



## Inhaltsverzeichnis

|       | Seite   |
|-------|---|
| 1     | AUFGABENSTELLUNG ..... 8  |
| 2     | VORAUSSETZUNGEN UNTER DENEN DAS VORHABEN DURCHGEFÜHRT<br>WURDE ..... 10                     |
| 3     | PLANUNG UND ABLAUF DES VORHABENS ..... 11   |
| 4     | WISSENSCHAFTLICH TECHNISCHER STAND ZU VORHABENSBEGINN ..... 15                              |
| 5     | ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN ..... 16   |
| 6     | VERWENDUNG DER ZUWENDUNG..... 17  |
| 6.1   | Zielsetzungen und Ergebnisse ..... 17   |
| 6.2   | Einsatz Personal, Material, Fremdleistung..... 18   |
| 7     | AUSFÜHRLICHE DARSTELLUNG DER PROJEKTERGEBNISSE..... 19                                      |
| 7.1   | TAP1 Anforderungen..... 19  |
| 7.1.1 | Systemanforderungen ..... 19  |
| 7.1.2 | Design-FMEA und System-PSSA..... 20   |
| 7.2   | TAP2 Konzepte ..... 22  |
| 7.2.1 | TAP2.1 Systemkonzeption ..... 22  |
| 7.2.2 | TAP2.2 Feuerlöschtests ..... 40   |
| 7.2.3 | TAP2.3 Simulation..... 46   |
| 7.3   | TAP3 Spezifikationen ..... 52   |
| 7.3.1 | Systemspezifikation..... 52   |
| 7.3.2 | Komponentenspezifikationen..... 53  |
| 7.4   | TAP4 Detaillierung und Musterbau ..... 56   |
| 7.4.1 | TAP4.1 Systemkomponenten ..... 56   |
| 7.4.2 | TAP4.2 Software-Entwicklung ..... 58  |
| 7.5   | TAP5 Integration und Verifikation ..... 61  |
| 7.5.1 | TAP5.1 Testplanung..... 61  |
| 7.5.2 | TAP5.2 Funktionstests ..... 61  |
| 7.5.3 | TAP5.3 Tests unter flugrelevanten Umgebungsbedingungen ..... 61                             |
| 7.5.4 | TAP5.4 Systemintegration und Systemtests ..... 61   |
| 7.6   | Technologiebewertung ..... 67   |
| 7.7   | Liste der erstellten Dokumente ..... 68   |
| 7.8   | Verwendete Literatur ..... 69   |
| 8     | DARSTELLUNG DES VORAUSSICHTLICHEN NUTZENS UND DER<br>VERWERTBARKEIT DER ERGEBNISSE ..... 70 |

---

|    |  |    |
|----|--|----|
| 9  | DARSTELLUNG DES WÄHREND DER DURCHFÜHRUNG BEKANNT<br>GEWORDENEN FORTSCHRITTS BEI ANDEREN STELLEN..... | 70 |
| 10 | DARSTELLUNG DER GEPLANTEN ODER ERFOLGTEN<br>VERÖFFENTLICHUNGEN UND VORTRÄGE.....                     | 71 |

## Verzeichnis der Bilder

|                |  |    |
|----------------|--|----|
| Abbildung 3-1  | Projekt-Strukturplan NIP-BeZel .....                                     | 11 |
| Abbildung 3-2  | Strukturplan AP2.2 Frachtraum-Feuerlöschung.....                         | 12 |
| Abbildung 3-3  | AOA Balkenplan .....   | 14 |
| Abbildung 7-1  | FMEA Ausschnitt des Systemkomponentenbaums .....                         | 20 |
| Abbildung 7-2  | Systemarchitektur.....   | 23 |
| Abbildung 7-3  | Kombiniertes Systemkonzept .....   | 24 |
| Abbildung 7-4  | Beheiztes Systemkonzept .....  | 25 |
| Abbildung 7-5  | Systemkonzept mit Additiven .....  | 25 |
| Abbildung 7-6  | Flughöhen-Druckverlauf .....   | 29 |
| Abbildung 7-7  | Benetzungsverteilung vers. Wassernebeldüsen .....                        | 30 |
| Abbildung 7-8  | Integrierte Wassermasse vers. Wassernebeldüsen.....                      | 31 |
| Abbildung 7-9  | Interface Konzept Steuerung mittels FSCU .....                           | 32 |
| Abbildung 7-10 | Diskrete elektrische Systemtopologie .....                               | 33 |
| Abbildung 7-11 | Smarte CAN-Bus Systemtopologie.....                                      | 34 |
| Abbildung 7-12 | Interface Konzept Brandversuchsstand .....                               | 35 |
| Abbildung 7-13 | Konzeptschema Wassertank .....   | 36 |
| Abbildung 7-14 | Konzeptschema Gasdrucktank.....  | 37 |
| Abbildung 7-15 | Design-Envelope und Flaschenvolumen des Gasdrucktanks .....              | 39 |
| Abbildung 7-16 | Kennwerte des Stickstoff-Druckbehälters in Abhängigkeit der Anzahl ..... | 39 |
| Abbildung 7-17 | CAN Explosion Simulator .....  | 41 |
| Abbildung 7-18 | Kerosinbrand 2s nach Zündung.....  | 42 |
| Abbildung 7-19 | Kerosinbrand 40s nach Löschbeginn.....                                   | 42 |
| Abbildung 7-20 | Li-Ionen Brandlast .....   | 43 |
| Abbildung 7-21 | Li-Ionen Versuchsaufbau.....   | 43 |
| Abbildung 7-22 | Brandcontainer des AOA Brand-/Lösch-Systemteststands.....                | 44 |
| Abbildung 7-23 | Temperaturmessstellen Brandcontainer .....                               | 45 |
| Abbildung 7-24 | Druckmessstellen und Magnetventile im Brandcontainer.....                | 46 |
| Abbildung 7-25 | Abkühlkurve Wassertank.....  | 47 |
| Abbildung 7-26 | Isolationskonzepte für den Wassertank .....                              | 47 |
| Abbildung 7-27 | Isotensoid-Geometrie des Wassertanks .....                               | 48 |
| Abbildung 7-28 | Aufbau Wassertank Simulationsmodell .....                                | 49 |
| Abbildung 7-29 | Kaskadierte Stickstoff-Hochdruckbehälter in FlowMaster®.....             | 50 |
| Abbildung 7-30 | Druckverlauf der Stickstoff-Hochdruckbehälter .....                      | 50 |
| Abbildung 7-31 | Pyroventil .....   | 54 |
| Abbildung 7-32 | Rohrverschraubung mit Schneidring.....                                   | 55 |

|   |    |
|---|----|
| Abbildung 7-33 Wassertank (Systemteststand) .....                       | 56 |
| Abbildung 7-34 Magnetventil .....                                       | 57 |
| Abbildung 7-35 Druckminderer .....                                      | 57 |
| Abbildung 7-36 LabVIEW-Oberfläche Steuerung .....                       | 58 |
| Abbildung 7-37 LapVIEW-Oberfläche Messdaten .....                       | 59 |
| Abbildung 7-38 LabVIEW-Oberfläche Verlauf der Messdaten .....           | 60 |
| Abbildung 7-39 Kalorimeter .....  | 62 |
| Abbildung 7-40 Kühlwirkung des Wassernebels .....                       | 62 |
| Abbildung 7-41 Wasserabsorbermaterialien .....                          | 63 |
| Abbildung 7-42 Prototyp Lichtdämpfungssensor CAPTRON .....              | 63 |
| Abbildung 7-43 Lichtdämpfung unterschiedlich dichter Wassernebel .....  | 64 |
| Abbildung 7-44 Bulk-Load Fire - Temperaturverläufe an der Decke .....   | 65 |
| Abbildung 7-45 Open-Liquid Fire – Temperaturverläufe an der Decke ..... | 66 |
| Abbildung 10-1 Messexponat Umweltfreundliches Feuerlöschsystem .....    | 71 |

## Verzeichnis der Tabellen

|             |   |    |
|-------------|---|----|
| Tabelle 6-1 | Gegenüberstellung der Zielsetzungen und Ergebnisse..... | 18 |
| Tabelle 7-1 | Zentrale Systemanforderungen .....                      | 19 |
| Tabelle 7-2 | FMEA Arbeitsblatt – Stickstoff Behälter .....           | 21 |
| Tabelle 7-3 | Potentielle Additive zur Schmelzpunktniedrigung .....   | 26 |
| Tabelle 7-4 | Evaluierung Vereisungsschutzkonzepte .....              | 27 |
| Tabelle 7-5 | Varianten des beheizten Systemkonzepts .....            | 28 |
| Tabelle 7-6 | Einbausituation für verschiedene Geometrien .....       | 38 |
| Tabelle 7-7 | Wassernebel-Charakterisierung .....                     | 61 |

## Abkürzungen

|        |  |
|--------|--|
| AFT    | Afterward  |
| ATA    | Air Transport Association  |
| BRIST  | Brennstoffzelle, Integration und Systemtests                                 |
| BeZel  | Betrieb und Zertifizierung von Brennstoffzellensystemen                      |
| BZ     | Brennstoffzelle  |
| COTS   | Commerical-off-the-shelf   |
| DAL    | Design Assurance Level   |
| EASA   | European Aviation Safety Agency  |
| ETOPS  | Extended-range Twin-engine Operation Performance Standards                   |
| FAA    | Federal Aviation Administration  |
| FCEPS  | Fuel Cell Emergency Power Systems  |
| FIREX  | Fire Extinguishing   |
| FMEA   | Fehlermöglichkeits- und –einflussanalyse / Failure Mode Effect Analysis      |
| FSCU   | Fire Suppression Control Unit  |
| FWD    | Forward  |
| MPS    | Minimum Performance Standard   |
| NIP    | Nationales Innovationsprogramm Wasserstoff- und Brennstoffzellen-technologie |
| ODA    | Oxygen Depleted Air  |
| OBIGGS | On-Board Inertgas Generation System  |
| PCM    | Phase Change Material (Phasenwechselmaterial)                                |
| PEMFC  | Proton Exchange Membrane Fuel Cell (Polymerelektrolytbrennstoffzelle)        |
| PSSA   | Preliminary System Safety Assessment   |
| RAT    | Ram Air Turbine  |
| SDS    | Smoke and Fire Detection System  |
| TRL    | Technology Readiness Level (Technologiereifegrad)                            |
| ZAL    | Zentrum für Angewandte Luftfahrtforschung                                    |

## 1 AUFGABENSTELLUNG

In dem Verbundvorhaben „Betrieb und Zuverlässigkeit eines Brennstoffzellensystems (BeZel) sollten weitere Schritte in Richtung des Betriebs und der Zulassung von brennstoffzellenbetriebenen, multifunktionalen Flugzeugsystemen gegangen werden. Ein wesentlicher Aspekt dabei war neben der Bereitstellung von Wasserstoff und dem zuverlässigen Brennstoffzellenbetrieb die Entwicklung relevanter Peripheriesysteme. Ein solches wichtiges Peripheriesystem ist das sicherheitskritische Feuerlöschsystem für Frachtraum-Anwendungen, das das Sauerstoff abgereicherte Kathodenabgas der Brennstoffzelle (eng. Oxygen Depleted Air ODA) zur Inertisierung des Frachtraums nutzen soll. Ein Feuer im Frachtraum muss schlagartig bekämpft und bis zur Landung sicher unterdrückt werden.

Heutige Löschsysteme für Frachträume von Flugzeugen verwenden ausschließlich das Löschgas Halon 1301, das sehr effizient den chemischen Kettenprozess der Verbrennung unterbricht. Da es in hohem Maß die Ozonschicht angreift und zum Treibhauseffekt beiträgt, wurde seine Produktion mit dem Protokoll von Montreal (1994) verboten. Der Einsatz des Löschgases Halon wird für die Anwendung in Flugzeugfrachträumen ab 2024 für neue Typzulassungen nach einer ICAO-Empfehlung verboten sein. Gegenüber anderen chemischen Löschgasen ist ein Feuerlöschsystem auf Basis Wassernebel und Inertgas die in ihrer Löschwirkung effizienteste und zugleich umweltfreundlichste Alternative zum Halon. Im Brandfall werden durch das Feuerlöschsystem weder Klima gefährdende Stoffe freigesetzt, noch entstehen durch die Löschung aggressive, die Flugzeugstruktur angreifende Verbindungen (z. B. Flusssäure).

In BeZel sollte auf Ergebnissen vorhergehender Vorhaben (z.B. NIP-BRIST) aufbauend ein Wassernebel und Inertgas basierendes Feuerlöschsystem entwickelt werden, das einen gesamtheitlichen Systemansatz mit einem Brennstoffzellensystem verfolgt. Dabei ist das Brennstoffzellensystem ein Notfallsystem (Fuel Cell Emergency Power System FCEPS), das bei einem kompletten Stromausfall elektrische Energie sowie bei einem Frachtraumbrand ODA für das Halten einer geringen Sauerstoffkonzentration im Frachtraum bereitstellen soll. Allerdings ist für eine erfolgreiche Brandunterdrückung durch Inertisierung eine adäquate initiale Brandbekämpfung mittels Kühlung und Sauerstoffverdrängung maßgeblich.

Die Anbindung des Feuerlöschsystems an das FCEPS, insbesondere hinsichtlich des Sauerstoffgehalts der ODA als Funktion der Stöchiometrie auf der Kathode und des ODA-Massenstroms, sowie alle relevanten Schnittstellen sollten im Detail mit dem Verbundführer Airbus abgestimmt werden.

Da im Flugzeug Temperaturen unter dem Gefrierpunkt herrschen können und auch die Gasexpansion bei aktivierter Löschung zur Eisbildung führen kann, waren Konzepte zum Vereisungsschutz zu entwerfen. Eine weitere Aufgabe war eine erste Auslegung für die elektrische/elektronische Ansteuerung des Systems, da sich hieraus Auswirkungen (z.B. zusätzliche Sensorik, Einschränkungen beim Betrieb neue/geänderte Regelalgorithmen) auf das Gesamtsystem ergeben konnten. Im Fokus sollten auch Systemauslegung und Bestimmung von Designwerten für die Löschmittelkonzentrationen unter Berücksichtigung unterschiedlicher Brandlasten und Umgebungsbedingungen stehen. Da keine luft-

fahrtgeeigneten Technologien für ein umweltfreundliches Feuerlöschsystem zur Verfügung standen, sollten entsprechende Systemkomponenten konzipiert und gebaut bzw. beschafft sowie die notwendigen Funktionsnachweise erbracht werden.

Darüber hinaus sollte eine Zulassungsstrategie erarbeitet werden, die den Weg einer möglichen Zulassung des umweltfreundlichen Feuerlöschsystems in Verbindung mit einem Brennstoffzellensystem aufzeigt. Dabei wurde der intensive technische Austausch mit den Luftfahrtbehörden als notwendig erachtet, um so die Festlegung unrealistischer Kennwerte zu vermeiden.

## 2 VORAUSSETZUNGEN UNTER DENEN DAS VORHABEN DURCHGEFÜHRT WURDE

Die Apparatebau Gauting GmbH (AOA) ist eine eigenständige Unternehmenseinheit des Teilkonzerns Diehl Aerosystems aus der Diehl Gruppe. An den beiden Standorten Gilching und Dresden entwickelt, produziert und wartet AOA Systeme und Geräte in den Produktlinien Wasser- / Abwassersysteme, Klimaunterstützungssysteme und Brandschutzsysteme. AOA baut seine technologische Spitzenstellung in diesen Bereichen durch Kooperationen mit Forschungsinstituten und kompetenten Zulieferern kontinuierlich weiter aus.

Im Bereich Wasser- und Abwassersysteme liefert AOA Teilsysteme und Komponenten für die gesamte Single-Aisle Flotte von Airbus sowie die kompletten Systeme für Airbus A330/A340, A340-500/-600 und A350XWB, sowie das Vakuum-Toilettensystem für die Boeing 747-8I. Derzeit befindet sich AOA in der Endentwicklung des kompletten Wasser-/Abwassersystems für die Bombardier Global 7000/8000. Daneben liefert AOA verschiedene Systeme für Geschäftsflugzeuge (Embraer, Gulfstream). Der Bereich Brandschutz produziert Rauchwarngeräte für Airbus A340-500/-600 und A380. Der Militärtransporter A400M wird mit dem gesamten Rauchwarnsystem von AOA ausgerüstet. In diesen Produktbereichen verfügt AOA über langjährig aufgebaute Kompetenz sowie eine moderne Ausstattung an Entwicklungs-Tools, die im Rahmen des Projektes genutzt werden konnten.

In dem vorhergehenden Technologievorhaben „Brennstoffzellen, Integration und Systemtests“ des Nationalen Innovationsprogramms Brennstoffzelle und Wasserstofftechnologie (NIP-BRIST) wurde das grundsätzliche Systemkonzept für ein Feuerlöschsystem für Frachträume auf Basis von Wassernebel und Inertgas als Löschmittel entwickelt: Das Konzept dieses System wurde durch Brand- und Löschtests erfolgreich validiert und ein Technologiereifegrad von TRL 4 erreicht.

Aufgrund der hohen Komplexität des multifunktionalen Ansatzes eines Brennstoffzellensystems wurde von Airbus eine Strategie erarbeitet, die eine schrittweise Einführung der Brennstoffzellentechnologie in Passagierflugzeuge ermöglicht. Die Brennstoffzelle (FCEPS) sollte zunächst die Staudruckturbine als Notfallstromaggregat ersetzen und gleichzeitig im Brandfall zur Feuerunterdrückung eingesetzt werden. Die Konzipierung und Auslegung des Feuerlöschsystems unter Berücksichtigung der Flugzeugintegration hing wesentlich von den Vorgaben des Verbundführers Airbus ab, der für das Gesamtkonzept und die Architektur Brennstoffzellennotsystems FCEPS und den Peripheriesystemen verantwortlich zeichnete. Dies hatte zur Folge, dass bereits validierte Konzepte und Auslegungen im Rahmen von BeZel iterativ überprüft werden mussten.

In der Luftfahrt existieren bis heute keine industriellen Lösungen für den von AOA verfolgten Systemansatz eines umweltfreundlichen Frachtraum-Feuerlöschsystems. Daher war das Vorhaben mit einem hohen technischen Risiko behaftet.

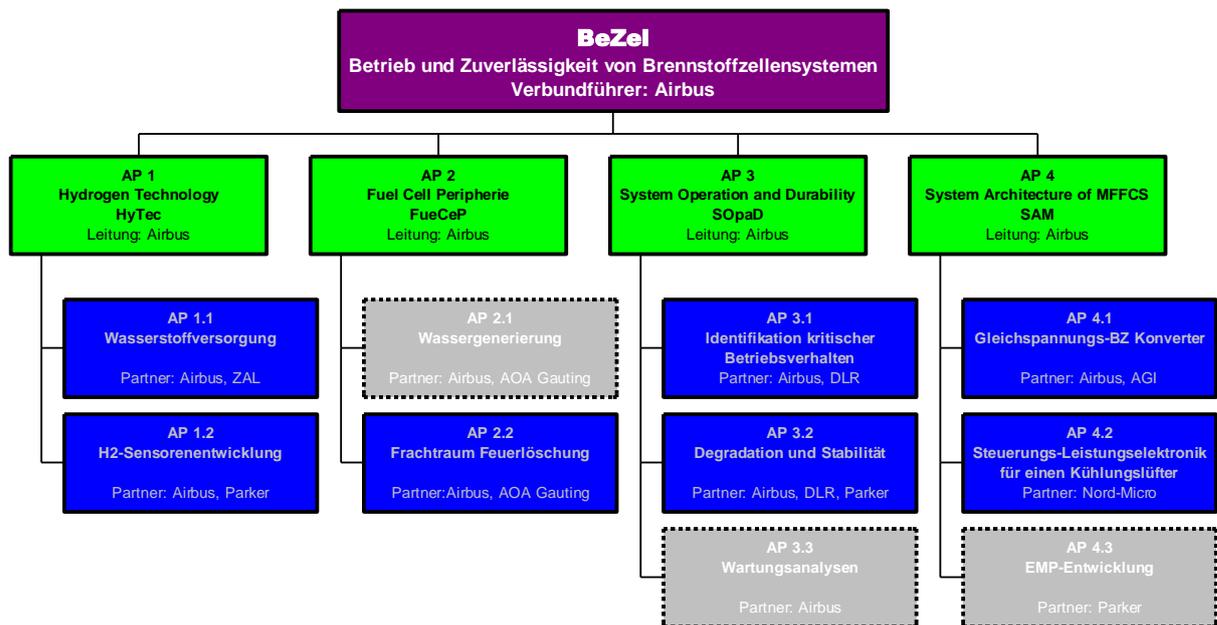
Während der Vorhabenlaufzeit musste im Herbst 2015 der AOA Brand-/Lösch-Systemteststand vom bayerischen Unterföhring in das sächsische Freiberg verlagert werden. Dies war mit einem kompletten Abbau und erneuten Aufbau der Anlage verbunden. Im Rahmen dieses Umzugs wurde die Anlage saniert. So wurden z.B. Strukturteile (Zwischendecke) und Sensoren/Kabel erneuert, da diese durch frühere Testbrände teils beschädigt waren. Ebenso mussten Aspekte der Arbeitssicherheit berücksichtigt werden. Dies erforderte weitere Umbauten um Gefährdungspotentiale (z.B. durch druckführende Komponenten) zu verhindern.

### 3 PLANUNG UND ABLAUF DES VORHABENS

Das vorliegende Projekt war in das von Airbus Operations GmbH geführte Verbundhaben „Betrieb und Zuverlässigkeit eines Brennstoffzellensystems (BeZel) des Nationalen Innovationsprogramms Wasserstoff- und Brennstoffzellentechnologie (NIP) integriert.

Abbildung 3-1 zeigt den Projektstrukturplan des Verbundvorhabens, das in 4 den inhaltlichen Projektzielen zugeordneten Arbeitspaketen aufgeteilt war:

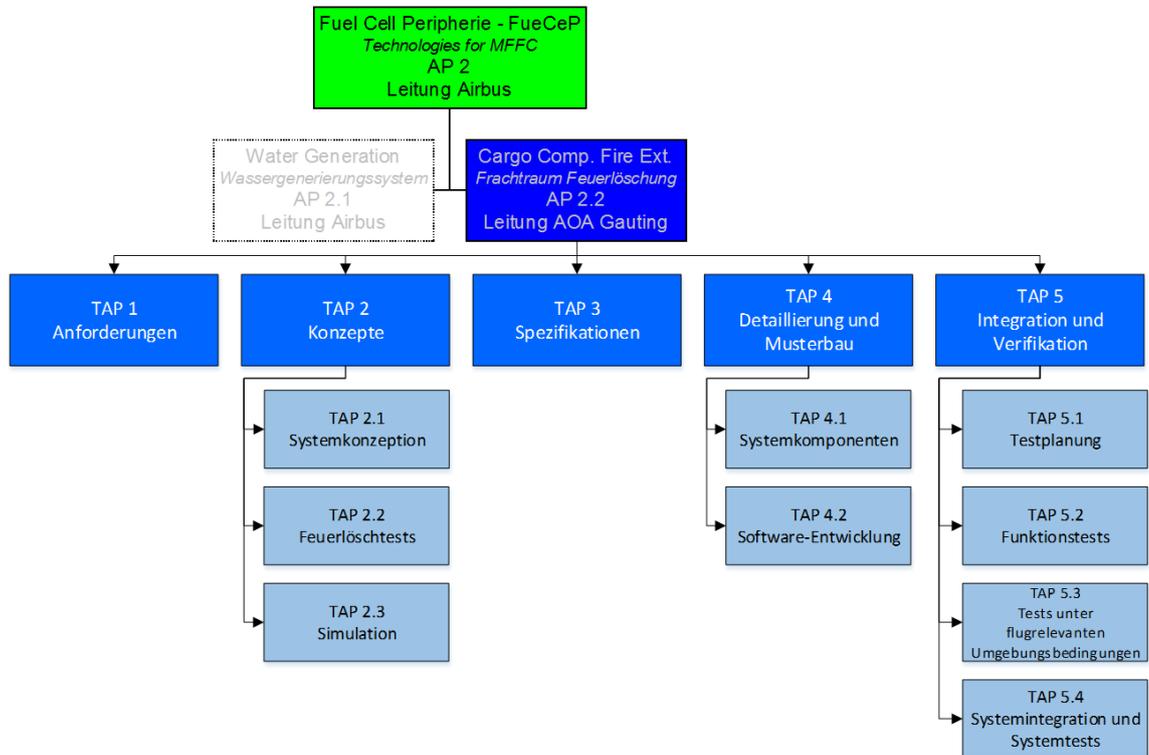
- AP1 „Hydrogen Technology (HyTec)“  
Untersuchung der Wasserstofftechnologie hinsichtlich der Wasserstoffversorgung und Wasserstoffsensoren;
- AP2 „Fuel Cell Peripherie (FueCeP)“  
Anforderungen für die Tankinertisierung und Feuerlöschung in Frachträumen;
- AP3 „System Operation and Durability (SOpaD)“  
Untersuchungen hinsichtlich der Betriebs- und Lebensdauer der Brennstoffzellen;
- AP 4 „System Architecture of MFCC (SAM)“  
Entwicklung der Konvertertechnologie sowie der Lüfertechnologie für ein multifunktionales Brennstoffzellensystem;



**Abbildung 3-1 Projekt-Strukturplan NIP-BeZel**

Das vorliegende AOA Vorhaben wurde innerhalb des AP2.2 Frachtraum-Feuerlöschung durchgeführt. Das Arbeitspaket 2.1 „Wassergenerierung“ war als Gegenstand eines Ergänzungsantrages vorgesehen, der jedoch aufgrund der Rückstellung der Wassergenerierung nicht gestellt wurde.

Wie in vorausgegangenen Technologieprojekten bewährt, war das Teilvorhaben der AOA in aufeinander folgende Phasen unterteilt: Anforderungen – Konzepte – Spezifikationen – Detaillierung und Musterbau – Integration und Verifikation. Den dazugehörigen Projektstrukturplan zeigt Abbildung 3-2.



