

Fraunhofer-Institut für Bauphysik IBP
Forschung, Entwicklung,
Demonstration und Beratung auf
den Gebieten der Bauphysik
Zulassung neuer Baustoffe,
Bauteile und Bauarten
Bauaufsichtlich anerkannte Stelle für
Prüfung, Überwachung und Zertifizierung
Institutsleitung
Univ.-Prof. Dr.-Ing. Klaus Sedlbauer

IBP-Bericht RK 009/2014/296

Schlussbericht Energieströme im Druckrumpf, Methoden des Energiemanagements und innovative Kabinenluft- behandlung (STELLA)

Durchgeführt im Auftrag des
Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie
Förderkennzeichen 20Y0907E

Der Bericht umfasst
121 Seiten Text
46 Tabellen
51 Abbildungen

Dr.-Ing. Victor Norrefeldt
Dr.-rer.nat. Andrea Burdack-Freitag

Valley, 12. Mai 2014

Abteilungsleiter


Dr.-Ing.
Gunnar Grün

Bearbeiter


Dr.-Ing.
Victor Norrefeldt

Bearbeiter


Dr.-rer.nat.
Andrea Burdack-Freitag

Inhalt

1	Kurzdarstellung der Aufgabenstellung	5
2	Kurzdarstellung der Voraussetzungen des Vorhabens	5
3	Kurzdarstellung von Planung und Ablauf des Vorhabens	6
4	Kurzdarstellung des wissenschaftlich-technischen Standes	8
5	Vorhabensziele, Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse in TP1 – Thermal Management Assessment	9
5.1	Fragestellung	9
5.2	Energetische Auswertung des Vorgängerprojektes INBAKA	9
5.2.1	Gemittelte Temperaturen aus zwei Beispielhaften INBAKA-Versuchen	10
5.2.2	Wärmedurchgangskoeffizienten der Umschließungsflächen	11
5.2.3	Aufgestellte Energiebilanz der INBAKA-Versuche	11
5.2.4	Erklärungsversuch Spaltlüftung	11
5.2.5	Erklärungsversuch Konvektion und Strahlung	12
5.2.6	Fazit der Nachauswertung der INBAKA Versuche	14
5.3	Vorerwägungen und Vorversuche zu den STELLA Systemtests	14
5.3.1	Entwicklung einer Messmethode für den Luftaustausch zwischen Compartments	14
5.3.2	Vorversuche mit Tracergas in der Kabine	15
5.3.3	Bewertung der Vorversuche mit Tracergas	18
5.4	Konzeption der Versuche zur Bewertung der Energieströme in der Flugzeugkabine	19
5.4.1	Ventilationskonzept	19
5.4.2	Wärmelasten in der Kabine	19
5.4.3	Randbedingungen der STELLA-Versuche	20
5.4.4	Testdesign	20
5.5	Testkampagne zur Bewertung der Energieströme in der Flugzeugkabine	21
5.5.1	Architektur des Ventilationssystems in der Kabine	21
5.5.2	Umbau Lüftungsanlage	22
5.5.3	Messstellenplan Temperatur im Rumpf	22
5.5.4	Messstellenplan Temperatur im Lüftungssystem	23
5.5.5	Messstellenplan Tracergas	23

5.5.6	Abdichtung des Cargobereichs	24
5.5.7	Systemtests	25
5.5.8	Aufbereitung der Testdaten	26
5.6	Analyse und Bewertung	29
5.6.1	Modell zur Ermittlung der Luftströme zwischen Compartments	29
5.6.2	Modellkalibrierung: Luftströmung zwischen Compartments	31
5.6.3	Modellverifizierung: Luftströmung zwischen Compartments	32
5.6.4	Modellanwendung: Luftströme zwischen Compartments in den energetischen Systemtests	35
5.6.5	Bilanzgrenzen der energetischen Auswertung	35
5.6.6	Ergebnis der Energiebilanz	36
5.6.7	Diskussion der Ergebnisse	41
5.7	Konzeption einer Energiemanagementmethode im Versuchsstand	42
5.8	Implementierung der Energiemanagementmethode	42
5.9	Test der implementierten Energiemanagementmethode	43
5.10	Validierung und Bewertung der Energiemanagementmethode	43
6	Vorhabensziele, Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse in TP3 – Sensorik	44
6.1	Konzeption	44
6.1.1	Anforderungen an Sensoren, bzw. Sensorsysteme	45
6.1.2	Evaluierung verfügbarer Sensoren bzw. Sensorsysteme	52
6.1.3	Definition eines Testplans für Untersuchungen unter Labor- und Realbedingungen	53
6.2	Technologie	56
6.3	Entwicklung der Testkampagnen	57
6.3.1	Labortests: Bestimmung der chemischen Parameter	58
6.3.2	Labortests: Bestimmung physikalischer Parameter	64
6.3.3	Real-Life-Test	81
6.4	Analyse und Validierung	89
6.4.1	Bestimmung der chemischen Parameter: Zielgastests	90
6.4.2	Bestimmung der physikalischen Parameter: Temperatur- und Drucktests im Labormaßstab	92
6.4.3	Real-Life-Tests	96
7	Vorhabensziele, Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse in TP3 – Ionisierungssysteme	99
7.1	Konzeption	99
7.2	Technologie	100
7.2.1	Händlerspezifikationen	101
7.2.2	Vorversuche zu den Emissionsraten	102
7.3	Testkampagne	104
7.3.1	Allgemeiner Versuchsaufbau für die Labortests	104
7.3.2	Substanzidentifizierung	105

7.3.3	Gerätequalifizierung	105
7.3.4	Probandentests	106
7.4	Analyse und Validierung	107
8	Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit	109
9	Voraussichtlicher Nutzen und Verwertung des Ergebnisses	110
10	Fortschritt Dritter während der Projektlaufzeit	111
11	Erfolge / geplante Veröffentlichung der Projektergebnisse	111

1 Kurzdarstellung der Aufgabenstellung

Aufgabe des Forschungsvorhabens war die Methodenentwicklung zur energetischen Systemoptimierung künftiger Flugzeugarchitekturen. Durch den Einsatz von elektrischer Versorgung für Systeme wie Klimaanlage und Hydraulik wird zusätzliche Leistungselektronik mit entsprechendem Kühlbedarf eingebaut. Desgleichen benötigen zusätzliche Stromquellen aktive Kühlung. Damit ergibt sich der Bedarf große Wärmemengen verschiedener Systeme aus dem Flugzeug abzuführen. Als Beitrag zu verbessertem Energiemanagement wurde in der Flight Test Facility (FTF) des Fraunhofer IBP die Auswirkung eines innovativen Quelläftungssystems auf den Wärmehaushalt des Rumpfes betrachtet. Demgegenüber stand ein herkömmliches Lüftungssystem. Lasten entstehen sowohl intern (z.B. Personendichte, IFE, Beleuchtung) als auch extern (Witterung, Sonne). Für eine Ziel führende Kommunikation zwischen verschiedenen, am Planungsprozess beteiligten Fachgruppen ist eine verständliche Visualisierung der Energie- und Enthalpieströme notwendig. Diese sollte im Zuge des Projektes implementiert werden.

Ein weiterer Beitrag zur energetischen Kabinensystemoptimierung ist die Installation eines Klimatisierungssystems mit hohem Umluftanteil ohne Nutzung von Zapfluft. Hierfür ergeben sich hinsichtlich der Überwachung der Luftqualität im speziellen Fall Flugzeug neue Anforderungen (Sicherheit, transiente Druckverhältnisse, Detektionslimits). Das Potential von Sensorik sollte hierzu untersucht werden. Sensorik mit dieser Aufgabe wird in anderen Technologiebereichen (z.B. Gebäude- oder Automobilindustrie) bereits genutzt, wobei deren Hardwareeinbindung und Algorithmen angepasst werden müssen. Die Sensorik wurde abschließend in der Testumgebung FTF getestet, so dass eine Einsatzbereitschaft für das realistische Umfeld gezeigt werden konnte.

Als Alternative zur Filterung von Luft stellen Ionisationssysteme eine vielversprechende Möglichkeit dar. Handelsübliche Systeme sollen bezüglich ihrer Leistung flüchtige organische Verbindungen abzubauen und der durch die Systeme entstehenden Ozonbelastung im Raum bewertet werden.

2 Kurzdarstellung der Voraussetzungen des Vorhabens

Das Fraunhofer IBP verfügt über das weltweit einmalige Niederdruck-Fluglabor FTF (Flight Test Facility) mit original A310 Segment inkl. Cockpit, sowie über Kompetenzen in Thermodynamik, Hygrothermik, Sensorik und Luftqualität. Durch die Beteiligung an weiteren nationalen und EU-Projekten im Luftfahrtbereich hat das Fraunhofer IBP die Kompetenz erlangt Versuchsaufbauten in Realgröße zu planen, aufzubauen und zu betreiben.

Aus dem vorhergehenden Projekt INBAKA ist in dem A310 Segment neben der herkömmlichen Mischlüftung zusätzlich eine Quelläftung in der Kabine installiert. Dieses Quelläuftsystem wird für die STELLA Systemtests genutzt. Aus INBAKA ergab sich die Fragestellung der Energieströme, da die vereinfachte Kabinenbilanz, bei der die Ein- und Austretenden Enthalpieströme den einge-

brachten Wärmequellen gegenübergestellt werden zu einer hohen Abweichung führten. Aus den Projekten ECOTHERM (Förderkennzeichen: 20Y0803I) und PROTEG (Förderkennzeichen: 20K0905M) sind das Cockpit und der Avionikbereich mit einem Lüftungssystem und entsprechender Messtechnik ausgestattet.

3 Kurzdarstellung von Planung und Ablauf des Vorhabens

Die Laufzeit des STELLA-Projektes war von Januar 2010 bis September 2013. Das Fraunhofer IBP trägt in STELLA zu den Teilprojekten TP1 (Thermal Management Assessment) und TP3.2 (Innovative Cabin Treatment) bei. Tabelle 1 gibt nach Jahren aufgeschlüsselt eine Kurzübersicht der Haupttätigkeiten und des Projektablaufs.

Tabelle 1:
Übersicht über den STELLA-Projektablauf am Fraunhofer IBP

Jahr	TP1	TP3
2010	In INBAKA gewonnene Messdaten wurden unter dem Gesichtspunkt der energetischen Bilanzierung neu ausgewertet. Um in den Systemtests etwaige Luftbewegungen zwischen Compartments aufzuzeigen, wurde eine Tracergasmethode erarbeitet. Aus der Literatur wurden verschiedene Möglichkeiten des Energiemanagements und der Darstellung von Energieströmen recherchiert.	Anforderungen an die Sensorik für den Flugfall wurden recherchiert. Es wurde eine Auswahl geeigneter Sensorsysteme erstellt.
2011	Ein vereinfachtes thermisches Modell des Flugzeugrumpfes wurde erstellt und anhand der INBAKA-Daten kalibriert. Dabei zeigte sich, welche Messwerte aus INBAKA für die Modellkalibration mangels Messwert angenommen werden mussten. Diese Erfahrungen flossen in die Erstellung eines Versuchs- und Messplans für STELLA ein. Mit dem Aufbau von Messtechnik im Rumpf wurde begonnen.	Basierend auf der Recherche wurden geeignete Sensorsysteme ausgewählt und beschafft. Es wurde eine repräsentative Auswahl von Zielgasen ermittelt, anhand derer die Sensoren unter Laborbedingungen getestet werden. Ein Testplan für die Labortests wurde ausgearbeitet und die Versuche wurden durchgeführt.
2012	Im Rahmen einer Machbarkeitsbewertung der erarbeiteten Tracergasmethode wurden Vorversuche durchgeführt. Es wurde eine Software zur Erstellung von Sankey-Diagrammen in die Toolumgebung des Fraunhofer IBP integriert. Der Aufbau von Messtechnik für die STELLA-Systemtests wurde abgeschlossen. Bei der Wartung der Kälteanlage des FTF ist ein Kühlmittelverlust festgestellt worden. Die hierdurch notwendige Fehlersuche und außerplanmäßige Wartung führten zu einer Verschiebung im Projektverlauf.	Das gewählte Sensorsystem zur Luftqualitätssicherung wurde in ein für den Realversuch taugliches Modul integriert und unter verschiedenen Druckbedingungen und Beaufschlagungen mit ausgewählten Gasen getestet. Ein Versuchsplan für die Validierung der Messung durch eine Probandenstudie wurde erstellt. Durch die Erweiterung des STELLA-Projektes konnte die Leistungsfähigkeit von Ionisationssystemen zur Luftverbesserung in die Forschungsarbeit mit aufgenommen werden. Es wurden entsprechende marktübliche Systeme recherchiert und beschafft. Die Ionisatoren wurden hinsichtlich Leistungsaufnahme, Ionenkonzentration und des Abbaus typischer VOC Substanzen charakterisiert.
2013	Die erarbeitete Tracergasmethode für die Ermittlung von Luftströmungen innerhalb des Rumpfes wurde mit realem Lüftungsschema getestet. Anpassungen der Methode zur besseren Anwendbarkeit wurden durchgeführt und die modifizierte Methode wurde validiert. Mithilfe der STELLA-Systemtests wurde eine Parameterstudie durchgeführt um die energetische Bilanz der Kabine unter verschiedenen Last- und Lüftungsbedingungen zu erstellen.	Das Sensorsystem zur Luftqualitätssicherung wurde in einer Probandenstudie mit geschulten Probanden validiert. Die Ionisationssysteme wurden weiter bezüglich der Ozonbelastung der Abluft des Ionisators und der Abbaugeschwindigkeit typischer in der Atemluft enthaltener, die Luftqualität beeinflussender Stoffe, bewertet.

4 Kurzdarstellung des wissenschaftlich-technischen Standes

Übliche Kabinenventilationskonzepte bringen die Zuluft in die Kabine von oben, meist oberhalb der Gänge, ein und entnehmen sie am Boden entlang der Dado-Panels. Aufgrund der hohen internen Wärmelasten (Passagiere, Beleuchtung, IFE, etc.) muss die Luft mit Temperaturen zwischen 8 °C und 14 °C eingebracht werden, um ein komfortables Raumklima an den Sitzen zu erhalten. Hierbei ist durch die Wirbelbildung entgegen der natürlichen Konvektionsfahnen der Passagiere eine relativ homogene vertikale Temperaturverteilung gegeben. Konzepte wie die Quelllüftung machen sich diese Auftriebsströmung zu Nutze und bringen die Luft großflächig mit höheren Temperaturen am Boden ein. Diese steigt während der Erwärmung auf und wird an der Decke abgeführt. In INBAKA wurden die Funktionalität und die Auswirkungen auf die Bewertung durch Probanden solcher Systeme getestet. In der Fachliteratur sind CFD-Studien erschienen [42], [43], die die Quelllüftung als komfortables Lüftungssystem in der Flugzeugkabine darstellen. Die energetische Auswirkung der Quelllüftung auf den Rumpf, bedingt durch höhere mögliche Zu- und Ablufttemperaturen und durch die Verschiebung der Druckquellen und Senken der Kabinenlüftung wurden bisher allerdings nicht untersucht, stellt jedoch ein wesentliches Potenzial für künftige energieeffiziente Kabinenarchitekturen dar. Das STELLA Projekt leistet einen Beitrag zum Schließen dieser Wissenslücke.

Die Luftqualität in einer Flugzeugkabine wird bislang durch einen hohen Luftwechsel und eine hohe Frischluftzufuhr von außen (ca. 50 %) aufrechterhalten. Diese Frischluft ist allerdings energetisch ungünstig, da sie als Zapfluft dem Triebwerk entnommen wird und nicht dem Vorschub zur Verfügung steht. Zudem muss sie zunächst aufwendig aufbereitet und abgekühlt werden bevor sie in die Kabine gelangt. Soll der Anteil an Frischluft reduziert und in der Kabine der Umluftanteil erhöht werden, muss darauf geachtet werden die Sauerstoffversorgung der Passagiere bei langsam ansteigendem Kohlendioxidgehalt sicher zu stellen. Hierzu kann die Luftqualität in der Kabine überwacht und im Bedarfsfall der Frischluftanteil erhöht werden. Zur Messung und Überwachung der Luftqualität in Innenräumen wurden in der Vergangenheit unterschiedliche Zielgase und Detektionssysteme diskutiert und angewendet. Als Gassensoren finden z. B. Metalloxidsensoren, Sensoren auf Basis von Polymeren oder Schwingquarzen oder photoakustische Detektoren Anwendung. Zur automatischen Messung und Kontrolle der Luftqualität in Innenräumen sind nach wie vor Sensoren zur CO₂-Detektion auf NDIR-Basis am weitesten verbreitet. Seit geraumer Zeit sind auch Sensoren zur breitbandigen VOC-Detektion auf Basis katalytisch aktiver Metalloxide verfügbar. Durch diesen Ansatz werden, im Vergleich zur reinen CO₂-Messung, jegliche Art von geruchsinaktiven und –aktiven Komponenten erfasst. Aufgrund verbesserter Langzeitstabilität und Produktionskostenoptimierung, gibt es immer mehr Bereiche, in denen katalytisch aktive Metalloxidsensoren zur breitbandigen VOC-Detektion Anwendung finden (zum Beispiel die Umluftklappensteuerung in Fahrzeugen in Abhängigkeit der Außenluftqualität). Wichtige Voraussetzung für das Funktionieren ist die Entwicklung eines Algorithmus zur Ausgabe einer verwendbaren Messgröße, im

Falle einer breitbandigen VOC-Detektion z.B. eine „Umrechnung“ in CO₂-Äquivalente.

Aktuell wird in Verkehrsflugzeugen insbesondere die Kabinenumluft gefiltert. Hierzu werden HEPA Kabinenumluftfilter mit hohem Wirkungsgrad eingesetzt. Chemische Filterelemente reduzieren flüchtige organische Verbindungen und Gerüche (z.B. von Essen und WCs) aus Flugzeugkabinen. Ein neues Konzept, das diese Funktion erfüllen könnte sind Ionisationsluftreinigungsgeräte. Sie erzeugen durch elektrische Entladung zwischen zwei Elektroden ein nichtthermisches Plasma mit energiereichen Teilchen, die mit Luftschadstoffen zu gesundheitlich unbedenklichen Produkten abreagieren sollen. Wegen der möglichen Ozonemission, war bis zum Zeitpunkt der Untersuchungen im Rahmen des STELLA-Projekts nicht geklärt ob der Betrieb dieser Luftreinigungsgeräte in unmittelbarer Nähe von Personen empfohlen werden kann. Insbesondere in Flugzeugkabinen ist wegen der Flughöhe unter Umständen bereits eine erhöhte Hintergrundkonzentration an Ozon vorhanden.

5 Vorhabensziele, Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse in TP1 – Thermal Management Assessment

5.1 Fragestellung

Dieses Arbeitspaket untersucht das thermische System Flugzeugrumpf. In bisherigen Versuchsaufbauten wurden lediglich Temperaturen an verschiedenen Stellen in der Kabine, an der Kabinenoberfläche und im Lüftungssystem aufgezeichnet. Eine Messung von Leckageluftströmen außerhalb der Designluftführung wurde bisher nicht erfasst. Es soll untersucht werden, inwieweit auch solche Leckageströme messtechnisch bewertet werden können. Eine weitere Fragestellung ist ob im Rahmen eines neuartigen Energiemanagements Wärmequellen besser im Rumpf verteilt werden können um lokal verfügbares Kühlpotential besser zu nutzen. Im Besonderen, wegen der einfachen Zugänglichkeit bei Wartungsarbeiten, erscheint hier die Crown als vielversprechende Möglichkeit Wärmequellen zu platzieren.

5.2 Energetische Auswertung des Vorgängerprojektes INBAKA

Das STELLA-Vorgängerprojekt INBAKA untersuchte das von Passagieren empfundene Komfortniveau bei Mischlüftung und Quelllüftung in der Kabine. Diese Versuche wurden nochmals unter dem energetischen Aspekt ausgewertet. Hierzu wurden folgende Terme berücksichtigt:

Enthalpiedifferenz der Zu- und Abluft in der Kabine entsprechend der Luftführung (Abbildung 1)

- Leitungsverluste über Umschließungsflächen
- Zugeführte Wärme (Personen, In-Flight Entertainment, Licht).

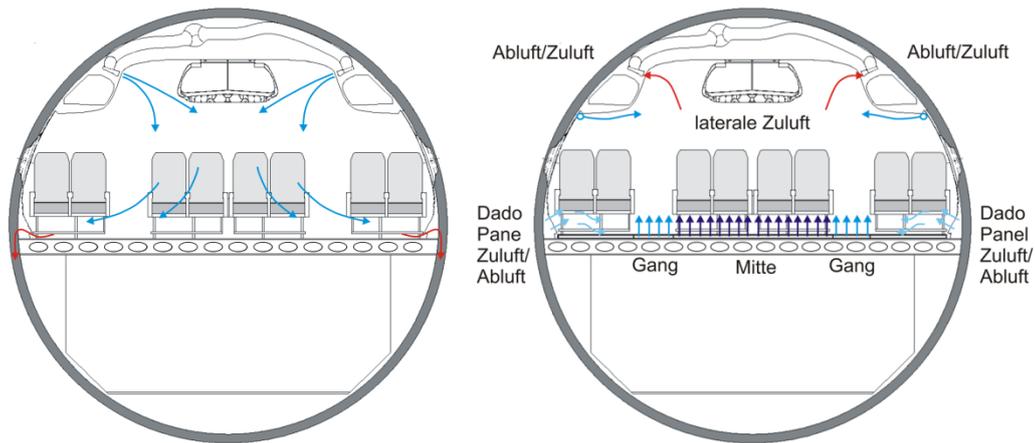


Abbildung 1:
Luftführung während der INBAKA-Versuche bei Mischlüftung (links) und Quelllüftung (rechts)

5.2.1 Gemittelte Temperaturen aus zwei Beispielhaften INBAKA-Versuchen

Tabelle 2 zeigt beispielhaft gemittelte Temperaturen, die in zwei INBAKA-Versuchen (30.04.2008 und 06.05.2008) gemessen wurden. Ziel war in beiden Versuchen die gleiche mittlere Kabinentemperatur einzustellen.

Tabelle 2:
Gemittelte Temperaturen zweier beispielhafter INBAKA-Versuche

Messgröße	Mischlüftung	Quelllüftung
$T_{\text{außen}} [^{\circ}\text{C}]$	-21,2	-22,1
$T_{\text{zu,lateral}} [^{\circ}\text{C}]$	-	15,7
$T_{\text{zu,dado}} [^{\circ}\text{C}]$	-	20,7
$T_{\text{zu,mitte}} [^{\circ}\text{C}]$	-	18,4
$T_{\text{zu/ab,ceil}} [^{\circ}\text{C}]$	6,5	25,1
$T_{\text{ab,dreieck_L}} [^{\circ}\text{C}]$	23,1	-
$T_{\text{ab,dreieck_R}} [^{\circ}\text{C}]$	23,1	-
$T_{\text{kabine_unter_deckenpanel}} [^{\circ}\text{C}]$	25,9	26,6
$T_{\text{mittel,kabine}} [^{\circ}\text{C}]$	23,4	23,4
$T_{\text{crown}} [^{\circ}\text{C}]$	25,5	27,3
$T_{\text{dreieck_L}} [^{\circ}\text{C}]$	13,2	11,2
$T_{\text{dreieck_R}} [^{\circ}\text{C}]$	15,7	13,5
$T_{\text{cargo}} [^{\circ}\text{C}]$	13,0	12,3

Es zeigt sich, dass bei der Quelllüftung die oberen Bereiche des Flugzeuggruppfes im Vergleich zur Mischlüftung wärmer sind während der Unterflurbereich kühler wird.

5.2.2 Wärmedurchgangskoeffizienten der Umschließungsflächen

Wärmeleitungswiderstände der Umschließungsflächen (siehe Abbildung 2) wurden aus [40] übernommen. Bedingt durch Umbauten erschienen die zitierten Werte an manchen Stellen nicht realistisch. Hier wurde der Leitungswiderstand abgeschätzt.

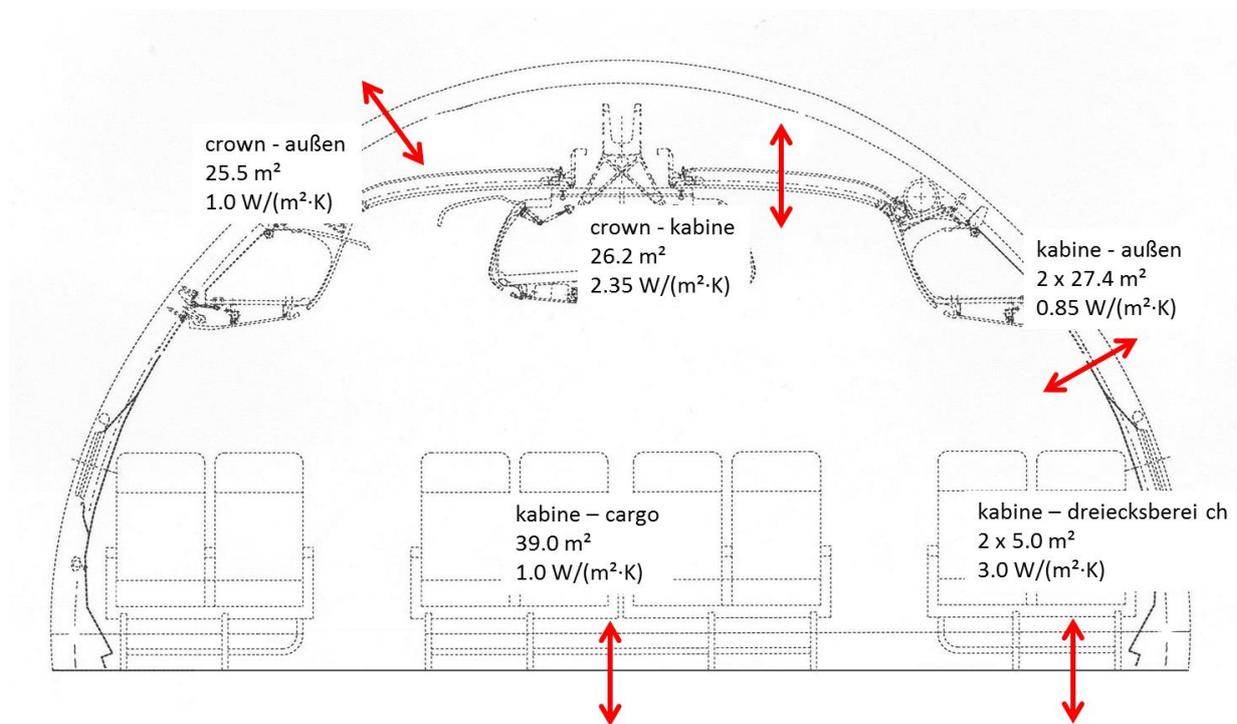


Abbildung 2:
Wärmedurchgangswiderstände der Kabine und der Crown

5.2.3 Aufgestellte Energiebilanz der INBAKA-Versuche

Basierend auf den Eingangsdaten der vorhergehenden Abschnitte wurde die Energiebilanz aufgestellt. Es zeigt sich, dass über die Quelllüftung deutlich weniger Energie abgeführt wurde als über die Mischlüftung. Leitungswärmeverluste hingegen ändern sich kaum beim Wechsel von Misch- zu Quelllüftung. Zudem wird bei Mischlüftung rechnerisch zu viel Wärme abgeführt während bei Quelllüftung zu wenig Wärme abgeführt wird.

5.2.4 Erklärungsversuch Spaltlüftung

Aus Tabelle 2 ist ersichtlich, dass im Quelllüftungsfall im oberen Kabinenbereich höhere Temperaturen herrschen als im Mischlüftungsfall. Zudem ist die Temperatur der Kabinenabluft niedriger als die Temperatur direkt unter den Ceiling Panels. Es scheint hier also warme Luft zu geben, die nicht über die reguläre Lüftung abgeführt wird. Daher wird vermutet, dass die oberen Kühllasten bei Quellluft nicht von der Kabinenlüftung erfasst werden und somit für den thermischen Haushalt der Kabine kaum eine Rolle spielen.

Ein denkbarer Weg wäre, dass die Luft aus der Kabine in die Crown aufsteigt. Von dort aus könnte sie an der kalten Außenhaut hinter dem Kabinenlining in den Dreiecksbereich gelangen. Durch den Spalt zwischen Kabine und Dreiecksbereich könnte sie anschließend wieder in die Kabine gelangen.

Für eine ausgeglichene Energiebilanz müssten etwa 42 % der Design-Luftströmung über diesen Pfad strömen. Ob es möglich ist, so viel Luft ohne Anlagentechnik zu fördern wird daher eher kritisch beurteilt.

5.2.5 Erklärungsversuch Konvektion und Strahlung

Bei Mischlüftung wird Luft mit vergleichsweise hohem Impuls in den Raum eingebracht. Der große Einströmquerschnitt bei Quellluftsystemen erlaubt es hingegen die gleiche Luftmenge bei deutlich niedrigerer Geschwindigkeit zuzuführen. Bedingt durch die unterschiedlichen Luftgeschwindigkeiten könnte es somit sein, dass die konvektiven Wärmeübergangswiderstände sich verändern. Bei gleichbleibender eingebrachter Wärmemenge führt dies zu einer Verschiebung des Verhältnisses der konvektiven zur Strahlungswärmeabfuhr. Um diese Hypothese zu untersuchen wurde ein parametrisches thermisches Flugzeugrumpfmodell aufgestellt (Abbildung 3). Als Parameter wurden hierbei die Wärmestrahlung an die Kabinenumschließungsflächen $Q_{rad,1}$ bis $Q_{rad,6}$ und die konvektiven Wärmeübergangswiderstände h_{c1} bis h_{c14} definiert.

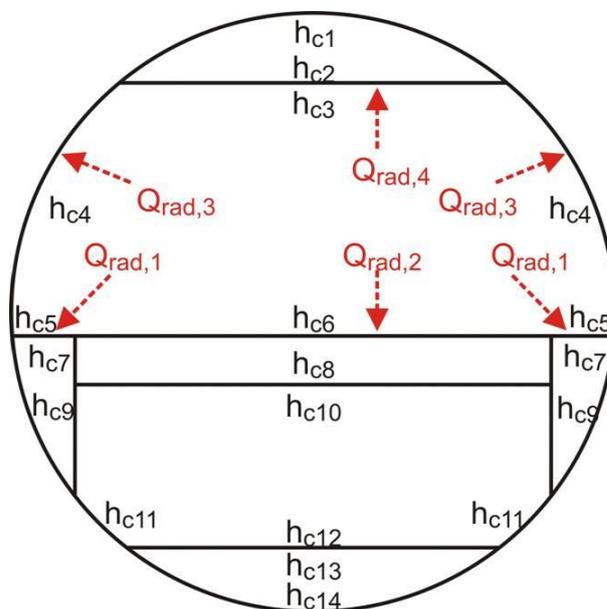


Abbildung 3:
Parametrisierung des Rumpfquerschnitts

Das beschriebene thermische Rumpfmodell wurde benutzt um einen Parametersatz von Strahlungswärmeaustausch an die Kabinenumschließungsflächen und konvektiven Wärmeübertragungskoeffizienten zu suchen, der mit den

Messungen in den INBAKA-Versuchen kompatibel ist. Kompatibel bezieht sich hierbei darauf, dass die in INBAKA gemessenen Temperaturen der Luft in den Compartments, der Oberflächen Kabinenboden und Seitenlining in der Simulation wiedergegeben werden. Unterschieden wurden Misch- und Quellluft. Bei der Mischluft wird die Luft oben in die Kabine eingebracht und über Dreiecksbereich und Bilge abgesaugt. Bei Quellluft wird die Luft durch den Doppelboden in die Kabine eingebracht und oben abgesaugt.

Da die Zahl der zu variierenden Parameter hoch und deren Einfluss nicht bekannt ist wurde ein genetischer Algorithmus für die Suche nach angepassten Parametern gewählt. Die Idee genetischer Algorithmen ist es ausgehend von einer zufällig erstellten Anfangspopulation (= mehrere Parametersätze) durch die Prinzipien der Mutation, Rekombination und Selektion optimierte Lösungen (Parametersätze) zu finden. Bei der Mutation wird zufällig ein Parameter verändert. Bei der Rekombination werden Informationen zweier Parametersätze gemischt in der Hoffnung dass sich die guten Eigenschaften der beiden Lösungen vereinen und eine noch bessere Lösung ergeben. Bei der Selektion wird gesichert, dass vergleichsweise gute Lösungen eine höhere Wahrscheinlichkeit haben in die nächste Generation (Iteration) übernommen zu werden während schlechte Lösungen das Nachsehen haben. Die Güte der Lösungen wurde durch die Abweichung der berechneten Temperaturen von der Spanne der in INBAKA gemessenen Temperaturen und durch die Abweichung der Wärmebilanz bewertet.

Es zeigt sich als Ergebnis der Parameteroptimierung in welchen Compartments es bei den Versuchen zu einer Luftströmung gekommen ist. Im Mischluftfall ist der Wärmeübertragungskoeffizient an den Außenwänden von Dreiecksbereich und Bilge hoch. Hier strömt die Abluft der Kabine. Im Doppelboden wird vermutet dass eine stehende Luftschicht entstanden ist, sodass hier nur Wärmeleitung auftritt. Strahlungswärmegevinne der Oberflächen sind im Mischluftfall gegenüber dem Quellluftfall relativ gering. Dies könnte daran liegen, dass die Mischluft turbulenter und mit höheren Geschwindigkeiten an den Passagieren vorbei strömt, sodass mehr Wärme konvektiv von den Menschen abgeführt wird.

Im Quellluftfall sind die Wärmeübertragungskoeffizienten im Unterflurbereich geringer. Im Doppelboden und im Kabinenboden hingegen sind die Wärmeübertragungskoeffizienten relativ hoch da hier ein großer Teil der Zuluft vorbei strömt. Es wird vergleichsweise viel Wärme über Strahlung abgeführt.

Bei der Überprüfung, ob die ermittelten Wärmeübertragungskoeffizienten und die Strahlungswärmegevinne physikalisch sinnvoll sind, zeigen sich Schwächen. Zwar ist es wahrscheinlich, dass Wärmeübergangskoeffizienten durch die Lüftung beeinflusst werden, jedoch ist fraglich, warum beispielsweise bei Quellluft der Wert im oberen Dreiecksbereich höher ist als bei Mischluft. Auch für den großen Unterschied der Wärmeübergangskoeffizienten in der Crown kann keine stichhaltige Erklärung gefunden werden.

5.2.6 Fazit der Nachauswertung der INBAKA Versuche

Die Nachauswertung der INBAKA-Versuche gab kein zufrieden stellendes Ergebnis wie die Diskrepanz der Mischluft- und Quellluftversuche erklärt werden könnte. Insbesondere die Frage nach Nebenpfaden der Luftströmung kann aus dem INBAKA-Messaufbau nicht beantwortet werden. Daher sollte in STELLA versucht werden, diese Nebenluftpfade zu quantifizieren.

Im Teilprojekt INBAKA lag der Fokus der Versuche auf der Komfortbewertung. Hierzu waren viele Lufttemperatursensoren an den einzelnen Sitzplätzen notwendig. Für eine energetische Bewertung hat sich gezeigt, dass ein weniger dichtes Netz von Lufttemperatursensoren ausreichend ist. Der Fokus der Messtechnik sollte dafür mehr auf die Übergänge zwischen Compartments gesetzt werden, da diese Größen zur Bilanzierung heran gezogen werden können.

5.3 Vorerwägungen und Vorversuche zu den STELLA Systemtests

Aus der Nachauswertung der INBAKA-Versuche blieb insbesondere die Frage offen, ob die Luft tatsächlich entsprechend der Design-Lüftung strömt oder ob sie andere Wege nimmt. Eine Möglichkeit die Ausbreitung von Luft im Raum zu bewerten ist mithilfe von Tracergasversuchen. Um hierzu eine valide Methode zu erarbeiten, wurden mehrere Vorversuche im Flugzeug-Mockup durchgeführt.

5.3.1 Entwicklung einer Messmethode für den Luftaustausch zwischen Compartments

Im Gebäudebereich werden Tracergasmessungen typischerweise benutzt um die Dichtheit von Gebäuden zu prüfen. Aus der Abklinggeschwindigkeit kann der Luftwechsel eines Gebäudes berechnet werden. Diese Methode wurde für den Flugzeugfall so weiter entwickelt, dass sie erlauben sollte den Luftstrom zwischen Compartments zu bewerten. Hierzu wird Tracergas mit konstantem Massenstrom in ein Compartments eingebracht. In diesem und in den anderen Compartments wird der Anstieg der Konzentration gemessen bis ein stationärer Zustand erreicht ist. Dieses Messprinzip wird reihum für jedes Compartment angewendet.

Die Voraussetzungen für die Anwendbarkeit dieser Methode sind:

- Ausreichende Durchmischung des Tracergases in den Compartments
- Ausreichend hoher Luftaustausch zwischen den Compartments, sodass der stationäre Zustand in einer praktikablen Zeit erreicht wird
- Konstante Lüftungsbedingungen während des gesamten Versuchs

Luftvolumenströme zwischen Compartments, jeweils gemessene Tracergaskonzentrationen und emittierte Tracergasmengen werden in Matrizen geschrieben.

$$\begin{pmatrix} \dot{V}_{1,ab} & \dot{V}_{12} & \dots \\ \dot{V}_{21} & \ddots & \\ \vdots & & \dot{V}_{n,ab} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} c_{11} & c_{21} & \dots \\ c_{12} & \ddots & \\ \vdots & & c_{nn} \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} \dot{V}_{tracer,em,1} & 0 & \dots \\ 0 & \ddots & \\ \vdots & & \dot{V}_{tracer,em,n} \end{pmatrix}$$

Durch Invertierung der Konzentrationsmatrix kann die Volumenstrommatrix berechnet werden.

$$(\dot{V}) = (\dot{V}_{tracer,em}) \cdot (c)^{-1}$$

Um die theoretische Anwendbarkeit dieser Methode zu testen, wurde ein Simulationsmodell mit sechs Volumina untersucht. Luftströmungspfade (Abbildung 4 links), ausgetauschte Luftmengen, Tracergasemissionen und fiktive Messungen wurden in das Modell integriert. Um Rauschen zu simulieren wurden diese Signale mit phasenverschiedenen Sinusstörungen überlagert. Da sechs Compartments betrachtet werden, sind sechs Messintervalle nötig (Abbildung 4 mitte). Die ursprünglich eingestellten Massenströme konnten durch die Rückrechnung reproduziert werden (Abbildung 4 rechts). Auf der Diagonale steht pro Compartment jeweils die gesamte ausgeströmte Luft. Nullmassenströme sind grün markiert. Dies sind Strömungen, die es wegen fehlender Verbindung der Compartments nicht geben kann.

