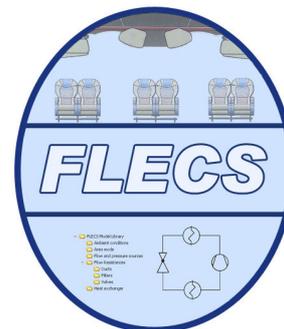


Hochschule für Angewandte
Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences



FLECS

Funktionale Modellbibliothek des Environment Control Systems

Abschlussbericht

Förderkennzeichen: HH59
Laufzeit: 2005-06-01 – 2007-10-15
Berichtszeitraum: 2007-04-01 – 2007-10-15

Dieter Scholz
Christian Müller

2008-01-15

Aircraft Design and Systems Group (AERO)
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Berliner Tor 9
D - 20099 Hamburg

Abstract

Beim Projekt FLECS (Funktionale Modellbibliothek des Environment Control Systems, oder: Functional Library of the Environment Control System) handelte es sich um ein Verbundvorhaben von drei Partnern: Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW), CeBeNetwork GmbH, Bremen (CBN), Airbus Deutschland GmbH, Hamburg (AD). Federführend innerhalb des FLECS Projekts war die HAW Hamburg. Die Leistungen sind bis zum 15.10.2007 zu erbringen. Ein Abschlussbericht ist bis zum 15.01.2008 zu erstellen. "FLECSFortführung" wird von Airbus finanziert und hat eine Laufzeit bis zum 15.03.2008. Dieser Abschlussbericht zu FLECS berichtet nicht über "FLECS-Fortführung". Die FLECS-Datenbank besteht aus der thermodynamischen und strömungsmechanischen Beschreibung von Volumen und Strömungswiderständen. Neben den Volumenelementen wurde eine Formulierung für einen Massenstromknoten entwickelt. Die allgemeinen Strömungswiderstände beinhalten Ventile, die auch eine Behandlung von kompressiblen Strömungen zulassen. Innerhalb jeder Komponente wird ein Gas-Luftgemisch bezüglich der Anteile trockener Luft, Wasserdampf, CO₂-Gehalt und flüssigem Wasser klassifiziert. Die FLECS-Datenbank besteht aus diesen Komponentenklassen: Umgebungsbedingungen, Randbedingungen Flugzeug, Strömungswiderstände, Massenstrom- und Druckquellen, Allgemeine Volumen, Kabinenmodelle, Mischkammern, Wärmetauscher, Kühlaggregat, Stauluft, Kaltdampfklimasysteme (FLECS-Fortführung), Sensoren sowie diverse Regler.

Kontakt Daten zu FLECS an der HAW Hamburg

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Fakultät Technik und Informatik
Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Berliner Tor 9
D - 20099 Hamburg
info@ProfScholz.de

Homepage des Projektes: <http://FLECS.ProfScholz.de>

Inhalt

	Seite
1	Zusammenfassung 5
1.1	Wissenschaftliche/technische Ergebnisse 7
1.1.1	Ergebnisse von Airbus 7
1.1.2	Ergebnisse der HAW 8
1.1.3	Ergebnisse von CBN 10
1.2	Stand des Vorhabens 12
1.3	Erreichung der Ziele des Vorhabens 14
1.4	Relevante Ergebnisse Dritter 14
1.5	Änderungen in der Zielsetzung 14
1.6	Verwertung der Ergebnisse 14
1.7	Zusammenarbeit mit den Projektpartnern 16
1.7.1	Projektpartner CBN 16
1.7.2	Projektpartner Airbus 17
1.7.3	Trilaterale Zusammenarbeit 18
2	Technischer Bericht (siehe auch Anhang A, B und C) 20
3	Veröffentlichungen, Vorträge 27
4	Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur 29
4.1	Grundlagen der Strömungslehre 29
4.2	Grundlagen der Wärmeübertragung/Thermodynamik 29
4.3	Grundlagen der Strömungssimulation 30
4.4	Programme zur Simulation von Strömung und Wärmeübertragung 32
4.4.1	3-D-Programme 32
4.4.2	1-D-Programme 32
4.5	Veröffentlichungen zum Thema "ECS-Simulation" 33
4.6	Verwendete Normen 34
5	Liste der erstellten Dokumentation und Software 36
	Literaturverzeichnis 39

**Anhang A Veröffentlichung im Rahmen des
International Workshop on Aircraft System Technologies (AST 2007)**

**Anhang B Veröffentlichung im Rahmen des
Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2007,
First CEAS European Air and Space Conference (CEAS 2007)**

**Anhang C Veröffentlichung im Rahmen des
DGLR, Fachausschuss T5.4:
49. Fachausschusssitzung Anthropotechnik -
Stand und Perspektiven der simulationsgestützten
Systemgestaltung (T5.4 2007)**

1 Zusammenfassung

Verbundvorhaben, Partner, Federführer

Beim Projekt FLECS (Funktionale Modellbibliothek des Environment Control Systems, oder: Functional Library of the Environment Control System) handelte es sich um ein Verbundvorhaben der Partner (**BWA 2005a**, § 3 (4))

- Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW),
- CeBeNetwork GmbH, Bremen (CBN),
- Airbus Deutschland GmbH, Hamburg (AD).

Federführend innerhalb des FLECS Projekts war die HAW Hamburg (**BWA 2005a**, § 3 (2)).

Umfang und Gliederung des Abschlußberichtes

Die Partner der HAW sind gegenüber dem Projektträger Luftfahrtforschung und -technologie (PT-LF) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) im Projekt FLECS nicht zur Rechenschaft verpflichtet. Demzufolge liefern CeBeNetwork und Airbus Deutschland auch keine eigenständigen Abschlußberichte an das DLR ab.

Dieser Abschlußbericht der HAW setzt auf dem am 30.04.2006 verfassten 1. Zwischenbericht und dem am 31.03.2007 verfassten 2. Zwischenbericht auf, und gibt einen Überblick über das ganze Projekt FLECS, wobei die Arbeiten der Partner nur zusammenfassend beschrieben werden. Der Abschlußbericht ist so geschrieben, dass die Inhalte auch ohne Kenntnis der Darstellungen aus dem 1. Zwischenbericht und 2. Zwischenbericht verständlich sind. Trotzdem beziehen sich die folgenden Abschnitte auf die neuen Erkenntnisse des Gesamtprojekts und die übergeordnete und abschließende Darstellung. Bei den Punkten "Finanzen" und "Verwertung" bezieht sich die Darstellung in diesem Abschlußbericht allein auf die Situation der HAW.

Die Gliederung dieses Abschlußberichtes ist angelehnt an die per Vertrag vorgegebene Gliederung der Zwischenberichte und folgt **PT-LF 2004**.

Die in **PT-LF 2004** geforderte Darstellung der

- Gesamtziele,
- zusammenfassenden Ergebnisse,
- Termine und der
- Kooperation

sind in einem Übersichtsbericht des Federführers in Abschnitt 1 dieses Abschlußberichtes eingearbeitet.

Projektlaufzeit

Nach **BWA 2005a** (FLECS Grundvertrag) endete die Projektlaufzeit am 31.05.2007. Nach **BWA 2005b** (FLECS Zusatzvertrag) wurde die Projektlaufzeit auf den verspäteten Start angepasst mit neuem Endtermin: 04.09.2007. Abschließend wurde mit **BWA 2007** (FLECS 2. Zusatzvertrag) ein Antrag auf eine kostenneutrale Verlängerung um 1 ½ Monate bewilligt. Das Projekt FLECS endete damit am 15.10.2007. Bei Abgabe dieses Abschlussberichts gelten für die Leistungserbringung folgende Eckdaten (**BWA 2007**):

- Die Leistungen sind bis zum 15.10.2007 zu erbringen.
- Ein Abschlussbericht ist bis zum 15.01.2008 zu erstellen.

Anmerkung: Airbus hat einen Auftrag an die HAW erteilt in einem Projekt "FLECS-Fortführung" weitere auf FLECS aufbauende Arbeitspunkte zu untersuchen. "FLECS-Fortführung" hat eine Laufzeit bis zum 15.03.2008. Dieser Abschlußbericht zu FLECS berichtet nicht über "FLECS-Fortführung".

Berichtszeitraum

Nach **BWA 2005a** in Verbindung mit **BWA 2005b** und **BWA 2007** wurde am 22.02.2006 die erste Projektfortschrittsbesprechung zu FLECS durchgeführt. Eine weitere Projektfortschrittsbesprechung unter Beteiligung des PT-LF wurde am 22.06.2007 abgehalten. Der Bericht umfasst den Zeitraum vom 01.04.2007 – 15.10.2007.

1.1 Wissenschaftliche/technische Ergebnisse

1.1.1 Ergebnisse von Airbus

Airbus hat innerhalb des Projekts im Wesentlichen die wissenschaftliche und technische Überprüfung der von CBN bzw. der HAW erbrachten Arbeitsleistungen übernommen. Zudem wurden der HAW klimaanlagenspezifische Daten zur Verfügung gestellt, auf deren Basis Simulationsmodelle entwickelt werden konnten. Bei den Datensätzen handelt es sich um eine detaillierte Beschreibung der einzelnen Wärmelasten und Wärmekapazitäten innerhalb des Kabinenmodells. Zusätzlich wurden der HAW die charakteristischen Kennfelder für Kompressoren, Turbinen, Ventilatoren und Wärmetauscher zugänglich gemacht.

Die Spezifikationen an die FLECS-Datenbank und die entwickelten Komponenten wurden in der Technischen Niederschrift FLECS_WP2_TN_SRD-Release, *Anforderungen an die Modelbibliothek* (30.04.2006) zusammengefasst. Diese TN umfasst die Arbeiten zu den Arbeitspaketen WT2.1 und WT2.2. Die Technische Niederschrift zum Arbeitspaket WT3.2 wurde nach Absprache von der HAW erstellt.

Gemäß Kooperationsvertrag weißt AD den Komponenten im FLECS Projekt einen Vertraulichkeitsstatus zu. Die aufgeführten Komponenten werden entweder einem öffentlichen oder einem vertraulichen Bereich zugewiesen. Die im öffentlichen Teil abgelegten Komponenten basieren auf allgemein verfügbarem Wissen. Dieser Teil der Bibliothek kann von CBN und HAW uneingeschränkt genutzt werden. Die Komponenten im vertraulich zu behandelnden Teil greifen auf Wissen von Airbus oder von Zulieferern zurück. Es handelt sich hier um produktnahe Komponenten, die vertrauliche Kenngrößen enthalten.

Die bereits bei AD entwickelten Komponenten, die eine ausreichende Funktionalität besitzen, wurden von der HAW in die FLECS Datenbank eingepasst. Es handelt sich dabei um die Regler für die Kabinen- bzw. Kühlaggregatstemperatur. Auch bei der Beschreibung der Ventilatoren wurde auf eine Airbuskomponente zurückgegriffen.

1.1.2 Ergebnisse der HAW

Die FLECS-Datenbank besteht aus der thermodynamische und strömungsmechanische Beschreibung von Volumen und Strömungswiderständen. Neben den Volumenelementen wurde eine Formulierung für einen Massenstromknoten entwickelt. Die allgemeinen Strömungswiderstände beinhalten Ventile, die auch eine Behandlung von kompressiblen Strömungen zulassen. Innerhalb jeder Komponente wird ein Gas-Luftgemisch bezüglich der Anteile trockener Luft, Wasserdampf, CO₂-Gehalt und flüssigem Wasser klassifiziert.