**Abbildung 3-2 Strukturplan AP2.2 Frachtraum-Feuerlöschung**

Die Arbeits- und Zeitplanung wurden kontinuierlich mit den Verbundpartnern abgestimmt.

Die Arbeitsinhalte von AOA bestanden darin, im TAP 1 die Anforderungen an ein Feuerlöschsystem für die Anwendung im Frachtraum als Peripheriesystem der multifunktionalen Brennstoffzelle zu analysieren und zu dokumentieren. In Kooperation mit dem Verbundführer Airbus wurden die hydraulischen, pneumatischen, mechanischen und elektrischen Schnittstellen abgestimmt, insbesondere wurde die Schnittstelle zu einem Brennstoffzellensystem betrachtet. Von besonderem Interesse ist der für die Brandunterdrückung erforderliche Volumenstrom an Sauerstoff reduzierter Abluft (ODA), die die Brennstoffzelle bereitstellen können muss. Projektbegleitend wurden mit Airbus Ausfall- und Sicherheitsanalysen durchgeführt, die zukünftig im Rahmen der weiteren Systementwicklung aktualisiert werden müssen. Dabei wurden auch relevante Fragestellungen zur Zulassung eines nicht-gasförmigen Löschmittels mit Airbus behandelt.

Im TAP2 wurden ausgehend vom Grundkonzept des Feuerlöschsystems unterschiedliche Konzepte zum Vereisungsschutz untersucht und ein Konzept zur Steuerung und Überwachung des Feuerlöschsystems erstellt. Aus dem Systemkonzept wurden Konzepte für die Kernkomponenten abgeleitet. Im Weiteren wurden verschiedene Feuerlöschtests am DLR,

Trauen und bei der FAA, Atlantic City USA durchgeführt, um die Wirkungsweise des Wassernebels bei schwierigen Brandszenarien (z.B. Li-Ionen-Batteriebrände) zu untersuchen und die Systemgrenzen bzw. Designwerte für die Löschmittelkonzentration zu bestimmen. Zudem wurden Konzepte zum Vereisungsschutz und zur Gasexpansion mit Hilfe von Simulationsmodellen validiert.

Das TAP3 diente der Dokumentation. Es wurden eine Systemspezifikation und mehrere Komponentenspezifikationen erstellt, die die Grundlage für weitere Entwicklungsarbeiten bilden.

Im Rahmen des TAP4 wurden Systemkomponenten beschafft. Hierbei liefen Marktrecherchen von COTS-Komponenten (z.B. Hochdruckbehälter) oftmals ins Leere, da der Markt keine luftfahrtgeeigneten und für die benötigten Druckverhältnisse tauglichen Produkte bietet. Dennoch konnten zumindest für den Labormaßstab geeignete COTS-Komponenten beschafft und in den AOA Brand-/Lösch-Systemteststand integriert werden. Außerdem wurden in diesem Teilarbeitspaket eine Systemsteuerung und Überwachung im LabVIEW® implementiert werden.

Das TAP5 diente der Integration von Komponenten in den Systemteststand sowie der Durchführung von Kalt- und Brand-/Löschtests. Darüber hinaus wurden zulassungsrelevante Methoden und Verfahren zur Charakterisierung von Wassernebel anhand von entsprechenden Tests weiterentwickelt.

Eine Gesamtübersicht der zeitlichen Planung und der Arbeitspakete des Vorhabens bei AOA sind in Abbildung 3-3 dargestellt.

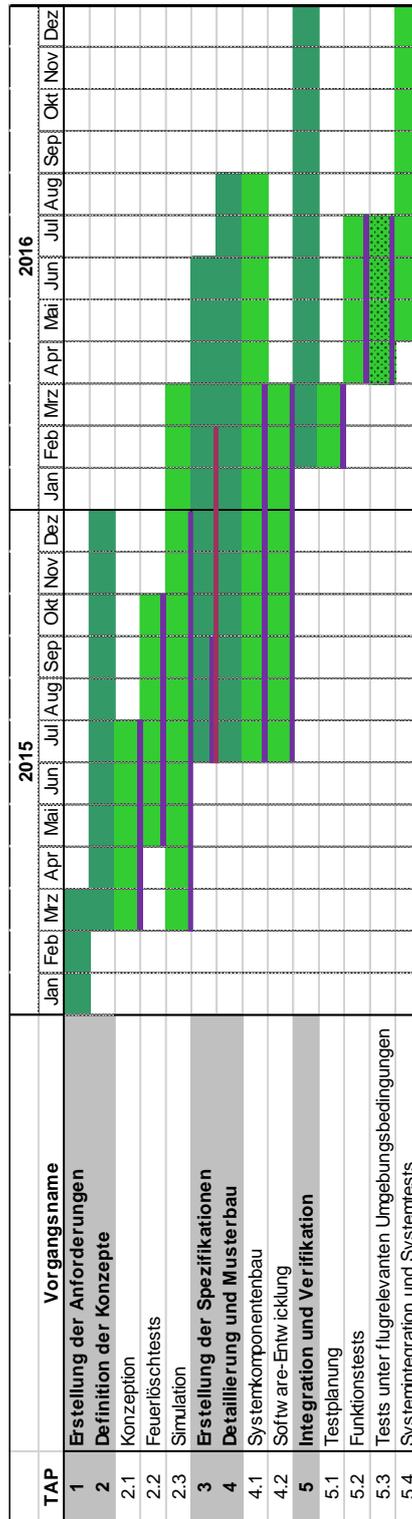


Abbildung 3-3 AOA Balkenplan

#### 4 WISSENSCHAFTLICH TECHNISCHER STAND ZU VORHABENSBEGINN

Der Einsatz eines multifunktionalen Brennstoffzellensystems in der Luftfahrt stellt einen signifikanten Innovationsschritt mit erheblichen Entwicklungsaufwand und –risiken dar. Airbus beschränkte die Multifunktionalität der Brennstoffzelle zu Vorhabensbeginn auf ein Notfallsystem zur Notstromversorgung und dem Feuerlöschsystem als Peripheriesystem der Brennstoffzelle. Die Nutzung der Brennstoffzelle als Inertgasversorgung für ein Feuerlöschsystem findet sich bis heute in keinem anderen industriellen Bereich, ebenso gibt es keine luftfahrtgeeigneten industriellen Lösungen für ein auf Wassernebel und Inertgas basiertes Feuerlöschsystem.

Frachtraum-Feuerlöschsysteme heutiger Flugzeuggenerationen arbeiten aufgrund ihrer hohen Zuverlässigkeit mit Halon, einem Löschgas, das über eine sogenannte Kettenabbruchreaktion den chemischen Prozess der Verbrennung direkt unterbricht und sich seit langem als Feuerlöschmittel in der Praxis bewährt hat. Da Halon aber in hohem Maße die Ozonschicht angreift und zum Treibhauseffekt beiträgt, wurde mit der Unterzeichnung des Protokolls von Montreal seine Produktion ab 1994 weltweit verboten. In der Luftfahrt darf Halon nur noch mit Ausnahmegenehmigungen verwendet werden. Untersuchungen der amerikanischen Luftfahrtbehörde FAA haben gezeigt, dass bisher keine geeigneten chemischen Ersatzmittel existieren. Eine Alternative zum Halonersatz ist bis heute eine Kombination aus Wasser in Form von Feinsttröpfchen (Nebel) zur Kühlung und Inertgas zur Sauerstoffverdrängung in einem zweistufig arbeitenden System.

Zu Vorhabensbeginn hatte AOA bereits in Realversuchen das Konzept der Feuerlöschung mittels Wassernebel und Stickstoff in einer Frachtraumnachbildung erfolgreich validiert und die Löscheffizienz gemäß den Anforderungen der FAA (MPS) nachgewiesen (Proof-of – Concept), sowie mit ihrem Systemteststand einen Technologiereifegrad von TRL 4 erreicht.

Das AOA-Systemkonzept sah vor, dass die Brandunterdrückung in einem 2-stufigen Verfahren erfolgt. In einer ersten Löschphase sollte ein Brand mittels Wassernebel gekühlt und durch eine beginnende Sauerstoffverdrängung unter 12 Vol.% unterdrückt werden. In einer zweiten Phase, der Haltephase, sollte der Sauerstoffanteil im Frachtraum bis zur Landung und Evakuierung der Passagiere (bis zu 240 Minuten) unter 12 Vol.% gehalten werden. Die Wassernebelgenerierung sollte in einem Niederdrucksystem (<20bar) mit einer 2-Phasenströmung und einer geeigneten Kombination von Düsen/Druckblenden erfolgen.

Die flugrelevanten Umgebungsbedingungen stellen für das umweltfreundliche Feuerlöschsystem eine besondere Herausforderung dar. Für den Einfluss von Minus-Temperaturen auf das Löschsystem mussten geeignete Lösungen zum Vereisungsschutz/Auftauen untersucht werden. Die Nutzung von Additiven stellte einen möglichen Vereisungsschutz dar, jedoch gab es keine Erkenntnisse über die Einflüsse von Additiven auf die Wassernebelgenerierung und die Löscheffizienz.

Durch die globale Verbreitung von Konsumelektronik und dem dadurch zunehmenden Luftfrachttransport von Lithium-Ionen-Batterien besteht ein zunehmendes Gefährdungspotential. Halon ist bei Bränden von Lithium-Ionen-Batterien nicht wirksam. Daher stellte sich bei Projektbeginn die Frage nach der Wirksamkeit eines Wassernebel und Inertgas basierenden Feuerlöschsystems bei Lithium-Ionen-Batterie-Bränden.

|  |  |               |
|--|--|---------------|
|  | <p>Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.<br/>© Apparatebau Gauting GmbH</p> | <p>- 15 -</p> |
|--|--|---------------|

## 5 ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN

Am Vorhaben „Betrieb und Zuverlässigkeit eines Brennstoffzellensystems“ (BeZel) nahmen folgende Industrieunternehmen und außeruniversitäre Forschungseinrichtungen als Verbundpartner teil:

- Airbus Operations GmbH, Hamburg (Federführer)
- Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Köln
- Airbus Group Innovations, Taufkirchen
- Nord-Micro GmbH & Co. OHG, Frankfurt/Main
- Parker Hannifin Manufacturing Germany GmbH & Co. KG, Bielefeld
- Zentrum für Angewandte Luftfahrtforschung GmbH, Hamburg

Neben der Projektkoordination nahm die Airbus Operations GmbH als Flugzeughersteller und Systemintegrator folgende Aufgaben wahr:

- Definition der übergeordneten flugzeugspezifischen Anforderungen
- Gesamtarchitektur des multifunktionalen Brennstoffzellensystems und Peripheriesysteme / Feuerlöschsystem
- Definition der Flugzeugschnittstellen / Flugzeugintegration

Darüber hinaus erfolgte im Verbund keine wesentliche Zusammenarbeit mit weiteren Stellen.

Im Unterauftrag waren für AOA folgende Unternehmen tätig:

- Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Trauen  
Brand-/Löschtests in Anlehnung an die MPS (CAN Explosion)
- Fraunhofer Gesellschaft – IFAM, Dresden  
Machbarkeitsstudie zum Einsatz von latenten thermischen Speichern in Flugzeugen (Phasenwechselmaterialien / Simulation Abkühlverhalten)
- Dr Nick Wasser Agentur, Bonn  
Untersuchung anorganischer Additive zur Schmelzpunkterniedrigung von Löschwasser
- Wöhler Technik GmbH, München  
Dichtigkeitstests des Brandraums/Systemteststand
- IBExU Institut für Sicherheitstechnik GmbH, Freiberg  
Bau und Inbetriebnahme mit Optimierung eines Aerosol CAN Explosion Simulators (DOT/FAA/TC-TN 12/11 (Mai 2012))
- CAPTRON Electronic GmbH, Olching  
Anpassungsentwicklung eines Lichtdämpfungsmessgeräts

Die detaillierte Beschreibung der Zusammenarbeit ist in den jeweiligen Abschnitten des Kapitels 7 enthalten.

|  |  |        |
|--|--|--------|
|  | Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.<br>© Apparatebau Gauting GmbH | - 16 - |
|--|--|--------|

## 6 VERWENDUNG DER ZUWENDUNG

### 6.1 Zielsetzungen und Ergebnisse

Eine Gegenüberstellung der Ergebnisse mit den Zielsetzungen des Vorhabens erfolgt in Tabelle 6 1. Die ausführliche Darstellung der erzielten Ergebnisse ist Inhalt des Kapitels 7.

| Zielsetzung lt. Vorhabensantrag   | Ergebnisse des Vorhabens   |
|---|--|
| <p>TAP1 Anforderungen</p> <p>Anforderungen an ein Feuerlöschsystem für Frachtraumanwendungen als Peripheriesystem der multifunktionalen Brennstoffzelle</p>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Zusammenfassung der zentralen Anforderungen an das Feuerlöschsystem als Peripheriesystem eines Brennstoffzellennotfallsystems (FCEPS)</li> <li>• Design-FMEA und Preliminary System Safety Assessment (PSSA)</li> </ul>   |
| <p>TAP2 Konzeption</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Ausgewählte Konzepte für das Feuerlöschsystem und die Komponenten (Wassertank, Ventile, Rohre)</li> <li>• Feuerlöschtests zum Nachweis der Löscheffizienz bei kritischen Brandlasten und unterschiedlichen Randbedingungen</li> <li>• Simulation (Auslegung der Komponenten zur Nebelgenerierung, thermodynamische Temperaturabschätzung bei Gasexpansion)</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Konzeptentwicklung <ul style="list-style-type: none"> <li>➤ Grundkonzept des Feuerlöschsystems</li> <li>➤ Trade-Off Vereisungsschutzkonzepte inkl. Untersuchung von Additiven zur Schmelzpunkterniedrigung</li> <li>➤ Anbindung an das Brennstoffzellensystem</li> <li>➤ Untersuchung von Wasserebeldüsen</li> <li>➤ Steuerungs- und Überwachungskonzept inkl. Steuerungsentwurf für den AOA Brand-/Lösch-Systemteststand</li> <li>➤ Konzepte für die Systemkomponenten (u.a. Bauraumuntersuchung zur Flugzeugintegration)</li> </ul> </li> <li>• Feuerlöschtests <ul style="list-style-type: none"> <li>➤ CAN Explosion Tests (u.a. mit Additiven)</li> <li>➤ Mischbrände bei geringer Inertisierung (Additive)</li> <li>➤ Li-Ionen-Batteriebrände</li> <li>➤ Erweiterung des AOA Brand-/Lösch-Systemteststands</li> <li>➤ CAN Explosion-Simulator</li> </ul> </li> <li>• Simulationstools <ul style="list-style-type: none"> <li>➤ Simulation zur thermischen Analyse von Wassertanks</li> <li>➤ Simulationsergebnisse zur Gasexpansion mittels kaskadierter Druckbehälter</li> </ul> </li> </ul> |
| <p>TAP3 Spezifikationen</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• System- und Komponentenspezifikationen</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Systemspezifikation</li> <li>• Komponentenspezifikationen (Wassertank, Pyroventil, Druckminderer, Druckblenden, Düsen, Verrohrung)</li> </ul>   |
| <p>TAP4 Detaillierung und Musterbau</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Marktrecherche / Make-or-Buy-Analyse</li> <li>• Design der Komponenten und Erstellung der Bauunterlagen</li> </ul>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Design / Beschaffung von Systemkomponenten (Wassertank, Magnetventile, Druckminderer, Druckblenden, Düsen, Verrohrung)</li> </ul>   |

| Zielsetzung lt. Vorhabensantrag  | Ergebnisse des Vorhabens  |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none"> <li>• Beschaffung und/oder Bau von Systemkomponenten</li> <li>• Entwicklung der Systemsoftware</li> </ul>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Systemsteuerung und System-/Sensorüberwachung auf Basis von LabVIEW® inkl. Benutzeroberfläche</li> </ul>   |
| <p>TAP5 Integration und Verifikation</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Integrations- und Testplanung</li> <li>• Funktionstests der Systemkomponenten</li> <li>• Tests unter flugrelevanten Umgebungsbedingungen</li> <li>• Systemintegration und Systemtests</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Integrations- und Testpläne (Erweiterung des Systemteststandes, Komponentenintegration, Durchführung von Kalt- und Brand-/Löschtests)</li> <li>• Durchführung von Dichtigkeits- und Drucktests</li> <li>• Methoden und Verfahren zur Charakterisierung des Wassernebels</li> <li>• Validierter Brand-/Lösch-Systemteststand (Kaltversuche)</li> <li>• Erfolgreiche Brand-/Löschversuche (MPS)</li> </ul> |

**Tabelle 6-1 Gegenüberstellung der Zielsetzungen und Ergebnisse**

## 6.2 Einsatz Personal, Material, Fremdleistung

Der zahlenmäßige Nachweis der Projektkosten liegt dem Projektträger bereits vor.

76,2 % der Projektkosten wurden als Personalkosten für die im vorigen Abschnitt aufgeführten Tätigkeiten verwendet. Der Bedarf an Personal erhöhte sich aufgrund eigener Leistungen im Bereich der Simulation, der Durchführung von Komponententests in Eigenleistung anstelle eines externen Dienstleisters sowie der aufwändigen Vorbereitungsarbeiten von Brand-/Löschversuchen.

Darüber hinaus fielen Materialkosten für die Instandsetzung und Erweiterung des Brand-/Lösch-Systemteststandes (neue Zwischendecke, Sensorik, Installationsmaterial) und die Herstellung bzw. Beschaffung von Systemkomponenten (Wassertank, Druckminderer, Druckblendensatz, Düsensatz, Rohre an. Weitere Materialkosten entstanden durch Materialien und Messvorrichtungen zur Charakterisierung des Wassernebels sowie erforderliche Verbrauchsmaterialien (Stickstoff, Brandlasten) für Kalttests und Brand-/Löschtests.

Kosten für FE-Fremdleistungen entfielen auf CAN Explosion Tests, die Machbarkeitsstudie zum Einsatz von Latentwärmespeichern und Simulation des Abkühlverhaltens von Tanks, der Untersuchung von Additiven zur Schmelzpunktniedrigung, Dichtigkeitstests am Systemteststand, den Bau und die Entwicklung eines Aerosol CAN Explosion Simulators und der Anpassungsentwicklung eines Lichtdämpfungsmessgeräts.

## 7 AUSFÜHRLICHE DARSTELLUNG DER PROJEKTERGEBNISSE

### 7.1 TAP1 Anforderungen

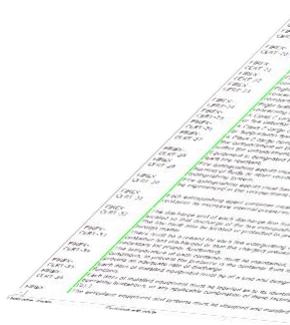
#### 7.1.1 Systemanforderungen

Zu Beginn des Vorhabens wurden in Zusammenarbeit mit dem Verbundführer Airbus die Anforderungen an ein Feuerlöschsystem für Frachträume als Peripheriesystem eines multifunktionalen Brennstoffzellensystems (Fuel Cell Emergency Power System FCEPS) erfasst. Als Basis dienten hierzu primär folgende Regularien und Airbusdokumente:

- CS-25 [L1]
- RTCA DO-160 [L2]
- FAA Minimum Performance Standard (MPS) [L3]
- Airbus Technical Note X2623D14009229 [L4]

Folgende wesentlichen Anforderungen wurden identifiziert:

- Das System soll jede durch die MPS definierte Brandlast an jeder Stelle in einem der Unterflurfrachträume (vorderer oder hinterer Frachtraum – FWD, AFT/BULK) löschen oder zumindest unterdrücken.
- Die Dauer der Löschunterdrückung soll 240 min zuzüglich weiteren 15 min Marge betragen.
- Das Löschmittel soll nicht in der Rohrleitung aufgrund von Feuchtigkeit oder bei tiefen Betriebstemperaturen einfrieren.
- Die Füllstände der Löschmittel sollen überwacht werden.
- Der maximale Druck auf die Dekompressionspanele (cargo rapid decompression panel) soll 90 hPa nicht überschreiten.
- Das System soll in einem Temperaturbereich von -40°C bis +70°C funktionsfähig sein.
- Alle Komponenten des Feuerlöschsystems sollen so ausgelegt sein, dass sie Effekten, wie einem Einschlag eines Aluminium-Geschoßes mit einem Durchmesser von 13 mm und einer Geschwindigkeit von 131 m/s, widerstehen.
- Das Kathodenabgas (ODA) eines Brennstoffzellensystems soll als Inertgas in der Haltephase des Feuerlöschsystems verwendet werden.
- Das Brennstoffzellensystem darf nicht von der Kathodenseite bedruckt werden (Ausgangsdruck ODA 1-2 bar).



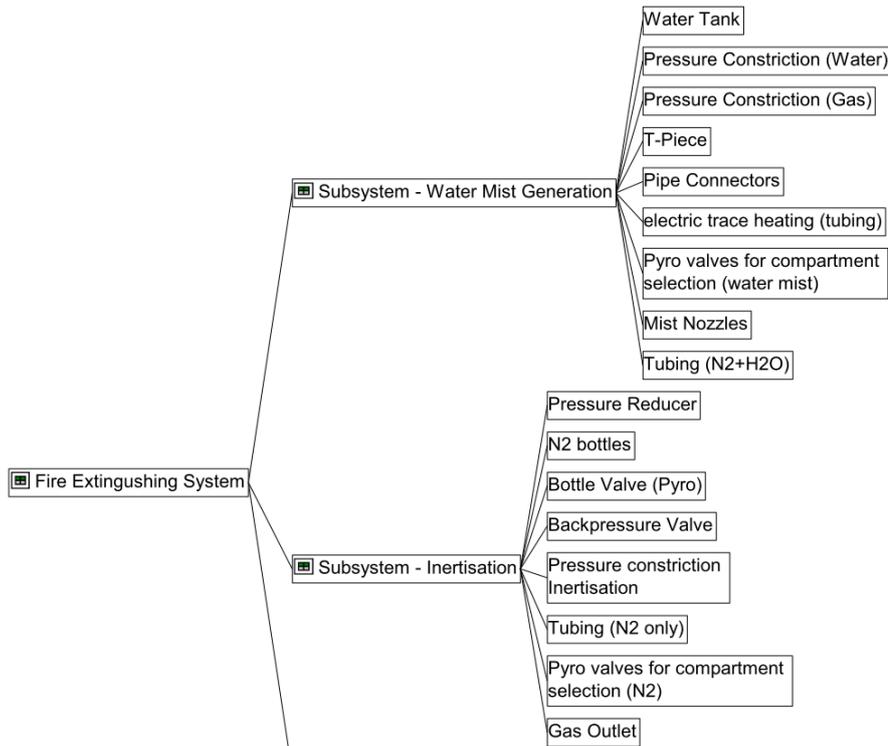
| ID            | Requirement   |
|---------------|---|
| HLR-1.1.5     | The system shall fulfil extinguishing or at least suppression of any MPS defined fire load at any point inside the LDCC (FWD or AFT/BULK).  |
| HLR-2.2.1.9   | Required suppression time shall be 240min plus 15min margin   |
| HLR-2.2.1.15  | It shall be ensured that the extinguishing agent flow will not freeze inside the piping due to high humidity or due to low operational temperature.   |
| HLR-2.2.3.2.3 | The max pressure for the cargo rapid decompression panel will be 90hPa outflow.   |
| HLR-2.3.2.2   | The system should be operable within a temperature range of -40°C up to +70°C.  |
| HLR-2.4.3     | All cargo compartment fire suppression system components must be designed to withstand the following effects, [...] (i) Impact or damage from a 13 mm (0.5inch) diameter aluminium sphere travelling at 131 m/s (430 feet per second) |

**Tabelle 7-1 Zentrale Systemanforderungen**

|  |  |               |
|--|--|---------------|
|  | <p>Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.<br/>© Apparatebau Gauting GmbH</p> | <p>- 19 -</p> |
|--|--|---------------|

### 7.1.2 Design-FMEA und System-PSSA

Im Rahmen der Anforderungserstellung wurde eine Fehlermöglichkeits- und –einflussanalyse (engl. Failure Mode Effect Analysis FMEA) durchgeführt. Diese dient der frühzeitigen Erkennung kritischer Elemente in der Systemkonzeption und ist Grundlage des anschließend, in Kooperation mit Airbus, durchgeführten „Preliminary System Safety Assessment“ (PSSA).



**Abbildung 7-1 FMEA Ausschnitt des Systemkomponentenbaums**

Abbildung 7-1 zeigt einen Teil des im Rahmen der FMEA erstellten Systemkomponentenbaums, anhand dessen die Fehlermöglichkeiten und deren Einflüsse analysiert wurden. Basierend auf der FMEA wurden in der anschließenden PSSA für alle Komponenten des Systems Einzelbetrachtungen erstellt und in einem Technical Memorandum zusammengefasst [D1]. Tabelle 7-2 enthält exemplarisch die detaillierte Komponentenanalyse für einen der Stickstoffbehälter.

**FIREX**  
ATA 26 - Fire Protection  
ATA 26-20 - Extinguishing  
ATA 26-20-xx - Nitrogen Bottle

FMEA Worksheets

Prepared with: **Relex**

| Function Description                       | Failure Mode                     | Cause of Failure                       | Failure Effect, (1) Equipment                          | Failure Effect, (2) Fire Protection System | Failure Effect, (3) Aircraft                 | Failure Detection                     | Compensat. Provisions | Remark   |
|--|----------------------------------|--|--|--|--|---------------------------------------|-----------------------|--|
| N2_BOTTLE                                  |                                  | Bottle                                 |  |  |  |                                       |                       |  |
| Bottle<br>To store nitrogen (pressurized). | Bottle_F01<br>External leakage.  | Mechanical fault. Rupture, crack, etc. | Leakage of nitrogen tank.                              | Loss of pressure and nitrogen.             | Detected loss of the fire protection system. | PS - initial tank pressure gets lost. | Exchange of tank.     | None.  |
|  | Bottle_F02<br>Sealing broken.    | Mechanical fault (if any sealing).     | Leakage of nitrogen tank.                              | Loss of pressure and nitrogen.             | Detected loss of the fire protection system. | PS - initial tank pressure gets lost. | Exchange of tank.     | Is there any sealing? Tank assumed to be permanently sealed, i.e. no O-rings etc. but only the pyro valve. |
|  | Bottle_F03<br>Structural damage. | Mechanical damage.                     | Structural damage without immediate functional impact. | Reduced lifetime. No immediate effect.     | No effect.                                   | N/A                                   | N/A                   | None.  |

**Tabelle 7-2 FMEA Arbeitsblatt – Stickstoff Behälter**

Mithilfe der FMEA und PSSA wurden erste kritische Systemelemente, wie zum Beispiel der Druckminderer oder die Wassertankheizung identifiziert. Im Verlauf der weiteren Entwicklung, hin zur Serienanwendung, werden die Erkenntnisse aus diesen Untersuchungen dazu dienen, die in den Anforderungen definierte Betriebs- und Ausfallsicherheit des Systems zu gewährleisten.