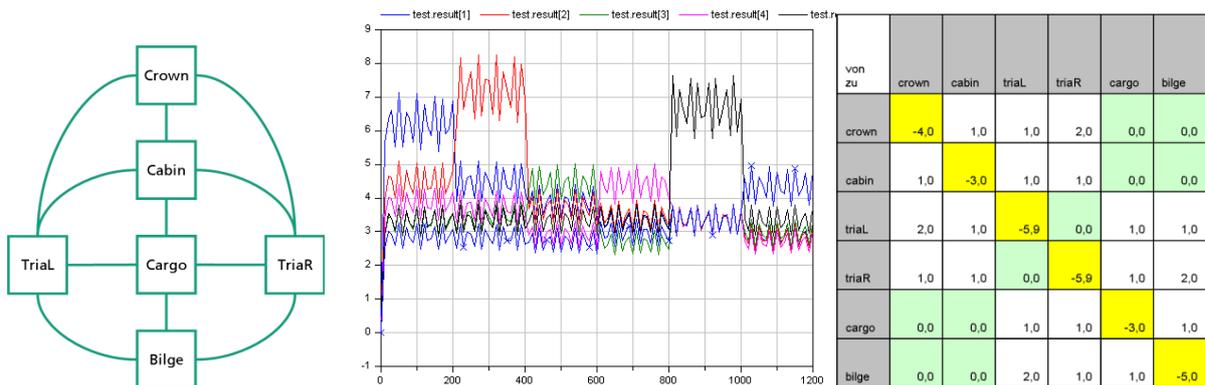


Abbildung 4:
links: angenommene Verbindungen zwischen Compartments, Mitte: generierte Messdaten, rechts: Rückrechnung der Massenströme

5.3.2 Vorversuche mit Tracergas in der Kabine

Nachdem die theoretische Machbarkeit der Tracergasmessung gezeigt wurde, wurde deren Umsetzbarkeit im realen Flugzeugmockup bewertet. Als Tracergas wird SF₆ gewählt, da es in der Natur nicht vorkommt. Um eine gleichmäßige Ausbreitung des Tracergases in den Compartments sicher zu stellen, wird es jeweils an mehreren Stellen eingebracht.

Für die Messung wurden folgende Parameter in der Lüftungsanlage eingestellt:

- Frischluft Kabine: 1000 m³/h
- Umluft Kabine: 600 m³/h
- Frischluft Cockpit: 400 m³/h

Die Abluft aus Kabine und Cockpit strömt über den Dreiecksbereich und die Bilge nach außen. Die Umluft wird dabei im Dreiecksbereich abgesogen.

Für die definierte Zudosierung und Messung wurde ein photoakustischer Innova 1312 Multi-Gas Monitor (siehe Abbildung 5) mit einem sechs-Kanal Multiplexer mit Dosiereinheit verwendet. Somit können sechs Compartments zur selben Zeit erfasst werden.



Abbildung 5:
Innova 1312 Multigas Monitor

In einem Vorversuch wurde die Messung in Cargo, linkem und rechtem Dreiecksbereich, Bilge, Kabine und Cockpit durchgeführt. Mit Ausnahme des emittierenden Compartments zeigt der Vorversuch, dass in den anderen Compartments ein stationärer Zustand nach spätestens 45 Minuten erreicht ist. Im emittierenden Compartment werden starke Schwankungen der Tracergaskonzentration gemessen (siehe Abbildung 6). Dennoch wurde zunächst versucht, die Messwerte zu mitteln.

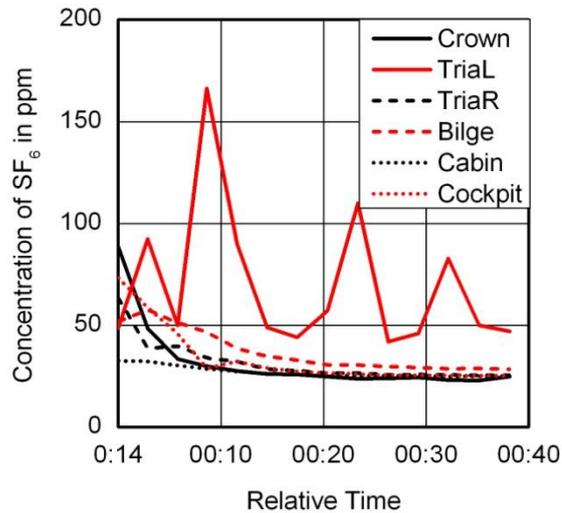


Abbildung 6:
Tracergasmessung bei Emission im linken Dreiecksbereich

Tabelle 3 zeigt die aus einem Vorversuch rückgerechneten Strömungen zwischen Compartments. Auf der Hauptdiagonale steht die gesamte Abluftmenge eines Compartments. In der rechten Spalte steht der Zuluftstrom von außen in das jeweilige Compartment; in der untersten Zeile stehen die gesamten Abluftströme von den jeweiligen Compartments nach außen. Als Ambient werden dabei alle Bereiche bezeichnet, die nicht explizit ausgewiesen sind (also Umgebung, Cockpit, Avionik, Galley, etc.). Diese Ströme können entweder durch Leckagen oder durch die Lüftung entstehen. Im Cockpit wurde zwar Tracergas emittiert und gemessen, allerdings hat die Auswertung unrealistische Strömungen ergeben. Daher wurde es bei der weiteren Betrachtung ausgeschlossen.

Tabelle 3:
Errechnete Strömungen (in m³/h) aus Tracergasmethode mit konstanter Emission von SF₆

von zu	Cargo	Triangle R	Bilge	Triangle L	Cabin	Ambient
Cargo	-501	237	30	158	0	76
Triangle R	104	-1833	0	947	748	34
Bilge	5	496	-1467	828	62	76
Triangle L	366	540	98	-1790	210	576
Cabin	0	307	111	243	-1642	981
Ambient	26	253	1228	-386	622	0

Es zeigt sich, dass der Cargobereich hauptsächlich Luft mit den Dreiecksbereichen austauscht. Zwischen linkem und rechtem Dreiecksbereich wird ein hoher Luftaustausch berechnet (947 bzw. 540 m³/h). Der negative Wert von linkem Dreiecksbereich nach Ambient ist physikalisch nicht sinnvoll. Aus der Bilge strömt Luft hauptsächlich nach Ambient. Der Vergleich der rückgerechneten

Werte mit den in der Anlage eingestellten Parametern zeigt, dass die eingestellte Lüftungsform durch die Tracergasversuche teilweise bestätigt werden kann (Tabelle 4). Auffällig ist, dass die Kabinenabluft anscheinend nicht vollständig in den Dreiecksbereich gelangt.

Tabelle 4:

Vergleich von Sollwerten und aus Tracergasmessung rückgerechneten Werten der Designlüftung

Designströmung	Soll [m³/h]	Ist [m³/h]
Frischluft Kabine (Ambient zu Cabin)	1000	981
Umluft Kabine (Triangle R und L zu Cabin)	600	550 (307+243)
Abluft Kabine (Cabin zu Triangle R und L)	1600	958 (748+210)
Abluft Cockpit (Ambient zu Triangle R und L)	400	610 (34+576)
Abluft Triangle (Triangle R und L zu Bilge)	1400	1324 (496+828)
Abluft Bilge (Bilge zu Ambient)	1400	1228

5.3.3 Bewertung der Vorversuche mit Tracergas

Aus den Vorversuchen mit Tracergas können folgende Schlussfolgerungen gezogen werden:

- Zeit bis stationärer Zustand: ca. 30 bis 45 min
- Ein vollfaktorieller Versuch ist notwendig um die Konzentrationsmatrix invertieren zu können
- Messung im Emissionscompartment stark schwankend
- Es musste ein Compartment herausgenommen werden, um eine sinnvolle Rückrechnung zu erhalten
- Weitere Abdichtung des Cargobereichs notwendig

Auf Basis der Vorversuche wurde entschieden, die Tracergasmethode abzuwandeln. So wird weiter in den umliegenden Compartments die Konzentration gemessen, jedoch nicht im emittierenden Compartment. Um die Anzahl unbekannter Parameter zu reduzieren, wird ein Strömungsnetzwerk implementiert, dessen Koeffizienten anhand von Tracergasmessungen kalibriert werden.

5.4 Konzeption der Versuche zur Bewertung der Energieströme in der Flugzeugkabine

Basierend auf den Erkenntnissen der INBAKA-Nachauswertung und der entwickelten Tracergasmethode wurden die STELLA-Systemtests konzipiert und ein grundlegendes Testdesign abgeleitet.

5.4.1 Ventilationskonzept

Als Kriterium für die Auswahl des Ventilationskonzepts wurden die Komfortbewertungen der INBAKA-Versuche herangezogen. Das am besten bewertete Quellluftsystem wurde als Grundlage für Quellluftversuche in STELLA benutzt. Um der aktuellen Entwicklung zu entsprechen, auch im Mischluftfall einen Teil der Luft lateral einzubringen wurde diese Option gewählt. In den INBAKA-Versuchen war die Luft noch zu 100 % über die Deckeneinlässe zugeführt worden. Für die Quellluftfälle wurde beschlossen, die Luft über die Mitte, die Dado-Panels und Lateral zuzuführen. Um ein ungehindertes Abströmen der Kabinenluft über das Cockpit einzudämmen wurde beschlossen, durch Belüftung des Cockpits einen Gegendruck aufzubauen.

Für die Umsetzung der Tracergasmethode wurde beschlossen die Zuluft unterschiedlich aufzuteilen und die dem Cockpit zugeführte Luft zu variieren. Hierbei dienen zwei Versuche (TracerCalib1&2) zur Modellkalibrierung und drei Versuche (TracerVerif1-3) zur Verifizierung.

Tabelle 5:
Versuchsparameter zur Anwendung der neu entwickelten Tracergasmethode

Versuch	Ceiling [m ³ /h]	Lateral [m ³ /h]	Dado [m ³ /h]	Mitte [m ³ /h]	Umluft [m ³ /h]	Cockpit [m ³ /h]
TracerCalib1	2700				1000	
TracerCalib2	1500	1000			1000	400
TracerVerif1	2700				1000	1000
TracerVerif2	1700					800
TracerVerif3	500	1000				300

5.4.2 Wärmelasten in der Kabine

Als Wärmelasten sind in der Kabine 72 Dummies platziert. Diese sind mit Heizdraht umwickelt und weisen die typische Temperaturverteilung und Wärmeabgabe eines Menschen auf (siehe Abbildung 7). Zusätzlich wird durch die Beleuchtung Wärme in die Kabine eingebracht.



Abbildung 7:
Dummies in der Flugzeugkabine und Vergleich der Temperaturverteilung eines beheizten Dummies mit der eines Menschen

5.4.3 Randbedingungen der STELLA-Versuche

Es wurde beschlossen in den STELLA-Versuchen Randbedingungen anzuwenden, die über die INBAKA-Versuche hinausgehen. Für die Kühlung besonders herausfordernd ist der Hot Day on Ground Fall. Daher wurde dieser für den Vergleich von Misch- und Quellluft definiert. Zudem wurde ein Fall mit Wärmequellen in der Crown (vgl. TP1.2, Kapitel 5.4.3) bei moderater Außentemperatur definiert.

5.4.4 Testdesign

Für die energetische Bewertung der Kabine werden in den Versuchen CabinReducedMV, CrownHeatMV, HotDayMV und HotDayCDV folgende Parameter variiert:

- Lüftungsform (Mischluft, Quellluft)
- Kabinenbelegung (Teilbelegung, volle Belegung)
- Temperatur Mantelkühlung / -heizung
- Energiemanagement Crown (Wärmequellen an / aus)

Tabelle 6:
Versuchsparameter der durchgeführten STELLA-Systemtests

Versuch	Lüftungsform	Kabinenbelegung	Crown	Mantel
CabinReducedMV	Mischluft	Teilbelegung	Passiv	Moderat kalt
CrownHeatMV	Mischluft	Voll	Beheizt	Moderat
HotDayMV	Mischluft	Voll	Passiv	Warm
HotDayCDV	Quellluft	Voll	Passiv	Warm

5.5 Testkampagne zur Bewertung der Energieströme in der Flugzeugkabine

Basierend auf dem entwickelten Versuchskonzept wurde ein Testdesign entwickelt und installiert.

5.5.1 Architektur des Ventilationssystems in der Kabine

Im Rahmen der STELLA Versuche wurden für die Kabinenbelüftung Mischluft und Quellluft vergleichend gegenüber gestellt (siehe Abbildung 8). Bei der Mischluft wird Kabinenzuluft über die Ceiling- und Lateralauslässe zugeführt, sodass sich eine Luftwalze in der Kabine bildet, die die Kabinenluft durchmischt. Die Abluft der Kabine wird über den Dreiecksbereich geführt. Hier teilt sich die Luft in Umluft und Fortluft auf. Letztere wird aus dem Rumpf heraus geführt. Bei der Quelllüftung wird über einen Doppelboden unter der mittleren Reihe, über die Dado-Panels und die Laterallufteinlässe Luft in die Kabine geführt. Die Ceiling-Öffnungen sind anlagentechnisch so gestaltet, dass sie nun als Abluftpfad benutzt werden. Die Abluft wird in der Anlage in die Teile Umluft und Fortluft aufgeteilt.

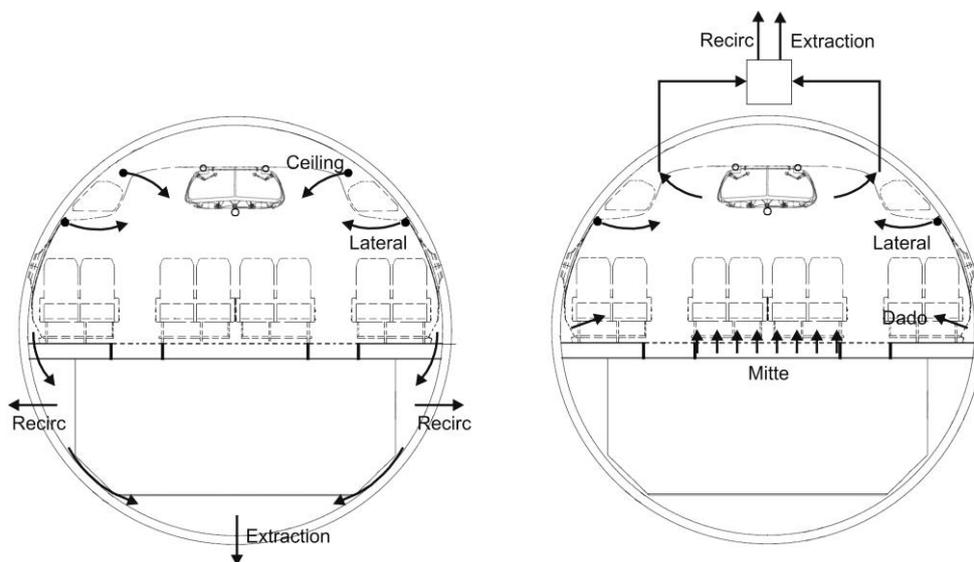


Abbildung 8:
Luftführung über Mischluft (links) und Quellluft (rechts)

Zudem verfügt der Flugzeugrumpf über eine nachempfundene Avioniklüftung und einer Belüftung des Cockpits. Diese Lüftungskomponenten können wahlweise zusätzlich zur Kabinenbelüftung zugeschaltet werden.

5.5.2 Umbau Lüftungsanlage

Umbauarbeiten an der Lüftungsanlage wurden im Unterauftrag durchgeführt. Für die STELLA-Systemtests wurde die Lüftungsanlage angepasst (siehe Abbildung 9). Frischluft und Umluft werden zunächst in einer Mischereinheit zusammengeführt. Von dort wird durch angesteuerte Klappen die Luft auf die einzelnen Zuluftpfade in der Kabine (Dado, Gang, Mitte, Lateral, Ceiling), auf das Cockpit und in den Avionikbereich verteilt. Die Temperatur nach der Mischereinheit wird so geregelt, dass sie der niedrigsten im System benötigten Temperatur entspricht.

Als Abluftpfade stehen das Ceiling Panel (Umluft + Fortluft), die Dreiecksbereiche (Umluft), die Bilge (Fortluft) und das Avionik-Extractionsystem (Fortluft) zur Verfügung.

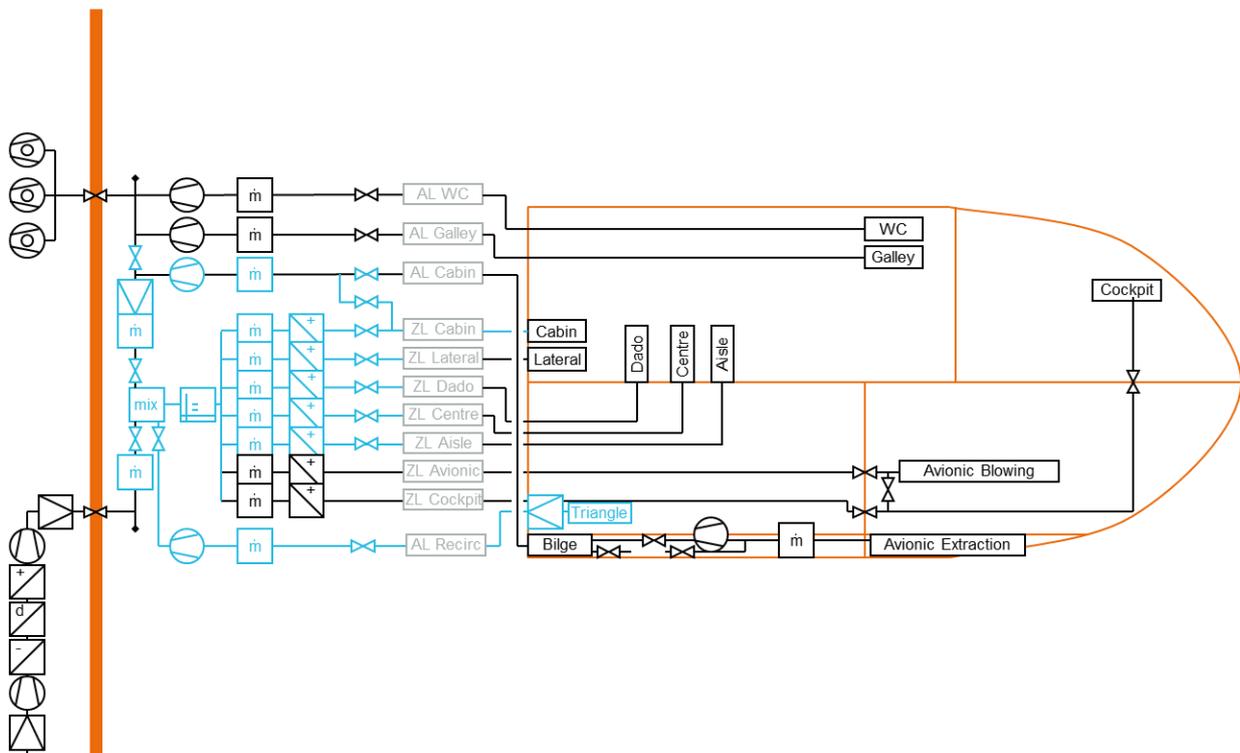


Abbildung 9:
Schema der für STELLA angepassten Lüftungsanlage

5.5.3 Messstellenplan Temperatur im Rumpf

In STELLA wurden in allen Compartments Oberflächen- und Lufttemperaturen gemessen. Ziel ist eine Abschätzung, wie viel Energie zwischen einzelnen Compartments fließt. Für die Messungen wurden kalibrierte 4-Leiter Pt100-Sensoren verwendet.

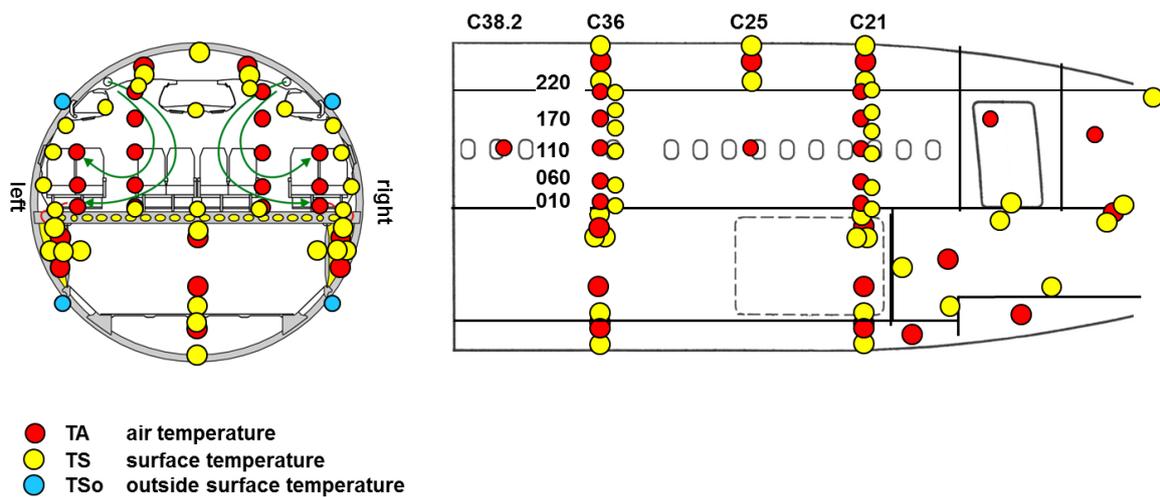


Abbildung 10:
Messstellen für Luft- und Oberflächentemperaturen im Rumpf

5.5.4 Messstellenplan Temperatur im Lüftungssystem

Die Zu- und Ablufttemperaturen wurden in der Kabine erfasst (siehe Abbildung 11). Für die Messungen wurden kalibrierte 4-Leiter Pt100-Sensoren verwendet.

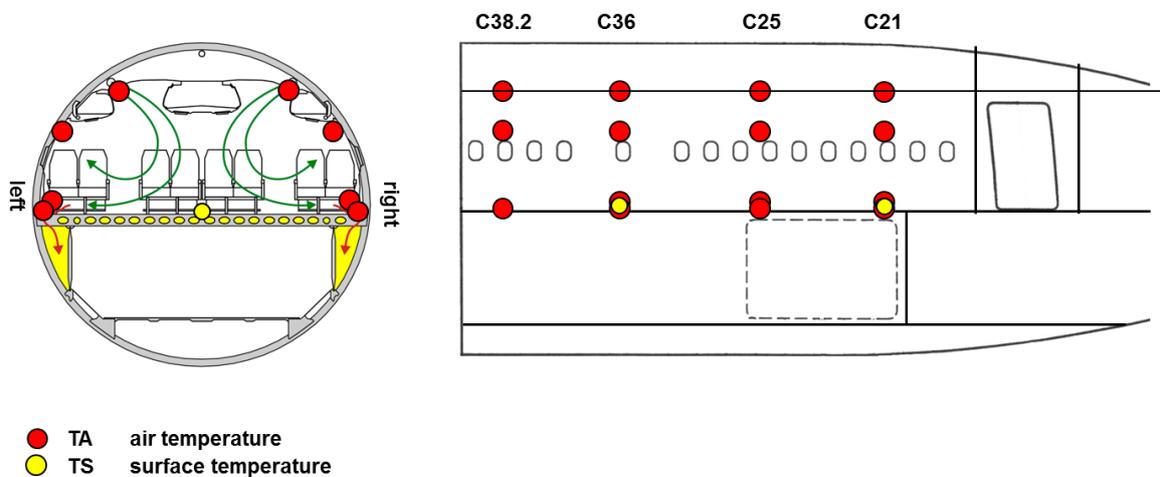


Abbildung 11:
Messstellen der Zu- und Ablufttemperaturen in der Kabine

5.5.5 Messstellenplan Tracergas

Um eine gleichmäßige Verteilung des Tracergases im Rumpf sicher zu stellen, wurde das Gas an mehreren Stellen in den einzelnen Compartments zudosiert (siehe Abbildung 12). Die Tracergaskonzentration wurde jeweils an einer Stelle pro Compartment gemessen.

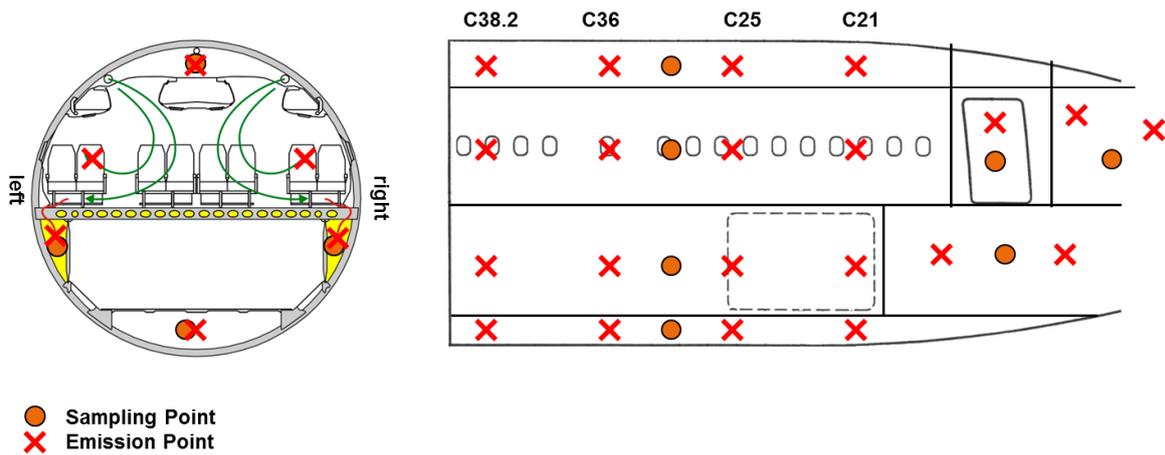


Abbildung 12:
Emissions- und Messpunkte für Tracergas im Flugzeugrumpf

5.5.6 Abdichtung des Cargobereichs

Der Cargobereich wurde abgedichtet um ein Abströmen der Luft zu unterbinden. Der Erfolg dieser Maßnahmen wurde durch einen Tracergasversuch bewertet. Hierzu wurde die Kabinenbelüftung eingeschaltet und im Cargobereich wurde Tracergas emittiert. Anschließend wurde die Abklingkurve des Tracergases gemessen. Durch Annäherung der Abklingkurve mit einer Exponentialfunktion lässt sich der Luftwechsel im Cargo berechnen:

$$c_{Tracer}(t) = c_{Tracer,0} \cdot e^{-\frac{t}{n}}$$

mit: c_{Tracer} : Konzentration des Tracergases im Compartment, t : Zeit seit Abklingbeginn, n : Luftwechselzahl

Abbildung 13 zeigt den Tracergasverlauf im Cargobereich für die ersten zwei Stunden nach Versuchsbeginn. Der Luftwechsel konnte zu 1,4 / h bestimmt werden. Im Vergleich zu den aktiv durchströmten Compartments ist dies vernachlässigbar (vgl. Luftwechselzahl in der Kabine ca. 27 / h). Somit kann von einem dichten Cargobereich ausgegangen werden.

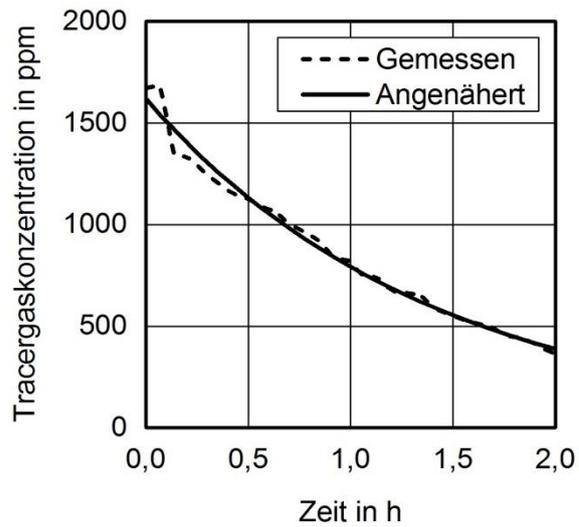


Abbildung 13:
Vergleich der gemessenen Tracergasabklingkurve mit der angenäherten zur Bewertung der Dichtigkeit des Cargobereichs

5.5.7 Systemtests

Die Systemtests wurden entsprechend der Konzeption der Testkampagne durchgeführt.

5.5.8 Aufbereitung der Testdaten

Für die Kalibrierung und Verifizierung der Tracergasversuche wurden gemessene Tracergaskonzentrationen der einzelnen Emissionspunkte im stationären Zustand ausgewertet. Für die Aufbereitung von Testdaten zur Bewertung der Energieflüsse in der Kabine wurde ein Script erstellt, das Messdaten automatisiert einliest und für den stationären Zustand Mittelwerte erstellt.

Aufbereitung der Tracergasversuche

Die Aufbereiteten Tracergasversuche dienen als Eingangsgröße für das in Kapitel 5.6.1 beschriebene Druckknotenmodell des Flugzeugrumpfes.

Tabelle 7:
Gemessene Tracergaskonzentrationen [ppm] im Versuch TracerCalib1

Emission Messung	Crown	Cabin	TriaL	TriaR	Cockpit	Avionic	Bilge
Crown	-	300	139	153	10	7	16
Cabin	198	-	144	163	14	12	19
TriaL	186	546	-	162	10	-	16
TriaR	241	449	147	-	22	-	21
Cockpit	414	242	147	163	-	8	18
Avionic	-	237	-	-	759	-	-
Bilge	287	221	170	160	598	627	-

Tabelle 8:
Gemessene Tracergaskonzentrationen [ppm] im Versuch TracerCalib2.

Emission Messung	Crown	Cabin	Cockpit	Avionik
Crown	-	100	16	19
Cabin	129	-	18	18
TriaL	135	70	146	382
TriaR	209	96	121	144
Cockpit	101	27	-	9
Avionic	160	32	409	-
Bilge	191	50	313	260

Tabelle 9:
Gemessene Tracergaskonzentrationen [ppm] im Versuch TracerVerif1

Emission Messung	Crown	Cabin	TriaL	TriaR	Cockpit	Avionic
Crown	-	193	191	217	35	36
Cabin	216	-	192	219	33	36
TriaL	183	277	-	209	48	51
TriaR	212	203	145	-	207	294
Cockpit	37	19	20	23	-	8
Avionic	95	61	68	71	361	-
Bilge	80	48	56	62	308	287

Tabelle 10:
Gemessene Tracergaskonzentrationen [ppm] im Versuch TracerVerif2

Emission Messung	Crown	Cabin	TriaL	TriaR	Cockpit	Avionic	Galley
Crown	-	228	-	11	12	15	150
Cabin	250	-	5	7	22	8	63
TriaL	170	266	1377	12	114	16	83
TriaR	135	88	5	1840	271	259	98
Cockpit	4	-	-	-	-	-	-
Avionic	75	34	4	4	314	-	150
Bilge	32	18	10	7	332	319	179
Galley	266	144	8	-	53	7	-

Tabelle 11:
Gemessene Tracergaskonzentrationen [ppm] im Versuch TracerVerif3

Emission Messung	Cabin	Cockpit
TriaL	89	302
TriaR	118	142
Avionic	58	510
Bilge	82	400

Aufbereitung der Versuche zur Bewertung der Energieströme in der Flugzeugkabine

In den folgenden Tabellen sind mittlere Compartmenttemperaturen für die Versuche zur Bewertung der Energieströme in der Flugzeugkabine aufgezeigt.

Tabelle 12:
Mittlere Compartmenttemperaturen im Versuch CabinReducedMV

Compartment	Mittlere Lufttemperatur [°C]
Kabine	23,7
Crown	21,7
Linker Dreiecksbereich	15,7
Rechter Dreiecksbereich	15,2
Cockpit	18,0
Avionik	14,8
Bilge	9,3
Cargo	13,0

Tabelle 13:
Mittlere Compartmenttemperaturen im Versuch CrownHeatMV

Compartment	Mittlere Lufttemperatur [°C]
Kabine	27,9
Crown	29,9
Linker Dreiecksbereich	19,8
Rechter Dreiecksbereich	19,6
Cockpit	21,8
Avionik	20,0
Bilge	17,8
Cargo	18,4

Tabelle 14:
Mittlere Compartmenttemperaturen im Versuch HotDayMV

Compartment	Mittlere Lufttemperatur [°C]
Kabine	26,5
Crown	25,7
Linker Dreiecksbereich	21,8
Rechter Dreiecksbereich	21,2
Cockpit	24,4
Avionik	21,9
Bilge	22,0
Cargo	20,0

Tabelle 15:
Mittlere Compartmenttemperaturen im Versuch HotDayCDV

Compartment	Mittlere Lufttemperatur [°C]
Kabine	23,5
Crown	28,6
Linker Dreiecksbereich	19,3
Rechter Dreiecksbereich	19,2
Cockpit	26,4
Avionik	24,8
Bilge	24,3
Cargo	20,5

5.6 Analyse und Bewertung

Die Analyse und Bewertung der STELLA-Systemtests umfasst sowohl die Bewertung der Luftströmungen zwischen Compartments mittels Tracergas als auch die energetische Bewertung der Flugzeugkabine.

5.6.1 Modell zur Ermittlung der Luftströme zwischen Compartments

Für ein effizientes Energiemanagement ist es wichtig, Luftströmungen zwischen Compartments im Druckrumpf zu kennen. Im Gebäudebereich wird hierzu häufig auf Tracergasmessungen zurückgegriffen. Hierbei wird angenommen, dass Räume gut durchmischt und somit homogen sind. Diese Annahme ist für den Flugzeugfall nicht gültig. Abbildung 14 zeigt dies schematisch am Beispiel der Bilge. Im hinteren Bereich der Bilge wird Luft abgesaugt, vorne strömt Luft aus der Avionik ein. Aus den Dreiecksbereichen strömt über die gesamte Länge Luft hinzu. Hierdurch ergibt sich eine Längsströmung, bei der die Luftmenge zur Luftabsaugung hin zunimmt. Die in den Luftstrom emittierte Tracergasmenge nimmt Richtung Luftabsaugung zu. Die am Messpunkt erfasste Tracergaskonzentration kann somit nicht für die gesamte Bilge generalisiert werden.

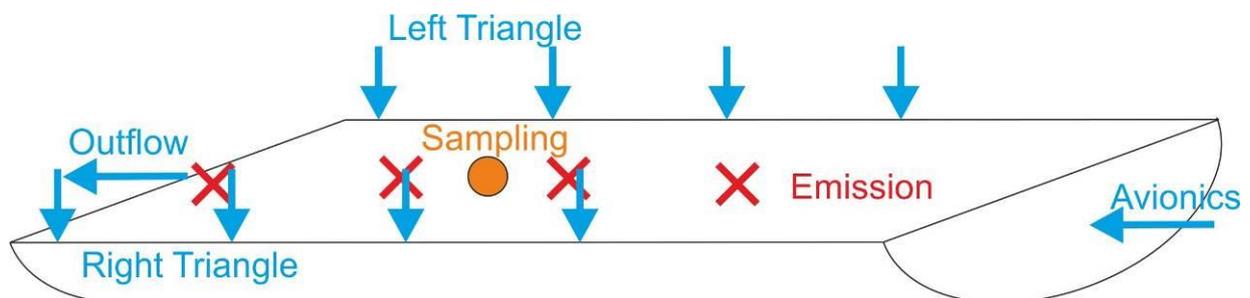


Abbildung 14:
Schematische Darstellung der Strömungsverhältnisse und des Tracergas-Versuchsaufbaus in der Bilge

Um der Strömungsform im Flugzeug Rechnung zu tragen wurde ein vereinfachtes Druckknotennetzwerk in Modelica erstellt. Hierbei werden die Compartments in eine niedrige Anzahl von Druckknoten unterteilt, die miteinander in Luftaustausch stehen. Ziel des Druckknotennetzwerkes ist es anhand der Tracergasmessungen die Luftströmungen zwischen den Compartments nachzuvollziehen. Hierzu werden die Widerstandskoeffizienten der Strömungspfade so variiert, dass die tatsächlich gemessenen Tracergaskonzentrationen mit den simulierten Konzentrationen möglichst gut übereinstimmen. Die Koeffizientenanpassung erfolgt über ein Newton-Verfahren mit Hilfe der Modelica-Design Bibliothek.

Abbildung 15 zeigt das Modell der Bilge. Die Bilge wird durch vier Zellen dargestellt. Jede dieser Zellen besitzt einen Anschluss zu den Dreiecksbereichen und einen Eingang für die Tracergasemission. Die Zellen sind untereinander über Strömungspfade verbunden. Die Luftabsaugung erfolgt aus Zelle 1, der Anschluss zur Avionik ist in Zelle 4. Entsprechend des Versuchsaufbaus erfolgt die Messung der Tracergaskonzentration zwischen den Zellen 2 und 3. Für Crown, Kabine, Galley, Cockpit, die Dreiecksbereiche und die Avionik wurden analoge Modelle aufgestellt.

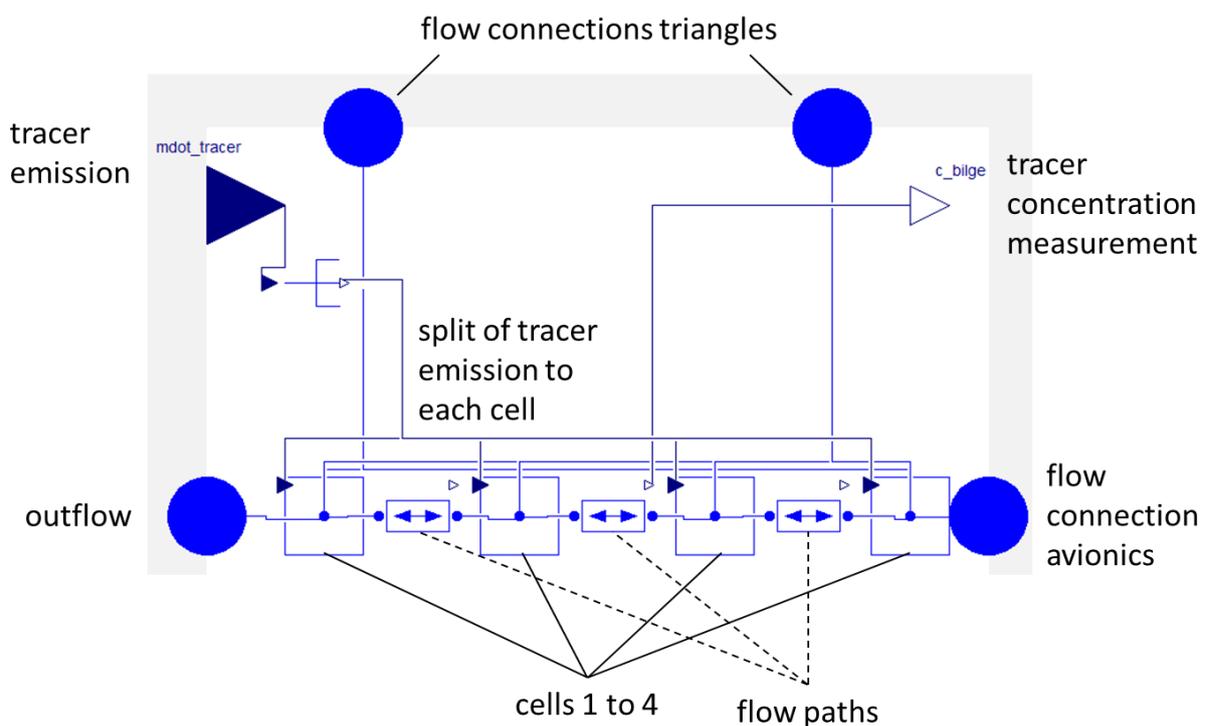


Abbildung 15:
Druckknotenmodell der Bilge

Um die Kalibrierung der Tracergasmethode zu beschleunigen, wurde eine Schnittstelle von den gemessenen Tracergaskonzentrationen zur Modellkalibrierung implementiert. Hierbei werden die Messdaten in ein Format exportiert, das die Modelica-Design Bibliothek direkt einlesen kann.

