu erhalten und statistische Schwankungen bestimmen zu können, wurde jede Konfiguration (Konfiguration = ein bestimmter Heizblock an einer bestimmten Position auf der Platte bei bestimmten Randbedingungen) mehrfach vermessen. Zwischen den Messungen wurden die Heizblöcke um kleine Beträge (Größenordnung: 1 cm) verschoben, außerdem wurde die Wärmeleitfolie gewechselt und die Heizblöcke erneut mit Hilfe eines Drehmomentenschlüssels angepresst. Die Messungen zeigten, dass bei diesen leichten Veränderungen am Versuchsaufbau die Temperaturen in der Platte relativ stark schwanken können.

Zusammenfassend lässt sich also sagen, dass die Blöcke mit der höchsten Flächenlast (Gleichrichter und IGBT) an verschiedene Stellen auf der Platte positioniert wurden und teilweise auch andere Blöcke mit der gleichen Flächenlast eingesetzt wurden, um eine statistisch relevante Anzahl von Messpunkten zu bekommen.

Druckmessung

Der Druckverlust wurde in Abhängigkeit des Massenstroms mit Hilfe eines Differenzdruckmessers gemessen. Die Genauigkeit dieser Messung ist ausschließlich von der Genauigkeit dieser beiden Messgeräte abhängig und ließ sich insofern sehr gut abschätzen.

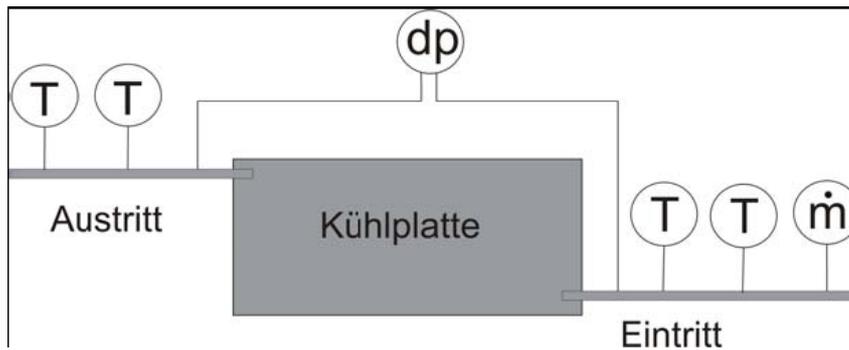


Abbildung 67: Gemessene Größen am Ein- und Austritt der Kühlplatte

Energiebilanz

Bei jeder Messung wurde überprüft, ob sich die Energiebilanz über die Platte erfüllt war. Die Energiebilanz ist eine zuverlässige Methode, zu überprüfen, ob der Massenstrom richtig gemessen wird.

Die vom Fluid aufgenommene Wärme muss der von den Heizpatronen aufgenommenen elektrischen Leistung entsprechen

$$P_{el, Heizpatrone} = \dot{m} \cdot c_p \cdot (T_{\text{Austritt, Platte}} - T_{\text{Eintritt, Platte}}) .$$

Die Leistung der Heizpatronen kann zuverlässig gemessen werden, außerdem lässt sich die gemessene Maximalleistung mit den Herstellerangaben vergleichen. Die Temperaturen an Ein- und Austritt werden mit mehreren Sensoren gemessen, so dass auch diese Messung sehr zuverlässig ist.

Da die vom Fluid aufgenommene Wärme in Regel ca. 5% unter der elektrischen Leistung der Heizpatronen lag, wurde durch die Energiebilanz nachgewiesen, dass auch der Massenstrom richtig gemessen wurde.

Abbildung 68 zeigt beispielhaft die Energiebilanz für 1500 W und einen Massenstrom von 133 g/s.

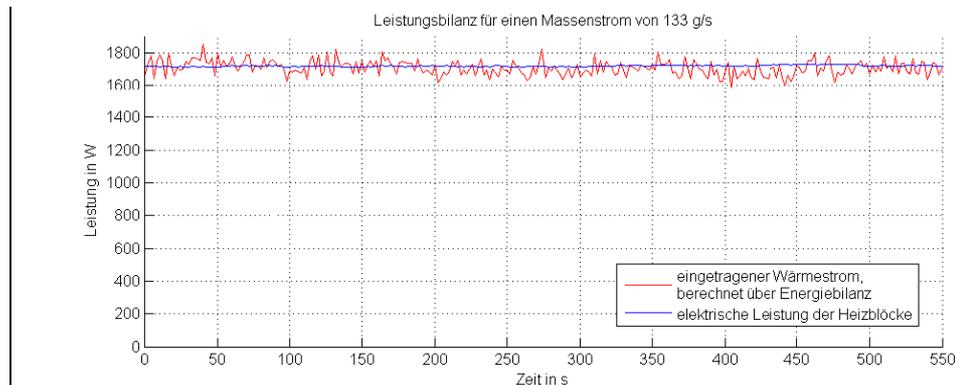
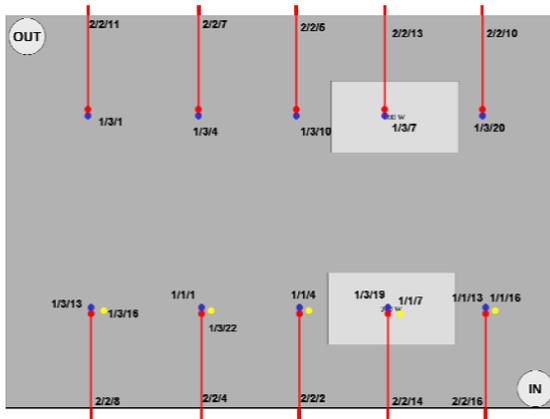


Abbildung 68: Energiebilanz für eine Leistung von 1500 W und einen Massenstrom von 133 g/s

6.3.1.3.5 Vorversuche

An der großen Kühlplatten wurden einige Vorversuche unternommen. Dabei wurde das Kühlmittel Propylen-Glykol - Wasser (60% - 40%) eingesetzt. Der Versuchsaufbau orientiert sich hierbei noch nicht an dem Airbus-Layout. Stattdessen wurde die Platte mit zwei symmetrisch angeordneten Heizblöcken (siehe Abbildung 69) verspannt. Jeder Block maß 45 mm x 75 mm und hatte max. 300 W Wärmeleistung. Die Aluminiumstrebe wurde mit ca. 5 Nm auf jeder Seite angezogen. Der Anpressdruck betrug damit ca. 600 kPa. Es wurde ein relativ hoher Anpressdruck gewählt, da bei höheren Anpressdrücken eine bessere Wiederholbarkeit der Versuchsergebnisse gewährleistet ist.



**Abbildung 69: Lage der Heizblöcke (hellgrau) auf der großen Kühlplatte (Vorversuch)
Durchströmung der Platte**

Ein Ziel des Vorversuchs war es, zu überprüfen, ob die Platte gleichmäßig durchströmt wird (d.h. ob sich der Massenstrom gleichmäßig über die Breite der Kühlplatte aufteilt). Dafür wurden Thermographieaufnahmen von der Unterseite der Platte durchgeführt. Die Thermographieaufnahmen zeigten eine sehr gleichmäßige Durchströmung der Platte. In Abbildung 70 ist das Ergebnis beispielhaft für zwei verschiedene Massenströme dargestellt.

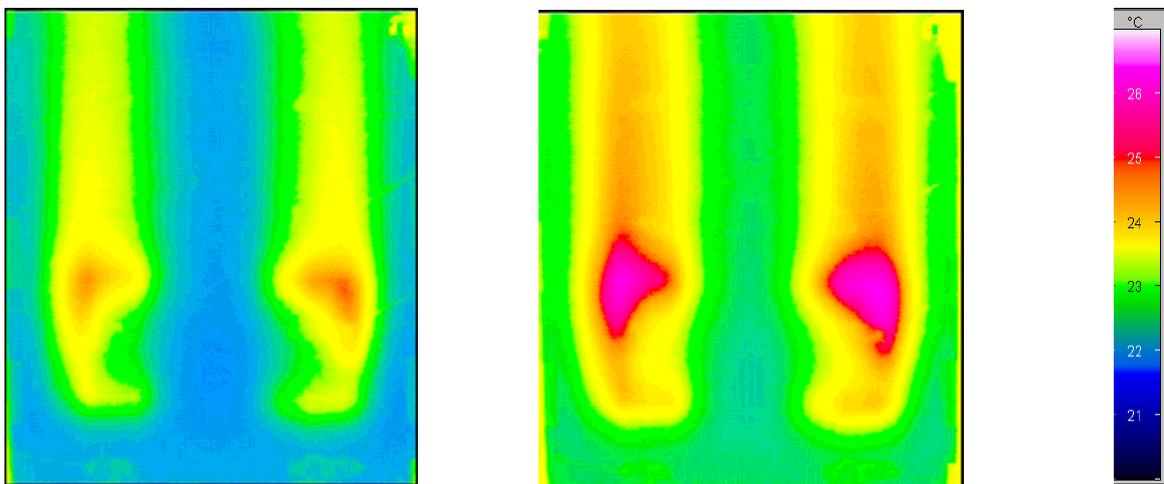


Abbildung 70: Thermographieaufnahme der großen Kühlplatte von unten für einen Massenstrom von 200 g/s (links) und 150 g/s (rechts).

Messung der Oberflächentemperaturen

Im diesem Test sollte vor allem geklärt werden, wie verlässlich die Temperaturmessungen in den Nuten (Oberseite der Kühlplatte) waren, damit die gemessenen Werte dann auch mit den CFD-Rechnungen von AKG verglichen werden konnten. Abbildung 71 zeigt die Oberflächentemperaturen auf der großen Platte. Die cyan-farbenen Linien sind die Temperaturen für die beiden Sensoren, die am nächsten am Eintritt lagen, die grünen Sensoren liegen unter den Heizblöcken. Man sieht, dass auch die Oberflächentemperaturen recht ähnlich waren (Abweichung unter 0.5 K). Da die Sensoren im Vorfeld kalibriert wurden und einen Sensorfehler von ± 0.1 K aufwiesen, rührt die leichte Abweichung wahrscheinlich daher, dass die Lötung der Thermoelemente in die Kühlplatte nicht exakt gleich ausgeführt wurde. Der Unterschied ist umso auffälliger je größer die spezifische Wärmelast ist. Außerdem hat sich gezeigt, dass die Oberflächentemperatur recht sensibel auf das Anzugsdrehmoment reagiert, so dass für reproduzierbare Messungen auf jeden Fall die Blöcke wieder mit dem gleichen Anzugsdrehmoment befestigt werden müssen. Bei der hohen Flächenanpresskraft lassen sich die Messungen außerdem sehr gut reproduzieren.

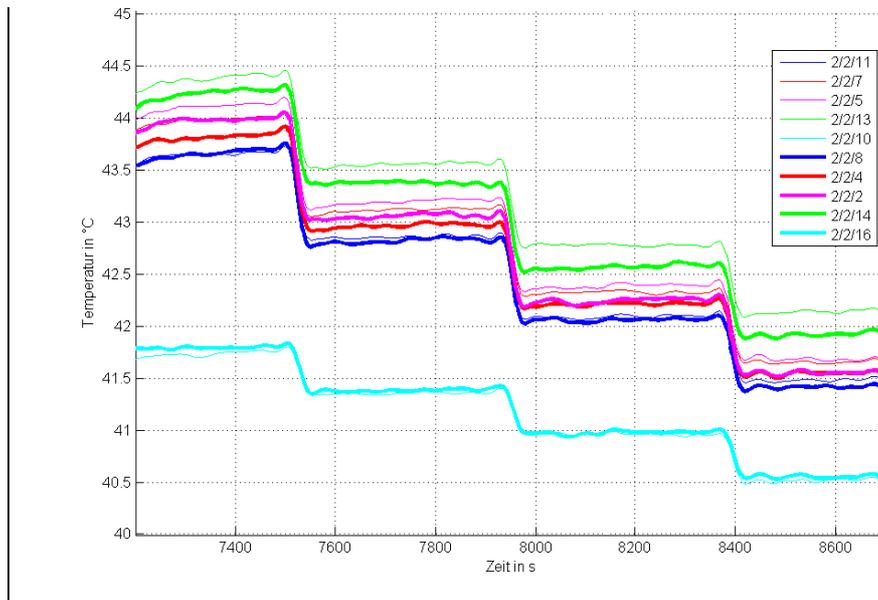


Abbildung 71: Oberflächentemperaturen in den Nuten für eine Vorlauftemperatur von 40°C, eine Heizleistung von 2 x 300 W und Massenströme von 100 g/s bis 250 g/s (jede Stufe entspricht dabei einem bestimmten Massenstrom).

Aufgetretene Probleme

Die große Kühlplatte wurde bei den Vorversuchen verbogen. Offensichtlich ist die gewählte Anpresskraft zu groß für die gewählte Befestigungsart. Bei den folgenden Versuchen muss also die Kraft kleiner gewählt werden, da es in diesem Fall keine bessere Befestigungsart gibt.

6.3.1.3.6 Ergebnisse der Druckverlustmessungen

Die Druckverlustmessungen mit PGW als Kältemittel ergaben sowohl für die große als auch für die kleine Kühlplatte eine gute Übereinstimmung mit den CFD-Rechnungen (siehe Abbildung 72 und Abbildung 73).

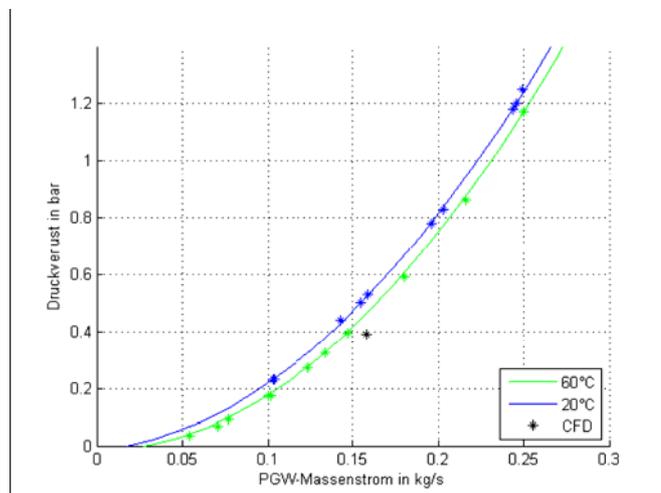


Abbildung 72: Druckverlust über die große Platte abhängig vom Massenstrom für 20°C (blau) und 60°C (grün). Das Ergebnis der CFD-Rechnung von AKG ist in schwarz eingezeichnet.

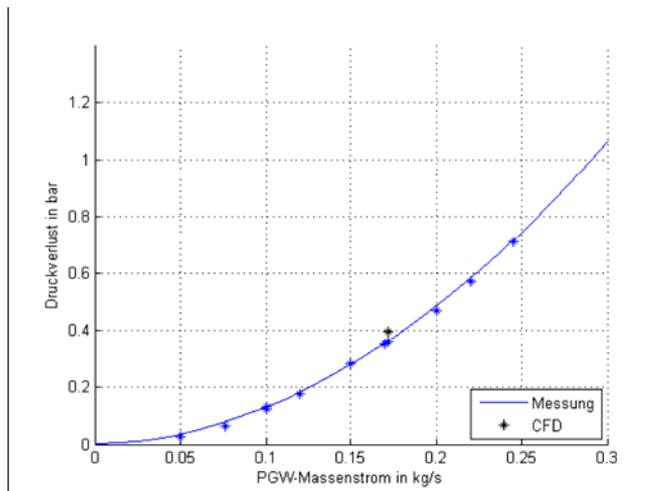


Abbildung 73: Druckverlust über die kleine Platte.

Die Druckverlustmessungen mit Galden als Kältemittel ergaben für die große Kühlplatte gute Übereinstimmung mit den CFD-Rechnungen. Dagegen traten bei den Messungen an der kleinen Kühlplatte starke Abweichungen gegenüber den CFD-Rechnungen auf.

Abbildung 74 zeigt den gemessenen Druckverlust über die kleine Platte (blaue Kurve) und die große Platte (grüne Kurve) für unterschiedliche Massenströme, sowie die Berechnung von AKG für jeweils einen Massenstrom.

Es ist erkennbar, dass Messung und Berechnung von AKG für die große Kühlplatte sehr gut übereinstimmen. Der von Airbus vorgegebene Auslegungspunkt von 2 bar wird also sehr gut getroffen. Bei der kleinen Kühlplatte weichen hingegen Messung und Berechnung stark von einander ab.

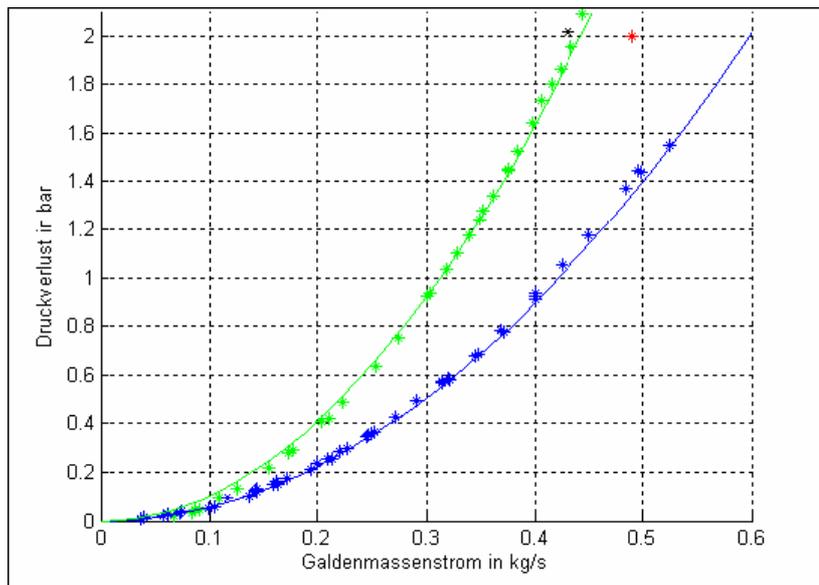


Abbildung 74: Gemessener Druckverlust über kleine (blau) und große Platte (grün), sowie berechnete Werte von AKG für die kleine (rot) und die große Platte (schwarz). Kühlmittel: Galden HT135

Messfehler konnten so gut wie ausgeschlossen werden, da für die Druckmessung die Druckmessdose extra nachkalibriert wurde und der Massenstrom über eine stimmige Energiebilanz abgesichert wird (siehe Teilkapitel „Energiebilanz“).

Bei näherer Betrachtung erschien die Messung auch deswegen glaubhafter, da beim Vergleich mit der Messung / Berechnung für Propylenglykol-Wasser folgendes auffiel: Bei gleichem PGW-Massenstrom war der Druckverlust in der großen Platte ungefähr 1,5 mal höher (siehe Abbildung 75). Dieselbe Beobachtung galt bei den Messungen für Galden als Kühlmittel. Die Berechnungen für Galden suggerierten aber, dass der Druckverlust in der großen Platte nur wenig höher wäre, als in der kleinen Platte, bei gleichem Massenstrom. Da bei den PGW- und den Galden-Messungen identische Platten verwendet wurden, wäre das schwer zu erklären.

Deshalb wird angenommen, dass bei der CFD-Rechnung für die kleine Platte offensichtlich ein unpassendes Turbulenzmodell verwendet wurde.

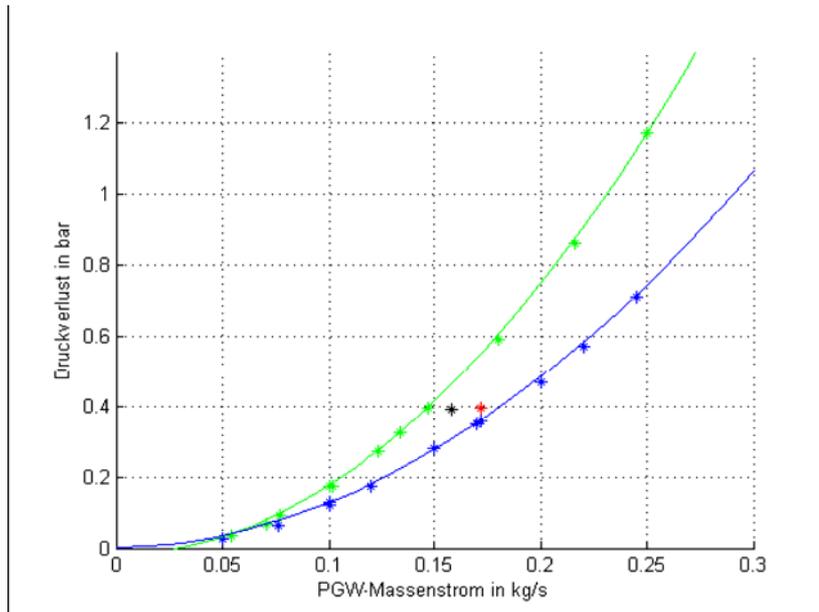


Abbildung 75: Gemessener Druckverlust über kleine (blau) und große Platte (grün), sowie berechnete Werte von AKG für die kleine (rot) und die große Platte (schwarz). Kühlmittel: PGW

Im Folgenden wird der Druckverluste beim Einsatz von Galden im Gegensatz zum Druckverlust beim Einsatz von PGW betrachtet. Eine Ausgleichskurve durch die Messpunkte für den Druckverlust bei Verwendung von Galden zeigt, dass sich der Druckverlust sowohl für die kleine als auch für die große Platte in der Form

$$\Delta p = a \cdot \dot{m}^2$$

beschreiben lässt. Damit ist anzunehmen, dass die Strömung durch die Platten vollturbulent ist. Beim Durchströmen der Platten mit der Propylen-Glykol-Wasser-Mischung ist der Druckverlust dagegen vom Massenstrom folgendermaßen abhängig:

$$\Delta p = a \cdot \dot{m}^2 + b \cdot \dot{m}$$

Damit befindet sich die Strömung eher im Übergangsbereich zwischen laminar und turbulent.

Außerdem war der Druckverlust in den Platten beim Einsatz von Galden HT135 kaum temperaturabhängig, wie aus Abbildung 76 ersichtlich wird. Zwar steigen sowohl die Dichte als auch die kinematische Viskosität mit sinkender Temperatur, was in der Regel zu einem erhöhten Druckverlust führt; allerdings sind die Änderungen nicht so stark, dass sie einen messbaren Einfluss auf den Druckverlust haben.

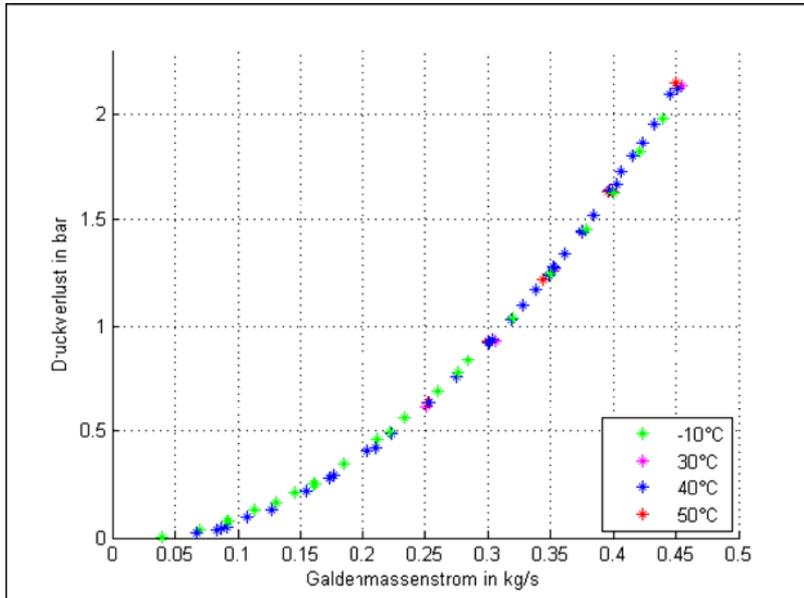


Abbildung 76: Druckverlust über die große Platte für verschiedene Vorlauftemperaturen.

6.3.1.3.7 Ergebnisse der Temperaturmessungen

Temperaturmessungen mit PGW als Kälteträger

In Abbildung 77 und Abbildung 78 sind die Oberflächentemperaturen bezogen auf die Kälteträgereintrittstemperatur auf der großen, respektive der kleinen Kühlplatte aufgetragen. Die Wärmelast entsprach der Wärmelast, die vom Airbus-Layout vorgegeben wird. Die Massenströme waren so gewählt, dass die Messungen mit den CFD-Rechnungen von AKG verglichen werden können. Bei beiden Kühlplatten herrschte eine sehr gute Übereinstimmung zwischen Messung und CFD-Rechnung. Nur die Messpunkte für Sensor 2 auf der großen Kühlplatte waren offensichtlich zu hoch; das liegt daran, dass die große Kühlplatte an dieser Stelle auf Grund der Vorversuche verbogen ist.

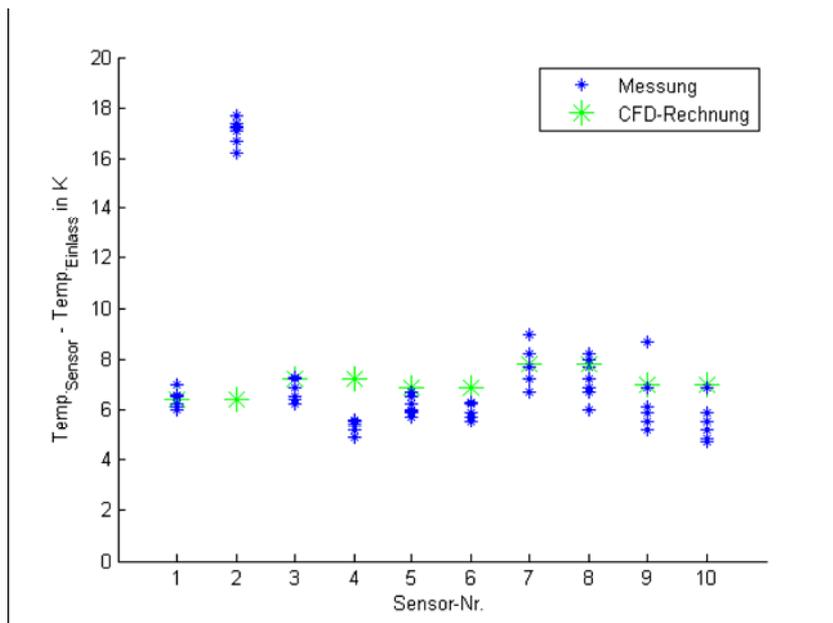


Abbildung 77: Temperaturen auf der großen Kühlplatte. Lage der Sensoren wie in Abb. 12 beschrieben, Wärmelast: laut Airbus-Layout, Massenstrom: 158 g/s, Kühlmittel: PGW

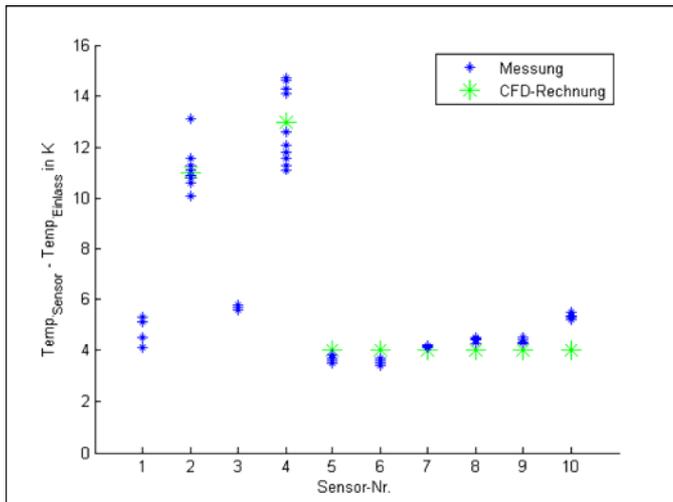


Abbildung 78: Temperaturen auf der kleinen Kühlplatte. Lage der Sensoren wie in Abb. 12 beschrieben, Wärmelast: laut Airbus-Layout, Massenstrom: 172 g/s, Kühlmittel: PGW

Abbildung 79 stellt die Abhängigkeit der Oberflächentemperatur von der Eintrittstemperatur dar. Es wird ersichtlich, dass für eine niedrigere Eintrittstemperatur (40°C) der Wärmeübergangswiderstand vom Kälteträger zur Wand größer ist. Das lag womöglich an der höheren Viskosität, die eine niedrigere Reynolds-Zahl und damit einen kleineren Wärmeübergangskoeffizienten zur Folge haben würde.

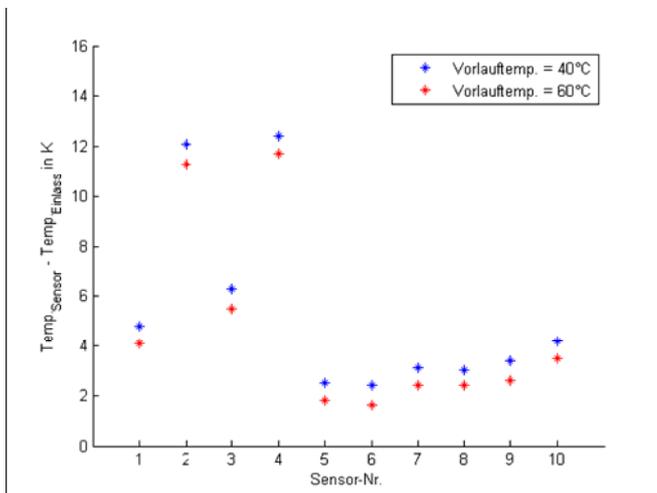


Abbildung 79: Temperaturen auf der kleinen Kühlplatte für unterschiedliche Vorlauftemperaturen. Wärmelast: laut Airbus-Layout, Massenstrom: 172 g/s, Kühlmittel: PGW

Abbildung 80 stellt die den Verlauf zweier Temperaturen unter dem Gleichrichter und zweier Temperaturen unter dem Transformator für einen veränderlichen PGW-

Massenstrom dar. Erwartungsgemäß sinkt der Wärmeübergangswiderstand mit steigendem Massenstrom. Der Temperaturabfall ist für die hohen Temperaturen (unter dem Gleichrichter) ausgeprägter als für die niedrigen Temperaturen, da in diesem Fall der Wärmeübergangswiderstand zur Wand im Vergleich zum Wärmedurchgangswiderstand durch die Wand noch dominierender ist.

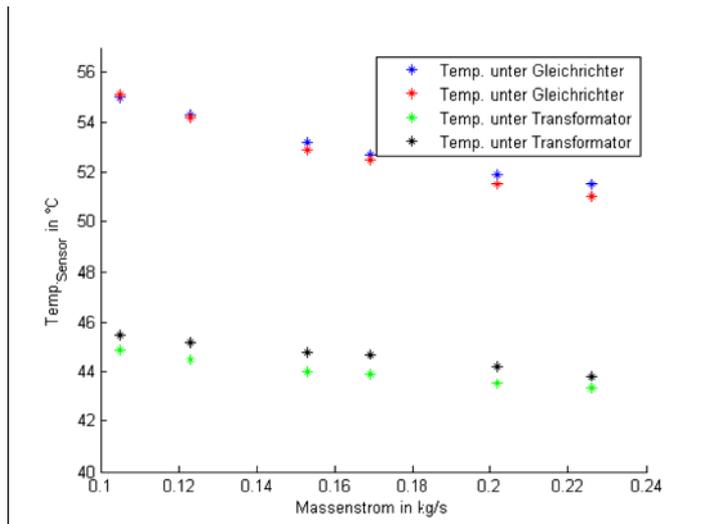


Abbildung 80: Temperaturen auf der kleinen Kühlplatte für unterschiedliche Massenströme. Wärmelast: laut Airbus-Layout, Kühlmittel: PGW

Temperaturmessungen mit Galden als Kälteträger, kleine Kühlplatte

Temperaturen unter dem Gleichrichter

Der Gleichrichter auf der kleinen Platte ist das kritischste Bauteil, da dort die höchsten Temperaturen auftraten. In Abbildung 81 sind die gemessenen Temperaturen auf der Platte (Sensoren 1-4) in blau dargestellt. Hierbei wurde der Gleichrichter so positioniert, dass er entweder die Sensoren 1 und 2 oder die Sensoren 3 und 4 bedeckte. Das entsprach der Position, die in dem von Airbus vorgesehenen Layout angegeben ist. Aufgetragen ist in der Abbildung die Temperaturdifferenz zwischen Sensoren und der Eintrittstemperatur in die Platte. Die roten Markierungen in der Grafik stellen den Mittelwert für den jeweiligen Sensor da. Die Mittelung erfolgte über ca. 50 Messungen. Zwischen den einzelnen Messungen wurde leicht die Position der Blöcke geändert, die Wärmeleitfolie ausgewechselt und der Block erneut angepresst. Die grünen Markierungen sind die von AKG berechneten Werte.