## 7.2 TAP2 Konzepte

### 7.2.1 TAP2.1 Systemkonzeption

Die in diesem Teilarbeitspaket erarbeiteten und ausgewählten System- und Komponentenkonzepte wurden in einem Technical Description Document [D2] zusammengefasst.

#### 7.2.1.1.1 Zusammenfassung von Validierungsergebnissen

In vorangegangenen Vorhaben, wie dem NIP-BRIST, wurden Analysen und verschiedenste Testkampagnen z.B. Brand-Löschversuche, Klimatests durchgeführt, die nicht nur zu einem Proof-of-Concept (TRL4) beitrugen, sondern auch zu einem vertieften Systemverständnis. Diese Validierungsergebnisse wurden in Übersichten, Präsentationen und technischen Notizen aufbereitet und so im Sinne einer Wissensdatenbank zusammengefasst.

#### 7.2.1.1.2 Grundkonzept des Feuerlöschsystems

Das Konzept des Feuerlöschsystems für Frachträume basiert auf den Ergebnissen des Vorgängervorhabens NIP-BRIST. Das Feuerlöschsystem besteht aus einem Wassernebelssystem für die initiale Lösch-/Brandunterdrückungsphase (knock down phase) und einem Inertisierungssystem für die Haltephase (long term suppression) unter Berücksichtigung des im Betrieb der Brennstoffzelle anfallenden Prozessprodukts ODA (oxygen depleted air). Die Löschung erfolgt überwiegend durch die Verdrängung des Luftsauerstoffs im Brandraum durch die Zufuhr des Inertgases. Der Wassernebel dient der Kühlung und entzieht dem Feuer so zusätzlich Energie. Gleichzeitig schützt die Kühlwirkung des Nebels die Flugzeugstruktur vor unzulässig hohen Temperaturen.

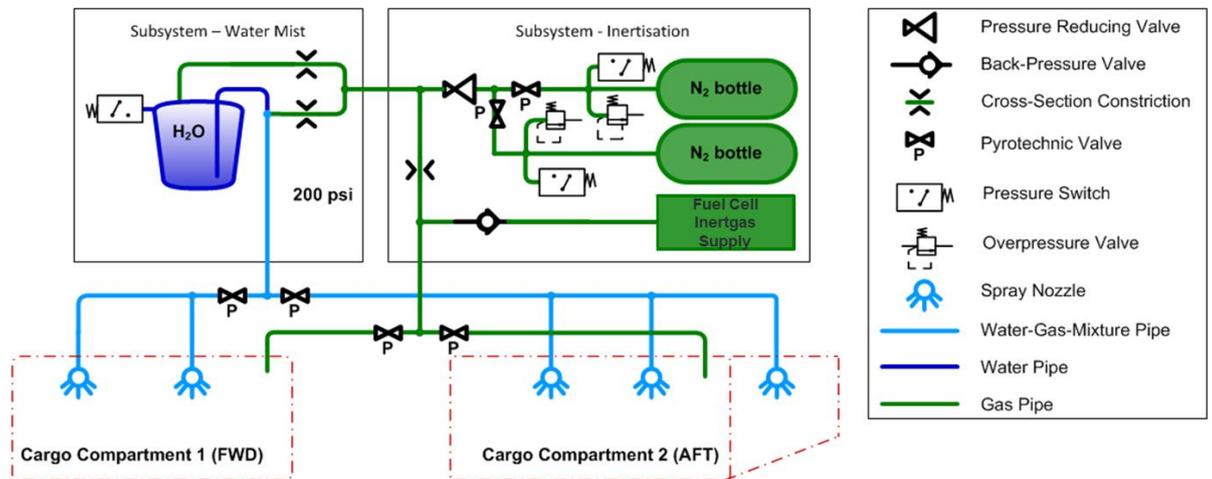
Das Feuerlöschsystem beinhaltet Komponenten für die Speicherung von Wasser und Stickstoff (Knock-down-Phase), die Erzeugung und Verteilung von Wassernebel im Niederdruckbereich (< 20 bar), die Verteilung von Inertgas, die Systemsteuerung und Systemüberwachung, sowie ein Sekundärsystem mit der Bereitstellung von Inertgas/ODA in der Haltephase. Der Knock-down-Phase folgt unmittelbar die Haltephase, in der die Sauerstoff reduzierte Atmosphäre entsprechend der ETOPS-Bedingung (240 min für Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge) bis zur Landung zuzüglich weiteren 15 min für die Evakuierung aufrechterhalten werden muss.

Im Auslösefall wird mit Hilfe von Stickstoffflaschen ein Wassertank bedrückt, in einem Mischpunkt wird eine 2-Phasenströmung aus Wasser und Stickstoff erzeugt, aus der durch die Löschdüsen ein Wassernebel erzeugt wird. Das Inertisierungssystem dient der Sauerstoffverdrängung unter 13,5 Vol.%.

Das Feuerlöschsystem hat Schnittstellen mit folgenden weiteren Flugzeugsystemen:

- Elektrischen Versorgungssystem (Electrical power system and load shedding)
- Rauch- und Branddetektionssystem (Smoke and Fire Detection System SDS)
- Brennstoffzellennotsystem (FCEPS)
- Flugzeugstruktur

Abbildung 7-2 zeigt die pneumatische und hydraulische Systemarchitektur des Feuerlöschsystems.



**Abbildung 7-2 Systemarchitektur**

#### 7.2.1.1.3 Vereisungsschutzkonzept

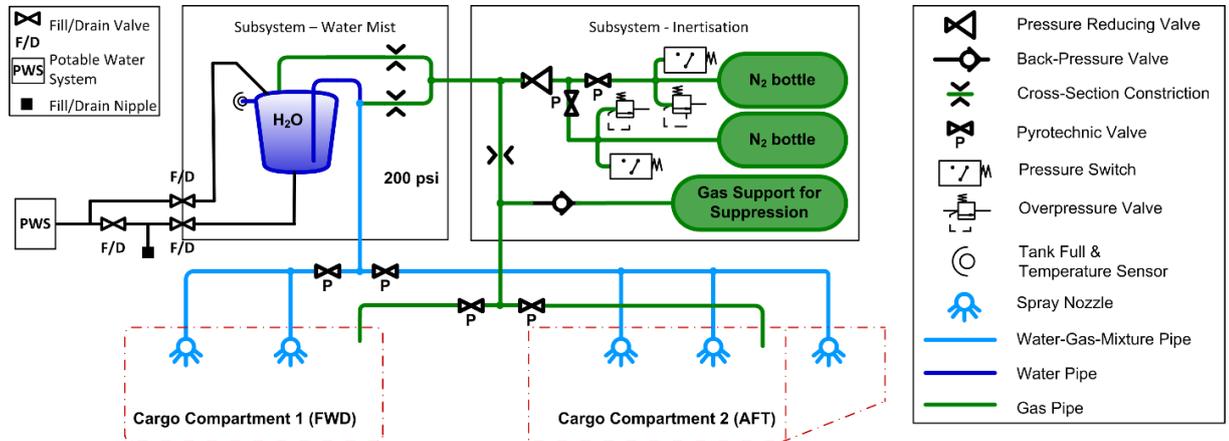
Entsprechend der Ergebnisse der FMEA und PSSA stellt sich der Vereisungsschutz als besonders kritisch dar. Während des Parkens des Flugzeugs bei negativen Temperaturen können Systemkomponenten (z.B. der Wassertank) einfrieren. Auch im Flugbetrieb kann das System an exponierten Stellen bei sehr kalten Umweltbedingungen einfrieren. Es ist jedoch sicherzustellen, dass das Feuerlöschsystem 30 min nach Hochfahren der Flugsysteme (power on) einsatzfähig ist, sowie im Flugbetrieb zuverlässig löschen kann.

Daher wurden hinsichtlich des Vereisungsschutzes mehrere Systemkonzepte entwickelt:

- Kombiniertes System Feuerlöschung/Frischwasser:  
Befüllung und Drainage mit Anbindung an das Frischwassersystem
- Beheiztes System:  
Isolation und Beheizung des Wassertanks
- System mit Zusatz von Additiven:  
Schmelzpunktniedrigung unter Verwendung von Additiven

#### Kombiniertes System Feuerlöschung/Frischwasser

In Abbildung 7-3 ist ein mit dem Frischwassersystem kombiniertes Systemkonzept dargestellt. Dieses Konzept sieht vor, dass das Löschesystem gemeinsam mit dem Frischwasser befüllt und drainiert wird. Die Kopplung erfolgt derart, dass die vorhandenen Befüll- und Drainagestutzen des Frischwassersystems genutzt werden und sich keine geänderte Handhabung für das Bodenpersonal ergibt. Im Anschluss an die Befüllung muss das Löschesystem vom Frischwassersystem getrennt werden, da ein gekoppelter Betrieb beider Systeme aufgrund der unterschiedlichen Design Assurance Level (DAL) technisch nur mit extremen Aufwand umsetzbar wäre. Insbesondere die sichere Trennung beider Systeme im Flug sowie die zwangsläufige Befüllung des Frischwassers vor Flugbeginn stellen in diesem Konzept aber Herausforderungen dar.



**Abbildung 7-3 Kombiniertes Systemkonzept**

### Beheiztes Feuerlöschsystem

Das zweite Systemkonzept (Abbildung 7-4) sieht zum Vereisungsschutz die Verwendung einer Heizung kombiniert mit einer starken Isolierung vor. Während des Fluges soll bei diesem Konzept die Heizung das Wasser im vorbefüllten Tank auf Betriebstemperatur halten. Am Boden dient die Heizung dem Erwärmen und ggf. Auftauen des Wassers, falls das Flugzeug für längere Zeit ohne Stromversorgung in einer sehr kalten Umgebung abgestellt wurde. Hierbei muss das Löschsystem als sicherheitsrelevantes System innerhalb von 30 min ab „Power On“ betriebsbereit sein. Heizung und Isolierung werden so dimensioniert, dass das während des Fluges erwärmte Wasser im Tank erst nach mehr als 48h ohne Stromversorgung und bei kontinuierlichen Temperaturen unterhalb von  $-55^{\circ}\text{C}$  beginnt zu gefrieren. Das Abkühlverhalten des Wassertanks wurde anhand einer Simulation (siehe Kap. 7.2.3.1.1) zur Konzipierung des Vereisungsschutzes auf seine Machbarkeit analysiert.

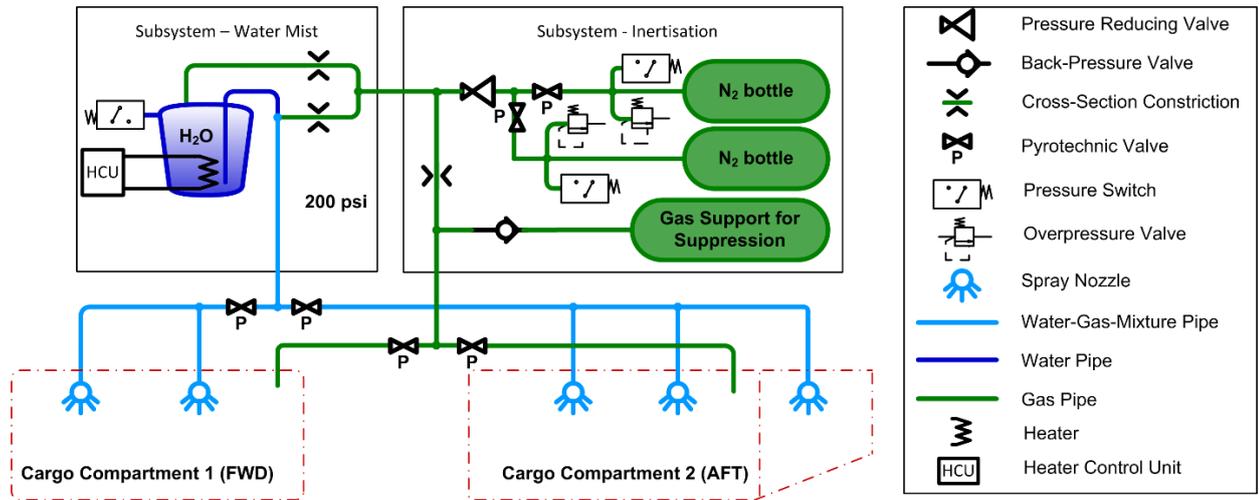


Abbildung 7-4 Beheiztes Systemkonzept

Feuerlöschsystem mit Additiven zur Schmelzpunktniedrigung

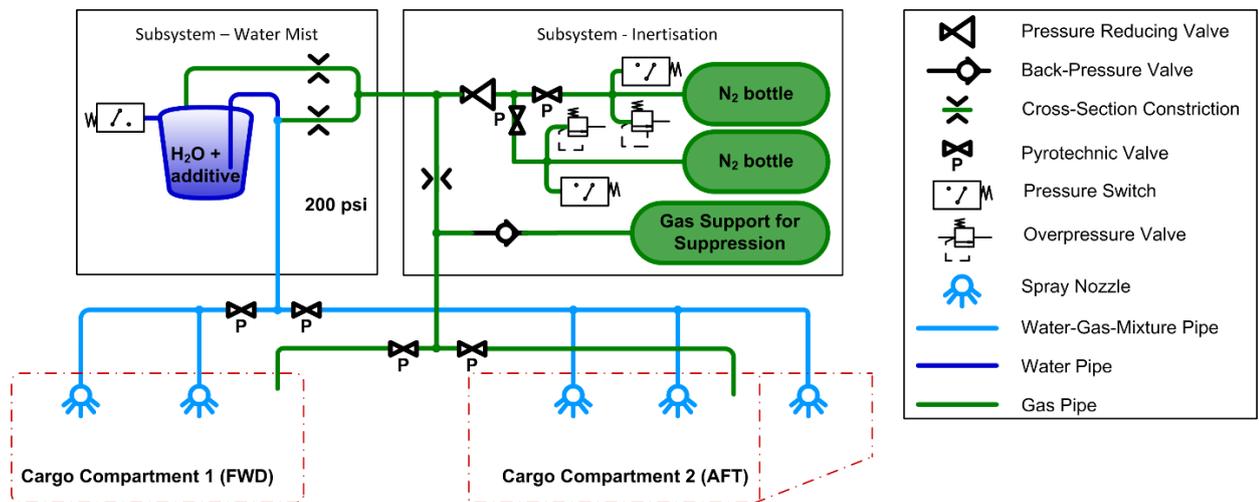


Abbildung 7-5 Systemkonzept mit Additiven

Das in Abbildung 7-5 dargestellte Konzept kann sowohl alleinstehend oder auch in Kombination mit dem beheizten Systemkonzept angewendet werden. Grundlage ist wie beim beheizten Konzept ein vorbefüllter und versiegelter Wassertank, der jedoch nicht zwangsläufig mit einer separaten Heizung ausgestattet ist. Stattdessen wird der Schmelzpunkt des Wassers mittels Additiven so weit reduziert, so dass es auch bei Wassertemperaturen unter dem eigentlichen Gefrierpunkt nicht zur Vereisung kommt.

Zur Untersuchung der Eigenschaften und Eignung von Additiven zur Schmelzpunkterniedrigung wurde Dr. Klaus J. Nick mit der Erstellung eines wissenschaftlichen Gutachtens [D3] im Unterauftrag betraut. Im Rahmen dieses Gutachtens wurden Additive anhand verschiedener Kriterien und Anforderungen, wie Schmelzpunkterniedrigung, Löslichkeit, Korrosivität und Viskosität verglichen und bewertet. Abschließend wurde eine Liste potentieller Additive (Tabelle 7-3) erstellt, sowie eine generelle Kosten-Nutzen-Bewertung zu Additiven durchgeführt.

| Additiv         | Löslichkeit in Wasser bei 20°C [8] | mit (1) abgeschätzte Gefrierpunkterniedrigung bei Sättigung | Bewertung  |
|-----------------|------------------------------------|---|--|
| Lithiumchlorid  | 832 g/L                            | ca. -70°C   | ggf. die Atemwege und die Haut reizend   |
| Natriumchlorid  | 358 g/L                            | -21°C   | keine gesundheitlichen Bedenken  |
| Natriumcarbonat | 217 g/L                            | -12°C   | CO <sub>2</sub> -Freisetzung bei hohen Temperaturen  |
| Lithiumacetat   | 408 g/L                            | ca. -20°C   | ggf. die Atemwege und die Haut reizend, geringe Wahrscheinlichkeit der Freisetzung von Acetaldehyd beim Erhitzen, leichte Entfernung von Rückständen |
| Natriumacetat   | 365 g/L                            | -15°C   | geringe Wahrscheinlichkeit der Freisetzung von Acetaldehyd beim Erhitzen, leichte Entfernung von Rückständen   |
| Natriumformiat  | 550 g/L                            | -25°C   | geringe Wahrscheinlichkeit der Freisetzung von Kohlenmonoxid beim Erhitzen, leichte Entfernung von Rückständen                                       |
| Natriumcitrat   | 425 g/L 1)                         | -12°C   | Lebensmittel-Zusatzstoff, geringe Wahrscheinlichkeit der Freisetzung von Acetaldehyd, Acrolein o.Ä. beim Erhitzen                                    |

**Tabelle 7-3 Potentielle Additive zur Schmelzpunkterniedrigung**

Aufgrund diverser Nachteile, insbesondere die Korrosivität, Ausfall und Kristallisation der Salze, die alle Additive in größerem oder kleinerem Umfang aufweisen, erscheinen Additive abschließend nicht als Vorzugslösung für den Vereisungsschutz. Zudem verändert der Zusatz von Salzen die Viskosität des Wassers, das wiederum Einfluss auf die Wassernebelgenerierung und somit die Eigenschaften des Wassernebels haben würde.

### Konzeptevaluierung und Konzeptauswahl

In Kooperation mit dem Verbundführer Airbus wurden die Systemkonzepte zum Vereisungsschutz diskutiert und bewertet. Die Vorteile und Nachteile/Risiken der einzelnen Vereisungsschutzkonzepte sind in Tabelle 7-4 zusammengefasst.

|                   | Kombiniertes Systemkonzept  | Systemkonzept Beheizung   | Systemkonzept mit Additiven  |
|-------------------|---|---|--|
| Nachteile/Risiken | <ul style="list-style-type: none"> <li>Abgrenzung des Design Assurance Level des Frischwassersystems gegen das Löschsystem</li> <li>Erhöhter Aufwand im Flugbetrieb durch zusätzlichen Bodenservice</li> <li>Hohe Systemkomplexität</li> <li>Problematik einer weltweit guten Wasserqualität</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>Je nach Randbedingungen wie max. Tiefsttemperaturen, Zeitspanne bis Betriebsbereitschaft ist sehr hohe Heizleistung erforderlich.</li> </ul>                                 | <ul style="list-style-type: none"> <li>Korrosivität der Additive</li> <li>Veränderte Viskosität des Wassers</li> <li>Ausfall und Kristallisation von Salzen</li> </ul> |
| Vorteile          | <ul style="list-style-type: none"> <li>Kein Einfrieren möglich, da Drainage</li> <li>Synergien zum Frisch- und Abwassersystem</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>Hermetisch versiegelter Wassertank als LRU</li> <li>Geringer Wartungs- und Serviceaufwand</li> <li>Wassertank Isolierung und Beheizung etablierte AOA-Technologie</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>Hermetisch versiegelter Wassertank als LRU</li> <li>Verbesserte Löschleistung</li> </ul>  |

**Tabelle 7-4 Evaluierung Vereisungsschutzkonzepte**

Die Konzepte wurden hinsichtlich Entwicklungsrisiken, Integrationsaufwand und Einsatzfähigkeit im Flugbetrieb bewertet. Die Isolation und das Beheizen des Wassertanks lassen die geringsten Risiken, sowohl in Bezug auf die Entwicklung als auch im späteren Regelbetrieb erwarten.

Daher wurde für die weitere Entwicklung des Feuerlöschsystems für Frachträume das Systemkonzept mit Isolation und Beheizung ausgewählt, für das im Weiteren 3 Varianten mit entsprechenden Randbedingungen (Tabelle 7-5) unter Hilfenahme von Simulationsmodellen (siehe Kap. 7.2.3) betrachtet wurden.

Die Varianten unterscheiden sich im Isolationsmaterial, in der Stärke der Isolierung des Wassertanks und der Heizleistung.

|                 | Variante A   | Variante B  | Variante C  |
|-----------------|--|---|---|
| Eigenschaften   | <ul style="list-style-type: none"> <li>Starke Isolierung</li> <li>200 W Heizer</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>Isolierung</li> <li>50 W Heizer</li> </ul>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>Schwache Isolierung</li> <li>5 kW Heizer</li> </ul>  |
| Randbedingungen | <ul style="list-style-type: none"> <li>Wassertank im Regelbetrieb dauerhaft beheizt</li> <li>kein Einfrieren bei „unpowered“ Parken &lt; 48 h und &lt; - 40°C</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>Wassertank im Regebetrieb dauerhaft beheizt</li> <li>Ausbau des Wassertank bei „unpowered“ Parken bei T &lt; 0 °C</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>Wassertank im Regebetrieb dauerhaft beheizt</li> <li>Einfrieren bei „unpowered“ Parken jederzeit zulässig</li> </ul> |

|  | Variante A  | Variante B | Variante C   |
|--|---|------------|--|
|  | <ul style="list-style-type: none"> <li>• falls Wassertank gefroren, auftauen innerhalb 12h</li> </ul> |            | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Auftauen und Erreichen der Betriebstemperatur innerhalb 30 min</li> </ul> |

**Tabelle 7-5 Varianten des beheizten Systemkonzepts**

Variante A weist einen Wassertank mit einer starken Isolierung und einer Heizung mit einer Leistung von 200 W auf. Der Wassertank wird im Flugbetrieb beheizt und ist bei  $-40^{\circ}\text{C}$  für ca. 48 Stunden einfriersicher. Im Falle eines Einfrierens wird der Tank über eine längere Zeitspanne aufgetaut. Variante B sieht eine nicht so starke Isolierung des Wassertanks und eine Heizung mit einer schwächeren Leistung von ca. 50 W vor. Wird das Flugzeug stromlos abgestellt, so muss der Wassertank ausgebaut werden. Die Variante C eignet sich für Flugzeuge, die in überwiegend kalten Eisregionen stationiert und betrieben werden. Denn bei dieser Variante darf das Wasser im Löschmittelbehälter im stromlos geparkten Flugzeug einfrieren, es wird bei Inbetriebnahme des Flugzeugs innerhalb 30 min durch eine 5 kW Heizung wieder aufgetaut.

Alle Varianten setzen Rahmenbedingungen (z.B. maximal akzeptable Schmelzzeit bis zur vollen Funktionsbereitschaft, Akzeptanz und Verfahren hinsichtlich Aus- und Einbau des Wassertanks, maximal verfügbare Heizleistung, etc.) voraus, die von Airbus aus den Bereichen Maintainability, Safety und Reliability und Flight Operation im Detail noch untersucht werden müssen.

AOA favorisiert einen Wassertank, der mit Isolierung und Beheizung so ausgelegt ist, dass der Wassertank innerhalb 48 Stunden nach Abstellen bei fehlender Stromversorgung und einer Außentemperatur von  $-40^{\circ}\text{C}$  nicht einfriert. Über 48 Stunden hinaus muss der Wassertank ausgebaut und für die Wiederinbetriebnahme des Flugzeugs wiederum eingebaut werden. Für Flugzeuge, die in überwiegend arktischen Gebieten stationiert und betrieben werden, ist als sogenannte „Cold Weather Option“ Variante C denkbar.

#### 7.2.1.1.4 Anbindung an das Brennstoffzellensystem als Peripheriesystem

Das Feuerlöschsystem soll als Peripheriesystem des Fuel Cell Emergency Powers Systems (FCEPS) ausgelegt werden. Das FCEPS soll dabei als künftiges Notfallsystem im Falle eines Ausfalls der kompletten Bordstromversorgung (Triebwerksgeneratoren, Hilfsturbine, Batterien) die essentielle Stromversorgung der zum Flug notwendigen primären Flugzeugsysteme und Cockpitinstrumente aufrechterhalten und damit die in heutigen Flugzeugen hierfür installierte Staudruckturbine (engl. RAM-Air-Turbine RAT) ersetzen, sowie bei einem Frachtraumbrand Sauerstoff reduzierte Abluft (ODA) der Brennstoffzelle zur Inertisierung des Frachtraums erzeugen.

Im Löschfall muss das FCEPS aktiviert und der optimale Betriebspunkt der Brennstoffzelle für die Erzeugung der ODA mit einer möglichst hohen Sauerstoffreduktion gewählt werden. Die Brennstoffzellen-Kathodenabgas (ODA) des FCEPS mit einer elektrischen Ausgangsleistung von 15kW ist wie folgt charakterisiert [L5]:

|  |  |        |
|--|--|--------|
|  | Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.<br>© Apparatebau Gauting GmbH | - 28 - |
|--|--|--------|

- Sauerstoffgehalt : ~ 10,6 Vol.% (Stöchiometrie  $\lambda = 1,8$ )
- Eingangstemperatur : 20°C bis 70°C
- Eingangsdruck : 1,0 bar bis 2,0 bar (absolut)
- rel. Luftfeuchtigkeit (Eingang) : 100%
- Massenströme der Prozessprodukte in der ODA:
  - Stickstoff (N<sub>2</sub>) : 34,35 kg/h
  - Sauerstoff (O<sub>2</sub>) : 4,35 kg/h

Durch die Abkühlung des Wasserdampfes von der Brennstoffzellen-Kathode bis zum Frachtraum wird Wasser in der Rohrleitung kondensieren. Dieses Wasser darf unter keinen Umständen zum Brennstoffzellensystem zurückfließen. Daher sind Wassersenken und Drainagen vorzusehen.