Für die Darstellung der Ergebnisse wurde ein Exportscript erstellt, das die Simulationsdaten in ein für Excel lesbares Format überführt. Dies erlaubt den einfachen Vergleich gemessener und simulierter Tracergaskonzentrationen und die Darstellung der berechneten Luftvolumenströme in Sankeydiagrammen mittels geeigneter Software.

5.6.2 Modellkalibrierung: Luftströmung zwischen Compartments

Da vermutet wird, dass ein unbelüftetes Cockpit zu einem vermehrten Abfließen der Luft über Crown und Cockpit in den Unterflurbereich führt, wurde die Tracergasmethode an einer Messung ohne (TracerCalib1) und an einer Messung mit Cockpitbelüftung (TracerCalib2) kalibriert.

In Abbildung 16 und Abbildung 17 sind die gemessenen und die mit dem kalibrierten Modell errechneten Tracergaskonzentrationen an den einzelnen Messpunkten aufgezeigt.

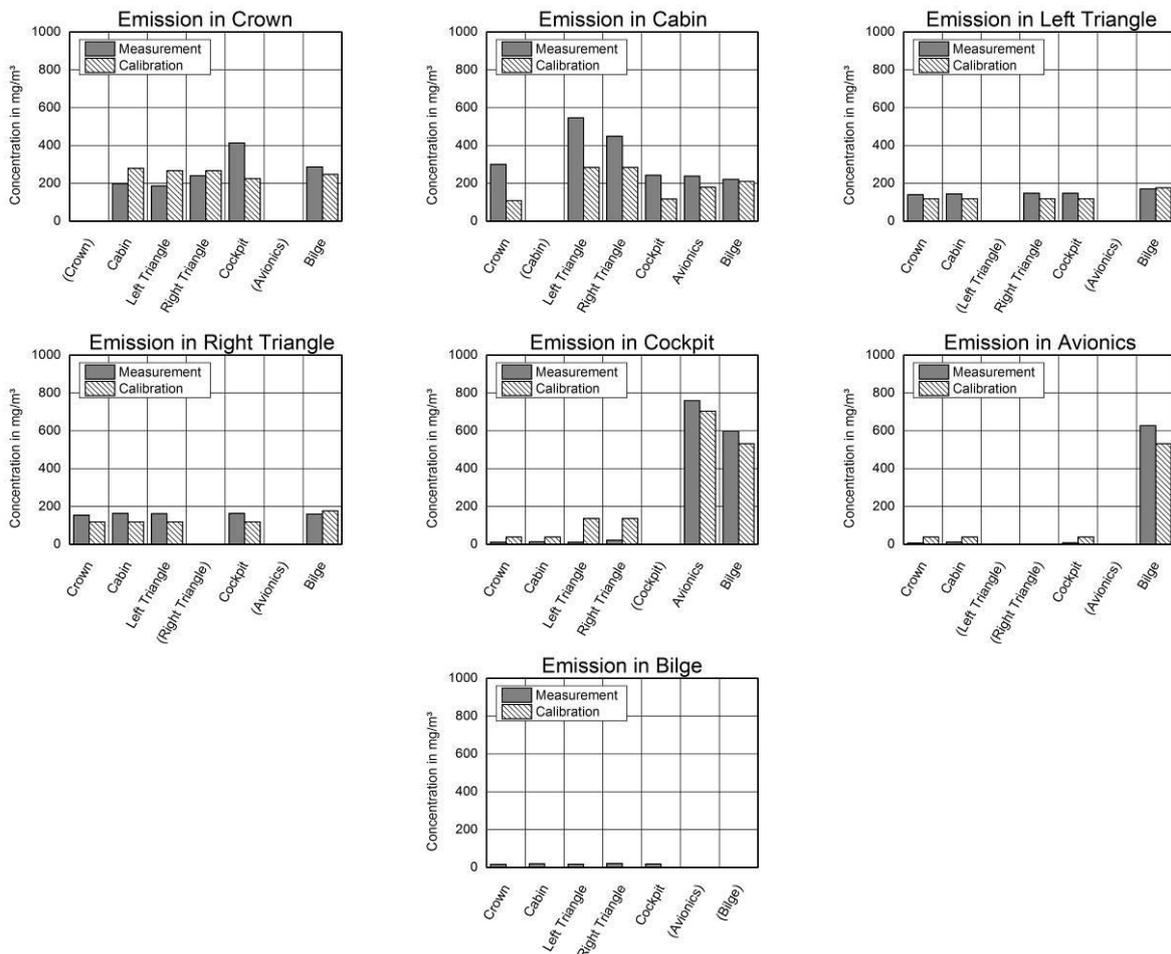


Abbildung 16: Vergleich der gemessenen und der mit dem kalibrierten Modell errechneten Tracergaskonzentrationen für den Fall TracerCalib1 (nicht gemessene Compartments in Klammern).

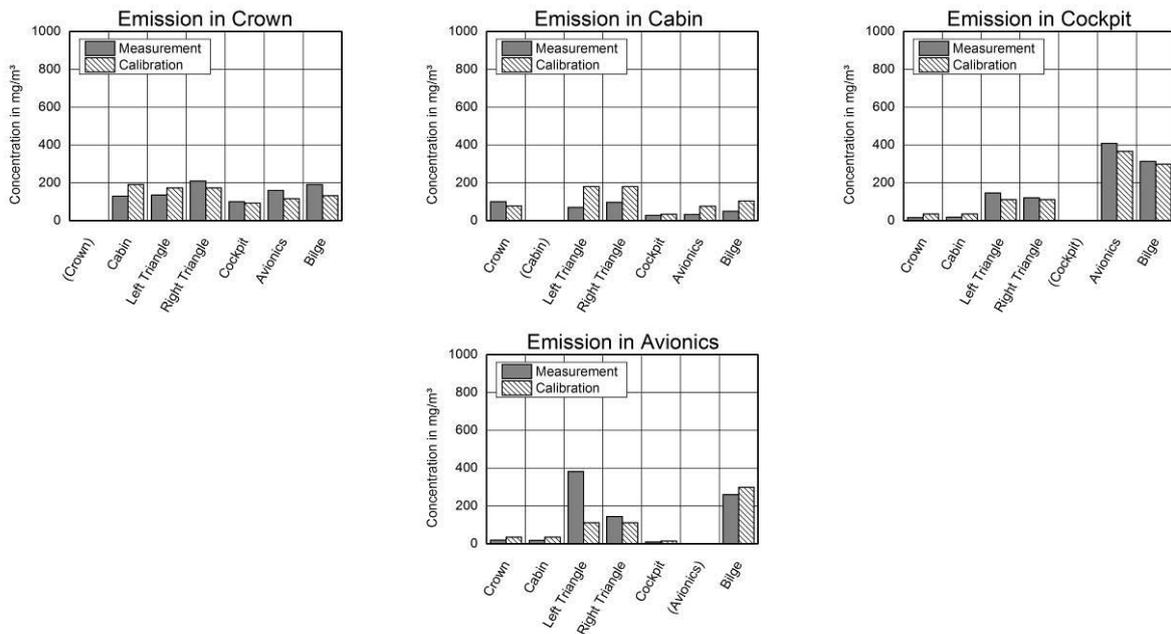


Abbildung 17:
 Vergleich der gemessenen und der mit dem kalibrierten Modell errechneten Tracergaskonzentrationen für den Fall TracerCalib2 (nicht gemessene Compartments in Klammern)

Es zeigt sich, dass die gefundene Lösung in den meisten Fällen eine gute Abschätzung der Tracergaskonzentration am Messpunkt abgibt.

5.6.3 Modellverifizierung: Luftströmung zwischen Compartments

Das Druckknotenmodell wurde anhand von drei Tracergasmessungen (TracerVerif1 bis TracerVerif3) mit anderen Randbedingungen verifiziert.

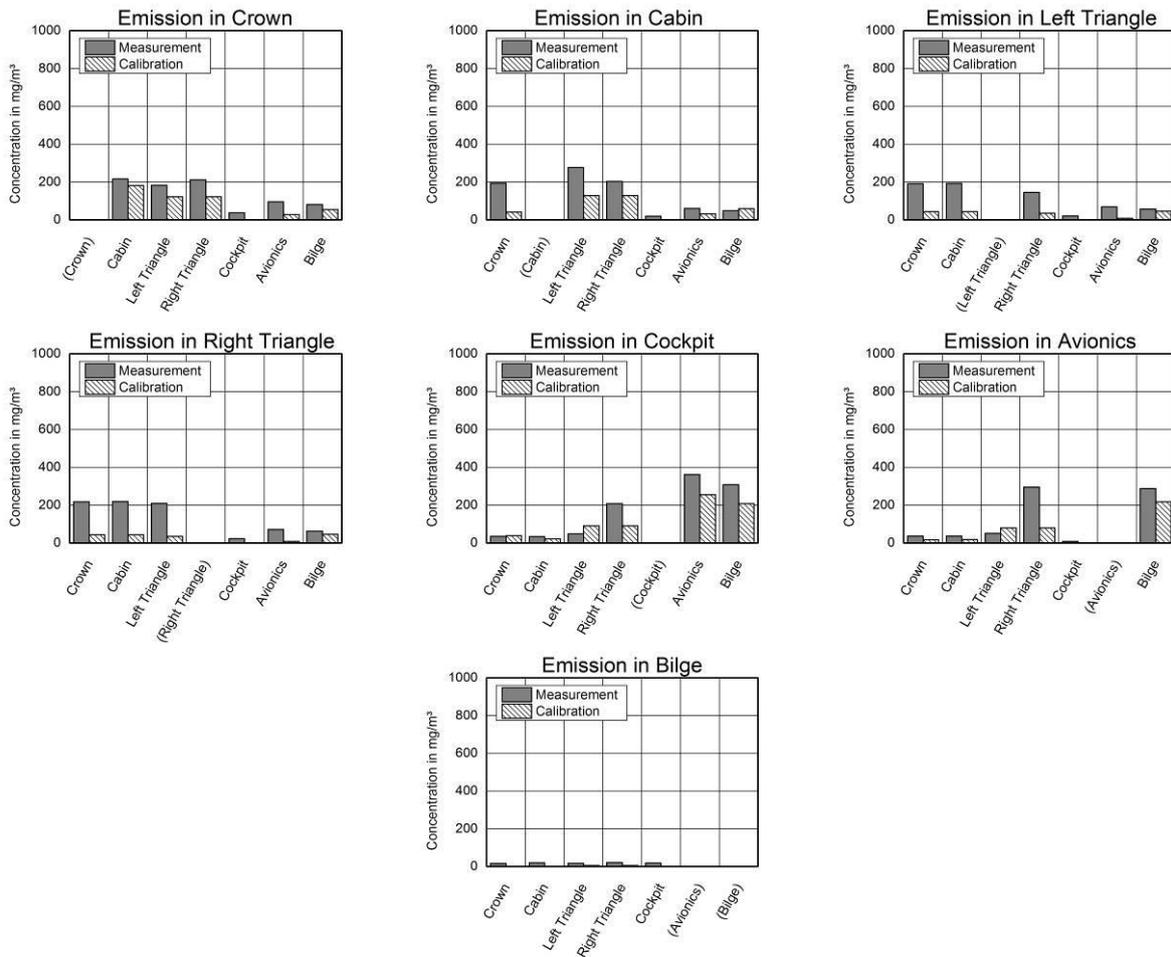


Abbildung 18:
 Vergleich der gemessenen und der mit dem kalibrierten Modell errechneten Tracergaskonzentrationen für den Fall TracerVerif1 (nicht gemessene Compartments in Klammern)

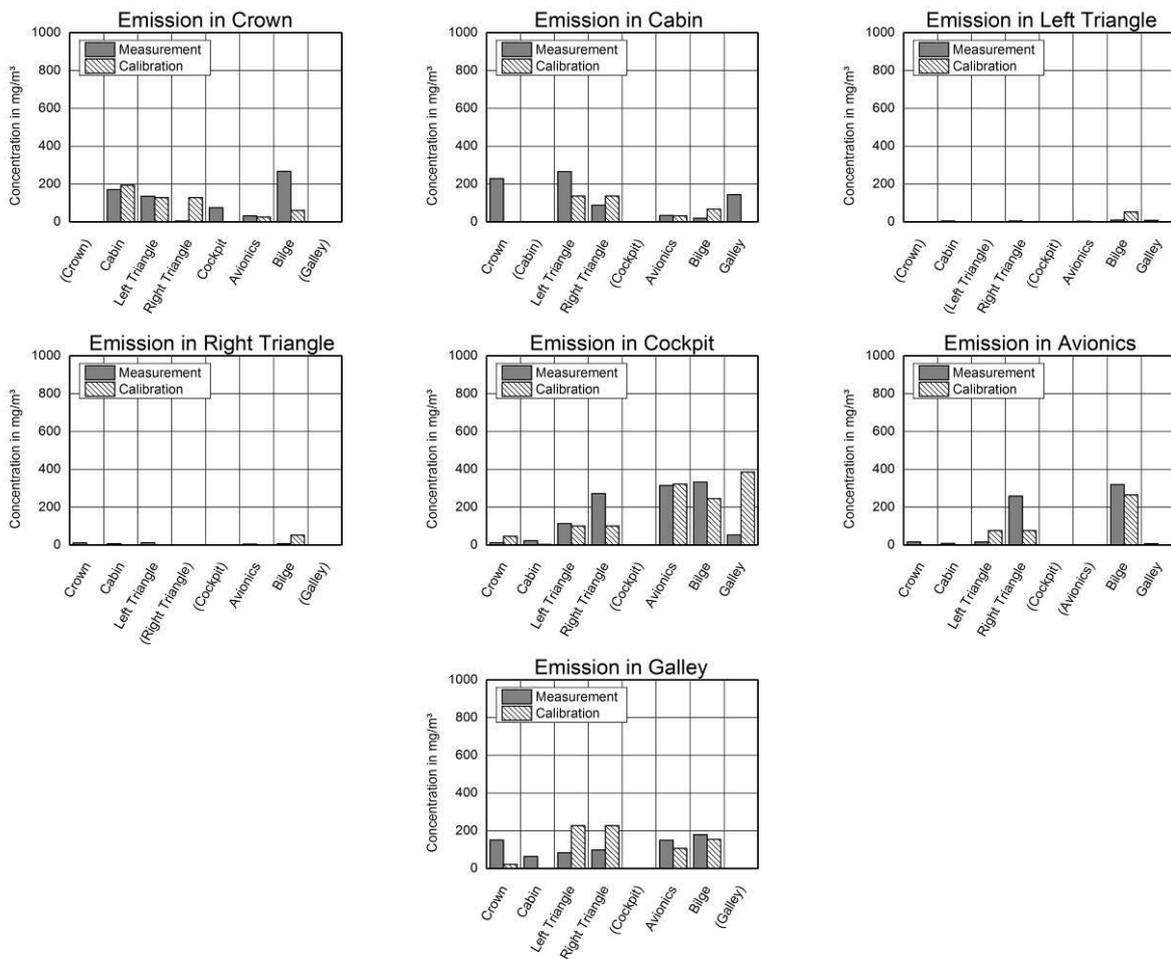


Abbildung 19: Vergleich der gemessenen und der mit dem kalibrierten Modell errechneten Tracergaskonzentrationen für den Fall TracerVerif2 (nicht gemessene Compartments in Klammern)

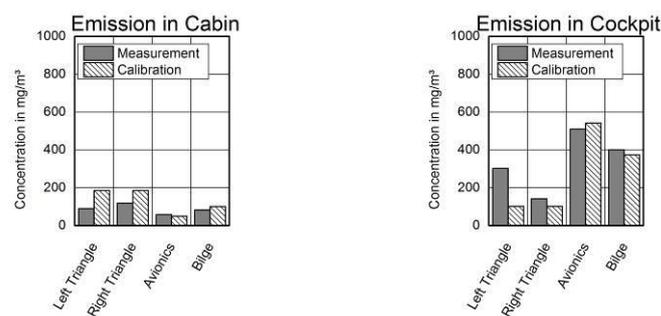


Abbildung 20: Vergleich der gemessenen und der mit dem kalibrierten Modell errechneten Tracergaskonzentrationen für den Fall TracerVerif3

Es zeigt sich, dass die Tracergaskonzentration in Kabine, Avionik und Bilge meist gut vorher gesagt werden. Somit wird die Gesamtluftmenge in diesen Compartments zuverlässig abgeschätzt.

5.6.4 Modellanwendung: Luftströme zwischen Compartments in den energetischen Systemtests

Die Simulation der Luftströme für die Mischluft- sowie Quellluftversuche ergibt, dass etwa die Hälfte der Luft, die durch den Ceiling Auslass fließen sollte, den Weg über die Crown nimmt. Im Mischluftfall gelangt ein Teil dieser Luft ins Cockpit während der Rest in die Kabine abfließt. Im Quellluftfall fließt keine Luft in den Unterflurbereich und in das Cockpit ab. Die aus der Crown abge-saugte Luft strömt somit aus der Kabine nach.

5.6.5 Bilanzgrenzen der energetischen Auswertung

Für die Bilanzierung der Lüftungsenthalpieströme wurden die jeweiligen Ein- und Ausströmttemperaturen verwendet, für die Bilanzierung der Leitungswärmeverluste die mittlere Compartmenttemperatur. Abbildung 21 und Abbildung 22 geben einen schematischen Überblick über die Bilanzgrenzen.

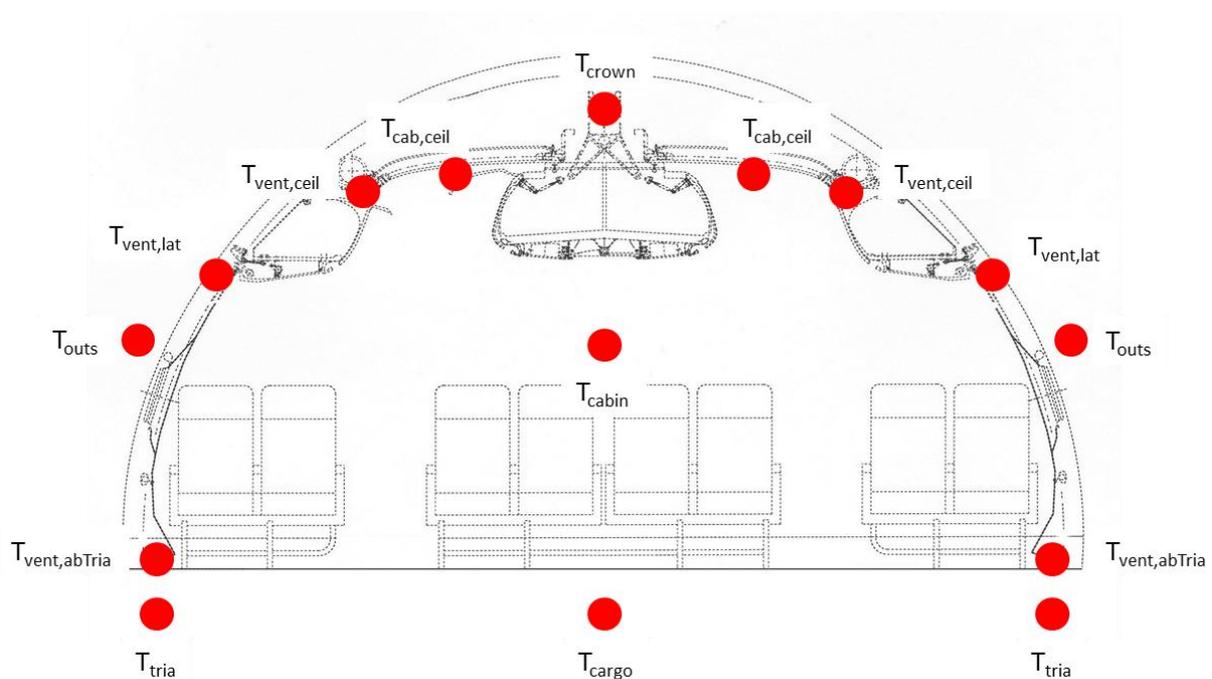


Abbildung 21:
Schematische Darstellung der Temperaturmessstellen zur Bilanzierung der Energieströme in Kabine und Crown für die Mischluftfälle

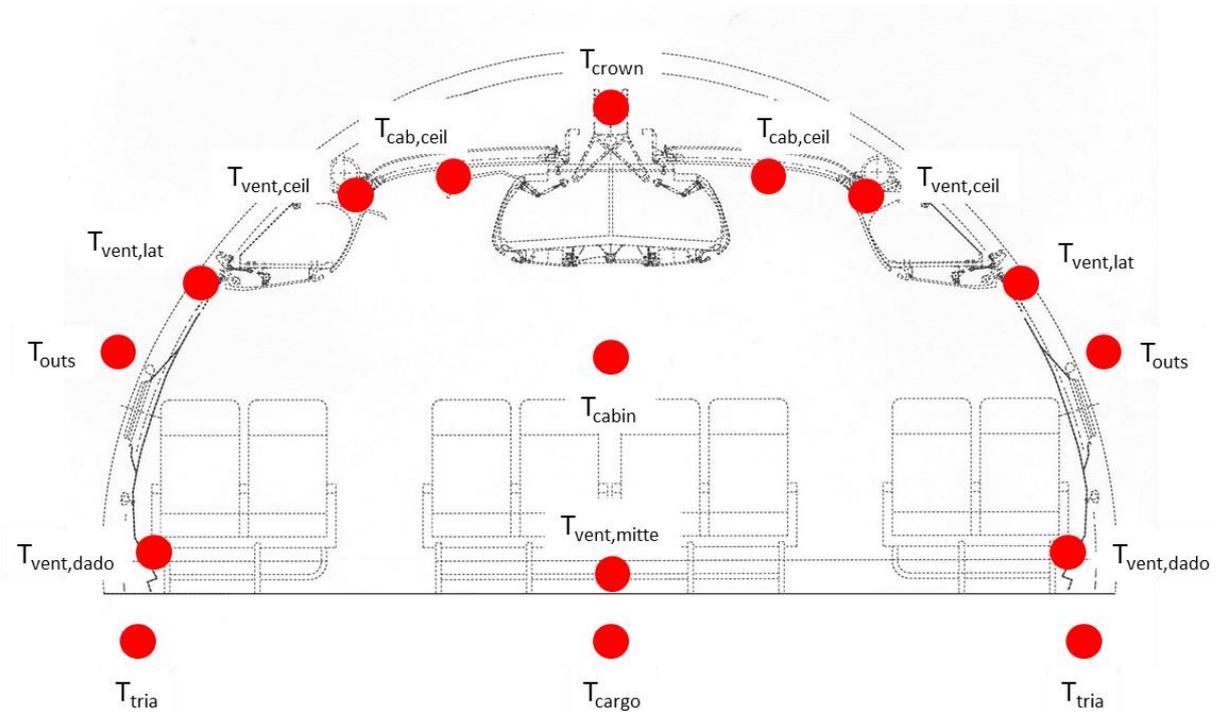


Abbildung 22:
Schematische Darstellung der Temperaturmessstellen zur Bilanzierung der Energieströme in Kabine und Crown für den Quellluftfall

5.6.6 Ergebnis der Energiebilanz

Für die vier energetischen Versuche wurden die Energieströme in der Kabine und in der Crown ausgewertet. Berücksichtigt wurden hierbei die mit dem Druckknotennetzwerk berechnete Strömung mit den jeweiligen Zu- und Ablufttemperaturen, die Leitung durch Umschließungsflächen und die eingebrachte Wärmemenge.

Abbildung 23 bis Abbildung 26 zeigen die Ergebnisse der Energiebilanzrechnungen. In blau dargestellt sind Enthalpieflüsse und in rot Wärmeströme von Quellen und durch Transmission.

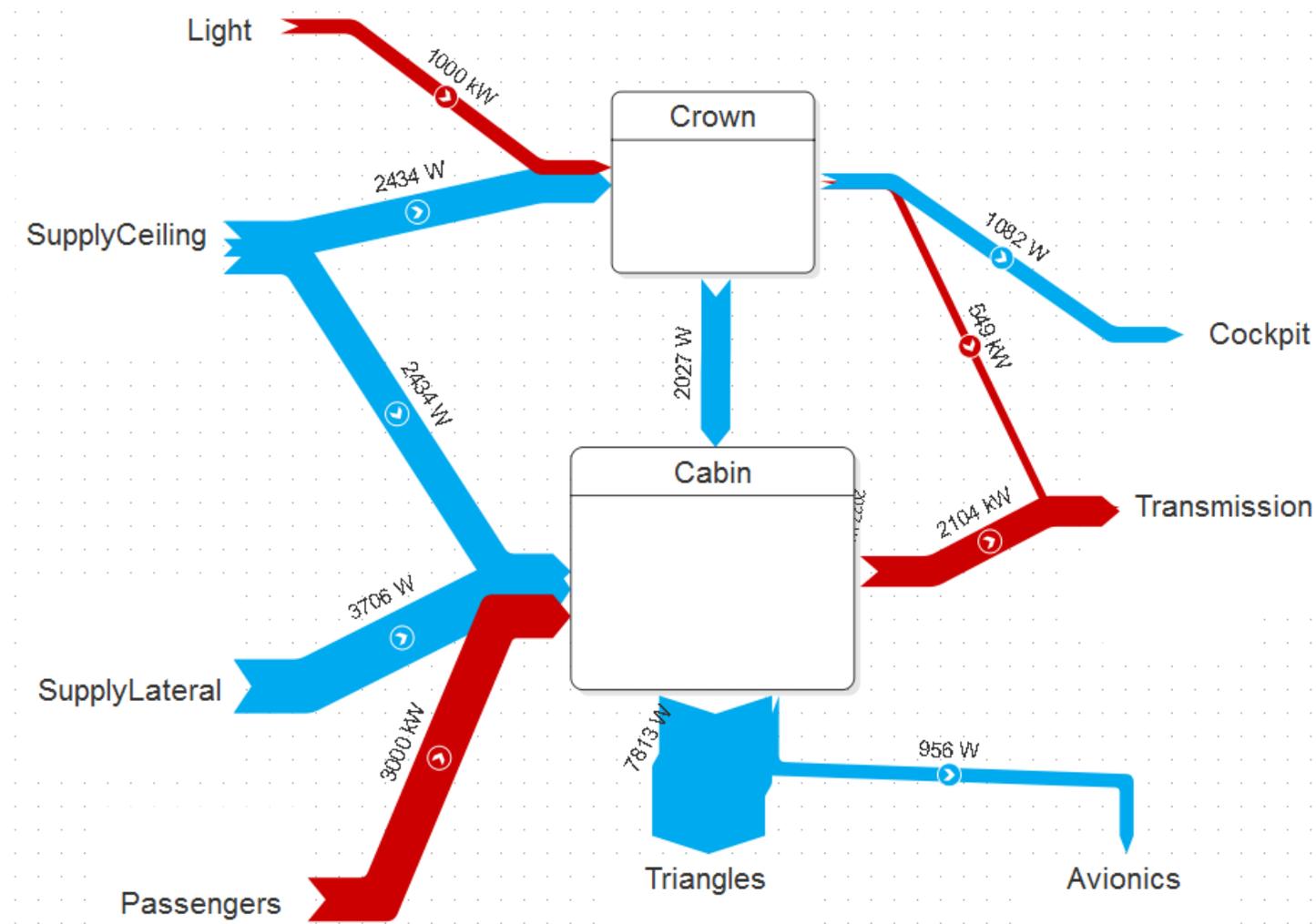


Abbildung 23:
Berechnete Energieströme für den Versuch CabinReducedMV

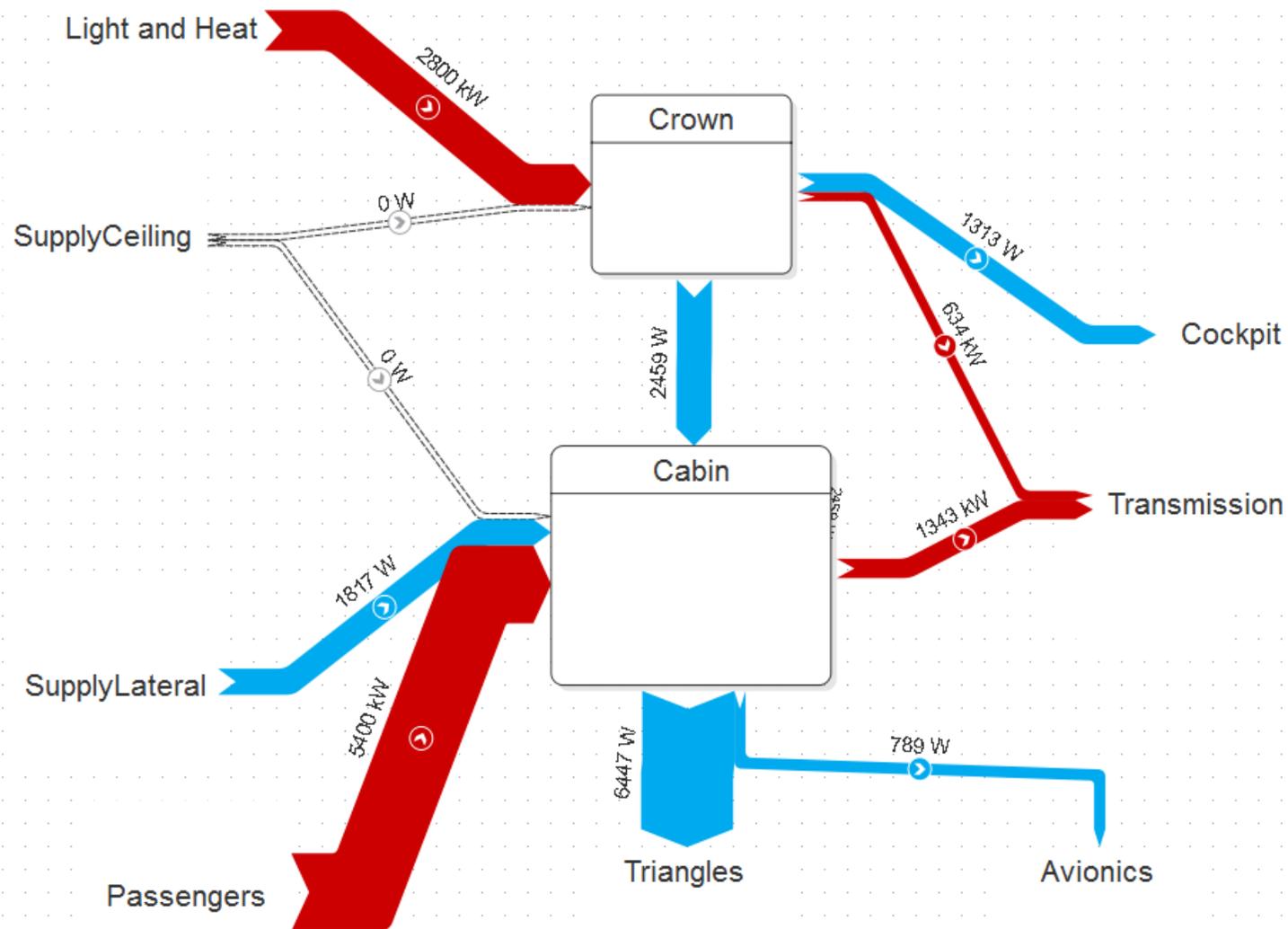


Abbildung 24:
Berechnete Energieströme für den Versuch CrownHeatMV.

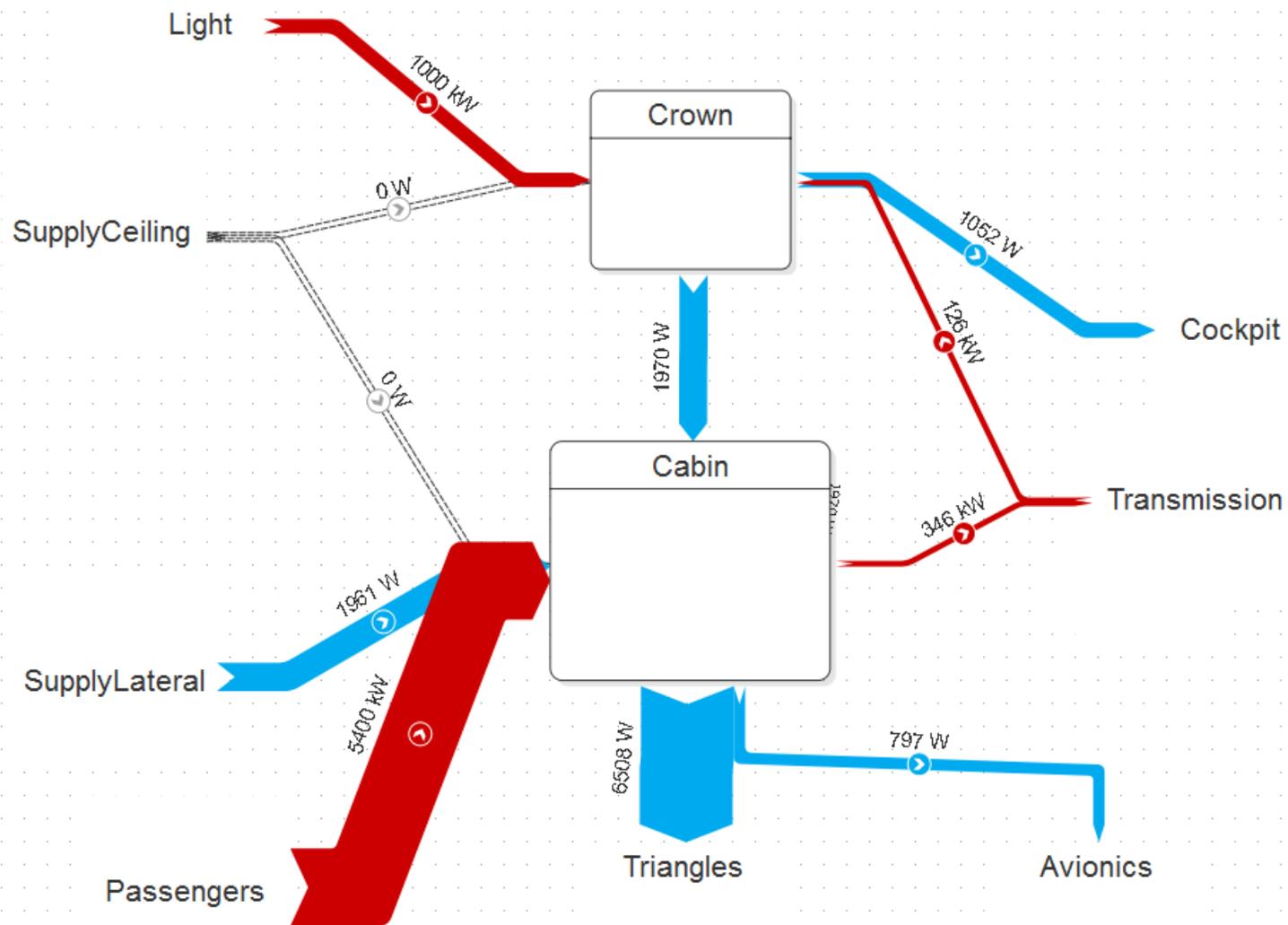


Abbildung 25:
Berechnete Energieströme für den Versuch HotDayMV

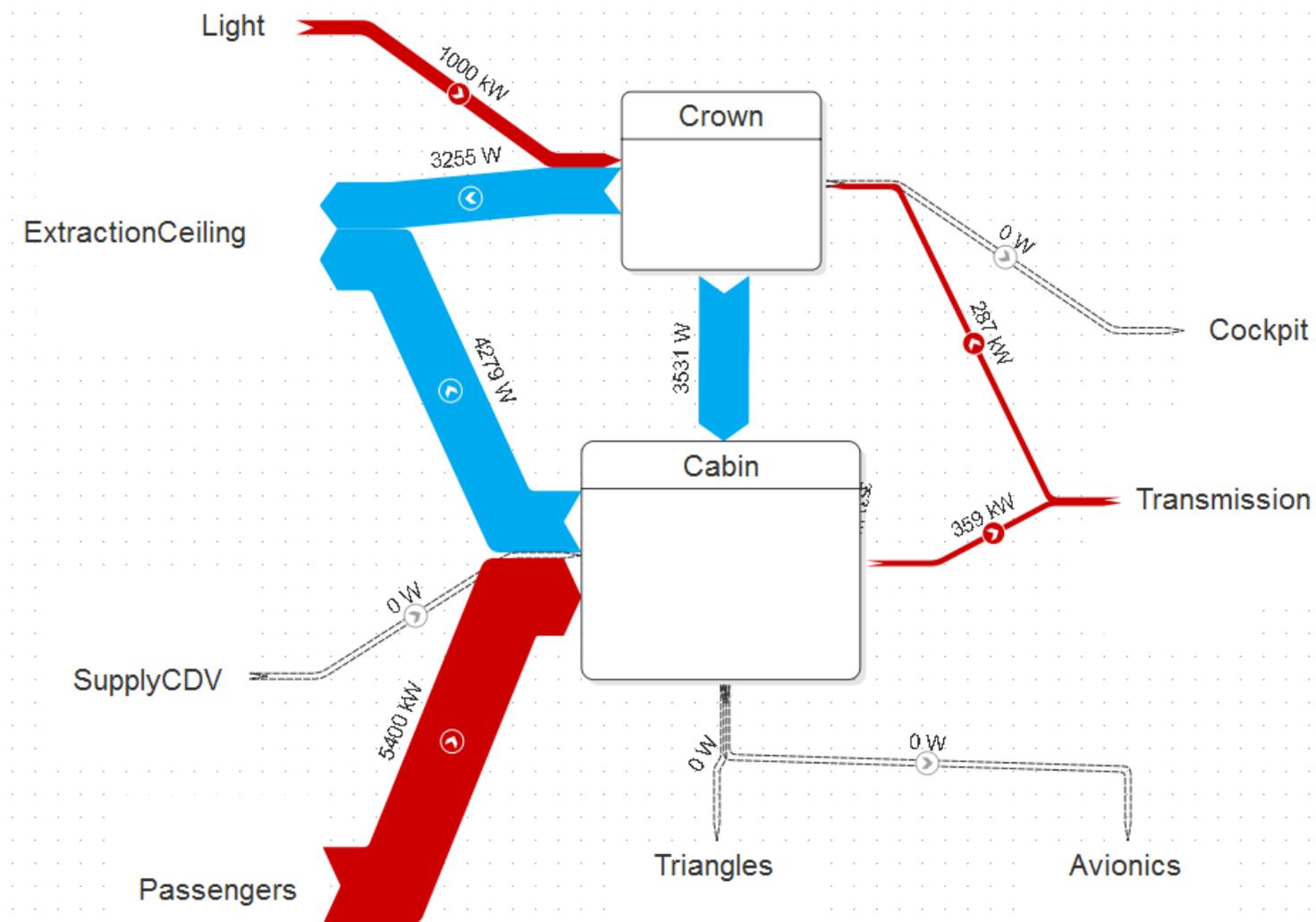


Abbildung 26:
Berechnete Energieströme für den Versuch HotDayCDV.