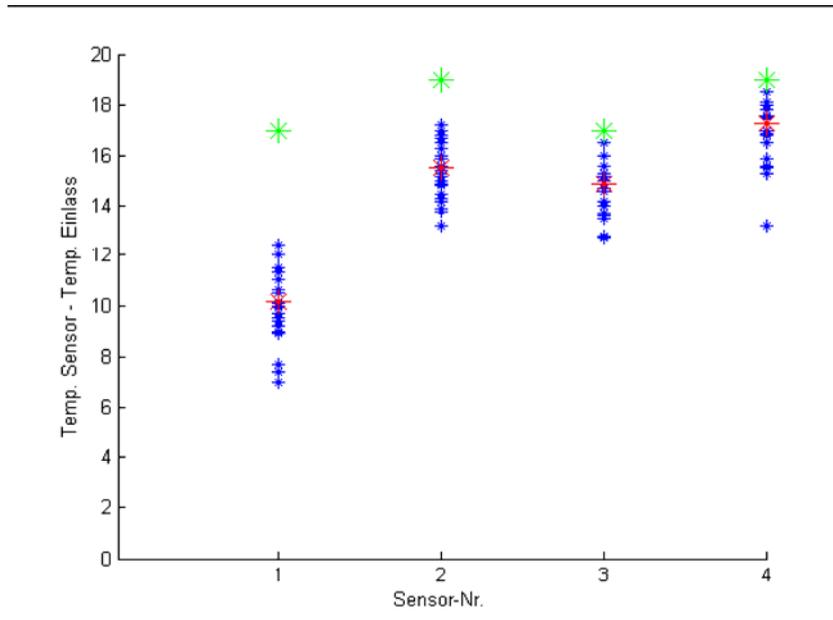


Abbildung 81: Mess- und CFD-Ergebnisse für den Gleichrichter, Kühlmittel: Galden HT135

Dadurch, dass die Sensoren 1 und 3 näher am Kühlmittelintritt eingelötet waren, ist dort die Temperaturen tendenziell niedriger als die Temperaturen der Sensoren 2 und 4. Es fällt auf, dass der Sensor 1 deutlich niedrigere Temperaturen maß als die Sensoren 2, 3 und 4. Es ist also davon auszugehen, dass die Lötung bei Sensor 1 nicht in der gleichen Qualität ausgeführt wurde, sich z.B. Lunker gebildet haben, die einen Wärmedurchgang durch den Sensor extrem herabsetzen. Sensor 1 wurde deshalb als unzuverlässig angesehen.

Die anderen drei Sensoren lieferten alle ähnliche Ergebnisse, allerdings lagen die Werte im Schnitt 2 K unter den berechneten Werten. Die Messung ergab also, dass der Wärmeübergang beim Einsatz von Galden HT135 zwar schlechter ist, als beim Einsatz von PGW, aber nicht ganz so schlecht, wie die Rechnungen vermuten lassen.

Die Streuung der Messwerte für die Plattentemperaturen lag bei ca. 3 K. Diese Streuung erhielt man, in dem man die Messungen wie oben beschrieben wiederholte (mit leichter Veränderung der Position und des Anpressdrucks).

Abbildung 82 zeigt dann zusätzlich zu den Plattentemperaturen 1-4 auch noch die übrigen Temperaturen, die von den eingelöteten Thermoelementen gemessen wurden,

wenn dort Gleichrichter platziert wurde. Die Sensoren 10 und 11 waren auf der Unterseite des Gleichrichters eingelötet. Der rot markierte Wert ist wieder der Mittelwert aus allen Messwerten.

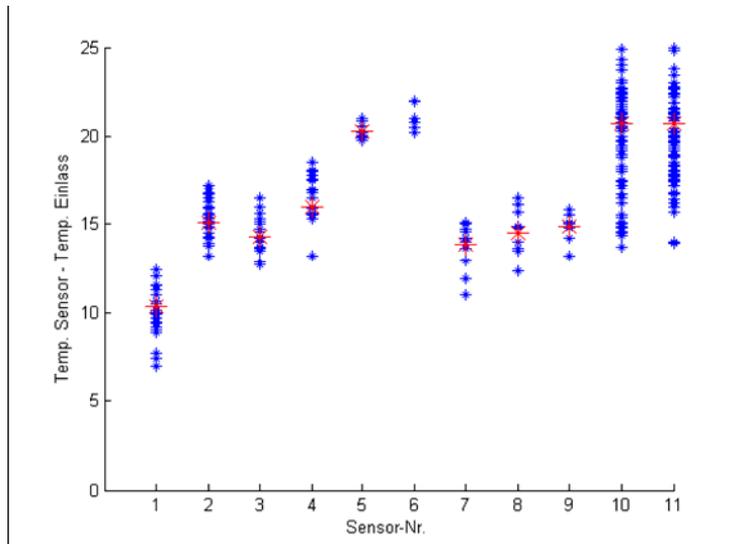


Abbildung 82: Temperaturen für den Gleichrichter auf der Platte (1-9) und unter dem Heizblock (10, 11), Kühlmittel: Galden HT135

Beim Vergleich der Temperaturen auf der Platte zeigt sich, dass die Sensoren 2-4 und 7-9 sehr ähnliche Werte anzeigen, der Wert des Sensors 1 deutlich darunter und die Werte der Sensoren 5 und 6 deutlich darüber liegen. Eigentlich wäre zu erwarten gewesen, dass die Sensoren 5-9 höhere Temperaturen anzeigen, als die Sensoren 1-4, da an dieser Stelle ein anderer Turbulator verwendet wurde. Das kann an den Messungen nicht eindeutig nachgewiesen werden. An Hand dieser Messung ließ sich allerdings schon eine zuverlässige mittlere Oberflächentemperatur ermitteln, für den Fall, dass sich der Gleichrichter auf dem Sensor befindet.

Differenz der mittleren Oberflächentemperatur zur Eintrittstemperatur unter Einbeziehung der Sensoren 1-9: $\Delta T_{GR, Platte-Medium} = 16 \text{ K}$.

Die Streuung der Messwerte für die Temperaturen, die im Gleichrichter eingelötet sind, ist deutlich höher (ca. 10 K) als für die Sensoren, die in der Platte eingelötet waren. Die größere Streuung rührt daher, dass der Kontaktwiderstand zwischen Platte und Heizblöcken als zusätzlicher Parameter hinzukam. Die Streuung könnte deutlich minimiert

werden, wenn man den Anpressdruck erhöhen würde. Um nicht das Risiko einzugehen, die Platte stärker zu verbiegen, wurde der Anpressdruck nicht erhöht. Trotz der starken Streuung kristallisiert sich ein deutlicher Mittelwert heraus:

Mittelwert aus den Sensoren 10 und 11: $\Delta T_{GR, Heizblock-Medium} = 20.7 \text{ K}$.

Damit beträgt die mittlere Temperaturdifferenz zwischen der Unterseite der Blöcke und der Plattenoberfläche $\Delta T_{GR, Heizblock-Platte} = 4.7 \text{ K}$. Der zu erwartende Wert lässt sich aus dem Gesamtübergangswiderstand der Wärmeleitfolie R_{Folie} berechnen:

$$\frac{1}{R_{Folie}} \cdot \Delta T_{Heizblock, Platte} \cdot A \cdot \frac{inch^2}{0.0254^2 m^2} = \dot{Q}$$

A ist hier die wärmeübertragende Fläche. Damit ergibt sich ein berechneter Wert von $\Delta T_{GR, Heizblock-Platte} = 1.6 \text{ K}$, der sich relativ stark von dem gemessenen Wert (4.7 K) unterscheidet.

Dafür kann es folgende Gründe geben:

- die Kühlplatten und/oder die Heizblöcke waren nicht perfekt plan
- die Oberflächen waren so rau, dass die Luftspalte nicht komplett von dem Phasenwechselmaterial ausgefüllt werden konnten

Temperaturen unter dem IGBT

In Abbildung 83 sind die Temperaturen aufgetragen, die unter dem IGBT gemessen wurden. Die Sensoren 1-4 waren in der Platte eingelötet (siehe auch Abbildung 13), die Sensoren 12 und 13 waren im IGBT eingelötet. Die roten Markierungen geben erneut einen Mittelwert für die Summe der Messwerte (blaue Markierungen) an.

Bei der Vermessung des IGBT-Heizblockes wurde der Heizblock nur auf die Sensoren 1 – 4 gesetzt. Dieses Bauteil wurde als weniger kritisch eingestuft, weil unter dem IGBT niedrigere Oberflächentemperaturen erwartet werden können, da die spezifische Wärmelast geringer war. Deshalb wurde der IGBT-Heizblock auch nicht so weitreichend untersucht.

Wie auch schon bei der Messung mit dem Gleichrichter war die Temperatur des Sensors 1 immer am kältesten, fiel aber nicht so sehr aus der Reihe.

Differenz der mittleren Oberflächentemperatur zur Eintrittstemperatur unter Einbeziehung der Sensoren 1-4: $\Delta T_{IGBT, Platte-Medium} = 7.7 \text{ K}$.

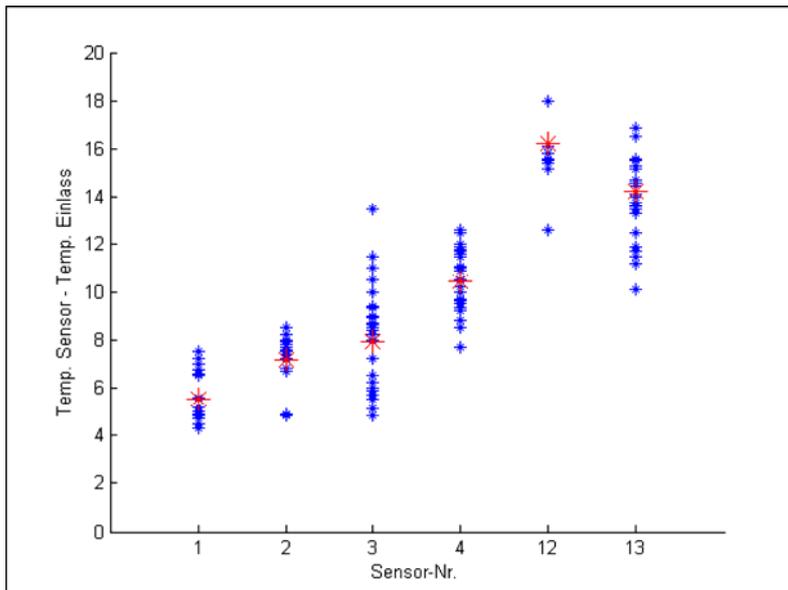


Abbildung 83: Temperaturen für das IGBT auf der kleinen Platte (1-4) und unter dem Heizblock (12, 13), Kühlmittel: Galden HT135

Ein Vergleich mit CFD-Messergebnissen war hier nicht möglich, allerdings ließen sich die Temperaturen unter dem IGBT sehr gut mit den Temperaturen unter dem Gleichrichter vergleichen. Es gilt:

$$\dot{q} = K \cdot \Delta T$$

d.h. die spezifische Wärmeleistung ist proportional zur Temperaturdifferenz über der Platte. Der Proportionalitätsfaktor K ist eine Funktion der Plattengeometrie, des Massenstromes und der Mediumtemperatur und damit für die Messung mit IGBT und Gleichrichter identisch. Der spezifische Wärmestrom für den Gleichrichter ist 167 kW/m² und für den IGBT 79 kW/m².

Damit müsste $\Delta T_{GR, Platte-Medium} / \Delta T_{IGBT, Platte-Medium} = 2.11$ betragen und betrug tatsächlich 2.07, d.h. der Fehler zwischen Theorie und Messung ist sehr klein.

Mittelwert aus den Sensoren 12 und 13: $\Delta T_{IGBT, Heizblock-Medium} = 15.2 \text{ K}$.

Damit betrug die mittlere Temperaturdifferenz zwischen der Unterseite der Blöcke und der Plattenoberfläche $\Delta T_{\text{IGBT, Heizblock-Platte}} = 7.5 \text{ K}$. Allerdings betrug der erwartete (berechnete) Wert nur 0.8 K! Es lag also eine sehr starke Diskrepanz zwischen dem erwarteten und dem gemessenen Wert vor. Die Diskrepanz war sehr viel höher als bei der Messung mit dem Gleichrichter. Damit lag nahe, dass der Grund darin zu suchen ist, dass die Kühlplatte nicht perfekt plan ist. Eine nicht-plane Kühlplatte hat bei dem IGBT deutlich stärkere Auswirkungen als bei dem Gleichrichter, da die Anpressfläche um den Faktor 3.5 größer ist.

Bei genauerer Prüfung der Platte stellte sich tatsächlich heraus, dass die Platte leicht verbogen war und in der Mitte eine Mulde aufwies (Tiefe: ca. 0.3 mm).

Temperaturen unter dem Transformator

Die spezifische Wärmelast des Transformators (12,50 kW/m²) ist extrem klein verglichen mit der des Gleichrichters (166,67 kW/m²). Aus diesem Grund unterscheiden sich die Oberflächentemperaturen auf der Platte kaum von denen des Fluids. Da dieses Bauteil aber unkritisch ist und die geforderten Oberflächentemperaturen leicht eingehalten werden können, wurde es nicht weiter untersucht.

Temperaturmessungen mit Galden als Kälteträger, große Kühlplatte.

Versuchsablauf

Da das IGBT die höchste Flächenlast aufzeigte, wurde nur dieses Bauteil genau untersucht. Für die anderen Bauteile gilt: wenn das IGBT die geforderten Temperaturen einhalten kann, gilt das auch für die anderen Bauteile.

Der Alublock, der die drei IGBTs simulierte, wurde in vier Teile zersägt (Größen: 43 x 110 mm², 63 x 110 mm², 85 x 110 mm², 41 x 110 mm²), um eine möglichst eindimensionale Wärmeleitung in den Blöcken zu erreichen. Die beiden Alublöcke, die den Gleichrichter simulieren, wurden in jeweils zwei Blöcke zerlegt (Größen: 64 x 80 mm², 42 x 80 mm²).

Ergebnis

Bei den ersten Versuchen stellte sich folgendes heraus: Als alle IGBTs auf die Platte gesetzt wurden, erhielt man für die Temperaturen unter den Blöcken (d.h. den Senso-

ren, die in die Blöcke eingelötet sind) zum einen von Block zu Block extrem unterschiedliche Werte (Unterschied z.T. > 20 K) und zum anderen zum Teil viel zu hohe Werte. Das betraf vor allem die beiden größeren Blöcke. Und zwar vermutlich deshalb, weil Unebenheiten in der Platte auf die größeren Blöcke auch einen größeren Einfluss hatten. Eine genauere Betrachtung der Platte ergab, dass die Platte entlang der Längsachse leicht verbogen war. Außerdem wurden auf Grund fehlender Befestigungspunkte alle Blöcke mit einer einzigen Aluschiene befestigt, was bei einer leicht verbogenen Platte dazu führte, dass nicht alle Blöcke mit dem gleichen Anpressdruck befestigt werden konnten (in diesem Fall wurden die beiden äußeren Blöcke mit einem stärkeren Anpressdruck befestigt). Um im weiteren Versuchsverlauf trotzdem vernünftige Ergebnisse zu bekommen, wurde nicht die ganze Fläche belastet, sondern es wurden nur kleinere Blöcke eingesetzt. Die spezifische Wärmelast blieb unverändert.

Abbildung 84 gibt für diesen Fall die Sensortemperaturen auf der Platte (Sensoren 1-10) sowie unter den Blöcken (Sensoren 11-14) an. Für diese Messpunkte wurden vier unterschiedliche Blöcke (Abmessungen: 43 x 110 mm², 41 x 110 mm², 64 x 80 mm², 42 x 80 mm²) mit der geforderten spezifischen Wärmeleistung eingesetzt. Eine mittlere Plattenoberflächentemperatur ergibt sich aus der Mittelung der Werte der Sensoren 1-10:

Mittelwert aus den Sensoren 1-10: $\Delta T_{\text{IGBT, Heizblock-Medium}} = 6.1 \text{ K}$.

Der von AKG mit Hilfe von CFD berechnete Wert lag mit 13 K deutlich über den gemessenen Werten. Wie auch schon bei der kleinen Platte war die Effizienz der gefertigten Kühlplatte besser, als die Rechnungen erwarten lassen. Die Temperaturwerte sind sogar mit den Werten für PGW vergleichbar (siehe Abb. 26) allerdings muss man natürlich berücksichtigen, dass der dafür nötige Galden-Massenstrom im Vergleich zum PGW-Massenstrom deutlich höher war, was beim Betrieb mit Galden einen fünffach höheren Druckverlust im Vergleich zum Betrieb mit PGW ergab.

Die mittlere Temperatur der Blockunterseite erhält man aus den Sensoren 11-14.

Mittelwert aus den Sensoren 11-14: $\Delta T_{\text{IGBT, Heizblock-Medium}} = 10.8 \text{ K}$.

Damit beträgt die mittlere Temperaturdifferenz zwischen der Unterseite der Blöcke und der Plattenoberfläche ΔT_{IGBT} , Heizblock-Platte = 4.7 K. Auch hier lässt sich theoretische Temperaturänderung über die Wärmeleitfolie mit Formel (1) berechnen. Der theoretische Wert beträgt ca. 0.7 K. Wie auch schon bei dem IGBT auf der kleinen Kühlplatte ist die Differenz zwischen Theorie und Messung recht hoch. Als Erklärung gilt im Prinzip die gleiche Erklärung wie bei dem IGBT auf der kleinen Platte.

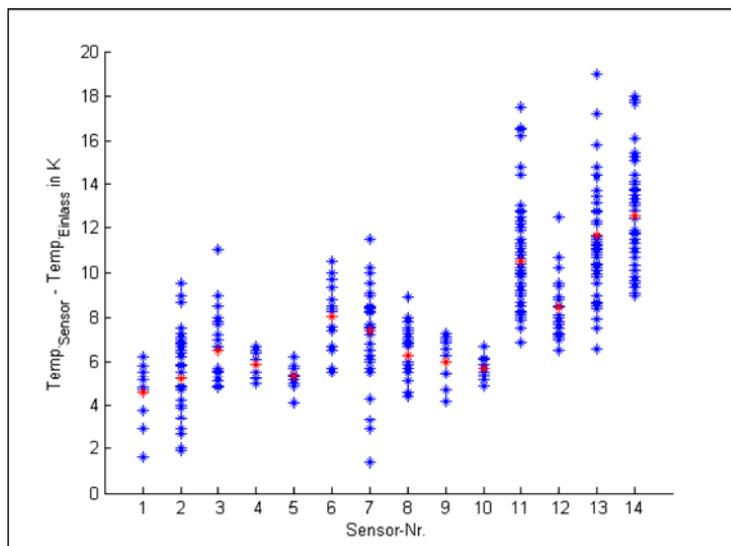


Abbildung 84: Sensortemperaturen für einen Massenstrom von 430 g/s. Blau sind die einzelnen Messpunkte, rot die Mittelwerte. Wärmestromdichte: 58 kW/m²

In Tabelle 3 sind zusammenfassend die Temperaturänderungen auf Grund der Wärmeleitfolie (Theorie) und auf Grund von Kontaktwiderstand (Messung) aufgeführt. Dabei ist die Diskrepanz zwischen Theorie und Messung für den Gleichrichter am kleinsten und den IGBT auf der kleinen Platte am größten. Dabei fällt auf, dass die Abweichung mit der Kontaktfläche der eingesetzten Heizblöcke korreliert: Je größer die Kontaktfläche, desto größer die Abweichung. Das liegt daran, dass Unebenheiten der Platte und / oder der Blöcke für für eine große Kontaktfläche mehr ins Gewicht fallen. Außerdem ist es mit der gewählten Befestigungsmethode schwierig, große Blöcke gleichmäßig anzupressen. Wahrscheinlich verbessert sich das Ergebnis bei einer adäquaten Befestigung der Blöcke.

Tabelle 3: Temperaturänderung auf Grund der Wärmeleitfolie für drei verschiedene Bauteile

	Gleichrichter	IGBT, kleine Platte	IGBT, große Platte
$\Delta T_{\text{Heizblock-Platte, Theorie}}$ in K	1.6	0.8	0.7
$\Delta T_{\text{Heizblock-Platte, Messung}}$ in K	4.7	7.5	4.7
Faktor Messung / Theorie	2.9	9.4	6.7
Fläche der eingesetzten Heizblöcke in cm ²	18	66	34 - 51

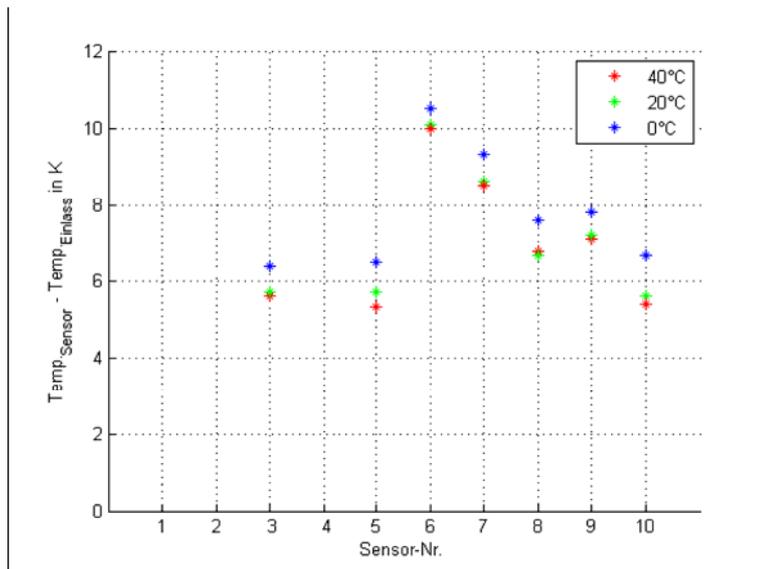


Abbildung 85: Differenz zwischen den Temperaturen auf der Platte und der Eintrittstemperatur für drei verschiedene Vorlauftemperaturen. Massenstrom: 430 g/s, spez. Wärmelast: 56.8 kW/m². Kühlmittel: Galden HT135

In Abbildung 85 sind die Temperaturen auf der Platte für verschiedene Vorlauftemperaturen aufgetragen. Wie auch beim Einsatz von PGW (siehe Abbildung 80) ist der Wärmeübergangswiderstand vom Kälteträger zur Wand bei niedrigen Eintrittstemperaturen größer. Abbildung 85 stellt die Abhängigkeit der Oberflächentemperatur von der Eintrittstemperatur dar. Es wird ersichtlich, dass für eine niedrigere Eintrittstemperatur (40°C) der Wärmeübergangswiderstand vom Kälteträger zur Wand größer ist. Auch hier liegt der Grund wahrscheinlich in der höheren Viskosität bei niedrigen Temperaturen. Das resultiert in niedrigeren Reynolds-Zahlen und damit kleineren Wärmeübergangskoeffizienten.

Der Einfluss des Massenstromes auf die Oberflächentemperatur ist in Abbildung 86 dargestellt. Die Grafik zeigt die Temperaturen der Sensoren 1-14 (über mehrere Messungen gemittelt) für drei verschiedene Galdenmassenströme. Erwartungsgemäß sinken die Temperaturen für steigende Massenströme, hauptsächlich auf Grund der gestiegenen Reynolds-Zahl. Es lässt sich erkennen, dass die Temperaturänderung mit dem Massenstrom für jeden Sensor ähnlich groß ist.

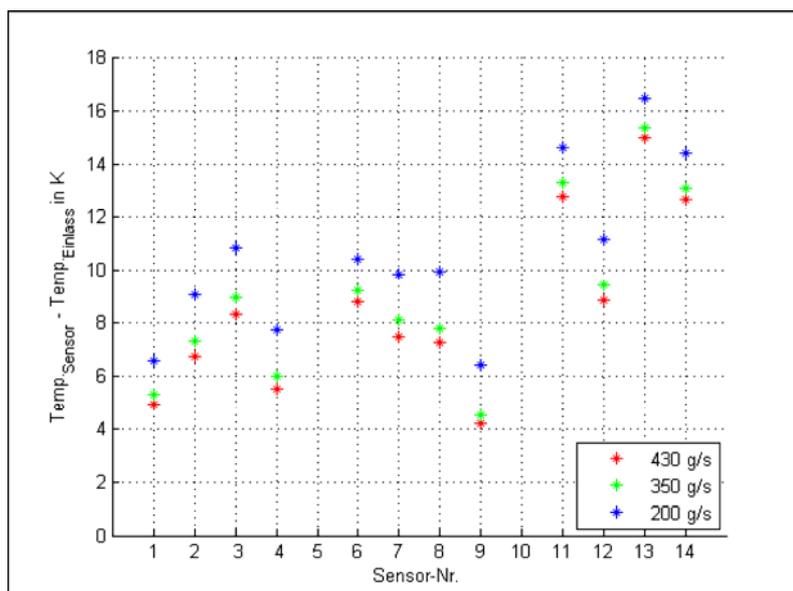


Abbildung 86: Differenz zwischen den Temperaturen auf der Platte und der Eintrittstemperatur für drei verschiedene Massenströme, spez. Wärmelast: 56.8 kW/m². Kühlmittel: Galden HT135

6.3.2 Arbeitspaket 3.2 „Wärmeträgerfluid zur Kühlung von Leistungselektronik in CFK Rümpfen“

Durch den gestiegenen Bedarf an Komponentenkühlung und der Notwendigkeit die Komponenten bei Einsatz in einem CFK-Rumpf stärker zu kühlen, um negative Auswirkungen auf die Struktur zu vermeiden, muss auch das Kühlmedium den Erfordernissen angepasst werden. Die in der kommerziellen Luftfahrt eingesetzte Luftkühlung ist nicht mehr in der Lage, die bei hohen Leistungsdichten anfallende Wärme abzuführen. Ebenfalls sind bisher bekannte Wärmeträgerfluide nicht für den Einsatz in der Leistungselektronikflüssigkeitskühlung in der Flugzeugumgebung hinsichtlich Gewicht, Toxizität, Entflammbarkeit, elektrische Leitfähigkeit und Betriebstemperaturbereich optimiert. Ziel des Arbeitspakets ist die Untersuchung einer von bekannten Kühlflüssigkeiten abgeleitete Flüssigkeit zur Kühlung von Leistungselektronik hinsichtlich des Einsatzes in CFK-Rümpfen.

Zur Erreichung dieses Ziels wurden von Airbus Deutschland die Anforderungen an das Wärmeträgerfluid zur Kühlung von Leistungselektronik definiert. Davon ausgehend wurde eine Kühlflüssigkeit, bekannt und eingesetzt in der Gebäudetechnik, bezüglich der Kompatibilität mit der Flugzeugumgebung untersucht. Als diese Flüssigkeit den Anforderungen nicht standhielt verblieben die bereits verwendete Flüssigkeit Galden sowie die bei Airbus noch nicht verwendete Flüssigkeit PGW. An der TUHH wurde dann diese Kühlflüssigkeit im Teststand getestet und evaluiert. Weiterhin wurde ein Simulationstool von XRG entwickelt, um die vorhandene Architektur des hydraulischen Verteilungssystems an die neue Kühlflüssigkeit anzupassen und zu optimieren.

6.3.2.1 Anforderungen an das Wärmeträgerfluid (Airbus)

Die Hauptanforderungen sind in der folgenden Tabelle 4 und Tabelle 5 zusammengefasst. Dabei listet Tabelle 4 unbedingte Anforderungen auf, Tabelle 5 gewünschte Anforderungen.

Tabelle 4: Unbedingte Anforderungen an das Wärmeträgerfluid

Anforderungskategorie	Anforderung	Kommentar
Betriebstemperaturbereich	-40 °C bis +110°C	Für den beschriebenen Temperaturbereich muss das Fluid pumpbar sein
Gesamtemperaturbereich	-80 °C bis +110°C	Für den beschriebenen Temperaturbereich muss das Fluid seine Eigenschaften nicht verändern und darf keinen negativen Einfluss auf das System ausüben
Entflammbarkeit	nicht entflammbar	
Giftigkeit	ungiftig	Das Wärmeträgerfluid soll gemäß AP2091 in keine der Kategorien B, T, R1 oder R2 klassifiziert sein
Korrosivität	nicht korrosiv	

Tabelle 5: Gewünschte Eigenschaften an das Wärmeträgerfluid

Anforderungskategorie	Anforderung
Ozonabbaupotenzial (ODP)	0
Treibhauspotential (GWP)	<150
Geruch	Geruchlos
Farbe	Farblos/ transparent
Elektrische Leitfähigkeit	Technisch nicht leitend
Zusammensetzung	Keine Halogenverbindungen, Aromate oder Schwermetalle
Dichte bei 20°C	< 1.2 kg/l
Wärmekapazität bei 20°C	> 3.0 kJ/kg K
Kinematische Viskosität bei -10 °C	< 5.0e-5 m ² /s

6.3.2.2 Untersuchung des Wärmeträgerfluids Thermera (Airbus)

Das Fluid besteht aus einer wasserlöslichen Betaine und Wasser. Es erschien besonders vielversprechend weil es sich um ein sehr umweltfreundliches und preislich interessantes Fluid handelt. Betaine ist ein Nebenprodukt bei der Zuckerherstellung und biologisch abbaubar.

Bei der Untersuchung des Fluids Thermera stellte sich jedoch heraus, dass die Herstellerangaben über den Betriebstemperaturbereich nicht zutreffend waren. Bei Tests zur Feststellung des Gefrierpunktes kam es zu Abweichungen des Gefrierpunktes. Auf

Veranlassung von Airbus wurde dies von dem Hersteller des Fluids, Danisco I&T näher untersucht. Die geforderten -40°C werden nur erreicht, wenn Thermera in extrem reiner Form vorliegt (siehe Abbildung 87). Es dürfen sich keine Kristallisationskeime in der Flüssigkeit befinden. Mögliche Kristallisationskeime sind Staubpartikel, Eiskristalle, Betainekristalle, Metallabrieb. Unter realistischen Betriebsbedingungen ist diese Reinheit jedoch nicht der Fall. Dann stellt sich ein Gefrierpunkt von $-18,4^{\circ}\text{C}$ ein (siehe Abbildung 88).

Damit ist die Forderung nach Pumpbarkeit des Fluids bei -40°C nicht erfüllt. Somit schied dieses Fluid für die weiteren Untersuchungen aus. Es verblieben damit für die weiteren Untersuchungen die Fluide Galden HT135 und PGW 60/40 (Propylen-Glykol-Wasser).