Mit Hilfe dieser Beschreibung ist es möglich, Kondensations- und Verdampfungsprozesse zu behandeln. Bei der Erstellung der Modellblöcke wurde das Augenmerk auf eine ausführliche Überprüfung der Systemstabilität und Echtzeitfähigkeit gelegt. Die Einbeziehung der Kondensation und Verdampfung erlaubt eine Erweiterung der Komponenten auf flugzeugspezifische Anwendungen, wie z. B. ein detailliertes Modell der Kabine und des Kühlaggregats. Mit den von Airbus gestellten Parametersätzen konnten Simulationen der Temperaturregelung einer oder mehrerer Kabinenzone durchgeführt werden.

In einer TN (FLECS_WT3.4_TN_Formelzeichen, *Formelzeichen im Projekt FLECS*, 07.02.2007) wurde eine auf DIN-Normen basierende einheitliche Benennung von Parameternamen eingeführt. Die in den Arbeitspaketen WT3.1, WT3.3 und WT3.4 definierten Aufgaben wurden in einer gemeinsamen TN behandelt (FLECS_WT3.1_3.3_3.4_TN, *Physikalische Beschreibung: WT3.1: Voruntersuchungen zur Modellbildung, WT3.3: Modellierung der Subsysteme, WT3.4: Dokumentation der mathematischen Beschreibung*). Eine weitere TN behandelt die Arbeitspakete WT3.2, WT5.1, WT5.2, WT5.3, und WT5.4 (FLECS_WT3.2_5.1_5.2_5.3_TN, *Anwendungsbeispiele: WT3.2: Parameter und Kennfelder, WT5.1: Definition von Testfällen, WT5.2: Validation der Subsysteme, WT5.3: Validation des Grundsystems*). Der Stand der TN's wird noch um die Ergebnisse aus dem „FLECS-Fortführung“ ergänzt.

Die Dokumentation der entwickelten Modellblöcke wurde in zwei Bereiche aufgeteilt. Zum einen wurde eine Lizenz des MATLAB/Simulink Report Generators von MathWorks erworben. Der Report Generator erlaubt die Struktur der Simulink Blöcke wiederzugeben. Die Dokumentation der mathematischen Formulierung erfolgt über Kommentare im Quelltext der Algorithmen, die auch als PDF-Dokumente abgerufen werden können.

Die wissenschaftlichen Ergebnisse innerhalb des FLECS Projekts wurden im Rahmen von Workshops und Kongressen vorgestellt. Eine weiterführende Beschreibung der Ergebnisse der HAW wird in Abschnitt 2 gegeben.

Die FLECS-Datenbank besteht aus der unten aufgeführten Liste von Komponentenklassen.

- Umgebungsbedingungen
- Randbedingungen Flugzeug
- Strömungswiderstände
- Massenstrom- und Druckquellen
- Allgemeine Volumen
- Kabinenmodelle
- Mischkammern
- Wärmetauscher
- Kühlaggregat
- Stauluft
- Kaltdampfklimasysteme (FLECS-Fortführung)
- Sensoren
- Regler

Eine Vielzahl der einzelnen Elemente der Komponentenklassen können anhand ihres Detaillierungsniveaus spezifiziert werden. So sind z.B. Rohrstrecken mit einer Diskretisierung von 1 bzw. 10 auswählbar. Zusätzlich lässt sich neben den Strömungs- und Volumeneigenschaften der Rohre auch der Wärmeübertrag durch die Rohrwand berechnen.

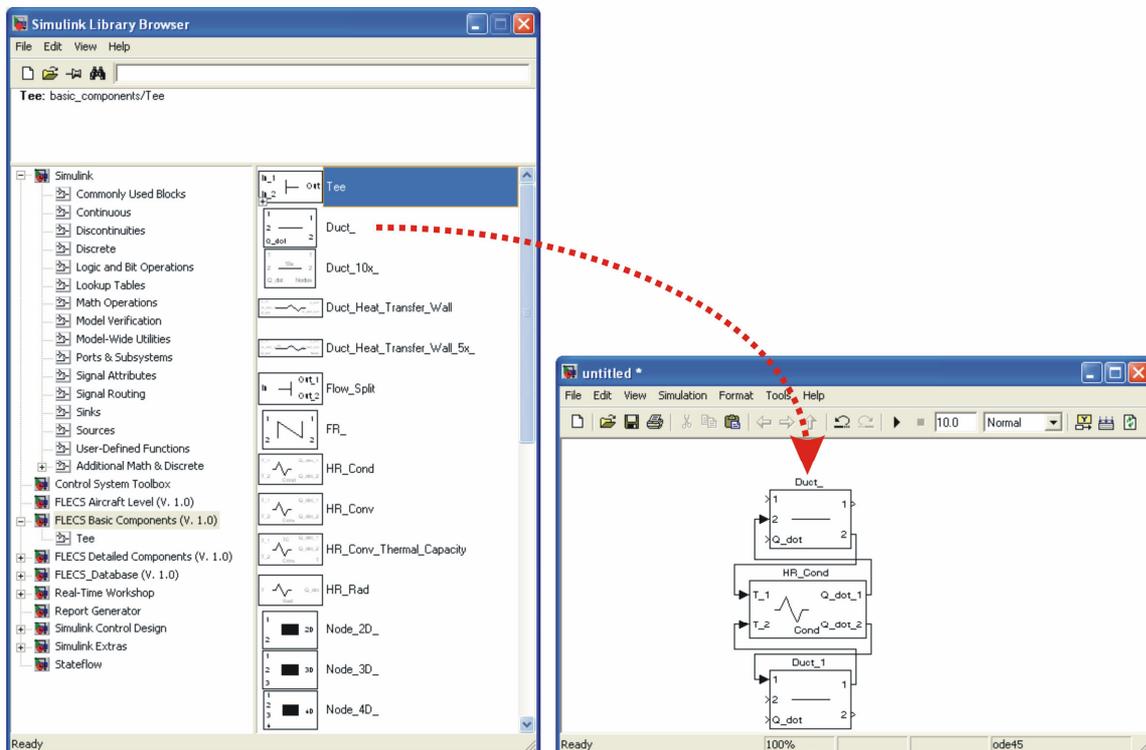


Bild 1.1 Modularer Aufbau der FLECS-Datenbank.

Innerhalb der Volumenelemente lassen sich Elemente ohne und mit Kondensations- und Verdampfungsprozessen auswählen. Bei den Wärmetauscherelementen kann zwischen

Gleichstrom-, Gegenstrom und Kreuzstromelementen unterschieden werden. Neben der statischen Beschreibung ist auch eine dynamische Beschreibung in der Datenbank zugänglich.

Die dynamische Beschreibung der Wärmetauscher erlaubt eine verbesserte Auslegung der Regelungskonzepte. Die FLECS-Datenbank unterstützt die gesamte System- bzw. Produktentwicklung während dem Entwicklungsvorgang eines Flugzeuges. Der modulare Aufbau der Datenbank (siehe Bild 1.1) erlaubt eine Untersuchung vieler verschiedener Systemarchitekturen.

Zusätzlich sind die Komponenten der Datenbank ausführlich auf ihre Stabilität hin getestet worden und ermöglichen die Erstellung von echtzeitfähigem Code, der auf Testständen verwendet werden kann.

1.1.3 Ergebnisse von CBN

Die von Airbus in der Dokumentation zum Arbeitspaket WP 2 (Work Package, WP) aufgeführten Anforderungen wurden von CBN. Es wurde ein zentrales Graphical User Interface (GUI) und ein „Cockpit“ GUI und ein Darstellungs-GUI erstellt. Damit ist der Benutzer in der Lage, interaktiv in die Simulation einzugreifen und Parametersätze zu definieren.

Haupt-GUI: Das Haupt-GUI (siehe Bild 2.7) hat die Aufgabe die Simulationsmodelle zu steuern. Beim Öffnen eines Simulationsmodells durch einen Nutzer wird die Simulationszeit Δt ausgelesen. Wird Δt im Haupt-GUI geändert, so wird der geänderte Wert in das Simulationsmodell zurück geschrieben. Die Simulation kann über die Start-Funktion gestartet werden. Simulationsmodelle die noch nicht initialisiert wurden, können über die Set-Init-Funktion definiert werden, hierbei wird eine Mat-Datei eingelesen. Die Mat-Dateien stellen ein binäres MATLAB/Simulink Dateiformat dar, in dem eine große Zahl an Parametern gespeichert werden kann.

Die Mat-Dateien können im MATLAB Arbeitsbereich vom Benutzer definiert oder verändert werden. Mit Hilfe der Initialisierungsdatei (Log-Datei) eines bestimmten Simulationsmodells können auch ähnliche Modelle definiert werden. Hierbei werden die Parameter von gleichen Modellblöcken gesetzt. Modellblöcke die innerhalb Initialisierungsdatei mit keinen Parametersatz verknüpft sind, können vom Benutzer über Eingabemasken definiert werden.

Nach einer Simulation können die Werte der Zustandsvariablen gespeichert werden. Die gespeicherten Werte können über die Re-Init-Funktion zu einem späteren Zeitpunkt als neue Initialisierungswerte verwendet werden. Mit Hilfe der Re-Init-Funktion können auch mehrere Log-Dateien eingelesen werden, die nacheinander abgearbeitet werden (Batch-Modus).

Über das Haupt-GUI können auch die verschiedenen Parameter eines Simulationsmodells geändert werden. Im Modell gespeicherte Konstanten werden angezeigt, können aber nicht überschrieben werden.

Cockpit-GUI: Über das Cockpit-GUI (siehe Bild 2.7) kann die Simulation aus der Sicht eines Piloten gesteuert werden. Über Schieberegler können die Solltemperaturen der einzelnen Kabinenzonen vorgegeben werden. Zusätzlich kann der nominelle Massenstrom des Kühlaggregats vorgegeben werden. Beim Auftreten von Fehlerfällen können einzelne Bereiche, z.B. die Trimmluft, der Klimaanlage ausgeschaltet werden

Darstellungs-GUI: Im Darstellungs-GUI werden die Werte eines Darstellungsblocks (Viewer-Block) ausgelesen. Das GUI greift dabei auf definierte Signallinien zurück. Die verschiedenen Werte können in Darstellungsfenstern aufgetragen werden. Der Benutzer hat die Wahl zwischen 1 ... 4 unabhängigen Fenstern.

Die Ergebnisse aus dem Arbeitspaket WT4.1 wurden in der technischen Niederschrift FLECS_WT4.1_TN_CBN, *Voruntersuchungen Bibliotheksentwurf*, 30.08.2006 zusammengefasst. Die Ergebnisse aus den Arbeitspaketen WT4.2 und WT4.3 sind in dem Dokument FLECS_WT4.2_TN_CBN, *Definition Softwarearchitektur, Erstellung der Benutzeroberflächen* (28.09.2007) aufgeführt.