Tabelle 16 zeigt die Summe der Energieströme in Crown und Kabine. Diese sollte theoretisch Null sein. Negative Werte bedeuten, dass mehr Wärme abgeführt wird als zugeführt. Positive Werte bedeuten umgekehrt, dass mehr Wärme zugeführt wird als abgeführt.

Auffällig ist, dass die Summe aus Crown und Kabine in den Mischluftfällen relativ nahe bei null liegt. Für den Quellluftfall ist die Übereinstimmung etwas schlechter. Im Gegensatz zu den Mischluftfällen nimmt hier allerdings die Crown rechnerisch mehr Wärme auf als sie abgibt, während bei der Kabine mehr Wärme abgeführt als zugeführt wird. Dies deutet darauf hin, dass es einen Mechanismus zwischen Crown und Kabine gibt, der Luft zwischen beiden Compartments verteilt und dessen Richtung sich bei Mischluft und Quellluft umkehrt.

Tabelle 16:
Summe der Energieströme in Crown und Kabine (in kW)

Compartment	CabinReducedMV	CrownHeatMV	HotDayMV	HotDayCDV
Crown	-0.2	-1.6	-1.9	1.0
Kabine	0.3	1.1	1.7	-2.0
Summe	0.1	-0.5	-0.2	-1.0

5.6.7 Diskussion der Ergebnisse

Insgesamt zeigt sich, dass das abgeleitete Druckknotenmodell die Tracergasmessungen wiedergeben kann. Dennoch treten an manchen Stellen Abweichungen auf. Mögliche Fehlerquellen der Methode sind:

- Zwischen dem Gerät, das die Tracergasemission steuert und der Gasflasche wird ein Druckminderer angebracht. Dieser schützt das Gerät vor dem hohen Druck des Gases in der Flasche. Der Druckminderer wird manuell auf 3 bar eingestellt, da die Emissionsmenge hierfür kalibriert ist. Abweichungen von diesem Druck wirken sich direkt auf die emittierte Tracergasmenge aus.
- Es wird angenommen, dass das Tracergas zumindest im Bereich der Probenentnahme gut gemischt ist, d.h. es liegen keine lokalen Strömungen vor, die eine vom Mittelwert stark abweichende Tracergaskonzentration aufweisen.

Trotz dieser Fehlerquellen ist es mit der beschriebenen Tracergasmethode erstmals gelungen Luftströmungen, die von der Design-Luftströmung abweichen, im Druckrumpf zu erfassen. Es zeigt sich, dass der Ceiling-Auslass im Mockup nur etwa die Hälfte des Soll-Luftvolumenstroms in die Kabine führt bzw. extrahiert. Im Mischluftfall führt dies dazu, dass die Konditionen in der Crown sich direkt auf die energetische Bilanz der Kabine auswirken.

Das Hinzuziehen der tatsächlichen Strömungspfade der Luft erlaubt eine verfeinerte energetische Bewertung der Kabine und der Crown. Im Gegensatz zu den INBAKA-Versuchen, bei denen sich die Energiebilanz zwischen dem Quell-

luftsysteem und dem Mischluftsystem signifikant unterschieden hat, ist nun eine deutlich bessere Übereinstimmung der Energiebilanzen zu verzeichnen.

5.7 Konzeption einer Energiemanagementmethode im Versuchsstand

Das Wissen um Luft- und Energieströme im Druckrumpf kann genutzt werden um ein verbessertes Energiemanagement zu implementieren. Aus einer Literaturrecherche zum Energiemanagement im Gebäude- und Automobilbereich sind im Wesentlichen drei Ansätze deutlich geworden [15], [20], [23], [28]:

- Verfügbarkeit: Gefragt wird, wann Energie zur Verfügung steht: Beispielsweise Verbraucher dann zuschalten, wenn Strom in großer Menge verfügbar, also billig ist.
- Herstellbarkeit: Gefragt wird, wann Energie sich mit wenig Verlusten herstellen lässt
- Leistungsreduzierungsstufen: Gefragt wird, welche Funktionen bei einem zu hohen Strombedarf abgeschaltet werden können

Für das thermische Flugzeugdesign können diese Ansätze in angepasster Form übernommen werden. Nach einer effiziente Kühlung kann gefragt werden, wann eine ausreichend große Wärmesenke verfügbar ist, ob eine kalte Senke gerade vergleichsweise günstig hergestellt werden kann und ob gewisse Funktionen zeitweise abgeschaltet werden können.

Eine bisher wenig genutzte potentiell einfach verfügbare Wärmesenke ist die Crown. Daher wurde untersucht, inwieweit sich hier Wärmequellen installieren lassen.

Die beschriebene Tracergasmethode erlaubt zudem einen besseren Einblick wie Luft tatsächlich durch den Rumpf strömt und zeigt somit unter Umständen bisher ungenutztes Potential an. Beispielsweise könnten Wärmequellen in Bereichen eingebracht werden, die bisher als wenig durchlüftet gelten wenn die Tracergasmethode zeigt, dass hier trotzdem eine erhebliche Durchlüftung stattfindet.

5.8 Implementierung der Energiemanagementmethode

Die Arbeiten zur Implementierung einer Energiemanagementmethode gliedern sich in zwei Hauptaspekte. Zum einen wurde ein parametrisches Druckknotenmodell des Mockup in Modelica erstellt (beschrieben in Kapitel 5.6.1). Dieses Modell dient dazu ein Strömungsmodell aus Tracergasmessungen abzuleiten. Es wurden Schnittstellen implementiert, um automatisiert gemessene und mit dem Druckknotenmodell simulierte Tracergaskonzentrationen abgleichen zu können. Zum anderen wurde im Versuchsstand untersucht, inwieweit die Crown Wärmequellen beherbergen könnte. Hierzu wurden Heizbänder installiert (Abbildung 27). Diese können gedimmt werden um so einen definierten Wärmestrom in die Crown zu erstellen. Die abgegebene Heizleistung wird durch ein Spannungs- und Strommessgerät abgeschätzt:

$$\dot{Q} = U \cdot I$$



Abbildung 27:
Heizbänder in der Crown (schwarze Kabel)

5.9 Test der implementierten Energiemanagementmethode

Tests aus dem Arbeitspaket TP1.2 wurden zusammen mit den Tests im Arbeitspaket TP1.1 definiert und durchgeführt. Beim Installieren der Sensorik wurden Anforderungen der beiden Arbeitspakete berücksichtigt. Die Testdurchführung und Datenaufbereitung erfolgte gleichzeitig mit TP1.1. Die Auswirkung von Wärmequellen in der Crown auf die Wärmeverteilung der Kabine wurde im Versuch CrownHeatMV untersucht.

5.10 Validierung und Bewertung der Energiemanagementmethode

Das aufgestellte Druckknotenmodell konnte anhand der Tracergas-Kalibrierungsmessungen optimiert und anschließend anhand der Verifizierungsmessungen validiert werden. Mithilfe des Druckknotenmodells konnte die tatsächliche Luftströmung dem energetischen Rumpfmodell als Randbedingung aufgeprägt werden. Dies erlaubte eine energetische Validierung für den Mischluft- und den Quellluftfall. Im Rahmen einer Parameterstudie wurden mit der Tracergasmethode verschiedene Lüftungssituationen abgebildet

und es wurde variiert ob in der Crown Wärmequellen vorhanden sind oder nicht. Es zeigte sich, dass bei Mischlüftung Luft aus dem Lüftungssystem in die Crown und von dort in Kabine und Cockpit gelangt. Somit ist zwar durch die kühle Zuluft in der Crown weiteres Kühlpotenzial vorhanden, allerdings wird die produzierte Wärme letztendlich auch der Kabine zugeführt. Dennoch zeigt sich, dass die Verlagerung von Wärmequellen in die Crown möglich ist. Im Quellluftfall ist die Crown Teil des Abluftpfades. Daher wird erwartet, dass die Verlagerung von Wärmequellen in die Crown besonders vorteilhaft ist. Die an den Wärmequellen erwärmte Luft strömt nicht in die Kabine sondern direkt in das Abluftsystem.

6 Vorhabensziele, Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse in TP3 – Sensorik

Die Untersuchungen von Klimatisierungssystemen mit einem hohen Umluftanteil ohne Nutzung von Zapfluft zielen in erster Linie auf eine signifikante Reduktion des Treibstoffverbrauchs durch Entlastung des Triebwerks, sowie auf Senkung der gesamten Systemkomplexität und der Lärmbelastung am Boden. Für solche closed-loop ECS ergeben sich hinsichtlich der Überwachung der Luftqualität neue Anforderungen im speziellen Fall Flugzeug (Sicherheit, transiente Druckverhältnisse, Detektionslimits), auf welche die Sensorik überprüft werden muss. Hier kann auf Know-how aus verwandten Technologiebereichen (z.B. Gebäude- oder Automobilindustrie) zurückgegriffen werden, wobei deren Hardwareeinbindung und Algorithmen angepasst werden müssen. Die Sensorik wird abschließend in der Testumgebung FTF getestet, so dass die Einsatzbereitschaft für das realistische Umfeld gezeigt werden kann.

6.1 Konzeption

Während eines Fluges muss Frischluft von außen zur Aufrechterhaltung einer guten Luftqualität im Kabineninneren zugeführt werden. Vor allem Außentemperaturen im deutlichen Minusbereich machen ein Vorwärmen der Luft nötig und erfordern ein hohes Maß an Energie. Flugzeughersteller sind bemüht, den Anteil an zugeführter Frischluft in der Flugzeugkabine zu reduzieren und, unter der Prämisse einer guten Luftqualität, den Anteil an bereits erwärmter Umluft soweit wie möglich im System zu erhöhen. Gerade in vollbesetzten Flugzeugen ist dies jedoch schwerlich zu gewährleisten, da eine programmierte Lüftung die benötigten Spitzenlasten nur mäßig abfangen kann. Im umgekehrten Fall fährt das System bei geringer Besetzung unnötige Überlast. Hier sind intelligente Systeme gefragt, die die benötigte Frischluftzufuhr entlang der tatsächlichen Luftqualität regeln. In der Gebäudetechnik werden diese Systeme bereits unter dem Begriff der bedarfsgerechten Lüftung angewendet. Diese gebäudespezifischen Systeme auf Basis von sogenannten Luftqualitätssensoren sind für den Betrieb unter Normalbedingungen (Druck, Feuchte, Temperatur, räumlich begrenzt) konzipiert und somit nicht unmittelbar auf die Regulation von Umluft-Systemen im Flugzeug übertragbar, da die Anforderungen und Voraussetzungen für den Einbau zwangsläufig völlig andere sein müssen.

In einem ersten Schritt musste daher geklärt werden, welche Technik sich für den spezifischen Einsatz im Flugzeug eignet, um ein mögliches Konzept für den Test unter Labor- und Realbedingungen aufzustellen. Folgende Punkte mussten hierzu geklärt werden:

- Welche Anforderungen stellt der Endanwender (Airliner) an Sensoren, bzw. Sensorsysteme, in Bezug auf die veränderte physikalische Umgebungsbedingung und die Elektronik?
- Der Stand der Technik wurde evaluiert und notwendige Anpassungsstrategien bestehender Technologien an die geforderten Parameter und Zielgaserfassung entwickelt.
- Geeignete Sensoren, bzw. Sensorsysteme wurden entlang der Vorgaben der Endanwender und der notwendigen Parameter ausgewählt.
- Es wurden Testszenarien für die gewählten Sensoren, bzw. Sensorsysteme entwickelt.

6.1.1 Anforderungen an Sensoren, bzw. Sensorsysteme

Die Anforderungen an die Sensorsysteme setzten sich aus allgemein gültigen Anforderungen an Messsysteme und aus spezifischen Anforderungen der Flugzeugbranche zusammen.

Allgemeine Anforderungen

Für den Einsatz technischer Messsysteme gibt es allgemeine Anforderungen, bzw. Voraussetzungen die an sie gestellt werden. Diese betreffen vor allem:

- allgemeine Gütekriterien [37]: Validität, Reliabilität, Objektivität
- mechanische Anforderungen: Stabilität/ Sicherheit [13], Lebensdauer, Reaktionszeit
- Kundenorientierung: Kosten, Verarbeitung, Nutzung

Diese allgemeinen Anforderungen werden im Nachfolgenden hinsichtlich der Evaluation von geeigneten Sensoren für den Einsatz in der Flugzeugkabine zur Erfassung der Innenrauluftqualität präzisiert.

Gütekriterien

Die Gütekriterien gliedern sich in drei grundlegende Merkmale, die zwingend notwendig für alle nachgelagerten Anforderungen sind.

Die **Validität**, bzw. Gültigkeit eines Messsystems, wird darin bestimmt, dass das Zielgas von einem Sensor erfasst wird, d.h. der zu evaluierende und ggf. weiter zu entwickelnde Sensor muss genau das messen können, was zu messen beabsichtigt ist. Diese zunächst selbstverständlich erscheinende Anforderung, erweist sich in der Praxis komplizierter, da auf der einen Seite das Zielgas möglichst selektiv erfasst werden soll, und auf der anderen Seite Querempfindlichkeiten zu anderen Substanzen vermieden werden sollen. Dies erfordert präzise Kenntnis der chemischen und physikalischen Natur des Zielgases und Kenntnis über den Reaktionsmechanismus des Sensors.

Die **Reliabilität** bestimmt die Genauigkeit, bzw. Verlässlichkeit eines Messsystems. Wird eine Messung unter gleichen Rahmenbedingungen wiederholt, so sollte das gleiche Messergebnis erzielt werden. Die Reproduzierbarkeit der Ergebnisse muss also gegeben sein. In einem definierten Rahmen ist ein geringer Messfehler vertretbar. Er wird bestimmt durch eine geringe Streuung mehrerer Messergebnisse. Die Streuung innerhalb einer Produktionscharge sollte ebenfalls möglichst gering sein. Übertragen auf Sensorsysteme bedeutet dies, dass der Sensor genügend sensitiv und auch noch im Bereich niedriger Konzentrationen genügend empfindlich sein muss. Er sollte bei hohen Konzentrationen noch stabil reagieren, d.h. im gewünschten Konzentrationsbereich keine Überladung (Plateaubildung) zeigen. Für die Zielgaserfassung wären Messbereiche im ppb- und ppm-Bereich wünschenswert.

Die **Objektivität** bedeutet, dass Messungen unabhängig von den durchführenden Personen, unter den gleichen Rahmenbedingungen und mit den gleichen Messgeräten stets zu den gleichen Ergebnissen führen. Die Untersuchung sollte also unter klar nachzuvollziehenden, standardisierten Bedingungen und Methoden durchgeführt werden. Angewendet auf Sensoren, sollten diese manipulationsunabhängig aufgebaut werden, die Elektronik sollte störungsfrei in bestehende technische Systeme einbaubar sein und die ausgegebenen Signale sollten möglichst eindeutig sein, d.h. sie sollten frei von Interpretationen sein.

Mechanik

Die mechanischen Anforderungen an ein Sensorsystem betreffen in erster Linie die Stabilität und somit die Systemsicherheit. Einerseits ist damit die mechanische Beanspruchung des Sensors selbst gemeint, wie z.B. Schlag- und Überspannungs- und Korrosionsresistenz, und andererseits die Resistenz des Systems gegenüber der Sensorik, d.h. die Sensorik darf bestehende elektronische Systeme nicht negativ beeinflussen, wie z.B. Fehlströme und Materialunverträglichkeiten. Ein besonderes Augenmerk elektrischer Systeme liegt auf der Systemverträglichkeit des Sensors hinsichtlich der elektromagnetischen

Störung. Diese Stabilitäts- und System-kompatiblen Anforderungen sind in einschlägigen Gesetzen für die Luftfahrt ausgeführt.

Aus den Stabilitätsanforderungen lassen sich zwei weitere Faktoren ableiten. Die Lebensdauer eines Sensors sollte je nach Bauart und Komplexität möglichst hoch sein um unnötiges zeit- und kostenintensives Nachrüsten, bzw. Ersetzen zu verhindern. Die Kalibrations- und die Wartungsintervalle sollten ebenfalls möglichst kompatibel mit dem Gesamtsystem sein um einen ungestörten Betrieb zu gewährleisten. Der zweite abgeleitete Faktor ist die Reaktionszeit. Eine zu langsame Reaktionszeit des Sensors würde die Systemregelung stören. Tatsächlich eingetretene Ereignisse und deren Messung sollten daher möglichst zeitgleich erfolgen. Dies betrifft sowohl die schnelle Reaktion auf Parameterveränderungen, wie thermische, chemische und hygrische Veränderungen und die Signalerholungszeit nach Beendigung des Ereignisses auf Normalparameter.

Service

Neben den grundlegenden Gütekriterien und den harten mechanischen Anforderungen gibt es weichere Anforderungen an ein Sensorsystem, welche die Kundenzufriedenheit betreffen. In erster Linie wünscht sich der Kunde ein kostengünstiges System, dies betrifft sowohl die Stückkosten als auch den Betrieb (z.B. geringer Energiebedarf). Des Weiteren soll die Verarbeitung möglichst robust sein und dergestalt, dass ein möglichst problemloser Einbau in bestehende Systeme, sowie ein problemloser Auslesemodus gewährleistet sind. Darüber hinaus sind Nutzungskriterien, wie Handhabung, Montage, Bedienbarkeit, Kalibrierfähigkeit und Signalverarbeitung, wichtige ergonomische Anforderungen.

Spezifische Anforderungen der Flugzeughersteller

Die allgemeinen Anforderungen an ein Sensorsystem werden für die spezifische Anwendung im Flugzeug präzisiert. Vom Endanwender wurden die wichtigsten Anforderungen hinsichtlich physikalischer Kennwerte, Zielgase und elektronischer Erfordernisse festgelegt.

Chemische Anforderungen

Die chemischen Anforderungen an einen Sensor beschreiben die Natur der Zielgase (Zielgasqualität) und deren zu messende Konzentrationsbereiche (Zielgasquantität). Die Zielgase sollen aus dem Bereich der flüchtigen, organischen Verbindungen stammen (volatile organic compounds VOC), da dieser Bereich unmittelbar für die Innenraumluftqualität hinsichtlich gesundheitlicher Belange und des Komforts relevant ist. Die zu messenden Konzentrationsintervalle schwanken je nach gewähltem Zielgas zwischen 0 und 5.000 ppm für Standardsituationen in der Flugzeugkabine, können jedoch für Extremereignisse Werte bis zu 20.000 ppm annehmen.

Physikalische Anforderungen

Die physikalischen Anforderungen beschreiben die Messparameter und –intervalle, sowie die mechanische und elektrotechnische Bauausführung der Sensoren für den problemlosen Einbau in die Flugzeugtechnik. Im Betriebszustand sollen die Sensoren problemlos innerhalb eines Intervalls von -15 °C bis $+70\text{ °C}$ messen können. Außerhalb des Betriebsmodus müssen sie Temperaturen von -55 °C bis $+85\text{ °C}$ widerstehen können. Der Widerstand gegenüber Feuchteinfluss muss extrem hoch sein. Die Sensoren müssen sehr trockener Luft von bis 5% r.F. widerstehen können, welche während eines normalen Flugbetriebes auftreten können, sowie sehr hohe Feuchten von bis zu 95% r.F., welche bei Landungen in tropischen Regionen auftreten können. Übliche Druckschwankungen in der Flugzeugkabine, sowie kurzzeitige Niederdruckereignisse dürfen die Funktionsweise des Sensors nicht beeinträchtigen. Der Sensor muss innerhalb eines Druckintervalls von 1100 hPa (entspricht Betrieb unter Mean Sea Level, MSL) und 570 hPa (entspricht 4500 m oberhalb MSL) zuverlässig messen können.

Der Einbau des Sensors muss mit den gegebenen Bedingungen an Board kompatibel sein. Daher wird eine maximale Größe von $30 \times 50 \times 70\text{ mm}$ und ein maximales Gewicht von 50 g angestrebt. Der Stromverbrauch sollte 50 mA nicht überschreiten. Die Eingangsspannung lässt sich auf $5\text{ V} \pm 0,25\text{ V}$ von 115 V oder 230 V (wild frequency, $400 - 800\text{ Hz}$) transformieren. Wünschenswert wäre eine maximale Einlaufzeit von 5 min ab dem Zeitpunkt des Einschaltens.

Stand der Technik

Die Gasmesstechnik bedient sich je nach spezifischer Anforderung unterschiedlicher Detektionsprinzipien. Zur Anwendung kommen alle denkbaren physikalisch-chemischen Vorgänge, wie z.B. Änderung der Molekülmasse, Diffusion, Adsorption und Absorption, ionische und magnetische Eigenschaften, Oxidation und Reduktion, Ionisierung, Bildung kovalenter Bindungen oder Wasserstoffbrückenbildung.

Ausschlaggebend für die Wahl der geeigneten Technologie ist die Natur des Gases. Dies erfolgt unter verschiedenen Gesichtspunkten:

- Konzentrationen/ Dampfdruck: Vol. %, ppm, ppb, hPa....
- anorganisches oder organisches Gas, z.B. CO_2 oder CH_4
- funktionelle Gruppe, z.B. Amin, Thiol, Doppelbindung
- reduzierendes oder oxidierendes Gas, z.B. H_2 oder O_2
- Background: Umgebungsluft, definiertes Prüfgas, Einzelkomponente
- Anregungsart und –zustand, z.B. ionisierbares Gas, Molekülorbitalstruktur, Molekülschwingungen

- Affinitäten: polar oder unpolar, π -Bindungen, aromatisch oder aliphatisch

Diese Punkte beeinflussen die Sensitivität und Selektivität der Messmethode besonders im Hinblick auf Querempfindlichkeiten gegenüber Begleitsubstanzen, sowie den technischen und finanziellen Aufwand zur Detektion des gemessenen Signals. Auch wird von der Natur des Gases die Wahl der Filter und Membranen bestimmt, die nur selektiv Substanzen oder substanzspezifische Reaktionen durchlassen, sowie nicht erwünschte Querempfindlichkeiten/ Begleitsubstanzen ausschließen sollen. Übertragen auf die Sensortechnologie bilden die genannten physiko-chemischen Vorgänge als gemeinsames Merkmal ein elektronisches Eingangssignal aus, bzw. einer messbaren elektronischen Differenzialspannung.

Nachfolgend werden kurz die gängigsten Prinzipien der Sensortechnologien und deren wichtigsten Vertretern vorgestellt.

Elektrochemische Sensoren

Die elektrochemischen Sensoren lassen sich in drei Wirkungsprinzipien unterteilen [9], [29], [38].

- **Potentiometrische Sensoren:** Zwischen einer Mess- und Referenzelektrode entsteht mit Hilfe eines Elektrolyten eine Potentialdifferenz. Am bekanntesten ist in der Gasanalyse die Lambdasonde, ein Festkörper-Ionenleiter. Der Elektrolyt wird im Wesentlichen aus einer gassensitiven Keramik gebildet. Ihr Einsatz in der Gasdetektion beschränkt sich auf die Messung von Sauerstoff in thermisch resistenten Bereichen (Verbrennungsgase), da sie eine hohe Leistungsaufnahme durch Betriebstemperaturen von bis zu 600 °C benötigen.
- **Amperometrische Sensoren:** Ein Analyt reagiert mit einer Elektrode und bewirkt dadurch einen messbaren Stromfluss. Bekannte Beispiele sind die elektrochemische Zelle (galvanisches Element, electrochemical cell EC), der Flammenionisationsdetektor (FID) und der Photoionisationsdetektor (PID). Ihr Einsatz für die gezielte Gasdetektion ist stark beschränkt, da die genannten Verfahren nur Summensignale liefern und somit nicht selektiv genug sind. Auch ist deren apparativer Aufbau extrem komplex und somit sehr kostspielig. Die elektrochemische Zelle darüber hinaus beinhaltet einen temperatursensitiven Flüssigkeitselektrolyt. Ihre Lebensdauer ist durch die Gefahr der Austrocknung sehr begrenzt.
- **Konduktometrische Sensoren:** Das Zielgas diffundiert in eine adsorptive Schicht und verändert dort entweder die Molekülabstände oder reagiert mit den vorhandenen Molekülen (z.B. Oxidation, Ionisierung). Dadurch finden im Substratinneren Ladungsveränderungen statt (Entzug oder Verdichtung von Ladung). Die Leitfähigkeit der sensitiven Schicht verändert sich. An den Elektroden wird dieser Vorgang durch eine Widerstandsänderung gemessen. Aufgrund der Ausbildung eines Differenzialpotentials werden diese Sensoren häufig auch als Chemoresistoren bezeichnet. Häufige Anwendung finden anorganische Metalloxid-Halbleiter (metal oxide semiconductor, MOS) oder leitfähige Polymere (conducting polymer, CP).

Die Selektivität der Sensoren wird durch die gezielte Substratwahl bestimmt. Deren Sensitivität misst je nach Zielgaskomponente bereits kleine ppm- bis ppb-Konzentrationen.

Die häufig zu hohe Leistungsaufnahme von bis zu 1 W schränkt den problemlosen Einsatz der MOS-Sensoren ein. Bei den CP-Sensoren hingegen begrenzt der Einfluss der Umgebungstemperatur die Einsatzmöglichkeiten, da diese üblicherweise bei Raumtemperatur betrieben werden [10], [22], [24].

Eine Sonderform der CPs bilden die kapazitiven Sensoren. Das Bauprinzip beruht auf einem Kondensator. Ein elektrisches Feld wird zwischen einer festen Elektrode und einer gasempfindlichen Dünnschichtmembran aufgebaut. Durch adsorptive Vorgänge auf der Membran entsteht ein Dielektrikum, welches eine messbare Kapazitätsveränderung hervorruft. Die einzige bekannte Anwendung in der Gasdetektion sind kapazitive Polymersensoren zur Feuchtemessung. Wie bei den CP-Sensoren ist deren Einsatz stark durch die Umgebungstemperaturen begrenzt.

Thermische Sensoren

Die Veränderung der Wärmeleitfähigkeit oder der Wärmekapazität von Gasen aufgrund von physikochemischen Vorgängen wird als Messgröße bei thermischen Detektionsprinzipien angewandt [14], [25], [32].

- **Pellistoren (Wärmetönungssensoren):** Sie gehören zur Gruppe der thermochemischen (kalorimetrischen) Sensoren. Sie nutzen die Reaktionswärme aus, die bei der Verbrennung von Gasen auf einer Oberfläche (häufig Platindraht mit Keramik ummantelt) entsteht. Eine katalytisch aktive Schicht reagiert mit den Gasen, und bewirkt dadurch eine thermische Widerstandsänderung der Schicht. Gemessen wird entweder die reduzierte Heizleistung des Sensors zur Aufrechterhaltung einer definierten Temperatur oder der Erhöhung des elektrischen Widerstandes in der Platinwendel aufgrund der entstandenen Erwärmung. Pellistoren sind zwar sehr günstig, aber aufgrund der breiten oxidativen Wirkung äußerst unspezifisch. Außerdem benötigen sie relativ hohe Betriebstemperaturen (ca. 550 °C) und haben dadurch eine hohe Leistungsaufnahme von bis zu 2 W.
- **Wärmeleitfähigkeitssensor (WLD):** Die unterschiedliche Wärmeleitfähigkeit eines Referenzgases im Vergleich zum Prüfgas wird bestimmt. Da die Messung jedoch ziemlich unspezifisch und darüber hinaus auch nicht sensitiv genug ist, kann es nie als unabhängiges Gerät betrieben werden. Zusätzlich Informationen über die Natur des Gases sind nötig (z.B. in Kombination mit einem Gaschromatographen). Dies macht das System aufwendig und teuer. Die hohe Leistungsaufnahme von bis zu 2 W schränkt darüber hinaus eine breite Anwendung ein.

Mechanische Sensoren

Das Funktionsprinzip beruht auf einer Massenänderung des Sensors. Aufgrund der Gewichtsänderung werden diese Sensoren auch als gravimetrische Sensoren bezeichnet.

- **Quarzmikrowaagen (quartz microbalance QMB):** Schwingquarze führen in einem elektrischen Feld Deformationsschwingung aus. Der einfachste Aufbau ist ein dünnes Quarzplättchen, welches zwischen zwei Elektroden kontaktiert wurde. Bei Adsorption von Analyten auf die Quarzoberfläche ändert sich das Gewicht des Quarzes. Bei Anlegung von Wechselstrom stellt sich eine Vibrationsfrequenz ein, die indirekt proportional zum Gewicht verläuft. Die Schwingung sinkt mit zunehmender Masse an Analyten. Die Empfindlichkeit des Sensors ist sehr hoch (ppb-Bereich), die Selektivität jedoch sehr schlecht. Schwingquarze sind im kleinen Euro-Bereich extrem günstig am Markt zu beziehen und werden dementsprechend häufig angeboten [7], [8].
- **Akustische Oberflächenwelle (surface acoustic wave SAW):** Oberflächenwellenleiter sind im Prinzip baugleich zu den Schwingquarzen. An deren Enden werden lediglich akustische Signale abgetastet. Durch Variation der Beschichtung kann eine unterschiedliche Selektivität erreicht werden. SAW-Sensoren für die Gasmesstechnik sind derzeit noch kaum serienmäßig zu erhalten. Ihre Bedeutung ist eher noch rein wissenschaftlicher Natur [30].

Optische Sensoren

Elektromagnetische Strahlung wird von einem Atom oder Molekül absorbiert und versetzt diese in einen angeregten Zustand, bzw. Schwingung. Die Antworten auf diesen Anregungszustand sind entweder die Aussendung von Teilchen (Photonen, Ionen, Elektronen) oder von Wellen. Das Spektrum der Strahlung und ausgesandten Wellen reicht von kurzwelliger γ -Strahlung bis hin zu langwelligeren Radiowellen [33].

Die gängigsten am Markt befindlichen optischen Sensoren sind:

- **Infrarotsensoren (IR):** Für die Messung von Gasen mittels Infrarotlicht werden die Bereiche direkt anschließend an den sichtbaren, roten Bereich eingesetzt, da gasförmige Moleküle in diesem Bereich charakteristisch und selektiv absorbieren.
- **Photoionisationsdetektoren (PID):** Das Kernstück eines Photoionisationsdetektors ist eine Messkammer, in der das einströmende Gas mit hochenergetischem UV-Licht bestrahlt und ionisiert wird. Die Wirkungsweise ist der photoelektrische Effekt. Er beschreibt die Absorption eines Photons an ein Elektron, welches aufgrund des erlangten höheren Energieniveaus aus einem Atom oder metallischen Leitungsband gelöst werden kann.

Der Aufbau aller optischen Sensorsysteme besteht im Wesentlichen aus einer Strahlungsquelle, einer Messzelle und einem Detektor. Dies macht den Aufbau relativ aufwendig und kostenintensiv. Die realen Konzentrationen der VOCs liegen erfahrungsgemäß im ppb-Bereich. Die optischen Sensoren sind in diesem Bereich nicht sensitiv genug. Auch ist die Selektivität hinsichtlich der Messung von VOC in einem heterogenen Feld nicht gegeben, da die VOC-Zusammensetzung des Backgrounds stark variiert. Konzentrationsbereiche im ppm-Bereich stellen für diese Art der Sensoren kein Problem dar. Die Detektion von beispielsweise CO₂ mittels IR-Sensoren ist am Markt gut etabliert und als Applikation zur Messung der Luftqualität weithin akzeptiert.

6.1.2 Evaluierung verfügbarer Sensoren bzw. Sensorsysteme

Ein Luftqualitätssensor für die Flugzeugkabine soll VOCs in der Kabinenluft erfassen. Der Messbereich sollte bis 5.000 ppm, evtl. bis 20.000 ppm reichen. Am Markt verfügbare Sensoren zur Detektion von Gasen bieten eine sehr breite Palette verschiedenster physiko-chemischer Messprinzipien, die unterschiedlich selektiv und sensitiv auf Gase reagieren. Die Anforderungen für die Applikation in der Flugzeugkabine in Kombination mit weiteren Parametern wie vor allem Temperaturbereich, Stromverbrauch und Einlaufzeit schränken jedoch die potentiell einsetzbaren Technologien ein. Für diesen speziellen Einsatzbereich kommen weitestgehend Sensoren in Frage, die eine geringe Leistungsaufnahme, geringe Größe und geringes Gewicht zeigen und je nach Anforderung unterschiedlich sensitiv und selektiv auf die zu detektierenden Zielkomponenten reagieren.

Entsprechend dem geplanten Einsatz eines Sensors zur Luftqualitätsüberwachung in der Flugzeugkabine und den daran geknüpften Anforderungen wird dafür die **Metalloxid-Sensortechnologie als am besten** geeignet angesehen, da die jeweilige Substratoberfläche die gewünschten Eigenschaften einstellt.

Das Kernstück eines MOX-Sensors ist ein Substrat, das zur Aktivierung auf Temperaturen von 200-400 °C beheizt werden kann. Die Metalloxid-Oberfläche fungiert hier als Halbleiter, welcher von Strom durchflossen wird. Auf die zu detektierende Substanz reagiert dieser durch Verringerung des Widerstandswertes. Zur Messung des Widerstands sind Interdigital-Elektroden vorhanden (siehe Abbildung 28).

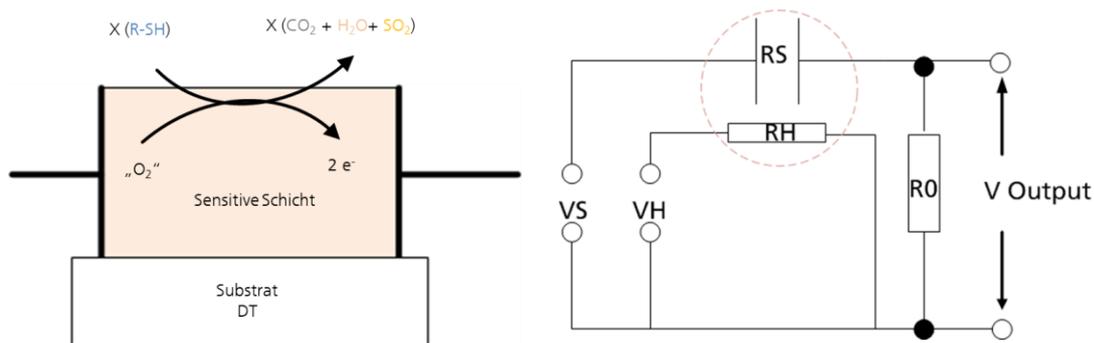


Abbildung 28:
Metalloxidsensoren: links – Aufbau und Funktionsweise der sensitiven Schicht,
rechts – MOX Ersatzschaltbild

Klassische Sensormaterialien sind SnO_2 , WO_3 oder ZnO . Im Einsatz sind aber auch andere Oxide, wie z.B. Fe_2O_3 , TiO_2 , Ga_2O_3 etc. Zur Erhöhung der Selektivität und Empfindlichkeit des Sensors auch auf nicht-sauerstoffhaltige Substanzen werden die Metalloxide mit verschiedenen Substanzen dotiert. Die Dotierung erfolgt mit Nebengruppenelementen oder Halbmetallen, die auf höhere Orbitalniveaus zugreifen können und in verschiedenen Oxidationsstufen stabil sind, wie z.B. Pt, Pd, Cu, Sb. Die Empfindlichkeit und Selektivität des MOX-Sensors hängt neben der Art der Dotierung und der Substrate ganz entscheidend von der Kristallstruktur des Substrats (z.B. nanokristallin, amorph) und von der Betriebstemperatur ab. Die Empfindlichkeit von solch oberflächenmodifizierten MOX-Sensoren liegt je nach Analyt im oberen ppb- bis unteren ppm-Bereich. Diese Detektionsmethode wurde vor allem für CO - und CH_4 -Messungen entwickelt. Mittlerweile sind auch MOX-Sensoren für unterschiedliche Substanzklassen erhältlich, z.B. für Kohlenwasserstoffe VOCs, Alkohole, NH_3 , NO_x . MOX-Sensoren haben außerdem sehr kurze Ansprechzeiten, sind leicht regenerierbar, langzeitstabil gegen mechanische Einwirkung und Störsubstanzen und zeigen eine gute Korrelation zwischen Signalintensität und Konzentrationsänderung.

Aufgrund ihrer Flexibilität sind MOX-Sensoren mittlerweile in breitem Einsatz, so z. B. im Gebäudebereich zur Lüftungsanlagensteuerung und im Automobilbereich zur Umluftklappensteuerung [6]. Aufgrund der Variabilität hinsichtlich der Oberflächenmodifikation und der Sensitivität im ppb-Bereich scheint diese Variante auch als geeignetste Methode für den Einsatz in der Flugzeugkabine.

6.1.3 Definition eines Testplans für Untersuchungen unter Labor- und Realbedingungen

Geeignete Sensortechnologien sollen auf die Detektion von definierten Zielgasen aus dem Bereich der VOCs hin untersucht werden. In den Testreihen sollen dabei die allgemeinen und spezifischen Anforderungen die sich an die Mechanik, sowie die Güte der Sensormodule stellen, untersucht werden. Darüber hinaus sollen potentielle Querempfindlichkeiten, sowie der Einfluss der

Hintergrundbelastung bestimmt werden und mittels eines Auswertalgorithmus kompensiert werden. Dazu werden parallel die rel. Feuchte, die Lufttemperatur und der Luftdruck gemessen.