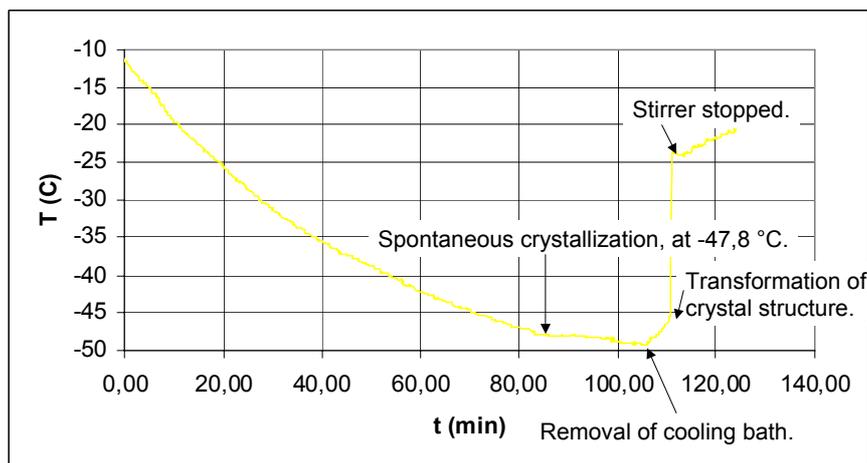
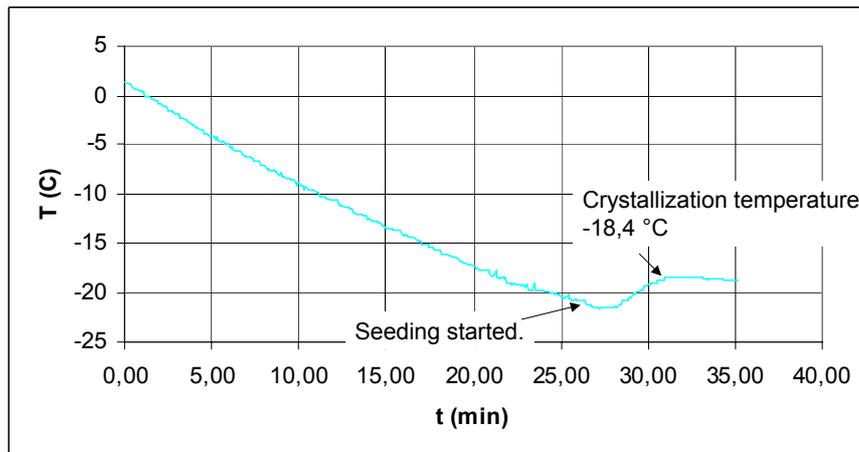


Abbildung 87: Gefrierverhalten von Thermera „Christal Blue“ in sehr reiner Form (Diagramm des Herstellers Danisco I&T)



**Abbildung 88: Gefrierverhalten von Thermoera „Christal Blue“ mit Kristallisationskeimen
(Diagramm des Herstellers Danisco I&T)**

6.3.2.3 Experimenteller Vergleich der Kälteträgerflüssigkeiten Galden und PGW (Technische Universität Hamburg Harburg)

Die Untersuchungen wurden im Rahmen der Untersuchungen mit Kühlplatten durchgeführt. So wurden anhand der Untersuchung der Kühlplatten alle Messungen sowohl mit Galden als auch mit PGW durchgeführt. Für die Dokumentation siehe Abschnitt 6.3.1.3.

6.3.2.4 Modellierung der Architektur des hydraulischen Verteilungssystems einschließlich der Modellierung alternativer Wärmeträgerfluide (XRG)

Die Modellierung erfolgte in Dymola/Modellica. Um die Architektur des hydraulischen Verteilungssystems zu modellieren wurden zunächst eine Bibliothek mit den Komponenten des Verteilungssystems aufgebaut (HeatFlowLib). Es liegen jetzt folgende Modelle vor:

- Rohre, Rohrbögen
- Zentrifugalpumpe (kennfeldbasiert, generischer Ansatz)
- Reservoir (Druckbehälter, selbstbedruckendes Reservoir)
- Einfache Kältemaschine (Temperaturabhängige Kühlleistung)

- Wärmetauscher (Kompressibel - Inkompressibel, Inkompressibel- Inkompressibel)
- Ventile (Rückschlagventil, verschiedene 2-Wegeventile)
- Discrete-Loss Model
- Verzweigung und Zusammenführung
- Schnittstellen (Strömungsquellen und -senken)
- Sensoren für Temperaturen und beliebige Variablen
- Anzeigen für Strömungsgrößen
- Medien-Modelle (Galden, Thermera, Wasser-Glykol-Mischungen, Wasser)
(nur HeatFlowLib.BaseClasses.Incomp.Media Eigenschaftsmodelle sind geeignet für inkompressible Komponentenmodelle)
- Kühlplattenmodell (von der TUHH, siehe Abschnitt 6.3.1.4)

Die Modellierung der Wärmeträger Galden, Thermera und Wasser-Glykol (PGW) erfolgte indem aus eine Fluidmodellbibliothek die Struktur vorhandener Fluid übernommen wurden. Es wurden die spezifischen Stoffwerte von Galden, Thermera und Wasser-Glykol eingegeben. Zusätzlich wurden für eine robuste Modellierung 2 weitere Stoffwerte eingeführt, nämlich die Kompressibilität bei konstanter Temperatur und die Kompressibilität bei konstantem Druck.

Mit Hilfe dieser Modelle kann ein Kälteverteilssystem sowohl dynamisch als auch statisch simuliert werden. Für die statische Simulation wurde erreicht durch Umstellung des Lösungsverfahrens derart, so das nun ein algebraisches Gleichungssystem gelöst wird.

Die Validierung der Simulation mit Dymola/Modelica erfolgte durch Vergleich mit der bei Airbus bewährten Simulationen mit der Software Flowmaster.

Ein Vergleich der Ergebnisse der verschiedenen Simulationen ist in Tabelle 6 und Tabelle 7 gegeben. Die Tabellen zeigen die errechneten Drücke (Tabelle 6) und die errechneten Kälteträgertemperaturen (Tabelle 7). Dabei zeigt sich eine recht gute Übereinstimmung der Werte zwischen Flowmaster und Dymola. Weiterhin zeigt sich, dass

auch die eine gute Übereinstimmung zwischen der statischen (Dymola steady) und der dynamischen Dymolasimulation. Die statische Simulation hat den Vorteil deutlich kürzerer Rechenzeiten. Die statischen Simulationen dauerten weniger als 1 Sekunde, die gleichen dynamischen Simulationen brauchten bis zu 100 Sekunden. Weitere Besonderheiten der Simulation mit Dymola sind, dass der Kältekreis des Kühlgerätes und der Übergang der Wärme in dem Kühlaggregat der Flugzeugküche auf Luft als Dymola/Modellica-Simulation direkt in die Kühlkreislaufsimulation eingebunden werden kann. Das ist bei der Simulation mit Flowmaster nicht möglich. Ebenso kann bei dem Kühlaggregat der Flugzeugküche die Luftseite mit Dymola/Modellica simuliert werden. Schließlich ist es durch die verschiedenen Fluidmodelle möglich eine bestimmte Architektur mit mehreren Kälteträgerfluiden zu rechnen.

Tabelle 6: Ergebnisse der Simulation der Referenzkonfiguration – Druck in bar

Place	Flowmaster	Dymola steady	Dev. w.r.t max. Pressure difference	Dymola trans	Dev. w.r.t max. Pressure difference
Pump_in	1,01E+00	9,90E-01	-0,22%	9,80E-01	-0,36%
Pump_out	8,26E+00	8,11E+00	-2,03%	8,10E+00	-2,17%
CCV1_in	6,78E+00	6,80E+00	0,28%	6,74E+00	-0,55%
ACU1_in	3,17E+00	3,01E+00	-2,18%	2,98E+00	-2,59%
ACU1_out	2,10E+00	2,24E+00	1,93%	2,21E+00	1,52%
CCV2_in	7,54E+00	7,49E+00	-0,62%	7,46E+00	-1,03%
ACU2_in	2,44E+00	2,28E+00	-2,21%	2,27E+00	-2,34%
ACU2_out	1,37E+00	1,51E+00	1,93%	1,50E+00	1,79%
CCV3_in	6,74E+00	6,71E+00	-0,44%	6,65E+00	-1,27%
ACU3_in	3,20E+00	2,89E+00	-4,26%	2,86E+00	-4,68%
ACU3_out	2,13E+00	2,12E+00	-0,12%	2,09E+00	-0,54%

Tabelle 7: Ergebnisse der Simulation der Referenzkonfiguration – Temperatur in °C

Position	Flowmaster	Dev. w.r.t max. Temperature difference		Dev. w.r.t max. Temperature difference	
		Dymola steady		Dymola trans	
Pump_in	3,45E+00	3,50E+00	0,45%	3,48E+00	0,28%
Pump_out	5,61E+00	5,71E+00	0,86%	5,66E+00	0,43%
Chiller_in	5,69E+00	5,74E+00	0,43%	5,74E+00	0,43%
Chiller_out	-5,97E+00	-5,68E+00	2,48%	-5,68E+00	2,48%
CCV1_in	-3,91E+00	-3,61E+00	2,56%	-3,61E+00	2,56%
ACU1_in	-3,54E+00	-3,54E+00	0,00%	-3,54E+00	0,00%
ACU1_out	2,78E+00	2,79E+00	0,09%	2,78E+00	0,00%
CCV2_in	-5,24E+00	-4,86E+00	3,28%	-4,94E+00	2,59%
ACU2_in	-4,92E+00	-4,93E+00	-0,10%	-4,92E+00	-0,02%
ACU2_out	1,43E+00	1,47E+00	0,31%	1,48E+00	0,39%
CCV3_in	-3,80E+00	-3,63E+00	1,46%	-3,63E+00	1,46%
ACU3_in	-3,58E+00	-3,56E+00	0,13%	-3,56E+00	0,13%
ACU3_out	2,76E+00	2,77E+00	0,11%	2,76E+00	0,03%

6.3.3 Arbeitspaket 3.3 „Neue Werkstoffe für Rohrleitungssysteme zur Kälteverteilung“

In diesem Arbeitspaket wurden neue Werkstoffe gesucht, die Anforderungen für Rohrleitungssysteme zur Kälteverteilung erfüllen und gegenüber dem heute verwendeten Werkstoff Edelstahl Gewicht einsparen und die Fertigung erleichtern. Dazu wurden Anforderungen an die Rohrleitungen aufgestellt, geeignete Werkstoffe und Fertigungsverfahren gesucht und identifiziert. Abschließend wurden erste Testrohre gefertigt und ihre Berstfestigkeit getestet.

6.3.3.2 Anforderungen an Werkstoffe für Rohrleitungssysteme zur Kälteverteilung (Airbus)

Das Rohrleitungssystem soll die zentral verbauten Kältemaschinen im Flugzeug mit den einzelnen Wärmequellen verbinden, die an verschiedene Plätzen im Flugzeug verteilt sind. Die Wärme kann dabei von verschiedenen Geräten ins System eingespeist werden, die aus Gründen der Wartungsfreundlichkeit teilweise mit Schnellkupplungen und flexiblen Schläuchen an die eigentlichen Rohre angeschlossen sind. Auch zur Kompensation der thermischen Ausdehnung sollte ein Anschluss von Schlauchverbindungen möglich sein.

Die Hauptanforderungen beziehen sich dabei auf folgende Punkte:

- Betriebsdruck: 20 bar
- Dichtigkeit des Systems: kleiner als $1 \cdot 10^{-5}$ mbar·l/s
- Kälteflüssigkeit: Galden HT 135 und PGW 60/40

Weiterhin ist es erforderlich, dass das Rohrleitungssystem den flugzeugspezifischen Umgebungs- und Randbedingungen stand hält. Besonders wichtig sind dabei der Temperaturbereich und andere Flüssigkeiten, denen das Rohrleitungssystem ausgesetzt sein kann.

- Temperaturbereich: - 55°C bis + 85°C.

- Flüssigkeiten: Aviation Jet A Fuel (40°C), Hydraulic Fluids (50 to 80°C), Lubricating Oils (70 to 150°C), Solvents and Cleaning Fluids (23°C to 50°C), Ethylene/Propylene Glycol (50°C), AEA Deicing fluid Type 1 or 2 (50°C), SAE Deicing fluid type 1, 2 or 4 (23°C), Insecticides (23°C), Sullage (23°C), Disinfectant (Heavy duty Phenolics, 23°C), Coolant dielectric fluid (70°C), Fire Extinguishing Protein/Fluorprotein (23°C).

6.3.3.3 Materialauswahl für ein Rohrleitungssysteme zur Kälteverteilung (IKV)

6.3.3.3.1 Vorgehensweise

Um einen geeigneten Werkstoff zu finden, wurde auf Grundlage der von Airbus erstellten Anforderungsliste sukzessive eine Materialauswahl vorgenommen. Dazu wurden zunächst Werkstoffe gesucht, die die mechanischen Anforderungen erfüllen. Diese Auswahl wurde dann verfeinert, indem die thermischen und schließlich auch die chemischen Anforderungen mit berücksichtigt werden. Da die Werkstoffe für drei unterschiedliche Rohrdurchmesser Verwendung finden müssen, wurden die Abmessungen der Rohre bei der Recherche berücksichtigt. Als Hilfsmittel wurde Material- und Beständigkeitsdatenbanken und auch die einschlägige Fachliteratur verwendet.

6.3.3.3.2 Mechanische Anforderungen

Zu den mechanischen Anforderungen zählen insbesondere die zulässigen Spannungen, die der Werkstoff dauerhaft ertragen muss. Die Maximalspannung leitet sich aus dem minimalen zu erreichenden Berstdruck bzw. der dauerhaften Druckbelastung der Rohrleitung und den geometrischen Randbedingungen ab. Der Berstdruck beträgt 60 bar und der langfristig wirkende Betriebsdruck (DOP = Design Operating Pressure) 20 bar. Die Drücke sind für die drei vorgegebenen Rohrgeometrien identisch. Die Rohraussendurchmesser betragen $\frac{1}{2}$ " , $\frac{3}{4}$ " und 1", wobei die Wanddicke 0,41 mm bzw. 0,51 mm beim 1"-Rohr beträgt. Als Vorgabe für das Kunststoffrohr ist der Innendurchmesser heranzuziehen. Dieser soll identisch sein mit dem des Metallrohres. Die Wanddicke kann auf ein kunststoffgerechtes Maß vergrößert werden. Weiterhin sollte das Gewicht

des Metallrohres unterschritten werden. Die Vorgaben hier liegen bei 0,12 kg/m für das ½“-Rohr, 0,186 kg/m für das ¾“-Rohr und 0,31 kg/m für das 1“-Rohr. Aus diesen Vorgaben kann man einen Zusammenhang zwischen zulässiger Dichte des Kunststoffes, der Wanddicke des Rohres und der beim Berstdruck bzw. Betriebsdruck anliegenden Tangentialspannung ableiten.

Die Tangentialspannung wird dabei nach folgender Formel berechnet:

$$\sigma_t = \frac{p \cdot (D_a - D_i)}{4 \cdot s}$$

In Abbildung 89 sind die Zusammenhänge für einen Rohrinneindruck von 60 bar dargestellt. Aus dem Diagramm kann man für einen vorgegebenen Innendurchmesser und eine vorgegebene Wanddicke des Rohres die auftretende Tangentialspannung und die maximal zulässige Dichte ablesen, damit das Gewicht des derzeit verwendeten Stahlrohres unterschritten wird. Diese Betrachtung wurde analog für die anderen Referenzdurchmesser und für den Betriebsdruck von 20 bar durchgeführt.

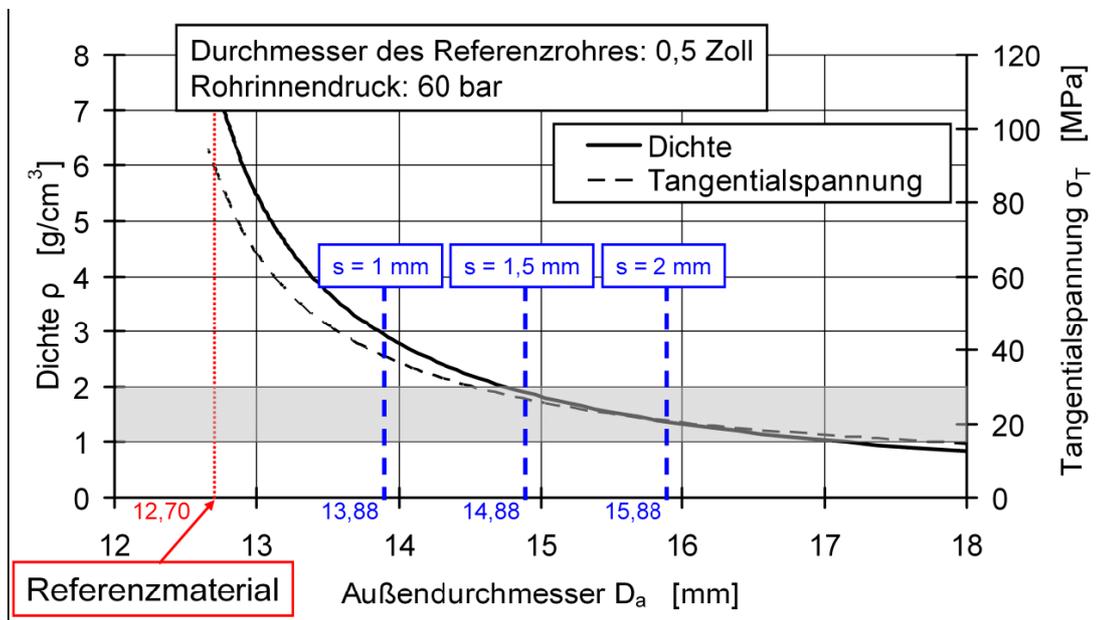


Abbildung 89: Zulässige Dichte und Tangentialspannung in Abhängigkeit vom Außendurchmesser – ½“

Es zeigt sich, dass bei einem Druck von 60 bar und einer Wanddicke von 1 mm bei dem $\frac{3}{4}$ "- Rohr eine Maximalspannung von 60 MPa auftritt. Dies trifft natürlich nur dann zu, wenn eine Wanddicke von 1 mm bei allen Rohrgrößen nicht unterschritten wird. Dieser Wert wird im Folgenden bei der Materialrecherche als Vorgabe für die Bruchspannung gewählt. Bei einem Innendruck von 20 bar tritt ebenfalls wieder für das $\frac{3}{4}$ "-Rohr bei einer Wanddicke von 1 mm die höchste Spannung mit 20 MPa auf. Diese Spannung wird bei der folgenden Materialrecherche als Vorgabe für die Streckspannung herangezogen. Somit sind zwei wesentliche mechanische Materialkennwerte für die Auswahl eines Alternativwerkstoffes definiert.

6.3.3.3.2 Thermische Anforderungen

Neben den mechanischen Anforderungen spielen die thermischen Anforderungen noch eine wichtige Rolle. Dabei müssen die Rohrleitungswerkstoffe ihre Eigenschaften über einen Temperaturbereich von -55 °C bis 85 °C weitgehend unverändert beibehalten, da die mechanischen Anforderungen über diese Spanne konstant sind. Für die Materialauswahl wird gefordert, dass der Werkstoff innerhalb dieses Temperaturbereiches keine Umwandlungspunkte z.B. die Glasübergangstemperatur aufweist. Weiterhin sollten die Werte für Bruchspannung und Bruchdehnung in diesem Bereich möglichst konstant sein. In der einschlägigen Fachliteratur wird auch häufig die Dauereinsatztemperatur der Materialien angegeben. Diese wird ebenfalls als Bewertungskriterium herangezogen.

6.3.3.3.3 Materialverträglichkeit

Das Rohrleitungssystem ist zur Aufnahme und zum Transport verschiedener Kühlmedien bestimmt. Diese weisen unterschiedliche chemische Zusammensetzungen auf. Hinzu kommt, dass das Fluid mit Fremdstoffen kontaminiert werden kann. Daraus ergibt sich eine Liste von Substanzen gegen die der Rohrleitungswerkstoff resistent sein muss. Um eine Gewichtung vornehmen zu können, werden die Medien in zwei Kategorien

eingeteilt. In der ersten Kategorie (Level-1 Fluide) sind die Kühlmedien gruppiert. In der zweiten Kategorie (Level-2 Fluide) sind die Substanzen aufgeführt, die das Kühlmedium kontaminieren können.

Die Flüssigkeiten sind in der folgenden Tabelle 8 zusammengefasst:

Tabelle 8 Kühlmedien sowie weitere Flüssigkeiten, die mit dem Rohrleitungswerkstoff in Kontakt kommen können

Kategorie	Fluide
Level-1 (Kühlmedien)	Propylen-Glykol-Wasser Gemisch (PGW 60/40), Galden HAT 135
Level-2 (fluid contaminants)	Aviation Jet A Fuel (40 °C), Hydraulic Fluids (50 to 80 °C), Lubricating Oils (70 to 150 °C), Solvents and Cleaning Fluids (23 to 50 °C), Ethylene/Propylene Glycol (50 °C), AEA Deicing Fluid Type 1 or 2 (50 °C), SAE Deicing Fluid type 1, 2 or 4 (23 °C), Insecticides (23 °C), Sullage (23 °C), Disinfectant (Heavy duty Phenolics, 23 °C), Coolant dielectric Fluid (70 °C), Fire extinguishing Protein/Fluoroprotein (23 °C)

6.3.3.3.4 Ergebnisse der Materialrecherche

Nachdem die mechanischen, thermischen und chemischen Anforderungen definiert wurden, werden hier die Ergebnisse der Werkstoffrecherche basierend auf dieser Anforderungsliste dargestellt.

Nachdem die wesentlichen mechanischen Anforderungen definiert sind, wird der erste Schritt der Materialrecherche durchgeführt. Anhand der Vorgaben für Bruchspannung und Streckspannung werden folgende Materialklassen als Werkstoffalternative identifiziert: ABS, ABS+PC, ASA+PC, PA11, PA12, PA4.6, PA6, PA6.6, PAI, PAIND, PBT, PC, PEEK, PEI, PEI+PCE, PES, PET, PK, PMMA, POM, PP, PPA, PPE, PPE+PS, PPE+PS+PA, PPS, PPS+PPE, PSU, SAN.

Die Werkstoffe PC, PES, PPE und PSU gelten allgemein als spannungsrisseanfällig und werden daher bei der weiteren Recherche nicht betrachtet. Damit fallen auch die Polymerblends ABS+PC und ASA+PC aus der Auswahl.

Die Liste an möglichen Alternativwerkstoffen reduziert sich, wenn die thermischen Anforderungen als Auswahlkriterium mitberücksichtigt werden. Aufgrund der geforderten maximalen und dauerhaft wirkenden Einsatztemperatur von 85 °C können die Werkstoffe ABS (max. 80 °C), PA11 (max. 80 °C), PA12 (max. 80 °C), PA6 (max. 80-100 °C), PA6.6 (max. 80-100 °C), PMMA (max. 65-80 °C), POM (max. 90-100°C) und PP (max. 90 °C) für einen möglichen Einsatz ausgeschlossen werden.

Für den Werkstoff PA12 ist die Vorgehensweise bei der Ergebnisermittlung exemplarisch in Abbildung 90 dargestellt.

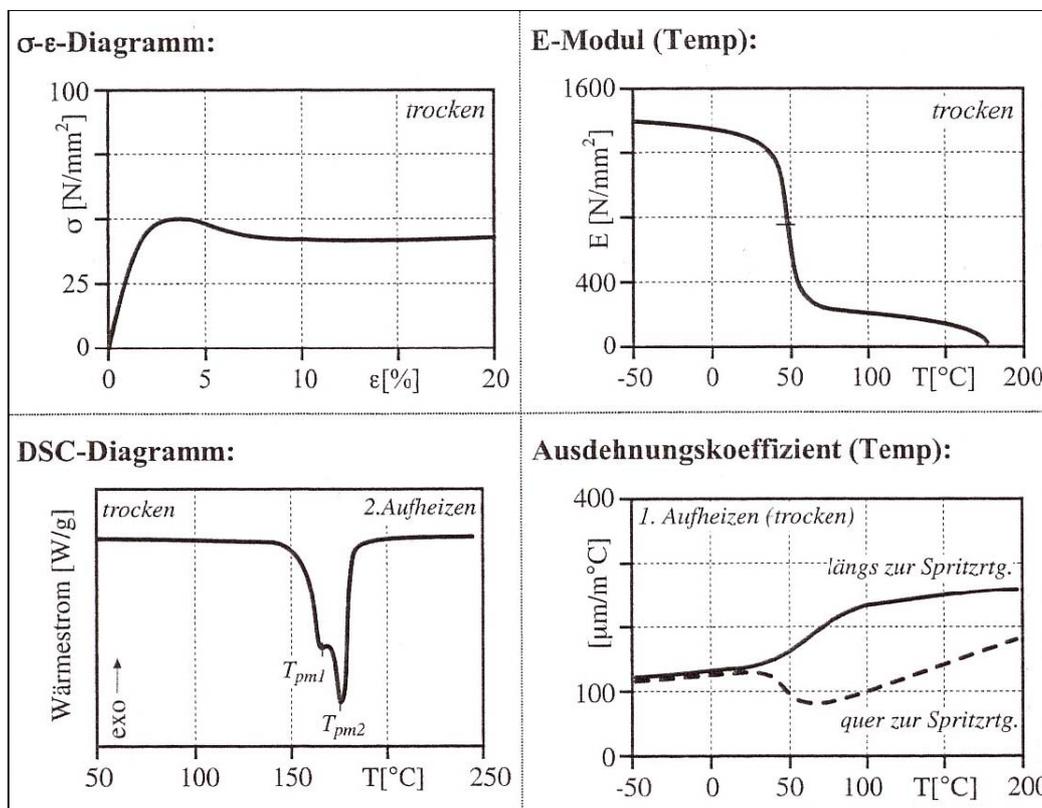


Abbildung 90: Temperaturabhängigkeit der mechanischen Eigenschaften von PA12 (aus OBERBACH, K.; BAUR, E.; BRINKMANN, S.; SCHAMCHTENBERG, E.: Saechtling Kunststoff Taschenbuch. München, Wien: Carl Hanser Verlag, 2004)

Sehr deutlich ist hier der Abfall des Elastizitätsmoduls bei ca. 50 °C zu erkennen. Dar-
aus

kann gefolgert werden, dass die mechanischen Kennwerte wie Bruchspannung und Streckspannung, die bei Raumtemperatur bestimmt werden, oberhalb einer Temperatur von 50 °C stark abfallen. Somit kann nicht mehr sichergestellt werden, dass dieser

Werkstoff den mechanischen Anforderungen bei einer Dauereinsatztemperatur von 85 °C gerecht wird. PET und PBT besitzen bei 80 °C bzw. 60 °C ihren Glasübergangsbereich, d.h. in diesem Temperaturbereich ändern sich die mechanischen Eigenschaften sehr deutlich. Deshalb werden auch diese Werkstoff aus der Auswahl ausgeschlossen [OBB+04].

Somit bleiben dem zweiten Schritt der Werkstoffrecherche die Werkstoffe PAI, PAIND, PA4.6, PEEK, PEI, PK, PPA, PPS in der Auswahl übrig.

Im dritten Schritt der Materialrecherche werden schließlich die chemischen Anforderungen an den Werkstoff berücksichtigt. Hier wird die Beständigkeit der Werkstoffe PAI, PAIND, PA4.6, PEEK, PEI, PK, PPA, PPS gegen die in Tabelle 8 aufgeführten Level-1 und Level-2 Fluide ermittelt. Die Beständigkeit gegen Level-1 Fluide ist in Tabelle 9 aufgeführt. Es zeigt sich, dass die Werkstoffe PAIND, PA 4.6, PPS, PAI und PK gegenüber bestimmten Fluiden nur bedingt bzw. gar nicht beständig sind. Dies stellt ein Ausschlusskriterium dar und führt letztendlich zur Nichtberücksichtigung dieser Werkstoffe.

Tabelle 9: Beständigkeit der recherchierten Werkstoffe gegen Level-1 Fluide

Fluid aus Anforderungsliste	Fluid aus Beständigkeitsdatenbank	PAIND(PA-6-3T)	PEEK	PA 4.6
Galden HT 135	Angaben der Fa. Solvay	beständig (nicht verifiziert)	beständig (nachgewiesen)	beständig (nicht verifiziert)
PGW 60/40	Propylen Glycol	nicht beständig	beständig	keine Angaben
	Propylen	keine Angaben	beständig	beständig
	Glycol	keine Angaben	beständig	nicht beständig
	Wasser	nicht beständig	beständig	bedingt beständig
Fluid aus Anforderungsliste	Fluid aus Beständigkeitsdatenbank	PEI	PPS	PAI
Galden HT 135	Angaben der Fa. Solvay	beständig (nicht verifiziert)	beständig (nachgewiesen)	beständig (nicht verifiziert)
PGW 60/40	Propylen Glycol	beständig	keine Angaben	keine Angaben
	Propylen	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
	Glycol	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
	Wasser	keine Angaben	bedingt beständig	nicht beständig
Fluid aus Anforderungsliste	Fluid aus Beständigkeitsdatenbank	PPA	PK	
Galden HT 135	Angaben der Fa. Solvay	beständig (nicht verifiziert)	beständig (nicht verifiziert)	
PGW 60/40	Propylen Glycol	keine Angaben	keine Angaben	
	Propylen	keine Angaben	keine Angaben	
	Glycol	keine Angaben	keine Angaben	
	Wasser	beständig	nicht beständig	

Auffällig ist, dass lediglich für den Werkstoff PEEK eine gesicherte Datenbasis hinsichtlich der Beständigkeit gegen die unterschiedlichen Medien aus der Klasse der Level-1 Fluide gegeben ist. Die Werkstoffe PEI und PPA weisen zwar keine Unbeständigkeit auf, aber sie sind auch nicht nachgewiesen gegen alle Fluide resistent. Die Werkstoffe PAIND, PA 4.6,

PPS, PAI und PK fallen aufgrund fehlender Beständigkeit aus der Auswahl heraus.

In Tabelle 10 und Tabelle 11 ist die Beständigkeit der recherchierten Werkstoffe gegen die Level-2 Fluide dargestellt. Was hier besonders deutlich auffällt ist, dass sich insbesondere die Heavy Duty Phenolics mit Phenol als wesentlichen Bestandteil aggressiv gegen viele Kunststoffe verhalten. Lediglich für den Werkstoff PPS ist Beständigkeit gegen diese Substanz nachgewiesen. Weiterhin auffällig ist, dass nicht für alle Kunststoff-/Medien-Kombinationen Daten hinterlegt sind. Lässt man die Beständigkeit gegen die Heavy Duty Phenolics außer betracht, so ist lediglich der Werkstoff PAIND unbeständig gegen ein Fluid aus der Klasse der Level-2 Fluide.

Tabelle 10: Beständigkeit der recherchierten Werkstoffe gegen Level-2 Fluide (I/II)

Fluid Contaminants	Database	PAIND	PEEK	PA 4.6	PPA
Aviation Jet A Fuel	Jet Aircraft Fuels	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
	Aircraft Turbine Fuels	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
	Kerosene	keine Angaben	beständig	keine Angaben	beständig
Hydraulic Fluids	Hydraulic Fluids	beständig	beständig	beständig	beständig
	Aircraft Hydraulic Fluids	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
Lubricating Fuels	Aircraft lubricants	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
Solvents and Cleaning Fuels		keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
Ethylene/Propylen Glycol	Ethylene Glycol	nicht beständig	beständig	keine Angaben	beständig
AEA Deicing fluid Typ 1 or 2					
SAE Deicing fluid type 1, 2 or 4					
Insecticides		keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
Sullage		keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
Disinfectant(Heavy Duty Phenolics)	Phenol	nicht beständig	nicht beständig	nicht beständig	nicht beständig
Coolant dielectric fluid	Cooling Fluids	bedingt beständig	beständig	keine Angaben	keine Angaben
Fire Extinguishing Protein/Fluoroprotein		keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben

Tabelle 11: Beständigkeit der recherchierten Werkstoffe gegen Level-2 Fluide (II/III)

Fluid Contaminants	Database	PEI	PPS	PAI	PK
Aviation Jet A Fuel	Jet Aircraft Fuels	beständig	beständig	beständig	beständig
	Aircraft Turbine Fuels	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
	Kerosene	beständig	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
Hydraulic Fluids	Hydraulic Fluids	keine Angaben	keine Angaben	beständig	keine Angaben
	Aircraft Hydraulic Fluids	keine Angaben	beständig	keine Angaben	keine Angaben
Lubricating Fuels	Aircraft lubricants	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
Solvents and Cleaning Fuels		keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
Ethylene/Propylen Glycol AEA Deicing fluid Typ 1 or 2 SAE Deicing fluid type 1, 2 or 4	Ethylene Glycol	beständig	beständig	beständig	keine Angaben
Insecticides		keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
Sullage		keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
Disinfectant(Heavy Duty Phenolics)	Phenol	nicht beständig	beständig	keine Angaben	nicht beständig
Coolant dielectric fluid	Cooling Fluids	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben
Fire Extingishing Protein/Fluoroprotein		keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben	keine Angaben

Als Ergebnis der Materialrecherche erhält man letztendlich drei Werkstoffe, die den mechanischen, thermischen und chemischen Anforderungen gerecht werden:

Dies sind die Typen PEEK, PPA und PEI.