1.2 Stand des Vorhabens

Arbeitsplan (Projektstrukturplan)

Bild 1.2 zeigt den Arbeitsplan. Der Arbeitsplan enthält die hierarchische Struktur der Arbeitspakete (Work Packages, WP) und Aufgaben (Work Tasks, WT) von FLECS. Für den Soll-Ist-Vergleich im Zwischenbericht wurden die WPs und WTs gekennzeichnet mit ihrem jeweiligen Bearbeitungsstand:

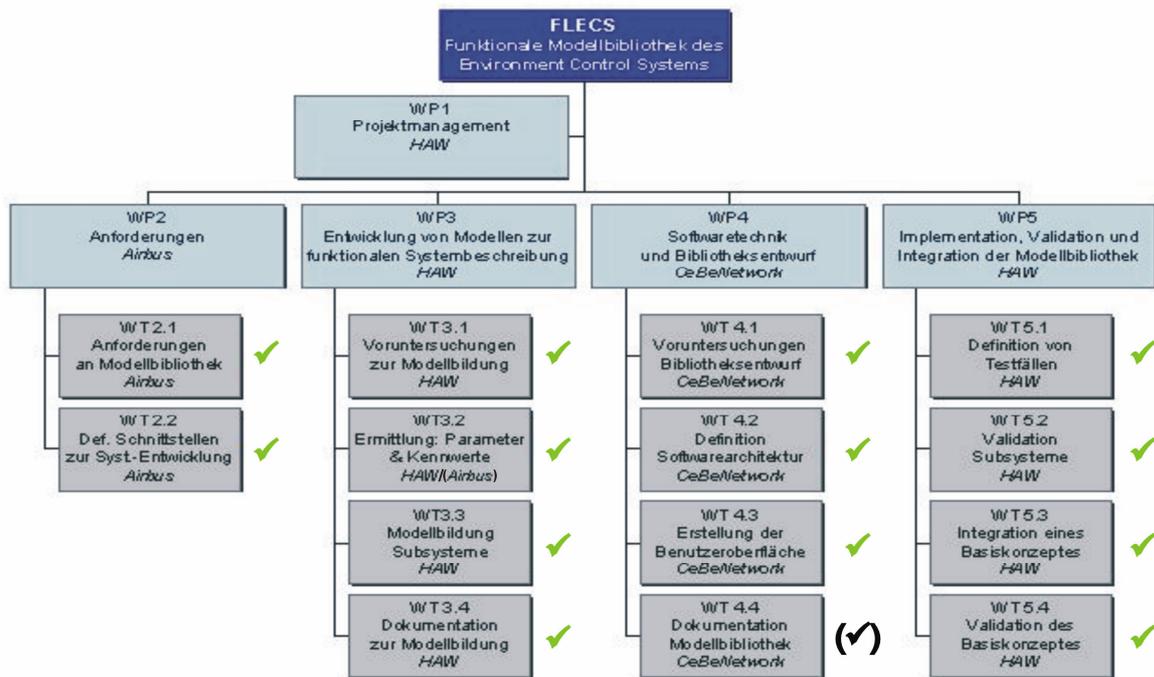


Bild 1.2 Arbeitsplan (Projektstrukturplan). Arbeitspakete (WP) und Aufgaben (WT) von FLECS mit Kennzeichnung des Bearbeitungsstandes.

In Bild 1.2 bedeutet:

- ✓ Das Arbeitspaket und die Aufgabe wurden abgearbeitet.
- (✓) Das Arbeitspaket WT 4.4 wurde von CeBeNetwork nicht vollständig bearbeitet. Durch Arbeiten der HAW (FLECS-Fortführung) wird aber eine zufriedenstellende Dokumentation vorgelegt.

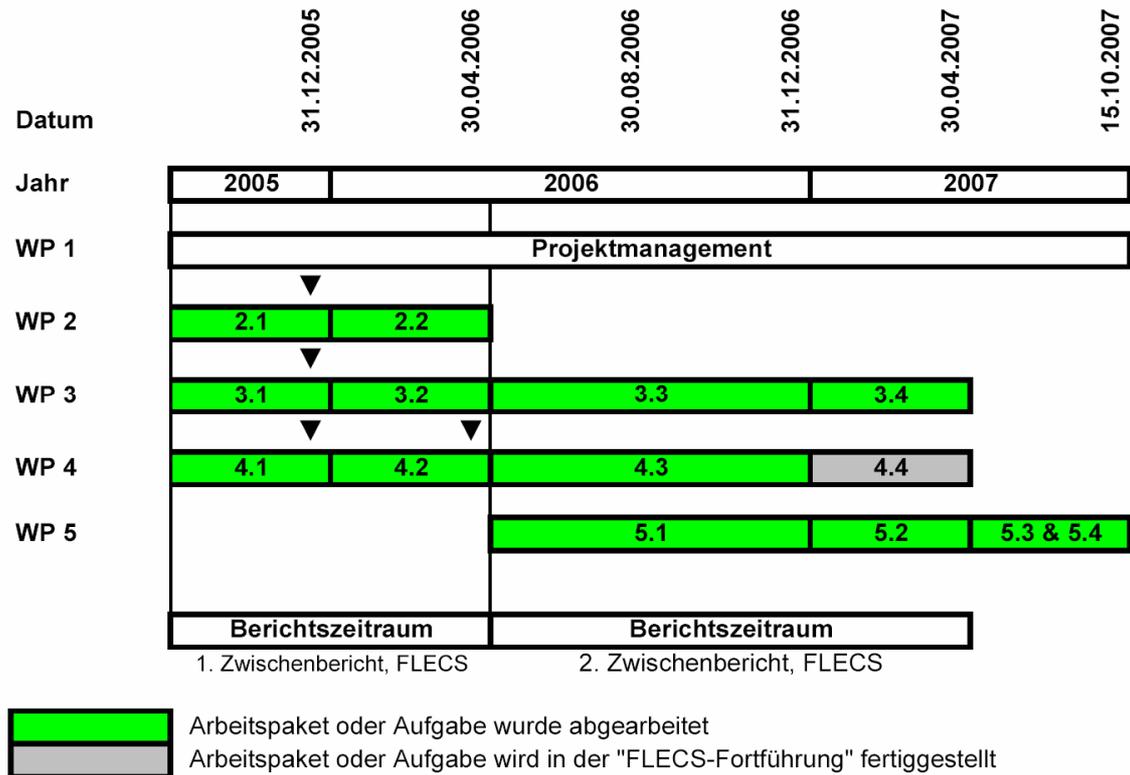


Bild 1.3 Zeitplan (Balkenplan) zum Projekt FLECS mit Kennzeichnung des Bearbeitungsstands zum 15.01.2008. Die Zuordnung der Arbeitspakete zu den Partnern kann Bild 1.2 entnommen werden.

Zeitplan (Balkenplan)

Bild 1.3 zeigt den Zeitplan (Balkenplan), der für den geforderten Soll-Ist-Vergleich (Stand 15.01.07) farblich gekennzeichnet wurde. Ein Zeitverzug der HAW während der Projektlaufzeit war durch die gemeinsame Entscheidung der Projektpartner begründet, eine grundlegende Beschreibung der Simulationsmodelle zu erarbeiten. Mit Hilfe der grundlegenden Ausarbeitung ist eine vielseitige Beschreibung von Simulationen möglich. Aufgrund der von AD zur Verfügung gestellten Komponenten wurde eine fristgerechte Erstellung aller Komponentenklassen bis zum Endes des Projekts erreicht.

Kostenplan

Die Projektmittel von insgesamt 139500,00 € wurden fast vollständig verbraucht. Die kostenneutrale Verlängerung ermöglichte, die Restarbeiten fertig zustellen. Der Mittelnachweis geht dem PT-LF separat zu durch die Administration der Fakultät Technik und Informatik.

1.3 Erreichung der Ziele des Vorhabens

Die in der Vorhabensbeschreibung definierten Ziele für die HAW konnten erreicht werden. Im Gesamtprojekt FLECS wäre es wünschenswert gewesen, eine noch intensivere Zusammenarbeit zwischen den einzelnen Projektmitgliedern zu gewährleisten.

1.4 Relevante Ergebnisse Dritter

Die relevanten Ergebnisse Dritter wurden im 1. Zwischenbericht zusammengefasst. Patente und Schutzrechte haben bei der Erstellung der Software keine Bedeutung.

1.5 Änderungen in der Zielsetzung

Die schon im 1. Zwischenbericht aufgeführte stärkere Betonung der Projektergebnisse auf eine Erarbeitung von soliden Grundlagen blieb während der gesamten Projektlaufzeit bestehen. Bis zum offiziellen Projekt Ende am 15.10.2007 konnten die Erstellung der einzelnen Komponenten, sowie aufwendiger Simulationsmodelle erstellt werden. Die Simulationsbibliothek umfasst aus der Praxis geforderte spezielle Komponenten (entsprechend der Technischen Niederschrift von Airbus zum WP 2), sowie allgemeine Modelle.

1.6 Verwertung der Ergebnisse

Durch das Forschungsvorhaben wurde in systematischer Weise eine Modellbibliothek für die Simulation von Flugzeugklimaanlagen erstellt.

Verwertung bei Airbus: Airbus konnte Teilaspekte der Simulation in laufende Projekte übernehmen. Neue elektrische Komponenten werden bei Airbus jetzt in der Weise modelliert, wie es sich im Rahmen von FLECS als sinnvoll ergeben hat. Die Simulation der Klimaanlage von neuen Flugzeugprojekten soll auf Basis von FLECS erfolgen. Durch verbesserte Möglichkeiten der Simulation besteht auch die Möglichkeit die Klimaanlage von zukünftigen Flugzeugprojekten zu verbessern hinsichtlich Effizienz und Passagierkomfort.

Verwertung bei CeBeNetwork: Die gemeinsamen Arbeiten und damit auch die Kontakte von CeBeNetwork zu Airbus haben CeBeNetwork neue Möglichkeiten für Aufträge bei Airbus geschaffen. Die Zusammenarbeit zwischen den Luftfahrtstandorten Hamburg und Bremen konnte vertieft werden. Neue Forschungsprojekte im Verbund von Hamburg und Bremen könnten auf den gemeinsamen Erfahrungen aufbauen.

Verwertung an der HAW: Die HAW konnte mit FLECS ihr Know-How im Bereich der Kabinensysteme erweitern, durch wissenschaftliche Veröffentlichungen ihr Profil schärfen und weitere Drittmittel einwerben.

Verwertung im Bereich der Lehre: Der Know-How-Erwerb im Bereich der Kabinensysteme durch FLECS ist vor allem wichtig, weil ein neuer Studienschwerpunkt "Kabine und Kabinensysteme" im Studiengang Flugzeugbau der HAW eingeführt wurde. In der Vorlesung "Auslegung von Flugzeugsystemen" wurde ein Schwerpunkt auf die Klimaanlage gelegt. Gastdozenten von Airbus sowie Herr Dr. Müller haben sich am Unterricht beteiligt und ihre Erfahrung den Studenten vermittelt. Siehe dazu: <http://AFS.ProfScholz.de>. Studenten haben sich mit Projekt- und Diplomarbeiten an FLECS beteiligt und dabei nicht nur industrienah gearbeitet, sondern auch einen Einblick in die Luftfahrtwissenschaft bekommen (Forschungsprojekt, Veröffentlichungen, Kongresse).

Verwertung im Bereich der Wissenschaft: Aus FLECS resultierten bisher 3 wissenschaftliche Veröffentlichungen (siehe Anhang) mit Vortrag. Die öffentlich verfügbaren Erkenntnisse über Flugzeugklimaanlagen und ihre Simulation wurden damit erweitert. Die Veröffentlichungen sind wieder eine Voraussetzung für die Bewilligung neuer Projekte. Fachliche Kontakte ergaben sich über FLECS auch zu Liebherr Aerospace Lindenberg (Dipl.-Ing. Alfred Sauterleute) am 01.06.2006 und zu Liebherr Aerospace Toulouse. Mit FLECS wurde nicht zuletzt auch der Grundstein für eine neue Forschungsgruppe an der HAW gelegt: Aero – Aircraft Design and Systems Group (<http://Aero.ProfScholz.de>).