Des Weiteren darf das Brennstoffzellensystem nicht auf der Kathodenseite bedrückt werden.

Im Löschfall soll das Brennstoffzellensystem des FCEPS die inerte Atmosphäre im Frachtraum bis zum Ende des Fluges und Evakuierung des Flugzeugs aufrechterhalten (Haltephase/long-term suppression). Hierfür muss das Brennstoffzellensystem den Leakage-Volumenstrom des Frachtraums (ca. 9 l/s für ein Single Aisle-Flugzeug) bereitstellen um ein unzulässig starkes Ansteigen des Sauerstoffgehalts zu verhindern. Insbesondere im Sinkflug kann die Brennstoffzelle nicht die Bedrückung des Frachtraums auf Normaldruck leisten, der Druck im Frachtraum kann nur durch das Klimasystem des Flugzeugs angehoben werden (Abbildung 7-6).

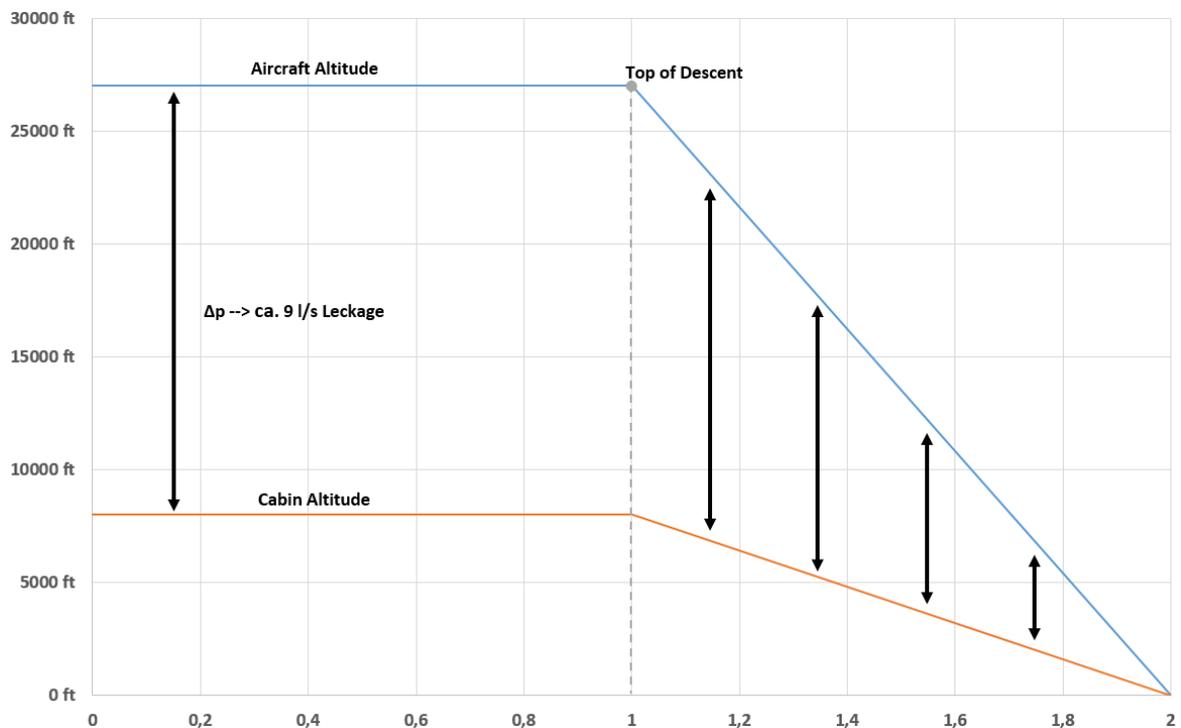


Abbildung 7-6 Flughöhen-Druckverlauf

Allerdings wird durch die Bedruckung des Frachtraums über das Klimasystem zusätzlicher Sauerstoff in den Frachtraum eingebracht, welcher wiederum im Sinkflug nicht von der Brennstoffzelle kompensiert werden kann. Um die Brennstoffzelle für die Inertisierung während des Sinkfluges verwenden zu können, muss demnach das zur Haltephase initiale Inertisierungsniveau auf einen bestimmten Designwert angepasst werden. Dies bedeutet, dass die Inertisierung des Frachtraumes durch das Löschesystem in der Knock-down Phase bis auf dieses Niveau erfolgen muss, das einen Anstieg des Sauerstoffgehalts während der Landung zulässt, ohne dass die für die Löschung notwendige Konzentration überschritten wird. Je nach Höhe dieses Designwerts für das Inertisierungsniveau zu Beginn der Haltephase kann dies erheblichen Einfluss auf die mitzuführende Stickstoffmenge für die Knock-down-Phase haben.

#### 7.2.1.1.5 Untersuchung verschiedener Wassernebeldüsen

Für die spätere Systemintegration ist es von großer Bedeutung, die genauen Eigenschaften der Wassernebeldüsen zu kennen. Insbesondere die Sprühverteilung, die Rückschlüsse auf die Reichweite und Abdeckung einzelner Düsen zulässt, ist hierbei von Interesse. Zur Untersuchung der Sprühverteilung wurde ein aus dem vorangegangenen Forschungsvorhaben BRIST vorhandener Versuchsaufbau verwendet, der es ermöglicht verschiedene Wassernebeldüsen zu vermessen und deren Sprühverteilung zu vergleichen [D4]. Mit Hilfe der gewonnenen Daten lassen sich die Düsen anhand ihrer räumlichen Benetzungsverteilung sowie ihrer über die Zeit insgesamt versprühten Wassermasse charakterisieren. Abbildung 7-7 und Abbildung 7-8 zeigen diese exemplarisch für drei typische Düsenvarianten.

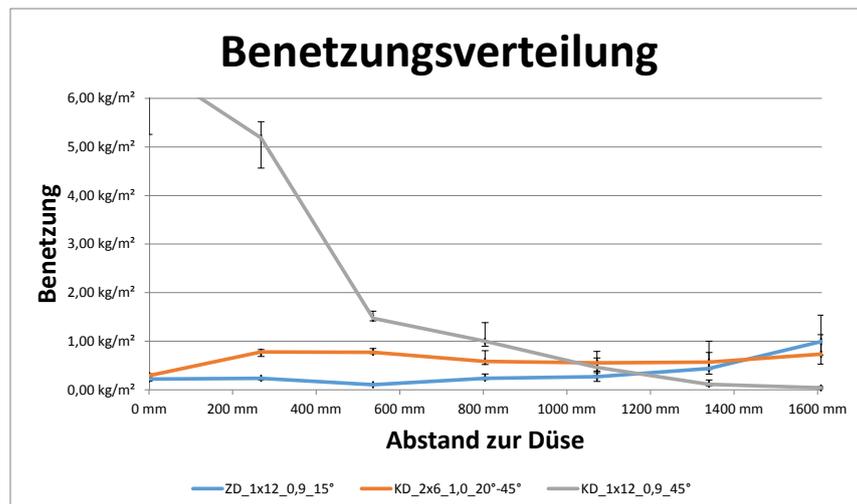


Abbildung 7-7 Benetzungsverteilung vers. Wassernebeldüsen

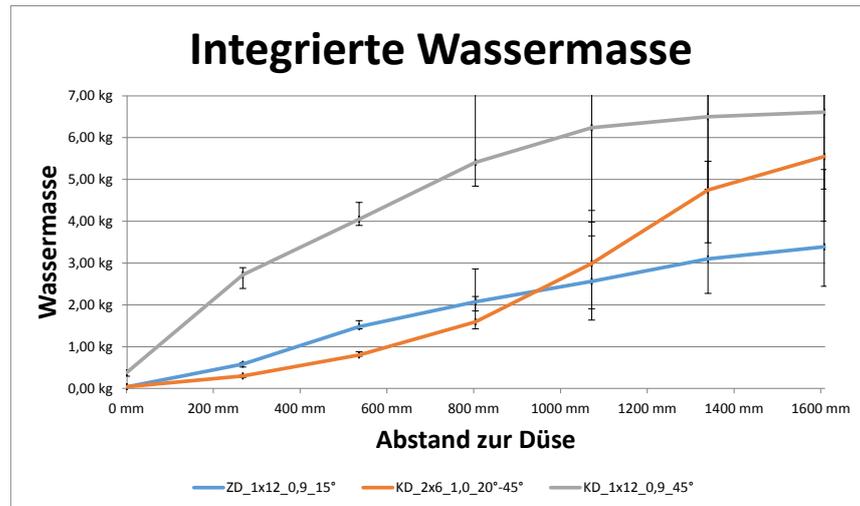


Abbildung 7-8 Integrierte Wassermasse vers. Wassernebeldüsen

Auf Basis dieser aktuellen Messdaten wurden neue Wassernebeldüsen entwickelt. Die Entwicklung verfolgte das Ziel, die Gesamtwassermasse, die eine einzelne Düse einbringen kann, zu erhöhen (Abbildung 7-8, Zielkurve z.B. grauer Verlauf) und aber gleichzeitig eine gleichmäßige Benetzungsverteilung zu gewährleisten (Abbildung 7-7, Zielkurve z.B. oranger Verlauf).

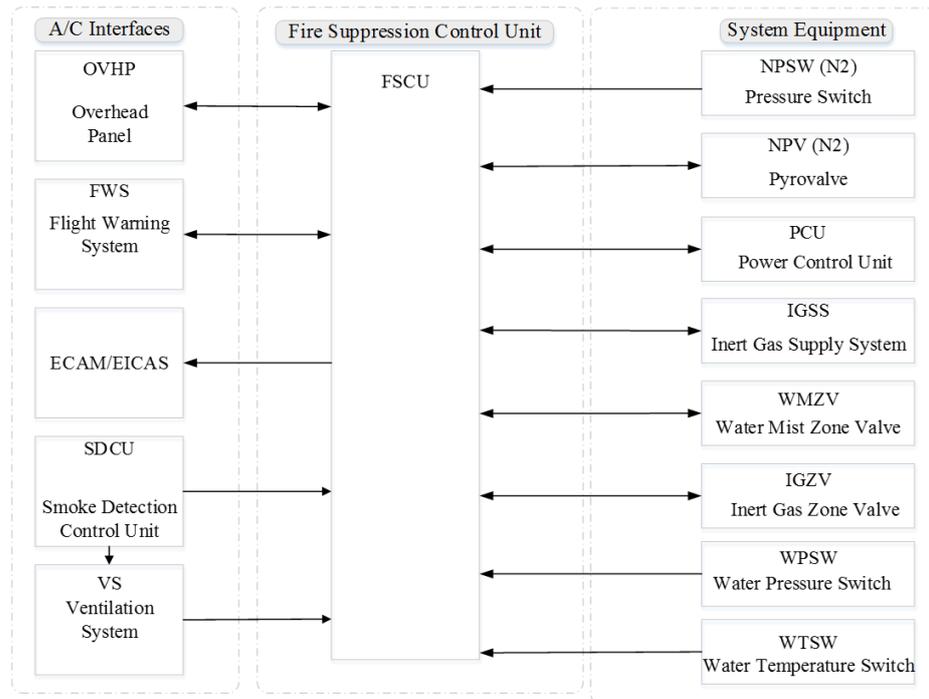
Langfristig muss aber auch der Aufbau selbst weiterentwickelt werden, da die erreichbare Messgenauigkeit noch nicht optimal ist. Vor allem bei fortschreitender Systemintegration müssen neue, unter Umständen sich von den heutigen Düsen stark unterscheidende Düsen, entwickelt und vermessen werden.

#### 7.2.1.1.6 Steuerungs- und Überwachungskonzept

Entsprechend der CS-25 [1] bestehen für das Feuerlöschsystem folgende Anforderungen und Randbedingungen:

- Nach einer im Cockpit angezeigten Rauchwarnung soll das Feuerlöschsystem manuell durch die Flugzeugführer aktiviert werden. Dabei haben die Piloten die Löschung für den Frachtraum auszulösen, für den die Rauchwarnung indiziert wurde.
- Nach Auslösen der Feuerlöschung muss der Löschvorgang vollautomatisch ablaufen, d.h. die Aktuatoren der Systemkomponenten sollen automatisch gesteuert werden und die einzelnen Löschphasen sequentiell ablaufen. Der Übergang zwischen der Knock Down- und Haltephase findet somit automatisiert statt. Zudem kann der Löschvorgang nicht mehr abgebrochen werden.
- Es muss eine Überwachung für die Funktionsbereitschaft der Ventile und Verfügbarkeit der Löschmittel vorhanden sein.
- Nach der Aktivierung des Wassernebel Löschsystems sollen die Komponenten gewartet bzw. ersetzt werden.

Aus diesen Anforderungen ergibt sich, dass für das Wassernebel-Löschsystem eine elektronische Steuerungs- und Überwachungseinheit notwendig ist. Die zentrale Einheit, welche diese Funktion übernimmt und die Schnittstelle zwischen den Komponenten des Löschsystems und den Systemen des Flugzeugs darstellt, ist die „Fire Suppression Control Unit (FSCU)“. Der Zusammenhang zwischen den Flugzeugschnittstellen zu anderen Systemen und den Systemkomponenten über die FSCU ist in Abbildung 7-9 dargestellt.

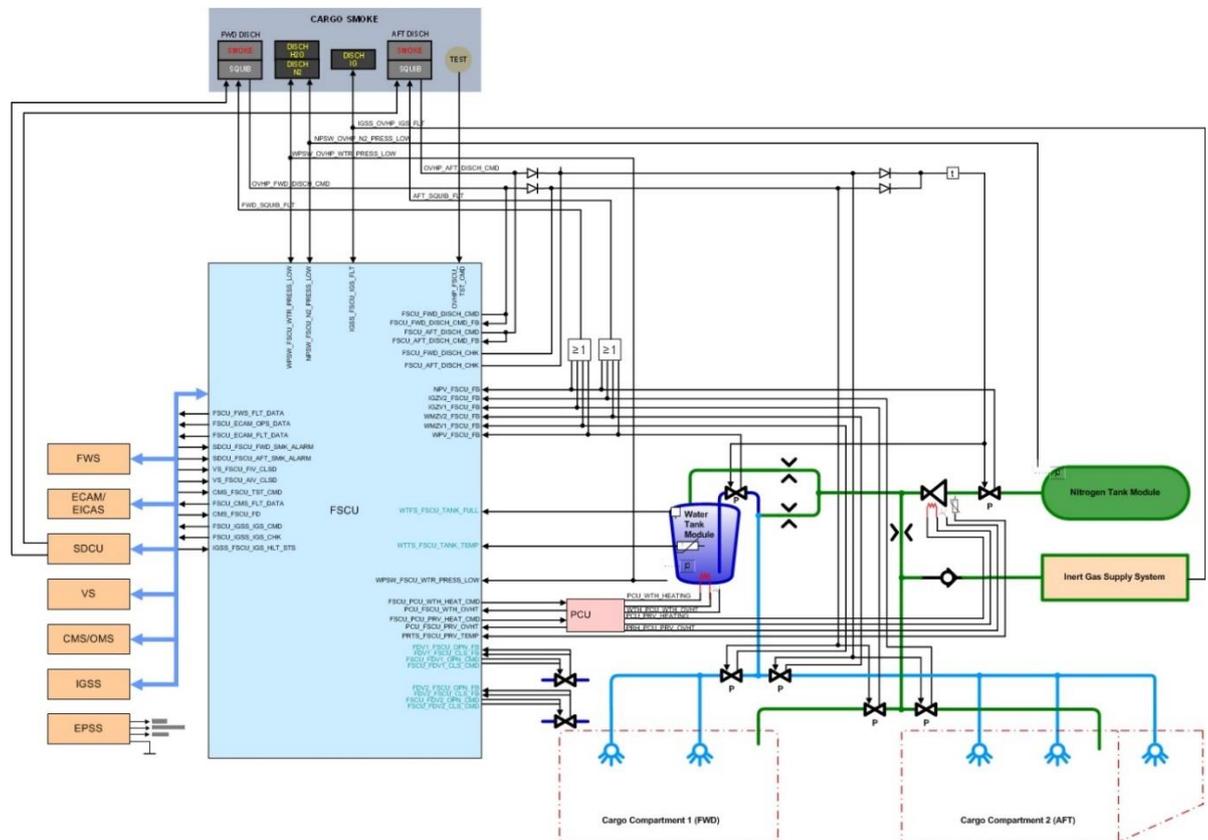


**Abbildung 7-9 Interface Konzept Steuerung mittels FSCU**

Für dieses Konzept wurden zwei Systemtopologien für die elektronische Steuerung und Überwachung des Feuerlöschsystems entwickelt:

- Diskrete elektrische Systemtopologie,
- Smarte CAN-Bus Systemtopologie.

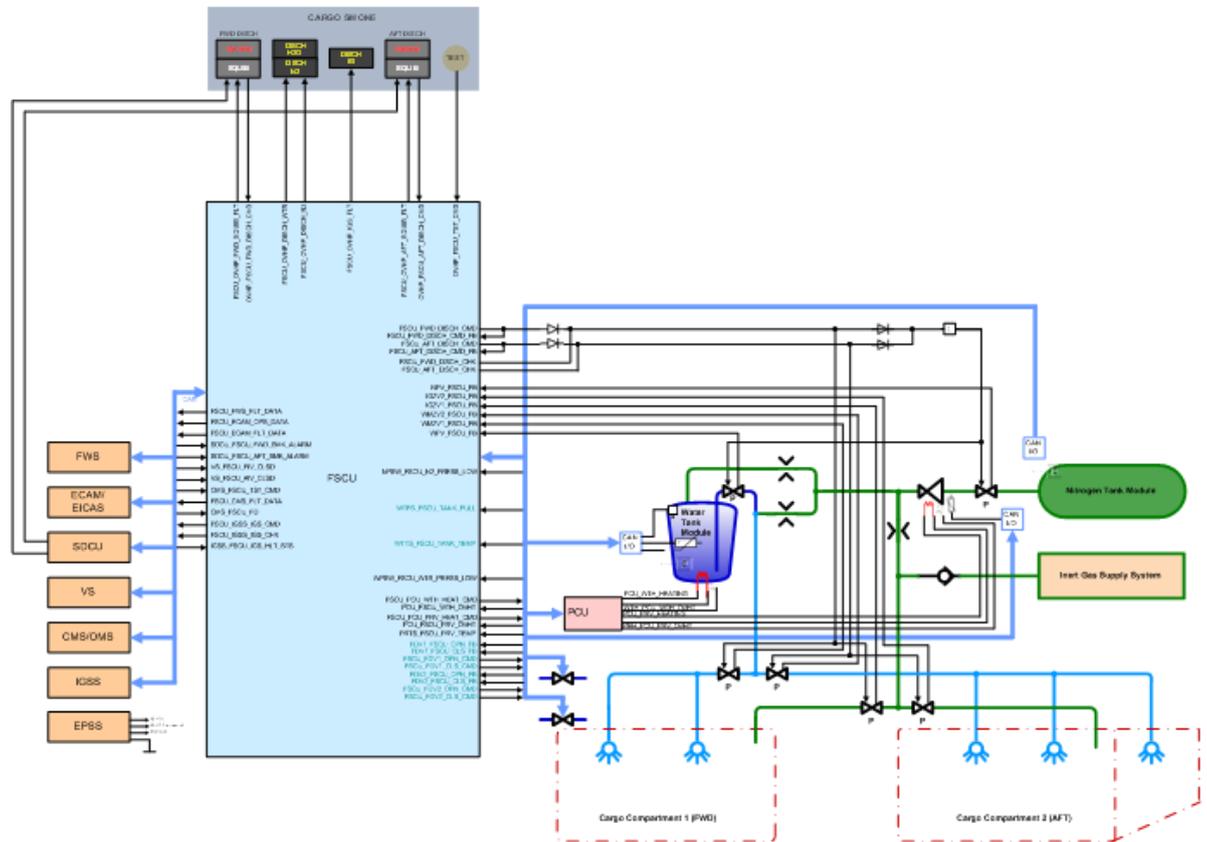
Bei der diskreten elektrischen Systemtopologie sind die Signale zur Steuerung und Überwachung zwischen den Systemkomponenten und der FSCU, sowie zum Overhead-Panel diskret ausgeführt. Informationen zu/von anderen Flugzeugsystemen können sowohl diskret als auch über einen digitalen Datenbus ausgetauscht werden. Der Vorteil besteht in einer einfachen und klaren Sicherheitsbeurteilung sowie einfachen und günstigen Systemkomponenten. Jedoch muss mit erheblichem Gewicht und Installationsaufwand für die Signalleitungen gerechnet werden. In Abbildung 7-10 ist die diskrete elektrische Systemtopologie dargestellt.



**Abbildung 7-10 Diskrete elektrische Systemtopologie**

Bei der smarten CAN-Bus Systemtopologie (Abbildung 7-11) werden die Systemkomponenten mit einem Mikroprozessorsystem ausgestattet und Sensoren mit einem IO-CAN-Expander versehen. Die Systemkomponenten werden über einen zentralen CAN-Bus mit der FSCU verbunden. Die erhöhte Komplexität in der Entwicklung und bei den Safety-Betrachtungen wird durch Gewichtseinsparungen und einen übersichtlich modernen Systemaufbau ausgeglichen.

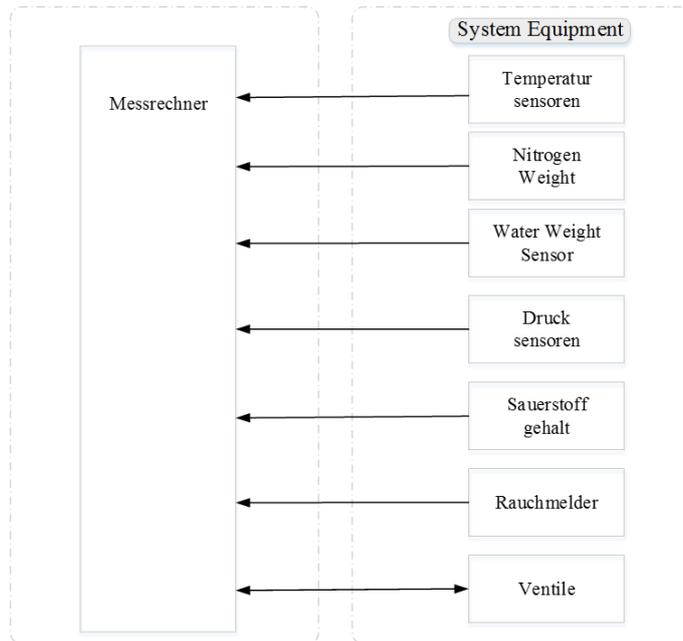
Nach einer Bewertung der zur Auswahl stehenden diskreten elektrischen Systemtopologie und einer smarten CAN-Bus Systemtopologie wurde das diskrete elektrische Steuerungskonzept weiterverfolgt. Diese führt zu geringeren Veränderungen hinsichtlich der Systemtopologie und Signalübertragung im Vergleich zum heutigen Halonsystem.



**Abbildung 7-11 Smarte CAN-Bus Systemtopologie**

Für das im Flugzeug integrierte Wassernebel-Löschsystem ist die Aktivierung des Löschsystems mit Pyroventilen vorgesehen. Diese Ventile haben sich in der Luftfahrt etabliert und werden gegenwärtig für die Steuerung des Halon Löschsystems verwendet.

Das Steuerungs- und Überwachungskonzept wurde hinsichtlich einer Realisierung in die AOA Brand-/Lösch-Systemteststand weiterentwickelt und ein entsprechendes Schnittstellenkonzept für eine automatisierte Versuchsanlage entworfen (Abbildung 7-12). Die Konzeptausarbeitung und die technische Umsetzung zur Integration in den Systemteststand erfolgten im Rahmen einer Bachelorarbeit [D5]. Dabei wurden die Systemsteuerung der Ventile und die Erfassung der Messdaten sowie die Visualisierung von Testparametern in eine LabVIEW®-Applikation implementiert.

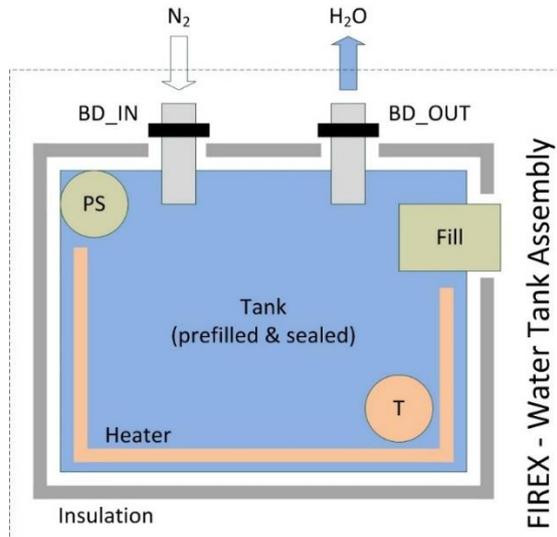


**Abbildung 7-12 Interface Konzept Brandversuchsstand**

#### 7.2.1.1.7 Komponenten Konzeption

##### Wasserdrucktank

Das Konzept des Wassertanks richtet sich maßgeblich nach dem jeweiligen Gesamtsystemkonzept und dem Vereisungsschutz (vgl. Kap. 7.2.1.1.3). In Abbildung 7-13 ist beispielhaft das Wassertankkonzept für das beheizte System dargestellt. Es handelt sich um einen Tank, der ab Werk über einen Befüllstutzen mit Wasser befüllt und hermetisch versiegelt ist. Die Versiegelung erfolgt mittels Berstscheiben (BD\_IN/OUT), die bei einem definierten maximalen Druck brechen und so den Tank öffnen. Zur Statusüberwachung des Tanks im Flugzeug ist ein Druckschalter (PS), wie auch bei aktuellen Halon-Tanks, vorgesehen. Der Tank wird beim Befüllen bereits leicht vorbedruckt, so kann er mittels des Druckschalters auf Leckage überwacht werden. Des Weiteren verfügt der Tank über eine Heizung und einen Temperatursensor zur Steuerung.