In Tabelle 12 sind einige mechanische und thermische Kennwerte der recherchierten Materialien aufgeführt. Zusätzlich ist noch der ungefähre Materialpreis pro Kilogramm angegeben. Sowohl die Kennwerte als auch der Preis sind als Richtwerte aufzufassen. Die Daten von am Markt verfügbaren Produkten können von diesen Angaben nochmals abweichen.

Tabelle 12: Kennwertübersicht der recherchierten Werkstoffe und Materialpreis

	Einheit	PPA (unverst.)	PPA (GF30)	PEI (unverst.)	PEI (GF30)
Dichte	[g/cm ³]	~1,4	1,5	1,27	1,49-1,51
Schmelztemperatur	[°C]	310	310	-	-
Glasübergangstemperatur	[°C]	127	127	215-230	-
Zug-E-Modul	[N/mm ²]	2100	10000	2900-3000	9500
Zugfestigkeit	[N/mm ²]	-	150	-	-
Bruchspannung	[N/mm ²]	60-90	180-200	103	86-165
Bruchdehnung	[%]	14	2,2	> 50 %	2-3
Streckspannung	[N/mm ²]	69	-	85-110	162
Streckdehnung	[%]	5,5	-	6-7	-
Formbeständigkeitstemp. HDT/A 1,8MPa (ISO 75)	[°C]	125	285	-	-
Formbeständigkeitstemp. 1,8MPa (ASTM D648)	[°C]	75-120	270-290	190-200	210
Preis	[€/kg]	5	5	16-18	16-18

	Einheit	PEEK (unverst.)	PEEK (GF30)	PEEK (CF30)
Dichte	[g/cm ³]	1,3	1,6	1,4
Schmelztemperatur	[°C]	340	340	340
Glasübergangstemperatur	[°C]	141	141	141
Zug-E-Modul	[N/mm ²]	3500	11000	23000
Zugfestigkeit	[N/mm ²]	-	165	240
Bruchspannung	[N/mm ²]	-	150-175	220-240
Bruchdehnung	[%]	30	2	2
Streckspannung	[N/mm ²]	96	-	-
Streckdehnung	[%]	5	-	-
Formbeständigkeitstemp. HDT/A 1,8MPa (ISO 75)	[°C]	155	230-315	290-315
Formbeständigkeitstemp. 1,8MPa (ASTM D648)	[°C]	140-160	210-320	210-315
Preis	[€/kg]	75	75	75

Bezogen auf das Preis/Leistungs-Verhältnis schneidet der Werkstoff PPA am günstigsten und der Werkstoff PEEK am schlechtesten ab. Allerdings besitzt PEEK die besten mechanischen und thermischen Kennwerte.

Welcher Werkstoff sich letztendlich für den Einsatz im Bereich Kühlmittelleitung eignet, sollte anhand von Bauteiluntersuchungen entschieden werden. Die Firma Airbus stellt hier

eine Reihe von Anforderungen die durch entsprechende Prüfvorschriften am Bauteil nachgewiesen werden müssen. Um eine Vorauswahl von Handelsprodukten zu treffen, wird an dieser Stelle für jede Werkstoffklasse ein Produkt ausgewählt, das sich zur Herstellung von Prototypen und für Bauteilversuche eignet. Aus der Materialklasse PEEK kann der Werkstoff VESTAKEEP 4000 GF30 der Firma Evonik Degussa GmbH für erste Untersuchungen eingesetzt werden. Aus der Klasse PEI eignet sich der

Werkstoff Ultem AR9300 der Firma SABIC Innovative Plastics. Schließlich kann das Material Grivory HT3 der Firma EMSGrivory aus der Gruppe PPA ausgewählt werden.

6.3.3.3.5 Schweißverfahrenauswahl

Als Fügeverfahren für die geplante Anwendung kommen in erster Linie Schweißverfahren in Betracht, da sie hochfeste, dichte Verbindungen mit langer Lebensdauer ermöglichen. Für das Schweißen kommen jedoch nur thermoplastische Werkstoffe in Frage, da das Prinzip darauf beruht, der Werkstoff durch Energiezufuhr in den schmelzeflüssigen Zustand zu überführen und so ein Vermischen der angeschmolzenen Bereiche der zu fügenden Bauteile zu ermöglichen.

Für das Verbinden von Rohrhalbzeugen kommen prinzipiell folgende Verfahren in Frage, die im Folgenden kurz beschrieben werden:

- Heizelementstumpfschweißen
- Heizelement-Muffenschweißen
- Heizwendelschweißen
- WNF-Schweißen
- Infrarotschweißen

Heizelementstumpfschweißen

Beim Heizelementstumpfschweißprozess wird die Wärmeleitung beim Kontakt der zu fügenden Formteile oder Halbzeuge mit einem beheizten Heizelement bzw. dessen Strahlungswärme ausgenutzt, um eine fließfähige Zone – die sogenannte Schmelzschicht – an der Oberfläche des Fügeteils zu erzeugen.

Das Heizelementstumpfschweißverfahren liefert aus der großen Zahl der dem Verarbeiter zur Verfügung stehenden Verfahren die höchsten Nahtqualitäten mit Langzeitschweißfaktoren von 0,8 - 1,0 (Schweißfaktor = Festigkeit der Schweißnaht / Festigkeit des Grundwerkstoffes). Von der verfahrenstechnischen Seite gesehen liegt hier ein Zweistufenprozess vor, bei dem die Erwärmung getrennt von dem Fügeprozess abläuft. Abbildung 91 zeigt das Prinzip des Heizelementschweißens.

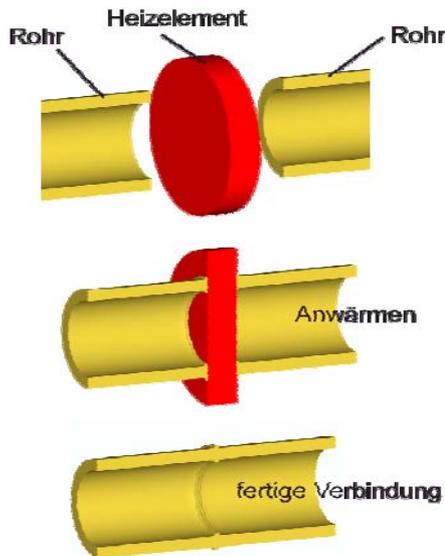


Abbildung 91: Heizelementstumpfschweißen

Der Erwärmungsprozess stellt das für den späteren Fügeprozess notwendige Schmelzevolumen über Wärmeleitungsvorgänge durch direkten Kontakt mit dem Heizelement zur Verfügung. Diese Prozessphase beinhaltet das Angleichen und das Erwärmen. Die Angleichphase, welche durch den hohen Angleichdruck ein Abschmelzen des Materials nach einer Ausdehnung hervorruft, soll Unebenheiten ausgleichen, die bei der Halbzeugherstellung entstanden sind, um einen gleichmäßigen Kontakt zum Heizelement zu gewährleisten. Die Umstellung zur drucklosen Erwärmung erfolgt meistens weggesteuert, nachdem eine Wegposition beim Abschmelzen erreicht wurde (Abschmelzwegbegrenzung).

Nach ausreichender Erwärmung beginnt die Umstellphase in der das Heizelement aus der Fügeebene herausgezogen und die Bauteile zusammengefahren werden. Bei Kontakt der Bauteile beginnt die Fügephase, in der die Fügepartner unter Druckanstieg aneinander gepresst werden, bis das zu schweißende Bauteil abgekühlt ist.

Infrarotstrahlungsschweißen

Der Verfahrensablauf des Infrarotstrahlungsschweißens ähnelt sehr stark dem des Heizelementstumpfschweißens (Abbildung 92).

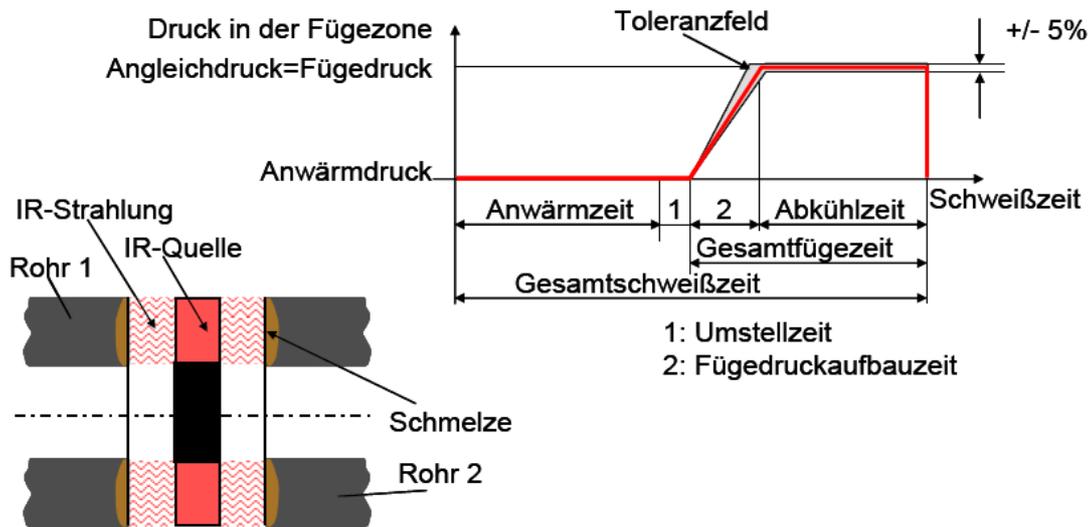


Abbildung 92: Infrarotschweißen

Während der Erwärmungsphase wird die Strahlungsenergie in der Fügezone durch Absorption in Wärme umgewandelt. Hier liegt der wesentliche Unterschied zum Heizelementschweißen, bei dem die Wärmeübertragung in die Fügezone mittels Wärmeleitung erfolgt.

Beim Strahlungsschweißen liegt von Anfang an ein optimaler Wärmeübergang vor, so dass die beim Heizelementschweißen notwendige Angleichphase entfallen kann, in der durch Abschmelzen von Unebenheiten ein ausreichender Wärmekontakt zwischen Bauteil und Heizelement realisiert wird. Durch Formteiltoleranzen bedingte Unebenheiten können jedoch beim Strahlungsschweißen verfahrensbedingt nicht abgeschmolzen werden. Der daraus resultierende variierende Abstand der Fügezone zur Strahlquelle führt dazu, dass die Fügezone ungleichmäßig erwärmt wird.

Sind die Fügepartner bis zur geforderten Schmelzeschichtdicke aufgeschmolzen, wird in der Umstellphase das Strahlerelement aus der Fügezone herausgefahren. Im Gegensatz zum Heizelementschweißen ist ein Zurückfahren der Fügepartner zur Trennung von den Oberflächen der Heizelemente nicht notwendig.

In der Fügephase werden die Fügepartner wie beim Heizelementschweißen unter Druck zusammengeführt. Dabei bildet sich der Schweißwulst durch Schmelzfluss nach außen, während im Nahtbereich eine Restschmelzeschicht verbleibt.

Heizelement-Muffenschweißen

Beim Heizelement-Muffenschweißen werden Rohr und Rohrleitungsteil (Fitting) überlappend und ohne Verwendung von Zusatzwerkstoff geschweißt. Rohrende und Fittingsmuffe werden dabei auf einem speziell geformten Heizelement erwärmt und anschließend gefügt (Abbildung 93).

Rohrenden, Heizelement und Fittingsmuffe sind dabei maßlich so aufeinander abgestimmt, dass sich beim Fügen ein Schweißdruck aufbaut und eine homogene Verbindung entsteht.

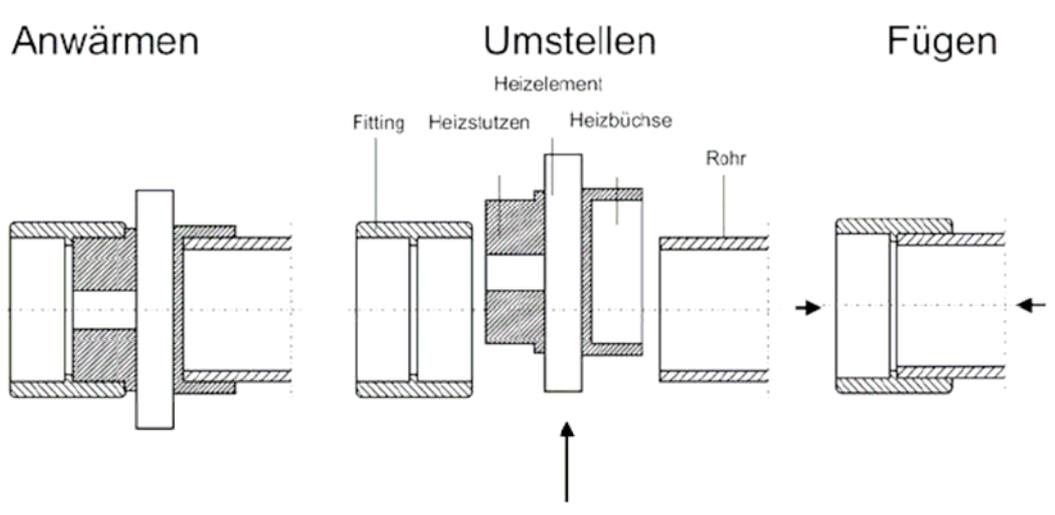


Abbildung 93: Heizelement-Muffenschweißen

Heizwendelschweißen

Als Schweißverfahren mit gutem Bedienungskomfort für Rohrleitungssysteme mit speziellen Verlegebedingungen und hohen Sicherheitsanforderungen (z.B. Gasleitungen) hat das Elektromuffenschweißen einen wichtigen Platz gefunden (Abbildung 94). Die spritzgegossene Muffe enthält an der inneren Oberfläche elektrische Widerstandswendeln, die nach der Positionierung der Rohrenden an einen Schweißtransformator angeschlossen werden. Durch Anlegen eines elektrischen Stromes bei konstanter Spannung wirken die Widerstandswendeln als Heizelement.

Die Schweißzeit bzw. die zugefügte elektrische Energie werden bei modernen Geräten in Abhängigkeit der Wendelgeometrie und der Außentemperatur automatisch eingestellt. Die Innenfläche der Muffe sowie die Außenflächen der Rohrenden werden plastifiziert. Da die Muffen in der Regel mit eingefrorenen Orientierungen spritzgegossen werden, tritt beim Erwärmen ein Schrumpfen in radiale Richtung der Muffe ein, der für den nötigen Schweißdruck sorgt. Die Wendel verbleibt in der Verbindung.

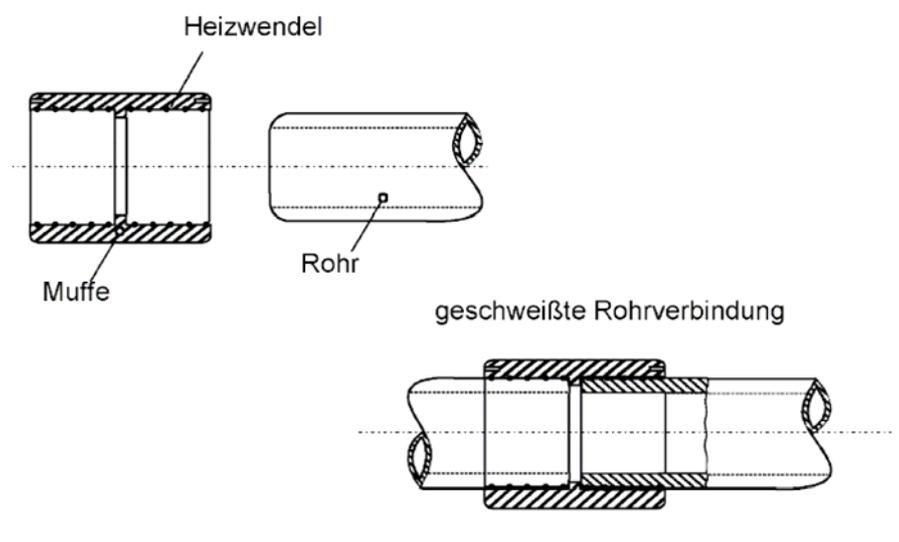


Abbildung 94: Elektromuffenschweißen

Wulst und nuttfreies Heizelementschweißen (WNF)

Vor allem in der biochemischen Industrie sind Qualität und Reinheit der Rohrleitungssysteme für die Produktion von entscheidender Bedeutung. Dazu gehört die Verbindungstechnik zwischen Rohr/Fitting und Rohr/Armatur. Insbesondere dürfen hier keine Spalten, Wulste und Toträume vorhanden sein, wo sich Partikel und Bakterien festsetzen könnten. Die bisher beschriebenen Verbindungstechniken im Rohrleitungsbau genügen aber diesen Anforderungen nicht, da sich Wulste und Toträume nicht vollkommen vermeiden lassen. Mit dem WNF-Schweißverfahren existiert eine Möglichkeit, eine wulst- und nuttfreie Verbindung zu realisieren (Abbildung 95).

Das Schweißverfahren besteht darin, dass in die zu verschweißenden Rohr- bzw. Fittingsenden mittels halbschaliger Heizelemente eine genau definierte Wärmeenergie zugeführt wird. Gleichzeitig stützt ein elastischer Druckkörper zur Vermeidung eines

Schweißwulstes die Innenseite der Schweißzone. Die unter geregelterm Druck gehaltene Thermoplastschmelze garantiert eine homogene Verschweißung der Kunststoffteile.

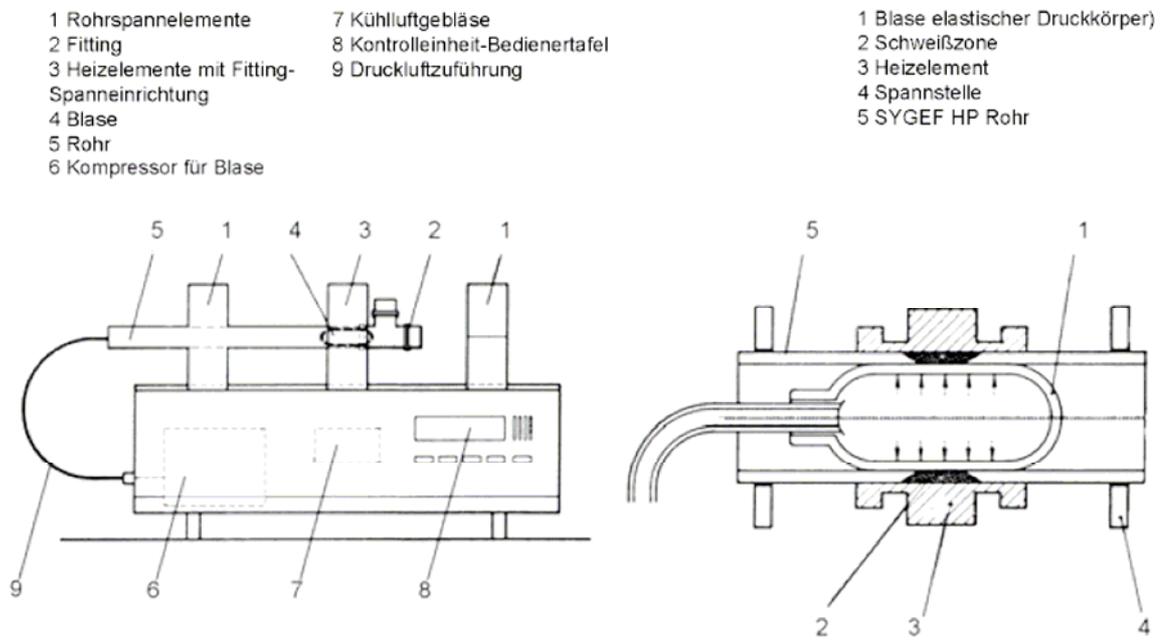


Abbildung 95: WNF-Schweißverfahren

6.3.3.3.5 Bewertung der Schweißverfahren

Als Anforderungen für das anzuwendende Fügeverfahren lassen sich folgende Aspekte anführen:

- max. 1“-Durchmesser
- Materialien: PEEK, PEI, PAI
- Einsatzort: Decken- und Seitenwandelemente
- möglichst geringer Wulst im Fließbereich
- Reparaturmöglichkeiten (wieder lösbar)

Jedes der hier beschriebenen Schweißverfahren weist eine Reihe spezifischer Vor- und Nachteile auf, die es für den vorliegenden Anwendungsfall mehr oder weniger geeignet machen.

Das Heizelementstumpfschweißen bietet neben einer einfachen, robusten Montagetechnik den Vorteil sehr hoher Schweißnahtfestigkeiten. Allerdings tritt eine starke Wulstbildung auf, die störend auf den Fluidfluss wirken könnte. Des Weiteren lässt der Platzbedarf der Schweißmaschine keine Montage direkt am Einbauort zu, sodass das Rohrleitungssystem zunächst in der Fahrgastzelle des Flugzeugs gefügt und dann in die Decken- und Seitenwandelemente implementiert werden müsste. Zudem lassen sich mit diesem Verfahren keine Hochtemperaturkunststoffe fügen, da die notwendigen Antihaftbeschichtungen auf den Heizelementen nur bis ca. 300 °C einsetzbar sind. Da laut Materialrecherche jedoch nur solche Werkstoffe in die engere Auswahl kommen, ist dieses Verfahren für den vorliegenden Anwendungsfall nicht geeignet.

Vergleichbares gilt auch für das Heizelementmuffenschweißen. Zwar bietet sich hier der Vorteil, dass sich ein Schweißwulst nach innen hin verhindern lässt und auch Richtungsänderungen durch entsprechende Muffen auf einfache Weise realisiert werden können. Doch ist auch hier der Platzbedarf der Maschinenteknik so groß, dass eine Montage nur im Fahrgastraum möglich ist. Da auch hier Antihaftbeschichtungen auf den speziell geformten Heizmuffen verwendet werden, lassen sich die in Frage kommenden Kunststoffe ebenfalls nicht verarbeiten.

Das WNF-Schweißen ermöglicht einerseits wulstfreie Schweißnähte und hohe Festigkeiten auch bei hochschmelzenden Werkstoffen. Andererseits machen die extrem langen Schweißzeiten von bis zu 20-30 Minuten dieses Verfahren jedoch unwirtschaftlich. Auch hier kann die Schweißung nur in der Fahrgastzelle erfolgen, da der Platzbedarf der Schweißmaschine zu groß ist.

Das Infrarotstrahlungsschweißen kann auch hochschmelzende Werkstoffe schweißen, da der Energieeintrag berührungslos erfolgt. Zudem ist der gebildete Schweißwulst kleiner als im Vergleich zum Heizelementstumpfschweißen und die Schweißzeiten fallen kürzer auf. Nachteilig ist hier allerdings ebenfalls der Platzbedarf der Maschine.

Das Heizwendelschweißen bietet den Vorzug, dass kein Schweißwulst in den Innenbereich der Rohrleitung gelangt und dass sich kurze Schweißzeiten realisieren lassen. Der wichtigste Vorteil betrifft allerdings die Montage. Da die Heizwendelmuffen über eine Kabelverbindung mit der eigentlichen Schweißmaschine verbunden sind, kann die Schweißung direkt am endgültigen Einsatzort erfolgen, d. h. in den Decken- bzw. Seitenwandelementen. Allerdings sind zusätzliche Komponenten in Form von Schweiß-

muffen notwendig. Standard-Muffen sind zwar nur für Durchmesser ab 20 mm erhältlich, doch lassen sich prinzipiell die erforderlichen Abmaße realisieren, weswegen dieses Verfahren die Schweißaufgabe erfüllen kann.

Um das Spektrum der anwendbaren Fügeverfahren zu vergrößern, wurde auch die Gruppe der duroplastischen Werkstoffe betrachtet, da diese Kunststoffe auch bei hohen Einsatztemperaturen gute mechanische Eigenschaften aufweisen. Da es sich um vernetzte, nicht schweißbare Kunststoffe handelt, spielt die Einsatztemperatur hier keine so große Rolle. Dafür können Duroplaste nicht geschweißt werden, weswegen Klebverfahren eingesetzt werden müssen. Auch begrenzen die möglichen Herstellmethoden für Rohre dieser Werkstoffklasse die minimalen anddicken auf ca. 4 mm. Weiterhin ist der minimale Rohrdurchmesser nach unten hin stark begrenzt, da oftmals Wickeltechniken zum Einsatz kommen.

Insgesamt wurden vier Firmen nach deren Möglichkeiten befragt. Entweder war der minimale Durchmesser zu groß (Hobas GmbH) oder es ergab sich keine Gewichtersparnis aufgrund der höheren spezifischen Dichte oder der relativ großen minimalen Wanddicke (Isar GFK, Mirador, Fiberglass) gegenüber dem derzeitigen Stand der Technik. Da dies ein Hauptkriterium für die Substitution des bestehenden Systems darstellt, wird auf eine weitere Betrachtung dieser Werkstoffgruppe verzichtet.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass das Heizwendelschweißen das größte Potenzial für die geplante Anwendung aufweist.

Da jedoch am Markt derzeit keine Standardrohre aus den ausgewählten Werkstoffen und den notwendigen Rohrdurchmessern existieren, ist im Folgenden eine enge Kooperation mit einem Rohr- und Schweißmaschinenhersteller notwendig.

Dazu wurde mit der Fa. Georg Fischer Kontakt aufgenommen und die prinzipielle Vorgehensweise für solch ein Kooperationsprojekt diskutiert. Zunächst erscheint es sinnvoll, die mechanischen Eigenschaften der ausgewählten Werkstoffe unter realen Bedingungen zu verifizieren. Im Anschluss können dann Versuche zu Schweißverbindungen durchgeführt werden.

6.3.3.3.6 Extrusion von dünnwandigen Rohren aus PEEK, PPA und PEI mit anschließenden Berstdruckversuchen.

Extrusion von Testrohren

Rohre wurden aus den verschiedenen Materialien mit einem Außendurchmesser (AD) von 25 mm gefertigt und zwar mit Wandstärken von 0,5 mm, 1,0 mm und 1,5 mm. Zusätzlich zu den oben genannten Materialien wurden auch Testrohre aus PPS/PEEK und SRP gefertigt. Alle Materialien außer SRP wurden auf den gleichen Werkzeugen hergestellt, daher kommt es auch zu geringen Schwankungen bei den einzelnen Dimensionen im AD Bereich und der Wandstärke. Die Schwankungen treten auf durch das unterschiedliche Schrumpfverhalten der Werkstoffe.

Der Werkstoff SRP konnte nur in AD 32 mm gefertigt werden, da das Werkzeug bei 25 mm für SRP nicht ausgelegt ist.

a) PEEK 450 G von Victrex:

Bei den Rohren mit den Wandstärken 1,0 und 1,5 mm lief die Produktion einigermaßen stabil. Die Rohre mit Wandstärken $\leq 0,7$ mm war etwas problematisch (starke Schwankungen in der Wandstärke). Die Maschine (Schnecke) und die WKZ mussten bei weiteren Versuchen direkt für die Produktion von PEEK ausgelegt werden.

b) PEEK KT 820 NT Ketaspire von Solvay:

Aufgrund der geringen Rohstoffmenge von nur 5 kg konnte lediglich die Wandstärke mit

1 mm getestet werden. Die Extrusion verhält sich ähnlich wie bei PEEK 450 G, allerdings haben wir den Eindruck, dass das Material etwas spröder ist.

c) PEI Ultem 9075 von Sabic:

PEI ließ sich aufgrund der vielen Erfahrungen mit diesem Material in allen drei Einstellungen relativ einfach und konstant extrudieren.

d) PPA HTN 18502 von Du Pont:

Die Wandstärke hat während der Produktion stark geschwankt. Für weitere Versuche mussten die Werkzeuge und die Kalibrierung direkt auf den Werkstoff abgestimmt werden.

e) PPS / PEEK Fortron von Ticona:

Das Material hatte Einzugsprobleme, dadurch war die Förderrate nicht ganz stabil. Die Wandstärke hat teilweise mehr als 0,3 mm geschwankt. Schnecke und Werkzeug muss an das Material angepasst werden.

f) SRP Primospire PR 820 von Solvay:

Aufgrund der geringen Menge Rohstoff waren nur wenige verschiedene Einstellungen möglich. Das Material ist sehr schwierig in seiner Verarbeitung. Wichtig ist, dass bei weiteren Versuchen, das Werkzeug direkt auf SRP ausgelegt wird. Bei Rohren ≥ 32 mm muss eine komplette Extrusionsanlage neu konzipiert werden.



Abbildung 96: Alle gefertigten Testrohre

Tempern der Rohre:

Nach dem Extrusionsprozess müssen die Rohre getempert werden. Das Tempern wird je nach Material und Wandstärke mit unterschiedlichen Temperaturen und Zeiten durchgeführt. Bei den Rohren mit 1,0 mm und 1,5 mm Wandstärke konnte das Tempern problemlos durchgeführt werden. Bei den Proben aus PEEK und PPS/PEEK mit der Wandstärke von 0,5 mm traten beim Tempern sehr starke Ovalitäten auf, so dass keine Druckproben durchgeführt werden konnten.

Gewichte der extrudierten Rohre:

Die charakteristischen Abmessungen und das Gewicht der Testrohre ist in Tabelle 13 zusammengefasst.

Tabelle 13: Abmessungen und Gewicht der gefertigten Testrohre

Material	AD / mm	s / mm	Gewicht / g/m
PEEK 450 G	25,1	0,7-0,8	80
		0,9-1,0	93
		1,5-1,6	120
PEEK KT 820 NT	25,1	1,1-1,2	218
PEI Ultem 9075	25,4	0,7-0,8	79
		1,3	119
	25,3	1,7-1,8	185
PPA HTN	25,2	0,7-0,8	66
		1,0-1,2	93
	25,1	1,5-1,6	132
PPS / PEEK	25,1	0,5-0,6	67
		0,9-1,0	107
		1,6-1,8	160
SRP Primospire	31,8	1,9-2,2	218

Berstdruckversuche

Die Ergebnisse der Versuche sind in Tabelle 14 zusammengefaßt.

Tabelle 14: Ergebnisse der Berstdruckversuche

Material	Abmessung / mm	AD / mm	s / mm	Bar / i.O.	Bar / Bruch	Anmerkung
PEEK 450 G	25 x 1,0	25,1	0,9-1,0	50	52,2	Bruch an beiden Enden und längs durch das Rohr
	25 x 1,5		1,5-1,6	97,5	o.B.	
PEEK KT 820 NT	25 x 1,0	25,0	1,0-1,1	70	72,5	Bruch mitten im Rohr und dann längs durch das Rohr
PEI Ultem 9075	25 x 0,5	25,4	0,6	37,5	40	Bruch im Bereich Verschluss
	25 x 1,0		0,8	32,5	35	Leichtes auf-blähen und Riss
	25 x 1,5	25,3	1,7-1,9	77,5	80	Gerader Riss
PPA HTN	25 x 0,5	25,2	0,7-0,8	Ohne Prüfung; durch Schneidring sofort undicht.		
	25 x 1,0	25,1	1,0-1,2	32,5	35	Gerader Riss mitten im Rohr
	25 x 1,5		1,6-1,7	57,5	60	Kompletter Bruch mitten im Rohr
PPS / PEEK	25 x 0,5	25,1	0,5-0,6	Ohne Prüfung; durch den Schneidring sofort undicht		
	25 x 1,0		0,9-1,1	50	52,5	Risse rund herum
	25 x 1,5		1,7-1,8	80	82,5	An beiden Enden stark gerissen
SRP Primospire	32 x 1,9	31,8	1,8-2,1	55	Test bei 57,5 bar abgebrochen. Der Prüfkopf wird undicht und zieht sich vom Rohr ab, da es zu klein ist. Rohr ist noch intakt	

Die Prüfungen wurden bei 20°C durchgeführt. Die Rohre wurden mit einem Anfangsdruck von 10 bar belastet und dann alle 15 Minuten (bis zum Bersten) um 2,5 bar erhöht. Die Prüfanlage in unserem Hause kann bis max. 100 bar belastet werden.

Bewertung

Die Rohre mit einer Wandstärke von 0,5 mm können nicht geprüft werden, da sie entweder auf Grund der Temperprobleme oder schon beim Einspannen kaputt gehen, bzw. die Druckaufnahme bis zum Bersten ist relativ gering.