Verwertung im Bereich der Auftragsforschung: Aus FLECS ergab sich ein kleiner Auftrag von Airbus zur Simulation der Reservoirs im Hydrauliksystem. Dieser Auftrag zeigt sehr schön, dass die Ergebnisse aus FLECS teilweise sehr grundsätzlicher Natur sind und auf verwandte Bereiche übertragbar sind. Mit dem Auftrag "FLECS-Fortführung" von Airbus können die Arbeiten an FLECS im Sinne der industriellen Anwendung vertieft werden. Dieser Auftrag zeigt, dass FLECS Ergebnisse geliefert hat, die in der Industrie anwendbar sind und auf denen aufgebaut werden kann. Eine Anfrage liegt vor zur Simulation des Sauerstoffsystems. FLECS soll in diesem Sinne auch in Zukunft für die Bearbeitung von Simulationen der Flugzeugsysteme weiter eingesetzt werden.

1.7 Zusammenarbeit mit den Projektpartnern

1.7.1 Zusammenarbeit mit CBN

Bis zum November 2006 war innerhalb der CeBeNetwork GmbH, Bremen (CBN) Herr Carsten Erdmann zuständig für das FLECS Projekt. Aufgrund einer internen Umstrukturierung kam es zu einem personellen Wechsel. Ab November 2006 hat Herr Matthias Haaren die inhaltliche Verantwortung für FLECS übernommen. Am 04.09.2007 ist CBN aus dem FLECS-Projekt ausgeschieden

Projektleiter für FLECS bei CBN ist

Dipl.-Ing. Wolfgang Schmid
CeBeNetwork GmbH
Flughafenallee 28
28199 Bremen
Tel.: 0421-558364-67
Fax: 0421-558364-42
wschmid@cebenetwork.de

Das Projekt FLECS wurde bei CBN bis November 2006 bearbeitet von

Dipl.-Biol. Carsten Erdmann
CeBeNetwork GmbH
Hein-Saß-Weg 36
21129 Hamburg
Tel.: 040-333987-16
Fax: 040-333987-29
cerdmann@cebenetwork.com

Ab November 2006 bearbeitet bei CBN das Projekt FLECS

Dipl.-Ing. Matthias Haaren
CeBeNetwork GmbH
Hein-Saß-Weg 36
21129 Hamburg
Tel.: 040-333987-19
Fax: 040-40-33987-29
mhaaren@cebenetwork.com

Sowohl Herr Erdmann wie auch Herr Haaren besaßen eine Zugangs- und Arbeitsberechtigung an der HAW (**HAW 2006**). Herr Erdmann und Herr Haaren erhielten ihre fachlichen

Anregungen und Aufgaben während der ca. monatlich stattfindenden Projektbesprechungen (siehe 1.7.3.).

1.7.2 Zusammenarbeit mit Airbus

Die wissenschaftliche Koordination für FLECS und den Hauptteil der konkreten Mitarbeit am Projekt übernahm bei Airbus

Dr.-Ing. Tim Giese
Technology & Processes - EYVAT
Airbus Deutschland GmbH
Kreetslag 10
21129 Hamburg
Tel.: 040-743-80110
Fax.: 040-743-73787
tim.giese@airbus.com

Die formale Einbindung von FLECS in die Forschungsprojekte bei Airbus übernahm

Dr.-Ing. Georg Mühlthaler
Environmental Control Systems - Future Technologies - EYVAT
Airbus Deutschland GmbH
Kreetslag 10
21129 Hamburg
Tel.: 040-743-78487
Fax: 040-743-73787
georg.muehlthaler@airbus.com

Eine Zusammenarbeit mit Airbus erfolgte im Rahmen der Projektbesprechungen, durch E-Mail, Telefon, bzw. über Datenaustausch mit Hilfe des BSCW-Servers.

Zudem wurden persönliche Treffen von Herrn Giese (AD) und Herrn Müller (HAW) durchgeführt. Während dieser Treffen wurden fachliche Fragen, die sich bei der konkreten Umsetzung von Simulationsmodellen ergeben haben, diskutiert.

1.7.3 Trilaterale Zusammenarbeit

Besprechungen

Innerhalb der Projektbesprechungen wurden die Arbeitsfortschritte der einzelnen Partner vorgetragen und diskutiert, sowie Fakten, die das Projektmanagement betrafen, besprochen. Die Besprechungen fanden regelmäßig statt und wurden durch ein Protokoll dokumentiert. Es wurden folgende Besprechungen durchgeführt:

- Kick-Off Meeting am 09.06.05, 15:30 - 18:00 Uhr
- 2. FLECS-Treffen am 06.07.05, 10:00 - 12:30 Uhr
- 3. FLECS-Treffen am 31.08.05, 09:30 - 12:30 Uhr
- 4. FLECS-Treffen am 19.09.05, 14:00 – 16:30 Uhr
- 5. FLECS-Treffen am 10.10.05, 13:00 – 19:00 Uhr
- 6. FLECS-Treffen am 05.12.05, 09:00 - 12:30 Uhr
- 7. FLECS-Treffen am 09.01.06, 10:00 - 15:00 Uhr
- 8. FLECS-Treffen am 15.02.06, 10:00 - 14:00 Uhr
- 9. FLECS-Treffen am 16.03.06, 10:00 - 13:00 Uhr
- 10. FLECS-Treffen am 27.04.06, 10:00 - 13:00 Uhr
- 11. FLECS-Treffen am 29.05.06, 09:30 - 13:45 Uhr
- 12. FLECS-Treffen am 30.08.06, 09:30 - 13:45 Uhr
- 13. FLECS-Treffen am 02.11.06, 09:30 - 13:00 Uhr
- 14. FLECS-Treffen am 07.12.06, 10:00 - 13:00 Uhr
- 15. FLECS-Treffen am 05.02.07, 09:00 - 13:00 Uhr
- 16. FLECS-Treffen am 20.03.07, 09:00 - 12:30 Uhr
- 17. FLECS-Treffen am 08.05.07, 09:00 - 12:30 Uhr
- 18. FLECS-Treffen am 22.06.07, 09:00 - 13:00 Uhr
- 19. FLECS-Treffen am 31.08.07, 09:00 - 13:00 Uhr

Zusammenarbeit der Partner über das Internet

Die Nutzung eines Servers auf dem eine Software "Basic Support for Cooperative Work" (BSCW) (**OrbiTeam 2004, OrbiTeam 2007**) installiert ist, hat sich als sinnvolles Mittel für die Zusammenarbeit der einzelnen Partner herausgestellt. Als ein weiteres Werkzeug wurde von CBN das Programm Subversion/Tortoise in das Projekt eingeführt. Mit Hilfe von Subversion/Tortoise (**Subversion 2007, Tortoise 2007**) kann eine Versionsverwaltung der FLECS Datenbank durchgeführt werden. Die Erkenntnisse werden von AD als ein Projektergebnis gesehen, und können dazu führen, dass Subversion/Tortoise bei AD eingeführt wird.

Trilateraler Kooperationsvertrag

Am 05.10.2006 wurde ein Kooperationsvertrag zwischen AD, CBN und der HAW (**CBN-HAW-AD 2006**) unterschrieben.

Die Gliederung des Vertrages ist:

- Vorbemerkung
- § 1 Informationsaustausch, Berichte, Nutzungsrechte
- § 2 Geheimhaltung
- § 3 Haftung
- § 4 Schlussbestimmungen

2 Technischer Bericht

Dieser technische Bericht basiert auf den Veröffentlichungen im Rahmen des International Workshop on Aircraft System Technologies (AST 2007), des Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2007, First CEAS European Air and Space Conference (CEAS 2007) und des DGLR, Fachausschuss T5.4: 49. Fachausschusssitzung Anthropotechnik - Stand und Perspektiven der simulationsgestützten Systemgestaltung (T5.4 2007). Eine Zusammenstellung der Ergebnisse von Airbus Deutschland (AD) und der CeBeNetwork GmbH (CBN) wurden in Abschnitt 1.1.1 bzw. 1.1.3 besprochen.

Der Aufbau von Luftverteilungssystemen verlangt Volumen und Strömungswiderstände, deren Beschreibung der physikalischen Grundlagen beruht auf thermodynamischen bzw. strömungsmechanischen Formulierungen. Um die definierten Blöcke auch für flugzeugspezifische Simulationen anwenden zu können, wurde eine Unterscheidung in trockene Luft, Wasserdampfgehalt, CO₂-Gehalt und flüssigem Wasser eingeführt. Dabei wurde die Annahme gemacht, dass das flüssige Wasser entweder als Reif oder als Nebel vorliegt. Durch Untersuchungen zur Stabilität und zur Echtzeitfähigkeit, konnte gezeigt werden, dass die innere Struktur der Blöcke zwar aufwendiger wird, die Stabilität der Blöcke aber weiterhin gewährleistet ist. Aufgrund der Erweiterung ist es möglich verschiedene feuchte Luftströme zu mischen bzw. Wasserdampf- und CO₂-Quellen in die Simulation einzubauen. Das physikalische Verhalten eines Menschen kann somit simuliert werden.

Basierend auf diesen allgemeinen Grundelementen lässt sich jede Art von Luftverteilungsnetzwerken aufbauen. Spezielle Elemente, wie z.B. die Kühl turbine oder der Kompressor liegen in der Datenbank als Strömungswiderstände vor. Jeder Strömungswiderstand benötigt als Nachbarelemente Volumen, oder druckgebende Elemente, wie z.B. einen Knoten (siehe Bild 2.1)



Bild 2.1 Anordnung eines Strömungswiderstandes zwischen zwei Volumenen.

Die entwickelten Volumen können mit Kondensations- und Verdampfungsprozessen gekoppelt werden, was eine allgemeine Beschreibung einer Mischkammer zulässt. Aus dem in Bild 2.1 gezeigten Grundelement wurde ein Modell eines T-Verbinders aufgebaut. Dieses Modell wurde zur Überprüfung der Stabilität bei hochdynamischen Simulationen verwendet.