Zur Detektion der Luftqualität beeinflussenden VOCs mittels Metalloxid-Halbleitern bieten sich die beiden Indoor-Air-Quality-Module IAQ-2000 und IAQ-Engine des Unterauftragnehmers AppliedSensor GmbH an, da sie im Bereich der Luftqualitätsmessung in Innenräumen etabliert sind. Diese beiden Module unterscheiden sich prinzipiell durch ihre bautechnischen (Größe, Gewicht) und elektronischen (Stromverbrauch) Parameter, erfüllen aber bereits jetzt schon die Anforderungen des Endanwenders hinsichtlich der baulichen und elektronischen Parameter. Der IAQ-2000-Sensor ist mit Pin-Konnektoren ausgerüstet, der direkt in Leiterplatten (mit I²C-Bus) oder mittels RS232-Schnittstellen eingesteckt werden kann. Seine benötigte Leistungsaufnahme ist etwas geringer (30 mV) als die der anderen Bauart IAQ-Engine (45 mV). Dieser wiederum ist deutlich kleiner und leichter und kann in Form einer Karte eingesteckt werden. Die benötigten Schnittstellen beschränken sich aber auf einen I²C-Bus. Ein zugrundeliegender Algorithmus korreliert die Daten mit berechneten CO₂-Vergleichsläufen. Ergänzt wurden die Untersuchungen durch ein Testmodul desselben keramischen Aufbaus, jedoch mit vereinfachtem Platinaufbau, welches direkt in den Versuchsaufbau integriert werden kann (IAQ Duct Kit [3], [4], [5]).

Die Versuchsreihen werden in Untereinheiten unter Laborbedingungen durchgeführt. Zu erfassende Messgrößen, die sich unter Laborbedingungen nicht simulieren lassen, werden durch Tests unter Realbedingungen komplettiert.

Untersuchungen unter Laborbedingungen

Diese Tests sollen das Erreichen der für die Anwendung im Flugzeug erforderlichen Spezifikationen bzw. Kennwerte unter Laborbedingungen aufzeigen. Aufgrund der Komplexität der Anforderungen werden die Testreihen in die Versuchseinheiten chemische Parameter, physikalische Parameter und mechanische Anforderungen unterteilt.

Chemische Parameter

In der Raumluft in Flugzeugkabinen ist eine Vielzahl an VOCs vorhanden, die einen Einfluss auf die Kabinenluftqualität haben. Deren Ursprung ist sowohl materialspezifisch und technisch bedingt, wie z.B. Emissionen der Verkleidung oder Zufuhr von belasteter Außenluft, als auch humanbedingt aus dem menschlichen Metabolismus und Aktivitäten der Insassen, wie der Verzehr von Speisen und Getränken.

Die Leistungsfähigkeit eines Sensors wurde anhand folgender chemischer Parameter untersucht:

- Zielgaserkennung

- Sensitivitätstests (größte, kleinste Detektionsgrenzen)
- Stabilitätstests (Alterung, Wiederholbarkeit)
- Selektivitätstests (Querempfindlichkeit)
- Ansprechzeiten
- Vergleich einer statistisch relevanten Anzahl von Modulen (Messungen der Exemplar-Streuung, Wiederholgenauigkeit und Langzeitstabilität)

Dabei lag der Fokus der Zielgaserfassung auf Airline-relevanten Standardvorgaben.

Physikalische Parameter

Die Stabilität der Sensoren gegenüber der Betriebs- und Lagerzustände innerhalb der von Flugzeugherstellern vorgegeben Grenzen wurde untersucht. Unter die zu untersuchende physikalischen Parameter fielen:

- Temperaturänderungen
- Druckänderungen
- Einfluss der relativen Luftfeuchte.

Die Metalloxid-Sensoren wurden vor allen durch starke Schwankungen der relativen Luftfeuchte beeinflusst. Diese Messungen waren v.a. in Hinblick auf den Steig- und Sinkflug von Bedeutung, da die Luftfeuchte in manchen Klimazonen u. U. am Boden sehr hoch ist und nach dem Start stark absinkt (auf 5 bis 15 %). Bei der Landung erfolgt der umgekehrte Mechanismus. Es musste daher überprüft werden, ob in diesen schwankenden Phasen eine Basislinienkorrektur der Sensoren möglich war.

Mechanische Anforderungen

Die wichtigsten allgemeinen mechanischen Anforderungen, die an einen Sensor für die Integration in eine Luftfahrzeugarchitektur gestellt werden, sind:

- Schutz gegen mechanische Belastung und Überspannung
- Resistenz gegen Korrosion
- hohe Lebensdauer

Für den Metalloxid-Sensor IAQ-2000 Module wurden bereits für die Anwendung im Automobilbereich zahlreiche Tests durchgeführt, alle geforderten Anforderungen hinsichtlich der Design Verification (DV-Tests) wurden erfüllt.

Die Tests für den Aviationbereich würden nach ähnlichen Mustern erfolgen, erfordern aber noch extremere Grenzen (Schock, Vibration, Blitzschlag, Elektromagnetismus, etc.). Eine Überprüfung der extremen mechanischen Anforderungen für die Zulassung im Flieger konnte im Rahmen dieser wissenschaftli-

chen Studie nicht geleistet werden. Hier läge die Verantwortlichkeit auf Seiten der Hersteller, Airframer bzw. Airliner.

Untersuchungen unter Realbedingungen

Die Tests unter Realbedingungen erfolgten in der Flight Test Facility FTF des Fraunhofer IBP. In diesen Tests sollen die Ergebnisse aus den Laboruntersuchungen und Ergebnisse aus Messungen für die Luftqualitätsüberwachung in Gebäuden einfließen. Folgende Untersuchungsgegenstände ergaben sich:

- Platzierung der Sensoren in der Flugzeugkabine
- Flugsimulationen mit und ohne Passagiere
- reale Luftströmung und Klimatisierung bei Bleed/ Recirculated Air
- Einfluss der Temperatur, der relativen Luftfeuchte und des Drucks auf den Widerstand der Sensormodule

Die Ergebnisse der Real-Life-Messungen wurden mit den Erkenntnissen des Projektpartners EADS hinsichtlich der NDIR-Spektroskopie von CO₂ verglichen.

6.2 Technologie

Als geeignete Messsensorik für den Einsatz im FTF/ Flugzeug wurden Sensorelemente zur Messung einer bedarfsgerechten Lüftungsregelung in Innenräumen gewählt. Die Sensoren sind in der Lage die Luftqualität so nachzuzeichnen, dass das Signal mit den Empfindungen der Nutzer korreliert und Lüftungen entlang der tatsächlichen Innenraumluftqualität steuert [21]. Für die technischen Untersuchungen wurde ein Messboard (siehe Abbildung 29) erstellt.

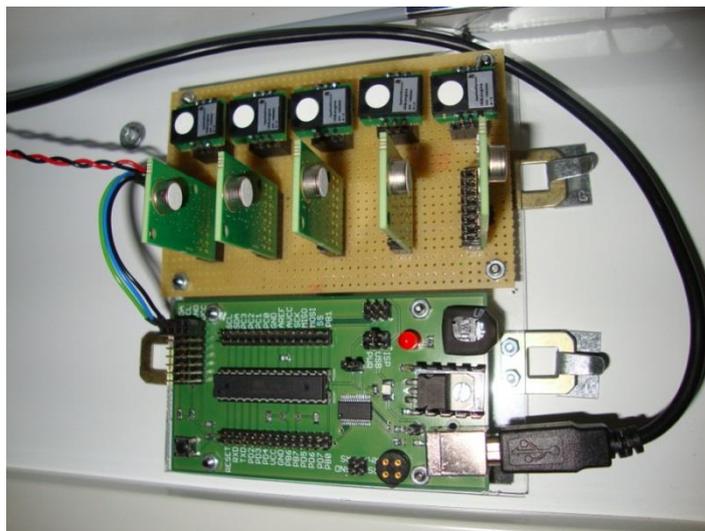


Abbildung 29:
Messboard für Labor- und Real-Life-Tests

Die dafür ausgewählten Sensoren sind die Module IAQ-Engine und iAQ-2000 der Fa. AppliedSensor GmbH. Diese Module sind in der Lage Innenraumluft-Emittenten auf Basis von VOCs jenseits der etablierten Kohlendioxid-Messung (CO₂) zu bestimmen. Sie zeigen Ereignisse einer schlechten Luftqualität an, die schon lange vor der Überschreitung CO₂-relevanter Grenzwerte liegen. CO₂ entwickelt sich im Laufe von Veranstaltungen, respektive Flügen nur schleppend, d.h. dessen Freisetzung hinkt hinter der tatsächlichen Luftqualität nach. Die genannten VOC-Sensoren hingegen reagieren sehr schnell auf die tatsächliche Luftqualität und sind darüber hinaus in der Lage auf einzelne kurzfristige, luftqualitätsrelevante Ereignisse zu reagieren. Dies kann sowohl die Reaktion auf eine dauerhaft schlechte Luftqualität durch Überfüllung des Innenraums sein, als auch kurze Geruchsemissionen von Küchengerüchen oder Toilettenräumen.

Die gewählten Module detektieren breitbandig reduzierender Gase, wie Alkohole, Aldehyde, Amine und Kohlenmonoxid (CO). Im Prinzip haben beide Module, bis auf geringe bauteilbedingte Unterschiede dieselben Messeigenschaften. Sie unterscheiden sich aber in der Leistungsaufnahme und in der Verarbeitung des Signals. Die geeignetere Signalverarbeitung für die Applikation im Flugzeug wird sich im Laufe der labortechnischen Untersuchungen zeigen. Die Algorithmen der Sensor-Module wurden hinsichtlich der Anforderungen in der Flugzeugkabine angepasst.

6.3 Entwicklung der Testkampagnen

Die für die Untersuchungen im Flugzeug angepasste Sensorik sollte unterschiedlichen Leistungstest unterzogen werden. In diesem Kapitel wurden die erforderlichen Vorbedingungen evaluiert und die daraus abgeleiteten Schritte für die spätere Durchführung der Leistungstest dargestellt.

Zunächst wurden Labortest für die Bestimmung des Messprinzips der Sensoren und deren Grenzen entwickelt. Als Basis dienten einschlägige Airline-Standards über Verfahren zur Bestimmung der Kabinenluft-Qualität (hier Zielgasmessungen) und über die Exposition von Flugzeugbauteilen unter wechselnde klimatischer Bedingungen (Temperatur, Feuchte, Druck).

Zielgrößen der Labortest waren chemische und physikalische Parameter, wobei sich die chemischen Parameter auf die Bestimmung von definierten Zielgaskomponenten mit der angepassten Sensorik bezogen. Die physikalischen Parameter gaben die maximalen Expositionsgrenzen in der Kabine an, unter denen die Sensoren betrieben werden können.

Im weiteren Schritt wurden Real-Life-Test entwickelt, um die prinzipielle Einsatzfähigkeit der Sensoren in der Kabine bestimmen zu können. Für die Durchführung stand die Fraunhofer Flight-Test-Facility zur Verfügung. Hier sollten Simulationsflüge unter unterschiedlichen klimatischen Bedingungen, Expositionsdauern und Besetzungsgraden (mit und ohne Probanden) durchgeführt werden.

6.3.1 Labortests: Bestimmung der chemischen Parameter

Die chemischen Parameter wurden gemäß dem grundlegenden Airline-Standards AECMA-Standard BS EN 4681 [2] bewertet. Als Basis für die Grenzwerte dienten die im Standard vorgegebenen Limits:

- Comfort Limits: Komfortgrenzen, bei deren Überschreitung eine Einschränkung des Wohlbefindens durch eine nicht mehr akzeptable Kabinenluftqualität zu erwarten ist.
- Safety Limits: Sicherheitsgrenzen, bei deren Überschreitung ein sicheres Betreiben des Flugzeugs nicht mehr gewährleistet ist.
- Health Limits: Gesundheitliche Grenzen, bei deren Überschreitung temporäre oder permanente pathologische Effekte zu erwarten sind.

Zu beachten ist, dass die gesundheitlichen Grenzen, bei der beobachtbare pathologische Effekte auftreten können, niedriger liegen als die Sicherheitsgrenzen, die Grenze eines sicheren Betriebs des Flugzeugs.

Der Standard gibt für die klimatischen Kriterien relativ breite Grenzen vor. Die Lufttemperatur darf sich zwischen 10 und 50 °C bewegen, die relative Feuchte zwischen 0 und 100 % und die Luftgeschwindigkeit zwischen 0 und 1,5 m/sec. Der Druck soll dem natürlichen Luftdruck auf 100 bis ca. 200 m MSL entsprechen (ca. 1000 hPa). Die klimatischen Bedingungen müssen auf jedem Fall bekannt, bzw. vorgegeben sein und mit aufgezeichnet werden. Auf Basis der Grenzwerte und den klimatischen Kriterien wurden Rahmenbedingungen für die Testgasmessungen mittels der angepassten Sensorik entwickelt:

- Für die Laborversuche sollte unter Normalbedingungen gemessen werden (RT, r.F. konstant). Während der Real-Life-Messungen sollten Lufttemperatur, Luftfeuchte und ggf. Luftdruck mit erfasst werden.
- Wenn möglich sollte bei einer Startkonzentration unterhalb vorgegebener Grenzwerte begonnen und in geeigneten Schritten (z.B. vorgegebene Grenzwerte) bis zu einem Endpunkt oberhalb der Grenzwerte gesteigert werden.
- Der Sensor sollte so viele geforderten Zielgase detektieren können wie möglich, bzw. es sollte exakt definiert werden können, welche geforderten Zielgase des Standards nicht oder nur ungenau erfasst werden. Die Fehlergenauigkeit der standardgemäßen Messmethoden müssen erfüllt werden.
- Um Streuungen innerhalb einer Produktionscharge erfassen zu können, sollte mit mehreren Sensoren gleicher Bauart gemessen werden. Eine mindesten zweimalige Wiederholung war anzustreben, um die Reproduzierbarkeit nachzuweisen.

Alle im Standard genannten Zielgase, deren Grenzwerte und daraus abgeleitete potentielle Messpunkte sind im nachfolgenden detaillierter beschrieben.

Kohlenstoffmonoxid (CO)

Kohlenstoffmonoxid ist ein Referenzgas für die unvollständige Verbrennung von organischen Komponenten und kann unter bestimmten Bedingungen am Boden ins Kabineninnere gelangen, v.a. aus Abgasen von anderen Flugzeugen oder Lieferfahrzeugen (Tabelle 17). Übliche Messmethode: NDIR mit einer Fehlergenauigkeit von $\leq 2\%$.

Tabelle 17:

Empfohlene CO-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik

Messpunkte	Konzentration [ppmv]	Grenzwerte
Start	ca. 1	= 1,2 mg/m ³
Schwelle 1	10	= 11,6 mg/m ³ gesundheitliche Grenze 1: TWA 8 h (WHO)
Schwelle 2	25	= 29,1 mg/m ³ gesundheitliche Grenze 2: TWA 1 h (WHO)
Schwelle 3	50	= 58,1 mg/m ³ Sicherheitsgrenze: Flugbetrieb vermeiden
Ende	ca. 60	= 69,7 mg/m ³

mit:

TWA time weighted average/ zeitgewichteter Durchschnittswert
WHO World Health Organization

Aceton (Propanon)

Aceton ist eine Spurenkomponente für Lösungsmittel. Geringe Mengen können in der Kabine aus Abgasen in der Außenluft vorkommen (siehe Tabelle 18). Übliche Messmethode: GC-FID-Messung mit einer Fehlergenauigkeit von $\pm 8,8\%$.

Tabelle 18:
Empfohlene Aceton-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik

Messpunkte	Konzentration [ppmv]	Grenzwerte
Start	ca. 10	4,1 mg/m ³
Schwelle 1	99	= 240 mg/m ³ Komfort-Bereich: unbedenklicher Bereich
Schwelle 2	500	= 1188 mg/m ³ gesundheitliche Grenze 1: TWA 8 h bzw. = 1210 mg/m ³ Sicherheitsgrenze 1: TWA 8 h
Schwelle 3	750	= 1782 mg/m ³ gesundheitliche Grenze 2: STEL 15'
Schwelle 4	1500	= 3630 mg/m ³ Sicherheitsgrenze 2: maximal 15 min Expositionszeit
Ende	ca. 1800	= 4356 mg/m ³

STEL 15' Short time exposure limit/ akzeptable Kurzzeitexpositionszeit (innerhalb 15 min)

Methylethylketon (MEK, Butanon)

MEK ist eine Spurenkomponente für Lösungsmittel und Kraftstoff aus Abgasen und der Zapfluftversorgung. Geringe Vorkommen in der Kabinenluft aus der Zapfluft sind tolerabel (siehe Tabelle 19). Übliche Messmethode: GC-FID-Messung mit einer Fehlergenauigkeit von $\pm 17,8 \%$ bei Aktivkohleadsorbem, $\pm 3,9 \%$ bei Silikatadsorbem.

Tabelle 19:
Empfohlene MEK-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik

Messpunkte	Konzentration [ppmv]	Grenzwerte
Start	ca. 10	= 29,9 mg/m ³
Schwelle 1	200	= 598,5 mg/m ³ gesundheitliche Grenze 1: TWA 8 h
Schwelle 2	300	= 897,8 mg/m ³ gesundheitliche Grenze 2: STEL 15' bzw. = 897,8 mg/m ³ Sicherheitsgrenze 1: TWA 8 h, Langstreckenflug vermeiden
Schwelle 3	600	= 1795,5 mg/m ³ Sicherheitsgrenze 2: maximal 15 min Expositionszeit
Ende	ca. 750	= 2244,4 mg/m ³

Acetaldehyd

Acetaldehyd ist eine Spurenkomponente für Lösungs- und Schmiermittel des Getriebes. Geringe Vorkommen aus Abgas und der Zapfluftversorgung sind tolerabel (siehe Tabelle 20). Übliche Messmethode: HPLC-UV-Messung (DNPH-Methode) mit einer Fehlergenauigkeit von $\pm 11,9\%$.

Tabelle 20:
Empfohlene Acetaldehyd-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik

Messpunkte	Konzentration [ppmv]	Grenzwerte
Start	ca. 0,1	= 0,2 mg/m ³
Schwelle 1	1	= 1,8 mg/m ³ gesundheitliche Grenze: max. 24 h Expositionszeit (WHO)
Schwelle 2	25	= 45 mg/m ³ Sicherheitsgrenze: maximal 15 min Expositionszeit
Ende	ca. 30	= 54 mg/m ³

Acrolein (Propenal)

Acrolein ist eine Spurenkomponente für Schmiermittel und Hydraulikflüssigkeit (siehe Tabelle 21). Übliche Messmethode: HPLC-UV-Messung (DNPH-Methode) mit Fehlergenauigkeit von $\pm 11,5\%$.

Tabelle 21:
Empfohlene Acrolein-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik

Messpunkte	Konzentration [ppmv]	Grenzwerte
Start	ca. 0,01	= 0,025 mg/m ³
Schwelle 1	0,02	= 0,05 mg/m ³ gesundheitliche Grenze: max. 30 min Expositionszeit (WHO)
Schwelle 2	0,1	= 0,25 mg/m ³ Sicherheitsgrenze 1: TWA 8h (OSHA)
Schwelle 3	0,3	= 0,75 mg/m ³ Sicherheitsgrenze 2: max. 15 min Expositionszeit (OSHA)
Ende	ca. 0,4	= 1 mg/m ³

OSHA Occupational Safety and Health Administration

Formaldehyd

Formaldehyd ist eine Spurenkomponente für Getriebe-Schmiermittel, Lösungsmittel, Plastikbauteile und Reiniger. Aufgrund von Abgasen können geringe Mengen in das Kabineninnere gelangen. Der Einsatz von Formaldehyd in Reinigungsmittel für den Flugbetrieb ist generell verboten (siehe Tabelle 22). Übliche Messmethode: HPLC-UV-Messung (DNPH-Methode) mit Fehlergenauigkeit von $\pm 11,9\%$.

Tabelle 22:
Empfohlene Formaldehyd-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik

Messpunkte	Konzentration [ppmv]	Grenzwerte
Start	ca. 0,05	= 0,06 mg/m ³
Schwelle 1	< 0,08	= 0,1 mg/m ³ gesundheitliche Grenze: max. 30 min Expositionszeit (WHO), Reizschwelle
Schwelle 2	0,75	= 0,93 mg/m ³ Sicherheitsgrenze 1: TWA 8h (OSHA)
Schwelle 3	2	= 2,47 mg/m ³ Sicherheitsgrenze 2: max. 15 min Expositionszeit (OSHA)
Ende	ca. 2,4	= 2,9 mg/m ³

Benzol

Benzol ist ein Spurengas für Kraftstoff und Abgase. Geringe Mengen aus der Zapfluftversorgung sind akzeptabel. Gelegentlich können am Boden geringe

Mengen aus externen Abgasen eintreten (siehe Tabelle 23). Übliche Messmethode: Portables GC mit PID mit einer Fehlergenauigkeit von $\pm 27\%$.

Tabelle 23:
Empfohlene Benzol-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik

Messpunkte	Konzentration [ppmv]	Grenzwerte
Start	ca. 0,5	= 1,6 mg/m ³
Schwelle 1	1	= 3,2 mg/m ³ gesundheitliche Grenze: TWA 8 h
Schwelle 2	4	= 12,8 mg/m ³ Sicherheitsgrenze: max. 15 min Expositionszeit (EU-TLV)
Ende	ca. 4,5	= 14,4 mg/m ³

Toluol

Toluol ist eine Spurenkomponente für Lösungsmittel aus Abgasen. Geringe Toluol-Mengen können aus Abgasen in die Kabinenluft gelangen (siehe Tabelle 24). Übliche Messmethode: Thermodesorption GC-MS mit einer Fehlergenauigkeit von $\pm 10\%$.

Tabelle 24:
Empfohlene Toluol-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik

Messpunkte	Konzentration [ppmv]	Grenzwerte
Start	ca. 10	= 38 mg/m ³
Schwelle 1	40	= 153 mg/m ³ Komfort-Grenze: unbedenklicher Bereich
Schwelle 2	50	= 190 mg/m ³ gesundheitliche Grenze: max. 8 h Expositionszeit (EU long-term exposure)
Schwelle 3	200	= 760 mg/m ³ Sicherheitsgrenze: max. 15 min Expositionszeit (EU short-time exposure)
Ende	ca. 210	= 800 mg/m ³

Methylenchlorid (Dichlormethan, DCM)

DCM ist eine Spurenkomponente für Lösungsmittel. Geringe Mengen an DCM können aus Abgasen in die Kabinenluft gelangen (siehe Tabelle 25). Üb-

liche Messmethode: GC-FID-Messung mit einer Fehlergenauigkeit von $\pm 3,2\%$.

Tabelle 25:
Empfohlene DCM-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik

Messpunkte	Konzentration [ppmv]	Grenzwerte
Start	ca. 0,1	= 0,35 mg/m ³
Schwelle 1	< 0,86	= 3 mg/m ³ gesundheitliche Grenze und Sicherheitsgrenze: max. 24 h Expositionszeit (WHO)
Ende	ca. 1	= 3,5 mg/m ³

6.3.2 Labortests: Bestimmung physikalischer Parameter

Die physikalischen Parameter wurden gemäß des grundlegenden Airline-Standards EUROCAE ED-14G [36] bewertet. Das Testziel liegt in der Bestimmung der Leistungsfähigkeit von Flugzeugbauteilen und –geräten im Labor unter realitätsnahen Betriebszuständen.

Den realitätsnahen Betriebszuständen werden im Standard Testkonditionen zugewiesen, die die klimatischen Bedingungen des potentiellen Einsatzes (Ort und Installationsbedingungen) widerspiegeln. Die Konditionen sind von der jeweiligen Testsektion abhängig. Der Standard unterteilt hier in eine Vielzahl an Sektionen, z.B. Einfluss von Vibration, Sand und Staub oder Feuchte auf die Geräte/ Bauteile. Da der Forschungsumfang auf die generelle Leistungsfähigkeit unter klimatischen Bedingungen begrenzt war, wurden die Sektionen Temperatur, Altitude (Luftdruck auf Flughöhe) und Feuchte betrachtet. Sofern in den einzelnen Sektionen keine weiteren Klimabedingungen angegeben waren, wurde von Normalbedingungen ausgegangen:

- Temperatur von +15 bis +35 °C
- relative Feuchte $\leq 85\%$
- Luftdruck 840 bis 1070 hPa (entspricht –450 m bis 1500 m MSL)

Auf Basis der zu betrachtenden Sektion und dessen klimatischer Vorgaben wurden Rahmenbedingungen für die Leistungsfähigkeitstest der Sensorik entwickelt:

- Die Labortests erfolgten unter vorgegebenen Klimabedingungen gemäß den Anforderungen der jeweiligen Sektion.
- Die physikalischen Experimente folgten einem Schema aus Einlaufphase, Betriebsphase und Testphase mit Zudosierung eines Testgases. Üblicher-

weise wurde Kohlenmonoxid als Testgas verwendet, da die Sensoren auf CO eine deutlich Signaländerung zeigten.

- Soweit möglich wurden die Versuche mit mehreren Sensoren gleicher Bauart gemessen, um die Streuung innerhalb einer Produktionscharge erfassen zu können. Des Weiteren wurden die Versuche mindestens zweimal wiederholt um die Reproduzierbarkeit nachzuweisen.

Terminologie

Die **Temperatur- und Drucktests** werden im Standard unter „SECTION 4 Temperature and Altitude“ beschrieben:

„Equipment intended for installation in a partially controlled temperature but pressurized location on an aircraft within which the pressures are normally no lower than the altitude equivalent of 15,000 ft (4,600 m) MSL is identified as Category A2. This category may also be applicable to equipment installed in partially controlled temperature but unpressurized locations on an aircraft that operates at altitudes no higher than 15,000 ft MSL.“

Aufgrund der Anforderungen der Flugzeughersteller, dass es sich hier um kein sicherheitsrelevantes Bauteil handeln soll, sondern um dessen anvisierte Verwendung in der Passagierkabine zur Überwachung der Kabinenluft, wurden die geforderten Temperatur- und Drucktests der Kategorie A2 zugeordnet (Kategorie Druckverhältnisse wie 4600 m MSL), d.h. die Sensoren werden Temperaturintervallen von -15 bis 70 °C im Betriebszustand und -55 bis 85 °C im Lagerzustand ausgesetzt. Die maximalen Belastungsgrenzen für die Sensoren sind in Tabelle 26 angegeben.

In den geforderten Temperatur- und Drucktest sind verschiedene Betriebszustände für die Sensoren genannt:

- **ENO** Equipment Not Operating: Sensor ausgeschaltet, nur Temperatur-/Druckrampen fahren
- **EO** Equipment Operating: Sensor über die Laufzeit eingeschaltet
- **TEST/ Operate and Test**: Sensor eingeschaltet und messbereit, geeignetes Messgas zudosieren (z.B. Kohlenstoffmonoxid CO, niedrige Konzentration unter Schwelle 1 wählen, z.B. 1ppm)
- **Laufzeit** falls nicht anders angegeben (nicht spezifiziert oder Stabilisierungszeit) wird eine pauschale Laufzeit von 10 min oder die resultierende Zeit aus einer Temperaturrate von 1°C/min angenommen

Für den spezifischen Test „In-Flight Loss of Cooling“ wurden zeitlich unterschiedliche Kategorien vorgegeben, in denen ein potentieller Kühlungsausfall während des Flugbetrieb simulieren sollte. Für die Untersuchungen wurde die zeitlich längste Kategorie Y mit 300 min Kühlungsausfall gewählt.

Die **Feuchtetests** werden im Standard unter „SECTION 6 Humidity“ beschrieben:

„Category Y – Standard Humidity Environment. The standard humidity environment ordinarily provides an adequate test environment for equipment intended for installation in civil aircraft, non-civil transport aircraft and other classes, within environmentally controlled compartments of aircraft in which the severe humidity environment is not normally encountered.“

Tabelle 26:
Temperatur- und Druckkriterien Kategorie A2

Terminologie	Definition	Kategorie A2
Operating Low Temperature	niedrigste mögliche Exposition- und Betriebstemperatur	-15 °C
Operating High Temperature	höchste ausgesetzte Expositionstemperatur (z.B. Kleinklima hinter Instrumententafel)	+70 °C
Short-Time Operating Temperature	Temperaturverlauf während der Injektionsphase, kurzfristige Ausschläge	Low-40 °C High +70 °C
Ground Survival Temperature	höchste und niedrigste Bodentemperaturen, Einschluss klimatischer Extreme (kalte und heiße Klimazonen)	Low-55 °C High +85 °C
In-Flight Loss of Cooling	Stabilität gegenüber Küh- lungsausfall	+40 °C
Maximum Altitude Pressure	Druckverhältnisse bei 15.000 ft (4.572 m)	571,8 mbar 429 mm Hg
Decompression Test Altitude Equivalent Pressure	Druckverhältnisse bei 15.000 ft (4.572 m)	571,8 mbar 429 mm Hg
Overpressure	Überdruck bei vgl. -15.000 ft (-4572 m) 170 kPa	1697,3 mbar 1273 mm Hg

Aufgrund der Anforderungen der Flugzeughersteller, dass es sich hier um kein Bauteil außerhalb der Kabinenumgebung handelt, üblicherweise keinen Kontakt zur Außenluft hat und der anvisierte Einsatz in der zivilen Luftfahrt sein soll, wurden der geforderte Feuchtetest der Kategorie Y zugeordnet. Die Feuchte- und Temperaturprofile waren exakt in der Testprozedur des Standards vorgegeben. Für den Luftdruck wurden keine spezifischen Vorgaben gemacht, weshalb für den Test Normaldruck (zwischen 850 und 1070 hPa) vorausgesetzt wurde.

Temperaturtest A: Ground survival low temperature and short-time operating low temperature tests

Hier handelt es sich um einen Simulationstest für den Einfluss extrem niedriger Temperatur auf die Sensoren während eines mehrstündigen Flugzeug-

Aufenthalts am Boden (z.B. mehrstündiger Aufenthalt in arktischen Regionen, siehe Tabelle 27 und Abbildung 30).

Tabelle 27:
Messbedingungen für Temperaturtest A

Laufzeit [min]	Temp. [°C]	Betrieb	Anforderung Rate [1°C/ min]
0	21	ENO	Einlaufzeit Sensor aus
76	- 55	ENO	nicht spezifiziert 76 min
266	- 55	ENO	Stabilisierungszeit 10 min + minimal 180 min Haltezeit
311	- 40	ENO	nicht spezifiziert 15 min + minimal 30 min Haltezeit
581	- 40	EO TEST	Sensor an Testgaszudosierung 3 x Wiederholung: 60 min Betriebszeit 10 min 10 ppm CO + minimal 60 min Betriebszeit nach letzter Beaufschlagung
642	21	ENO	Erwärmung auf Raumtemperatur 61 min

Die Tests werden bei Normaldruck (≈ 1013 hPa) durchgeführt. Die Testatmosphäre ist synthetische Luft um Einflüsse von Fremdgasen auszuschließen. Die Luftfeuchte schwankte zwischen 0,7 und 1,5 % r.F.

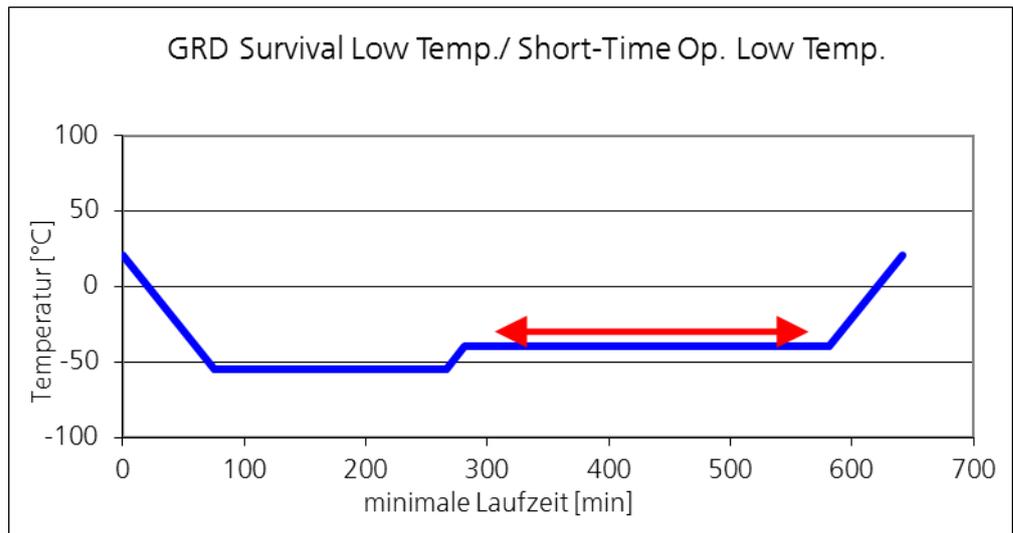


Abbildung 30:
Messverlauf für den Temperaturtest A (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit CO)

Temperaturtest B: Operating Low Temperature Test

Hier handelt es sich um die niedrigsten Temperaturen bei denen die Sensoren unter Normalbedingungen messen müssen (z.B. Öffnen der Flugzeuggtüre am Boden unter winterlichen Bedingungen, siehe Tabelle 28 und Abbildung 31).

Tabelle 28:
Messbedingungen für Temperaturtest B

Laufzeit [min]	Temp. [°C]	Betrieb	Anforderung Rate [1°C/ min]
0	21	EO	Einlaufzeit Sensor an
36	-15	EO	nicht spezifiziert 36 min
66	-15	EO	Stabilisierungszeit 30 min
336	-15	EO TEST	Testgaszudosierung 3 x Wiederholung: 60 min Betriebszeit 10 min 10 ppm CO + minimal 60 min Betriebszeit nach letzter Beaufschlagung
372	21	ENO	Erwärmung auf Raumtemperatur 36 min

Die sonstigen klimatischen Parameter entsprechen dem Temperaturtest A (1013 hPa, 0,7 bis 1,5 % r.F.).

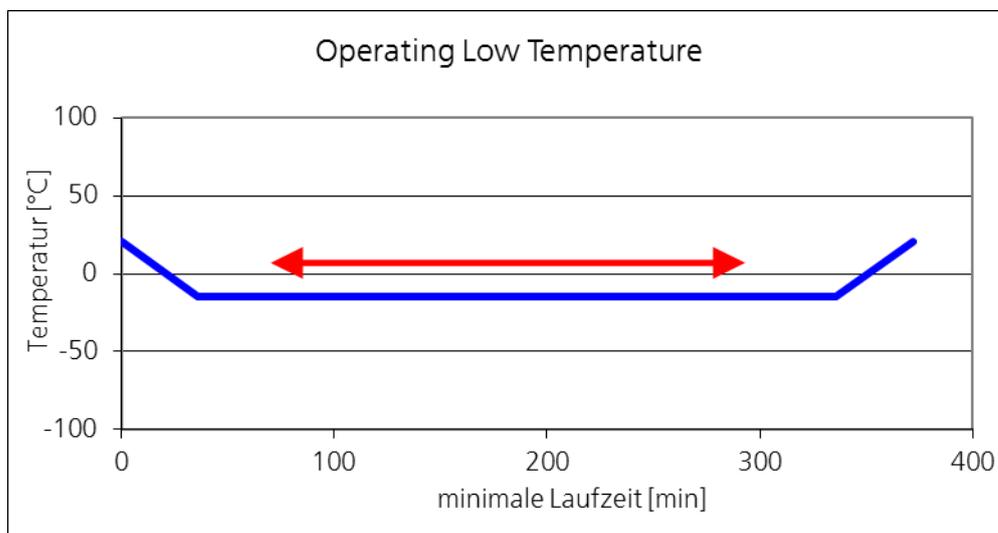


Abbildung 31:
Messverlauf für den Temperaturtest B (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit CO)

Temperaturtest C: Ground Survival High Temperature and Short-Time Operating High Temperature Test

Hier handelt es sich um einen Simulationstest für den Einfluss höchster Temperaturen auf die Sensoren während eines mehrstündigen Flugzeug-Aufenthalts am Boden (z.B. mehrstündiger Aufenthalt in tropischen Regionen, siehe Tabelle 29 und Abbildung 32).

Tabelle 29:
Messbedingungen für Temperaturtest A

Laufzeit [min]	Temp. [°C]	Betrieb	Anforderung Rate [1°C/ min]
0	21	ENO	Einlaufzeit Sensor aus
64	85	ENO	nicht spezifiziert 64 min
254	85	ENO	Stabilisierungszeit 10 min + minimal 180 min Haltezeit
269	70	ENO	nicht spezifiziert 15 min
299	70	ENO	minimal 30 min
569	70	EO TEST	Sensor an Testgaszudosierung 3 x Wiederholung: 60 min Betriebszeit 10 min 10 ppm CO + minimal 60 min Betriebszeit nach letzter Beaufschlagung
618	21	ENO	Abkühlung auf Raumtemperatur 49 min

Die Tests werden bei Normaldruck (≈ 1013 hPa) durchgeführt. Die Testatmosphäre ist synthetische Luft um Einflüsse von Fremdgasen auszuschließen. Die Luftfeuchte schwankte zwischen 5 und 15 % r.F.

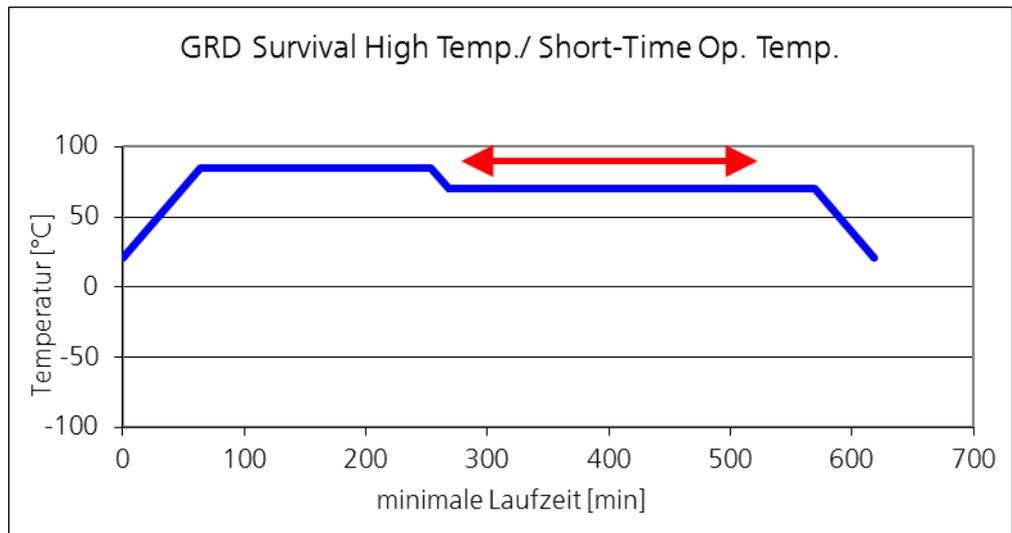


Abbildung 32:
Messverlauf für den Temperaturtest C (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit CO)

Temperaturtest D: Operating High Temperature Test

Hier handelt es sich um die höchsten Temperaturen bei denen die Sensoren unter Normalbedingungen messen müssen (z.B. Öffnen der Flugzeugtüre in ariden Zonen, siehe Tabelle 30 und Abbildung 33).