Ab der Wandstärke von 1,0 mm kommen für weitergehende Untersuchungen die Materialien PEEK, PEI, PPS/PEEK und SRP in Betracht. All diese Materialien können bei höheren Temperaturen eingesetzt werden. Inwieweit sich die einzelnen Materialien bei hohen Drücken und unter Medienbelastungen (Kältemittel) verhalten, muss ebenfalls in weitergehenden Untersuchungen ermittelt werden

6.4 TEILPROJEKT 4: INTEGRATION EINES BRENNSTOFFZELLENSYSTEMS

Arbeitsinhalte in AP4.1 waren die Erarbeitung eines Konzeptes, wie ein Brennstoffzellensystem in einem aus Kohlefaserverbundstoffen bestehenden Flugzeugrumpf installiert werden kann (Schwerpunkt elektrische und mechanische Anbindungen) sowie Sicherheits- und Kühlkonzepte.

Die Ergebnisse sind in zwei Berichten zusammengefasst:

- Technischer Bericht RP0822078: „Investigation and definition of an electrical and mechanical concept for a Fuel Cell System integration into composite structure“, Lars Eifler, Dezember 2008
- Technischer Bericht: RP0821312 : „Investigation and dimensioning of a cooling system“, Markus Piesker, Mai 2009

Tabelle 15: Wichtige Meilensteine

Datum	Art	Bezeichnung	Deliverables	Verantwortlich
09/2008 → 12/2008 Draft →05/2009	Dokument	Task 1: FCEPS Kühlungsoptionen in Flugzeugstrukturen aus CFK	Technischer Bericht: RP0821312 : „Investigation and dimensioning of a cooling system“, Markus Piesker, Mai 2009	AIRBUS
09/2008 → 12/2008	Dokument	Task 1: Installations- und Integrationsstudie von einem FCEPS in eine moderne CFK-Flugzeugrumpfstruktur	Technischer Bericht RP0822078: „Investigation and definition of an electrical and mechanical concept for a Fuel Cell System integration into composite structure“, Lars Eifler, Dezember 2008	AIRBUS
	Dokument	Task 2: Ventilations-, Verteilungs- und Feuer-schutzkonzepte für eine H ₂ -Anwendung in CFK-Flugzeugstrukturen		AIRBUS
	Dokument	Task 2: Sicherheitskonzept für eine FCEPS-Integration in moderne CFK-Flugzeugrumpfstrukturen		AIRBUS

6.4.1 EINLEITUNG

Um die Ziele des Teilprojektes zu erreichen und vergleichbare Ergebnisse zu erhalten, wurde als Referenzflugzeug ein zweistrahliges Long Range Passagierflugzeug mit einer Kapazität für ca. 250 – 300 Sitzplätze zugrunde gelegt.

Heutige Verkehrsflugzeuge verfügen als Notstromsystem über eine sogenannte Ram Air Turbine, die über einen Aktuator in folgenden Fällen ausgefahren und betrieben wird:

- Ausfall der beiden Haupttriebwerke (Dual Engine Flame Out)
- Fehler eines der beiden Haupttriebwerke in Kombination mit Fehler des Generators am anderen Triebwerk
- Ausfall des gesamten elektrischen Bordnetzwerkes

Künftige zweistrahlige Flugzeuge der Airbus-Familie werden voraussichtlich pro Triebwerk mit zwei Generatoren ausgestattet sein, so dass der totale Ausfall des elektrischen Bordnetzes extrem unwahrscheinlich sein wird. Der Ausfall eines Triebwerkes in Kombination mit dem Ausfall eines Generators des anderen Triebwerks führt zum Beispiel nicht zu diesem Szenario. Somit wird der Einsatz und die Auslegung eines Notstromsystems nur für den Ausfall beider Triebwerke betrachtet. Dieser Störfall kann z.B. durch Hardware- und Softwarefehler oder durch Umwelteinflüsse (Vulkanische Asche, Hagel, Vogelschlag etc.) auftreten, aber auch dadurch, dass zu wenig Kraftstoff zur Verfügung steht (ungewöhnlich hoher Kraftstoffverbrauch, Tankleckage).

Die Ermittlung von Sicherheits-, Zuverlässigkeits- und Funktionalitätsbestimmungen für künftige Flugzeuge der Airbus-Familie hat zu einem Anforderungskatalog geführt, der für die Auslegung eines Notstromsystems auf Basis von Brennstoffzellentechnologie zugrunde gelegt wurde. Eine Systemarchitektur konnte weitestgehend festgelegt werden und mit Hilfe charakteristischer Randbedingungen wie Leistungsanforderung, Sicherheitsmaßgaben, Wartbarkeits- und Zuverlässigkeitsforderungen wurden die erforderlichen Komponenten, (Sub-) Systemgrößen, Gewichte sowie die erforderlichen Schnittstellen vorläufig ermittelt.

In den folgenden Kapiteln, werden detaillierte Brennstoffzellen-System-Architekturen sowie mechanische und elektrische Schnittstellen-Anforderungen dargestellt. Es folgt die Beschreibung möglicher Sicherheitskonzepte sowie abschließend verschiedene Kühlkonzepte.

6.4.2 Installations- und Integrationsstudie von einem Fuel Cell Emergency Power System in CFK-Rumpfstrukturen

6.4.2.1 Systemsbeschreibung

Die Systemarchitektur wurde dahingehend festgelegt, dass das Brennstoffzellensystem ohne Kerosin und mit möglichst geringen parasitären Verlusten operieren kann. Das bedeutet sowohl, dass ein Kraftstoff eigens für das System mitgeführt werden muss (in diesem Fall reiner Druckwasserstoff), als auch, dass die Sauerstoffversorgung – zumindest bei heute verfügbaren Zellen – nicht über (verdichtete) Umgebungsluft, sondern über eigens bereitgestellten Sauerstoff geschieht.

Der Fehlerfall “Dual Engine Flame Out” führt bei dem zugrunde liegenden Flugzeugtyp zu einer maximal verbleibenden Gleitdauer ohne Antrieb („Drift-Down-Time“) von ca. 30 Minuten. Behördliche Bestimmungen (CS 25 1531 (d)) – Größte Entfernung von einem geeigneten Flughafen für zweimotorige Flugzeuge ohne ETOPS-Genehmigung) resultieren jedoch in einer Auslegung des Systems auf 60 Minuten bei maximaler Leistungsabnahme. Die durchschnittliche Leistung soll 40 kW betragen, jedoch soll das FCEPS Spitzenlasten von bis zu 200% bereitstellen können. Hieraus ergeben sich bei einer gegebenen erforderlichen Stackperformance die Größe der Gastanks, Rohrdurchmesser, Befüllungskonzepte etc.

- Die FCEPS Leistung ist für die elektrische Spitzenleistung im Notbetrieb bestimmt worden. Annahme ist eine mittlere Belastung von 40 kW mit Peak von 60 kW (Auslegung von Kühlsystem).
- Die elektrische Ausgangsleistung des Stacks wird umgewandelt in die Flugzeug-Netzspannung
- Das FCEPS übernimmt elektrische Stromversorgung bei Ausfall der Bordstromversorgung.
- H₂ und O₂ werden in Druckflaschen verwendet. Das FCEPS wird elektrische Energie mit gasförmigen Wasserstoff und Sauerstoff erzeugen.

- Die Flaschen haben eine Kapazität für 60 Minuten bei mittlerer Leistungsdichte
- Es werden Flugzeug-Batterien verwendet, um die nicht abschaltbaren elektrischen Busse während der Start-up-Phase (bis zu 2s) des FCEPS abzudecken.
- Die Kühlung des Systems wird erreicht mit einem Wärmetauscher auf Umgebungstemperatur.

Das FCEPS besteht nach jetzigem Stand aus folgenden Komponenten:

- Wasserstofftank
- Sauerstofftank
- Brennstoffzellenstack inkl. Nebenaggregate
- Power Converter
- Controller
- Kühlung
- Überdruckablass
- Anschlüsse für Befüllung

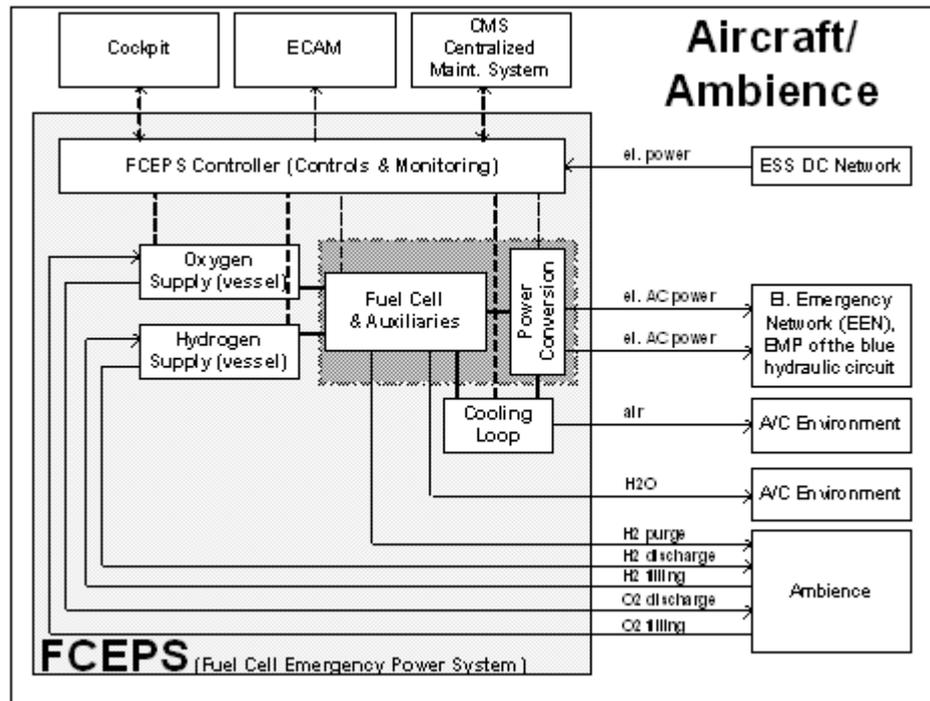


Abbildung 97: Architektur eines Fuel Cell Emergency Power Systems

Basierend auf heute verfügbaren Brennstoffzellen(-systemen) sowie weiterer Systemkomponenten wie Wasserstoff- bzw. Sauerstoffspeichern erfolgte die Auswahl von Materialien für das System. Anschließend sind CFK-Materialdaten ermittelt worden.

6.4.2.2 Elektrische Anbindung

Für die elektrische Anbindung des Systems sind die Annahmen konkretisiert worden, die Grundlage der ELBASYS Studie sind. So soll die Brennstoffzelle als autonomes Emergency Power System die gleichen Schnittstellen, Spannungen und anderen Kenndaten nutzen wie die Ram Air Turbine (RAT). Die ELBASYS Studie identifiziert die Anforderungen zur Verkabelung, Blitzschutz sowie Elektromagnetischer Verträglichkeit (EMV) der Brennstoffzelle bei einer Installation in einem CFK-Rumpf.

- neue Blitzschutzkonzepte, die u.a. eine Einarbeitung eines metallischen Netzes/ Gitters in die CFK-Haut vorsehen, um den elektrischen Widerstand zu

reduzieren und den Wärmeleitwert des in diesem Merkmal schwachen Composite Materials zu erhöhen. Auf System- oder Komponentenebene besteht die Möglichkeit der Einhausung mit elektrisch leitendem Material.

- die elektrische Erdung kann wegen des hohen Widerstandes des CFK nicht wie bei Aluminium-Rumpfstrukturen durch Anbindung an die Außenhaut gewährleistet werden. Daher wird im CFK-Rumpf ein Konstrukt aus vorhandenen metallischen Bauteilen gebildet (Crossbeams, je zwei spezielle ESN-Elemente, T- und I- Raceways etc., siehe Abbildung 98), das über die Sektionen 11 bis 18 niederohmig leitend miteinander verbunden wird. Eine weitere Möglichkeit für die Rückführung des Stromes ist die Auslegung und Anbringung eines zusätzlichen Rückleiters.
- Eine weitere für dieses Projekt erfolgte Studie zeigt eine sehr geringe Dämpfung elektromagnetischer Strahlen durch den CFK-Rumpf. Daher müssen EMV-empfindliche Geräte z.B. durch eigene (metallische) Schirmung speziell geschützt werden.

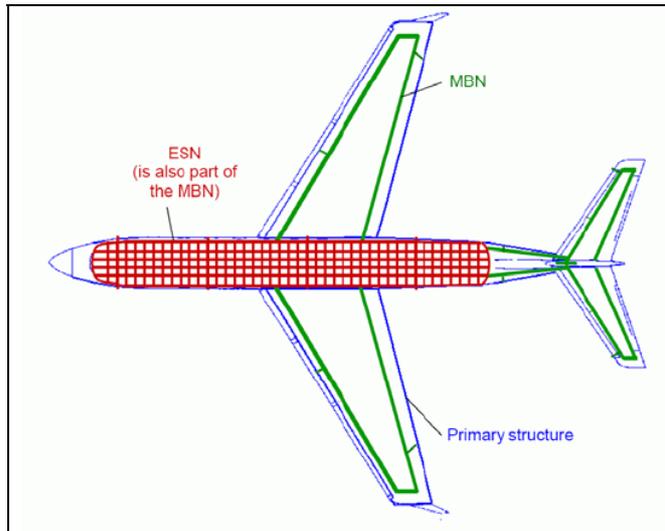


Abbildung 98: ESN und MBN

Praktische Versuche haben ergeben, dass

- die Dämpfung der elektromagnetischen Strahlung durch CFK-Proben bei Verdopplung der Materialdicke nur leicht höhere Werte erreicht, und

- verglichen mit Aluminium-Proben gleicher Dicke die Abschirmung relativ klein ist, insbesondere für Frequenzen unterhalb von 10 MHz (dieses frequenzabhängige Verhalten ist bzgl. der Einbindung unterschiedlicher Sender auf Gesamt-Flugzeug-Ebene zu berücksichtigen)

Zur Reduktion von Wärmeverlusten soll die Ausgangsspannung der Brennstoffzellen noch in ihrer unmittelbaren Nähe hochtransformiert werden. Das hat den Vorteil, dass die Leitungen zum „Emergency Electrical Power Distribution Center“ dünner (und damit leichter) dimensioniert werden können, ohne zu überhitzen. Die an der Leistungselektronik entstehende Wärme wird mit dem Kühlsystem abgeführt, das auch den Stack kühlt.

6.4.2.3 Sicherheitsmaßnahmen –Konzepte für die Wasserstoffanwendung in CFK-Flugzeug

Auswahl geeigneter Sicherheitsmaßnahmen, Ventilation und der Verteilung für H₂-Anwendungen

- Erarbeitung von Verteilungs- und Ventilationskonzepten unter Berücksichtigung von Einbauort, Material und Umgebungssystemen

Voraussetzung für die Erstellung von Verteilungs- und Ventilationskonzepten ist in erster Linie eine Untersuchung möglicher Einbauräume. Diese Untersuchungen wurden durchgeführt und haben durch Abwägen der zu den Einbauräumen gehörenden Vor- und Nachteile zu folgendem ersten bevorzugten Ansatz für eine Anordnung im Flugzeug geführt.

Die Beurteilung der verschiedenen Positionen erfolgte anhand der folgenden Kriterien:

- Einbauraum / Zugänglichkeit
- Wartbarkeit
- Gefährdungspotential durch umgebende Systeme
- Gefährdungspotential für umgebende Systeme
- Notwendige Maßnahmen zur Sicherung gegen Feuer und Detektion von austretendem Wasserstoff
- Möglichkeiten des Ausstoßes von Wasserstoff aus dem Flugzeug im Fehlerfall

Generell sollten die erforderlichen Verteilungswege für den Wasserstoff so kurz wie möglich gehalten werden (in Abhängigkeit von den Umgebungsbedingungen durch das Brennstoffzellensystem) und die Sauerstoff- und Wasserstoffflaschen in einem unbedruckten und damit leichter zu ventilierenden Raum liegen.

Kurze Leitungen:

- minimieren die erforderlichen Verbindungselemente/-stellen und damit die möglichen Leckagestellen,
- verringern die Anzahl der Anbindung an die Struktur und damit verbundenen Eintrag an Vibrationen und Lasten durch / in die Struktur und
- minimieren das Leitungsgewicht.

Die Verteilung des Wasserstoffes vom Tank zu den Verbrauchern soll auf einem wenigstens mittleren oder noch besser niedrigen Druckniveau erfolgen, da die Dichtungen von Verbindungselementen mit steigendem Druckniveau fehleranfälliger werden. Soweit möglich sollen die Verbindungen geschweißt werden. Erst eine genaue Analyse der zu erwartenden Leckraten der Verbindung wird zeigen, ob eine doppelwandige Ausführung der Wasserstoffleitungen notwendig ist.

Die Umgebung des Brennstoffzellensystems muss ventiliert sein. Da die genaue Luftaustauschrate in Abhängigkeit von der Leckrate des Systems und des Einbauraumes steht, kann keine numerische Aussage getroffen werden. Die Anforderungen und Lösungen können wie folgt zusammengefasst werden:

- Die Leckagerate des Brennstoffzellensystems führt im Zusammenspiel mit der vorhandenen Luftaustauschrate des Einbauraumes zu keiner kritischen Wasserstoffkonzentration, wenn die folgenden qualitativen technischen Vorkehrungen getroffen werden:
 - Bereitstellung einer definierten Luftaustauschrate (z.B. durch Lüfter).
 - Abblasen des Wasserstoffes durch Öffnen von Entlüftungsventilen (im oberen Bereich der Flugzeugstruktur) nach außen.

- Eine weitere Möglichkeit ist, das Brennstoffzellensystem in einer Einhausung einzubauen:
 - Permanente Durchlüftung der Einhausung mit definierter Luftaustauschrate in Abhängigkeit von Leckrate und Volumen der Einhausung.
 - Wasserstoffdetektion am höchsten Punkt der Einhausung mit Anschluss an eine Ventilationsleitung zur Aussenhaut des Flugzeugs.

Für die Wasserstoffflasche im unbedruckten Bereich sind die Leckageraten in Zusammenhang mit der vorhandenen Luftaustauschrate zu überprüfen und gegebenenfalls zusätzliche Lüftungsschlitze in der Außenhaut anzubringen. Für den Fehlerfall sollte eine Entlüftungsleitung zur Außenhaut ein Abblasen des Wasserstoffes ermöglichen.

Sicherheitskonzept für eine FCEPS Integration in CFK-Strukturen

Sicherheitsanalyse

Im Rahmen dieses Projektes wurde eine konzeptionelle Sicherheitsanalyse durchgeführt. Die Analyse bezieht sich auf das Referenzsystem:

- Dimensionierung im Fehlerfall
- Vorschlag eines BITE Konzepts (Built in Test Equipment)
- Auswirkungen auf der ATA29 (Hydraulic) und ATA24 (electric) Sicherheitsziele
- Zuverlässigkeit des Systems
- Anforderungen / Aspekte der Systemsinstallation und Auswirkung auf die Systementwicklung

Innerhalb einer ersten Sicherheitsanalyse ist auf Grundlage der Referenz-Architektur und einer Reihe von Annahmen hinsichtlich Umgebungsbedingungen und Installation des Systems der Fall "Verlust von FCEPS im Notfall" analysiert worden. Hieraus wurden quantitative Anforderungen an die Sicherheit der einzelnen Teile des Systems abgeleitet.

Mit konservativen Annahmen erreicht die Wahrscheinlichkeit für den Fall "Verlust von FCEPS im Notfall" bereits die gleiche Größenordnung wie die RAT, d.h. **es wird in jedem Fall eine Verbesserung der Sicherheit erzielt.**

Örtlich bedingte Sicherheitsüberlegungen sind ebenfalls durchgeführt worden. Hierfür sind verschiedene Maßgaben bezüglich der konstruktiven Lösung der Systemarchitektur und Integration einzuhalten (z.B. Vermeidung von Einbauorten, an denen das FCEPS gefährdet ist, z.B. Rotor Burst area).

Zulassungsarbeit

Airbus erstellt zurzeit einen Entwurf für die Behörden zur Zulassung von Wasserstoff- und Brennstoffzellentechnologie, da bislang solche Regularien nicht verfügbar sind.

Basierend auf der Sicherheitsanalyse und bereits vorhandenen Airworthiness Requirements, wurden Entwurfanforderung als Grundlage eines Sicherheitskonzeptes zusammengestellt.

6.4.3 Untersuchung, Auswahl und Auslegung eines Kühlungssystems (extrahiert von RP0821312).

6.4.3.1 CFK Materialdaten

Die wichtigsten Komponenten von CFK (Carbonfaserverstärkter Kunststoff) sind Harz (z.B. Epoxy) und Kohlefaserverstärkung. Die Kohlenstofffasern sind meist in mehreren Lagen in eine Kunststoffmatrix (Harz) eingebettet.

Wenn alle Fasern sich in eine einzige Richtung in eine Schicht des CFKs orientieren, wird dies als Unidirektionale Schicht (UD) bezeichnet. Wenn Fasern in zwei senkrechten Richtungen in eine Schicht eines CFKs orientiert sind, wird das als Gewebe bezeichnet. Mehrere Gewebelagen in verschiedenen Faserorientierungen ergeben die spezifischen Eigenschaften des Bauteils.

Der Temperaturbereich in dem CFK eingesetzt werden kann ist mit Aluminium vergleichbar (uneingeschränkt bis 80°C).

Die Leitfähigkeit von CFK ist im Vergleich zu Aluminium sehr klein (mittlerer Wert 0,7 W / (m K)). Eine typische Aluminiumlegierung für A/C-Struktur-Elemente hat eine Leitfähigkeit von ca. 140 W / (m K).

Im Vergleich zu Aluminium haben die Fasern in der Regel eine gute Zugfestigkeit, jedoch geringen Widerstand gegenüber Druckbelastung.

Auch wenn der Einsatz von CFK aufgrund der Materialeigenschaften zu einer höheren Wanddicke führt, ist das Gewicht eines CFK-Bauteils ca. oft 5% bis 30% leichter als eines aus Aluminium.

6.4.3.2 Wärmeabfuhrkonzepte

Die aus der festgelegten Systemarchitektur, Energieniveau und Wirkungsgrad sowie den Materialdaten resultierende abzuführende Wärme führt zu ersten Überlegungen bezüglich Kühlungsoptionen.

Die Erfassung und Untersuchung Materialdaten ergibt; dass durch Betriebstemperaturen des BZ Systems keinerlei Einschränkungen zu erwarten sind.

Es gibt mehrere Möglichkeiten, um die Wärme aus dem FCEPS zu abzuführen, zwei Konzepte sind:

- Eine Akkumulation der Wärme in der Kabine oder
- Abgabe der Wärme in die Luft außerhalb des Flugzeuges.

Von der ersten Möglichkeit wurde abgesehen, weil eine Aufheizung der Kabine die physische Umgebung der Crew und Passagiere eingreift und damit die Flugsicherheit beeinträchtigen kann. Konstruktiv sind höhere Aufwände zu berücksichtigen, damit eine Rezirkulation der aufgeheizten Luft in den Wärmetauscher vermieden wird. (siehe RP0821312)

Als realisierbares Konzept wird die Wärmeabfuhr in die umgebende Außenluft des Flugzeugs angesehen.

6.4.3.3 Wärmeübertragung Vergleich zwischen Aluminium und CFK-Rumpf

Die Umgebungsbedingungen des Flugzeugs dimensionieren das Environmental Control System (ECS) u.a. durch zwei Szenarien, die ein extremes Heizen oder eine extremes Kühlen der Kabine fordern.

Der Extremfall für die Kühlung der Kabine ist die sog. „Hot day Condition“ am Boden. Der Extremfall für die Heizung der Kabine ist die sog. „Cold Condition“ für einen Nachtflug (keine Sonneneinstrahlung vorhanden) in 10 000 m Höhe.

Die ECS ist so konzipiert, dass eine Kabinentemperatur von etwa 20° C angestrebt wird, während die Umgebung die Kabine aufheizt oder abkühlt.

Eine Untersuchung der Wärmeübertragung durch die Flugzeughaut je nach Rumpfeigenschaften (Aluminium oder CFK) wurde unter folgenden Bedingungen betrachtet:

- Wärmeabfuhr aus der Kabinenluft durch die Flugzeughaut in die Luft außerhalb des A/C und umgekehrt.
- Eine geänderte Isolation ist nicht berücksichtigt. Nur der Einfluss der Materialeigenschaften von CFK und Aluminium wurde verglichen.
- Für die Berechnung wird von einem leichten Luftstrom zwischen der Rumpf-Innenverkleidung und Rumpfaußenhaut ausgegangen, (maximale Wärmeübertragung als konservativer Ansatz).
- Der CFK-Haut wurde 1,5 mal dicker als der Aluminium-Haut angenommen.
- Leitfähigkeit von CFK wird mit 0,7 W/(m K) und für Aluminium mit 140 W/(m K) angesetzt.

Unter Berücksichtigung der Berechnungsmethoden (RP0821312) und der Randbedingungen, wie bereits erwähnt, führt die Untersuchung zu folgenden Ergebnissen:

- Die maximale Differenz der Wärmestromdichte zwischen Aluminium und CFK-Rumpf ist weniger als 4%, siehe in RP0821312 Tabelle 1-4. Die Verwendung von CFK statt Aluminium führt nicht zu einer Aufheizung der Kabine.
- Ein leichter Luftstrom reduziert deutlich die Temperatur der Haut durch eine Erhöhung der Wärmeabfuhr.

6.4.3.4 Dimensionierung eines Wärmetauschers

Die Wärme wird von der Brennstoffzelle in eine Kühlflüssigkeit übertragen. Aus der Kühlflüssigkeit ist eine definierte Wärmemenge abzuführen, um die Brennstoffzelle auf Betriebstemperatur zu halten.

Als Auslegungspunkt wurde auch der Flug in großen Höhen, bei kleinen Flugeschwindigkeiten und Hot Day Bedingungen betrachtet.

Für die Optionen „Wärmeaustrag durch Ventilation“ sind mehrere Installationskonzepte denkbar hinsichtlich der Kühlmöglichkeiten und der CFK-Rumpfstrukturen.

- Außenhautkühler
- Lamellen Kühler installiert in druckfreien, belüfteten Bereich mit Lüfter (siehe
- Lamellen Kühler installiert in druckfreien, belüfteten Bereich ohne Lüfter

Dimensionierung eines A/C Außenhautkühlers

Das Konzept eines Außenhautkühlers ermöglicht Kühlleistung durch die Luftreibung an der Außenhaut des Flugzeugs.

Wenn ein Kühlmittel direkt unter Rumpfhaut geführt wird, wird nahezu kein zusätzlicher Luftwiderstand generiert.

Zum Schutz gegen Erwärmung durch Sonneneinstrahlung soll der sogenannte Außenhautkühler auf der unteren Hälfte des Rumpfes installiert werden.

Es sollte berücksichtigt werden, dass:

- In "Hot Day" am Boden sollte eine Kabinenaufheizung vermieden werden.
- Bei Betrieb in einer kalten Umgebungsbedingung, wirkt der Außenhautkühler isolierend.

Dimensionierung eines Flüssigkeit-Luft-Lamellen-Kühlers

Ein Flüssigkeit-Luft-Lamellen-Kühler kann nach bekannten Kennfeldern und Prozeduren ausgelegt (siehe Abbildung 99, Abbildung 100 und Abbildung 101) werden.

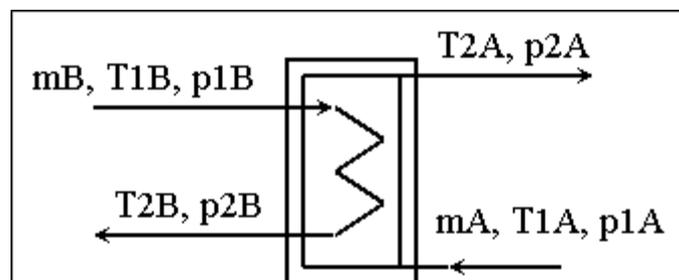
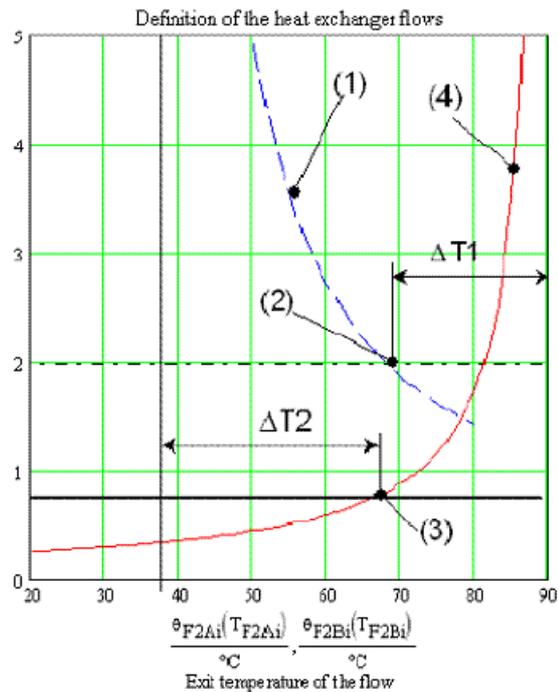


Abbildung 99: Lamellenwärmetauscher

Daher gibt es weitere Berechnungsschleife, ein optimiertes Kühlungssystem mit Rücksicht auf Betriebspunkte und Umgebungsbedingungen auszulegen. (Abbildung 101)

Zum Beispiel ist die Dimension des Wärmetauschers durch den Installationsplatz in Flugzeug limitiert. Den Querschnitt der Luftströmung beeinflusst:

- Der Druckverlust,
- Der Abstand und die Dicke der Lamellen,
- Die Länge des Luft-Kanals des Wärmetauschers,
- Das Design des Gebläses.



<u>Flüssigkeit-Luft Lamellenwärmetauscher im Gegenstrom</u>	
(1):	Kurve des Luftmassenstroms in Abhängigkeit von der Luftaustrittstemperatur.
(2):	Betriebspunkt des Wärmetauschers am Luftaustritt.
(3):	Betriebspunkt des Wärmetauschers am Wasser-Glykol-Austritt.
(4):	Kurve des Wasser-Glykol-Massenstroms in Abhängigkeit von der Wasser-Glykol-Austrittstemperatur.
ΔT_1 :	Temperaturdifferenz an der Position Wasserglykol-Eintritt / Luftaustritt des Wärmetauschers.
ΔT_2 :	Temperaturdifferenz an der Position Wasserglykol-Austritt / Luftaustritt des Wärmetauschers.

Abbildung 100: Flüssigkeitsmassenstrom

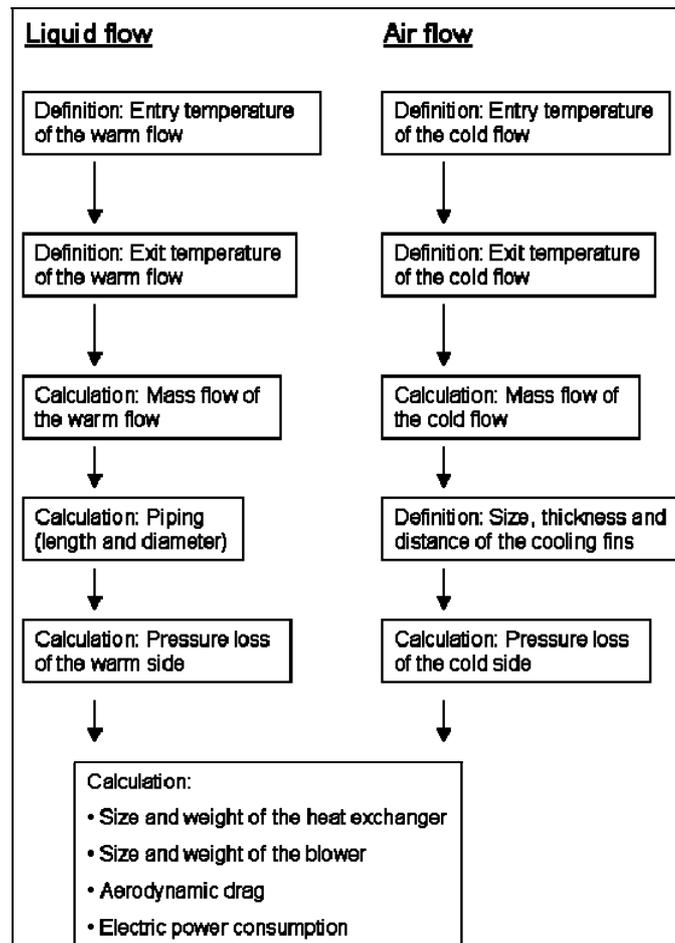


Abbildung 101: Berechnungsschleife der Lamellenwärmetauscher

6.4.4 SCHLUSSFOLGERUNG

Im TP 4.1 wurden die folgenden Ziele erreicht:

- Systemauslegung: Simplex-Architektur (Zuverlässigkeit, Gewicht)
- Elektrische Erdungskonzepte, Masseverbindung, Installation, Routing bzgl. EMV (MBN, ESN Network)
- Identifizierung von möglichen Einbaupositionen und der Schnittstellen zwischen Flugzeug und Brennstoffzellensystem
 - Mechanische Anbindung → CFK-Teile müssen berücksichtigt und an die Systemschnittstellen adaptiert werden

- Identische elektrische Schnittstellen wie die zu ersetzende RAT
- Empfehlung von Sicherheitsmaßnahmen
- Kühlkonzepte wurden auf Systemebene festgelegt

Die Ergebnisse von TP4.1 sind eine gute Basis für komplexere Systeme wie das Multifunktionale Brennstoffzellensystem, das in dem Förderprojekt BRINKS untersucht wird.