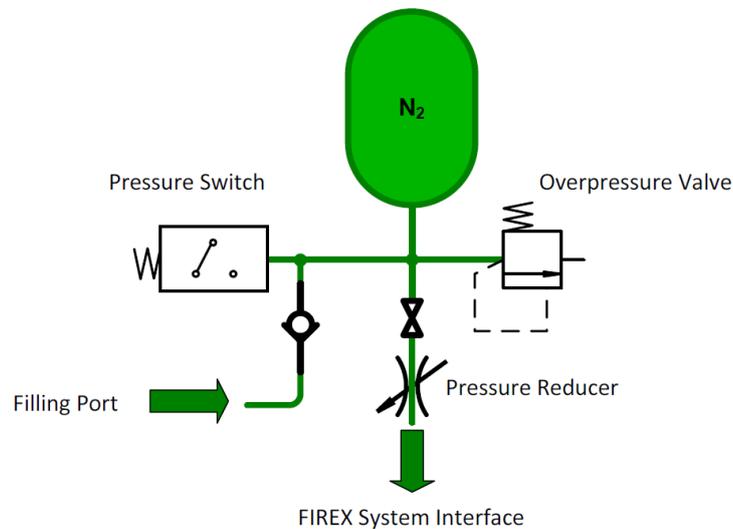


**Abbildung 7-13 Konzeptschema Wassertank**

#### Stickstoff-Druckbehälter

Die Konzeption des Gasdruckbehälters ist für die erfolgreiche Umsetzung und Integration des Löschsystems von besonderer Bedeutung. Um den hohen Anforderungen an das Gesamtsystemgewicht bei gleichzeitig hoher Sicherheit und Zuverlässigkeit gerecht zu werden, orientiert sich das Konzept des Gasdruckbehälters an dem Konzept der bestehenden Halon 1301 Flaschen. Der zu speichernde Stickstoff für die initiale Löschphase ist einer der Gewichtstreiber des Systems. Um diesen in möglichst wenigen und gleichzeitig leichten Behältern zu speichern, muss der Stickstoff bei möglichst hohem Druck gespeichert werden. Daher soll der Gasdruckbehälter aus einem Faserverbundwerkstoff hergestellt werden. Der maximale Speicherdruck, der mit US-amerikanischen DOT-Vorschriften in Einklang zu bringen ist, beträgt 344 bar. Das Problem bei höheren Drücken ist nicht die grundsätzliche Realisierbarkeit, sondern die Transporterlaubnis des befüllten Behälters auf öffentlichen Straßen.

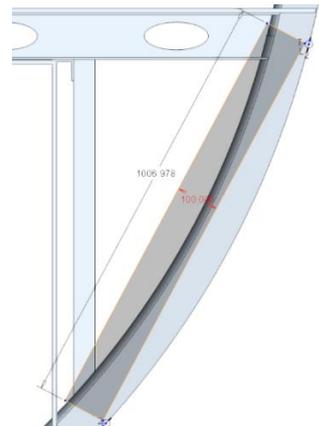
Die große Herausforderung beim Einsatz eines Behälters aus einem Faserverbundwerkstoff besteht in der Integration der benötigten Anschlussarmaturen. So muss der Gasdruckbehälter mit einem Druckschalter, einem Überdruckventil, einem Pyroventil und einem Befüllstutzen ausgerüstet sein. Der Druckschalter hat dabei eine Doppelfunktion, zum einen dient er der Leckageüberwachung und zum anderen signalisiert er den Start der Löschung im Falle einer Aktivierung. In einer gewichtsoptimierten Auslegung gibt es nur einen Flansch am Gastank, die Anbauteile werden einem Verteiler am Tank angegliedert. Eine schematische Skizze des konzipierten Gasdruckbehälters ist in Abbildung 7-14 dargestellt.

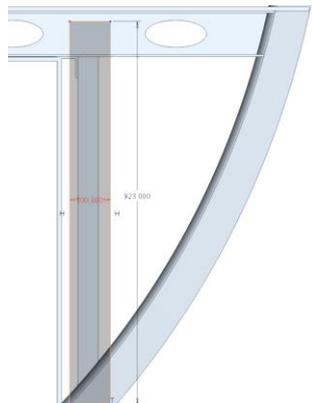
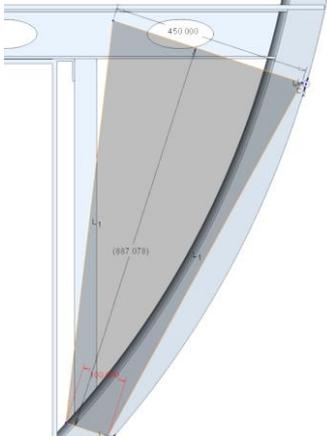
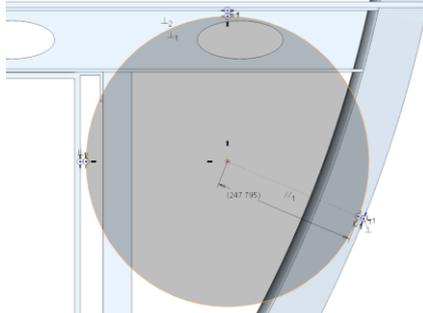


**Abbildung 7-14 Konzeptschema Gasdrucktank**

Um den Stickstofftank hinsichtlich seiner Geometrie und Einbaulage zu konzipieren, wurde der zur Verfügung stehende Bauraum im Dreiecksbereich eines Single-Aisle-Flugzeugs untersucht. Aus Sicht der Produktionstechnik kommen als mögliche Formen nur Zylinder, Kegelstumpf und Kugel in Frage. Die Einbaulage ist entweder schräg hochkant oder senkrecht möglich. Ein liegender Einbau ist aufgrund des Gefährdungspotentials von sich lösenden Armaturen nicht möglich. Zudem sind in regelmäßigen Abständen statisch relevante Spanten senkrecht hinter der Frachtraumwand angebracht, die bei einem Wechsel des Tanks zu Wartungszwecken nicht entfernt werden können.

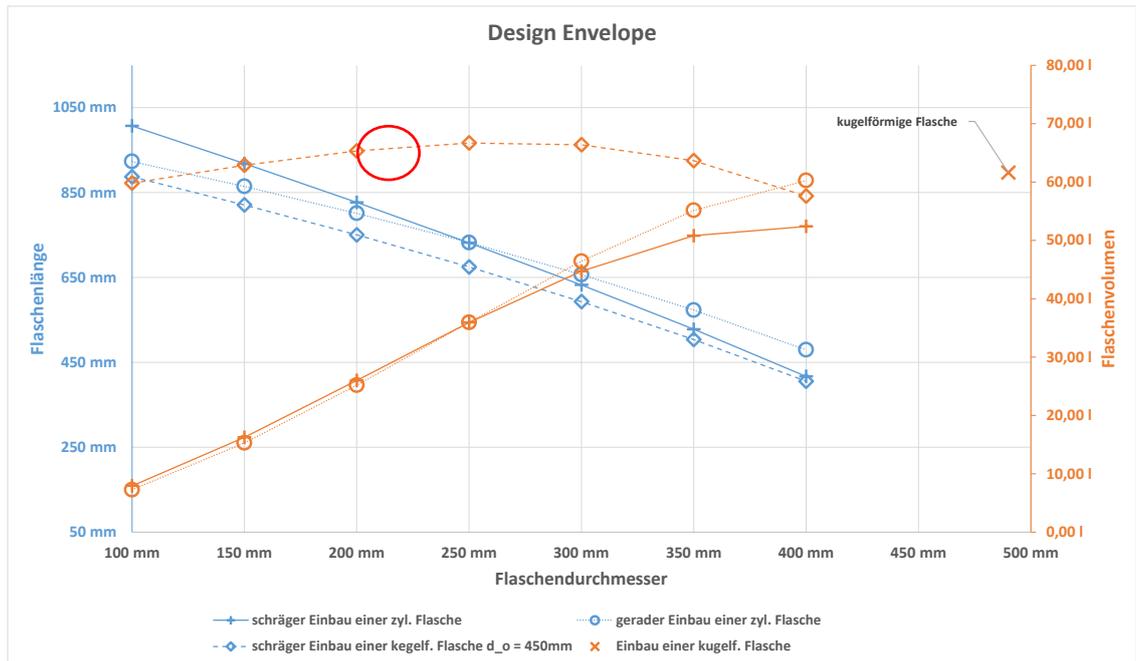
In der folgenden Tabelle 7-6 sind die relevanten Einbausituationen dargestellt.

|   |   |
|---|---|
|  | <ul style="list-style-type: none"> <li>• schräger Einbau eines zylinderförmigen Tanks</li> <li>• variiert wird der Durchmesser (rot)</li> <li>• die maximale Länge des Tanks ergibt sich aus den geometrischen Randbedingungen</li> </ul> |
|---|---|

|   |   |
|---|---|
|    | <ul style="list-style-type: none"> <li>• gerader Einbau eines zylinderförmigen Tanks</li> <li>• variiert wird der Durchmesser (rot)</li> <li>• maximale Länge des Tanks ergibt sich aus den geometrischen Randbedingungen</li> </ul>  |
|   | <ul style="list-style-type: none"> <li>• schräger Einbau eines kegelstumpfförmigen Tanks</li> <li>• variiert wird der kleinere Durchmesser (rot)</li> <li>• der größere Durchmesser bleibt unverändert (450mm)</li> <li>• maximale Länge des Tanks ergibt sich aus den geometrischen Randbedingungen</li> </ul> |
|  | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Einbau eines kugelförmigen Tanks</li> <li>• maximaler Durchmesser des Tanks ergibt sich aus den geometrischen Randbedingungen</li> </ul>   |

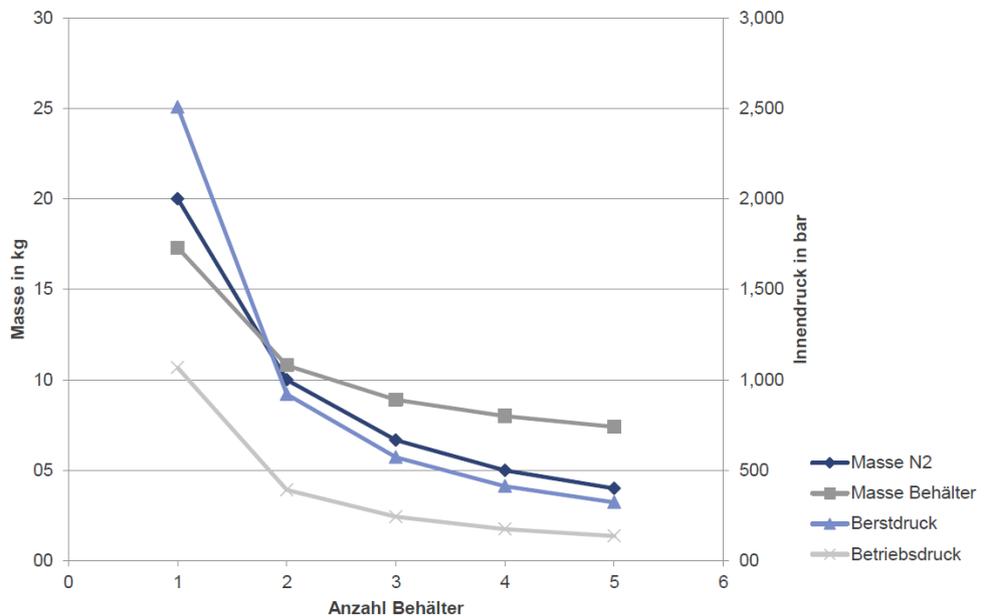
**Tabelle 7-6 Einbausituation für verschiedene Geometrien**

Das nachfolgende Diagramm (Abbildung 7-15) zeigt die daraus resultierenden Längen der Tanks in Abhängigkeit vom Durchmesser (blau). Das aus der jeweiligen Geometrie resultierende Bauraum-Volumen ist in Orange dargestellt. Die optimale Einbaugeometrie rot markiert.



**Abbildung 7-15 Design-Envelope und Flaschenvoumen des Gasdrucktanks**

Basierend auf dieser Geometrievorgabe wurde abgeschätzt, wie viele Flaschen zum Transport von 20 kg Stickstoff benötigt werden. Die Gewichtsabschätzung wurde für HT-Kohlefaserertanks durchgeführt (Abbildung 7-16).



**Abbildung 7-16 Kennwerte des Stickstoff-Druckbehälters in Abhängigkeit der Anzahl**

Aus den verkehrsrechtlichen Vorgaben für maximale Betriebsdrücke folgt, dass für 20 Kilogramm Stickstoff zwei Tanks verwendet werden müssen. Eine höhere Anzahl ist zwar möglich, jedoch steigt das Gesamtgewicht entsprechend an.

## 7.2.2 TAP2.2 Feuerlöschtests

### 7.2.2.1.1 CAN Explosion Test

Zur weiteren Systemoptimierung, insbesondere der allgemeinen Gewichtsoptimierung, hat es sich im Vorhabenverlauf als notwendig erwiesen, ergänzende CAN Explosion Tests durchzuführen. Der sog. CAN Explosion Test hat sich im Rahmen vergangener Versuchsreihen als kritischster Löschtest des Minimum Performance Standards (MPS) erwiesen. Je nach eingestellten Systemparametern, wie die Dauer der Löschung oder die eingebrachte Stickstoffmenge, wird der Test entweder problemlos bestanden oder ist ein kompletter Misserfolg. Um mehr Sicherheit bei der Systemauslegung zu erlangen, war es das Ziel der neuen Versuchsreihe, die zum sicheren Bestehen des Tests notwendigen Systemparameter und Grenzen zu bestimmen.

Es wurde eine Versuchsreihe mit insgesamt 12 Versuchen in Kooperation mit dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) am Brandversuchslabor in Trauen durchgeführt. Anhand der Versuche konnten sowohl die für das Bestehen des Tests kritischen Systemparameter als auch die Grenze zum Nichtbestehen bestimmt werden. Insbesondere die eingebrachte Stickstoffmenge hat sich hierbei als entscheidend erwiesen, da sie letztendlich den Restsauerstoffgehalt im Test-Compartment bestimmt. Dieser wiederum konnte klar als entscheidendster Faktor zum Bestehen des CAN Explosion Tests identifiziert werden.

Ebenfalls im Rahmen der CAN Explosion Versuchsreihe wurden Versuche zur Untersuchung der Löschwirkung von Additiven zum Vereisungsschutz durchgeführt. Hierzu wurde als Ausgangsbasis eine Systemeinstellung gewählt, bei der der CAN Explosion Test gerade noch bestanden wird. Ziel war es zu untersuchen, ob das Hinzufügen von ca. 5,5% Kochsalz zum Löschwasser die Löschleistung verschlechtert. Eine Verschlechterung der Löschleistung durch Additive wäre ein Ausschlusskriterium für deren Verwendung. Alle drei durchgeführten Versuche zeigten keine Verschlechterung der Löschleistung, im Gegenteil deutet sich sogar eine leichte Verbesserung der Löschleistung an. Eine eindeutige Aussage hierzu kann jedoch nicht getroffen werden, da es aufgrund des Salzwassers zu Problemen mit der Messwerterfassung kam. Weiterführende Versuche zur Löschwirkung von Additiven wurden im weiteren Vorhabenverlauf durchgeführt (s. Kap. 7.2.2.1.2).

### CAN Explosion Simulator

Im Rahmen der fortschreitenden Entwicklung des Löschsystems hat es sich als erforderlich erwiesen, dass alle vier von der FAA definierten Brandtest-Szenarios der MPS regelmäßig durchgeführt werden. Insbesondere die Durchführung des CAN Explosion Tests ist dabei von besonderer Bedeutung, da dieser Test allgemein hin als kritischster Test hinsichtlich seiner Gefährlichkeit angesehen wird. Da es sich bei dem CAN Explosion Test um eine simulierte Aerosolgas-Explosion handelt, wurde der Bau eines CAN Explosion Simulators

als Testgerät und die Durchführung der Versuche im Unterauftrag an die IBExU Institut für Sicherheitstechnik GmbH vergeben.

Der CAN Explosion Simulator (Abbildung 7-17) wurde nach FAA Vorgaben [L6] gebaut und im Rahmen von ersten Kaltversuchen auf Betriebssicherheit hin getestet.



**Abbildung 7-17 CAN Explosion Simulator**

#### 7.2.2.1.2 Mischbrände bei geringer Inertisierung und Löschwirkung von Additiven

In Zusammenarbeit mit dem FAA William J. Hughes Technical Center (USA) wurde an deren Full-Scale Fire Test Facility eine Versuchsreihe zur Untersuchung der Löschwirkung des Löschsystems bei geringer Inertisierung durchgeführt. Zusätzlich wurden im Rahmen dieser Versuchsreihe weiterführende Untersuchungen zur Löschwirkung von Additiven und zu Li-Ionen-Batterie-Bränden durchgeführt. Insgesamt wurden 17 Versuche mit Mischbränden, „half load“ Kartonfeuer und Kerosinbränden, und 6 Li-Ionen-Versuche durchgeführt. In dieser Versuchsreihe enthalten sind 4 Versuche zur Löschwirkung von Additiven auf Mischbrände.

Die Versuchsreihe im Technical Center der FAA hat erneut bestätigt, dass das Wassernebel-Löschsysteem auch bei geringer Inertisierung eine ausreichende, die Flugzeugstruktur vor Schäden schützende Kühlwirkung erzeugen kann. Bei allen durchgeführten Versuchen lagen die Temperaturen in der Nähe der Flugzeugstruktur über den gesamten Versuchsverlauf zum Teil deutlich unterhalb der in der MPS definierten kritischen Temperatur von 93°C. In einzelnen Fällen wurde das Feuer vollständig gelöscht, dies ist jedoch deutlich von der Art der Brandlast abhängig. So konnten 4 von 6 Kerosinbränden auch ohne Inertisierung vollständig gelöscht werden, wohingegen nur 1 von 5 Kartonbränden vollständig gelöscht werden konnte.

Die starke abschirmende Wirkung des Wassernebels wird beim Vergleich von Abbildung 7-18 und Abbildung 7-19 besonders deutlich. Trotz des noch brennenden Kerosinfeuers ist die Umgebungstemperatur und vor allem die Temperatur der Frachtraumwände nicht messbar erhöht (75°F ~ 23°C).

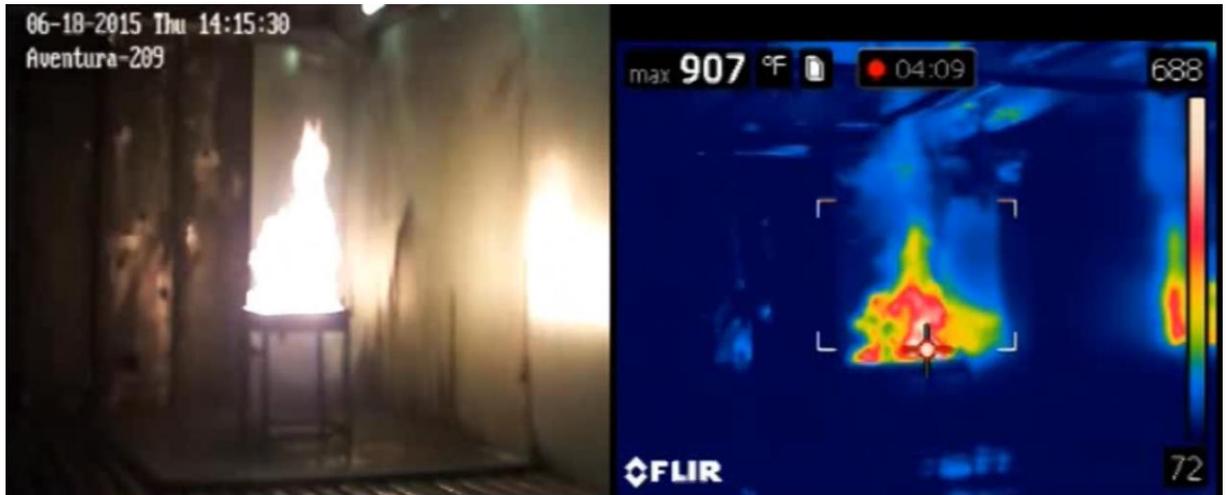


Abbildung 7-18 Kerosinbrand 2s nach Zündung

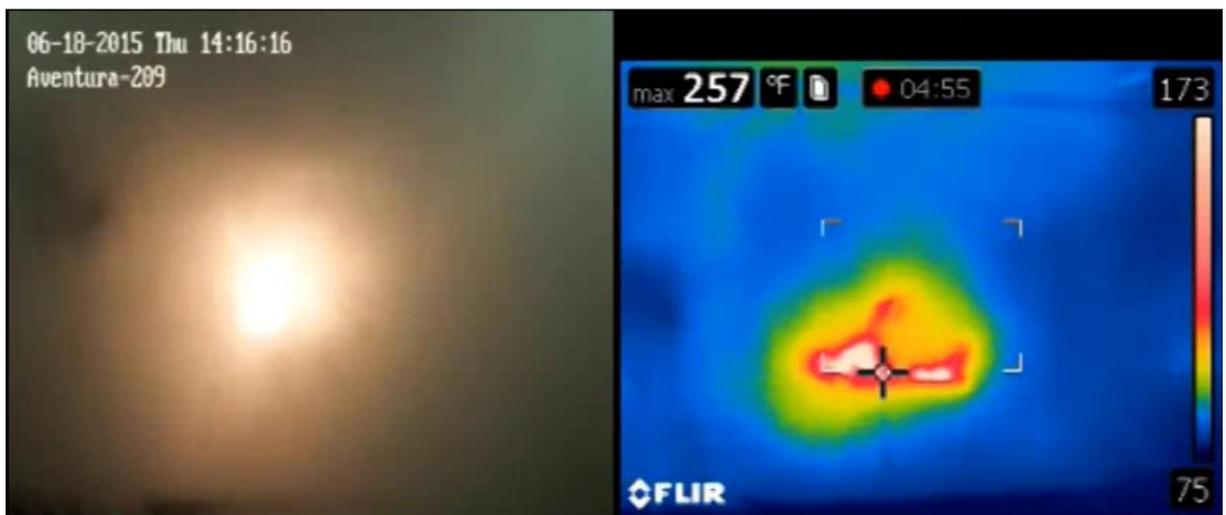


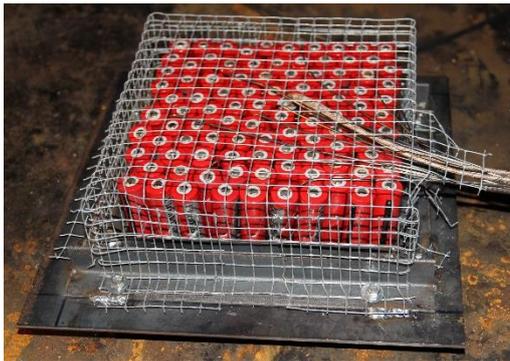
Abbildung 7-19 Kerosinbrand 40s nach Löschbeginn

Die Untersuchung der Löschwirkung von Additiven erfolgte analog zu den beim DLR in Trauen durchgeführten Versuchen mit einer ca. 5,5% Kochsalzlösung. Ausgehend von Systemeinstellungen, mit denen es wiederholt nicht gelang Kerosinbrände zu löschen, wurden diese Systemeinstellung in Kombination mit dem Additiv erneut getestet. Dabei konnte eindeutig nachgewiesen werden, dass die 5,5% Kochsalzlösung die Löschwirkung bei Kerosinbränden positiv beeinflusst. Mit den gleichen Systemeinstellungen mit denen es zuvor nicht gelang die Kerosinbrände zu löschen, konnte in Verbindung mit Kochsalz als Additiv zum Löschwasser eine sichere Löschung gewährleistet werden (bei 3 von 3 Versuchen). Diese positive Beeinflussung lässt sich nur für Kerosinbrände nachweisen, bei Kartonbränden (sog. „bulk load“) ist weder ein positiver noch ein negativer Effekt nachweisbar.

### 7.2.2.1.3 Wirkung des Löschsystems auf Li-Ionen-Batteriebrände

Im Rahmen der im FAA Tech Center durchgeführten Versuchsreihe wurde zusätzlich der Einfluss von Wasserdampf und Stickstoff auf das Brandverhalten von Li-Ionen-Batterien untersucht. Ziel war es zu überprüfen ob die Kombination aus Wasserdampf und Stickstoff unter optimalen Bedingungen in der Lage ist, die Kettenreaktion („thermal runaway“) der brennenden Batterien zu unterbrechen. Das bisher in Flugzeug Frachträumen eingesetzte Löschmittel Halon 1301 unterbindet bei dieser Art Bränden offene Flammen. Jedoch kann das Halon mit der üblichen Konzentration von 5 Vol.% die chemische Kettenreaktion bei Li-Ionen-Batteriebränden aufgrund der bei der Verbrennung freiwerdenden wasserstoffreichen Gase nicht stoppen [L7][L8]. Dies führt auch dazu, dass das Halon durch die fortschreitende Reaktion der Batterien mit der Zeit aufgebraucht wird, bis es schließlich wieder zu offenen Flammen und zu einer die Flugzeugstruktur schädigenden Temperaturentwicklung kommt. An dieser Stelle stand zu Beginn der Versuche die Hypothese, dass der Wasserdampf aufgrund seiner starken Kühlwirkung die Kettenreaktion beenden kann.

Die Versuche wurden in einem ca. 9m<sup>3</sup> großen separaten Versuchscontainer durchgeführt. Dabei wurden bei jedem Versuch je 99 Li-Ionen-Batterien zusammen mit einem Heizelement auf einem Stahlteller fixiert und in der Mitte des Versuchscontainers platziert (Abbildung 7-20 und Abbildung 7-21).