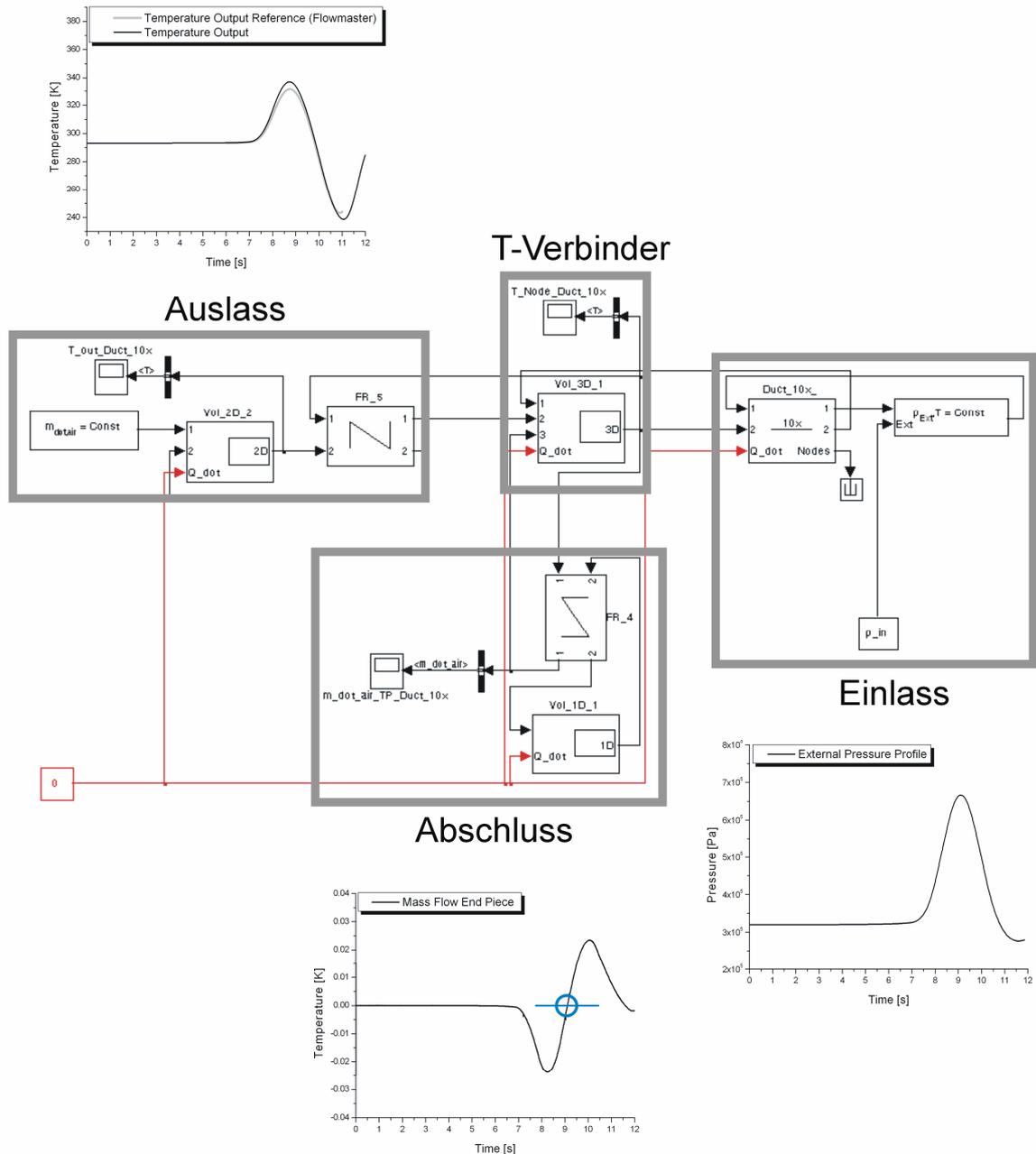


Bild 2.2 Hochdynamische Simulation eines T-Verbinders.

Über den Einlass wurde eine steile Druckrampe in das System eingespeist (Siehe Bild 2.2, Teilbild rechts). Die Systemantwort (Temperaturprofil) ist in Bild 2.2, Teilbild oben gezeigt. Die Gesamtsimulation zeigt ein hohes Maß an Stabilität, was sich anhand der Massenstromkurve vom T-Verbinder in das Abschlusselement gezeigt werden kann (siehe Bild 2.2, Teilbild unten). Die in Bild 2.2, Teilbild unten gezeigte Massenstromkurve weist einen Vorzeichenwechsel auf. Systeme mit einem solchen Verhalten haben in der Regel eine hohe Anfälligkeit Instabilitäten zu zeigen.

Die Systemantwort, als Temperaturprofil (siehe Bild 2.2, Teilbild oben), wurde mit Daten eines anderen Strömungsprogramms verglichen (Flowmaster). Die Übereinstimmung zwischen en beiden Programmen ist sehr gut.

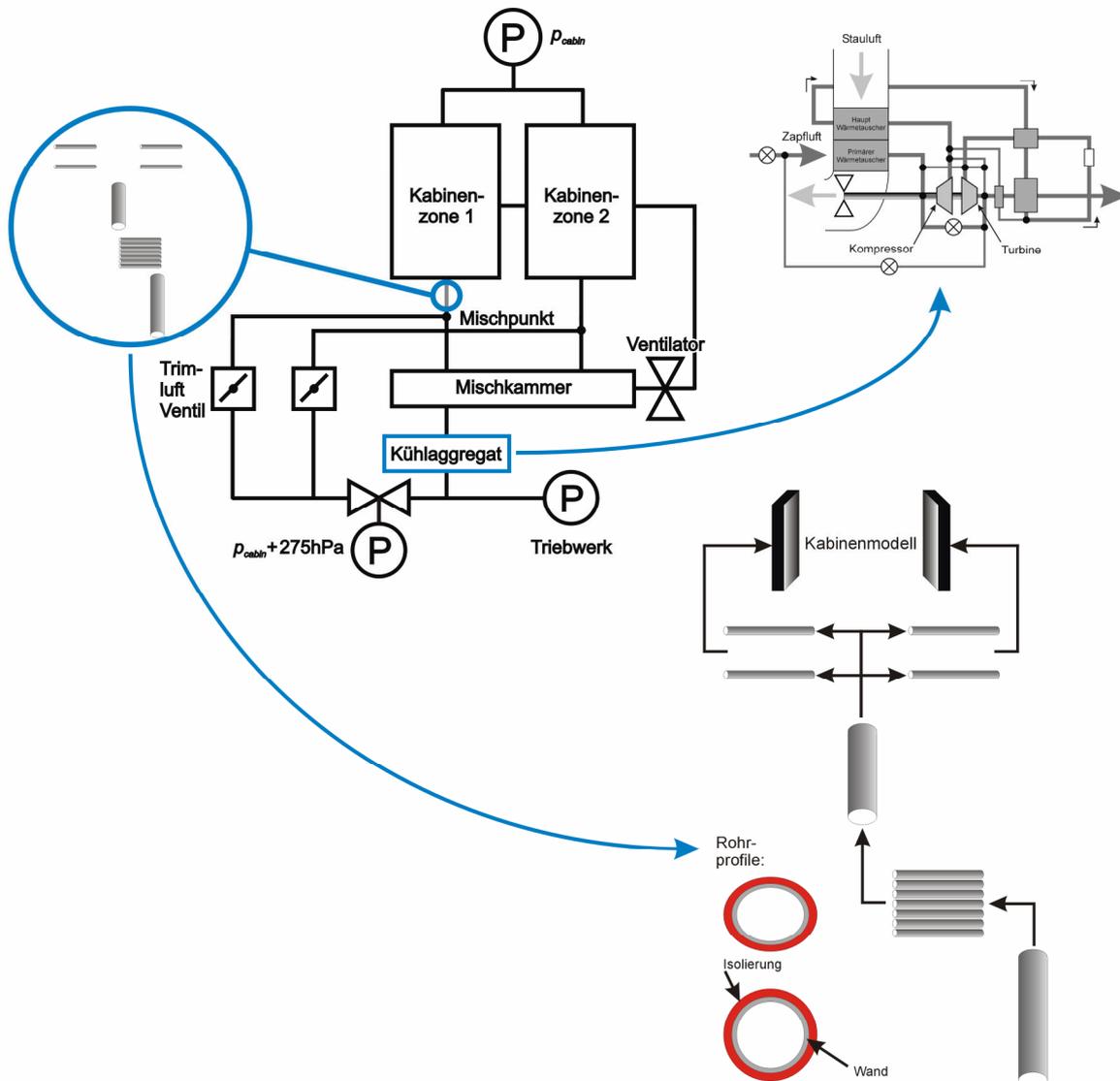


Bild 2.3 Simulation eines Rohrleitungssystems zwischen dem Mischpunkt und der Kabine. Im Teilbild rechts, oben ist der detaillierte Aufbau eines Kühlaggregats gezeigt.

Mit Hilfe von Messdaten, die während eines A340-600 Testflugs gemessen wurde das in Bild 2.3, Teilbild links, oben gezeigte Simulationsmodell validiert. Vom Mischpunkt, indem die Luft aus der Mischkammer und dem Trimluftsystem zusammengeführt wird, strömt die Luft in die entsprechende Kabinenzone ein. Die Parameter des in Bild 2.3, Teilbild unten, rechts gezeigten Rohrleitungssystem sind bekannt.

Die Übereinstimmung zwischen der gemessenen Temperatur am Kabineneinlass und dem simulierten Temperaturprofile ist in Bild 2.4 gezeigt.

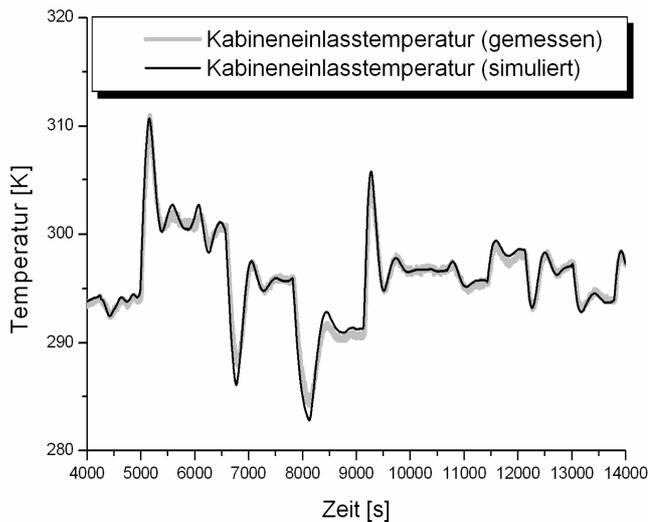


Bild 2.4 Vergleich der gemessenen Kabineneinlasstemperatur und dem simulierten Temperaturprofil.

Das moderne Kühlaggregat eines Flugzeugs kann aus einer Kombination aus einer Kühlturbine, einem Kompressor, einem Stauluftventilator und Wärmetauschern aufgebaut werden (siehe Bild 2.3, Teilbild oben, rechts). Für die verwendeten Wärmetauscher wurde ein dynamisches Modell entwickelt, das anhand der bekannten Effizienzkurven auf die charakteristische Zeitkonstante des Wärmetauschers zurückrechnet.

Das Simulationsmodell des Kühlaggregats wurde mit Hilfe von Herstellerreferenzdaten validiert. Das Ergebnis dieser Validation ist in Bild 2.5 gezeigt.

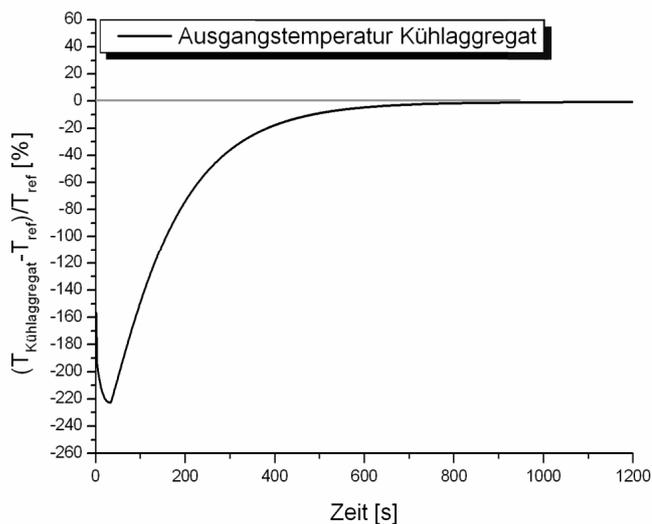


Bild 2.5 Simulierte Ausgangstemperatur eines Kühlaggregats, unter der Berücksichtigung der thermischen Kapazität der Wärmetauscher. Die Temperaturwerte wurden als relative Abweichung zu vom Hersteller gegebenen Referenzwerten aufgetragen

Mit Hilfe der validierten Komponenten der FLECS-Datenbank lässt sich ein Gesamtmodell für eine Temperaturregelung der Kabine aufbauen. Die in Bild 2.6 gezeigte Simulation besteht aus zwei Kabinenzonen, die unabhängig auf verschiedene Solltemperaturen geregelt werden können.