- Erweiterung der Architektur (komplexer, multifunktional)
- Elektrische und mechanische Anforderungen wie elektrische Erdungskonzepte (MBN, ESN Netzwerk) werden als Basis benutzt.
- Die Anforderungen an die Sicherheit bei Betrieb von Wasserstoff- und Brennstoffzellentechnologie an Bord von Flugzeugen müssen erweitert werden
- Weiterentwicklung von Kühlkonzepten basierend auf der Kombination von A/C Außenhautkühlern und Flüssigkeit-Luft-Lamellen-Kühlern

6.5 TEILPROJEKT 5: DATENREKORDER UND STRUKTURÜBERWACHUNG

6.5.1 Arbeitspaket 5.1: Daten Akquisitions- und Lastabminderungssysteme

Im Arbeitspaket 5.1 wurde zunächst ein dynamisches Flugzeugmodell entwickelt werden. Hierdurch konnte im Unterarbeitspaket 5.1.1 die Entwicklung eines Daten Akquisitionssystems auf Basis eines dynamischen Beobachters (Kalman-Filter) ermöglicht werden, das an vorgegebenen Strukturbereichen die dynamischen Strukturlasten und die zugehörigen Bewegungsparameter im Flug ermittelt. In einem zweiten Schritt wurden dann im Unterarbeitspaket 5.1.2 Regelstrategien zur Strukturlastabminderung entwickelt. Schließlich wurden Stellsysteme und Strukturlastabminderungssysteme integriert ausgelegt werden.

6.5.2 Arbeitspaket 5.2 - Datenrekorder Technologien

Die Untersuchungen der ACMS Architekturen sowie der Datenrekorder Technologien sind in Zusammenarbeit mit dem Institut für Informatik der Universität Kiel durchgeführt worden. Im folgenden sind die Ergebnisse aus den Berichten und Deliverables zusammengefasst. Ein Schwerpunkt soll dabei auf der funktionalen Beschreibung der betrachteten ACMS Architekturen liegen.

Abkürzungsverzeichnis

A/C	Aircraft
ACMS	Aircraft Condition Monitoring System
ACMS-RT	ACMS Real Time Part
ACMS-SA	ACMS Server Application Part
ACU	Alpha Callup Label
ADS2	Avionics Development System 2
AFDX	Avionics Full Duplex Switched Ethernet Network
API	Application Programming Interface
ARINC	Aeronautical Radio Inc.
BAG	Bandwidth Allocation Gap
CAUK	Christian-Albrechts-Universität Kiel
CDAM	Centralized Data Acquisition Module
CPIOM	Central Processing Input Output Module
CPU	Central Processing Unit
DAL	Design Assurance Level
DFDR	Digital Flight Data Recorder
ELBASYS	Elektrische Basissysteme in einem CFK-Rumpf
HIRF	High Intensity external Radio Frequency
ICD	Interface Control Document
IMA	Integrated Modular Avionics
MIF	Minor Frame
NSS	Network Server System
OIT	Onboard Information Terminal
OMT	Onboard Maintenance Terminal
Perl	Practical Extraction and Report Language
PIT	Platform Integration Tool
SCADE	Safety Critical Application Development Environment
SCI	Secure Communication Interface
VL	Virtual Link
XML	Extensible Markup Language
XSL	Extensible Stylesheet Language
XSLT	XSL Transformations

6.5.2.1 Anforderungen an die ACMS Architektur

Einleitung

Die Primärzielsetzung des Aircraft Condition Monitoring System (ACMS) ist, Anzeigen über entstehende Störungen innerhalb der Flugzeugsysteme im voraus zu erhalten, bevor es zu einem realen Systemfehler kommt. Dadurch reduziert sich die Gefahr von negativen Auswirkungen auf die Zuverlässigkeit (Dispatch Reliability). Zu diesem Zweck empfängt das ACMS charakteristische System Daten und ermittelt daraus Trendinformationen sowie Abweichungen von Systemgrößen zu einem normalen Parameterbereich. Die Primärzielsetzungen der Flugzeug-Zustand Überwachungsanlage (ACMS) sind:

- Direkter Betriebskostenoptimierung (DOC), durch Parameterüberwachung für Triebwerke und Flugzeugsysteme
- Früherkennung der anfänglichen Störungen, um resultierende Beschädigungen zu verringern
- Unterstützung der vorbeugenden Wartung und Verbesserung der Dispatch Reliability
- Unterstützung detaillierterer Untersuchungen
- Unterstützung des Betreibers für das Flottenmanagement hinsichtlich Wartung und Logistik
- Unterstützung für Flugtests (z.B. FAL)
- Unterstützung der Flight Operation Qualitätssicherung (FOQA)

Das zentrale Datenerfassungs-Modul (CDAM) und die entsprechenden Software-Anwendungen sind die zentralen Bestandteile des ACMS. Das CDAM besteht aus mehreren Anwendungen: die ACMS-RT Funktion, die RSA Funktion und andere Funktionen. Die Anwendungen werden hinsichtlich Hardware- und/oder Software getrennt, um mögliche Rückwirkungen auf andere Funktionen im Fehlerfall einer einzelnen Funktion zu vermeiden. Getrennte Computerbetriebsmittel (CPU, Speicher) des CDAM werden allen eingeführten Software-Funktionen zugewiesen (festgelegter Speicherplatz und festgelegte CPU Ressourcen).

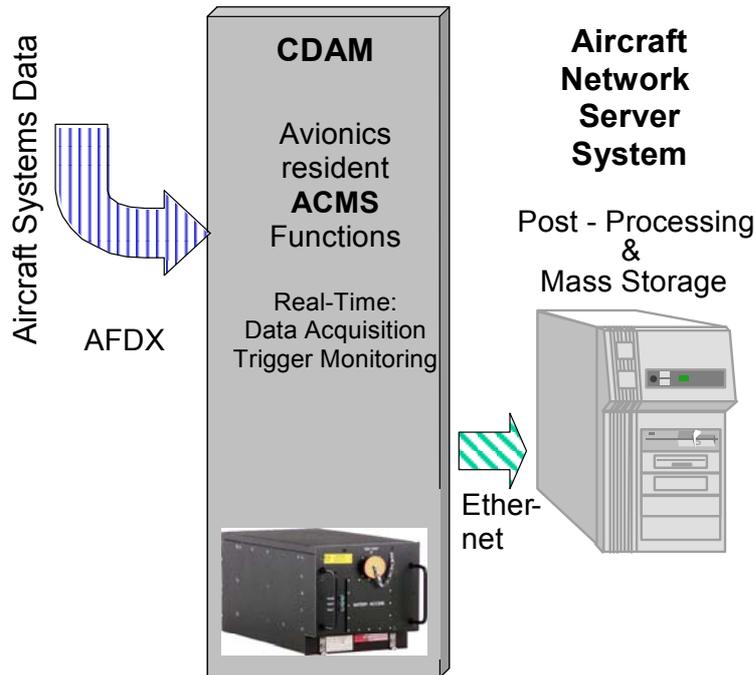


Abbildung 102: Grundlegende ACMS Architektur

ACMS Architektur

Die ACMS Architektur wird in zwei Teile aufgespalten. Ein Teil, der ACMS Echtzeitteil (ACMS-RT), liegt im zentralen Datenerfassungs-Modul (CDAM) und hat Zugang zur Echtzeitüberwachung von Flugzeugdaten, die durch das AFDX Netzwerk zugänglich ist. Die empfangenen Flugzeugdaten kommen von den verschiedenen Flugzeugsystemen einschließlich der Triebwerke. Abbildung 102 zeigt die ACMS Architektur.

Der zweite Teil, die ACMS Server-Anwendung (ACMS-SA), wird in den Bord Netzwerk-Server-Systems (NSS) integriert. Diese Teil führt die Nachbearbeitung sowie Ablage und Ausgabeverwaltung von ACMS Daten durch.

Alle Überwachungsfunktionen basieren sich auf den vorhandenen System Daten, die bereits vorhanden sind innerhalb des AFDX Netzwerkes. Alle Parameter werden dem AFDX Netzwerk entnommen.

Für Mögliche zukünftige Anwendungen für ein ACMS sind nicht nur Daten als Hilfsmittel für eine Fehlerisolierung und Erkennung anfänglicher Störungen relevant, sondern zur Definition von Wartungsaktionen.

Für das in TP 5.2 beschriebene Lastabminderungssystem soll ein Gesamtsystem erzeugt werden. Dieses Gesamtsystem soll die auftretende Lastüberschreitungen detektie-

ren und auch lokalisieren. Die Lokalisierung schränkt die zu erwartenden Lastschäden lokal ein, um eine genaue Inspektion zu ermöglichen.

Zielsetzung

Um Wartungsaktionen sinnvoll zu definieren, benötigt das ACMS eine definierte Zuverlässigkeit bzw. den so genannten ‚Design Assurance Level‘ (DAL). Gleichzeitig muss eine gewisse Flexibilität für den Flugbetrieb erhalten bleiben, beispielsweise wenn Fluggesellschaften selbst noch in der Lage sein möchten, Funktionalitäten innerhalb der Wartungsabläufe zu programmieren.

Strukturbelastung

Strukturbelastungsrechnungen werden anhand des Flugzeugmodells aus TP 5.1 generiert. Das ACMS dient dazu, relevante Flugzeugparameter zu sammeln (mittels CDAM) und dann eine Plattform anzubieten, welche die Rechnungsprozess durchführt (Network Server System). Das ACMS muss die Resultate dieser Auswertung zu Verfügung stellen und als Meldung zum Pilot oder zum Wartungspersonal weitergeben.

Entscheidend für diesen datenverarbeitungsprozess von Flugzeugparametern ist die Geschwindigkeit der Datenaufzeichnung. Dies hat ein Einfluss auf die Design-Anforderungen für das CDAM. Notwendig ist die Kenntnis der Datenmenge, um die ACMS-SA Anforderungen für NSS Ressourcen zu gewährleisten.

Design Assurance Level (DAL)

Software, die in ein Flugzeug integriert wird, muss unter Einhaltung eines definierten Prozesses entwickelt und entsprechend zertifiziert werden.

Die Entwicklung beinhaltet mehrere Themengebiete:

- Software Planungsprozess,
- Software Entwicklungsprozess,
- Verifizierung der Ergebnisse des Software Anforderungsprozesses,
- Verifizierung der Ergebnisse des Software Design Prozesses,
- Verifizierung der Ergebnisse der Software Kodierung und des Integration Prozesses,
- Testen der Ergebnisse des Integrationsprozesses,
- Konfigurationsmanagement Prozess und Qualitätssicherungsprozess.

Der Leitfaden für die Entwicklung- und Zertifizierungsvorgabe ist die „Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification“ vom Dezember 1992 mit Korrekturverzeichnis von 26. März 1999 von der RTCA, Inc (Requirements and Technical Concepts for Aviation).

Dieser Leitfaden beschreibt vier verschiedene Niveaus, eine Softwareentwicklung einzustufen. Diese Einstufung basiert auf Fehlerklassen, die im Falle eines Versagens in der Softwarefunktion auftreten können. Je kritischer die Auswirkung eines Fehlers, desto kritischer die Einstufung der Softwareentwicklung.

6.5.2.2 Untersuchung von ACMS Strukturen im Hinblick auf eine mögliche Verringerung des DAL

Zusammenfassung

Thema dieses Abschnitts ist die Implementierung des Aircraft Condition Monitoring Systems (ACMS) und die notwendigen Maßnahmen, das ACMS als ein System mit einem Design Assurance Level C (DAL-C) statt bisher DAL-E zertifizierbar zu machen.

Die Motivation hierfür ist, mit den durch das ACMS aufgezeichneten Daten eine effizientere Wartung vornehmen zu können. Dies setzt eine erhöhte Zuverlässigkeit und Verfügbarkeit des ACMS voraus, da fehlerhafte oder unterlassene Wartung sicherheitsrelevant ist.

Das bisher eingesetzte und nach DAL-E eingestufte ACMS beruht auf einem einzelnen von IMA getrennten zentralen Modul zur Datenerfassung. Bei Störungen in diesem Modul ist das ACMS nicht mehr verfügbar.

Um eine gemäß DAL-C höhere Verfügbarkeit zu gewährleisten, wird in diesem Dokument im Zuge einer Integration von ACMS auf IMA eine redundante Auslegung der ACMS-Komponenten vorgeschlagen. Eine Verteilung der ACMS – Funktion auf mehrere Module ist durch die begrenzten Ressourcen der Module ohnehin erforderlich, eine redundante Auslegung ergibt sich hierbei recht zwanglos. Als Ergebnis wird erreicht, dass die ACMS-Funktionalität auch noch bei Ausfall einiger Komponenten (gegebenenfalls eingeschränkt) zur Verfügung steht.

Vorstellung des ACMS

Das bisherige Aircraft Condition Monitoring System (ACMS), wie es in A380/A400M zum Einsatz kommt, dient zur Auswertung der von allen anderen Avionik-Systemen ge-

lieferten Daten. Hierbei beschränkt sich das ACMS auf diejenigen Daten, die im AFDX-Netzwerk zur Verfügung stehen. Ein wichtiges Design-Merkmal des ACMS ist die Möglichkeit, dynamisch die Datenauswertung anzupassen bzw. zu erweitern. Dies sichert eine hohe Flexibilität für Airbus und die Kunden bei der Gewinnung aussagekräftiger Reports über Flugzeugdaten bezüglich Sicherheit, Wartung und Wirtschaftlichkeit. Da im AFDX-Netzwerk Sender und Empfänger einer Datenverbindung bei der Systemintegration statisch konfiguriert werden müssen, hat dies für das ACMS zur Folge, dass alle potentiell für Reports interessanten Daten auch vom ACMS empfangen werden müssen, auch wenn diese aktuell nicht benötigt werden. Dies hat zur Folge, dass das ACMS mit einer sehr hohen Bandbreite von Daten auf der Eingangsseite arbeiten muss.

Eine weitere Anforderung an das ACMS ist die Speicherung der ausgewerteten Daten und deren Bereitstellung für (Offline-) Datenauswertungen und (Online-) Anzeigen. Diese Ausgaben finden im nicht besonders gesicherten Cockpit- und Kabinen-Bereich statt und müssen daher vom sicherheitskritischen AFDX-Netzwerk abgeschirmt werden. Als Konsequenz ist das ACMS in zwei größere Applikationen aufgeteilt: Das ACMS-RT (Realtime) und ACMS-SA (Server Application). ACMS-RT empfängt die Flugzeugdaten von Avionik-Systemen und erstellt die Auswertungen in der sicherheitskritischen Umgebung. Diese Daten werden über ein abgesichertes Interface (SCI) zum ACMS-SA weitergeleitet. Hier werden sie in einem Speichersystem abgelegt und für Anzeige und Auswertung im nicht-Avionik-Bereich vorgehalten. In Abbildung 103 ist ein vereinfachtes Schema der ACMS-Architektur dargestellt.

Das ACMS-RT ist im A380/A400M in einem eigenständigen Modul realisiert. Dieses Centralized Data Acquisition Module (CDAM) besitzt acht AFDX-Verbindungen zu den Switches des AFDX-Netzwerks. Hierdurch können die Daten mit einer geeigneten hohen Bandbreite eingelesen und weiterverarbeitet werden. Die Speicherung der erstellten Daten durch ACMS-SA geschieht in einem getrennten Speichersystem, dem Network Server System (NSS). Aus diesem Speicher werden die Onboard Information Terminals (OIT) in Cockpit und Kabine mit Daten versorgt. Die Auswahl und Darstellung der Flugzeugdaten auf den Terminals ist auch im Betrieb nahezu beliebig durch die Benutzer anpassbar.

Eine weitere Aufgabe des ACMS ist die Versorgung der Flugdatenschreiber mit Daten. Die Flugdatenschreiber werden über Schnittstellen zum CDAM mit Daten versorgt. Hierbei ist jedoch keine dynamische Änderung der Konfiguration vorgesehen.

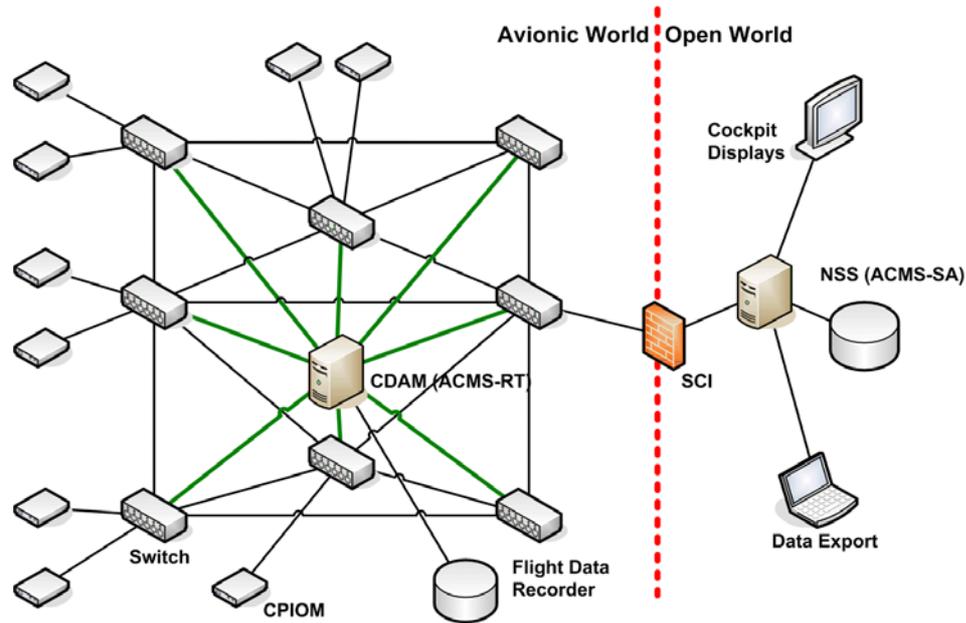


Abbildung 103: Vereinfachtes AFDX-Netzwerkschema des ACMS mit zentralem CDAM

ACMS auf IMA

Die Integration von ACMS auf IMA bei Verzicht auf ein dediziertes CDAM verspricht eine Einsparung von Kosten, Gewicht und Verkabelung. Als Nachteil ergibt sich durch die Koordinierung der verteilten CDAM-Komponenten eine höhere Komplexität der Software. Die direkte Integration von ACMS-RT auf einem IMA-Modul statt einem dediziertem CDAM ergibt als Hauptproblem die nicht ausreichende AFDX-Bandbreite für eine vollständige ACMS-RT-Integration auf einem einzigen Modul. Im ELBASYS Arbeitspaket 5.2.4 Meilenstein 3 wird ein Vorschlag zur Lösung dieser Probleme beschrieben. Es beruht auf der Einrichtung von ACMS-Proxies auf mehreren IMA-Modulen zur konfigurierbaren Vorauswahl von Flugzeugdaten. Diese Proxies ermöglichen es, die Last der Datenaufnahme auf mehrere Module zu verteilen, um eine Überlastung einzelner AFDX-Netzwerkverbindungen zu vermeiden. Als zentrales Element verbleibt die Auswertung der Daten und Erstellung von Reports. Dies kann auch als Applikation auf einem IMA-Modul implementiert werden und benötigt dann keine gesondertes CDAM-Modul mehr. In Abbildung 104 ist der (vereinfachte) Datenfluss der ACMS-Proxies im AFDX-Netzwerk zu der verbleibenden zentralen ACMS-RT-Funktion skizziert. Die ACMS-Proxies und ACMS-RT laufen als Applikationen auf IMA-Modulen an den verschiedenen Switches

des AFDX-Systems. Kernidee ist hierbei, dass die ACMS-Proxies alle am jeweiligen lokalen Switch verfügbaren und relevanten Avionik-Daten einlesen und hieraus eine zur Laufzeit konfigurierbare Auswahl an Parametern erstellen. Diese Auswahl ist typischerweise von begrenzter Größe und kann über eine AFDX-Verbindung mit statisch definierter schmaler Bandbreite an die ACMS-Applikation weitergeleitet werden. Dort findet dann zentral die Auswertung der Trigger und Erstellung der Reports statt. Die zur Laufzeit variable Erstellung von Reports und Definition von Triggern muss hierbei in eine Konfiguration der Datenauswahl der einzelnen ACMS-Proxies umgesetzt werden. Als Problem verbleibt, die benötigte AFDX-Bandbreite der Verbindung der Proxies zu der zentralen ACMS-Applikation zu bestimmen. Die Bandbreite muss einerseits ausreichen, um Daten für hinreichend komplexe und vielfältige Reports zur Verfügung zu haben und darf andererseits nicht übermäßig viel AFDX-Ressourcen belegen, die dann u.U. nur zu einem geringen Teil auch tatsächlich genutzt werden. Hier ist ein Kompromiss zu finden. Speicherbedarf und insbesondere der Rechenaufwand der Proxies sollte gering sein, um diese Applikation auch auf bereits stark genutzten CPIOMs hinzufügen zu können. Die zentrale ACMS-Funktion wird deutlich mehr Ressourcen belegen, da die Auswertung aller von den Proxies gelieferten Daten und die Überwachung der Trigger aufwendiger ist. Für die Übertragung der ausgewählten ACMS-Parameter von den Proxies zur zentralen ACMS-Applikation steht nur eine begrenzte und statisch vorzugebende Bandbreite zur Verfügung. In Meilenstein 3 ist ein Verfahren beschrieben, welches die ACMS-Parameter möglichst effizient in den Nachrichten anordnet, um die Bandbreite gut auszunutzen, ohne sie zu überlasten. Hierbei werden ACMS-Parameter unterschiedlicher Größe und Aufzeichnungsfrequenz berücksichtigt.

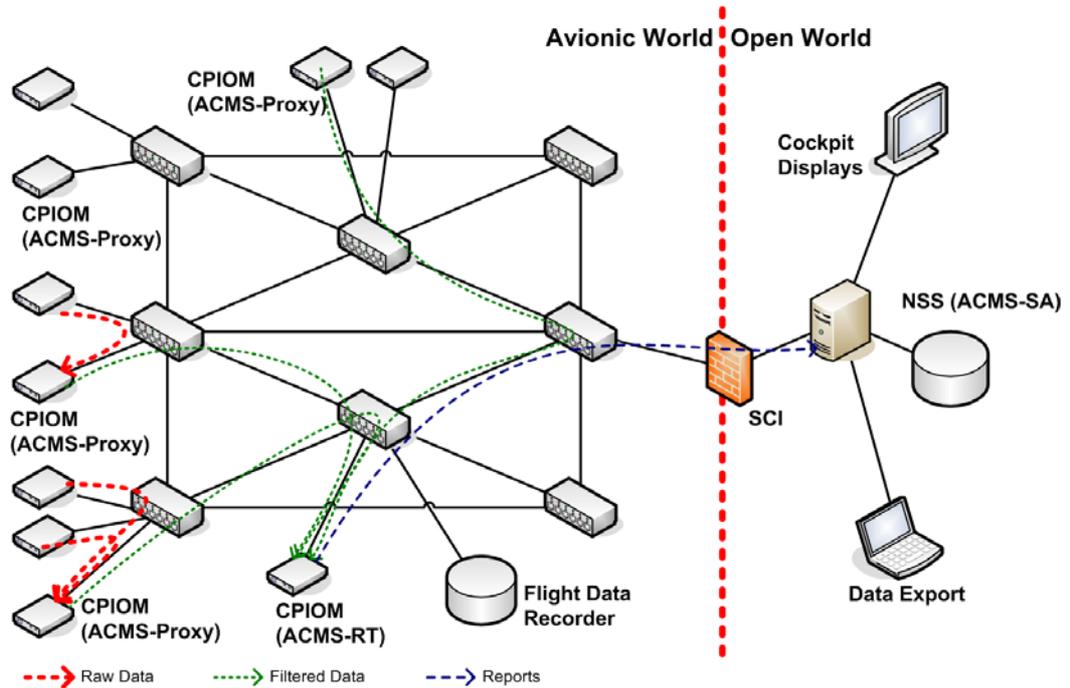


Abbildung 104: Netzwerkstruktur der IMA-Implementation von ACMS-RT mit Proxies

Design Assurance Level

In der Avionik sind Systeme mit unterschiedlich schwerwiegenden Folgen bei einem Ausfall dieser Systeme vereint. Diese möglichen Folgen sind daher ein Maßstab dafür, ein wie hoher Aufwand bei Spezifikation, Implementierung und Test eines System getrieben werden muß, um eine korrekte Funktion sicherzustellen. Für die formale Einstufung von Risiken durch Systemausfälle definiert die DO-178B¹ fünf Stufen:

- „Catastrophic“: Sicherer Flug und Landung ist nicht mehr möglich.
- „Hazardous“: Starke Einschränkungen im sicheren Flug mit möglichen Todesopfern.
- „Major“: Einschränkungen im sicheren Flug mit möglichen Verletzten als Folge.
- „Minor“: Kleine Einschränkungen in Sicherheitsmargen und Komforteinbußen.
- „No Effekt“: Keine Auswirkungen auf sicheren Flug, Besatzung und Passagiere.

¹ RTCA/DO-178B: Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification, December 1992.

Diese Rangfolge möglicher Folgen eines Ausfalls wird benutzt, um Software bezüglich ihres Sicherheitsrisikos in Schritten von „A“ nach „E“ einzustufen. Diese Einstufung heisst „Design Assurance Level“ (DAL).

Das bisherige ACMS ist DAL-E, d.h. ein Ausfall des ACMS hat keine Auswirkungen auf einen sicheren Flug. Bei einem ACMS-Ausfall nicht aufgezeichnete Flugzeugdaten haben keinen Einfluss auf die sichere Fortsetzung eines Fluges, da die vom ACMS gelieferten Daten keine Grundlage für sicherheitskritische Entscheidungen darstellen.

Im Zuge der Weiterentwicklung des ACMS ist geplant, neben reinen Statistiken über Flugzeugparameter auch Daten für die Planung von Wartung und ggf. Reparatur aufzubereiten. Ein Beispiel ist die Überprüfung des Fahrwerks nach einer harten Landung. Hier kann das ACMS detaillierte Belastungsdaten der Fahrwerksteile liefern und somit eine Einschränkung der Inspektion auf die besonders belasteten Komponenten ermöglichen. Zusätzlich ist zur Entlastung der Cockpit-Besatzung eine automatisierte Überprüfung von Checklisten für bestimmte Systeme geplant. Beispiele hierfür sind Flüssigkeitsstände, Reifendrucke, etc.

Da in beiden Fällen eine manuelle Inspektion von Flugzeugkomponenten durch die Überwachung durch das ACMS ersetzt wird, steigen die Ansprüche bezüglich Verfügbarkeit und Korrektheit der vom ACMS gelieferten Daten. Als Konsequenz ist eine Änderung des DAL von Level E auf Level C notwendig. Dieser DAL ist ein Kompromiss zwischen den gewünschten Anforderungen an die Verfügbarkeit und Korrektheit der vom ACMS gelieferten Daten und einem noch wirtschaftlich vertretbaren Entwicklungsaufwand.

In diesem Bericht wird im weiteren ein Entwurf dargelegt, der die Verfügbarkeit des ACMS durch eine redundante Auslegung verbessert.

Redundanz der ACMS-Integration

Für eine hohe Verfügbarkeit des ACMS-Systems entscheidend ist neben einer hohen Qualität der Software eine Toleranz gegenüber Hardware-Defekten. Hierzu werden üblicherweise durch eine redundante Auslegung kritischer Komponenten alternative Datenpfade geschaffen, die defekte Komponenten umgehen können. Als Nachteil ergibt sich hierbei ein erhöhter Hardwareaufwand für die zusätzlichen Komponenten und eine zusätzliche Komplexität der Software zur Koordination der redundanten Datenpfade. Zur Erläuterung der hier vorgeschlagenen Redundanz im ACMS sind in Abbildung 105 die abstrakten Datenpfade der IMA-Implementierung von ACMS ohne die konkrete

AFDX-Netzwerkstruktur dargestellt. Es ergibt sich eine gerichtete Struktur von den datenproduzierenden Flugzeugsystemen über die ACMS-Proxies zu der ACMS-RT-Applikation und dann weiter über das SCI zu Speichersystem NSS. In dieser Darstellung lässt sich die Erweiterung um redundante Elemente übersichtlicher erläutern. Die Ableitung einer ACMS-Variante in redundanter Ausführung ist in Abbildung 106 gegeben. Es ist zu erkennen, dass die ACMS-RT-, ACMS-SA- und SCI-Komponenten zweifach ausgelegt sind, bei den Proxies jedoch keine Duplizierung vorgenommen wurde. Dies ist in den Datenquellen begründet, die von den Proxies ausgewertet werden. Die meisten Avionik-Systeme sind ebenfalls redundant ausgelegt und senden ihre Daten dann auch redundant in das AFDX-Netzwerk.

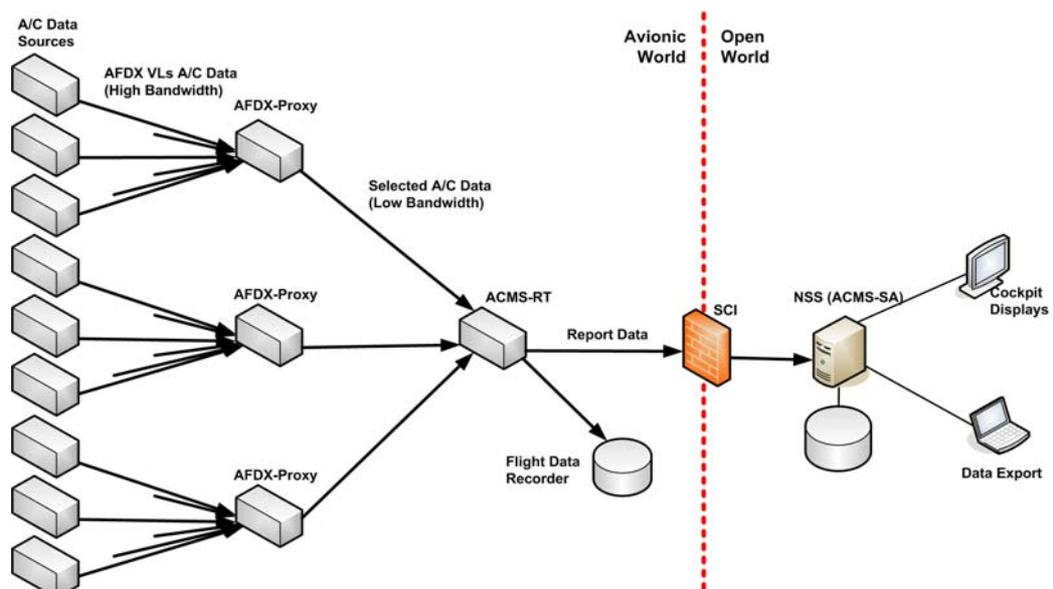


Abbildung 105: Datenflussgraph der Implementierung von ACMS auf IMA

Als Beispiel seien hier die Air-Data-Inertial-Reference-Units (ADIRU) genannt. Diese liefern Daten über den aktuellen Flugzustand mit Position, Geschwindigkeit, etc. Als wichtige Komponente ist ADIRU 3fach redundant implementiert. Die einzelnen ADIRU-Module sind auf unterschiedliche AFDX-Switches aufgeschaltet und dementsprechend werden die Daten der drei ADIRU-Module auch von drei unterschiedlichen ACMS-Proxies empfangen und weitergeleitet. Wenn nun ein Proxy ausfällt, können die Daten der anderen

beiden ADIRUs noch vom ACMS-RT ausgewertet werden. Eine redundante Auslegung der Proxies ist hier also entbehrlich.