**Abbildung 7-20 Li-Ionen Brandlast**



**Abbildung 7-21 Li-Ionen Versuchsaufbau**

Die ersten beiden Versuche wurden ohne jegliche Löschung durchgeführt um Vergleichswerte zu erhalten. In beiden Fällen wurden alle 99 Batterien vollständig zerstört und während der Versuche Temperaturen von mehr als 93°C an der Decke gemessen. Anschließend wurden 4 Versuche mit Wasserdampf und Stickstoff durchgeführt, wobei unterschiedliche Systemansätze getestet wurden. Zunächst wurde die Wirksamkeit einer möglichst langen Beaufschlagung mit Wasserdampf untersucht. Dabei hat sich gezeigt, dass die Temperaturen im Bereich der Decke während des Versuchs zwar nicht ansteigen, die Kettenreaktion aber nicht unterbrochen werden kann. Wie bei Halon 1301 auch, verhindert die Einbringung des Stickstoffs und damit Absenkung des Sauerstoffgehalts die Entstehung offener Flammen durch brennendes Elektrolyt. Auch bei wiederholten Versuchen wurden ähnliche Ergebnisse erzielt. Anschließend wurden die Systemparameter dahingehend geändert möglichst viel Wasser in möglichst kurzer Zeit einzubringen. Systembedingt konnten so maximal 50 l Wasser in 10 Minuten eingebracht werden. Mit diesem Versuchsaufbau gelang es die Kettenreaktion der Li-Ionen-Batterien frühzeitig nach ca. 7 Minuten zu unterbrechen. Auch mehrere Stunden nach dem Versuch kam es zu keinen nachgelagerten

„thermal runaways“ von Batterien. Von 99 im Versuch verwendeten Batterien wurden lediglich 16 zerstört. Es konnte somit eindeutig nachgewiesen werden, dass Wasserebel, unter bestimmten Bedingungen, zur Löschung von Li-Ionen-Bränden geeignet ist.

#### 7.2.2.1.4 AOA Systemteststand für Brand-/Löschversuche

Im Rahmen der zwingenden Standortverlagerung vom bayerischen Unterföhring in das sächsische Freiberg wurde der Brand-/Lösch-Versuchsanlage für zukünftige Brand-/Löschversuche grundlegend überholt, die Messtechnik erweitert und auch damit begonnen, das darin zu integrierende Feuerlöschsystem zu automatisieren.

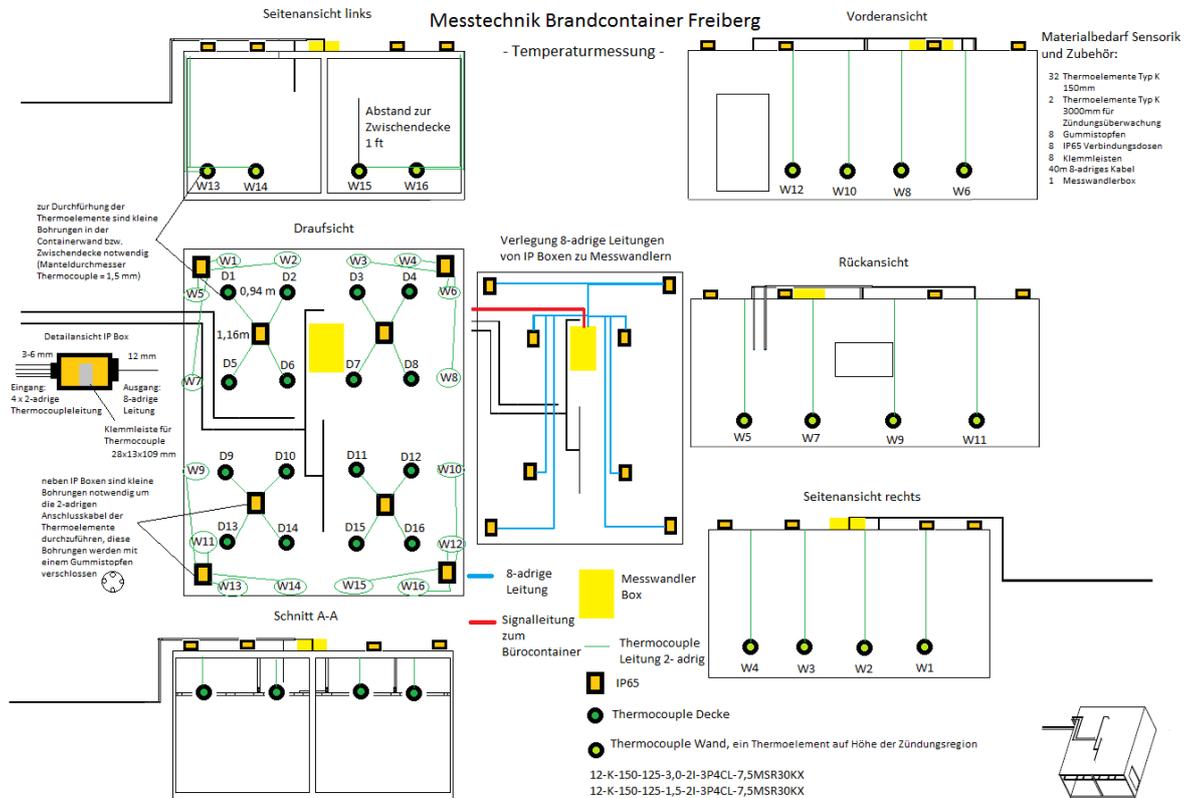
Im Zusammenhang mit dem Umzug des Systemteststands wurden die im vorhergehenden Vorhaben NIP-BRIST durch Brandtests stark beanspruchten Brandcontainer grundlegend strukturell überholt, die Verrohrung erneuert und gemäß arbeitsrechtlichen Anforderungen verlegt, sowie die Messtechnik ersetzt bzw. auch erweitert.

Die Brandcontainer des AOA Systemteststandes sind in Abbildung 7-22 gezeigt.



**Abbildung 7-22 Brandcontainer des AOA Brand-/Lösch-Systemteststands**

Abbildung 7-23 zeigt die Positionen der Temperatursensoren im Brandcontainer. Gemäß den Anforderungen der MPS wurden insgesamt 32 Temperatursensoren vom Typ K neu im Brandcontainer verbaut. Ebenfalls neu beschafft wurde ein Sensor zur Bestimmung der der Sauerstoffkonzentration im Brand-/Löschraum. Ausgewählt wurde der Sensor PAROX 2000 der Schweizer Firma MBE AG, welcher nach dem paramagnetischen Messprinzip arbeitet und zusammen mit einer Messgaspumpe eine kontinuierliche In-Situ Sauerstoffmessung während der Brandversuche erlaubt. Eine solche Messung ist insbesondere für die Durchführung des CAN Explosion Tests zwingend notwendig, da hier das erfolgreiche Bestehen des Tests maßgeblich von der Sauerstoffkonzentration beeinflusst wird (s. Kap. 7.2.2.1.1).



**Abbildung 7-23 Temperaturmessstellen Brandcontainer**

Zur Überwachung und Steuerung des Löschsystems wurden zusätzliche Drucksensoren verbaut und die bisherigen manuellen Ventile wurden durch elektrische Magnetventile vom Typ 2/918 der Firma Buchjost ersetzt. Diese dienen der Automatisierung des Teststandes und stellen gleichzeitig eine praktikable Abbildung der elektrischen Pyroventile im Flugzeug dar. Abbildung 7 24 zeigt schematisch die Anordnung der Ventile und Messstellen im Systemaufbau im Brandcontainer.

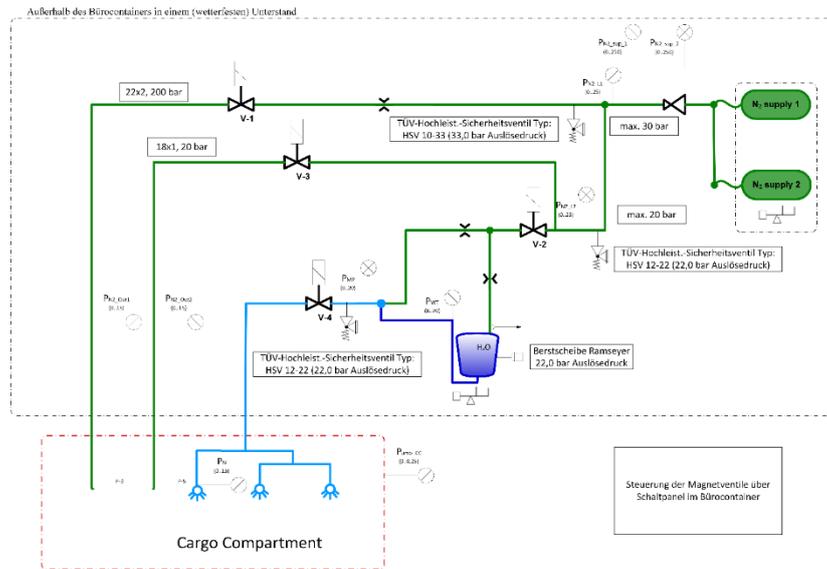


Abbildung 7-24 Druckmessstellen und Magnetventile im Brandcontainer

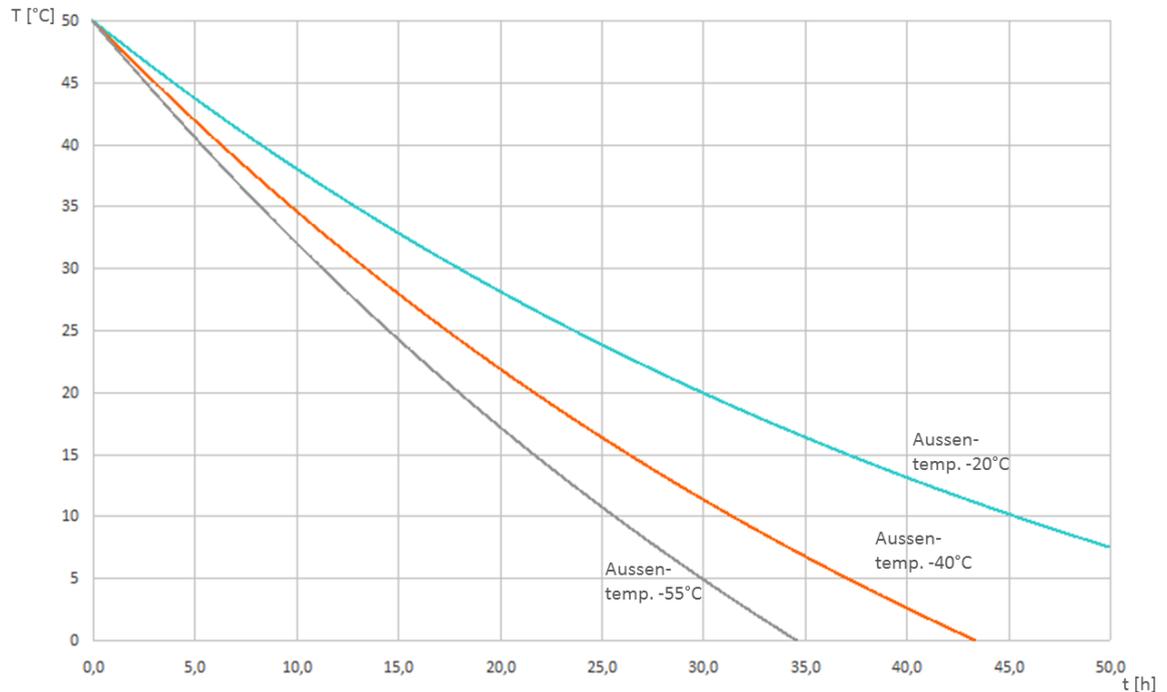
## 7.2.3 TAP2.3 Simulation

### 7.2.3.1.1 Thermische Analysen für Wassertanks

Im Vorhaben wurden Simulationsmodelle erzeugt, um das Abkühlverhalten von Wassertanks zu analysieren, sowie die Wirkungsweise von Materialien zur Tankisolation, insbesondere Phasenwechselmaterialien zu untersuchen.

#### Abkühlverhalten eines Wassertanks

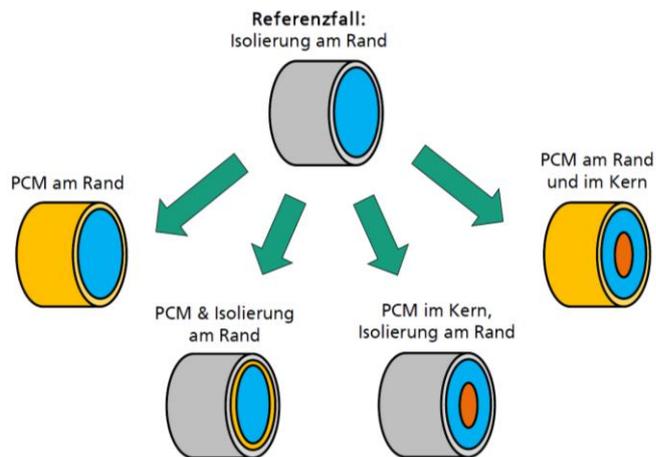
Während der Detaillierung des ausgewählten Konzeptes zum Frostschutz wurden mittels Simulation Untersuchungen zum Abkühlverhalten eines Wassertanks durchgeführt. Die zu variierenden Parameter sind die Umgebungstemperatur, die Ausgangstemperatur der Abkühlung und die kontinuierliche Heizleistung. Die Wassermenge wurde als konstant angenommen. Somit lässt sich ein Wassertank bei einer Umgebungstemperatur von  $-55^{\circ}\text{C}$  mit einer kontinuierlichen Heizleistung von 33 W auf  $50^{\circ}\text{C}$  halten. Damit würde ab dem Ausschalten der Heizung ein Gefrierschutz von ca. 30 Stunden gewährleistet sein. Bei einer Umgebungstemperatur von  $-20^{\circ}\text{C}$  würde der Wassertank erst nach 50 Stunden einfrieren. Abbildung 7-25 zeigt das Abkühlverhalten des Wassers im Wassertank. Somit wäre in Verbindung mit einer thermischen Isolation des Wassertanks ein Frostschutz von mindestens 30 Stunden bei Unterbrechungen des Flugbetriebs gewährleistet.



**Abbildung 7-25 Abkühlkurve Wassertank**

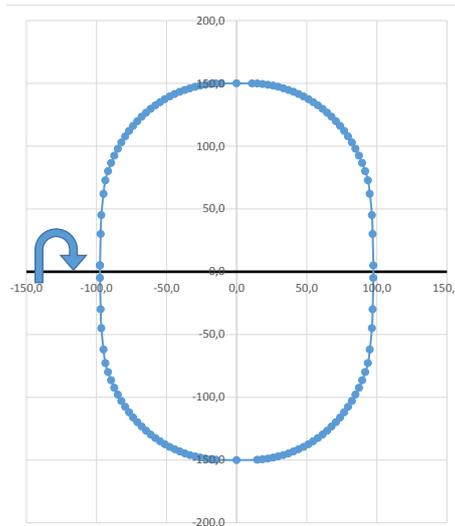
Wirkungsweise von Phasenwechselmaterialien in Verbindung mit der Tankisolierung

Der Einfrierschutz des Wassertanks ist für die Auslegung des Wassertanks entscheidend. Das Fraunhofer IFAM wurde beauftragt, anhand einer simulationsbasierten Analyse die Auswirkung der Tankisolierung auf das Abkühlverhalten des Wassertanks zu untersuchen. Außerdem wurde die Wirkungsweise und Verwendung von Phasenwechselmaterialien (engl. Phase Change Material PCM) als Latentwärmespeicher in Verbindung mit der Isolation des Wassertanks untersucht. Abbildung 7-26 zeigt einen Überblick über die betrachteten Konzepte.



**Abbildung 7-26 Isolationskonzepte für den Wassertank**

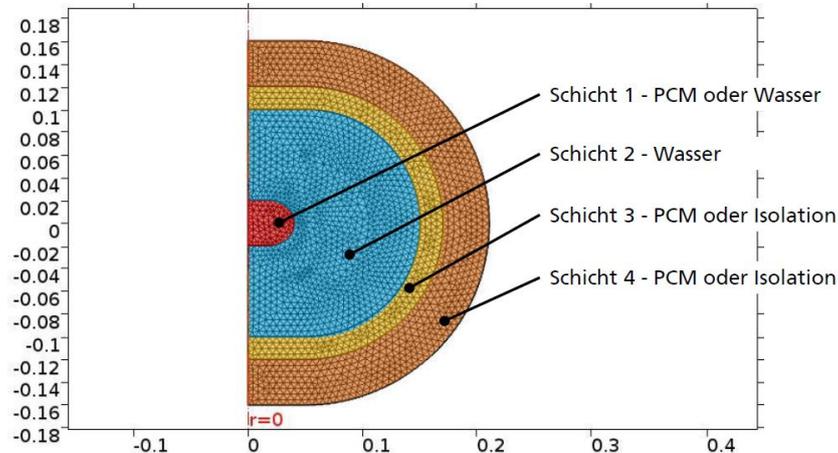
Geometrische Grundlage der Analyse war ein rotationssymmetrischer Kohlefaser-Wickeltank, der speziell für die Einbau-Geometrie ausgelegt wurde und alle weiteren Luftfahrtanforderungen (Druckbelastung, flugzeugtypische Beschleunigungen, Interfaces) erfüllt. Geeignet ist für diesen Zweck eine Isotensoid-Geometrie (Abbildung 7-27), deren resultierende Form mit der einer Pille vergleichbar ist.



**Abbildung 7-27 Isotensoid-Geometrie des Wassertanks**

Basierend auf dieser Geometrie wurde das Simulationsmodell schichtweise aufgebaut. Analog zu den in Abbildung 7-26 dargestellten Konzepten wurden Schichten von Wasser, PCM und Isolierung in verschiedenen, veränderlichen Dicken definiert. Die geeignete Auswahl der Phasenwechselmaterialien erfolgte anhand des Vergleichs verschiedener Materialkennwerte, wie Schmelztemperatur, Schmelzenthalpie und Masse. Grundlage für die Materialkennwerte der Isolierung ist die bereits bei Frisch- und Abwassertanks etablierte und eingesetzte Isolierung, jedoch in variabler Dicke. Abbildung 7-28 zeigt den schichtweisen Aufbau des Simulationsmodells, sowie dessen Vernetzung. Für die Simulation wurden 3 Phasenwechselmaterialien (RT5HC, RT35HC und NaAc) ausgewählt, welche immer in Kombination mit einer Isolierung simuliert wurden. Zum Vergleich diente immer die Simulation der Isolierung alleine.

Ziel der Simulation war die vergleichende Bestimmung der minimalen Temperatur des Wassers nach einer gewissen Abkühlzeit bei unterschiedlichen Kombinationen der Materialien. Dabei dienten verschiedene Umgebungstemperaturen ( $-20^{\circ}\text{C}$  und  $-50^{\circ}\text{C}$ ) und verschiedene Anfangstemperaturen ( $40^{\circ}\text{C}$  und  $65^{\circ}\text{C}$ ) des Wassers als Ausgangspunkte. Zusätzlich wurde an der Außenfläche des Tanks eine allgemeine Konvektion angenommen. Nicht im Modell abgebildet wurden etwaige Wärmebrücken. Konvektion im Wasser spielt für diesen langsamen Abkühlvorgang keine Rolle und wurde ebenfalls nicht berechnet.



**Abbildung 7-28 Aufbau Wassertank Simulationsmodell**

Die Simulationsergebnisse zeigen, dass Phasenwechselmaterialien in nur wenigen besonderen Fällen der reinen Isolierung überlegen sind. Insbesondere wenn das sich ergebende Gesamtgewicht aus Isolierung und PCM ebenfalls betrachtet wird, ist die reine Isolierung weit überlegen. Zusammenfassend haben die Berechnungen ergeben, dass eine Isolierung von ca. 30 mm einen Einfrierschutz für etwa ca. 30 Stunden bei einer initialen Wassertemperatur von 65°C und einer Umgebungstemperatur von -55°C gewährleisten kann. Die außergewöhnlich geringen Wärmeübergangswerte im Datenblatt des für die Auslegung gewählten Isolationsmaterial werfen die Frage auf, ob unter realistischen Bedingungen (Feuchtigkeit, Fehlstellen an Nähten usw.) mit einem anderen Wärmeübergangswert gearbeitet werden muss. Dies bietet Anknüpfungspunkte in späteren Vorhaben.

#### 7.2.3.1.2 Gasexpansion mittels kaskadierter Druckbehälter

Bei der Gasexpansion des unter hohem Druck gespeicherten Stickstoffs entsteht ein erheblicher Druckanstieg im Frachtraum, der die zulässigen Druckgrenzen des Frachtraums überschreiten kann. Dies hätte das unerwünschte Auslösen der sogenannten Rapid Decompression Panels zur Folge. Die Verwendung von automatischen Durchfluss- oder Druckreglern ist wegen deren hoher Ausfallwahrscheinlichkeit nicht gewünscht. Dem bei der Gasexpansion entstehenden erheblichen Druckanstieg im Frachtraum kann alternativ durch eine kaskadierte Öffnung von Stickstoff-Hochdruckbehältern entgegen gewirkt werden, wobei bereits offene Tanks als Druckpuffer genutzt werden.

Dies wurde im Vorhaben mit Hilfe eines Simulationsmodell in FlowMaster® (Abbildung 7-29) untersucht. Das Systemverhalten bezüglich Volumen-/Massenströme, Geschwindigkeiten, Druckverluste, und Druckerhöhungen im Brandraum wurde analysiert und eine geeignete Systemkonfiguration daraus abgeleitet.

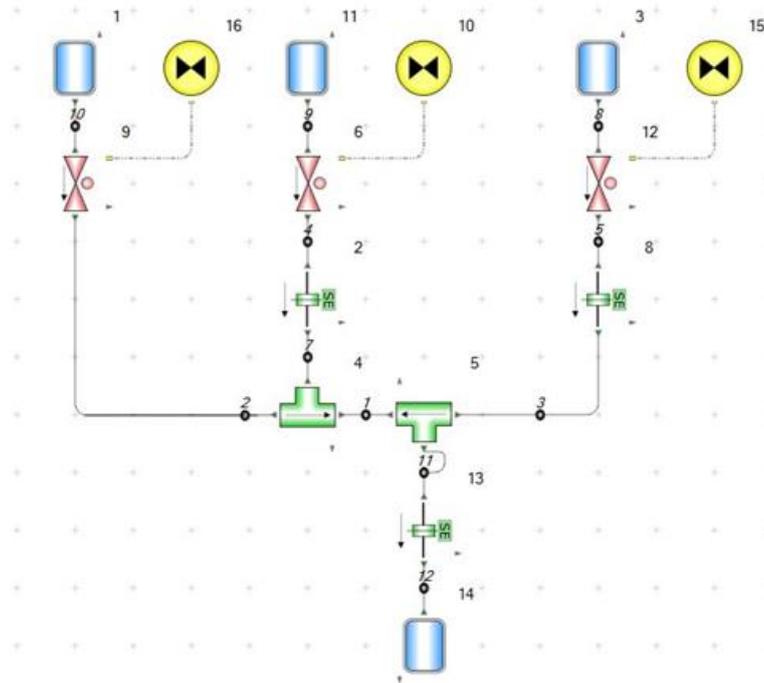


Abbildung 7-29 Kaskadierte Stickstoff-Hochdruckbehälter in FlowMaster®

Die Absperrventile der Tanks werden nach aufeinander abgestimmten Zeitintervallen geöffnet. Hinter die Absperrventile von Tank 2 und 3 wurden Druckblenden installiert, die die Druckstöße beim plötzlichen Öffnen des Tanks abmildern. Das Abstimmen dieser Blenden für die vorgesehene Anwendung ist die eigentliche Schwierigkeit und konnte mit dem Simulationstool Flow-Master® gelöst werden.

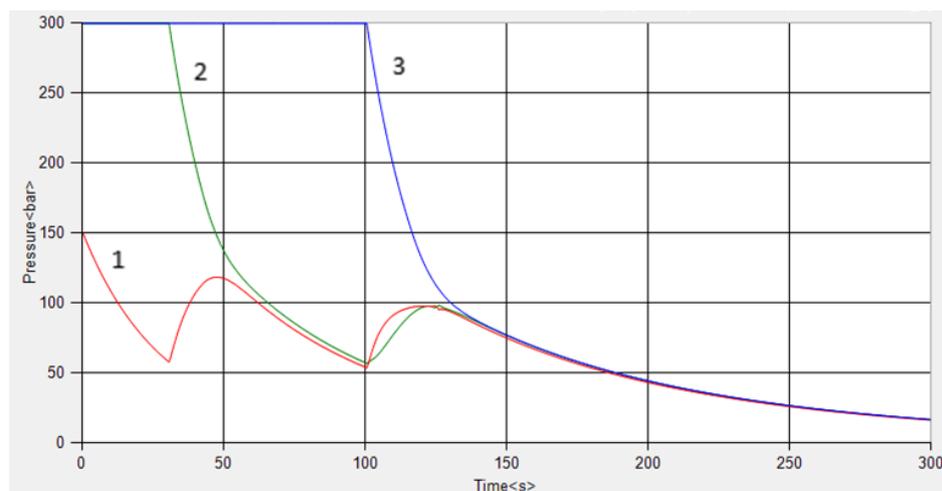


Abbildung 7-30 Druckverlauf der Stickstoff-Hochdruckbehälter

Der erste Tank ist mit einem verminderten Druck gefüllt, damit zu Beginn der Löschung kein Überdruck im Frachtraum entsteht. Bei der Öffnung des zweiten Tanks dient der Erste als Druckpuffer, wird mit einem Teil des Stickstoffs des zweiten Tanks befüllt und entleert sich dann parallel zum zweiten Tank. Bei der Öffnung des dritten Tanks gibt es zwei Tanks, die den entstehenden Überdruck abpuffern. Der Massenstrom an Gas wird so in Grenzen gehalten und das Auslösen von Rapid Decompression Panels im Frachtraum verhindert.

### 7.3 TAP3 Spezifikationen

In diesem Arbeitspaket wurden auf Basis der zentralen Systemanforderungen (HL-Requirements) und den erarbeiteten Konzepten das System und daraus abgeleitet die Kernkomponenten spezifiziert. Die Spezifikationen beziehen sich dabei auf ein Referenzflugzeug in der Größe von Kurz- und Mittelstreckenjets (A320-Familie).

Die Dokumentation erfolgte mit dem Requirements Management Tool „DOORS“.