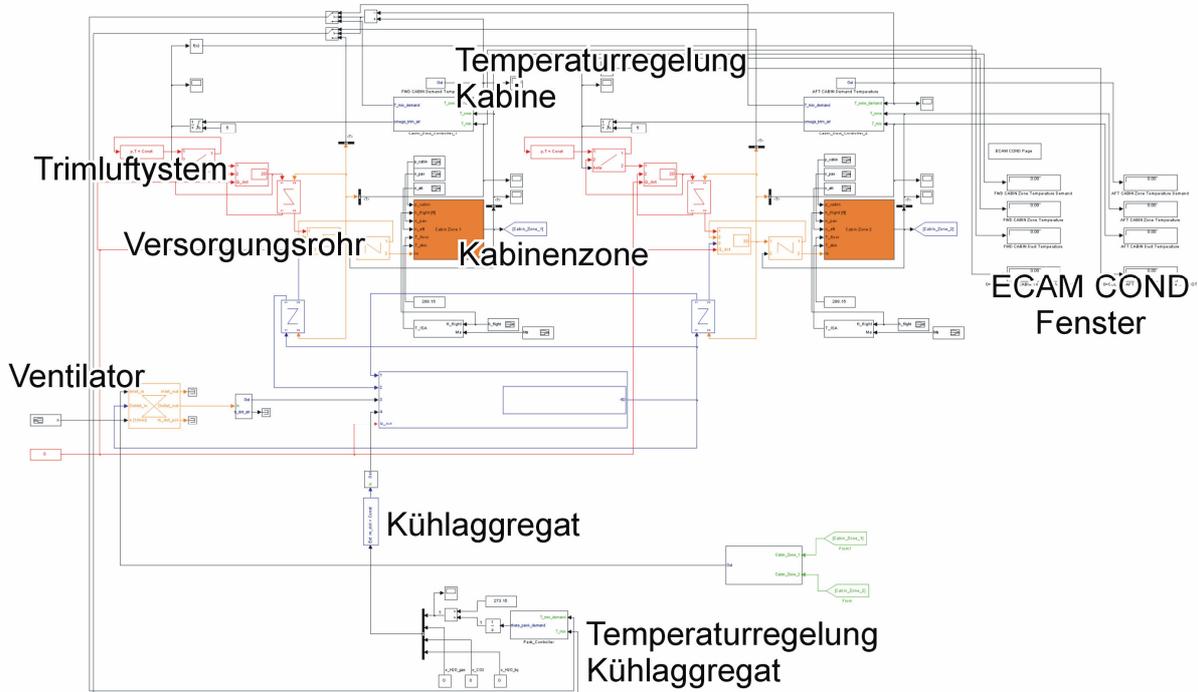


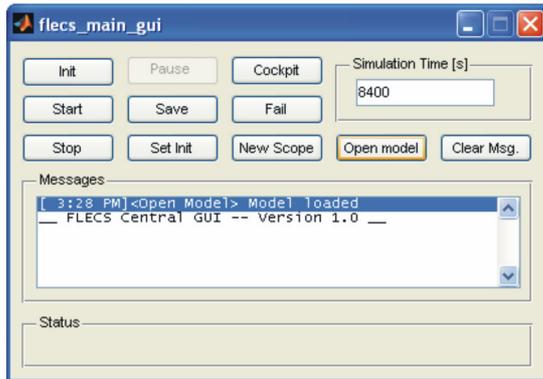
Bild 2.6 Simulationsmodell der Temperaturregelung einer Kabine bestehen aus zwei Kabinenzonen.

Die in Bild 2.6 gezeigte Simulation kann über die von CBN entwickelten grafischen Benutzeroberflächen (siehe Bild 2.7) gesteuert werden.

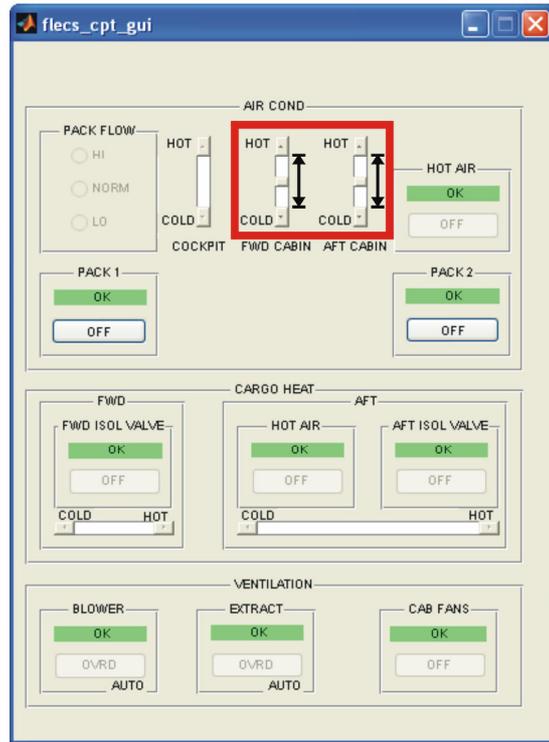
Über das Haupt-GUI kann die Simulation gesteuert werden. Das Cockpit-GUI erlaubt interaktiv in die Simulation einzugreifen. So können z.B. die Solltemperaturen für die beiden Kabinenzonen über Schieberegler eingestellt werden. Diese Änderungen werden in Echtzeit von der Simulation umgesetzt, und erlauben somit eine Steuerung während die Simulation noch läuft. Die Systemantwort auf die vom Benutzer veränderten Werte, ist in Bild 2.7 gezeigt.

Anstatt dem in Bild 2.3 oben rechts gezeigten Aufbau eines Kühlaggregats kann ein Kaltdampfkühlaggregat verwendet werden (siehe Bild 2.8). Die Vorarbeiten für den Aufbau eines Simulationsmodells einer Kaltdampfanlage sind abgeschlossen. Innerhalb der „FLECS-Fortführung“ soll ein vollständiges Simulationsmodell erarbeitet werden.

Haupt-GUI



Cockpit-GUI



Systemantwort

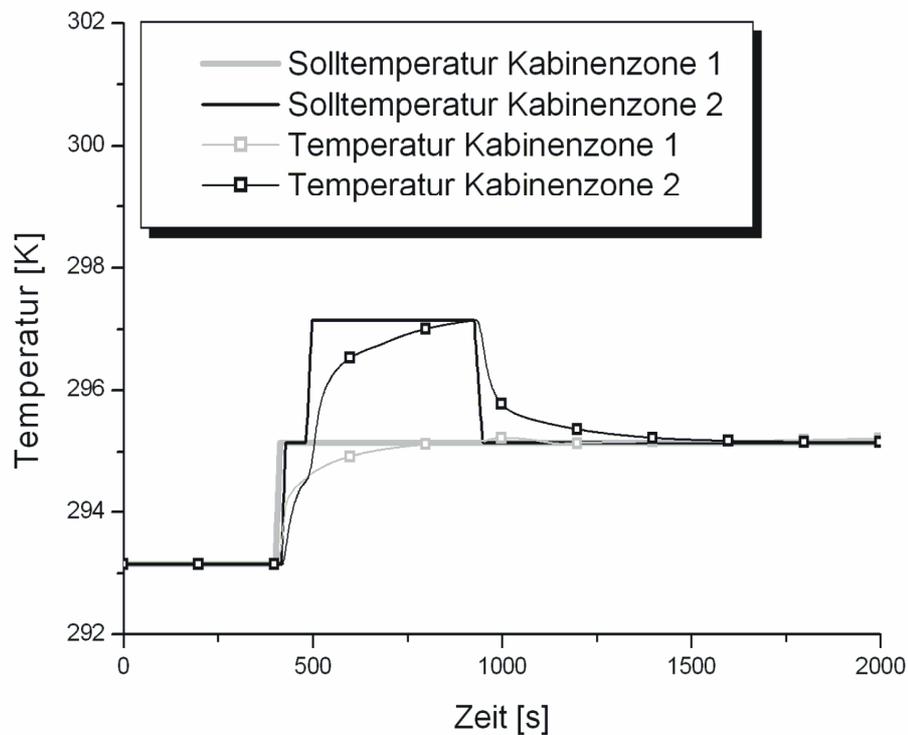


Bild 2.7

Die grafischen Benutzeroberflächen der FLECS-Datenbank. Über das Cockpit-GUI kann interaktiv vom Benutzer in die Simulation eingegriffen werden (siehe rot markierter Bereich).

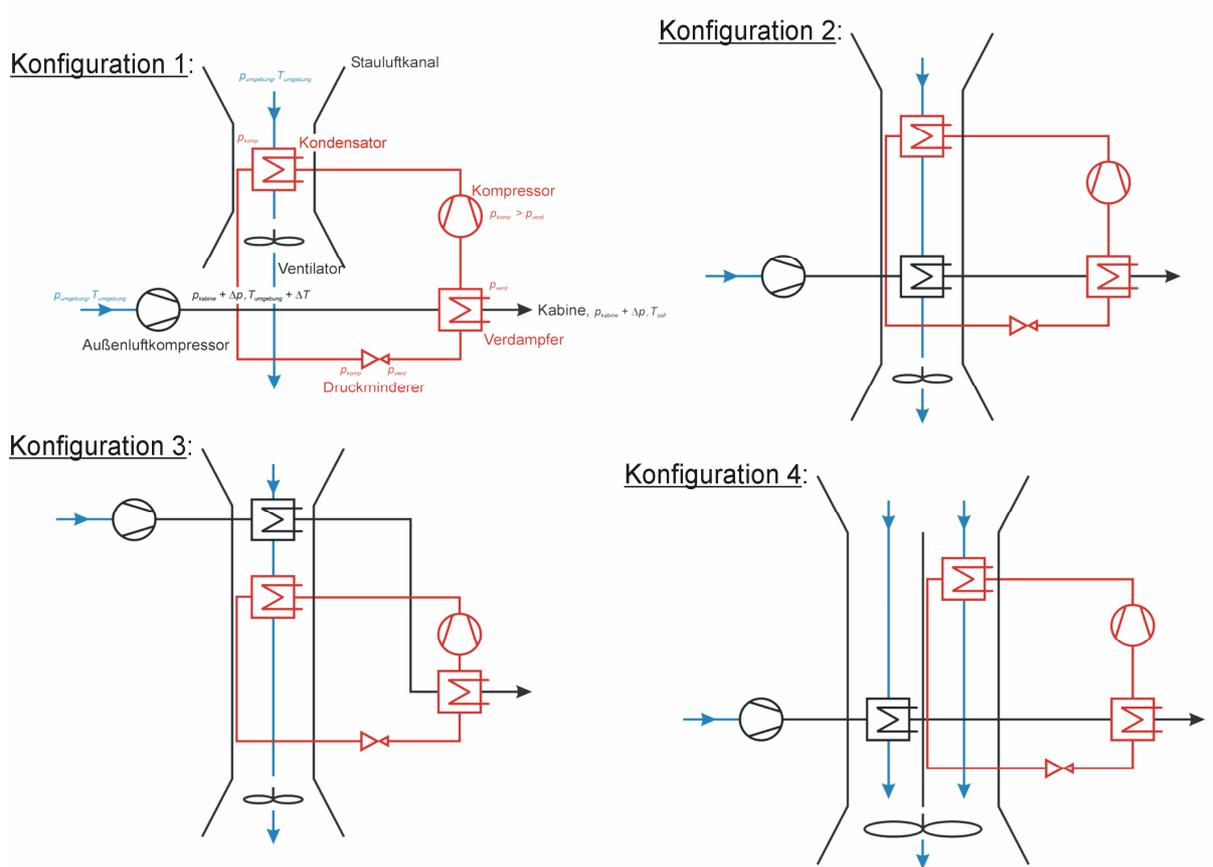


Bild 2.8 Die verschiedenen prinzipiell möglichen Konfigurationen eines Kaltdampf Kühlaggregats.