Tabelle 30:
Messbedingungen für Temperaturtest D

Laufzeit [min]	Temp. [°C]	Betrieb	Anforderung Rate [1°C/ min]
0	21	EO	Einlaufzeit Sensor an
49	70	EO	nicht spezifiziert 49 min
79	70	EO	Stabilisierungszeit 30 min
349	70	EO TEST	Testgaszudosierung 3 x Wiederholung: 60 min Betriebszeit 10 min 10 ppm CO + minimal 60 min Betriebszeit nach letzter Beaufschlagung
398	21	ENO	Abkühlung auf Raumtemperatur 49 min

Die sonstigen klimatischen Parameter entsprechen dem Temperaturtest C (1013 hPa, 5 bis 15 % r.F.).

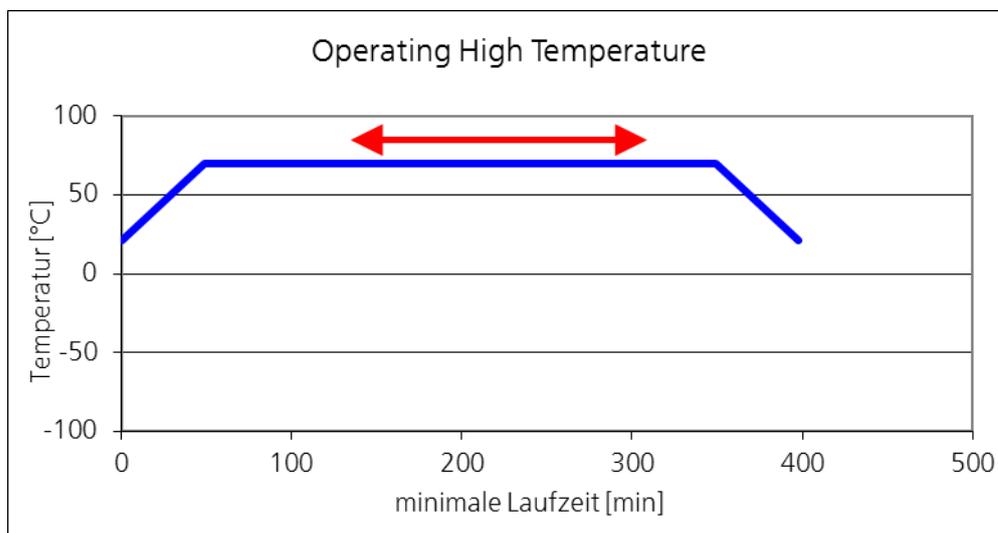


Abbildung 33:
Messverlauf für den Temperaturtest D (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit CO)

Temperaturtest E: In-Flight Loss of Cooling Test

Hierbei handelt es sich um einen Simulationstest für die Stabilität der Sensoren gegenüber einem abrupten Kühlungsausfall während des Fluges (siehe Tabelle 31 und Abbildung 34).

Tabelle 31:
Messbedingungen für Temperaturtest E

Laufzeit [min]	Temp. [°C]	Betrieb	Anforderung Rate [1°C/ min]
0	21	EO	Einlaufzeit Sensor an
19	40	EO	nicht spezifiziert 19 min
49	40	EO	Stabilisierungszeit 30 min
349	40	EO TEST	Kategorie Y schreibt maximale Küh- lungsausfallzeit von 300 min vor Testgaszudosierung 3 x Wiederholung: 60 min Betriebszeit 10 min 10 ppm CO + minimal 90 min Betriebszeit nach letzter Beaufschlagung
368	21	ENO	Abkühlung auf Raumtemperatur 19 min

Die Tests werden bei Normaldruck (≈ 1013 hPa) durchgeführt. Die Testatmosphäre ist synthetische Luft um Einflüsse von Fremdgasen auszuschließen. Die Luftfeuchte schwankte zwischen 5 und 15 % r.F.

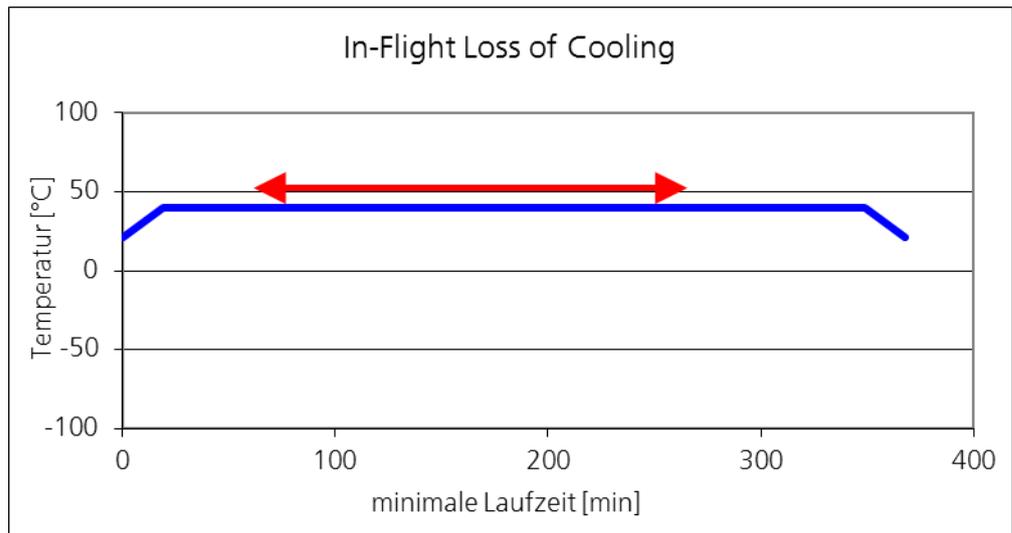


Abbildung 34:
Messverlauf für den Temperaturtest E (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit CO)

Drucktest F: Altitude Test

Dieser Test simuliert die Stabilität der Sensoren gegenüber dem Einfluss des Luftdrucks in der Kabine bei einer maximalen Flughöhe von 15.000 ft (siehe Tabelle 32 und Abbildung 35).

Tabelle 32:
Messbedingungen für Drucktest F

Laufzeit [min]	Druck [mbar / mm Hg]	Betrieb	Anforderung
0	1013,2 760	EO	Umgebungsdruck Sensor an
10	571,8 429	EO	nicht spezifiziert 10 min
20	571,8 429	EO	Stabilisierungszeit 10 min
140	571,8 429	EO TEST	Testgaszudosierung innerhalb der Gesamtdauer von minimal 120 min erfolgen 3 Beaufschlagungen mit 10 ppm Formaldehyd für je 10 sec
160	1013,2 760	EO	Druckausgleich auf Normaldruck 10 min

Die Tests wurden bei Normalbedingungen in normaler Raumluft durchgeführt. Temperatur und Feuchte wurden aufgezeichnet.

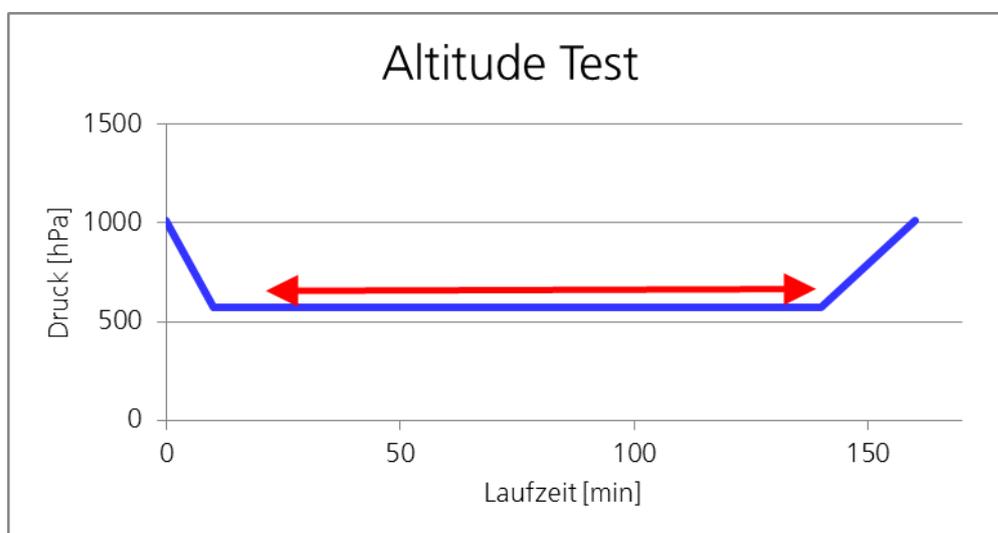


Abbildung 35:
Messverlauf für den Drucktest F (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit Formaldehyd)

Drucktest G: Decompression Test

Dieser Test simulierte einen plötzlichen Kabinendruckabfall während eines normalen Fluges in 8.000 ft auf Druckverhältnisse in 15.000 ft (siehe Tabelle 33 und Abbildung 36).

Tabelle 33:
Messbedingungen für Drucktest G

Laufzeit [min]	Druck [mbar/ mm Hg]	Betrieb	Anforderung
0	1013,2 760	EO	Umgebungsdruck Sensor an
10	752,6 564,4	EO	nicht spezifiziert 10 min
20	752,6 564,4	EO	Stabilisierungszeit 10 min (bei 8.000 ft, 2.400 m)
20:15	571,8 429	EO	Druckabfall maximal 15 sec
30:15	571,8 429	EO TEST	Testgaszudosierung innerhalb der Gesamtdauer von minimal 10 min erfolgen 3 Beaufschlagungen mit 10 ppm Formaldehyd für je 10 sec Anmerkung für die Ausführung: die Gesamtdauer wird aus messtechnischen Gründen verlängert
40:15	1013,2 760	EO	Druckausgleich auf Normaldruck 10 min

Die Tests wurden bei Normalbedingungen in normaler Raumluft durchgeführt. Temperatur und Feuchte wurden aufgezeichnet.

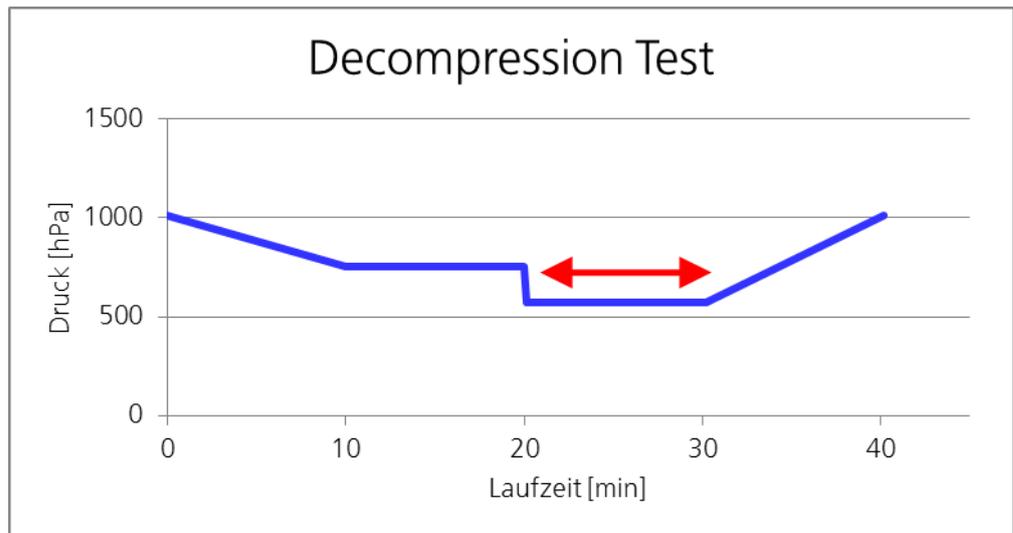


Abbildung 36:
Messverlauf für den Drucktest G (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit Formaldehyd)

Drucktest H: Overpressure Test

Dieser Test simuliert einen theoretisch denkbaren Überdruck (z.B. bei plötzlichem Wetterumschwung) und ein anschließendes Rückschwingen auf Normaldruck (siehe Tabelle 34 und Abbildung 37).

Tabelle 34:
Messbedingungen für Drucktest H

Laufzeit [min]	Druck [mbar/ mm Hg]	Betrieb	Anforderung
0	1013,2 760	ENO	Umgebungsdruck Sensor aus
10	1700 1270	ENO	nicht spezifiziert 10 min
20	1700 1270	ENO	minimal 10 min
30	1013,2 760	ENO	nicht spezifiziert 10 min
40	1013,2 760	EO TEST	Sensor an Testgaszudosierung innerhalb der Gesamtdauer von mini- mal 10 min erfolgen 3 Beaufschlagungen mit 10 ppm Formaldehyd für je 10 sec Anmerkung für die Ausführung: die Gesamtdauer wird aus mess- technischen Gründen verlängert
50	1013,2 760	ENO	Auslaufphase 10 min

Die Tests wurden bei Normalbedingungen in normaler Raumluft durchgeführt. Temperatur und Feuchte wurden aufgezeichnet.

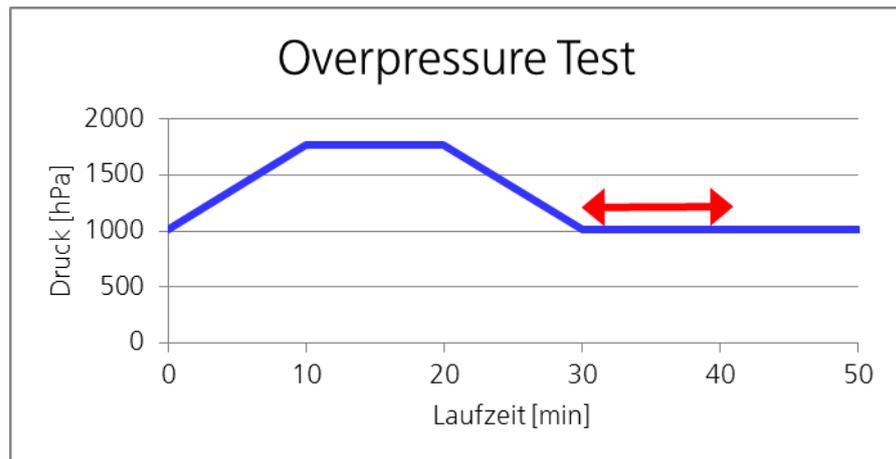


Abbildung 37:
Messverlauf für den Drucktest H (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit Formaldehyd)

Feuchtetest I: Humidity

Der Feuchtetest dient zur Bestimmung der Widerstandsfähigkeit (mechanisch, elektrisch, chemisch, thermisch) der Sensoren gegenüber natürlicher und induzierter Feuchtigkeit, wie z.B. deren Korrosionsbeständigkeit und Signalstabilität (siehe Tabelle 35 und Abbildung 38).

Tabelle 35:
Messbedingungen für Feuchtetest I

Laufzeit [h]	Temp. [°C]	Feuchte [%]	Betrieb	Anforderungen
0:00	30 ± 2	85 ± 4	ENO	Sensor wird im ausgeschalteten Zustand in Feuchtekammer gegeben
2:00	50 ± 2	95 ± 4	ENO	
8:00	50 ± 2	95 ± 4	ENO	
24:00	38 ± 2	> 85	ENO	
26:00	50 ± 2	95 ± 4	ENO	
32:00	50 ± 2	95 ± 4	ENO	
48:00	38 ± 2	> 85	ENO	
49:00			ENO	Sensor aus Prüfkammer entnehmen mit Tuch abtupfen 1 h bei Raumluft abtrocknen lassen
49:15			EO	Einlaufzeit 15 min
49:25			EO TEST	Sensor an Testgaszudosierung innerhalb der Gesamtdauer von minimal 10 min erfolgen 3 Beaufschlagungen mit 10 ppm Formaldehyd für je 10 sec Anmerkung für die Ausführung: die Gesamtdauer wird aus mess-technischen Gründen verlängert
49:35			EO	Auslaufphase 10 min

Da zum Luftdruck im Standard keine definierten Aussagen getroffen wurden, entsprach er den allgemeinen Vorgaben für Umgebungsbedingungen (850 bis 1070 hPa).

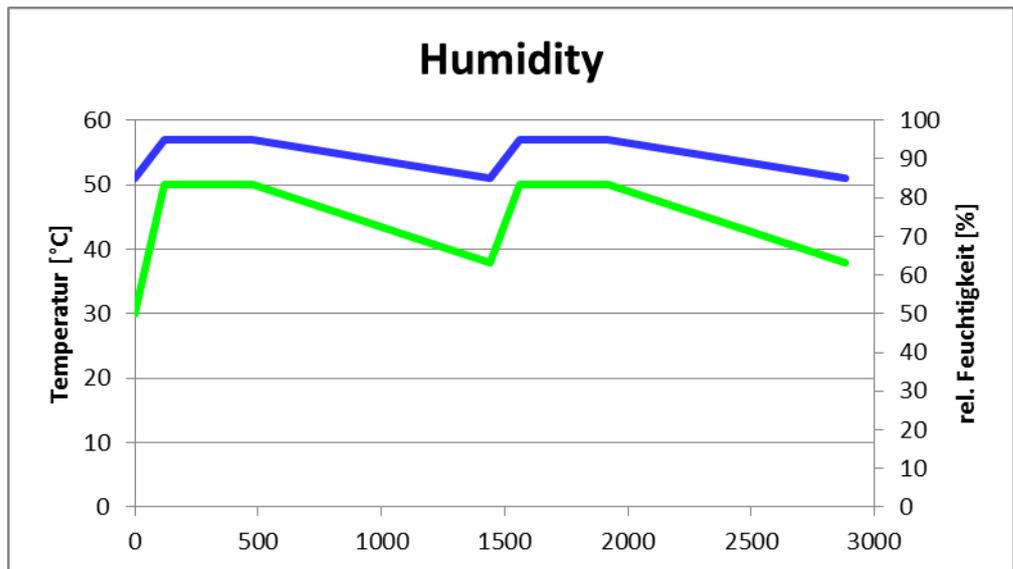


Abbildung 38:
Messverlauf für den Feuchtetest I (blaue Kurve rel. Feuchte, grüne Kurve Temperaturverlauf)

6.3.3 Real-Life-Test

Für die Real-Life-Tests stand die Fraunhofer Flight-Test-Facility (FTF), ein weltweit einmaliges Fluglabor am Standort Holzkirchen, zur Verfügung. Dieses besteht aus einer großen Niederdruckkammer und einem darin befindlichen vorderen Flugzeugsegment (Airbus A310, ca. 15,5 m Länge). Die Dimensionen der Niederdruckkammer betragen 30 m Länge und 9,6 m Innendurchmesser. Der Betrieb der Röhre ist bis zu einem Niederdruck von minimal 150 hPa zugelassen. Überdruck ist nicht vorgesehen. Das Flugzeugklima ist variabel regulierbar: Lufttemperatur von -20 °C bis +30 °C, relative Luftfeuchte von 5 % bis 65 % (bei 20 °C), realitätsnahe Simulation von Schall und Vibration, Einstellung der Rumpftemperatur bis minimal -40 °C. Zur Untersuchung der Befindlichkeit von Flugpassagieren können bis zu 80 Probanden realitätsnah am Boden den typischen Flugbedingungen ausgesetzt werden.

Für die Sensortests wurden unterschiedliche Untersuchungsbedingungen hinsichtlich Temperatur-, Feuchte- und Druckprofile, sowie dem Besetzungsgrad (mit und ohne Probanden) anvisiert. Es gab keine Vorgaben für die Durchführung durch potentiell einschlägige Standards. Die einzelnen Tests werden im Kapitel 6.4 „Analyse und Validierung“ genauer beschrieben. Hier wird nur ein kurzer Überblick über die gebotenen Testvariationen gegeben:

Druck- und Feuchteprofile: Bei diesen Tests wurden wechselweise der Druck oder die Luftfeuchte entsprechend realer Bedingungen für Bauteile gemäß Kategorie A2 (Standard [19]) variiert. Die Versuche wurden ohne Probanden durchgeführt.

Langstreckenflug-Simulation mit 10 Probanden: Bei diesen Tests ging es um die Ermittlung der Sensorposition, bzw. welche Unterschiede die Sensoren in den einzelnen Flugzeug-Kompartiments aufzeichnen, die für Passagiere und Bord-Crew, also dem geplanten Einsatzort, zugänglich sind: Cockpit, Passagierkabine, Galley. Ausgeschlossen sind alle unter normalen Flugbedingungen nicht zugänglichen Bereiche, für die andere Bauteile und Sicherheitsbestimmungen zuständig sind, z.B. Cargo, Avionik, Dreiecksbereich, Bilge. Die Versuche wurden mit wenigen Probanden durchgeführt.

Langstreckenflug-Simulation mit 30 Probanden und sensorischer Prüfung: Hier ging es um den tatsächlichen Einsatzzweck der Sensoren. Es sollten Korrelationsmessungen aus Sensorsignal und der tatsächlichen Wahrnehmung der Luftqualität unter Realbedingungen durchgeführt werden. Die Versuche wurden mit vielen Probanden durchgeführt.

Real-Life-Testserie 1: Druck- und Feuchteprofile

Die Sensoren wurde auf den Einfluss eines komplexeren Klimas getestet (Variation Druck, Feuchte). Die Tests fanden ohne Probanden in einem Mockup, welcher in der Niederdruckröhre installiert wurde, statt. Die Temperatur wurde konstant gehalten. Der Druck und die rel. Feuchte wurde in den einzelnen Test alternierend variiert. Die Schwankungen der einzelnen Tests sind in Tabelle 36 angegeben.

Tabelle 36:
Druck- und Feuchtetest in der Niederdruckröhre

Test	Temperatur [°C]	rel. Feuchte [%]	Druck [hPa]
A	20 ± 1	20 – 65 (alternierend)	940 ± 3
B	23 ± 3	18 – 60 (alternierend)	940 ± 3
C	21 ± 1	26 – 56	756 – 937 (alternierend)
D	20 ± 2	23 – 95 (alternierend)	944 ± 4
E	20 ± 2	9 – 26 (alternierend)	942 ± 2
F	22 ± 4	21 – 85 (alternierend)	940 ± 2
G	21 ± 2	28 – 71 (alternierend)	847 – 948 (alternierend)
H	20 ± 2	25 – 54	757 – 947 (alternierend)

Real-Life-Testserie 2: Langstreckenflug-Simulation mit wenig Probanden

Die Wirkungsweise der Sensoren hängt von deren Positionierung ab. Bei dieser Testserie wurden bestehende, für andere Projekte durchgeführte Simulationsflüge genutzt, die für die Zielsetzung der Sensoriktests geeignet schienen. Insgesamt waren es 3 Testflüge, die mit ca. 10 Probanden im Inneren des Flugzeugsegments stattfanden. Temperatur und Feuchte waren bei allen drei Flügen konstant auf 24 °C und 10 % r.F. Zwei Flugtage (Flugtag 1 und 3) wurden unter Niederdruck bei 750 hPa durchgeführt. Ein Flugtag (Flugtag 2) fand unter Normaldruck bei 934 hPa statt.

Bei den Probanden handelte es sich um Piloten. Das Cockpit war wechselweise mit max. 3 Personen besetzt. Die restlichen Probanden hielten sich derweilen in der Passagierkabine auf. Bei den Simulationen handelte es sich ausschließlich um 9-stündige Langstreckenflüge mit allen potentiellen Flugphasen (siehe Tabelle 37).

Tabelle 37:
 Flugphasen des Langstreckenfluges mit individueller Klimaregelung im Cockpit

Uhrzeit	Flugphase	Anmerkung
8:45 – 9:00	Boarding	Kaffee steht zur Verfügung
9:00 – 9:20	Climbing	Einstellung des Kabinenklimas
9:20 – 9:40	Cruising	Cockpit nicht besetzt
9:40 – 9:50	Cockpitwechsel	Pilotengruppe 1 betritt das Cockpit
9:50 – 10:50	Cruising	individuelle Klimaregelung im Cockpit
10:50 – 11:30	1. Lunch (Mittagessen)	Gruppe 2, 3 und 4
11:30 – 12:00	Cockpitwechsel	Pilotengruppe 2 betritt das Cockpit Gruppe 1 Lunch (Mittagessen)
12:00 – 12:50	Cruising	individuelle Klimaregelung im Cockpit
12:50 – 13:00	2. Lunch	Getränke werden ausgeschenkt, kleines Dessert
13:00 – 13:10	Cockpitwechsel	Pilotengruppe 3 betritt das Cockpit
13:10 – 14:00	Cruising	individuelle Klimaregelung im Cockpit
14:00 – 14:20	Kaffee	
14:20 – 15:00	Cruising	
15:00 – 15:10	Cockpitwechsel	Pilotengruppe 4 betritt das Cockpit
15:10 – 17:00	Cruising	individuelle Klimaregelung im Cockpit
17:00 – 17:30	Descent	Pilotengruppe 4 reguliert Cockpit-Klima im „Landeanflug“

Die Sensoren wurden an unterschiedlichen Positionen platziert. In Abbildung 39 sind die Positionen in der Kabine skizziert und deren exakte Position detailliert beschrieben.

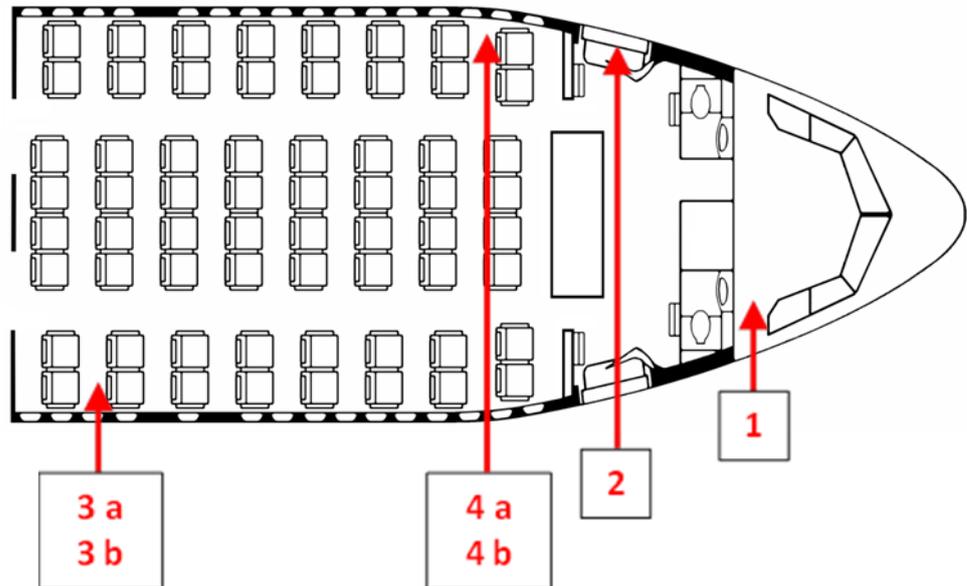


Abbildung 39:
Positionen der Sensorlogger im Flugzeugrumpf: 1 Cockpit (Kopfraum ca. 1,5 m Höhe), 2 Galley (Tür ca. 1 m Höhe), 3 Kabine hinten rechts (a Headlocker, b Fußraum Abluft), 4 Kabine vorne links (a Headlocker, b Fußraum Abluft)

Real-Life-Testserie 3: Mittelstreckenflug-Simulation mit vielen Probanden und sensorischer Prüfung

Die Sensorsignale spiegeln das jeweilige Kleinklima im Nahraum der Sensoren wieder. Daher sind sie eine Funktion der Sensorposition und dem jeweiligen vorherrschenden chemischen (und ggf. physikalischen) Bedingungen. Die Zielsetzung dieses abschließenden Tests war es, eine Korrelation aus Sensorsignalen und der Wahrnehmung der Passagiere zu erreichen, um den einzelnen Signalen präzise (Geruchs-)Ereignisse zuordnen zu können. Im FTF des Fraunhofer IBPs wurde hierzu ein Flugtest mit 30 Passagieren (inklusive der Crew) durchgeführt. Dieser fand in Kooperation mit den Partnern und Unterauftragnehmern AppliedSensor GmbH, EADS und der RWTH Aachen statt, die sich ebenfalls mit der Thematik der Kabinenluftsensorik im Rahmen des STELLA-Projektes beschäftigten.

Die Sensorpositionen sind in Abbildung 40 skizziert und deren exakte Position detailliert beschrieben. Das Cockpit wurde während dieses Fluges nicht besetzt.

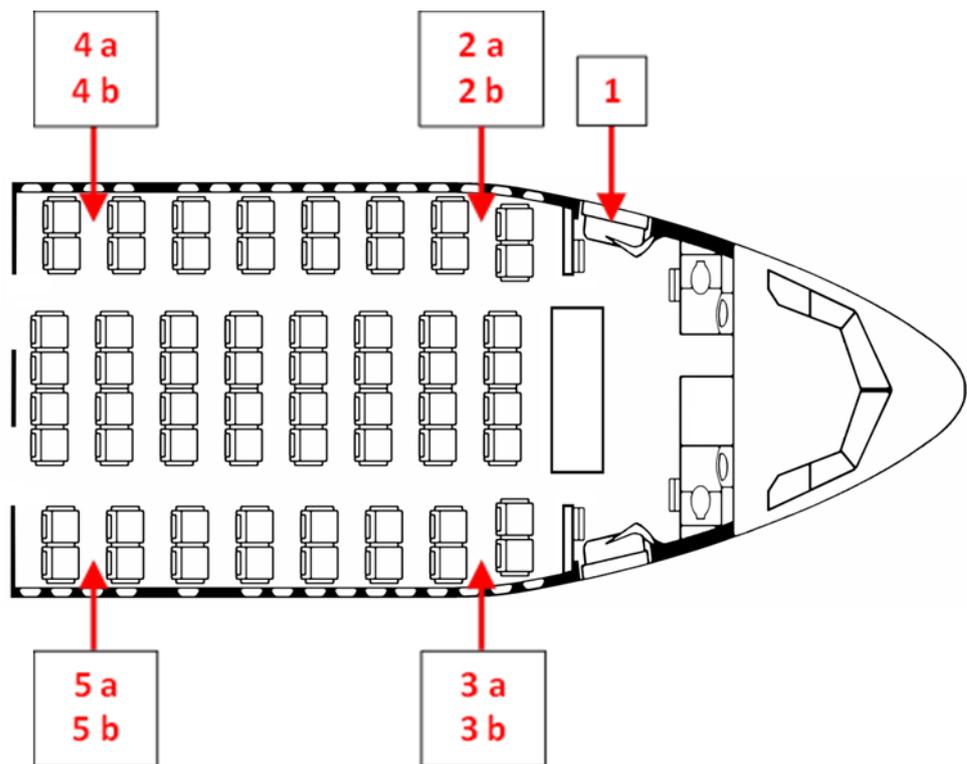


Abbildung 40:

Positionen der Sensorlogger im Flugzeugrumpf: 1 Galley (Tür ca. 1 m Höhe), 2 Kabine vorne links (a Headlocker, b Fußraum Abluft), 3 Kabine vorne rechts (a Headlocker, b Fußraum Abluft), 4 Kabine hinten links (a Headlocker, b Fußraum Abluft), 5 Kabine hinten rechts (a Headlocker, b Fußraum Abluft)

Es wurde ein Mittelstreckenflug mit allen relevanten Flugphasen durchgeführt. Im Laufe des Fluges wurden einzelne Phasen gerichtlich evaluiert. Die Sensoren zeichneten während des gesamten Flugversuchs kontinuierlich auf. In Tabelle 38 sind die einzelnen Ereignisse, deren zeitlicher Verlauf, sowie die physikalischen Klima-Parameter in der Kabine aufgelistet.

Tabelle 38:
Flugphasen des Mittelstrecken-Simulationsfluges

Uhrzeit	Flugphase	Parameter	Anmerkung
8:26 – 9:22	Boarding	920 hPa 29,5 bis 34,5 % r.F. 15,5 bis 22,5 °C	Probanden trafen ein, Türen standen offen
8:50 - 9:00			1. Geruchsevaluation
9:22 - 9:40	Climbing	von 920 auf 750 hPa von 33,5 auf 19,5 % r.F. 21,0 bis 23,0 °C	Druckabnahme
9:33 – 9_39			2. Geruchsevaluation
9:40 – 11:22	Cruising	750 hPa von 29,0 auf 11,5 % r.F. 21,5 bis 28,5 °C	keine besonderen Ereignisse, nur Ausschank von Mineralwasser
10:43 – 10:51			3. Geruchsevaluation
11:22 – 12:12	Mittagessen	750 hPa 14,5 bis 17,5 % r.F. 22,5 bis 28,5 °C	Pizza, Pudding, Ausschank nicht alkoholischer Getränke
11:42 – 11:53			4. Geruchsevaluation
12:12 – 12:43	Cruising nach Mittagessen	750 hPa 12,0 bis 19,5 % r.F. 23,5 bis 24,5 °C	keine Speisen, Getränke und keine Lebensmittelverpackungen mehr im Rumpf
12:21 – 12:32			5. Geruchsevaluation
12:43 – 13:00	Kaffee	750 hPa 10,0 bis 15,5 % r.F. 21,5 bis 24, 5 °C	nur nicht geschulte Probanden tranken Kaffee
12:41 – 12:57			6. Geruchsevaluation
13:00 – 13:18	Cruising nach Kaffee	750 hPa 10,0 bis 15,5 % r.F. 21,5 bis 24, 5 °C	keine Getränke und Lebensmittel mehr
13:11 – 13:18			7. Geruchsevaluation
13:18 – 13:38	Descent	von 750 auf 920 hPa 11,0 bis 14,5 % r.F. von 22,0 auf 25,5 °C	keine Getränke und Lebensmittel mehr
13:25 – 13:26			8. Geruchsevaluation
13:38 – 14:00	Disembark	920 hPa 10,5 bis 16,5 % r.F. von 25,5 auf 20,5 °C	Probanden steigen aus dem Flugzeug
13:42 – 13:52			9. Geruchsevaluation

Die Geruchsevaluation wurde in Anlehnung an die Vorgaben der Norm ISO/CD16000-30 [27] durchgeführt. Die Passagiere unterteilten sich in zwei Gruppen. Eine Gruppe stellten ganz normale Passagiere dar, die lediglich zur Erhöhung des Besetzungsgrads mitflogen. Eine weitere Gruppe, bestehend aus 15 Passagieren, setzte sich aus gerichtlich geschulten Probanden zusammen. Diese wurden im Vorfeld mittels eines Geruchsstandards geschult und

waren somit in der Lage die vorherrschenden Geruchsintensitäten und – Qualitäten der einzelnen Flugphasen objektiv zu beschreiben.

Der Geruchsstandard wurde für die Evaluation von Geruchsemissionen in Innenräumen entwickelt. Den Probanden wurden zur Kalibrierung verschiedene Aceton-Konzentrationen in aufsteigender Reihe präsentiert (Aceton-Referenzstandard). Jeder Konzentrationsstufe wurde ein Wert entlang einer linearen Skala zugeordnet. Die Einheit der Werte betrug „pi“ (perceived intensity). In Tabelle 39 sind die einzelnen Konzentrationsstufen des Acetons und die zugehörigen pi-Werte, sowie ein grobe Einschätzung des Geruchseindrucks aufgelistet.

Tabelle 39:
Geruchsintensitäten des Aceton-Referenzstandards

Pi-Werte	Aceton-Konzentration [mg/m ³]	Aceton-Konzentration [ppm]	Einschätzung der Geruchsintensität
0	20	7,7	nicht wahrnehmbar
1	40	15,4	
2	60	23,1	sehr schwach
3	80	30,9	
4	100	38,6	schwach
5	120	46,3	
6	140	54,0	deutlich
7	160	61,7	
8	180	69,4	stark
9	200	77,1	
10	220	84,8	sehr stark
11	240	92,6	
12	260	100,3	
13	280	108,0	extrem stark
14	300	115,7	
15	320	123,4	
16	340	131,1	

Darüber hinaus wurden die Hedonik bewertet und vorherrschende Geruchsqualitäten beschrieben. Die Bewertungen erfolgten zeitgleich mit der Intensitätsprüfung.

Die Hedonik beschreibt, ob ein Geruchseindruck als angenehm oder als unangenehm empfunden wird. Zur Beurteilung wurde die Skala zur Bestimmung der hedonischen Geruchswirkung verwendet (von „-4“ äußerst unangenehm bis „+4“ äußerst angenehm, siehe Abbildung 41).

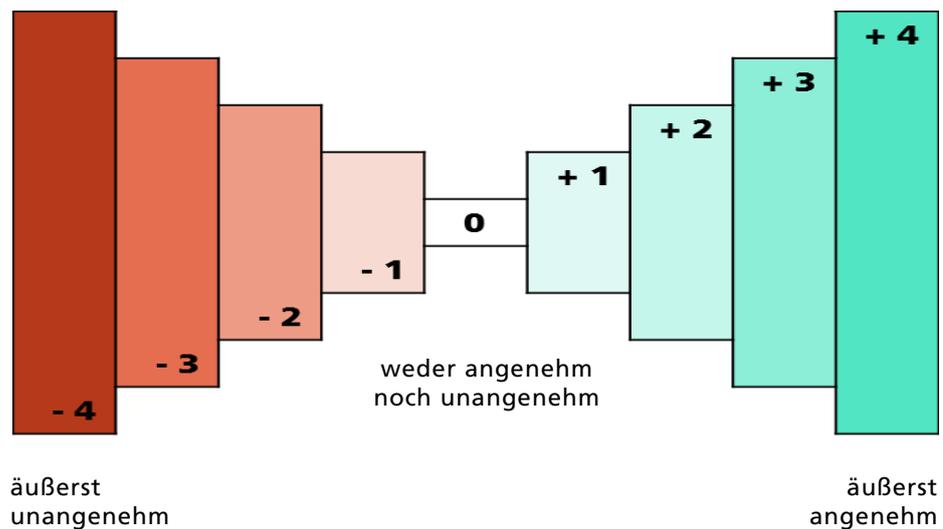


Abbildung 41:
Skala zur Bestimmung der hedonischen Geruchswirkung

Zur Beschreibung der Geruchsqualität wurde auf eine deskriptive / verbale Klassifizierung der Gerüche zurückgegriffen. Dabei wurden Begriffe aus den Bereichen der allgemeinen Sinnes- und Geruchswahrnehmung verwendet, z.B. fruchtig, kaffeeartig, muffig.