#### 7.3.1 Systemspezifikation

Die Systemspezifikation umfasst die Beschreibung der Systemfunktionen und deren Randbedingungen, die Systemschnittstellen und das Wartungs-/Servicekonzept sowie die Nennung der erforderlichen Systemkomponenten. In der Spezifikation werden die Subsysteme für die Knock-down Phase und die Haltephase unterschieden.

Das Feuerlöschsystem erfüllt folgende Funktionen:

- Wasserspeicherung inklusive Füllstandsbestimmung
- Stickstoffspeicherung inklusive Füllstandsbestimmung
- Wassernebelgenerierung
- Wassernebelverteilung
- Stickstoffverteilung
- Steuerung und Überwachung von Systemfunktionen
- Anzeige von Betriebszuständen
- Kommunikation mit anderen Flugzeugsystemen

Dabei sind für das Feuerlöschsystem folgende Betriebszustände definiert:

- Bereitschaftsmodus (Normal/Standard)
- Löschmodus (Normal/Standard)
- Systemfehler (System not ready)

Das Feuerlöschsystem ist durch folgende Kernkomponenten charakterisiert:

- Wassertank-Modul (Tank-Assy, Tank-Beheizung)
- Stickstofftank-Modul mit Tank-Assy
- Pyroventile für die Frachtraumauswahl
- Druckminderer
- Druckblenden
- Düsen
- Rückschlagventil für ODA-Schnittstelle (FCEPS)

Mit der Beschreibung der Löschsequenz wurde das Zusammenwirken der Systemkomponenten beschrieben.

### 7.3.2 Komponentenspezifikationen

Auf der Grundlage der Systemspezifikation und der Konzepte für die Komponenten wurden die Komponenten detailliert spezifiziert.

#### Wassertank-Modul

Das Wassertankmodul des Feuerlöschsystems soll hinsichtlich einer späteren Flugzeugintegration folgende Eigenschaften aufweisen:

- Volumen 15 l (abhängig von der Frachtraumgröße)
- Druck: Betriebsdruck 20 bar
- Berstdruck 60 bar
- Material Kohlefaserverbund
- Anschlüsse 2 Flansche - 1", oben und unten
- Heizung: 200 W (optional 5 kW)
- Druckschalter zur Füllstandsbestimmung / Leckageüberwachung
- Versiegelung mittels Berstscheiben

#### Stickstofftank-Modul

Das Stickstofftank-Modul soll folgendermaßen charakterisiert sein:

- Volumen 15-80 l  
(unterschiedliche Tankgrößen für Integration)
- Druck: Betriebsdruck (Speicherung) 344 bar
- Berstdruck 1032 bar
- Material Kohlefaserverbund
- Anschlüsse 1 Flansch für Hochdruckarmatur mit
- Druckschalter zur Füllstandsbestimmung /Leckageüberwachung
- Überdruckventil 600 bar
- Pyroventil
- Befüllstutzen

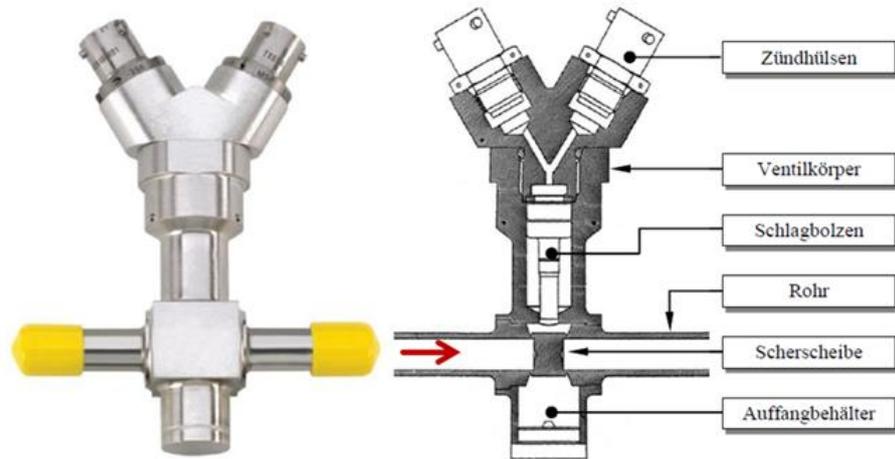
#### Pyroventil

Die Pyroventile dienen dem Öffnen des Stickstofftanks, sowie der Selektion des zu löschenden Frachtraums. Die Pyroventile zur Frachtraumselektion sind im Normalzustand geöffnet. Sie sollen sich für den nicht zu löschenden Frachtraum nach Aktivierung durch die Piloten schließen.

Zusammenfassend sind die Pyroventile wie folgt zu charakterisieren:

- Aktiv-öffnend als Teil der Hochdruckarmatur des Stickstoffbehälters
- Aktiv-schließend als Bereichsventil zur Frachtraumselektion
- Druckbereich bis 350 bar Betriebsdruck
- Leichtbau

Da das Pyroventil gegen einen Druck von bis zu 350 bar wirken muss, soll die Krafteinleitung zum Öffnen/Schließen des Ventils quer zur Strömungsrichtung erfolgen (Abbildung 7-31).



**Abbildung 7-31 Pyroventil**

#### Druckminderer

Der Druckminderer soll den maximalen Eingangsdruck von 344 bar des Stickstofftanks auf einen konstanten Ausgangsdruck von 20 bar reduzieren.

#### Druckblende

Die Druckblenden sollen eine konstante Gasflussrate bei einem Normaldruck von 20 bar einstellen. Dabei soll ein konstanter Massenfluss des Stickstoffs von 6,5 bis 13,5 kg gewährleistet werden.

#### Düsen

Die Düsen verteilen den aus einer 2-Phasen-Strömung generierten Wasserdampf. Der Betriebsdruck der Düsen soll bei 8 – 10 bar liegen.

#### Rückschlagventil für ODA-Schnittstelle

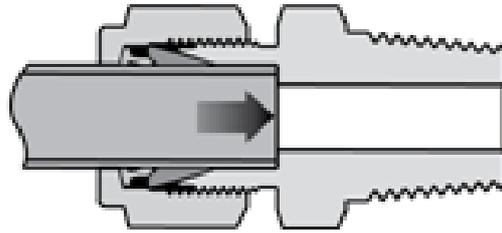
Während der Knock-down Phase muss das Rückschlagventil zur ODA-Schnittstelle sicherstellen, dass keine Bedruckung zur Kathodenseite des Brennstoffzellensystems (FCEPS) erfolgt. Das Rückschlagventil muss nach Ende der Knock-down-Phase (Entleerung des Stickstoffbehälters) den ODA-Fluss mit einem Druck von 1-2 bar freigeben.

#### Verrohrung

Die Verrohrung wurde wie folgt spezifiziert:

- Material Aluminium
- Innendurchmesser 5,6 mm bis 18 mm (je nach Einbauort)
- Druckfestigkeit 20 bar

Rohrverbindungen sollen mittels Verschraubungen mit Schneidring (Abbildung 7-32) erfolgen.



**Abbildung 7-32 Rohrverschraubung mit Schneidring**

## 7.4 TAP4 Detaillierung und Musterbau

### 7.4.1 TAP4.1 Systemkomponenten

#### 7.4.1.1 Wassertank

Von der Spezifikation des Wassertanks wurde ein erstes Funktionsmuster für Komponenten- und Systemtests am AOA Brand-/Lösch-Systemteststand entwickelt und gefertigt (Abbildung 7-33)



**Abbildung 7-33 Wassertank (Systemteststand)**

#### 7.4.1.2 Stickstofftank

Aufgrund der hohen Druck- und Gewichtsanforderungen an einen Stickstofftank wurden grundlegende Materialuntersuchungen und Fertigungsmethoden im Rahmen des vom Bundeswirtschaftsministerium geförderten Clusters MAI Carbon im Projekt MAI Tank untersucht.

Die Ergebnisse aus diesem Vorhaben werden in Nachfolgeprojekte einfließen.

#### 7.4.1.3 Pyroventil

Um im AOA Brand-/Lösch-Systemteststand Pyroventile mit einer teilautomatischen Steuerung nachzubilden, wurden elektromechanische Magnetventile (COTS) beschafft und in den Teststand integriert. Auf die Beschaffung luftfahrttauglicher Pyroventile wurde verzichtet, da diese nur einmal auslösbar sind.

Folgendes Magnetventil wurden hierzu ausgewählt (Abbildung 7-34):

|  |  |               |
|--|--|---------------|
|  | <p>Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.<br/>© Apparatebau Gauting GmbH</p> | <p>- 56 -</p> |
|--|--|---------------|



|                  |                                   |
|------------------|-----------------------------------|
| Hersteller       | Buchjost                          |
| Ventiltyp        | 2/918                             |
| Beschreibung     | Direktgesteuertes<br>Magnetventil |
| Nenn Durchmesser | DN20                              |
| Nenn Druck       | PN64                              |
| Medientemperatur | -10°C bis +100°C                  |

**Abbildung 7-34 Magnetventil**

#### 7.4.1.4 Druckminderer

Für die Integration in den AOA Brand-/Lösch-Systemteststand wurden ein kommerziell verfügbarer Druckminderer (COTS) beschafft (Abbildung 7-35). Im Gegensatz zum später im Flugzeug verwendeten Druckminderer, ist der Druckregler in der Lage verschiedene konstante Ausgangsdrücke bereitzustellen. Damit ist es möglich weiterführende Untersuchungen auch bei abweichenden Systemdrücken ( $\neq 20$  bar) durchzuführen.



Druckregler  
U47 W9 U-NFG-40-20  
für nicht brennbare Gase

|                   |                                   |
|-------------------|-----------------------------------|
| Hersteller        | Spectron                          |
| Reglertyp         | U47W6                             |
| Beschreibung      | einstufiger<br>Kolben-Druckregler |
| Durchfluss        | max. 2000 m <sup>3</sup> /h       |
| Eingangsdruck     | 200 bar                           |
| Ausgangsdruck     | 0-40 bar regelbar                 |
| Leistungskennzahl | 6,5-9                             |

**Abbildung 7-35 Druckminderer**

#### 7.4.1.5 Druckblenden

Für die Experimentalversuche am Systemteststand wurden Sätze von Druckblenden mit unterschiedlichen Blendenöffnungen beschafft.

#### 7.4.1.6 Düsen

Für die Experimentalversuche am Systemteststand wurden Sätze von Düsen mit unterschiedlichen Geometrien beschafft.

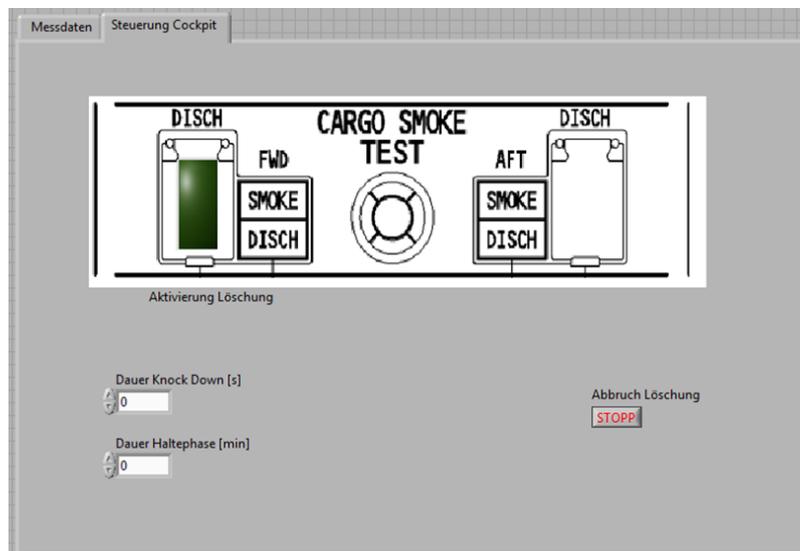
#### 7.4.1.7 Verrohrung

Von einer luftfahrttauglichen Verrohrung wurde aus Kostengründen abgesehen. Im Systemteststand wurden stattdessen Edelstahlrohre verbaut, die jedoch geometrisch bereits den Luftfahrtanforderungen genügen. Aufgrund ihrer höheren Druckfestigkeit bieten sie darüber hinaus die Möglichkeit, am Systemteststand mit unterschiedlichen Systemdrücken zu experimentieren.

#### 7.4.2 TAP4.2 Software-Entwicklung

Es wurde eine LabVIEW®-Applikation erstellt, die die Funktionalität des Feuerlöschsystems, eine teilautomatisierte Steuerung des Teststandes und die Messwerterfassung beinhaltet. Einige Versuchsparameter müssen manuell einstellbar sein, z.B. sollen die Dauern der Knock Down- und Haltephasen vor Versuchsbeginn in der LabVIEW®-Steuerungsoberfläche konfigurierbar sein.

Abbildung 7-36 zeigt die LabVIEW®-Oberfläche mit der Darstellung des Cockpit Overhead Panels zum Auslösen des Feuerlöschsystems und der Anzeige des Systemablaufs/Status.

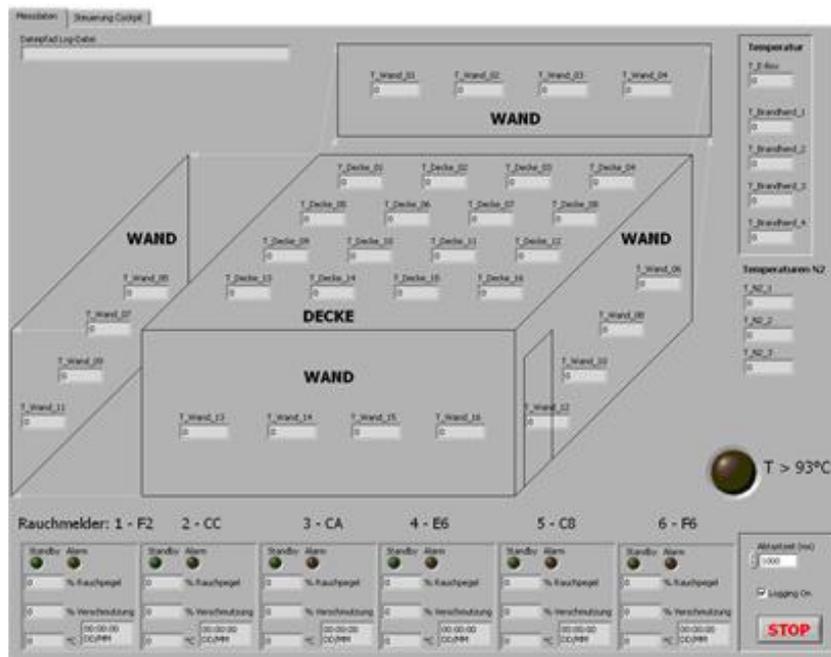


**Abbildung 7-36 LabVIEW-Oberfläche Steuerung**

Die Branderkennung erfolgt im Teststand über Temperatursensoren. Detektiert ein einzelner Temperatursensor an der Decke des Brandraums eine Temperatur  $> 93^{\circ}\text{C}$ , signalisiert eine LED im Frontpanel der LabVIEW®-Applikation die Branderkennung. Nach der Branderkennung erfolgt die Aktivierung des Löschsystems verzögert um 1 Minute entsprechend

MPS-Vorgaben über die LabVIEW®-Steuerungsoberfläche. Die Steuerungsoberfläche und der Button zur Aktivierung sind dabei dem Cargo Smoke Panel im Cockpit eines Airbus A320 nachempfunden um eine möglichst flugzeugnahe Bedienung und Automatisierung des Teststandes zu erzielen. Die Bereichsventile zur Frachtraumselektion öffnen sich zu Beginn der Knock-Down-Phase. Dabei ist eine bestimmte zeitliche Abfolge der Ventilsteuerung zu beachten. Nach Ablauf der Knock Down Phase kommt es zu einem automatischen Übergang zur Haltephase. Der Benutzer kann flexibel auf den Realbrandversuch einwirken, indem er während des Löschvorgangs die Dauer der Knock-Down- und Haltephase verändern kann. Im Gegensatz zum Flugzeug befindet sich auf der Steuerungsoberfläche ein Button zum Beenden des Löschvorgangs.

Die Funktionslogik zur Steuerung und Überwachung des Feuerlöschsystems, eine teilautomatisierte Steuerung des Teststandes und die Messwerterfassung wurden mit einer LabVIEW®-Anwendung realisiert. Abbildung 7-37 zeigt die LabVIEW®-Oberfläche mit der schematischen Illustration des Brandcontainers und den darin positionierten Temperatursensoren und Rauchmelder, für die die Temperaturwerte und Statusdaten angezeigt werden.



**Abbildung 7-37 LabVIEW-Oberfläche Messdaten**

Die in Abbildung 7-38 gezeigte LabVIEW®-Oberfläche ist dauerhaft sichtbar. Darin werden die graphischen Verläufe ausgewählter Messdaten für Temperatur-, Druck- und Sauerstoffkonzentration sowie die Wasser- und Stickstoffverbräuche visualisiert.

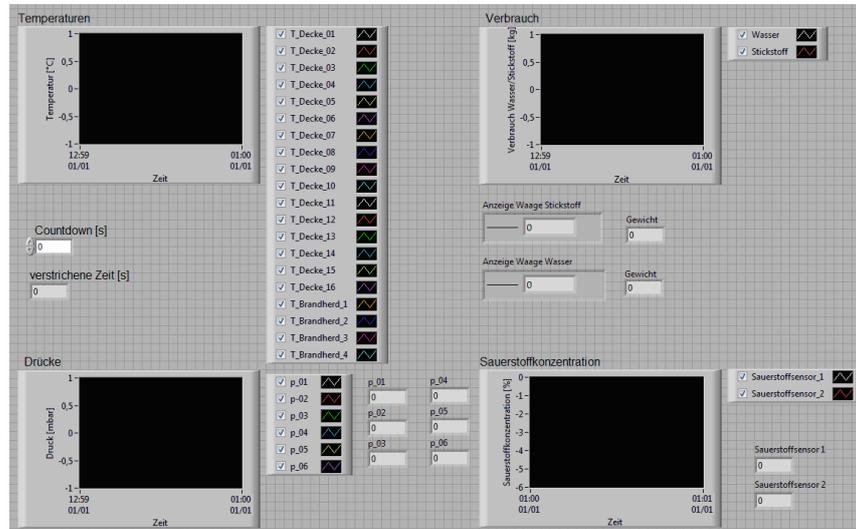


Abbildung 7-38 LabVIEW-Oberfläche Verlauf der Messdaten

## 7.5 TAP5 Integration und Verifikation

### 7.5.1 TAP5.1 Testplanung

In diesem Arbeitspaket wurden die einzelnen Integrationsarbeiten und Funktionstests für die beschafften Systemkomponenten geplant, sowie detaillierte Installationspläne erstellt. In der Testplanung wurden ebenso die im Rahmen der Erweiterung des AOA Brand-/Lösch-Systemteststandes durchgeführten Kaltversuche, Brand- und Löschversuche sowie deren Vorbereitungsmaßnahmen berücksichtigt.

### 7.5.2 TAP5.2 Funktionstests

Die beschafften Komponenten wurden nach der Integration in den AOA Systemteststand im Systemzusammenhang auf ihre Funktion geprüft. Aufgrund der hohen Druckverhältnisse im System mit Drücken von > 20 bar wurden zusätzliche Dichtigkeits- und Drucktests durchgeführt.

### 7.5.3 TAP5.3 Tests unter flugrelevanten Umgebungsbedingungen

Aufgrund der Beschaffung von COTS-Komponenten waren Tests unter flugrelevanten Umgebungsbedingungen nicht relevant.

### 7.5.4 TAP5.4 Systemintegration und Systemtests

#### 7.5.4.1 Charakterisierung des Wassernebels

Zum Nachweis der Funktionsfähigkeit des Löschsystems im Flugzeug ist es notwendig, allgemeine und unabhängige Kriterien zu finden, die die Hauptfunktion (Brandbekämpfung) des Systems charakterisieren. Dies wird insbesondere im Rahmen der späteren Zulassung von Bedeutung, da hier der Funktionsnachweis im Flugtest gefordert wird, welcher selbstverständlich nicht über die Löschung eines realen Feuers im Flug erfolgen kann.

Zu diesem Zweck wurden vier die Hauptfunktion des Wassernebel-Löschsystems charakterisierende Kriterien identifiziert [D6] und entsprechende Messverfahren/-geräte entwickelt. In Tabelle 7-7 sind die Charakterisierungsparameter des Wassernebels und die dazugehörigen Messverfahren/-geräte aufgeführt.

| Parameter                     | Sensor                 | Messgröße           |
|-------------------------------|------------------------|---------------------|
| O <sub>2</sub> -Konzentration | O <sub>2</sub> -Sensor | < Vol.%             |
| Kühlung                       | Kalorimeter            | > kJ/m <sup>2</sup> |
| Nebel-/Feuchteverteilung      | Absorber               | > ml/m <sup>2</sup> |
| Wärmeabschirmung              | Lichtdämpfung          | > %/m               |

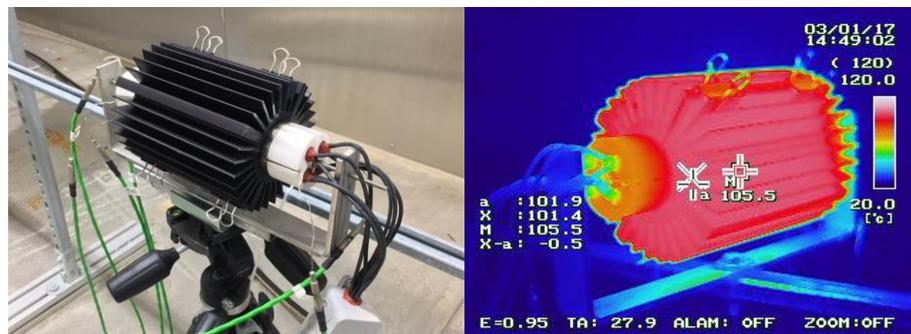
**Tabelle 7-7 Wassernebel-Charakterisierung**

### Sauerstoffkonzentration

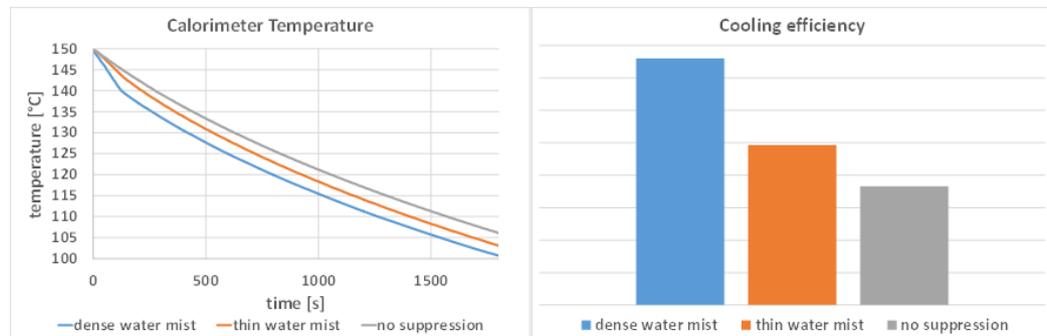
Mittels eines extraktiven Gasanalysegerätes (PAROX 2000Plus) wird die Sauerstoffkonzentration im Brandraum kontinuierlich gemessen.

### Kühlleistung

Die Kühlleistung des Wassernebels wird mit einem Kalorimeter (Abbildung 7-39) gemessen. Dabei wird der Temperaturverlauf des beheizten Probekörpers des Kalorimeters aufgezeichnet. Die Fläche zwischen den Temperaturverläufen mit und ohne Wassernebel ist ein Maß für die Kühlleistung des Wassernebels (Abbildung 7-40).



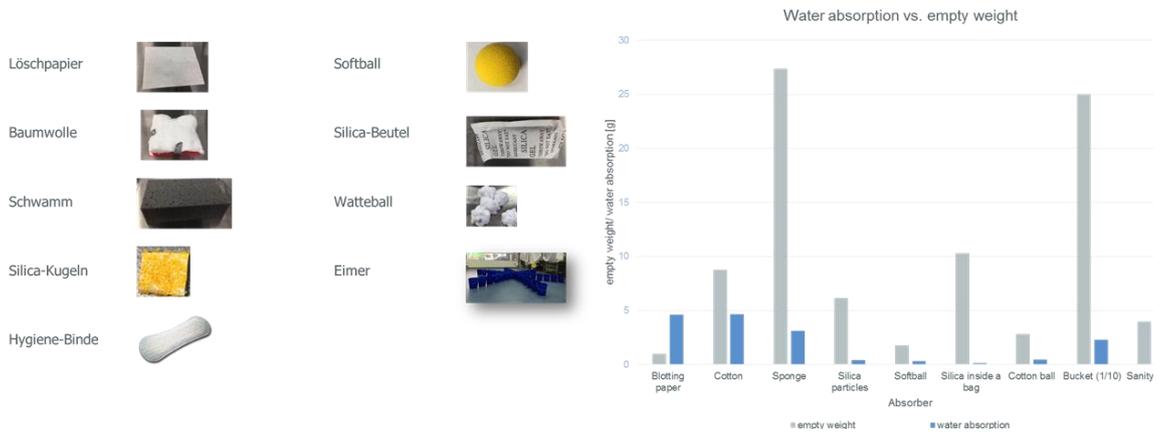
**Abbildung 7-39 Kalorimeter**



**Abbildung 7-40 Kühlwirkung des Wassernebels**

### Nebel-/Feuchteverteilung

Die Verteilung des Wassernebels und die Benetzung sollen über die Wasseraufnahme eines Absorbermaterials bestimmt werden. Hierfür wurden mögliche Materialien (z.B. Baumwolle, Schwamm, Silica, Wattebälle, Hygiene-Binden) hinsichtlich ihrer Wasseraufnahmefähigkeit und Reproduzierbarkeit verglichen, schließlich Löschpapier als geeignetes Material ausgewählt (Abbildung 7-41).