3 Veröffentlichungen, Vorträge

Der Aufbau und die Ziele des FLECS-Projekts wurden in mehreren Pressemitteilungen, Kurzberichten und Kurzvorträgen dargestellt.

- Artikel im Online Newsletter der HAW (<http://newsletter.haw-hamburg.de>)
- Artikel im Online Newsletter der HAW. Vortrag von Liebherr-Aerospace Lindenberg an der HAW (<http://newsletter.haw-hamburg.de>)
- Kurzbericht für LVS-Antrag (Prof. Scholz) FLECS (WiSe05/06+SoSe06)
- Veröffentlichung in Zeitschrift "Mobiles" des Departments Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau (<http://www.mobiles.de>)
- Bremens Wirtschaftssenator Kastendiek am 21.07.2005 in Hamburg. Einer der Gesprächspunkte: "Senatoren fördern Forschungs- und Entwicklungsprojekt für den Luftfahrtstandort Norddeutschland: FLECS"
- Artikel über FLECS in "Die Neue Hochschule" 4-5/2005 (<http://www.hlb.de/dnh/dnh-4-5-05.html>)
- Vortrag beim Workshop der Initiative Luftfahrtstandort Hamburg (Hamburg, 26. Januar 2006)

Seit dem Programmstart sind zu FLECS einige Veröffentlichungen und Vorträge im Rahmen von Kongressen erstellt worden.

Beiträge auf Kongressen und Workshops:

- 1.) Während des **ICAS Kongress** in Hamburg am 03. - 08. September 2006 wurde die Simulation eines Wärmetauschers mit Simulink vorgestellt (**Schulz 2006**).
- 2.) Eine Beschreibung des Aufbaus der FLECS Datenbank und der physikalischen Grundlagen wurde in einem Vortrag und einer **Veröffentlichung im Rahmen des International Workshop on Aircraft System Technologies (AST 2007)** (Hamburg, 29. – 30. März 2007) gegeben. Dabei wurde das Projekt einem wissenschaftlichen und industrienahen Publikum präsentiert. Das Paper befindet sich im Anhang A dieses Berichtes. Paper und Präsentation sind auf der CD-ROM zum Bericht enthalten.
- 3.) Die Validierung des Kabinenmodells und von Rohrstrecken wurden in einem Vortrag und einer **Veröffentlichung im Rahmen des Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2007, First CEAS European Air and Space Conference (CEAS 2007)** (Berlin, 10. – 13. September 2007) vorgestellt. Das Paper befindet sich im Anhang B dieses Berichtes. Paper und Präsentation sind auf der CD-ROM zum Bericht enthalten.
- 4.) Die Validierung eines Modells des Kühlaggregats und die Entwicklung eines dynamischen Modells eines Wärmetauschers wurden in einem Vortrag und einer **Veröffentlichung im Rahmen des DGLR, Fachausschuss T5.4: 49. Fachausschusssitzung Anthropotechnik - Stand und Perspektiven der simulationsgestützten Systemgestaltung (T5.4 2007)** (Airbus, Hamburg, 18. - 19.

Oktober 2007) vorgestellt. Das Paper befindet sich im Anhang C dieses Berichtes. Paper und Präsentation sind auf der CD-ROM zum Bericht enthalten.

- 5.) Angemeldet ist ein Vortrag im Rahmen der 8th AIAA Aircraft Technology, Integration, and Operations Konferenz (ATIO 2008, Anchorage, 14. – 19. September 2008)

Zur Unterstützung des FLECS Projekts wurden **studentische Arbeiten** durchgeführt:

- 1.) KWIATKOWSKI, Mathieu: *Simulation of Components from the Environmental Control System*. Hamburg, HAW, Dept. Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2006
- 2.) SCHULZ, Oliver: *Simulation von Wärmetauschern mit Simulink*. Hamburg, HAW, Dept. Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2006
- 3.) WERNER, Tom: *Literaturrecherche: Verfahren und Programme zur Berechnung von Luftsystemen*. Hamburg, HAW, Dept. Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2006
- 4.) MAHNKEN, Max: *Integration von Kabinensystemen in BWB-Flugzeugkonfigurationen*. Hamburg, HAW, Dept. Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2006
- 5.) MEIER, Johannes: *Simulation von Flugzeugsystemen mit HOPSAN*. Hamburg, HAW, Dept. Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2007

Diese Dokumente können über die Digitale Bibliothek von Prof. Scholz bezogen werden:

<http://Bibliothek.ProfScholz.de>

4 Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur

4.1 Grundlagen der Strömungslehre

- Böswirth 2000** BÖSWIRTH, Leopold: *Technische Strömungslehre*. Wiesbaden : Vieweg, 2000
- Bohl 1998** BOHL, Willi: *Technische Strömungslehre : Stoffeigenschaften von Flüssigkeiten und Gasen, Hydrostatik, Aerostatik, Inkompressible Strömungen, Kompressible Strömungen, Strömungsmesstechnik*. Würzburg : Vogel, 1998
- Herwig 2004** HERWIG, Heinz: *Strömungsmechanik : Eine Systematische Einordnung von Begriffen und Konzepten der Strömungsmechanik*. Wiesbaden : Vieweg, 2004

4.2 Grundlagen der Wärmeübertragung/Thermodynamik

- Baehr 1995** BAEHR, Hans Dieter; TILLNER-ROTH, Reiner: *Thermodynamische Eigenschaften umweltverträglicher Kältemittel*. Berlin : Springer. 1995
- Baehr 2006** BAEHR, Hans Dieter: *Thermodynamik*. Berlin : Springer. 2006
- Chawla 1990** CHAWLA, J. M.; WISKOT, G.: *Wärmeübertragung : Berechnung mit dem PC*. Düsseldorf : VDI, 1992
- Gupta 1998** GUPTA, J. Y.: *Fundamentals of Heat Exchanger and Pressure Vessel Technology*. New York : Hemisphere Publishing Corporation, 1985
- Incropera 2003** INCROPERA, FRANK P.; DEWITT, DAVID P.: *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. New York : John Wiley & Sons, 2002

- Mishra 2004** MISHRA, Manish; DAS, P.K.; SARANG, Sunil: Transient behaviour of crossflow heat exchangers with longitudinal conduction and axial dispersion. In: *International Journal of Heat Transfer*, Vol. 126 (2004), No. 3, pp. 425-433
- Mishra 2006** MISHRA, Manish; DAS, P.K.; SARANG, Sunil: Transient behaviour of crossflow heat exchangers due to perturbations in temperature and flow. In: *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 49 (2006), Issues 5-6, pp. 1083-1089
- Patankar 1980** PATANKAR, Suhas V.: *Numerical heat transfer and fluid flow*. Pristol, PA : Taylor & Francis, 1980
- Podhorsky 1990** PODHORSKY, M.; KRIPS, H.: *Wärmetauscher : Allgemeine Probleme der Konstruktion und Berechnung*. Essen : Vulkan, 1990 (FDBR-Fachbuchreihe, Band 5)
- Roetzel 1998** ROETZEL, Wilfried; XUAN, Yimin: *Dynamic Behaviour of Heat Exchanger*. Southhampton : WitPress, 1999 (Developments in Heat Transfer, Vol. 3)
- Shah 2003** SHAH, Ramesh K.; SEKULIĆ, Dušan P.: *Fundamentals of Heat Exchanger Design*. New York : John Wiley & Sons, 2003
- Thoma 2000** THOMA, J.; OULD BOUAMANA, B.: *Modelling and Simulation in Thermal and Chemical Engineering : A Bond Graph Approach*. Berlin : Springer, 2000
- VDI 2002** VEREIN DEUTSCHER INGENIEURE (Hrsg.): *VDI-Wärmeatlas : Berechnungsblätter für den Wärmeübergang*. Berlin : Springer, 2002
- Wagner 1998** WAGNER, Walter: *Wärmetauscher : Grundlagen, Aufbau und Funktion Thermischer Apparate*. Würzburg : Vogel, 1993

4.3 Grundlagen der Strömungssimulation

- Amies 1977** AMIES, G. E.; PIERCE, N. J.; GREENE, J. B.; LEVEK, R. J.: *Aircraft Hydraulic System Dynamic Analysis*. Ohio : Air Force Aero Propulsion Laboratory, 1977 (Technical Report AFAPL-TR-76-43)

- Engelhardt 1996** ENGELHARDT, Jörg: *Computergestützte Berechnung von hydraulischen Netzen in Passagierflugzeugen*. Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Studienarbeit, 1996
- Idel'chik 1994** IDEL'CHIK, L. E.: *Handbook of Hydraulik Resistance*. Boca Raton : CRC Press, 1994
- Krus 1996** KRUS, Petter; JANSSON, Arne; PALMBERG, Jan-Ove: *Modelling and Simulation of Complex Fluid and Mechanical Systems*. Linköping University, Department of Mechanical Engineering, Division of Fluid and Mechanical Engineering Systems, 1996. –
URL: <http://hydra.ikp.liu.se/~petkr/COSHYpaper/COSHYpaper.html> (2006-04-30)
- Scholz 1999** SCHOLZ, Dieter: *Entwicklung eines CAE- Werkzeuges zum Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen*. Düsseldorf : VDI, 1997 (Fortschritt-Berichte VDI, Reihe 20, Nr. 262)
- Scholz 2003** SCHOLZ, Dieter: Aircraft Systems. In: DAVIES, Mark: *The Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers*. New York : McGraw-Hill, 2003
- Wesseling 2000** WESSELING, Pieter: *Principles of Computational Fluid Dynamics*. Springer : Berlin, 2000
- Wylie 1993** WYLIE, E. B.; STREETER, V. L.: *Fluid Transients in Systems*. Englewood : Printice-Hall, 1993
- Zielke 1971** ZIELKE, W.: Digital Simulation of Airplane Hydraulic Systems : Airplane Hydraulic Control Systems Digital Simulation, Using Method of Characteristics for Distributed Parameter Analysis of Transmission Line Dynamics. In: AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS: *Winter Annual Meeting* (Washington, D.C, Nov. 28-Dec. 2 1971). New York : ASME, 1971, S. 12 ff

4.4 Programme zur Simulation von Strömung und Wärmeübertragung

4.4.1 3-D-Programme

CFdesign®	Blue Ridge Numerics http://www.cfdesign.com
ESATAN®	Alstom http://www.techcentreuk.power.alstom.com
FLUENT®	FLUENT http://www.fluent.com
FloWizard®	FLUENT http://www.fluent.com
SINDA/G®	Network Analysis, Inc. http://www.sinda.com
TMG Thermal®	MAYA Heat Transport Technologies Ltd. http://www.MAYAhtt.com
TMG Flow®	MAYA Heat Transport Technologies Ltd. http://www.MAYAhtt.com