Die Probanden verließen während jeder relevanten Flug- und Ereignisphase die Kabine des Flugzeugs und betraten den Zwischenboden zwischen Flugzeugrumpf und Niederdruckröhre. Hier konnten sie den Geruchssinn „neutralisieren“, welcher sich im Laufe des Aufenthalts in der Kabinenluft adaptierte. Nach der Regeneration rekalierten sich die Probanden mittels des Aceton-Referenzstandards, betraten erneut die Flugzeugkabine und bewerteten die Geruchsintensität und –Qualität der jeweiligen Flugphase. Auf diese Weise erhielt man ein geruchliches Screening der wichtigsten Ereignisse, welche den Sensorsignalen zugeordnet werden konnten.

6.4 Analyse und Validierung

Die Laboranalysen erfolgten entlang der bereits beschriebenen, einschlägigen Airline-Standards. Die Validierung erfolgte entlang DIN 32645:2008-11 [17].

Der Messaufbau für alle Labortests wurde so gewählt, dass mehrere baugleiche Sensoren betrieben wurden um eine valide statistische Aussage treffen zu können. Eine Skizze des Versuchsaufbaus ist in Abbildung 42 angegeben.

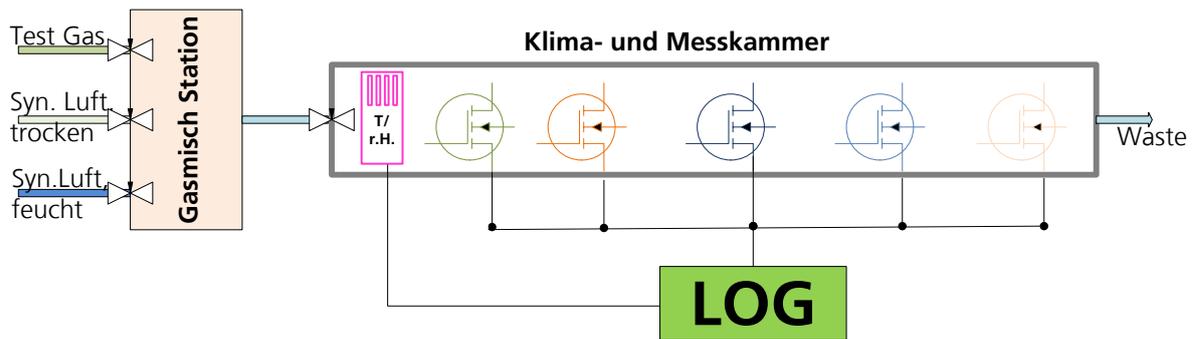


Abbildung 42:
Versuchsaufbau für die Temperaturtests

6.4.1 Bestimmung der chemischen Parameter: Zielgastests

Die Versuche wurden an einer Gasmischanlage mit einem Volumenstrom von 0,3 L/min durchgeführt. Für die Basislinie wurde synthetische Luft mit einer Hintergrundkonzentration von 1 ppm CO verwendet um eine belastete Real-luft zu simulieren. Zwar tritt die Substanz in der Realität üblicherweise nicht auf, aber sie ist repräsentativ für eine Vielzahl an Luftverunreinigungen (wie z.B. NO_x, CO₂, VOC). Die Sensoren reagierten konstant auf die eingestellte CO-Konzentration und setzten die Hintergrundbelastung auf eine hohe Basislinie. Damit konnten mögliche Streuungen besser erfasst werden und der tatsächliche Beitrag des eigentlichen Zielgases deutlicher aufgezeichnet werden. Die für die Untersuchung verwendeten Konzentrationen der Zielgase richteten sich nach den Schwellenwert-Vorgaben des AECMA-Standards EN 4681-2004-09 [1]. Darauf aufbauend wurden für die einzelnen Zielgase die Testkampagne entwickelt (siehe Kap. 6.3.1)

Aufgrund begrenzter Ressourcen (Zeit, finanzieller Rahmen) konnten nicht alle 9 vorgeschriebenen Zielgase (Aceton, Methylethylketon, Acrolein, Kohlenmonoxid, Dichlormethan, Formaldehyd, Acetaldehyd, Toluol, Benzol) getestet werden, sondern, nach Absprache mit der Projektleitung, lediglich eine Auswahl an 6 Gasen. Es wurde eine repräsentative Auswahl an Gasen auf Basis ähnlicher chemisch funktioneller Gruppen getroffen.

Die Stoffgruppen unterteilten sich folgendermaßen:

- Ketone: Aceton (Propanon), Methylethylketon (Butanon)
- Gesättigte Aldehyde: Formaldehyd, Acetaldehyd
- Ungesättigte Aldehyde: Acrolein
- Anorganische Gase: Kohlenmonoxid
- Halogenhaltige Substanzen: Dichlormethan
- Aromatische Verbindungen: Benzol, Toluol

Aus jeder Stoffgruppe chemisch ähnlicher Gase wurde eine repräsentative Substanz für die Gastest gewählt, da ähnliche Funktionalitäten auch ähnliche Sensorantworten liefern. Die gewählten Zielgase waren: Aceton, Formaldehyd, Acrolein, Kohlenmonoxid, Dichlormethan, Toluol.

Die Gastestmessungen erfolgten mit den beiden genannten Sensormodulen IAQ-2000 und IAQ-Engine von AppliedSensor GmbH. Um die Streuung innerhalb einzelner Chargen zu erfassen wurden je Sensorart 5 baugleiche Module eingesetzt. Die Validierung erfolgte mit den Daten eines der beiden Module, da die Datensätze beider Module vergleichbar waren. Für die Gastest wurden Kalibrationskurven aus den fünf IAQ-Engine Modulen erstellt und darauf aufbauend Linearitätstests durchgeführt. Da für diese Art der Messungen keine wahren Werte existieren, wurden Untersuchungen und Normen zu Bauproduktmissionen zugrunde gelegt um robuste Schätzwerte zu erhalten. Als Vorbedingung wurden somit eine Ergebnisunsicherheit von 50 % angenommen [34]. Die Irrtumswahrscheinlichkeit betrug 10 % (Vertrauensbereich 90 % gemäß DIN ISO/DIS 16000-28:2010 [16])

Die Sensor-Module reagierten auf die einzelnen Zielgase mit unterschiedlicher Empfindlichkeit. Die oxidierenden Gase wurden empfindlich erfasst. Die niedrigsten gemessenen Konzentrationen konnten für Formaldehyd mit einer Konzentration von 0,025 ppmv nachgewiesen werden. Die höchsten Konzentrationen, die innerhalb einer linearen Regression noch erfasst werden konnten, wurden für Aceton mit 750 ppmv nachgewiesen. Darüber liegende Konzentrationen konnten nicht mehr zuverlässig erfasst werden. Vermutlich trat hier eine Sättigung der Sensoroberfläche auf. Halogenhaltige Verbindungen, wie das Dichlormethan wurde nicht valide erfasst. Tabelle 40 fasst die Ergebnisse der Zielgasmessungen zusammen.

Tabelle 40:
Ergebnisse der Zielgasmessungen

Zielgas	Messbereich [ppmv]	Linearitätstest
Kohlenmonoxid	1 – 60	quadratische Regression lineare Regression vertretbar
Aceton	10 - 1500	quadratische Regression
Acrolein	0,1 – 0,4	lineare Regression
Formaldehyd	0,025 – 2,4	lineare Regression
Toluol	10 – 210	lineare Regression
Dichlormethan	0,001 – 1	negativ quadratische Regression

6.4.2 Bestimmung der physikalischen Parameter: Temperatur- und Drucktests im Labormaßstab

Der Fokus der physikalischen Untersuchungen lag auf der Signalbeständigkeit unter Einfluss von definierten Temperatur-, Feuchte- und Druckzyklen.

Temperaturtests

Die Temperaturtests wurden in einer Temperaturkammer (Thermotron S-1.2C) durchgeführt. In die Kammer wurde ein Messblock, zum Zudosieren von Prüfgasen eingebaut (siehe Abbildung 43).

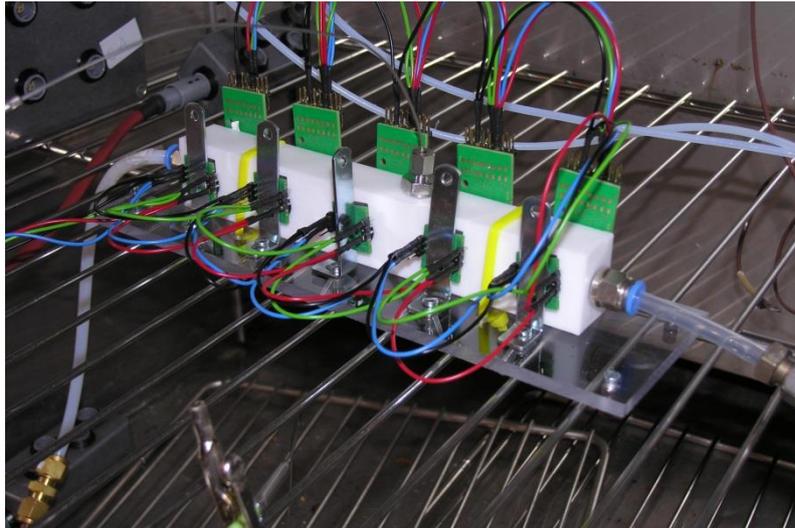


Abbildung 43:
Messblock für die Temperaturtests

In den Messblock wurde mit Hilfe eines Massenflussreglers trockene synthetische Luft mit einem Volumenstrom von 0,3 L/min zudosiert. Die Luft wurde definiert befeuchtet (0,7 % r.F., 5 % r.F. und 15 % r.F. je nach Temperaturtest). Diese sehr niedrigen Feuchten waren den Bedingungen im Flugzeug angepasst (ca. 10 bis 15 % r.F.). Temperaturrandbedingungen wurden entsprechend Kapitel 6.3.2 eingestellt. In der Messkammer waren neben den Sensormodulen IAQ-2000 und IAQ-Engine (je 5 Stück um Schwankungsbreiten zu erfassen) ein Temperatur- und Feuchtesensor (Vaisala 17205HM) installiert. Als Testgas wurden 10 ppm Kohlenmonoxid CO (Fa. Air Liquide) beaufschlagt. Die Sensoren führen die Temperaturrampen gemäß Standard EUROCAE ED-14G ab. Sie wurden in den Operating Phasen eingeschaltet. In den Testphasen wurde CO in mehreren 10 sec-Zyklen zudosiert.

Das Verhalten der Sensormodule war ambivalent (siehe Tabelle 41). Prinzipiell stellten die niedrigen Feuchtegehalte ein Problem für das Widerstandsverhalten der Module dar. Besonders das IAQ-Engine-Modul reagierte tendenziell mit einer Widerstandszunahme bei Beaufschlagung mit CO. Dies verstärkte sich noch bei extrem kalten oder warmen Temperaturen. Somit eignet sich das Modul nicht für den Einsatz im Flugzeug, da es keine validen Signale gibt. Das

IAQ-2000-Modul reagierte sogar in den extrem kalten und warmen Temperaturbereichen und bei sehr niedrigen Feuchten von 0,7 % r.F. weitestgehend stabil mit einer Widerstandsabnahme bei Beaufschlagung mit CO. Lediglich im extrem warmen Zustand von 70 bis 85 °C zeigte es einen Leistungsausfall durch Erhöhung des Widerstandes für die sehr niedrige und im Flugbetrieb nicht realistische Feuchte von kleiner oder gleich 5 % r.F.

Tabelle 41:

Zusammenfassung der Sensorperformance unter Einfluss von Temperatur und niedrigen Feuchten

Temperatur-Test Nr.	Bedingungen während der CO-Beaufschlagung	Modul IAQ-Engine	Modul IAQ-2000
A	-40 °C/ 0,7 % r.F.	failed	passed
B	-15 °C/ 5 % r.F.	failed	passed
C1	70 °C/ 5 % r.F.	failed	failed
C2	70 °C/ 15 % r.F.	failed	passed
D1	70 °C/ 5 % r.F.	failed	failed
D2	70 °C/ 15 % r.F.	failed	passed
E1	40 °C/ 5 % r.F.	failed	passed
E2	40 °C/ 15 % r.F.	failed	passed

Drucktests

Es wurden aufgrund der labortechnischen Gegebenheiten die beiden Drucktests, Altitude Test und Decompression Test (EUROCAE ED-14G, Section 4), durchgeführt. Der Overpressure Test konnte nicht durchgeführt werden. Das aufgeprägte Druckprofil ist in Kapitel 6.3.2 beschrieben.

Aufgrund der teilweise nicht validen Ergebnisse bei den Temperaturtest wurde für die Drucktest um ein weiteres Modul ergänzt (IAQ Duct Kit, siehe Abbildung 44). Es handelte sich dabei um den freien Header. Der Header bestand aus der reinen Metalloxidschicht auf der Heizspirale mit einem darüber gespannten Partikelfilter. Die Pin-Belegung erfolgte lediglich über Eingangs- und Heizspannung.

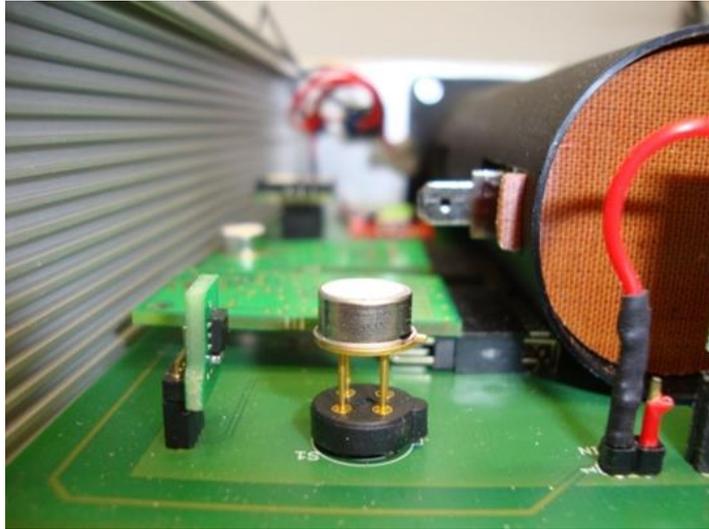


Abbildung 44:
Header des IAQ-Duct Kit

Für eine spätere Integration in eine bestehende Prozesstechnik bietet sich ein solch frei liegendes Modul an, welches direkt in den Messkanal eingebaut werden kann und dessen Controller Board außerhalb der exponierten Stellen liegt.

Die möglichen Vorteil des freien, direkt am Messplatz einbaubaren Headers liegen in der vermuteten Reduktion der Totzeit, d.h. der Reaktionszeit von Gasbeaufschlagung bis zum Messzeitpunkt, in einem geringeren Rauschen und einer stabileren, drifffreieren Grundlast durch Verminderung der Störemissionen von emittierenden Platinen-Bauteilen.

Für die Drucktests und späteren Real-Life-Tests wurde ein batteriebetriebener, netzunabhängiger Datenlogger entwickelt, welcher alle Sensormodule und notwendigen Bauteile für Feuchte, Temperatur und Zeiterfassung mit integrierte (siehe Abbildung 45)



Abbildung 45:
Datenlogger (enthalten MOX-Sensoren, Batteriebetrieb, Temperatur- und Feuchtesensor, Real-Time-Clock und SD-Karte)

Die Tests wurden in einer Vakuumkammer durchgeführt (siehe Abbildung 46). Die Sensor-Datenlogger wurden in die Vakuumkammer gegeben und die geforderten Druckprofile eingestellt. Temperatur und Feuchte blieben konstant, wurden jedoch mit aufgezeichnet, da sich deren Profile im Laufe der Druckeinstellung geringfügig veränderten. Die Sensoren liefen über Nacht ein. Die Beaufschlagung mit Testgas erfolgte am darauffolgenden Tag.

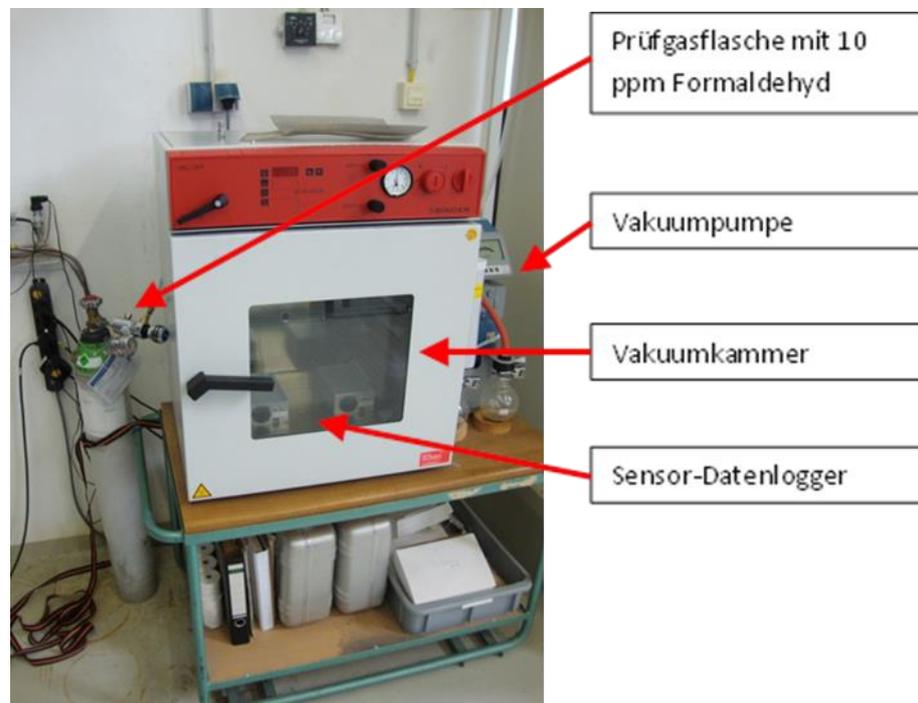


Abbildung 46:
Durchführung der Drucktests in einer Vakuumkammer

Als Testgas diente Formaldehyd. Während der Operating Phase wurden mindestens dreimal für 10 sec je 10 ppm Formaldehyd aus einer Prüfgasflasche zudosiert.

Im Labortest zeigte sich eine deutliche Drift der Sensoren unter Einfluss von Vakuum. Diese Drift konnte bei kontinuierlichem Niederdruck noch kompensiert werden. Einen plötzlichen Druckabfall konnten die Sensoren innerhalb einer vertretbaren Zeit nicht kompensieren. Dieses Verhalten zeigte sich jedoch nur in der abgegrenzten Vakuumkammer und konnte an späterer Stelle unter Realbedingungen nicht mehr beobachtet werden. Tabelle 1 fasst die Drucktest zusammen.

Tabelle 42:
Zusammenfassung der Sensorperformance unter Einfluss des Drucks

Test Nr.	Bedingungen während der Formaldehyd-Beaufschlagung	Modul IAQ-Engine	Modul IAQ-2000	Modul IAQ Duct Kit
F	571,8 hPa 429 mm Hg	passed	passed	passed
G	571,8 hPa 429 mm Hg	unspezifisch	unspezifisch	unspezifisch

Feuchtetest

Die Feuchtetests wurden nicht im Labor durchgeführt, sondern an späterer Stelle während der Real-Life-Tests im Flugsimulator.

6.4.3 Real-Life-Tests

Die eigentliche Leistungsfähigkeit der Sensoren wurde in simulierten Realfällen (Real-Life-Test) unter Beweis gestellt. Die Zielsetzung war, die Sensoren einem möglichst realistischen Szenario auszusetzen, um deren Eignung und Verhalten im tatsächlichen Flugbetrieb feststellen zu können. Im Gegensatz zu den Laborbedingungen, welche sich durch einen klaren abgegrenzten Rahmen und feste Parameterzuweisungen auszeichnen, treten bei Realfällen komplexe Bedingungen und unter Umständen unvorhersehbare Ereignisse auf. Die durchgeführten Flug-Simulationstests beleuchteten unterschiedliche wirklichkeitsnahe Fragestellungen.

1.) Komplexes Klima

Im Flugbetrieb ändern sich die physikalischen Bedingungen im Laufe der Flugphasen. Der Einfluss der individuellen Klimafaktoren im Labor zeigte bereits ein ambivalentes Verhalten auf die Signalstabilität der Sensoren und verdeutlichte deren Grenzen. Die Labortests implizierten somit nicht nur eine eindimensionale Änderung eines Klimafaktors, sondern eine wechselseitige Beeinflussung aller Klimafaktoren (v.a. Druck und Feuchte, und ggf. Temperatur). Im FTF-Fluglabor wurde dieses Verhalten noch intensiver beleuchtet.

2.) Sensorposition

Die klimatischen Bedingungen in einem Raum (hier Flugzeugkabine) ändern sich in den verschiedenen Zonen (Temperaturgradienten, Luftzirkulation). Auch emittieren die verbauten Materialien und die Insassen im unterschiedlichen Maße. Daher entstehen in der Flugzeugkabine Zonen, die einen höheren und niedrigeren VOC-Anteil aufweisen, ebenso Zonen, die höheren und niedrigeren VOC-Wechseln unterworfen sind.

3.) Passagierwahrnehmung

Die ersten beiden Fragestellungen konzentrieren sich rein auf objektiv messbare Kriterien. Sie beleuchten jedoch nicht die tatsächliche Wahrnehmung der Passagiere, also der anthropogenen und der sensortechnischen Erkennung von geruchlich relevanten Ereignissen. Daher wurde in einem abschließenden Test die Korrelation aus dem Sensorsignal, resultierend aus den klimatischen und chemischen Parametern, und der menschlicher Wahrnehmung untersucht.

Einfluss eines komplexen Klimas aus Druck- und Feuchtevariation auf die Sensorsignale

Das Sensorboard mit den fünf IAQ-Engine und den fünf IAQ-2000 Modulen wurde in der Niederdruckkammer des FTF installiert (siehe Kap. 6.3.3). Neun verschiedene Testvariationen hinsichtlich Feuchte- und Druck wurden gefahren. Die Druckvariationen bewegten sich zwischen 750 hPa und dem Luftdruck auf Bodenhöhe des FTFs (ca. 930 bis 950 hPa).

Die verschiedenen Feuchteprofile wurden in unterschiedlichen Rampen von sehr niedrigen Feuchte ca. 10 bis 25 % r.F. bis zu sehr hohen Feuchten von ca. 95 % r.F. gefahren. Die Temperatur wurde bei allen Druck- und Feuchtest auf Normalbedingungen von ca. 18 bis 26 °C gehalten.

Bei den hierzu durchgeführten Tests erwies sich die Luftfeuchtigkeit als Ursache für die Reaktion der Sensoren. Zwar zeichneten die Sensoren vermeintlich Änderungen des Luftdrucks auf. Jedoch reduzierte sich mit Abnahme des Drucks auch die relative Feuchte. Die Sensorsignale waren somit indirekt proportional zur Luftfeuchte. Mit steigender relativer Feuchte sanken die Widerstände auf ein Minimum ab. Bei niedrigen Feuchten pendelte sich das Sensorsignal wieder auf Grundniveau ein. Bei Variation der Feuchte bildete der Abstand von Messwiderstand zu Grundwiderstandwert, also der relative Widerstand, die eigentliche Funktion. Je höher die relative Feuchte war, umso größer war der Abstand, umso größer war der relative Widerstand.

Langstreckenflug zur Ermittlung der Sensorposition

Zur Ermittlung der optimalen Sensorposition, also der Position, die die Luftqualität so abbildet, wie sie von den Passagieren wahrgenommen wird, wur-

den die netzunabhängigen Sensor-Datenlogger eingesetzt, welche bereits bei den Laborversuchen zu den Drucktest verwendet wurden. Die Testflüge fanden mit wenigen Probanden (ca. 10 Piloten) statt, die sich wechselweise in der Passagierkabine oder im Cockpit aufhielten (siehe 6.3.3).

Es wurden insgesamt drei Testflüge durchgeführt, wovon zwei bei 750 hPa Niederdruck (Flugtag 1 und 3) und einer bei 934 hPa Normaldruck (Flugtag 2) stattfanden. Die anderen Parameter der Passagierkabine wurden bei allen drei Flügen konstant gehalten: rel. Feuchte 10 %, Temperatur 24 °C. An Flugtag 1 und 2 wurden die Sensorpositionen 1 – Cockpit, 2 – Galley und 3 a und b (Kabine hinten rechts, Headlocker und Abluft) mit Sensor-Datenloggern bestückt. An Flugtag 3 wurden diese durch Position 4 a und b (Kabine vorne links, Headlocker und Abluft) ergänzt.

Diese 9-stündigen Langstreckenflüge unterschieden sich zu normalen Passagierflügen in dem Wechsel des Cockpit-Personals. Viermal wurde im Laufe der einzelnen Flugtage das Cockpit ausgewechselt.

Die Besonderheit dieser Flüge lag vor allem in der individuellen Klimasteuerung des Cockpits. Die Piloten wurden angehalten während des Aufenthalts im Cockpit, die für sie idealste Luftqualität durch Steuerung der Frischluftzufuhr einzustellen. Daher unterschieden sich die Innenraumluftqualitäten in der Passagierkabine und im Cockpit deutlich. Es zeigte sich, dass die Sensoren in der Lage sind diesen Unterschied zu erkennen.

Die Druckverhältnisse der Flüge spielten für die Erkennung von (geruchsrelevanten) Ereignissen keine Rolle, da sich bei beiden Zuständen, Normal- und Niederdruck, eine Basis-Grundlinie in selber Widerstandshöhe einstellte. Die Sensor-Signale wurden jedoch entscheidend von der Position der Sensoren in den unterschiedlichen Zonen beeinflusst. Die Sensoren waren in der Lage das jeweilige individuelle emissionsrelevante Klima in den Zonen/ Positionen abzubilden. In Zonen mit geringem Luftwechsel waren die Signalwechsel geringer. Es wurden hier nur sehr intensive länger dauernde Ereignisse erfasst (z.B. Kaffeeausschank, hohe Fluktuation). In Zonen mit hohem Luftwechsel wurde jeder kleinste Luftzug erfasst (z.B. Personen gingen direkt am Sensor vorbei, Toilettentür wurde geöffnet). Die Sensoren bildeten auch das durch die Piloten regulierte optimale Klima ab. Hier waren die Widerstandsabnahmen, respektive Signaltiefen, sehr gering.

Korrelation aus Emissionen und Passagierwahrnehmung

Bisher konnte ermittelt werden, dass die Sensoren sowohl das jeweilige (geruchsrelevante) Klima in den einzelnen Zonen und als auch temporäre, emissionsbeeinflussende Ereignisse zuverlässig erfassten. Ein vierstündiger Flug mit 30 Passagieren und zusätzlich einer Stunde Vor- und Nachbereitungsphase wurde durchgeführt. Die (geruchsrelevanten) Phasen/ Ereignisse wurden durch Geruchsevaluationen begleitet, bei denen die empfundene Intensität entlang der pi-Wert-Skala und die Geruchsqualitäten ermittelt wurden (siehe 6.3.3).

Die Erkenntnisse der vorhergehenden Real-Life-Test konnten bestätigt werden. Die Sensoren spiegelten zuverlässig sich verändernde klimatische Bedingungen und die Veränderung der Luftqualität wieder. Alle Ergebnisse der Geruchsevaluation sind in Tabelle 43 aufgelistet.

Tabelle 43:
Geruchsbewertungen der einzelnen Flugphasen

Flugphase	empfundene Intensität [pi]	Hedonik	häufigste, genannte Geruchsqualitäten
1 vor Boarding	4,5	0,0	muffig
2 Climbing	4,5	- 0,2	muffig
3 Cruising	4,0	- 0,1	muffig, medizinisch, schweißig
4 Mittagessen	9,9	2,2	röstig, fettig, würzig, pizzaartig
5 nach Mittagessen	5,9	0,0	röstig, muffig, metallisch, würzig
6 Kaffee	8,3	0,9	kaffeeartig, muffig
7 nach Kaffee	4,7	- 0,3	muffig, medizinisch, schweißig, schwach kaffeeartig
8 Descent	3,9	- 0,3	muffig, medizinisch, schweißig, schwach kaffeeartig
9 leeres Flugzeug	4,0	0,5	muffig

7 Vorhabensziele, Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse in TP3 – Ionisierungssysteme

Die Untersuchungen von Klimatisierungssystemen mit einem hohen Umluftanteil ohne Nutzung von Zapfluft zielen in erster Linie auf eine signifikante Reduktion des Treibstoffverbrauchs durch Entlastung des Triebwerks mit nachteiligen Effekten für die Luftqualität in der Kabine. Zur Verbesserung der Luftqualität wird darüber nachgedacht, neben der Aufreinigung der Umluft mittels HEPA-Filtern und der anteiligen Zufuhr von Frischluft von außen, auch weitere Luftreinigungssysteme für die Kabineninnenluft in das Belüftungssystem zu integrieren. Als eine Möglichkeit wurden Systeme auf Basis elektrischer Ionisation auf ihre potentielle Eignung hin untersucht.

7.1 Konzeption

Aktuell wird in Verkehrsflugzeugen insbesondere die Kabinenumluft durch Filter gereinigt, um Schwebstoffe, wie z.B. Partikel, Keime und Schadstoffe zu entfernen. Hierzu werden HEPA-Kabinenumluftfilter, auch mit antimikrobieller Ausrüstung, oder Schwebstofffilter mit hohem Wirkungsgrad eingesetzt.

Chemische Filterelemente reduzieren flüchtige organische Verbindungen und Gerüche (z.B. von Essen und Toiletten) aus Flugzeugkabinen [12], [18], [35].

Im Rahmen des Vorhabens sollte bewertet werden, ob Luftreinigungssysteme auf Basis der elektrischen Ionisation ebenso in der Lage sind die (empfundene) Luftqualität tatsächlich verbessern und ob auf dem Markt befindliche Systeme nicht zusätzlich unerwünschte Stoffe generieren. Als Zielkomponenten galten relevante Kontaminanten in der Kabineninnenluft, wie z.B. Ethanol aus ausgeschenktem Alkohol, Humanemissionen der Atemluft, Materialausdünstungen oder Körperpflegemitteln. Dabei sollte sowohl die Abbauleistung an ausgewählten Substanzen als auch die eventuelle Entstehung neuer Kontaminanten gemessen werden und die Luftreinigungssysteme hinsichtlich ihres Nutzens bewertet werden.

Ein spezieller Typ von Luftreinigungsgeräten, die ihren Ursprung im Siemenschen Ozonisator haben, erzeugt durch elektrische Entladung zwischen zwei Elektroden ein nichtthermisches Plasma mit energiereichen Teilchen, die mit Luftschadstoffen zu gesundheitlich unbedenklichen Produkten abreagieren sollen. Einige handelsübliche Geräte sind mit Filtern, Katalysatoren und/oder zusätzlichen Ionenquellen ausgestattet. Theoretische Überlegungen und publizierte Daten begründen jedoch Zweifel an einer mit Hilfe dieser erzielbaren kompletten Oxidation organischer Innenraumluf-Verunreinigungen. Die prozessbedingte Entstehung von Ozon kann nicht vermieden werden und eine zusätzliche Freisetzung scheint wahrscheinlich. Nach den verfügbaren Informationen ist eine fundierte Beurteilung der Gefährdung durch die Reaktionsprodukte und der propagierten Funktionsfähigkeit nicht möglich. Es ist aktuell nicht geklärt, ob der Betrieb dieser Luftreinigungsgeräte in unmittelbarer Nähe von Personen empfohlen werden kann, zumal nicht in Flugzeugkabinen, welche eine hohe Belegungsdichte und aufgrund der Flugroute und -höhe eine unter Umständen höhere Hintergrundkonzentration an Ozon aufweisen [26].

7.2 Technologie

Am Markt befindliche Technologien von Luftionisatoren wurden ermittelt und deren Funktionsweisen evaluiert. Eine möglichst große Bandbreite an unterschiedlichen Geräten wurde für weitere labortechnische Untersuchungen zusammengestellt (siehe Abbildung 47).

Ionisator 1



Ionisator 2



Ionisator 3



Ionisator 4



Abbildung 47:
Marktübliche Luftionisatoren

7.2.1 Händlerspezifikationen

Die Geräte unterschieden sich in der Art der Ausführungen. Gemeinsam war allen Geräten ein Plattenkondensator, welcher in der Lage war mittels technisch erzeugten, frei beweglichen Ionen Luftschadstoffe abzubauen (siehe Abbildung 48).



Abbildung 48:
Plattenkondensator zur Erzeugung von frei beweglichen Ionen

Alle Geräte enthielten UV-aktive Lampen, welche in der Lage waren kurzzeitig Ozon für den Abbau von Luftschadstoffen zu produzieren. Einige Geräte wiesen darüber hinaus diverse adsorptive Filtersysteme zur Bindung von Luftschadstoffen auf. Die Leistungsfähigkeit der Geräte war unterschiedlich. Nachfolgend sind die Händlerspezifikationen der einzelnen Geräte angegeben (siehe Tabelle 44).

Tabelle 44:
Händlerspezifikationen der Luftionisatoren

Ionisator	Aufbau	Negative Ionen	Ozon-konzentration	empfohlene Raumgröße
1	einfacher Nadel-Plattenionisator: elektrostatischer Staubkollektor, UV – Lampe, kein Sensor	> 1.200.000 /cm ³	< 50 ppb	30 m ²
2	Hochleistungsionisator: UV – Lampe, HEPA – Filter, Aktivkohlefilter, Vorfilter, Luftsauger, Plasma Dust Kollektor, Partikelsensor, VOC-Sensor	> 3.800.000 /cm ³	< 50 ppb	70 m ²
3	Hochleistungsionisator: Sammellamellen, Dreifach- Filtertechnologie, Ionisierungsdrähte (= WLD-Sensor)	>3.000.000 /cm ³	keine Aussage	60 m ² bis 150 m ²
4	Negativ-Ionen-Generator: 2 Ionisierungsnadeln, UV-Licht, HEPA – Luftfilter, Aktivkohlefilter, Ozon- Generator, antibakterieller Vorfilter, kein Sensor	> 1.000.000 /cm ³	< 60 ppb	max. 50 m ²

7.2.2 Vorversuche zu den Emissionsraten

Die Händlerangaben hinsichtlich der tatsächlichen Abbauraten waren ungenau. Auch waren die angegebenen Ionenzahlen und Ozonwerte unzureichend. Daraufhin wurden in Vorversuchen die tatsächlichen Emissionsraten bestimmt, um das geeignete Gerät für den qualitativen (Abbauprodukte) und quantitativen (Menge der Referenzsubstanz pro Zeit) Abbau von Luftschadstoffen zu ermitteln. Hierzu wurden die Ionisatoren in einen klimatisierten Raum eingebracht und bei relativ konstanten Bedingungen (24 °C ± 1, ca. 50 % r.F. ± 5) für ca. 1 bis 2 h betrieben. Im Abstand von 20 cm wurden die Eingänge zu einem Ozonanalysator (ansyco, O3-41M) und einem Ionometer (Holbach, IM806) positioniert um die Gehalte an Ozon (in ppm) und die Ionenzahl (pro cm³) bestimmen zu können (siehe Abbildung 49). Die Ergebnisse sind in Tabelle 45 aufgelistet.

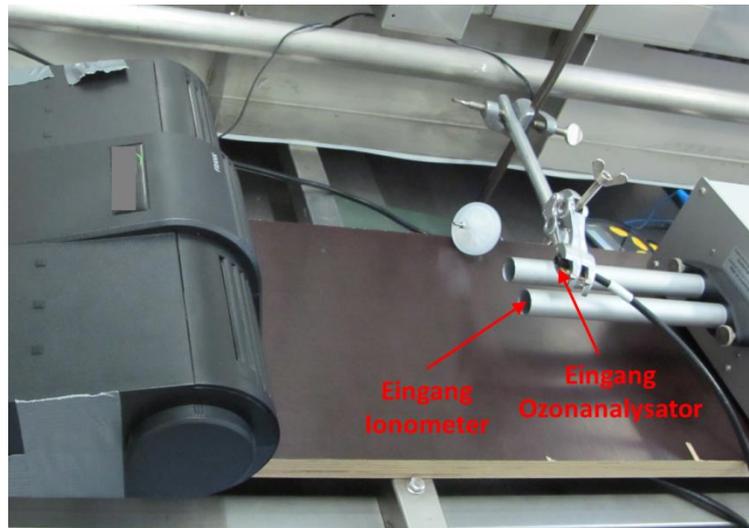


Abbildung 49:
Messaufbau zur Bestimmung der Emissionsraten (Ionenzahl und Ozon) der Ionisatoren (hier Ionisator 1)

Tabelle 45:
Gemessene Ozonwerte und Ionenzahlen der Ionisatoren

Ionisator	gemessene negative Ionen	gemessene Ozonkonzentrationen
1	400.000 bis 700.000 /cm ³ (schwankend)	20 – 50 ppb (schwankend)
2	1.500.000 /cm ³ (Konstant)	7 – 9 ppb (konstant)
3	900.000 /cm ³ (konstant)	30 – 35 ppb (konstant)
4	700.000 bis 1.000.000 /cm ³ (konvergierend)	5 – 40 ppb (schwankend)

Die Ionisatoren unterschieden sich in der Anzahl der Ionen und den erreichten Ozonkonzentrationen. Die höchsten Ionenzahlen zeigte Ionisator 2, die niedrigsten Zahlen erreichte Ionisator 1. Die gebildeten Ozonkonzentrationen zeigten ein umgekehrt proportionales Verhalten. Ionisator 2 entwickelte die niedrigsten Ozonkonzentration, Ionisator 1 die höchsten. Die beiden anderen Ionisatoren lagen sowohl mit den Ionenzahlen als auch mit den gebildeten Ozonkonzentrationen dazwischen. Die Händlerangaben von extrem hohen Ionenkonzentrationen im mehrstelligen Millionenbereiche konnten nicht bestätigt werden.

Das Linearitätsverhalten der Ionisatoren war ebenfalls unterschiedlich. Während Ionisator 2 und 3 relativ schnell gegen einen konstanten Wert konvergierten, zeigte Ionisator 1 stark schwankende Ionenverteilungen. Ionisator 2 und 3 zeigten folglich auch konstante Ozonkonzentrationen. Ionisator 1 hingegen wies stark schwankende Ozonkonzentrationen auf. Ionisator 4 konver-

gierte zwar im Laufe der Messzeit gegen eine konstante Ionenzahl, zeigte jedoch stark schwanende Ozonkonzentrationen. Es wurde in diesem Fall eine gepulste Kondensatorentladung vermutet.

7.3 Testkampagne

Die Luftreinigungskapazität der Ionisierungssysteme wurde anhand von Laborversuchen ermittelt. Dazu wurde ein Versuchsaufbau gewählt, der eine definierte Zudosierung bestimmter luftqualitätsrelevanter Substanzen und deren zielgenaue Messung erlaubte. Anhand der Ermittlung der Abbauraten dieser Substanzen wurden die Geräte spezifiziert.