**Abbildung 7-41 Wasserabsorbermaterialien**

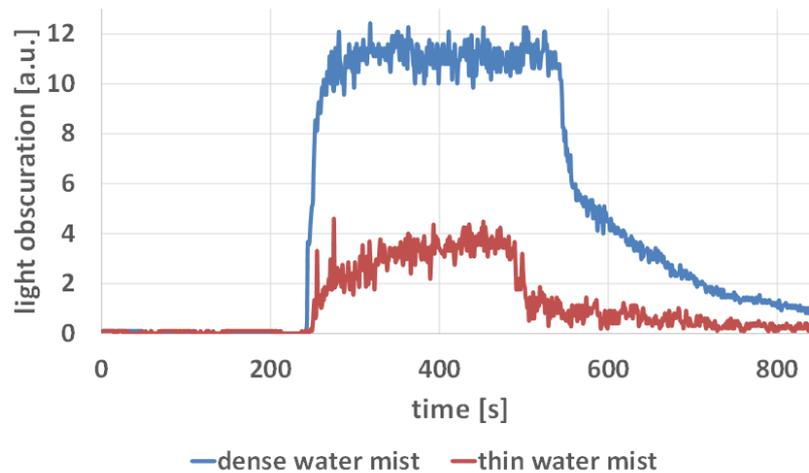
### Wärmestrahlungsabschirmung



**Abbildung 7-42 Prototyp Lichtdämpfungssensor CAPTRON**

Die Wärmestrahlungsabschirmung des Wasserdampfes wird mithilfe einer Laser-Lichtstrecke gemessen. Genutzt wird dabei der Zusammenhang zwischen Dämpfung im optischen Wellenlängenbereich von Licht und dem Wellenlängenbereich von Wärmestrahlung. Der in Abbildung 7-42 dargestellte Prototyp wurde von der Fa. CAPTRON im Unterauftrag entwickelt und gebaut. Er basiert auf einer Laser-Gabellichtschranke (Typ OGL-120T-A6/AIR/CP156) und arbeitet mit rotem Laserlicht im Bereich von 650-700 nm.

Abbildung 7-43 zeigt den Vergleich verschiedener Nebeldichten, wie sie mithilfe des entwickelten Geräts gemessen werden können.



**Abbildung 7-43 Lichtdämpfung unterschiedlich dichter Wassernebel**

#### 7.5.4.2 Systemintegration und Testdurchführung

##### Integration

Folgende Komponenten, die im Rahmen des AP4.1 gebaut bzw. beschafft wurden (Kap. 7.4.1), wurden in den AOA Brand-/Lösch-Systemteststand integriert:

- Wassertank
- Magnetventil
- Druckminderer
- Druckblenden
- Düsen
- Verrohrung

Die Verrohrung wurde so gewählt, dass die Rohrleitungen hinsichtlich ihrer Längen und Knicke einer Flugzeuginstallation entsprechen. Aus Gründen der Arbeitssicherheit musste darauf geachtet werden, dass unter Druck stehende Komponenten außerhalb des Steuerstandes installiert werden.

##### Funktionale Systemtests (Kalttests)

Im Zusammenhang mit der Integration der Systemkomponenten in den Systemteststand wurden die Funktionen der Komponenten im Systemzusammenhang überprüft.

Zusätzliche Kalttests wurden in Verbindung mit der Entwicklung geeigneter Messverfahren zur Charakterisierung des Wassernebels gemacht (Kap. 7.5.4.1).

##### Brand-/Löschversuche (MPS)

Während des Vorhabens wurden mehrere Brand-/Löschversuche in Analogie zur MPS durchgeführt. 2 Tests sind nachfolgend exemplarisch beschrieben:

|  |  |        |
|--|--|--------|
|  | Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.<br>© Apparatebau Gauting GmbH | - 64 - |
|--|--|--------|

- Bulk-Load Fire Test (Karton-Brand)
- Open-Liquid Fire Test (offener Kerosinbrand)

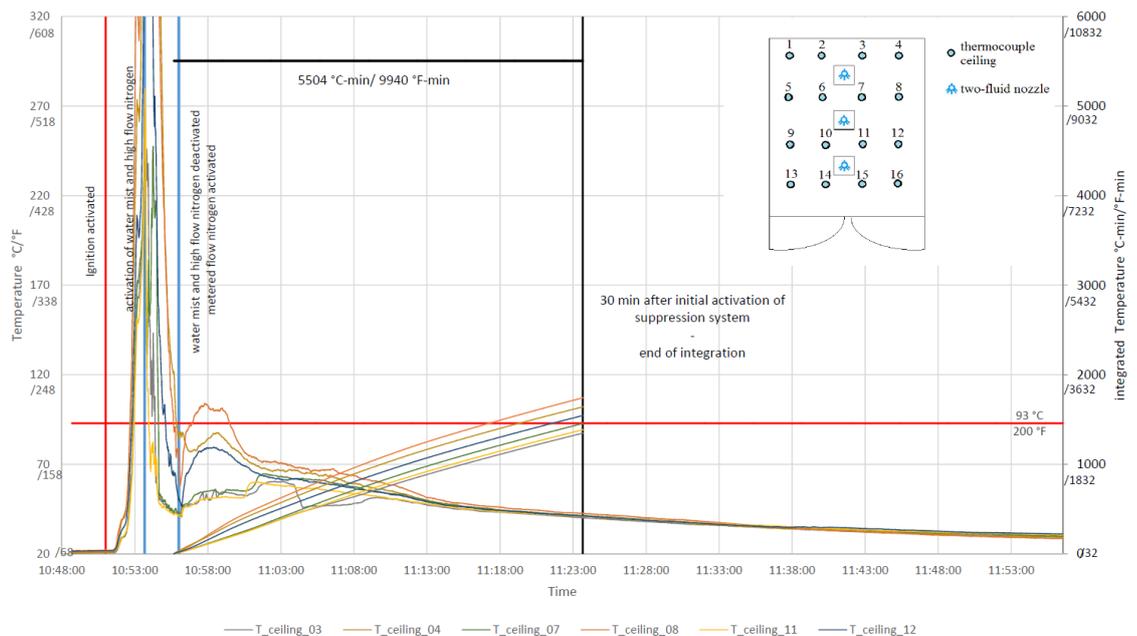
Der Brandraum hat ein Volumen von 48,1 m<sup>3</sup>. Entsprechend der MPS befinden sich im Brandraum 12 Temperatursensoren an den Wänden, 16 Temperatursensoren an der Decke, sowie 4 Temperatursensoren zur Überwachung der Zündung.

#### a) Bulk-Load Fire Test

Der Bulk-Load Fire Test ist durch folgenden Testaufbau und Testablauf gekennzeichnet:

- Brandlast: 50 Kartons mit Papierwolle
- Elektrische Zündung eines Kartons entsprechend MPS
- Aktivierung der Feuerlöschung 60 s nach Überschreiten von 93°C eines Temperatursensors
- Sauerstoffkonzentration am Ende der Knock-down-Phase: <12,5 Vol.%

Das Feuer wurde initial gelöscht und erfolgreich für die Dauer der Haltephase unterdrückt. Es wurden ca. 12 kg Wasser und ca. 35 kg Stickstoff benötigt.



**Abbildung 7-44 Bulk-Load Fire - Temperaturverläufe an der Decke**

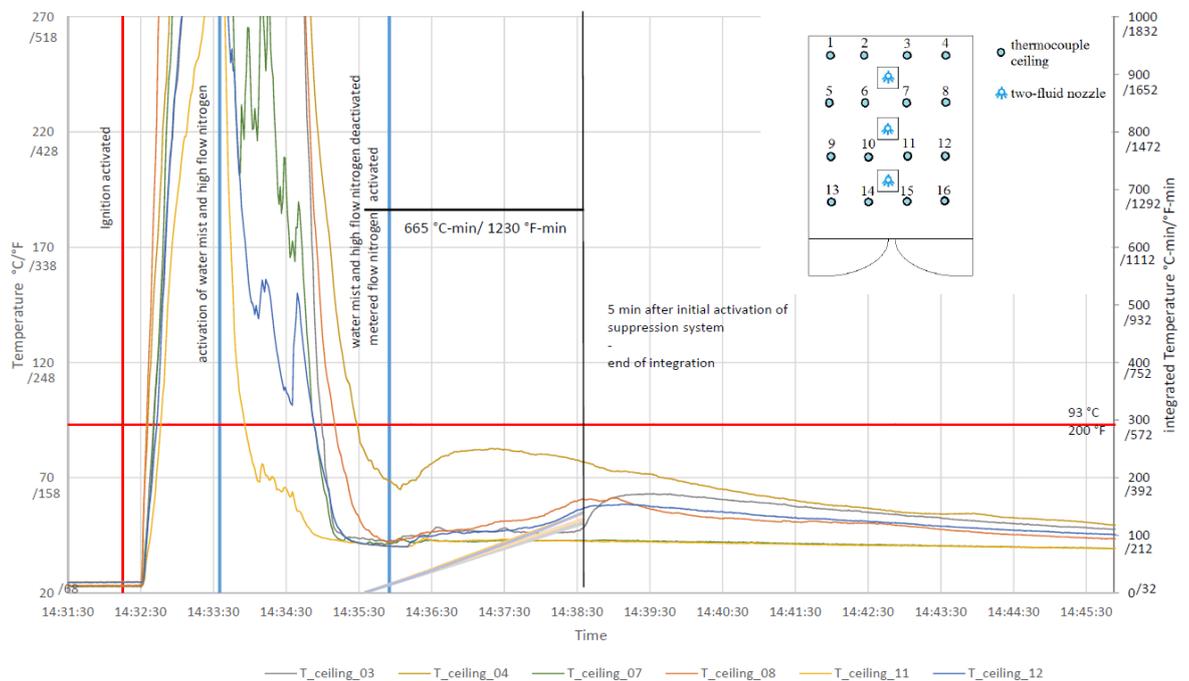
Abbildung 7-44 zeigt die Temperaturverläufe der Deckentemperatursensoren. Dargestellt sind sowohl die Absoluttemperaturen als auch die über die Zeit integrierten Temperaturen. Im Zeitraum 2 min nach Aktivieren der Feuerlöschung bis zum Testende (30 min nach Aktivierung der Löschung) blieben die Absoluttemperaturen an der Decke und an den Wänden unter dem Grenzwert von 382°C, die entsprechenden Integrale der Temperaturen über die Zeit lagen unter dem Grenzwert von 5504°C-min. Somit sind die Akzeptanzkriterien der MPS erfüllt und der Test bestanden.

b) Open-Liquid Fire Test

Das Open-Liquid Fire Test ist wie folgt charakterisiert:

- Brandlast: 1,9 l Kerosin (Jet A) mit 0,385 l Benzin in quadratischer Wanne, die sich in einer Ecke des Brandraums befindet
- Elektrische Zündung des Gemisches entsprechend MPS
- Aktivierung der Feuerlöschung 60 s nach Überschreiten von 93°C eines Temperatursensors
- Sauerstoffkonzentration am Ende der Knock-down-Phase: <12,5 Vol.%

Bei diesem Feuer entstanden nach Zündung sofort sehr hohe Temperaturen. Der Kerosinbrand wurde gelöscht und der Brandraum erfolgreich gekühlt. Es wurden für die Löschung ca. 8,5 l Wasser und ca. 32 kg Stickstoff benötigt.



**Abbildung 7-45 Open-Liquid Fire – Temperaturverläufe an der Decke**

In Abbildung 7 42 sind die Temperaturverläufe der Deckentemperatursensoren, sowohl die Absoluttemperaturen, als auch die Integrale der Temperaturverläufe über die Zeit dargestellt. Im Zeitraum 2 min nach Aktivieren der Feuerlöschung bis zum Testende (5 min nach Aktivierung der Löschung) blieben die Temperaturen an Decke und den Wänden unter dem Grenzwert von 299°C, die entsprechenden Integrale der Temperaturen lagen unter dem Grenzwert von 665°C-min. Die MPS-Akzeptanzkriterien sind auch bei diesem Test erfüllt.

## 7.6 Technologiebewertung

Im Vorhaben konnten Konzepte für Teilaspekte des Feuerlöschsystems wie z.B. der Vereisungsschutz und die Systemsteuerung/-überwachung ausgearbeitet und auf Komponentenebene, insbesondere für den beheizten Wassertank und Stickstofftank detailliert und anhand Simulationen und Engineering Tests erfolgreich validiert werden. Darüber hinaus wurden mit Hilfe von Brand-/Löschversuchen wesentliche Systemparameter identifiziert und entsprechende Designwerte festgelegt, die auch bei kritischen Brandszenarien zu einer erfolgreichen Löschung bzw. Brandunterdrückung führen. Dies wurde anhand einer Vielzahl von Brand-/Löschversuchen, u.a. MPS nahen Versuchen, nachgewiesen.

Aus dem Design des Feuerlöschsystems wurden Anforderungen, wie z.B. der erforderliche Volumenstrom des Inertgases (ODA) an das Brennstoffzellensystem abgebildet. Nach ersten Abschätzungen ist die Leistungsfähigkeit des Brennstoffzellensystems für die Bereitstellung von ODA für das Feuerlöschsystem ausreichend.

Mit der Entwicklung prinzipieller Methoden und Verfahren zur Charakterisierung des Wassernebels erfolgte ein erster Austausch mit der amerikanischen Luftfahrtbehörde FAA hinsichtlich einer möglichen Zulassungsstrategie.

Das Vorhaben führte zu positiven Ergebnissen, die das Systemverständnis nochmals deutlich erweitert haben. Diese Ergebnisse werden in das Nachfolgevorhaben NIP-BILBO einfließen, in dem die Schwerpunkte auf der Entwicklung von luftfahrttauglichen Löschmittelbehältern, Design der Schnittstelle zum Brennstoffzellensystem und der Ausarbeitung einer Zulassungsstrategie inkl. der Entwicklung einer flugfähigen Instrumentierung zur Wassernebelcharakterisierung liegen wird.

## 7.7 Liste der erstellten Dokumente

Im Vorhaben wurden folgende Arbeiten und Dokumente erstellt:

- [D1] Krader D.,  
„Preliminary System Safety Assessment – FIREX“  
Technical Memorandum PSSA FIREX, M010, Issue 1, Draft, June 2015
  
- [D2] Hopfe A.,  
„Water Mist System and Long Term Fire Suppression System in Cargo  
Compartments“  
Technical Description Document, Issue 1, June 2015
  
- [D3] Dr. Nick K., Wasser-Agentur  
„Anorganische Additive zur Schmelzpunktniedrigung von Löschwasser in  
Verkehrsflugzeugen“  
Wissenschaftliches Gutachten, Juli 2015
  
- [D4] Lement R.,  
„Verbesserung der Vermessung von Löschdüsen für Flugzeuge“  
Dokumentation zur Besonderen Lernleistung, Dezember 2015
  
- [D5] Steinbach L.,  
„Theoretische Ableitung eines flugzeugnahen Steuerungs- und Regelungs-kon-  
zepts für das Wassernebel Löschesystem“  
Bachelorarbeit, August 2016
  
- [D6] Rahn A.,  
„Charakterisierung eines Wasser-Stickstoff-Nebels zur Feuerbekämpfung  
in Flugzeugfrachträumen“  
Projektarbeit, Januar 2016
  
- [D7] Hopfe A.,  
„Water Mist – Path to Realization“.  
In: International Aircraft System Fire Protection Working Group Meeting  
Fachvortrag, Oktober 2015

## 7.8 Verwendete Literatur

Im Vorhaben wurden nachfolgend aufgeführte Dokumente und Regularien verwendet:

- |      |   |             |
|------|---|-------------|
| [L1] | European Aviation Safety Agency (EASA)<br>“Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes”<br>Amendment 15, 21 July 2014  | CS-25       |
| [L2] | Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA)<br>“Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment”<br>Version G, Change 1, 16 December 2014   | RTCA/DO-160 |
| [L3] | Reinhardt J.W., Federal Aviation Administration (FAA)<br>“Minimum Performance Standard for Aircraft Cargo Compartment Halon Replacement Fire Suppression Systems (2 <sup>nd</sup> Update)”<br>DOT/FAA/AR-TN05/20, June 2005   | MPS         |
| [L4] | Hadamek R., Airbus<br>“ATA26-23 Green Fire Suppression System”<br>Technical Note X2623D14009229, Issue 1, March 2014  |             |
| [L5] | Summer S., Federal Aviation Administration (FAA). 2016.<br>„Cargo Fire Suppression Using Oxygen Depleted Air from a Hydrogen Fuel Cell“.<br>In: 8th Triennial International Fire & Cabin Safety Research Conference, Atlantic City, NJ, 24.-27. October 2016                  |             |
| [L6] | Reinhardt J.W., Federal Aviation Administration (FAA)<br>“Minimum Performance Standard for Aircraft Cargo Compartment Halon Replacement Fire Suppression Systems (2012 Update)”<br>DOT/FAA/TC-TN12/11, May 2012   | MPS         |
| [L7] | Karp M., Rutgers University/FAA. 2016<br>“Flammability Limits of Lithium Battery Thermal Runaway Vent Gas in Air and the Inerting Effects of Halon 1301”.<br>In: 8th Triennial International Fire & Cabin Safety Research Conference, Atlantic City, NJ, 24.-27. October 2016 |             |
| [L8] | Maloney T, Federal Aviation Administration (FAA). 2016<br>“Lithium Battery Thermal Runaway Vent Gas Analysis”<br>In: 8th Triennial International Fire & Cabin Safety Research Conference, Atlantic City, NJ, 24.-27. October 2016   |             |

**8 DARSTELLUNG DES VORAUSSICHTLICHEN NUTZENS UND DER VERWERTBARKEIT DER ERGEBNISSE**

Mit einem umweltfreundlichen Feuerlöschsystem für Frachträume wird das Portfolio des AOA Produktbereichs Brandschutz, der bisher die Rauchdetektion umfasst, erweitert. Mit dem Nutzungsverbot von Halon in neu zugelassenen Flugzeuggenerationen ab 2024 muss ein umweltfreundliches, innovatives Feuerlöschsystem für Frachträume zur Verfügung gestellt werden. Ein solches System ist derzeit auf dem Markt nicht erhältlich.

Werden in zukünftigen Flugzeugprogrammen Peripheriesysteme von Brennstoffzellen unter Nutzung von Inertgas zum Einsatz kommen, wird AOA als Technologieführer entsprechende Lösungen im Bereich der Brandunterdrückung anbieten können.

Im Rahmen von BeZel hat AOA das Systemkonzept detailliert weiterentwickelt und das System hinsichtlich kritischer Brandszenarien dimensioniert. Die Löscheffizienz wurde durch Brand-/Löschversuche nachgewiesen. Zudem wurden Methoden und Verfahren zur Charakterisierung von Wasserdampf umgesetzt. Aufbauend auf den vorliegenden Ergebnissen sollen im Nachfolgevorhaben BILBO in den kommenden 3 Jahren luftfahrttaugliche Systemkomponenten entwickelt werden. Die Verfahren zur Charakterisierung von Wasserdampf gewinnen hinsichtlich der Zulassungsstrategie zunehmend an Bedeutung. Die erarbeiteten Methoden und Verfahren zur Wasserdampfcharakterisierung müssen in eine Instrumentierung für Flugtests weiterentwickelt werden.

Somit ergeben sich hervorragende Perspektiven, die in diesem Vorhaben erarbeiteten Technologien für ein halon-freies Feuerlöschsystem in bestehende und alle zukünftigen zivilen Flugzeugprogramme zur Anwendung zu bringen.

Insgesamt festigt AOA mit den hier beschriebenen Aktivitäten eine Position als wichtiger Partner für eine zukünftige Kommerzialisierung der multifunktionalen Brennstoffzelle. Zudem verbessert sich durch die Anbindung des Feuerlöschsystems an die Brennstoffzelle die Perspektive, die Brennstoffzellentechnologie als Spin-Off eines umfassenden Multifunktionalen Brennstoffzellensystems in ein Flugzeugprogramm einzubringen.

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

Dem Zuwendungsempfänger sind keine Fortschritte auf dem Gebiet des Vorhabens „Halonfreie Feuerlöschung in Flugzeugfrachträumen“ bei anderen Stellen bekannt geworden.

**10 DARSTELLUNG DER GEPLANTEN ODER ERFOLGTEN VERÖFFENTLICHUNGEN UND VORTRÄGE**

Am 21. Oktober 2015 hat AOA den Fachvortrag „Water Mist – Path to Realization“ auf dem International Aircraft System Fire Protection Working Group Meeting der amerikanischen Luftfahrtbehörde FAA gehalten.

Vom 05.-07.04.2016 präsentierte AOA den im Vorhaben entwickelten Systemaufbau des umweltfreundlichen Feuerlöschsystems anhand eines Frachtraum-Mockups (Abbildung 10-1) auf der Aircraft Interior Expo (AIX) in Hamburg. Zudem war AOA damit unter den Finalisten des Crystal Cabin Awards 2016, ein internationaler Innovationspreis für herausragende Produkte und Konzepte im Bereich der Flugzeugkabineausstattung.



**Abbildung 10-1 Messeexponat Umweltfreundliches Feuerlöschsystem**

## Berichtsblatt

|   |   |
|---|---|
| 1. ISBN oder ISSN   | 2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung)<br>Schlussbericht |
| 3. Titel<br>Betrieb und Zuverlässigkeit eines Brennstoffzellensystems für Verkehrsflugzeuge (BeZel)<br>Teilvorhaben B   |   |
| 4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)]<br>Dipl.-Ing. Rosam Alexander  | 5. Abschlussdatum des Vorhabens<br>31.12.2016                           |
|   | 6. Veröffentlichungsdatum<br>14.09.2017                                 |
|   | 7. Form der Publikation   |
| 8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse)<br><br>AOA Apparatebau Gauting GmbH<br>Friedrichshafener Strasse 5<br>82205 Gilching   | 9. Ber. Nr. Durchführende Institution                                   |
|   | 10. Förderkennzeichen<br>03BV241B                                       |
|   | 11. Seitenzahl<br>71  |
| 12. Fördernde Institution (Name, Adresse)<br><br>Bundesministerium für Verkehr und digitale Infrastruktur<br>Invalidenstraße 44<br>D-10115 Berlin   | 13. Literaturangaben<br>8   |
|   | 14. Tabellen<br>8   |
|   | 15. Abbildungen<br>49   |
| 16. Zusätzliche Angaben   |   |
| 17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum)   |   |
| 18. Kurzfassung<br><br>Der Einsatz von Brennstoffzellen mit einem multifunktionalen Systemansatz soll einen Beitrag zu einem umweltfreundlicheren Betrieb zukünftiger Flugzeuggenerationen leisten. Dabei soll ein umweltfreundliches Feuerlöschsystem als Peripheriesystem einer Brennstoffzelle das im Betrieb der Brennstoffzelle als Prozessprodukt entstehende Inertgas zur Aufrechterhaltung einer inerten Atmosphäre im Frachtraum nutzen.<br><br>Das chemische Löschmittel Halon soll durch eine ICAO-Resolution ab 2024 für neue Typzulassungen von Flugzeugen verbannt werden. Luftfahrtgeeignete umweltfreundliche Frachtraum-Feuerlöschsysteme sind bis dato nicht auf dem Markt erhältlich.<br><br>Im Vorhaben wurden Konzepte für ein umweltfreundliches Feuerlöschsystem für Frachträume auf Basis von Wassernebel und Inertgas weiterentwickelt, das System hinsichtlich der Löscheffizienz dimensioniert und ein Systemteststand aufgebaut. Abschließend wurde die Systemauslegung anhand kritischer Brandszenarien durch Löschttests erfolgreich validiert.<br><br>Im Weiteren wurden Methoden und Verfahren zur Charakterisierung von Wassernebel entwickelt, die für eine spätere Zulassung des umweltfreundlichen Feuerlöschsystems benötigt werden. |   |
| 19. Schlagwörter<br>Multifunktionale Brennstoffzelle, Peripheriesystem, Brandbekämpfungssystem, Feuerlöschsystem, Frachtraum, Halonersatz, Wassernebel, Inertgas, ODA   |   |
| 20. Verlag  | 21. Preis   |

## Document Control Sheet

|   |  |
|---|--|
| 1. ISBN or ISSN   | 2. type of document (e.g. report, publication)<br>Final Report |
| 3. title<br>Operation and Reliability of a Fuel Cell System for Commercial Aircrafts (BeZel)<br>Subproject B  |  |
| 4. author(s) (family name, first name(s))<br>Dipl.-Ing. Rosam Alexander   | 5. end of project<br>December 31, 2016                         |
|   | 6. publication date<br>September 14, 2017                      |
|   | 7. form of publication   |
| 8. performing organization(s) (name, address)<br><br>AOA Apparatebau Gauting GmbH<br>Friedrichshafener Strasse 5<br>82205 Gilching  | 9. originator's report no.                                     |
|   | 10. reference no.<br>03BV241B                                  |
|   | 11. no. of pages<br>71   |
| 12. sponsoring agency (name, address)<br><br>Bundesministerium für Verkehr und digitale Infrastruktur<br>Invalidenstraße 44<br>D-10115 Berlin   | 13. no. of references<br>8                                     |
|   | 14. no. of tables<br>8   |
|   | 15. no. of figures<br>49                                       |
| 16. supplementary notes   |  |
| 17. presented at (title, place, date)   |  |
| 18. abstract<br><br>The use of fuel cells with a multifunctional system approach is intended to contribute to a more environmentally friendly operation of future aircraft generations. An environmentally friendly fire suppression system as a peripheral system of a fuel cell shall use the inert gas produced during the fuel cell operation as a process product to maintain an inert atmosphere in the cargo compartment.<br><br>The chemical fire extinguishing agent Halon shall be banned for new aircraft type certifications by an ICAO resolution from 2024 onwards. Airborne environmental friendly fire suppression systems are not yet available on the market.<br><br>In the project concepts for an environmentally friendly fire suppression system for cargo compartments were developed based on water mist and inert gas, the system was dimensioned with respect to the efficiency of the discharge and a system test bench was set up. Finally, the system design was successfully validated by means of critical test scenarios through fire and suppression tests.<br><br>Furthermore, methods and procedures for the characterization of water mist have been developed which are necessary for the subsequent approval of the environmentally friendly fire extinguishing system. |  |
| 19. keywords<br>multi-functional fuel cell, fire-fighting system, fire suppression, cargo compartment, Halon replacement, water mist, inert gas, ODA  |  |
| 20. publisher   | 21. price  |