In der weiteren Kette des ACMS ist der Übersichtlichkeit der Abbildung zuliebe eine zweifache Redundanz angenommen worden. Hierzu sollten die beiden ACMS-RT-Applikationen auf unterschiedliche IMA-Modulen integriert werden, die auch an unterschiedlichen Switches hängen. Die Stromversorgung der betreffenden Switches sollte ebenfalls aus unterschiedlichen Schienen erfolgen, um Totalausfälle mit einfacher Fehlerursache zu vermeiden.

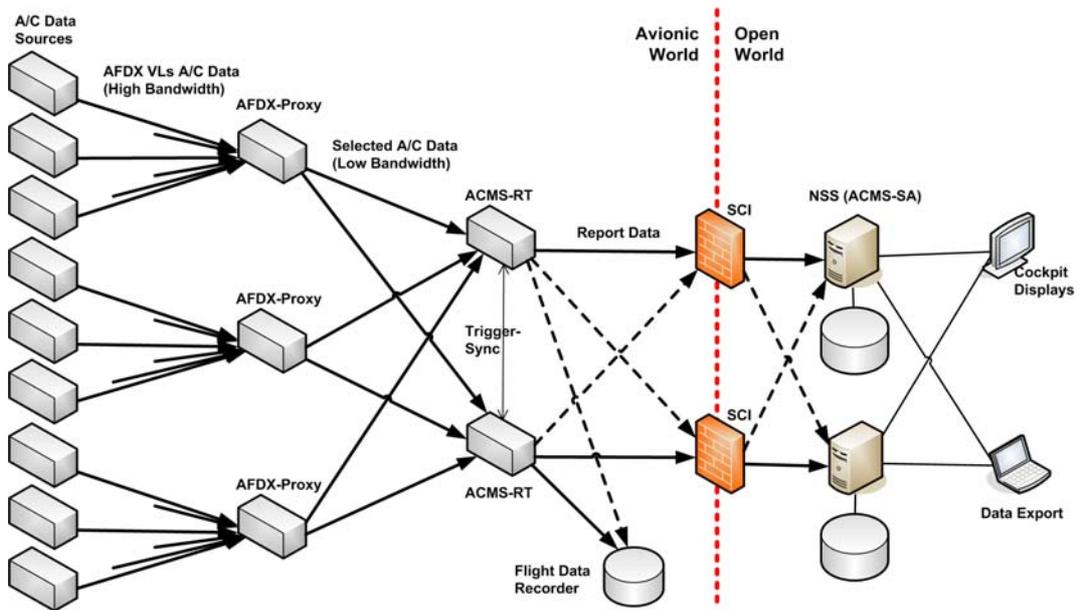


Abbildung 106: Datenflüsse einer zweifach redundanten ACMS-Implementierung

Die beiden ACMS-RT-Applikationen empfangen jeweils die Daten aller Proxies wie im Fall einer einfachen Auslegung ohne Redundanz. Die Software zum Empfang der Proxy-Daten ist also nicht komplexer als ohne Redundanz.

Die weitere Kette der ACMS-Bestandteile ist ebenfalls redundant ausgelegt: Es wird ein zweites SCI und NSS benötigt. Zur erhöhten Robustheit gegen zweifache Ausfälle sind in Abbildung 106 noch optionale Querverbindungen (gestrichelte Linien) dargestellt. Diese definieren für den Empfänger eine alternative Datenquelle, falls die primäre Datenquelle ausfällt.

Die Versorgung von Displays und Data-Export-Tools mit Zugriff auf beide NSS-Rechner ist nicht optional, da diese bei Ausfall des alleinig angeschlossenen NSS ansonsten keine Daten zur Verfügung hätten.

Anforderungen an die IMA-Implementierung von ACMS

Im folgenden werden die Anforderungen aufgeführt, die an eine IMA-Implementierung von ACMS gestellt werden, um einen erhöhten Grad an Verfügbarkeit gegenüber einer einfachen CDAM-basierten Lösung zu gewährleisten. Diese Anforderungen werden bei der Diskussion der Fehlerszenarien referenziert.

IMA-Integration

- Req 1.** Verteilung: Von der ACMS-RT-Applikation wird eine ACMS-Proxy-Funktion abgespalten, die auf weitere Module integriert wird, um die benötigten AFDX-Bandbreiten beherrschbar zu machen.
- Req 2.** Energieversorgung ACMS-RT: Die Energieversorgung der Avionik ist in mehrere Segmente unterteilt. Die redundanten Elemente der Avionik sind an unterschiedliche Segmente der Energieversorgung angeschlossen. Die redundante Implementierung von ACMS-RT sollte ebenfalls auf Modulen an unterschiedlichen Segmenten der Energieversorgung erfolgen.
- Req 3.** Redundanz-Level: In diesem Bericht wird für ACMS allgemein eine Redundanz von zwei Einheiten pro Systemfunktion angenommen. Die konkrete Implementierung sollte bei Bedarf flexibel an noch höhere Redundanzen oder einen Verzicht auf Redundanz anpassbar sein.

ACMS-Proxy

- Req 4.** ACMS-Proxy-Eingänge: Die Proxy-Applikationen nehmen alle an den lokalen AFDX-Switches verfügbaren Flugzeugdaten mit hoher Bandbreite entgegen und erstellen eine Auswahl, die in kompakter Form mit niedriger Bandbreite an die zentrale ACMS-RT-Applikation weitergeleitet wird.
- Req 5.** ACMS-Proxy-Konfiguration: Die von den ACMS-Proxies erstellte Auswahl an Daten ist zur Laufzeit über eine Tabelle konfigurierbar, die von der ACMS-RT-Applikation an die Proxies gesendet wird. Die Konfiguration definiert, welche Flugzeugdaten mit welchen Perioden an das ACMS-RT gesendet werden.

- Req 6.** Proxy Default-Konfiguration: Die ACMS-Proxies besitzen alle eine fest codierte Start-Konfiguration. Diese beinhaltet die Übertragung essentieller Flugzeugdaten. Diese Konfiguration wird verwendet, bis die erste gültige Konfiguration von ACMS-RT empfangen wird.
- Req 7.** Empfangen Proxy-Konfiguration: Bei Empfang einer vollständigen Proxy-Konfigurationsnachricht wird diese vom ACMS-Proxy ausgewertet und in die internen Datenstrukturen umgesetzt. Dies erfordert einen erhöhten Rechenaufwand, der zusätzlich zur regulären Auswahl der Flugzeugparameter anfällt. Daher sollte die Auswertung der Konfiguration in einem aperiodischen Prozess niedriger Priorität stattfinden, ohne strikte Zeitbeschränkung. Erst wenn die Auswertung beendet ist, wird auf die neue Konfiguration umgeschaltet. Bis dahin wird die alte Konfiguration verwendet.
- Req 8.** Senden ACMS-Telegrammen: Jeder ACMS-Proxy sendet die erstellte Auswahl von Flugzeugdaten an alle ACMS-RT-Applikationen.

ACMS-RT

- Req 9.** Redundanz: Das ACMS-RT sollte in mehreren Instanzen gleicher Funktionalität auf verschiedenen Modulen implementiert werden. Hierbei ist eine Anbindung an unterschiedliche Switches zu beachten.
- Req 10.** Senden Proxy-Konfiguration: ACMS-RT sendet an alle ACMS-Proxies eine Konfiguration. Dies erfolgt auch dann, wenn keine Änderung in der Konfiguration erfolgt ist. Nach dem Senden einer modifizierten Konfiguration muss ACMS-RT weiterhin für eine gewisse Zeit Datentelegramme nach der alten Konfiguration entgegennehmen können, da die Auswertung der neuen Konfiguration in den Proxies Zeit benötigt, die deutlich über der gewöhnlichen Periode der Telegrammaussendung liegt.
- Req 11.** Synchronisation der Trigger: ACMS-RT-Instanzen können je nach Auswertung redundanter Datenquellen leicht unterschiedliche Auslösezeiten für Report-Trigger berechnen. Für eine Zusammenführung der Reports im Redundanzmanagement von NSS und SCI ist es jedoch wünschenswert, dass die Reports der ACMS-RT-Instanzen zeitnah erstellt werden. Daher sollte ein Nachrichtenschema zwischen den ACMS-RT-Instanzen eingerichtet werden, welches die Auslösung eines Triggers an die anderen Instanzen weitergibt.

Req 12.Empfang der ACMS-Telegramme: Die ACMS-Daten-Telegramme der Proxies werden ohne Zustandsinformationen (wie z.B. eine Nummerierung) an ACMS-RT gesendet. Bei Ausfall eines solchen Telegramms wird keine wiederholte Sendung angefordert, es werden in ACMS-RT die alten Daten weiterverwendet oder ggf. als ungültig markiert.

Req 13.Senden Reports: Die von ACMS-RT erstellten Reports werden an das NSS über alle verfügbaren SCI gesendet.

SCI/NSS/OIT

Req 14.Redundantes SCI: Das SCI kontrolliert die Verbindung von ACMS-RT mit NSS. Um hier einen Ausfall durch einfache Fehler zu vermeiden, ist das SCI ebenfalls mehrfach zu implementieren. Jedes SCI leitet die empfangenen Daten an alle NSS weiter.

Req 15.Redundantes NSS: Das Speichersystem des ACMS ist ebenfalls vom Ausfall durch einfache Fehler betroffen. Daher sollte das NSS ebenfalls redundant ausgelegt werden.

Req 16.OIT-Displays: Die Onboard-Displays werden vom NSS mit Daten versorgt. Durch die redundante Auslegung des NSS müssen die Displays bei Ausfall eines NSS in der Lage sein, auf das alternative NSS zugreifen zu können.

Fehlerszenarien

Im folgenden werden die Fehlerszenarien aufgeführt, und es wird erläutert, wie die redundante Auslegung die Verfügbarkeit des ACMS sicherstellt. Die Fehler sind gruppiert in den permanenten Ausfall von einzelnen Geräten einerseits und den sporadischen Verlust von Nachrichten zwischen den Modulen andererseits.

Im Software-Bereich werden hier keine Spezifikations- und Programmierfehler betrachtet, diese sind nur durch die redundante Auslegung der Systeme nicht beherrschbar, da die einzelnen Elemente im redundanten Verband im wesentlichen identische Progam-mabläufe haben und dementsprechend auch dieselben Fehler zeigen.

Permanente Fehler

Die redundante Auslegung von ACMS deckt die im folgenden erläuterten Fehlerszenarien mit permanenten Ausfällen von Systemkomponenten ab. Ausfälle in der Verkabelung zu einem Modul sind hierbei als Defekt des sendenden Moduls angenommen und werden daher nicht gesondert betrachtet. Es wird hier die ACMS-Struktur wie in Abbildung 106 diskutiert.

- **Ausfall Energieversorgung:**
Die Energieversorgung der Avionik ist aufgeteilt in drei unabhängige Busse. Jeder versorgt einen Teil der Avionik-Module. Redundante Module sind daher auf verschiedene Energieversorgungsbusse verteilt, um bei Ausfall eines Busses nicht die Funktion eines Systems komplett zu verlieren. Wenn für ACMS dies ebenfalls so durchgeführt wird (Req 2), ist eine Funktion auch bei Ausfall eines Energieversorgungsbusses gewährleistet.
- **Ausfall AFDX-Switch:**
Das AFDX-Netz besteht aus zwei redundanten Ebenen. Alle Avionik-Module haben entsprechend zwei Verbindungen für die beiden Netzwerkebenen (Req 9). Ein Ausfall eines Switches hat daher keinen Ausfall der angeschlossenen Systeme zur Folge.
- **Ausfall IMA-Modul mit ACMS-Proxy:**
Der Ausfall eines IMA-Moduls mit einer ACMS-Proy-Applikation hat einen Ausfall der Daten zur Folge, die von diesem Proxy gesammelt werden sollen. Es ist keine direkte Redundanz vorgesehen. Stattdessen wird die redundante Auslegung der Datenquellen selbst ausgenutzt. Diese sorgt dafür, dass die relevanten Daten auch anderen ACMS-Proxies zur Verfügung stehen und an die ACMS-RT-Applikation weitergegeben werden (Req 8).
- **Ausfall IMA-Modul mit ACMS-RT:**
Die ACMS-RT-Applikation ist auf mehreren IMA-Modulen integriert, und jedes empfängt die Daten aller ACMS-Proxies. Die erstellten Reports werden an alle redundanten SCI-Ports weitergegeben (Req 13). Dadurch sind die SCI-Ports in der Lage, bei Ausfall ihrer regulären ACMS-RT-Datenquelle die verbliebene ACMS-RT-Applikation zu nutzen.
Die Flugdatenschreiber werden von ACMS-RT mit Daten versorgt. Bei Ausfall des Moduls mit der ACMS-RT-Applikation fehlen die Daten für den Flugdatenschreiber. Daher müssten entweder Flugdatenschreiber für jede ACMS-RT-

Applikation vorgesehen werden, oder die Flugdatenschreiber müssen selbst eine redundante Verbindung zu mehreren ACMS-RT-Modulen unterstützen.

- Konfiguration für die ACMS-Proxies nicht verfügbar:
Die ACMS-Proxies brauchen eine Konfigurationstabelle, welche die auszuwählenden Parameter definiert. Diese Tabelle wird von der ACMS-RT-Applikation an die Proxies übermittelt (Req 5). Wenn diese Übertragung fehlschlägt, dann benutzen die Proxies eine im Code fest definierte Tabelle als Rückfall. In dieser Tabelle sind essentielle Parameter definiert, die einen guten Überblick über die Flugzeugdaten geben und ohnehin von vielen Reports benötigt werden (Req 6).
- Inkompatible Konfiguration ACMS-Proxies/ACMS-RT:
ACMS-Proxy und ACMS-RT sind getrennte Software-Produkte, deren Handhabung der Proxy-Konfiguration koordiniert werden muss. Falls dies vernachlässigt wird, können von den Proxies gesendete Daten falsch interpretiert werden. In der Konsequenz sind die erstellten Reports dann i.A. unbrauchbar.
- Ausfall SCI:
Bei Ausfall eines SCI-Ports müssen die Daten für das nachgeordneten NSS vom jeweils alternativen SCI-Port genutzt werden (Req 14).
- Ausfall NSS:
Für eine erhöhte Verfügbarkeit der aufgezeichneten Daten ist eine mehrfache Auslegung des NSS sinnvoll, um insbesondere bei Ausfällen des Massenspeichers (Festplatte) weiterhin auswertbare Flugzeugdaten zur Verfügung zu haben (Req 15). Nachgeordneten Systeme wie Onboard-Terminals und Data-Export-Tools können dann auf das jeweils alternative NSS als Datenquelle umschalten (Req 16).

Transiente Fehler

Transiente Fehler werden hier als Störungen der Kommunikation zwischen den Modulen betrachtet, die nicht von Dauer sind, sondern nur Auslieferung einiger Nachrichten verhindern. Eine Wiederholung der Aussendung derselben Nachricht, um den Fehler zu kompensieren, wird grundsätzlich nicht vorgenommen, da dies das zugeteilte Bandbreiten-Budget u.U. überschreiten würde. Stattdessen

müssen die Kommunikationsprotokolle auf der Wiederholung der ggf. gleichen Nachrichten in periodischen Abständen beruhen.

Im folgenden wird dargelegt, wie die ACMS-Systeme den Ausfall einzelner Nachrichten handhaben.

- Konfigurationsnachricht geht verloren:
Die Konfigurationstabellen werden zyklisch an die Proxies gesendet und nicht nur dann, wenn die Konfiguration geändert wird (Req 7). Der Ausfall einer Konfigurationsnachricht ist daher unkritisch, es verzögert sich die Neukonfiguration, bis eine neue gültige Konfiguration übermittelt wird.
- ACMS-Proxy-Telegramm geht verloren:
Die Datentelegramme der Proxies sind unabhängig voneinander. Fehlende Telegramme führen lediglich zu einem verfehlten Update der entsprechend zu übertragenden Parameter (Req 12). Aus Sicht des ACMS-RT ist es genauso zu behandeln und auch nicht zu unterscheiden, als wenn die originalen Systeme keine Daten an die ACMS-Proxies gesendet hätten.
- ACMS-RT-Trigger-Synchronisation geht verloren: Dies hat eine nicht mehr zeitnahe Zustellung gleicher Reports zum SCI zur Folge. Als Folge wird das SCI beim ersten ankommenden Report annehmen, dass dieser der einzige verbliebene aus dem redundanten Verbund der ACMS-RT ist und den Report an das NSS weiterleiten (Req 11). Die dann schließlich nachfolgenden Reports werden dann nicht mehr berücksichtigt.
- ACMS-Report an SCI geht verloren:
ACMS-RT schickt die erstellten Reports an alle SCI (Req 13). Daher kann das SCI den empfangenen Report des jeweils alternativen ACMS-RT zum Füllen der Lücke verwenden.
- ACMS-Report an NSS geht verloren:
Das NSS empfängt die Reports von beiden SCI (Req 14). Daher kann das NSS alternativ einen Report des jeweils anderen SCI übernehmen.

Ergebnisse und Ausblick

Mit dem dargestellten Vorschlag einer redundanten Integration von ACMS auf IMA kann es gelingen, gesonderte CDAM-Hardware für ACMS einzusparen und gleichzeitig die Verfügbarkeit des Systems zu verbessern. Das primäre Problem mit AFDX-Bandbreiten bei der IMA-Integration von ACMS wird durch die Einführung von verteilten Filtern („Proxies“) gelöst, die eine Vorauswahl der Flugzeugdaten zusammenstellen. Die Konfiguration der Vorauswahl ist hierbei dynamisch zur Laufzeit änderbar.

Im Kontext von IMA ist es üblich, die einzelnen Applikationen mit mehrfacher Redundanz auf mehreren Modulen auszuführen. Daher bietet es sich an, auch für das ACMS durch Redundanz für eine erhöhte Verfügbarkeit zu sorgen. Anhand von Fehlerszenarien mit permanenten und transienten Komponentenausfällen wurde untersucht, wie sich diese auf die Verfügbarkeit des Systems auswirken.

Eine konkrete Ermittlung von Zahlenwerten für Ausfallwahrscheinlichkeiten und Verfügbarkeit kann jedoch anhand lediglich eines solchen Konzeptes noch nicht erfolgen, da hier eine konkrete Systemimplementierung untersucht werden müsste.

Im folgenden Meilenstein wird untersucht werden, wie viele IMA-Ressourcen für die ACMS-Proxies benötigt werden. Hierbei ist insbesondere die benötigte CPU-Zeit wichtig, da diese Ressource in der Praxis der bereits existierenden IMA-Implementierungen recht knapp ist. Speicherplatz ist in den verschiedenen Kategorien hingegen großzügig verfügbar. Geplant ist es daher, Konfigurationen für verschiedene Anzahlen von AFDX-Eingabedaten zu erstellen und hierzu jeweils die Laufzeiten einer konkreten Proxy-Implementierung zu messen. Ziel ist es, eine arithmetische Funktion zu finden, die aus der Anzahl von zu verarbeitenden Eingabedaten näherungsweise den Rechenzeitbedarf berechnen kann. Dies ist dann als Hilfe bei der Integration der Proxies auf IMA-Modulen zu gebrauchen.

6.5.2.3 Systemintegration von ACMS auf IMA

Dieser Arbeitsabschnitt beschäftigt sich mit der Implementierung des Aircraft Condition Monitoring Systems (ACMS) auf der Integrierten Modularen Avionik (IMA).

Das bisher eingesetzte und nach DAL-E eingestufte ACMS beruht auf einem einzelnen von IMA getrennten zentralen Modul zur Datenerfassung. Bei Störungen in diesem Modul ist das ACMS nicht mehr verfügbar.

Um eine höhere Verfügbarkeit (z.B. gemäß DAL-C) zu gewährleisten, wird hier im Zuge einer Integration von ACMS auf IMA eine redundante Auslegung der ACMS-Komponenten vorgeschlagen. Eine Verteilung der ACMS-Funktion auf mehrere Module ist durch die begrenzten Ressourcen der Module ohnehin erforderlich, eine redundante Auslegung ergibt sich hierbei recht zwanglos. Als Ergebnis wird erreicht, dass die ACMS-Funktionalität auch noch bei Ausfall einiger Komponenten (gegebenenfalls eingeschränkt) zur Verfügung steht.

Um eine Integration von ACMS auf IMA umzusetzen werden einige Voruntersuchungen durchgeführt.

Ausgehend von dem Vorhaben die Entwicklung modellbasiert zu treiben, werden zuerst die Anforderungen an Methoden und Werkzeugen zur Modellierung untersucht. Danach werden die Modellierungswerkzeuge selbst Gegenstand der Analysen. Die automatisierte Erstellung von Software zur Integration auf einem IMA Modul wird anhand des Beispiels der ACMS Integration gezeigt. Die Machbarkeitsstudie führt bis zu einer Demonstration einer realen, in ihrer Funktionalität vereinfachten ACMS Applikation auf einem IMA Modul und ermöglicht den Vergleich von theoretischen Daten mit Meßwerten.

6.5.2.4 Analyse der Anforderungen an Methoden und Werkzeuge zur Modellierung

Aktueller Entwicklungsstand der IMA Integration

Herkömmliche Avionik-Systeme sind in jeweils separaten Computer-Subsystemen organisiert, um im Fehlerfall eines Systems eine Beeinträchtigung der anderen Systeme zu vermeiden. Anforderungen an die Redundanz der Systeme erhöhen die Anzahl der Einheiten noch weiter. Mit der beständig zunehmenden Komplexität und Anzahl der Avionik-Funktionen wurde die Anzahl und Architektur-Diversität technisch und wirtschaftlich untragbar.

Als Ausweg wurde das "Integrated Modular Avionics" (IMA) –Konzept entwickelt. Es definiert einen begrenzten Satz unterschiedlicher Computer-Subsysteme (Module), um die Architekturen zu vereinheitlichen. Die Anzahl der Systeme wird reduziert durch Ausführung mehrerer Avionik-Funktionen auf einem Modul. Um einen hohen Standard bei der Systemzuverlässigkeit zu gewährleisten muss gewährleistet werden, dass Fehler einer Applikation keine Störungen bei anderen Applikationen auf dem gleichen Modul verursachen kann. Dies ist gewährleistet durch Ausführung der Applikationen in strikt getrennten

Partitionen der Module in Bezug auf Ausführungsreihenfolge der Programme, Speicherzugriff und Kontrolle der Input-/Output-Verbindungen. Alle diese Ressourcen werden statisch vergeben, um den Ausführungsbedingungen sicherheitskritischer Echtzeitsysteme zu genügen.

Um die Grenzen der Partitionen eines Moduls definieren zu können sind detaillierte Angaben aller benötigter Ressourcen der Applikationen nötig. Diese Angaben müssen gesammelt und mit einer gleichfalls detaillierten Liste der zur Verfügung stehenden Ressourcen des betreffenden Moduls abgeglichen werden. Diese Tätigkeit heißt "Module Integration" und hat als Ergebnis eine Software-Konfiguration, die auf das Modul geladen wird und die Ressourcen auf die einzelnen Partitionen verteilt.

Die Modul-Integration wird bei Airbus Deutschland für zwei Modul-Typen durchgeführt:

- A380: CPIOM-A und -B
- A400M: CPIOM-B

Hierbei werden Daten u.a. von den folgenden Quellen benutzt:

- I/O wiring, AFDX VLs (Albatros, A/C ICD)
- CPIOM Ressourcen (Modul-Handbuch)
- Applikationsressourcen (CCDs der Applikations-Hersteller)

Die zentrale Stelle zur Bearbeitung der Modul-Daten ist eine relationale Datenbank mit einer Java-basierten Bedien-Oberfläche genannt „IMDB“. In diese Datenbank werden die Ressourcen-Daten der verschiedenen Quellen eingegeben und dann aufbereitet und abgeglichen.

Die Eingabedaten werden im .xls und .csv-Format angeliefert, allerdings ohne dass diese einem streng definierten Schema genügen. Deshalb ist der Import dieser Daten ein hauptsächlich manueller Vorgang. Insbesondere fehlende Maßeinheiten bei Zeitangaben und Speichergrößen sind problematisch.

Die Ergebnisse der Integrationsarbeit der EYIDI-Gruppe bestehen aus einem Satz von Konfigurationsdateien genannt MICS in einem genau definierten Format. Diese werden durch ein Programm aus der Datenbank exportiert wenn die Integrationsarbeit abgeschlossen ist.

Die MICS-Dateien müssen detaillierten Konsistenzbedingungen genügen für einen sicheren Betrieb der Module. Diese Regeln sind im „CPIOM User's Manual“ definiert. Diese Regeln werden von einem qualifizierten externen Software-Werkzeug „VUDIMA“ überprüft. Um zu vermeiden, dass MICS-Dateien produziert werden, die von VUDIMA abgelehnt werden, werden einige einfache Konsistenzbedingungen von der Datenbank selbst überprüft. Wenn andere Bedingungen verletzt werden und VUDIMA die MICS zurückweist, dann muss durch manuelle Änderungen in der IMDB nachgebessert, eine neuer Satz von MISCs exportiert und die VUDIMA-Prüfung wiederholt werden.

Die IMDB ist in der Lage, eine vorher exportierte MICS auch wieder zu importieren. Dies kann dazu benutzt werden, eine neue Installation der IMDB mit aktuellen Arbeitsdaten zu versorgen oder eine gelöschte Datenbank wiederherzustellen. Bei einem solchen Export mit folgendem Import gehen keine Daten verloren, da alle Modul-Konfigurationsdaten aus der IMDB in die MICS exportiert werden.

6.5.2.5 Untersuchung der Modellierungswerkzeuge bzw. eines Verfahrens zur Modelltransformation

Zusammenfassung

Als Vorbereitung der automatisierten IMA-Integration einer Beispiel-Applikation ist in diesem Arbeitsabschnitt die automatisierte Transformation von Applikations-Ressourcen in eine Modul-Konfigurationen untersucht und implementiert worden. Applikations-Ressourcen zur IMA-Integration werden vom Hersteller in einem wenig streng definierten Format geliefert. Bisher sind diese Daten manuell zu einer Modulkonfiguration vereinigt worden. Dieser Meilenstein beschreibt die automatisierte Transformation von Applikations-Ressourcen-Dateien (CCD) in Modul-Konfigurationen (MICS). Sie basiert auf einer ersten Umsetzung der CCD-Dateien in ein XML-Format gefolgt von mehreren gestaffelten XSLT-Transformationen, die als Endergebnis CSV-Dateien mit den Daten im MICS-Format haben. Die Transformationen beschränken sich hierbei vor-

läufig auf einen besonders lohnenden Teil der CCD-Dateien, der besonders viele einzelne Konfigurationselemente enthält.

Weiterhin wurde untersucht, inwieweit neuere Verfahren zur automatisierten Erstellung der Transformation selbst verwendbar sind. Es stellte jedoch heraus, dass neben technischen Problemen auch die Struktur der Eingabedaten ohnehin eine weitgehend manuelle Anpassung der Transformation erforderlich macht und kaum ein Gewinn bezüglich einer vollständig manuell erstellten Transformation verbleibt.

Transformation von Modellen

Ziel des Projektes ist es, eine geschlossene Kette von Werkzeugen zu erstellen, die von der Erstellung einer Applikation, über die Aufstellung der CCDs und der Integration der MICS möglichst wenig manuelle Datenübertragungen beinhaltet. Dies soll helfen, Fehler zu vermeiden und den Vorgang zu beschleunigen. Zur Vorbereitung dieser Aufgabe wird in diesem Abschnitt eine automatisierte Verarbeitung der CCDs bei der Integration in die IMDB untersucht. Bisher ist die Eingabe der CCD-Daten in die IMDB ein weitgehend manueller Vorgang.

Als Basis zur Definition von Modellen hat sich die Extensible Markup Language (XML) etabliert. Eine Vielzahl von Werkzeugen speichern ihre Daten in XML-Syntax oder sind in der Lage XML-Daten zu importieren oder zu transformieren. Daher bietet es sich an, für die hier benötigten Transformationen ebenfalls XML als Zwischenformat zu verwenden, auch wenn für CCD und MICS die Formate bereits auf Excel bzw. CSV festgelegt sind.

Probleme des ursprünglichen Ansatzes

Im Bericht zum ersten Meilenstein wurden Grundlagen zur automatischen Erstellung von Modelltransformationen beschrieben. Diese basieren auf dem Vergleich zweier Modellbeschreibungen (genannt Metamodell) anhand ihrer Elementbezeichner und Strukturkomponenten. Hieraus sollen dann mit Hilfe von Heuristiken bezüglich Namens- und Strukturähnlichkeit ein Transformationsalgorithmus abgeleitet werden.

Die entsprechenden Konzepte sind allerdings recht neu und die aktuell verfügbaren Werkzeuge im Kontext von Forschungsprojekten entstanden. Einige von diesen Werkzeugen wurden versuchsweise installiert und bezüglich ihrer grund-

sätzlichen Funktionsfähigkeit und der Anwendbarkeit auf die CCD-Transformation untersucht.

Es wurden folgende Werkzeuge betrachtet: ATLAS Model Weaver (AMW)², ATLAS Transformation Language (ATL)³ und Tefkat⁴. Alle drei Projekte benutzten die Eclipse⁵-Entwicklungsumgebung als Basis und erweitern diese mittels Plugins um die entsprechende Transformations-Funktionalität. Hierbei führen Inkompatibilitäten zwischen den Eclipse- und Plugin-Versionen schon bei der Installation zu ersten Problemen. Der Hauptmangel der getesteten Werkzeuge bei der Einarbeitung ist jedoch das Fehlen umfassender und aktueller Manuals. Diese sind teilweise mehrere Jahre hinter der aktuellen Implementierung zurück. Weiterhin sind in den vorhandenen (unvollständigen) Manuals kaum aussagekräftige Beispiele aufgeführt, welche die Einarbeitung deutlich erleichtern würden.

Weiterhin ist die langfristige Verfügbarkeit und Weiterentwicklung der Transformationswerkzeuge nach Abschluss der entsprechenden Forschungsprojekte nicht abzusehen. Bei eigenständigen Projekten könnte man auf dem letzten Versionsstand verbleiben. Da die Transformationswerkzeuge jedoch in Eclipse eingebettet sind und auch noch weitere Plugins zur Unterstützung benötigen, wäre ein beträchtlicher Aufwand zur Archivierung passender Installationsquellen nötig.

Im Lichte obiger Probleme musste dann vom Einsatz der Werkzeuge abgesehen werden. Als Alternative wurde dann eine manuelle Erstellung einer XSLT-Transformation begonnen. Details hierzu finden sich in den folgenden Kapiteln. Es kam auch hier Eclipse zum Einsatz, allerdings lediglich als komfortable Entwicklungsumgebung. Passende XSLT-Prozessoren sind unabhängig von Eclipse verfügbar.

Neuer Ansatz: XSLT Transformationen

XSL Transformations (XSLT) ist eine Technologie zur Transformation XML-Dokumenten. Hierbei werden Elemente der XML-Eingabedatei musterbasiert selektiert und modifiziert oder unverändert in die Ausgabe geschrieben. Typische Anwendungen sind die Transformation von einem XML-Schema in eine anderes zur Dokumentkonvertierung, die Selektion von einzelnen Abschnitten, das Vereinigen mehrerer Eingabedateien oder Sortie-

² <http://www.eclipse.org/gmt/amw/>

³ <http://www.eclipse.org/m2m/at1/>

⁴ <http://tefkat.sourceforge.net/>

⁵ <http://www.eclipse.org/>

rung von Daten. Hierbei können nur Textdateien verarbeitet werden, Binärdateien sind mit XSLT nicht verwendbar.