Über die rein labortechnischen Methoden hinaus, wurde die Leistungsfähigkeit der Ionisatoren in Hinblick auf die tatsächlich wahrgenommene Verbesserung der Luftqualität durch eine sensorische Prüfung mit geschultem Panel bestimmt. Die Schulung der Probanden und die Prüfkriterien sind in Kapitel 6.3.3 (Real-Life-Testserie 3) detailliert dargestellt.

7.3.1 Allgemeiner Versuchsaufbau für die Labortests

Der Versuchsaufbau für alle nachfolgenden Substanz-Tests entsprach dem Aufbau der Vorversuche (siehe Kap. 7.2.2) Ein Ionometer, ein Ozonanalysator und ein Photoionisationsdetektor (PID, zur Messung der VOC-Konzentration) wurden so platziert, dass sie im Abstand von 20 cm zum Luftauslass des Ionisators standen. Um keine Ergebnisverfälschung durch die UV-Lampe und die Filter zu erhalten, wurden diese ausgebaut. Es waren somit nur die Kondensatoren aktiv, die für die Erzeugung des Ionenplasmas verantwortlich waren.

Direkt vor die Luftansaugung des Ionisators wurde ein 20 ml Becherglas gestellt, in welches ein geruchsneutrales Filterpapier eingegeben wurde. Diese wurde jeweils mit unterschiedlichen Testsubstanzen getränkt. Ein 2 L Becherglas wurde als Glocke darüber gestellt (siehe Abbildung 50). Durch diesen Aufbau gelangte die verdunstende Substanz möglichst verlustfrei in den Ionisator.

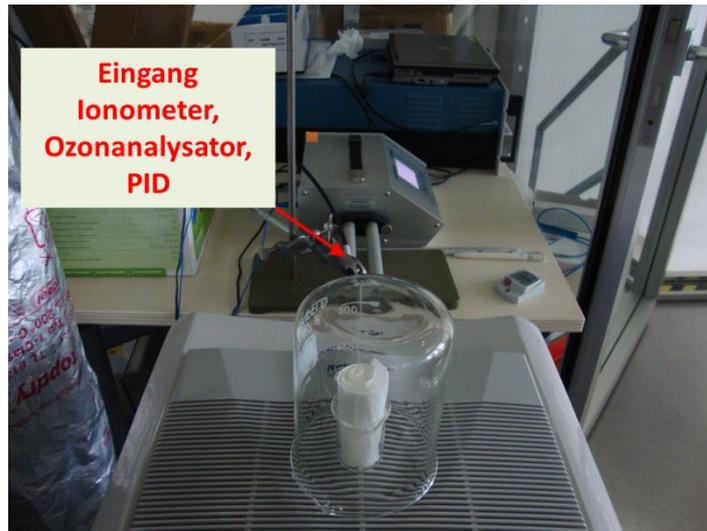


Abbildung 50:
Allgemeiner Versuchsaufbau für die Substanzidentifizierung und Gerätequalifizierung der Ionisatoren

7.3.2 Substanzidentifizierung

Die erste Testserie umfasste die Identifizierung von Substanzen, die durch die Ionisierung abgebaut werden konnten. Es wurden ca. 10 ml je Testsubstanz und Messlauf auf das geruchsneutrale Filterpapier gegeben. Die Testsubstanzen wurden so gewählt, dass sie verschiedene funktionelle Gruppen und Einsatzgebiete abbilden:

- Decanal, Butylactet und n-Heptan als Vertreter von Innenraumkontaminanten,
- Limonen als klassische Duftkomponente aus Reinigungsmitteln,
- Linalool ein Terpen, welches als Vertreter für Emissionen von Holzbauprodukten steht,
- (E)-2-Heptenal als Vertreter luftverunreinigender Geruchsstoffe aus dem Küchenbereich,
- Isopren als klassischer Vertreter von Atemluftkomponenten.

Der verwendete Ionisator zur Erzeugung der negativen Ionen war in diesem Fall Ionisator 4 („Negativ-Ionen-Generator“), da er für die Becherglasversuche am leichtesten handzuhaben war. Dessen Ionenzahlen und Ozonkonzentrationen lagen im Mittel aller erworbenen Geräte.

7.3.3 Gerätequalifizierung

Die zweite Testserie untersuchte die Leistungsfähigkeit der Ionisatoren. Hierzu wurde aus dem Kollektiv der Testsubstanzen für die Substanzidentifizierung eine Standard-Testsubstanz ausgewählt, die eindeutig vom Ionenplasma ab-

gebaut wurde. In diesem Fall wurde Isopren als Standard-Testsubstanz gewählt.

Die verwendeten Ionisatoren zur Erzeugung der negativen Ionen waren in diesem Fall Ionisator 1, 2 und 3. Sie bildeten die gesamte Bandbreite vom einfachen, kontinuierlich arbeitenden Nadelionisator (Ionisator 1) über einen Hochleistungsionisator mittlerer Leistungsfähigkeit (Ionisator 3) bis hin zu einem Hochleistungsionisator mit definierter Sensorregelung (Ionisator 2) ab.

Ergänzend zum allgemeinen Versuchsaufbau wurde zunächst der Luftionisator ohne Substanz-Zudosierung betrieben und etwa 30 Minuten lang eingelassen. Diese Zeit wurde benötigt um die Ozonkonzentrationen des Ionisators auf ein stabiles Konzentrationsniveau zu bringen.

7.3.4 Probandentests

Für die Probandentests wurde ein typischer, rational eingerichteter Büroraum ausgewählt. Der Raum war ca. 20 m² groß und mit einem schmutzabweisenden Teppich ausgestattet. Die Wände waren mit weißer Farbe gestrichen. Im Raum befanden sich ein holzfurnierter Besprechungstisch, mehrere Stühle und ein holzfurniertes Regal. Zur Südseite hin befand sich eine Fensterfront.

Die Probanden bewerteten zunächst die Raumluftqualität des Büroraumes anhand der empfundenen Intensität, der Hedonik und der wahrgenommenen Geruchsqualitäten. Der Versuch wurde unter der Einwirkung der Ionisatoren wiederholt. Zum Einsatz kamen die beiden Hochleistungsionisatoren 2 und 3. Der einfache Nadelionisator 1 wurde aus gesundheitlichen Bedenken nicht eingesetzt, da er kontinuierlich hohe Ozonkonzentrationen produzierte, was für die Verwendung in geschlossenen Räumen als kritisch angesehen wurde. Vor der Probandenbewertung liefen die Ionisatoren mindestens 1 h im Referenz-Bürraum ein (siehe Abbildung 51).



Abbildung 51:
Bewertung der Luftqualität in einem Referenz-Büro (roter Kreis: Hochleistungsionisator)

7.4 Analyse und Validierung

Untersuchungsgegenstand waren die Identifizierung der durch Ionisatoren abbaubaren Substanzen, die Leistungsfähigkeit von Ionisatoren unterschiedlicher Bauart, sowie die tatsächliche Leistung die Raumluftqualität zu verbessern

.Alle drei Ionisatoren waren in der Lage mit Hilfe von Ozon luftqualitätsbeeinflussende Substanzen, hier repräsentiert durch die Atemluftkomponente Isopren, abzubauen. Sie unterschieden sich jedoch gravierend in der Bauart und der damit verbundenen Ozonbelastung.

Die Einsatzfähigkeit der Ionisatoren zur tatsächlichen Verbesserung der Luftqualität wurde mit Testpersonen untersucht, welche das geruchliche Potential anhand der empfundenen Intensität, der Hedonik und den Geruchsqualitäten bestimmten. Die beiden Hochleistungsionisatoren 2 und 3 wurden dazu in einem Referenz-Bürraum betrieben. Auf den Einsatz von Ionisator 1 wurde wegen der hohen Ozon-Grundkonzentration verzichtet (siehe Kap. 7.3.4).

In Tabelle 46 sind die Anzahl der Probanden und deren mittlere Bewertungen für die Luftqualität des Büroraumes angegeben. Es wurde zunächst der leere Büroraum ohne Ionisator bestimmt und danach die Luftqualität unter Einfluss der beiden Hochleistungsionisatoren.

Tabelle 46:
Sensorische Prüfung der Leistungsfähigkeit der Ionisatoren in einem Referenz-Bürraum

Bürraum	Anzahl Probanden	empfundene Intensität* [pi]	Hedonik* [-]	häufigste genannte Geruchsqualitäten
ohne Ionisator	11	8,6 ± 1,7	-1,1 ± 0,6	teppichartig, muffig, holzig
mit Hochleistungsionisator 2	12	7,7 ± 1,9	-1,4 ± 0,5	teppichartig, holzig, stechend, schweißig
mit Hochleistungsionisator 3	16	9,0 ± 1,6	-2,3 ± 0,5	stechend, chemisch, schweißig

* mit 90 %-igen Konfidenzintervall (Skalen siehe Kap. 0 Real-Life-Testserie 3).

Der Referenz-Bürraum selbst (ohne Ionisator) wurde als intensiv nach Teppichboden und Holzmöbel riechend beschrieben. Im Gesamteindruck wirkte er abgestanden („muffig“) und unangenehm (Hedonik ca. -1). Die empfundene Intensität lag mit 8,6 pi im stark wahrnehmbaren Bereich.

Unter Einsatz von Ionisator 3, welcher die einfachere Bauart der beiden Hochleistungsionisatoren darstellte, entwickelte sich die Raumluftqualität noch negativer. Die Intensität blieb zwar mit 9 pi nahezu konstant stark wahrnehmbar, die Hedonik verschlechterte sich jedoch deutlich auf -2,3 (sehr unangenehm). Die Probanden beschrieben die wahrgenommenen Geruchsqualitäten als stechend, chemisch und schweißig.

Hochleistungsionisator 2, welcher über spezielle Geruchs- und Partikelsensoren geregelt wurde, verbesserte die Raumluftqualität nicht. Sie blieb mit einer Hedonik von -1,4 im unangenehmen Bereich. Die empfundene Intensität nahm aber signifikant auf 7,7 ab, was bedeutete, dass sie von stark wahrnehmbar auf deutlich wahrnehmbar sank. Die wahrgenommenen Geruchsqualitäten waren eine Mischung aus den Raumgerüchen ohne Ionisator und den wahrgenommenen Geruchsqualitäten mit Ionisator 3.

Die wahrgenommenen Geruchsqualitäten stechend, chemisch und schweißig, die während des Ionisatorbetriebs freigesetzt wurden, störten die Probanden stark. Dies lag vermutlich auch an der langen Einlaufzeit von 1 h, bei der auch der Ozongeruch deutlich wahrgenommen werden konnte. Eine Anwendung zur Verbesserung der Raumluftqualität in einer geschlossenen Flugzeugkabine kann nicht empfohlen werden.

8 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Durch die Zuwendung wurde es im STELLA Projekt möglich, eine Methodik zu entwickeln, die es erlaubt Luft- und Energieströme im Flugzeugrumpf zu erfassen und zu bewerten. Mit dieser Methodik kann verfügbares Kühlungspotential, wie beispielsweise in der Crown, identifiziert und bewertet werden. Es waren mehrere Schritte notwendig, um dieses Ergebnis zu erzielen. Wichtig bei der Bewertung von Energieströmen ist die Aufarbeitung in einer Form, dass das Entwicklungsteam schnell erfassen kann, wie zwei Lösungsansätze sich unterscheiden. Eine graphische Darstellung mittels Sankey-Diagrammen erschien hierbei als am günstigsten. Dies erforderte die Einbindung einer geeigneten Software sowie die Integration in die Prozesskette. Um Energieströme im Flugzeugrumpf zu bewerten wurden Wärmedurchgangskoeffizienten von Umschließungsflächen aus der Literatur ermittelt und am Mockup auf Plausibilität geprüft. Wo dies notwendig war, wurden eigene Wärmedurchgangskoeffizienten anhand des tatsächlichen Aufbaus abgeschätzt. Um die Versuche mit zuverlässiger Luftmengen- und Enthalpiebilanzierung durchführen zu können musste die Anlagentechnik angepasst werden. Es wurde zudem ein Versuchsdesign erstellt, notwendige Sensoren wurden beschafft, kalibriert und eingebaut und die Versuche wurden durchgeführt. Für die Tracergasmethode wurden Messmethoden in der Literatur recherchiert. Diese Recherche ist die Basis für die im Rahmen von STELLA entwickelte Messmethode.

Die STELLA-Systemtests liefern den Projektpartner wichtige Validierungsergebnisse für energetische Simulationsmodelle des Flugzeugrumpfes. Durch den Beitrag des Fraunhofer IBP war es den möglich, diese Modelle bezüglich der Temperaturvorhersage in den Compartments zu validieren. Die erarbeitete Tracergasmethode erlaubt zudem eine Prüfung ob die mit den Modellen vorhergesagten Luftströme sich mit den im Versuch ermittelten decken.

Zur Aufrechterhaltung einer guten Luftqualität im Kabineninneren muss während eines Fluges Frischluft von außen (mit Temperaturen häufig im deutlichen Minusbereich) zugeführt werden. Flugzeughersteller sind bemüht, den Anteil an zugeführter Frischluft in der Flugzeugkabine zu reduzieren und den Anteil an bereits erwärmter Umluft zu erhöhen. Gerade in vollbesetzten Flugzeugen ist eine gute Luftqualität unter diesen Anforderungen jedoch schwerlich zu gewährleisten, da eine programmierte Lüftung die benötigten Spitzenlasten nur mäßig abfangen kann. Im umgekehrten Fall fährt das System bei geringer Besetzung unnötige Überlast. Hier ist eine intelligente Sensorik gefragt, die die benötigte Frischluftzufuhr entlang der tatsächlichen Luftqualität regelt. In der Gebäudetechnik wird diese Sensorik unter dem Begriff der bedarfsgerechten Lüftung angewendet. Diese gebäudespezifische Sensorik wurde für den Betrieb unter Normalbedingungen konzipiert und ist somit nicht unmittelbar auf die Regulation von Umluft-Systemen im Flugbetrieb unter Niederdruck übertragbar. Die Untersuchungen zu Einsatz einer angepassten Sensorik für die Überwachung der Innenraumluftqualität im Flugzeug bietet den Herstellern erstmals die Möglichkeit bedarfsgerecht auf die unterschiedlichen geruchsrelevanten Szenarien zu reagieren.

Im Rahmen des Vorhabens sollte des Weiteren bewertet werden, ob Luftreinigungssysteme auf Basis der elektrischen Ionisation (sogenannte Ionisatoren) in der Lage sind die (empfundene) Luftqualität tatsächlich verbessern und ob auf dem Markt befindliche Systeme nicht zusätzlich unerwünschte Stoffe generieren. Die prozessbedingte Entstehung von Ozon kann nicht vermieden werden und eine zusätzliche Freisetzung scheint wahrscheinlich. Nach den bisher verfügbaren Informationen ist eine fundierte Beurteilung der Gefährdung durch die Reaktionsprodukte und der propagierten Funktionsfähigkeit nicht möglich. Es ist aktuell nicht geklärt, ob der Betrieb dieser Luftreinigungsgeräte in unmittelbarer Nähe von Personen empfohlen werden kann, zumal nicht in Flugzeugkabinen, welche eine hohe Belegungsdichte und aufgrund der Flugroute und -höhe eine unter Umständen höhere Hintergrundkonzentration an Ozon aufweisen

9 Voraussichtlicher Nutzen und Verwertung des Ergebnisses

Die gewonnen Versuchsergebnissen dienen zur Validierung von Simulationsmodellen mit Hilfe derer sich die Auswirkung verschiedener Energiemanagementoptionen neuer, energieeffizienter Flugzeugarchitekturen vorher sagen lassen. Für darüber hinaus gehende Modellentwicklungen hat sich das Fraunhofer IBP als kompetenter Partner zur Generierung von Messkonzepten und -daten zur Modellvalidation etabliert. Durch den Aufbau einer anpassbaren Rumpflüftung in Zusammenarbeit mit den Projekten ECOTHERM und PROTEG können nun gleichzeitig verschiedene Lüftungsstrategien und Fehlerfälle in der Kabine, dem Cockpit und dem Avioniksystem experimentell nachgestellt werden. Hierdurch können Einzelsysteme möglicher Zulieferer in einem realistischen Umfeld getestet und charakterisiert werden.

Mit der erarbeiteten Tracergasmethode kann nun erstmalig valide bewertet werden, inwieweit der tatsächliche Luftstrom dem im Design vorgesehenen entspricht. Dieser Beitrag erwies sich als der Schlüssel um die Unterschiede bei der energetischen Bilanzierung eines Misch- und Quelllüftungssystems in der Kabine zu erklären. Als Tracergas wurde SF_6 verwendet. In den für die Tracergasmethode benutzten Konzentrationen ist dieses Gas für den Menschen unschädlich. Somit wäre auch ein Einsatz dieser Methode im realen Flugfall möglich.

Um Luft- und Energieströme leichter diskutieren und kommunizieren zu können wurden Sankey-Diagramme als geeignetes Visualisierungstool erarbeitet. Dies erlaubt es Entwicklern, schneller einen Überblick und ein Verständnis für die Systemzusammenhänge im Flugzeugrumpf zu bekommen.

Die untersuchten Metalloxid-Sensoren wurden für die Überwachung der Luftqualität im Innenraum konzipiert und erwiesen sich bereits unter Normaldruck als sehr effektiv. Der Einsatz im Flugzeug unter den Bedingungen des Niederdrucks zeigte dieselbe Signalschärfe und dieselbe Leistungsfähigkeit wie unter Normalbedingungen. Die Sensoren waren in der Lage geruchsrelevante Ereignisse (z.B. Toiletten- und Essensgerüche, Druck- und Feuchteveränderungen)

zielgenau anzuzeigen und für den Betrieb von Umluft-Systemen im Flugzeug wichtige Impulse für deren Regelung zu geben.

Als eine Möglichkeit zur Verbesserung der Innenraumluftqualität wurden handelsübliche Ionisatoren auf ihre potentielle Eignung hin untersucht. Geräte mit unterschiedlichem technischem Aufbau und unterschiedlicher Leitungsfähigkeit wurden auf den tatsächlichen Aufbau von ausgewählten luftverunreinigenden Substanzen hin untersucht. Gleichzeitig wurde der Gehalt an gebildeten Ozon bestimmt. Einige spezifische luftverunreinigende Substanzen wurden zwar sehr effektiv abgebaut, doch bildeten sich parallel dazu hohe Ozonwerte. Selbst unter Einsatz von Hochleistungsionisatoren wurde gesundheitsbedenkliches Ozon gebildet. Eine Anwendung zur Verbesserung der Raumluftqualität in einer geschlossenen Flugzeugkabine kann somit nicht empfohlen werden.

Ziel des Projektes ist es, Flugzeughersteller mit den Ergebnissen der Erhöhung der Funktionsreife der Kabinenventilation sofort zu unterstützen. Mit diesem Teilprojekt werden die Energieströme im Druckrumpf bewertet, entsprechende Methoden und Sensorik für die Ventilation bereitgestellt.

Somit können wesentliche Risiken beim Entwurf minimiert werden, da mit der Testumgebung der Flight Test Facility am Fraunhofer IBP erstmalig die Möglichkeit besteht die Energiebilanzen ganzheitlich zu bewerten und Konzepte wie closed loop ECS und die Luftreinigung sensorisch zu überprüfen.

Von Seiten des Fraunhofer IBP ist es bedeutend, dass maßgeblich Transfer Know-how zum Vorteil der Systemzulieferer (Kabine, ECS) und des Systemintegrators beigetragen werden kann. Auch durch die parallele Bearbeitung der verschiedenen Ventilationskonzepte für Cockpit (PROTEG), Kabine (INBAKA, STELLA) und Avionik (EFFESYS) können langfristig Synergien für den Entwurf z.B. von Luftaufbereitungssystemen entstehen. Dies wird Herstellern einen Vorteil in der Fertigung und Wartung von Bauteilen geben, welche derzeit in getrennten Ausschreibungen für die verschiedenen Domänen erfolgen.

10 Fortschritt Dritter während der Projektlaufzeit

Während der Projektlaufzeit entstanden Publikationen Dritter, die ebenfalls Quellluftsysteme in der Flugzeugkabine untersuchen [41], [42], [43]. Diese Untersuchungen zielen vor allem auf die Erhöhung des Komforts bzw. der Verbesserung der Raumluftthygiene ab.

11 Erfolgte / geplante Veröffentlich der Projektergebnisse

Teilergebnisse aus dem STELLA-Projekt führten zu folgenden Veröffentlichungen auf Tagungen, denen ein Peer-Review voraus ging:

- Norrefeldt, V., Grün, G.: "VEPZO – Velocity Propagating Zonal Model for the prediction of airflow pattern and temperature distribution in enclosed

spaces", 9th Modelica Conference, 3.-5. September 2012, München, Deutschland

- Norrefeldt V., Grün, G.: "Full scale measurement of airflow paths to assess the thermal performance of a long-range twin-aisle aircraft section in the Flight Test Facility", AST 2013, 23.-24. April, Hamburg, Germany

Zudem flossen Ergebnisse aus STELLA in eine Promotionschrift ein:

- Norrefeldt, V.: "VEPZO – Velocity Propagating Zonal Model – A locally refined airflow model for confined spaces to use in optimization applications", Dissertation an der Universität Stuttgart, 2013

Die Entwickelte Sensorik wird im Mai 2014 auf der ILA (Halle 6, Stand 6212) in Berlin dem Fachpublikum vorgestellt.

Literaturverzeichnis

- [1] AECMA-Standards EN 4681-2004-09
- [2] AeroSpace and Defence Industries Association of Europe, ACE/1: Aerospace series, Aircraft internal quality standard, criteria and determination methods, 2009
- [3] Applied Sensor: Indoor Air Quality Duct Kit, Datasheet, Reutlingen 4/12
- [4] Applied Sensor: Indoor Air Quality Module, IAQ-2000, Datasheet, Reutlingen 3/10
- [5] Applied Sensor: Indoor Air Quality Module, IAQ-Engine, Datasheet, Reutlingen 4/11
- [6] Applied Sensor: Metal Oxide Semiconductor (MOS) Sensors, Datasheet, Reutlingen 4/13
- [7] Arnau A.: A Review of Interface Electronic Systems for AT-cut Quartz Crystal Microbalance Application in Liquids, *Sensors*, 2008, 8, 370-411
- [8] Arshak K., Moore E., Lyons G.M., Harris J., Clifford S.: A review of gas sensors employed in electronic nose applications, *Sensor Review*, 2004, 24(2), 181-198
- [9] Bakker E.: Electrochemical Sensors, *Analytical Chemistry*, 2004, 76(12), 3285-3298
- [10] Barsan N., Koziej D., Weimar U.: Metal oxide-based gas sensor research – How to?, *Sensors and Actuators B*, 2007, 121, 18-35
- [11] Britigan N., Alshawa A., Nizkorodov S.A.: Quantification of Ozone Levels in In-door Environments Generated by Ionization and Ozonolysis Air Purifiers, *Journal of the Air & Waste Management Association*, 56(5), 2006, 601-610
- [12] Bull K: Cabin air filtration: Helping to protect occupants from infectious diseases, *Travel Medicine and Infectious Disease*, 6(3), 2008, 142-144
- [13] Bundesministerium für Justiz und Verbraucherschutz: Gesetz über die Bereitstellung von Produkten auf dem Markt, Produktsicherheitsgesetz, ProdSG, 08.11.2011
- [14] Büttner W.J., Post M.B., Burgess R., Rivkin C.: An overview of hydrogen safety sensors and requirements, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2011, 36, 2462-2470
- [15] Chen, Tian: A four-step method to design an energy management strategy for hybrid vehicles, *Proceedings of the 2004 American Control Conference*, Boston, 30.6.-2.7.2004
- [16] DIN ISO/DIS 16000-28:2010: Innenraumluftverunreinigungen – Teil 28: Bestimmung der Geruchsstoffemissionen aus Bauprodukten mit einer Emissions-prüfkammer

- [17] DIN 32645:2008-11: Chemische Analytik - Nachweis-, Erfassungs- und Bestimmungsgrenze unter Wiederholbedingungen - Begriffe, Verfahren, Auswertung
- [18] Dowdall N.P., Evans A.D., Thibeault C.: Air Travel and TB: An airline perspective, *Travel Medicine and Infectious Disease*, 8(2), 2010, 96-103
- [19] EUROCAE ED-14G:2011
- [20] Fabis: Beitrag zum Energiemanagement in Kfz-Bordnetzen, Dissertation an der Technischen Universität Berlin, 2006
- [21] Fachinstitut Gebäude-Klima e.V.: LUQAS II, Triplesensor, Abschlussbericht des Verbundprojekts, Bietigheim-Bissingen, 2005
- [22] Fine G.F., Cavanagh L.M., Afonja A., Binions R.: Metal oxide semi-conductor gas sensors in environmental monitoring, *Sensors*, 2010, 10, 5469-5502
- [23] Fraunhofer IESE, www.iese.fraunhofer.de, 2010
- [24] Herberger S., Herold M., Ulmer H., Burdack-Freitag A., Mayer F.: Detection of human effluents by a MOS gas sensor in correlation to VOC quantification by GC/MS, *Building and Environment*, 2010, 45(11), 2430-2439
- [25] Hübert T., Boon-Brett L., Black G., Banach U.: Hydrogen sensors – A review, *Sensors and Actuators B*, 2011, 157, 329-352
- [26] Hutterer H.P., Moshhammer H., Wallner P., Tappler P., Twridik F., Ganglberger E., Geissler S., Wenisch A.: Auswirkungen energiesparender Maßnahmen im Wohnbau auf die Innenraumluftqualität und Gesundheit, Endbericht des Forschungsvorhaben F 1469 des Bundesministeriums für Wirtschaft und Arbeit (At), 2005
- [27] ISO/CD16000-30: „Sensory testing of indoor air“
- [28] Kessels M., de Jager, B.: Energy management strategies for vehicular electric power systems, *IEEE Transactions on vehicular technology*, Volume 54, pp. 2005
- [29] Kimmel D.W., LeBlanc G., Meschievitz M.E., Ciffel D.E.: Electro-chemical Sensors and Biosensors, *Analytical Chemistry*, 2012, 84(2), 685-707
- [30] Länge K., Rapp B.E., Rapp M.: Surface acoustic wave biosensors. A review, *Analytical and Bioanalytical Chemistry*, 2008, 391, 1509-1519
- [31] Malkin T. L., Goddard A., Heard D. E., Seakins P. W.: Measurements of OH and HO₂ yields from the gas phase ozonolysis of isoprene, *Atmospheric Chemistry and Physics*, 2010, 10, 1441–1459

- [32] Paul G., Chopkar M., Manna I., Das P.K.: Thechniques for measuring the thermal conductivity of nanofluids, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2010, 14, 1913-1924
- [33] Rogalski A.: *Infrared Detectors*, USA 2011, ISBN 978-1-4200-7671-4
- [34] Umweltbundesamt : *Texte des Umweltbundesamtes*, 35/2012, *Sensorische Bewertung der Emissionen aus Bauprodukten*
- [35] United States General Accounting Office: *AVIATION SAFETY, More Research Needed on the Effects of Air Quality on Airliner Cabin Occupants*, GAO-04-54, January 2004
- [36] The European Organisation for Civil Aviation Equipment: *Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment*, May 2011
- [37] Tolga Güneysel: *Gütekriterien der Datenerhebung, Relevanz, Grundlagen und Konzeption zur Prüfung*, Universität Trier, 2008
- [38] Vonau W., Oelßner W., Zosel J., Kohler H.: *Die Bedeutung der Materialentwicklung für chemische Sensoren*, *tm – Technisches Messen*, 2010, 77(1), 5-18
- [39] Wolkoff P., Clausen P.A., Wilkins C.K., Nielsen G.D.: *Formation of Strong Airway Irritants in Terpene/Ozone Mixtures*, *Indoor Air*, 10 2000, 82–91
- [40] Wörner, M.: *Wärme- und Stofftransport in einer Flugzeugkabine unter besonderer Berücksichtigung des Feuchtetransportes*, Thesis at the Technische Universität Hamburg-Harburg, 2006
- [41] Yan W., Zhang Y, Sun Y., Li D.: *Experimental and CFD study of unsteady airborne pollutant transport within an aircraft cabin mock-up*, *Building and Environment*, Vol. 44, 34-43, 2009
- [42] Yin, S., Zhang, T.: *A new under-aisle displacement air distribution system for wide-body aircraft abins*, *International IBPSA Conference*, July 27-30, 2009
- [43] Zhang, T., Li, P., Wang, S.: *A personal air distribution system with air terminals embedded in chair armrests*

Bildverzeichnis

Abbildung 1: Luftführung während der INBAKA-Versuche bei Mischluft (links) und Quellluft (rechts)	10
Abbildung 2: Wärmedurchgangswiderstände der Kabine und der Crown	11
Abbildung 3: Parametrisierung des Rumpfquerschnitts	12
Abbildung 4: links: angenommene Verbindungen zwischen Compartments, Mitte: generierte Messdaten, rechts: Rückrechnung der Massenströme	15
Abbildung 5: Innova 1312 Multigas Monitor	16
Abbildung 6: Tracergasmessung bei Emission im linken Dreiecksbereich	17
Abbildung 7: Dummies in der Flugzeugkabine und Vergleich der Temperaturverteilung eines beheizten Dummies mit der eines Menschen	20
Abbildung 8: Luftführung über Mischluft (links) und Quellluft (rechts)	21
Abbildung 9: Schema der für STELLA angepassten Lüftungsanlage	22
Abbildung 10: Messstellen für Luft- und Oberflächentemperaturen im Rumpf	23
Abbildung 11: Messstellen der Zu- und Ablufttemperaturen in der Kabine	23
Abbildung 12: Emissions- und Messpunkte für Tracergas im Flugzeugrumpf	24
Abbildung 13: Vergleich der gemessenen Tracergasabklingkurve mit der angenäherten zur Bewertung der Dichtigkeit des Cargobereichs	25
Abbildung 14: Schematische Darstellung der Strömungsverhältnisse und des Tracergas-Versuchsaufbaus in der Bilge	29
Abbildung 15: Druckknotenmodell der Bilge	30
Abbildung 16: Vergleich der gemessenen und der mit dem kalibrierten Modell errechneten Tracergaskonzentrationen für den Fall TracerCalib1 (nicht gemessene Compartments in Klammern).	31
Abbildung 17: Vergleich der gemessenen und der mit dem kalibrierten Modell errechneten Tracergaskonzentrationen für den Fall TracerCalib2 (nicht gemessene Compartments in Klammern)	32

Abbildung 18: Vergleich der gemessenen und der mit dem kalibrierten Modell errechneten Tracergaskonzentrationen für den Fall TracerVerif1 (nicht gemessene Compartments in Klammern)	33
Abbildung 19: Vergleich der gemessenen und der mit dem kalibrierten Modell errechneten Tracergaskonzentrationen für den Fall TracerVerif2 (nicht gemessene Compartments in Klammern)	34
Abbildung 20: Vergleich der gemessenen und der mit dem kalibrierten Modell errechneten Tracergaskonzentrationen für den Fall TracerVerif3	34
Abbildung 21: Schematische Darstellung der Temperaturmessstellen zur Bilanzierung der Energieströme in Kabine und Crown für die Mischluftfälle	35
Abbildung 22: Schematische Darstellung der Temperaturmessstellen zur Bilanzierung der Energieströme in Kabine und Crown für den Quellluftfall	36
Abbildung 23: Berechnete Energieströme für den Versuch CabinReducedMV	37
Abbildung 24: Berechnete Energieströme für den Versuch CrownHeatMV.	38
Abbildung 25: Berechnete Energieströme für den Versuch HotDayMV	39
Abbildung 26: Berechnete Energieströme für den Versuch HotDayCDV.	40
Abbildung 27: Heizbänder in der Crown (schwarze Kabel)	43
Abbildung 28: Metalloxidsensoren: links – Aufbau und Funktionsweise der sensitiven Schicht, rechts – MOX Ersatzschaltbild	53
Abbildung 29: Messboard für Labor- und Real-Life-Tests	56
Abbildung 30: Messverlauf für den Temperaturtest A (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit CO)	68
Abbildung 31: Messverlauf für den Temperaturtest B (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit CO)	69
Abbildung 32: Messverlauf für den Temperaturtest C (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit CO)	71
Abbildung 33: Messverlauf für den Temperaturtest D (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit CO)	72
Abbildung 34: Messverlauf für den Temperaturtest E (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit CO)	74
Abbildung 35: Messverlauf für den Drucktest F (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit Formaldehyd)	75

Abbildung 36: Messverlauf für den Drucktest G (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit Formaldehyd)	77
Abbildung 37: Messverlauf für den Drucktest H (roter Pfeil: Testphase, Gasbeaufschlagung mit Formaldehyd)	79
Abbildung 38: Messverlauf für den Feuchtetest I (blaue Kurve rel. Feuchte, grüne Kurve Temperaturverlauf)	81
Abbildung 39: Positionen der Sensorlogger im Flugzeugrumpf: 1 Cockpit (Kopfraum ca. 1,5 m Höhe), 2 Galley (Tür ca. 1 m Höhe), 3 Kabine hinten rechts (a Headlocker, b Fußraum Abluft), 4 Kabine vorne links (a Headlocker, b Fußraum Abluft)	85
Abbildung 40: Positionen der Sensorlogger im Flugzeugrumpf: 1 Galley (Tür ca. 1 m Höhe), 2 Kabine vorne links (a Headlocker, b Fußraum Abluft), 3 Kabine vorne rechts (a Headlocker, b Fußraum Abluft), 4 Kabine hinten links (a Headlocker, b Fußraum Abluft), 5 Kabine hinten rechts (a Headlocker, b Fußraum Abluft)	86
Abbildung 41: Skala zur Bestimmung der hedonischen Geruchswirkung	89
Abbildung 42: Versuchsaufbau für die Temperaturtests	90
Abbildung 43: Messblock für die Temperaturtests	92
Abbildung 44: Header des IAQ-Duct Kit	94
Abbildung 45: Datenlogger (enthalten MOX-Sensoren, Batteriebetrieb, Temperatur- und Feuchtesensor, Real-Time-Clock und SD-Karte)	95
Abbildung 46: Durchführung der Drucktests in einer Vakuumkammer	95
Abbildung 47: Marktübliche Luftionisatoren	101
Abbildung 48: Plattenkondensator zur Erzeugung von frei beweglichen Ionen	101
Abbildung 49: Messaufbau zur Bestimmung der Emissionsraten (Ionenzahl und Ozon) der Ionisatoren (hier Ionisator 1)	103
Abbildung 50: Allgemeiner Versuchsaufbau für die Substanzidentifizierung und Gerätequalifizierung der Ionisatoren	105
Abbildung 51: Bewertung der Luftqualität in einem Referenz-Büro (roter Kreis: Hochleistungsisolator)	107

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Übersicht über den STELLA-Projekttablauf am Fraunhofer IBP	7
Tabelle 2: Gemittelte Temperaturen zweier beispielhafter INBAKA-Versuche	10
Tabelle 3: Errechnete Strömungen (in m ³ /h) aus Tracergasmethode mit konstanter Emission von SF ₆	17
Tabelle 4: Vergleich von Sollwerten und aus Tracergasmessung rückgerechneten Werten der Designlüftung	18
Tabelle 5: Versuchsparameter zur Anwendung der neu entwickelten Tracergasmethode	19
Tabelle 6: Versuchsparameter der durchgeführten STELLA-Systemtests	21
Tabelle 7: Gemessene Tracergaskonzentrationen [ppm] im Versuch TracerCalib1	26
Tabelle 8: Gemessene Tracergaskonzentrationen [ppm] im Versuch TracerCalib2.	26
Tabelle 9: Gemessene Tracergaskonzentrationen [ppm] im Versuch TracerVerif1	27
Tabelle 10: Gemessene Tracergaskonzentrationen [ppm] im Versuch TracerVerif2	27
Tabelle 11: Gemessene Tracergaskonzentrationen [ppm] im Versuch TracerVerif3	27
Tabelle 12: Mittlere Compartmenttemperaturen im Versuch CabinReducedMV	28
Tabelle 13: Mittlere Compartmenttemperaturen im Versuch CrownHeatMV	28
Tabelle 14: Mittlere Compartmenttemperaturen im Versuch HotDayMV	28
Tabelle 15: Mittlere Compartmenttemperaturen im Versuch HotDayCDV	29
Tabelle 16: Summe der Energieströme in Crown und Kabine (in kW)	41
Tabelle 17: Empfohlene CO-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik	59
Tabelle 18: Empfohlene Aceton-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik	60

Tabelle 19: Empfohlene MEK-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik	61
Tabelle 20: Empfohlene Acetaldehyd-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik	61
Tabelle 21: Empfohlene Acrolein-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik	62
Tabelle 22: Empfohlene Formaldehyd-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik	62
Tabelle 23: Empfohlene Benzol-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik	63
Tabelle 24: Empfohlene Toluol-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik	63
Tabelle 25: Empfohlene DCM-Konzentrationen bei der Messung mittels angepasster Sensorik	64
Tabelle 26: Temperatur- und Druckkriterien Kategorie A2	66
Tabelle 27: Messbedingungen für Temperaturtest A	67
Tabelle 28: Messbedingungen für Temperaturtest B	69
Tabelle 29: Messbedingungen für Temperaturtest A	70
Tabelle 30: Messbedingungen für Temperaturtest D	72
Tabelle 31: Messbedingungen für Temperaturtest E	73
Tabelle 32: Messbedingungen für Drucktest F	75
Tabelle 33: Messbedingungen für Drucktest G	76
Tabelle 34: Messbedingungen für Drucktest H	78
Tabelle 35: Messbedingungen für Feuchtetest I	80
Tabelle 36: Druck- und Feuchtetest in der Niederdruckröhre	82
Tabelle 37: Flugphasen des Langstreckenfluges mit individueller Klimaregelung im Cockpit	84
Tabelle 38: Flugphasen des Mittelstrecken-Simulationsfluges	87
Tabelle 39: Geruchsintensitäten des Aceton-Referenzstandards	88
Tabelle 40: Ergebnisse der Zielgasmessungen	91
Tabelle 41: Zusammenfassung der Sensorperformance unter Einfluss von Temperatur und niedrigen Feuchten	93

Tabelle 42: Zusammenfassung der Sensorperformance unter Einfluss des Drucks	96
Tabelle 43: Geruchsbewertungen der einzelnen Flugphasen	99
Tabelle 44: Händlerspezifikationen der Luftionisatoren	102
Tabelle 45: Gemessene Ozonwerte und Ionenanzahlen der Ionisatoren	103
Tabelle 46: Sensorische Prüfung der Leistungsfähigkeit der Ionisatoren in einem Referenz-Büroraum	108