Der Entwurf einer XSLT-Transformation richtet sich nach dem Format der Ausgabedatei, da diese beim Ablauf der Transformation seriell als Ausgabe geschrieben wird und keine Rücknahme oder Wiederholung der Ausgabe möglich ist. Es kann in einem XSLT-Lauf auch nur eine Ausgabedatei geschrieben werden. Im Gegensatz dazu ist die Navigation in der Eingabedatei über entsprechende Selektionsmuster weitgehend frei möglich. Es können auch mehrere Eingabedateien geöffnet werden. Daher geht der Entwurf einer XSLT-Transformation von der Ausgabe aus und spezifiziert hiernach die Reihenfolge, in der die Daten der Eingabedatei aufgesucht werden.

Die Navigation in der Eingabedatei ist an der Baumstruktur der Eingabedatei orientiert und es stehen Muster zum Auffinden von Kind-, Eltern-, und anderen Verwandtschaftsgraden bezüglich des gerade betrachteten Knotens zur Verfügung. Weiterhin kann nach den Namen und Inhalten der Knoten selektiert werden, es stehen Iteratoren über Knotenmengen (*for-each*), Verzweigungen (*if*, *choose*) und die üblichen arithmetischen und Zeichenketten-Operatoren für Tests und Ausgaben zur Verfügung. Die die Transformation definierende XSLT-Datei ist selbst ebenfalls eine XML-Datei, die XSLT-Anweisungen tragen hierbei das Präfix „*xsl* :“. Alle anderen Elemente werden in die Ausgabedatei geschrieben, wenn umgebende XSLT-Anweisungen ausgeführt werden. Es ist somit möglich recht kompakte Transformationen zu formulieren. In einer XSLT-Datei müssen XSLT-Anweisungen und XML-Elemente der Ausgabe eine korrekt geschachtelte XML-Struktur ergeben. Hierdurch wird per Design sichergestellt, dass in der Ausgabe auch nur korrekte XML-Strukturen erzeugt werden.

Da die Ausgabe der XSLT-Transformation nur seriell geschrieben werden kann, bietet es sich an, eine größere Transformation in die Lösung unabhängiger Teilprobleme aufzuspalten, um die Komplexität niedrig zu halten. Diese werden dann nacheinander als Kette auf die Eingabedatei angewendet. Die Ausgabe einer Teiltransformation ist hierbei die Eingabe der folgenden Transformation. In einer Teil-Transformation nicht bearbeitete Teile der Eingabe können hierbei mit XSLT-Anweisungen unverändert in die Ausgabe durchgereicht werden.

Die hier implementierte Transformation von CCD nach MICS ist ebenfalls so aufgeteilt worden worden. Die gesamte Transformation besteht aus sieben Einzeltransformationen.

6.5.2.6 Untersuchung der Erzeugung von Software für Diskrete Systeme unter dem Gesichtspunkt der Machbarkeit einer Integration von ACMS auf IMA

Zusammenfassung

In diesem Arbeitsabschnitt im Teilprojekt 5.2.4 (IMA-Integration) des ELBASYS-Projektes wird beschrieben, wie sich im Kontext des Aircraft Condition Monitoring Systems (ACMS) modellbasierte Entwicklung und automatische Erzeugung von Software anwenden lassen. Für eine realitätsnahe Modellierung wurde untersucht, welche Beschränkungen der integrierten modularen Avionik (IMA) eine Implementierung erschweren bzw. verhindern würden. Als größtes Hindernis ergab sich die beschränkte Netzwerk⁶-Bandbreite der IMA-Module zum Empfangen der zu analysierenden Datenströme. Es wird daher eine verteilte Architektur für ACMS vorgeschlagen, die durch eine Verteilung der benötigten Bandbreite auf mehrere Module eine hinreichende Reduktion des Bandbreitenbedarfs erreicht. Die Verteilung basiert auf mehreren Datenkonzentratoren, hier „Proxies“ genannt, die aus der großen Anzahl von verfügbaren Datenströmen die aktuell benötigten Parameter auswählen und gesammelt an eine zentrale Instanz übermitteln. In der zentralen Instanz „Koordinator“ werden die von den Proxies gelieferten Parameterfelder gespeichert und hierauf dann die ACMS-Trigger berechnet und Reports erstellt. Die Auswahl an Parametern ist hierbei zur Laufzeit über Konfigurationstabellen konfigurierbar und somit ähnlich flexibel wie das bisherige ACMS.

Die Besonderheit von ACMS, mit sehr vielen Eingabe-Datenströmen zu arbeiten, stellt hierbei die größte Schwierigkeit bei der Modellierung dar. Ein manuelles Einfügen der Parameter in das Modell ist aufgrund der hohen Zahl nicht realistisch möglich. Eine Zusammenfassung aller Eingabe-Datenströme in einen Vektor (bzw. Array) vereinfacht die Modellierung des Systems, verlagert jedoch Teile des Programmieraufwandes von der Modellierung in die unteren Schichten der Anbindung des synthetisierten Codes an das Betriebssystem. Weiterhin ist bei dem gewählten Modellierungstool SCADE der Umgang mit Vektoren nur sehr eingeschränkt möglich, und es sind weitere Auslagerungen von Operatoren in die Host-Sprache nötig.

Exemplarisch modelliert und auf einem IMA-Modul implementiert wurde die Proxy-Applikation. Diese ist in der Lage, aus mehreren AFDX-Eingabeströmen Parameter auszuwählen und in Form kompakter Telegramme an das Testsystem zu übermitteln.

⁶ Netzwerktechnologie: Avionics Full Duplex Switched Ethernet (AFDX) mit 100 MBit/sec

Weiterhin ist ebenfalls die Umkonfiguration der Datenauswahl und Zusammenstellung des Telegramms zur Laufzeit der Applikation möglich.

Bei der graphischen Modellierung der Proxy-Kernfunktionalität ergaben sich Probleme mit der ungenügenden Unterstützung großer Array-Datenformate. Es war nicht möglich, direkt im Modellierungswerkzeug eine effiziente und dynamisch konfigurierte Zerlegung und Zusammenfügung dieser Arrays zu erstellen. Es musste auf manuell implementierte Hilfsfunktionen in der Host-Sprache zurückgegriffen werden.

Als Ergebnis dieses Meilensteines ergibt sich, dass eine automatische Erzeugung von Software im IMA-Kontext möglich ist, jedoch neben systemnahen Bereichen auch die Verwaltung großer Datenstrukturen in der Host-Sprache manuell implementiert werden muss.

Als Abschluss werden noch einige Problemfelder erläutert, die für eine vollständige ACMS-Funktion benötigt werden. Dies betrifft die Logik zur Auswertung der Trigger und Report-Erstellung, die Support-Applikation, mit der die Trigger und Reports definiert werden, die Anbindung von konfigurierbaren Echtzeit-Informationdisplays und die präzise zeitliche Zuordnung der aufgezeichneten Daten mit Hilfe von Zeitstempeln aus synchronisierten Uhren.

IMA: Integrierte Modulare Avionik

Herkömmliche Avionik-Systeme sind in jeweils separaten Computer-Subsystemen organisiert, um im Fehlerfall eines Systems eine Beeinträchtigung der anderen Systeme auszuschließen. Anforderungen an die Redundanz der Systeme erhöhen die Anzahl der Einheiten noch weiter. Mit der beständig zunehmenden Komplexität und Anzahl der Avionik-Funktionen wurde die Anzahl und Architektur-Diversität technisch und wirtschaftlich untragbar.

Als Ausweg wurde das "Integrated Modular Avionics" (IMA)-Konzept entwickelt. Es definiert einen begrenzten Satz unterschiedlicher Computer-Subsysteme (Module), um die Architekturen zu vereinheitlichen. Die Anzahl der Systeme wird durch Ausführung mehrerer Avionik-Funktionen auf einem Modul reduziert. Um ein hohes Maß an Systemzuverlässigkeit zu erreichen, muss gewährleistet werden, dass Fehler einer Applikation keine Störungen bei anderen Applikationen auf dem gleichen Modul verursachen können. Dies ist durch Ausführung der Applikationen in strikt getrennten Partitionen der Module in Bezug auf Ausführungsreihenfolge der Programme, Speicherzugriff und Kontrolle der Input-/Output-Verbindungen gewährleistet. Alle diese Ressourcen werden sta-

tisch vergeben, um den Ausführungsbedingungen sicherheitskritischer Echtzeitsysteme zu genügen.

Die IMA-Hardware besteht aus Rechner-Modulen, den „Central Processing I/O Modules“ (CPIOM). Diese bestehen aus einem einheitlichem Gehäuse und einer CPU-Karte. Zusätzlich sind je nach Einsatzgebiet unterschiedliche I/O-Karten integriert.

Die im weiteren betrachtete wichtigste Schnittstelle der CPIOMs ist ein redundant ausgelegter AFDX-Port. Das AFDX-Netzwerk verbindet die einzelnen CPIOMs über AFDX-Switches untereinander und mit weiteren nicht von IMA abgedeckten Systemen. AFDX basiert auf Ethernet-Technologie und unterscheidet sich von Ethernet durch die Einhaltung von Echtzeiteigenschaften. Hierzu werden alle Datenverbindungen der Module als „Virtual Links“ (VL) definiert. Jeder VL hat eine individuelle maximale Größe der übertragenen Nachrichten und einen minimalen zeitlichen Abstand („Bandwidth Allocation Gap“ BAG) zweier gesendeter Nachrichten. Hieraus ergibt sich der für diesen VL zu reservierende Anteil an der AFDX-Bandbreite. Wenn die Summe der Bandbreiten auf den einzelnen AFDX-Verbindungen nicht die verfügbare Gesamtbandbreite überschreitet, ist ein Betrieb unter Einhaltung von Echtzeitbedingungen möglich.

ACMS-Architektur

Dieser Abschnitt beschreibt die grundlegenden Eigenschaften des ACMS wie es bisher in einem dedizierten Modul implementiert ist, und welche Probleme sich bei einer alternativen Integration von ACMS in die Integrierte Modulare Avionik ergeben.

Das ACMS ist eine Applikation, die alle über AFDX verfügbaren Statusinformationen der Avionik einsammelt und eine Auswahl hiervon aufzeichnet. Neben der standardisierten kontinuierlichen Aufzeichnung von Flugdaten in den Flugdatenschreibern werden auch weitere Aufzeichnungen erstellt, die je nach Flugphase unterschiedlich sind. Die zeitliche Beschränkung und die Auswahl der aufzuzeichnenden Parameter wird hierbei als „Report“ definiert. Beispiele für den zeitlichen Kontext solcher Reports sind:

- Triebwerk: Start, Takeoff, Climb, Cruise, Thrust Reverser
- Fahrwerk: Extension, Retraction, Hard Landing, Nose Wheel Steering
- APU Start, Shutdown
- Supplemental Cooling

Alle diese Reports bestehen aus der Aufzeichnung von Systemparametern über einen gewissen Zeitraum hinweg. Ausgelöst wird die Aufzeichnung durch Erreichen bestimmter relevanter Flugzustände. Das Ende der Aufzeichnung kann über eine bestimmte Aufzeichnungsdauer oder das Erreichen eines neuen Flugzustandes festgelegt sein. Die Reports dienen dem frühzeitigen Erkennen von Fehlern, der Beobachtung von Verschleiß-Trends zur vorbeugenden Wartung oder dem Sammeln von Daten für eine Optimierung der Wirtschaftlichkeit und Systemleitung.

den CPIOMs für das Monitoring verfügbare Bandbreite gesteuert. Eine Automatisierung ist hierbei notwendig, da die Vielzahl von AFDX-Nachrichten manuell nur schwer fehlerfrei handhabbar ist und die Pflege späterer Änderungen beschleunigt wird.

Neben dem synthetisierten Code werden noch die Konfigurationsdaten für die Modulintegration benötigt. Dies sollte ebenfalls automatisiert werden. Für die I/O- und Speicherressourcen sollte dies möglich sein. Problematisch wird die Ausführungszeit sein, denn hier sind keine allgemein automatisierten Verfahren möglich. Es wird eine manuelle Unterstützung notwendig sein, daher sollte der erzeugte Code möglichst einfach strukturiert sein.

Die benötigten I/O-Ressourcen (insbesondere AFDX-VLs) werden vom System-Designer verwaltet. Daher sollte die Ausgabe der Konfigurationsdaten auf den von den System-Designern gelieferten Definitionen (A/C-ICD) beruhen. Eine formale Auflistung von Änderungswünschen ist nützlich, falls hier nicht alle benötigten Ressourcen aufgeführt sind. Diese kann dann den System-Designern übermittelt werden. In einer weiteren Iteration der Synthese der Konfigurationsdaten sollte die Ausgabe von A/C-ICD-Änderungen leer bleiben.

Bei der automatisierten Erstellung der verteilten Monitoring-Funktion ist ebenfalls eine verteilte Implementierung der Triggerlogik zu berücksichtigen. Obergrenzen für Anzahl und Komplexität der Trigger sind vorhanden. Aus diesen kann der maximale Bedarf an Bandbreite für die verteilte Triggerauswertung abgeleitet werden. Die verteilten Triggerbedingungen können über eine oder mehrere Koordinator-Funktionen implementiert werden. Hierbei reichen alle beteiligten Monitor-Funktionen die relevanten Parameter kontinuierlich an den Koordinator weiter. Dieser prüft dann die Erfüllung der Triggerbedingung lokal und gibt den beteiligten anderen CPIOMs das Ergebnis bekannt.

Ausgehend vom CDAM-basierten ACMS könnten für ein verteiltes ACMS nur wenige Konzepte bzw. nur wenig Programmcode übernommen werden. Es ist zu erwarten,

dass dies zu wenig Akzeptanz führen wird und daher wurde auch dieser Ansatz verworfen.

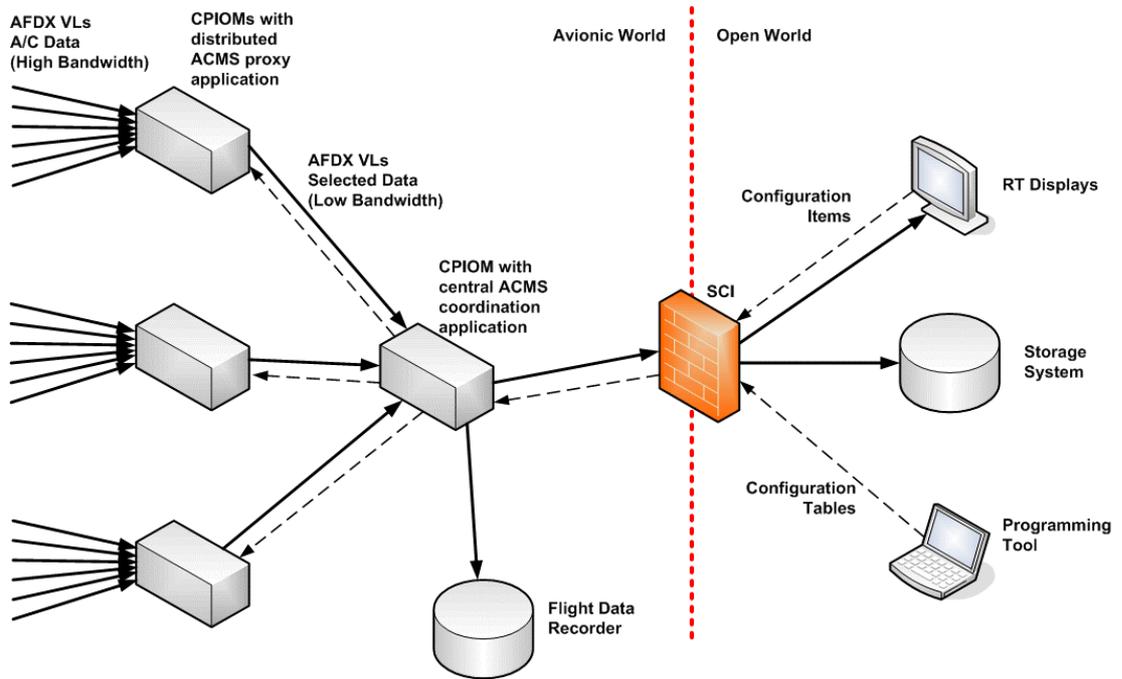


Abbildung 107: Modulstruktur und Datenflüsse der ACMS-Integration auf IMA

Ergebnisse und Ausblick

In diesem Meilenstein des ELBASYS-Teilprojektes wurde die Modellierung und Codeerzeugung für die ACMS-Funktion untersucht. Es wurde ein wichtiges Teilproblem aus- gesucht, welches für eine zukünftige ACMS-Implementierung auf IMA gelöst werden muss: der große AFDX-Bandbreitenbedarf. Als Lösung wurde hier vorgeschlagen, in einem verteilten System von ACMS-Proxies eine Vorauswahl von Systemparametern vorzunehmen, die in Telegramme gebündelt an eine zentrale ACMS-Koordinator- Applikation gesendet werden. Hierdurch ergibt sich eine deutliche Reduzierung der für die ACMS-Funktion auf einem Modul benötigten Bandbreite. Als Ziel dieses Projektabschnittes wurde der Entwurf dieser ACMS-Proxy-Applikation gewählt. Hierbei sollte nicht nur eine abstrakte Spezifikation und Modellierung erstellt werden, sondern auch auf der Ziel-Hardware ausführbarer Code erstellt und getestet werden. Dies ist gelun-

© AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH, 2009. Alle Rechte vorbehalten. Vertrauliches und geschütztes Dokument. Dieses Dokument und alle darin enthaltenen Informationen sind das alleinige Eigentum von AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH. Die Zustellung dieses Dokumentes oder die Offenlegung seines Inhalts begründen keine Rechte am geistigen Eigentum. Dieses Dokument darf ohne die ausdrückliche schriftliche Genehmigung von AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH nicht vervielfältigt oder einem Dritten gegenüber enthüllt werden. Dieses Dokument und sein Inhalt dürfen nur zu bestimmungsgemäßen Zwecken verwendet werden.

gen und die Funktion der ACMS-Proxy-Applikation auf der IMA-Hardware ist erfolgreich nachgewiesen worden.

Ein weiteres Ziel dieses Projektes war die Anwendung von Modellierungswerkzeugen und die Synthese von Code aus Modellen. Die Intention dieses Vorhabens war, durch die Verwendung verifizierter und qualifizierter Synthese-Werkzeuge die formale Zulassung der Applikation zu erleichtern. Es stellte sich jedoch heraus, dass das in Frage kommende Modellierungswerkzeug den Umgang mit großen strukturierten Datenmengen nur unzureichend unterstützt. Hier mussten Hilfsfunktionen in der Programmiersprache C erstellt werden. Weiterhin war zusätzlich zum synthetisierten Code noch ein beträchtlicher Anteil an manuell erstelltem C-Code für die Handhabung der Betriebssystemschnittstellen notwendig. Insgesamt ergab sich, dass der aus dem Modell synthetisierte Code einen vergleichsweise kleinen Anteil an der gesamten Codebasis hat.

Durch die Konfigurationsdatei konnte erreicht werden, dass Anpassungen in den Transformationen weitgehend auf dem abstrakten Niveau der Modellierung stattfinden können und eine fehlerträchtige Änderung der Skripte im Detail vermieden werden kann. Dies gilt allerdings nur, solange die Fähigkeiten der Skripte die gewünschten Änderungen auch zu leisten vermögen.

Die Skripte werden der Reihe nach ausgeführt und die Ausgabe eines Skriptes als Eingabe des nächsten Skriptes weitergereicht. Hierbei wird für alle Stufen im wesentlichen das gleiche XML-Schema als Dateiformat benutzt, lediglich die ersten Skripte zum Import der Daten und die letzten zum Schreiben der Zieldateien benutzen andere Formate.

ICDs sind organisiert in Blöcken, Zeilen und Spalten mit Überschriften, dies entspricht dem Aufbau relationaler Datenbanken mit Tabellen, Datensätzen und Attributen. Weiterhin gibt es in den Blöcken bestimmte Spalten, mit denen auf Einträge in anderen Blöcken verwiesen wird analog den Schlüsseln in relationalen Datenbanken. Daher sollten sich Datenbanktechniken auch auf die ICDs anwenden lassen. Dies wird jedoch beträchtlich erschwert, da die ICDs keiner Normalisierung entsprechen. Dies bedeutet hier, dass in den ICD-Daten viele Redundanzen vorhanden sind und die Änderung oder Erweiterung von einzelnen Datenfeldern auch eine Änderung in weiteren Datenfeldern zur Folge hat, um Inkonsistenzen zu vermeiden.

Insbesondere zeigt sich dies in den hier vorgestellten Transformationen im Synthese-Skript. Dieses Skript leistet den Hauptteil der Arbeit und ist im Grunde nur erforderlich, um neu hinzugekommene Daten redundant an weitere Stellen zu kopieren. In einem normalisierten Datenbankschema wäre dies nicht erforderlich.

7. EINGEHENDE DARSTELLUNG DES VORAUSSICHTLICHEN NUTZENS, INSBESONDERE DER VERWERTBARKEIT DES ERGEBNISSES IM SINNE DES FORTGESCHRIEBENEN VERWERTUNGSPLANS

Ziel des Antragstellers Airbus Deutschland GmbH ist es, gemeinsam mit Verbundpartnern und Unteraufnehmern die Entwicklungsverantwortung für die Systemtechnologien sowie deren Integration und die Einbindung von CFK Technologien für derzeitige und zukünftige Airbus-Flugzeugprogramme zu stärken und die damit verbundenen hochwertigen Ausbildungs- und Arbeitsplätze am Standort Deutschland auszubauen.

Eine wesentliche Voraussetzung dafür ist die Beherrschung neuester Technologien und Entwicklungswerkzeuge zur effizienten Gestaltung der Kabine und der Frachtsysteme am Standort Deutschland, um damit frühzeitig eine qualitativ erstklassige Kompetenz der deutschen Luftfahrtindustrie im globalen Wettbewerb zu fördern. Aufgrund der zielgerichteten Vorauswahl von Arbeitsschwerpunkten sowie durch die Federführung des Vorhabens seitens des Flugzeugherstellers Airbus Deutschland GmbH werden den bearbeiteten Themen hervorragende Umsetzungsperspektiven in zukünftigen Airbus-Flugzeugen eingeräumt. Das Vorhaben stärkt durch die Zusammenführung von hochwertiger Kompetenz die deutsche Luftfahrtindustrie im globalen Wettbewerb und auch die Position von Airbus Deutschland im europäischen Airbus-Konsortium.

Eine besondere Herausforderung des ELBASYS Projektes bestand darin, zwei Bereiche miteinander zu verknüpfen, die hinsichtlich der thermodynamischen sowie elektrischen Aspekte Herausforderungen mit sich bringen: Elektrische Architekturen sowie CFK Technologien.

Im Rahmen des Projektes wurden die aufgeführten Themen in Deutschland erarbeitet und die entsprechende Technologiereife sichergestellt. Seitens des Antragstellers Airbus Deutschland GmbH ist geplant, die Technologieumsetzung in die derzeitigen und zukünftigen Airbus-Flugzeugprogramme im Anschluss an dieses Verbundvorhaben durch Airbusinterne Nachfolgeprojekte in Deutschland sowie national und europäisch geförderter Projekte durchzuführen. Generell sollen die erarbeiteten Technologien und Methoden in die System- bzw. Strukturentwicklung der gesamten Airbus-Familie einfließen. Die Integration der erarbeiteten System- und Strukturtechnologien wird an den Standorten Hamburg, Stade und Bremen erfolgen. An den Standorten ist bereits eine sehr umfangreiche Infrastruktur zur Integration von neuen Technologien vorhanden.

7.1 TEILPROJEKT 1: ELEKTRISCHE FLUGZEUGARCHITEKTUREN IM CFK

Ein wichtiges Ziel bei der Konzeption neuer Architekturen ist eine Vorbewertung, durch die Aussagen über eine optimale Komponentenauslegung getroffen werden können. Bisher ist kein Auslegungswerkzeug vorhanden gewesen, das eine Auswertung entgegen der ‚Performance Richtung‘ ermöglicht hat. DENECS ist speziell dafür entwickelt und mit einem Optimierungsprogramm kombiniert worden.

Die Bewertung zukünftiger Architekturen werden vor diesem Hintergrund durchgeführt werden, wobei dem DENECS Tool damit eine entscheidende Rolle zukommt. Bei vollständiger Validation lassen sich damit die Entwicklungszeiten bei der Komponentenauslegung reduzieren, da der iterative Prozess deutlich verkürzt wird. Die Eingrenzung auf ein gutes beziehungsweise optimales Design kann schneller stattfinden. Andererseits kann die Optimierung auch nur so gut sein, wie die zugrunde liegende Datenbasis. Einige Daten werden allerdings auch erst dann vollständig vorhanden sein (beispielsweise die exakten Kennfelder von Turbomaschinen), wenn basierend auf der Auslegung entsprechende Komponenten beziehungsweise Architekturtest auf Prüfständen oder in Flugzeugen durchgeführt worden sind, so dass immer ein iterativer Anteil der Architekturdefinition bleiben wird. Die Effektivität des Entwicklungsprozesses kann aber erhöht werden, wenn die DENECS Bibliothek ihre Zielsetzung mit vertretbarem Arbeitsaufwand erfüllen kann.

Ein erster Schritt wird die Auslegung des Vapor Cycles in dem Projekt ECOTHERM sein.

7.2 TEILPROJEKT 2: LUFTEINLASS EINER ZAPFLUFTFREIEN ARCHITEKTUR

Der in ELBASYS entwickelte Lufteinlass kann für weitere Untersuchungen hinsichtlich der aerodynamischen Verhaltens unter transsonischen Bedingungen von Pitoteinläufen verwendet. Damit fließen die gewonnenen Erkenntnisse in alle Programme ein, denen eine zapfluftfreie Luftsystemarchitektur zugrunde liegt. Das sind neben den bereits untersuchten elektrischen Architekturen besonders die reine Vapour Cycle Architektur, die im Verbund EFFESYS im Teilprojekt ECOTHERM untersucht wird sowie eine Architektur mit minimalem Außenluftanteil zur Kompensation der Rumpfleckage.

Die Untersuchung an einem Einlass sind sehr umfassend, da neben der klassischen aerodynamischen Performance auch Aspekte wie Akustik sowie Vereisungsverhalten untersucht

werden müssen. Die ELBASYS Untersuchungen sowie der Modellbau sind dabei Ausgangspunkt für sich anschließende Studien, die sich mit spezifischeren Fragestellungen insbesondere dem transsonischen Verhalten beschäftigen.

In dem europäischen Forschungsprojekt MOET ist zusammen mit der Firma Liebherr ein elektrisches Pack gebaut worden, das in dem Folgeprojekt JTI Clean Sky an Bord eines Testfliegers installiert wird. Dabei ist insbesondere die Kombination von Kompressor und Frischlufteinlass von Bedeutung, da diese Kombination von Schlüsseltechnologien einen elektrischen Ansatz in Zukunft erst ermöglichen wird. Für die Auslegung dieses Einlasses sind die ELBASYS Ergebnisse Grundlage.

7.3 TEILPROJEKT 3: KÜHLASPEKTE IN CFK RÜMPFEN

Für ein elektrische Flugzeug ist Bereitstellung von Kühlleistung für die elektronischen, leistungswandelnden Komponenten fundamental. Bei den zu erwartenden Leistungsdichten und Leistungen kann eine effektive Kühlung nur mittels eines Flüssigkeitskreislaufes realisiert werden. Ob zudem eine Kältemaschine integriert wird, ist dabei noch offen und hängt im wesentlichen von Zuverlässigkeitsaspekten ab. Für alle Projekte, die sich mit elektrischen Luftsystemarchitekturen befassen und damit insbesondere dem Ziel ‚effiziente Luftfahrzeuge‘ sind Erkenntnisse in dem Bereich Kühlung von Leistungselektronik relevant. In dem Projekt ELBASYS stand daher auch ein Erkenntnisgewinn für verschiedene Komponenten im Vordergrund, um Machbarkeitsanalysen und Potentialabschätzungen durchführen zu können. Die erhaltene Datenbasis wird in die Bewertungen möglichen Luftsystemarchitekturen einfließen. Um das direkte Komponentendesign kann es in diesem Rahmen nicht gehen, da diese Kompetenz bei der Zuliefererindustrie liegt. Besonders für die sich anschließenden Teilprojekte zur Avionikkühlung und Thermal Management im Projekt ECOTHERM des EF-FESYS Verbundes können die gewonnenen Erkenntnisse verwendet werden.

7.4 TEILPROJEKT 4: INTEGRATION EINES BRENNSTOFFZELLENSYSTEMS

Ein Brennstoffzellensystem an Bord eines Flugzeuges ist nach bisherigem Stand im wesentlichen auf drei verschiedene Arten geplant:

- Ersatz des Notfallsystems RAT

- Multifunktionales System
- APU Ersatz

Für den ersten beiden Ansatz zur Substitution des bisherigen Notfallsystems haben im ELBASYS Projekt Untersuchungen stattgefunden. Man spricht von einem FCEPS Da generell ein großes Interesse an der Integration eines BZ Systems in zukünftigen Flugzeugprogrammen besteht, ist die Frage für ein FCEPS zu klären, inwieweit die Anforderungen an ein solches System erfüllt werden können, wie eine sinnvolle Integration aussieht und auf welchem Weg sich ein Effizienzgewinn erzielen lässt.

Im Rahmen des Vorhabens sollten voroptimierte Konzepte basierend auf einer innovativen Technologie (Brennstoffzellensystem) als Basis für flugzeugnahe weitere Detailuntersuchungen zur Systemintegration in CFK-Rumpfstrukturen erstellt werden.

Insbesondere Fragestellungen nach der Integration sind in ELBASYS untersucht worden und werden in sich anschließenden internen Airbus Projekten weiter verfolgt.

7.5 TEILPROJEKT 5: DATENREKORDER UND STRUKTURÜBERWACHUNG

Arbeitspaket 5.1: Daten Akquisitions- und Lastabminderungssysteme

Zur Verwertungsperspektive ist zu sagen, dass das hier entwickelte Daten Akquisitionssystem die Ausgangsbasis für das Daten Akquisitionssystem ist, das für die nächste Flugzeuggeneration bei Airbus in Hamburg entwickelt wird.

Arbeitspaket 5.2: Datenrekorder Technologien

Verwertungsperspektive im Bereich Modulkonfiguration

Die Ansätze zur Automatisierung der Validation von Konfigurationen und zur Anwendbarkeit von Werkzeugen zur Modellierung werden genutzt, um eine Erleichterung der Validationsarbeiten bei laufenden Konfigurationsarbeiten zu erreichen.

Die Ergebnisse zur automatischen Generierung von Konfigurationen werden als Wissensbasis benutzt, um Werkzeugentwicklungen besser Steuern zu können.

Verwertungsperspektive im Bereich ACMS Architektur

Die Ergebnisse wurden aufgenommen und werden aktuell in Architekturdiskussionen für neue Flugzeugprogramme einbezogen. Ziel ist es, von der alten Architektur mit spezieller ACMS Hardware auf eine gemeinsame Hardwareplattform zu gehen. Dies war die wesentliche Eigenschaft des neuen ACMS Konzepts in ELBASYS.

8. EINGEHENDE DARSTELLUNG DES WÄHREND DER DURCHFÜHRUNG DES VORHABENS DEM ZE BEKANNT GEWORDENEN FORTSCHRITTS AUF DEM GEBIET DES VORHABENS BEI ANDEREN STELLEN.

In dem europäischen Forschungsprojekt MOET sind insbesondere sehr viele Erkenntnisse hinsichtlich elektrischer Pack Architekturen erarbeitet worden. Die inhaltliche Arbeit ist von der Firma Liebherr durchgeführt worden, wobei am Ende des Projektes ein elektrisches Pack vollständig integriert wird und in relevanter Umgebung getestet wird. Ebenso sind verschiedene Technologien im Bereich Leistungselektronik und Leistungselektronik-Kühlung untersucht worden.

In dem Verbund ELFA der LuFoIV Förderung sowie Airbus internen Studien sind sehr intensive Arbeiten zur Integration von Brennstoffzellenintegration durchgeführt worden.

Für alle weiteren Teilprojekte sind keine FE-Ergebnisse von dritter Seite bekannt geworden, die für die Durchführung des Vorhabens relevant sind.

9. EINGEHENDE DARSTELLUNG DER ERFOLGTEN ODER GEPLANTEN VERÖFFENTLICHUNGEN DER ERGEBNISSE

Innerhalb des Projektzeitraumes haben keine Veröffentlichungen der untersuchten Themen stattgefunden und es sind auch keine geplant.

Es sind keine Patentmeldungen eingereicht worden.