4.4.2 1-D-Programme

EASY5®	MSC Software http://www.mscsoftware.com
FLOWMASTER®	Flowmaster Ltd. http://www.flowmaster.com
HOPSAN	http://www.meksys.ikp.liu.se/flumes/hopsan/

4.5 Veröffentlichungen zum Thema "ECS-Simulation"

- AIR 1823** SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS: *Aerospace Informations Report 1812 : Environmental Control System Transient Analysis Computer Program (EASY)*. Warrendale : SAE, 1986
- He 2001** HE, Jun; ZHAO, Jing-quan: Dynamic Simulation of the Aircraft Environmental Control System. In: *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 14 (2001), No. 3, pp. 129-133
- Oehler 2001** OEHLER, Bettina: Modeling and Simulation of Global Thermal and Fluid Effects in an Aircraft Fuselage. In: SCHMITZ, G.(Hrsg.): *4th International Modelica Conference* (Hamburg University of Technology 2005). Hamburg : TUHH, Department of Thermodynamics, pp. 497-506
- SAE 1991** SAE: *Air Conditioning Systems for Subsonic Airplanes*. Warrendale, PA : Society of Automotive Engineers, 1991 (ARP 85E) .
- Available from SAE (<http://www.sae.org>) (2008-01-15)
- SAE 1995** SAE: *Aircraft Compartment Automatic Temperature Control Systems*. Warrendale, PA : Society of Automotive Engineers, 1995 (ARP 89D).
- Available from SAE (<http://www.sae.org>) (2008-01-15)
- SAE 1999** SAE: *Testing of Airplane Installed Environmental Control Systems (Ecs)*. Warrendale, PA : Society of Automotive Engineers, 1999 (ARP 217D) .
- Available from SAE (<http://www.sae.org>)
- Ziegler 2005** ZIEGLER, Shayne; SHAPIRO, Steven: FLOWMASTER : Computer Simulation of an Aircraft Environmental Control System. UKIP MEDIA & EVENTS: *Aerospace Testing Expo 2006* (Anaheim, California, 8th-10th November 2005). – Vortrag aus dem Hause Flowmaster USA Inc.

4.6 Verwendete Normen

- Eichholz 2005** EICHHOLZ, J.; Airbus Deutschland GmbH, EYVCG : Standardization of Simulation Models in EYV. Hamburg: Airbus, 2005 (EYVC048/05). – Firmenschrift
- DIN 1303** Norm DIN 1303 März 1987. *Vektoren, Matrizen, Tensoren : Zeichen und Begriffe*
- DIN 1304-1** Norm DIN 1304 Teil 1 März 1994. *Formelzeichen : Allgemeine Formelzeichen*
- DIN 1304-5** Norm DIN 1304 Teil 5 September 1989. *Formelzeichen : Formelzeichen für die Strömungsmechanik*
- DIN 1306** Norm DIN 1306 Juni 1984. *Dichte : Begriffe, Angaben*
- DIN 1314** Norm DIN 1314 Februar 1977. *Druck : Grundbegriffe, Einheiten*
- DIN 1345** Norm DIN 1345 Dezember 1993. *Thermodynamik : Grundbegriffe*
- DIN 1338** Norm DIN 1338 August 1996. *Formelschreibweise und Formelsatz*
- DIN 1338/1** Norm Beiblatt 1 zu DIN 1338 April 1996. *Formelschreibweise und Formelsatz : Form der Schriftzeichen*
- DIN 13303-1** Norm DIN 13303 Teil 1 Mai 1982. *Stochastik : Wahrscheinlichkeitstheorie, Gemeinsame Grundbegriffe der mathematischen und der beschreibenden Stochastik, Begriffe und Zeichen*
- DIN 13304** Norm DIN 13304 (nicht mehr aktuell). *Darstellung von Formelzeichen auf Einzeldruckern und Datensichtgeräten*
- DIN 13345** Norm DIN 13345 August 1978. *Thermodynamik und Kinetik chemischer Reaktionen : Formelzeichen, Einheiten*
- DIN 19227** Norm DIN 19227 Februar 1991. *Leittechnik : Graphische Symbole und Kennbuchstaben für die Prozeßleittechnik, Darstellung von Einzelheiten*
- DIN 1946 Teil 1** Norm DIN 1946 Teil 1 Oktober 1988. *Raumlufttechnik : Terminologie und graphische Symbole (VDI-Lüftungsregeln)*
- DIN 2481** Norm DIN 2481 Juni 1979. *Wärmeanlagen : Graphische Symbole*

- DIN 8972 Teil 2** Norm DIN 8972 Teil 2 Juni 1980. *Fließbilder kältetechnischer Anlagen : Zeichnerische Ausführung, graphische Symbole*
- DIN EN 12792** Norm DIN EN 12792 Januar 2004. *Lüftung von Gebäuden : Symbole, Terminologie und graphische Symbole; Deutsche Fassung EN 12792:2003*
- DIN EN 1861** Norm DIN EN 1861 Juli 1998. *Kälteanlagen und Wärmepumpen : Systemfließbilder und Rohrleitungs- und Instrumentenfließbilder ; Gestaltung und Symbole ; Deutsche Fassung EN 1861:1998*
- DIN EN ISO 10628** Norm DIN EN ISO 10628 März 2001. *Fließschemata für verfahrenstechnische Anlagen : Allgemeine Regeln (ISO 10628:1997) ; Deutsche Fassung EN ISO 10628:2000*
- DIN ISO 1219 Teil 1** Norm DIN ISO 1219 Teil 1 März 1996. *Fluidtechnik ; Graphische Symbole und Schaltpläne; Teil 1 : Graphische Symbole (ISO 1219-1:1991)*
- DIN ISO 1219 Teil 1 (Entwurf)** Entwurf DIN ISO 1219 Teil 1 Mai 2004. *Fluidtechnik ; Graphische Symbole und Schaltpläne ; Teil 1 : Graphische Symbole für konventionelle und datentechnische Anwendungen (ISO/DIS 1219-1:2004) ; Entwurf*
- DIN ISO 1219 Teil 2** Norm DIN ISO 1219 Teil 2 November 1996. *Fluidtechnik ; Graphische Symbole und Schaltpläne; Teil 2: Schaltpläne (ISO 1219-2:1995)*

5 Liste der erstellten Dokumentation und Software

Bild 5.1 zeigt die Liste der zu erstellenden Dokumente (deliverables) mit geforderten und tatsächlichen Abgabedaten. In der Dokumentation zum WT 3.1, WT3.3 und WT3.4 wurden zu einer gemeinsamen TN zusammengefasst. Die Ergebnisse zum WT 3.2, WT5.1, WT5.2, WT5.3 und WT5.4 wurden ebenfalls in einer gemeinsamen TN zusammengefasst. Die Arbeitspakete WT4.1 ... WT4.3 wurden von CBN abgearbeitet. Für die Arbeitspakete WT2.1 und WT2.2 lag die Verantwortung bei Airbus.

Liste der Technischen Niederschriften:

FLECS_WP2_TN_SRD-Release	GIESE, Tim: <i>Requirements for Model Library</i> . Hamburg, Airbus Deutschland, 2006, Seiten 63
FLECS_WT3.1_3.3_3.4_TN	MÜLLER, Christian: <i>Physical Description: WT3.1: Preliminary Investigations on ECS-Modeling, WT3.3: Modeling Subsystems, WT3.4: Documentation Mathematical Description</i> . Hamburg, HAW, Dept. Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2007, Seiten 69
FLECS_WT3.2_5.1_5.2_5.3_TN	MÜLLER, Christian: <i>Applications: WT3.2: Parameter and Characteristic Maps, WT5.1: Definition Test Cases, WT5.2: Validation Subsystems, WT5.3: Validation Basis Concept</i> . Hamburg, HAW, Dept. Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2007, Seiten 108
FLECS_WT3.4_TN_FORMELZEICHEN	MÜLLER, Christian, SCHOLZ, Dieter: <i>Formelzeichen im Projekt FLECS</i> . Hamburg, HAW, Dept. Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2007, Seiten 17
FLECS_WT4.1_TN_CBN	ERDMANN, Carsten: <i>Results of the Preliminary Survey of Tool Capabilities (WT 4.1)</i> . Hamburg, CeBeNetwork, 2006, Seiten 23

FLECS_WT4.1_TN_CBN

HAAREN, Matthias; ERDMANN, Carsten: *The FLECS Library: Definition of the Software Architecture (WT 4.2)*. Hamburg, CeBeNetwork, 2007, Seiten 25

Liste mit Softwaremodule:

Gundelemente:

- Allgemeine Volumenelemente (1 ... 4 Eingänge)
- Strömungsknoten (Unabhängig von der Strömungsrichtung, 2 ... 4 Eingänge)
- Mischpunkte (Abhängig von der Strömungsrichtung)
- Allgemeine Strömungswiderstände
- Rohre (Diskretisierung: 1 und 10)
- Rohre mit Wärmeübertragung (Diskretisierung: 1 und 5)
- Ventile (Inkompressibel und kompressible Strömungsgleichung)
- Wärmeübertragungselemente (Konvektion, Wärmeleitung und Wärmestrahlung)
- Druckquellen und -senken
- Massenstromquellen und -senken
- Sensoren

Detailliertere Elemente:

- Mischkammern (Allgemeines Volumen unter Berücksichtigung von Kondensations- und Verdampfungsprozessen)
- Wärmetauscher (Statische und dynamische Beschreibung)
- Kompressor
- Turbine
- Ventilator

Flugzeugspezifische Elemente:

- Regler
- Kabinenmodell
- Kühlaggregat

	Termin gem. Zusatzvertrag	verantwortlich	Airbus	Termin erledigt	HAW	Termin erledigt	CeBeNetwork	Termin erledigt	Bemerkung
WT 2.1 Anforderungen an Modellbibliothek	31.12.2005	Airbus	TN	31.08.2005					WT 2.1 und WT 2.2 wurden kombiniert
WT 2.2 Def. Schnittstellen zur Syst.-Entwicklung	30.04.2006	Airbus	TN	03.11.2005					WT 2.1 und WT 2.2 wurden kombiniert
WP 2 Endfassung	30.04.2006	Airbus	TN	30.04.2005					
WT 3.1 Voruntersuchungen zur Modellbildung	31.12.2005	HAW							WT 3.1, WT 3.3 und WT3.4 wurden kombiniert
WT 3.2 Ermittlung: Parameter & Kennwerte	30.04.2006	Airbu/HAW	TN	15.01.2007					WT 3.2 und WT 5.1 - WT5.4 wurden kombiniert
WT 3.3 Modellbildung Subsysteme	31.12.2006	HAW							WT 3.1, WT 3.3 und WT3.4 wurden kombiniert
WT 3.4 Dokumentation zur Modellbildung	30.04.2007	HAW							
WT 4.1 Voruntersuchungen Bibliotheksentwurf	31.12.2005	CeBeNetwork							
WT 4.2 Definition Softwarearchitektur	30.04.2006	CeBeNetwork							30.08.2006
WT 4.3 Erstellung der Benutzeroberfläche	31.12.2006	CeBeNetwork							28.09.2007
WT 4.4 Dokumentation Modellbibliothek	30.04.2007	CeBeNetwork							
WT 5.1 Definition von Testfällen	31.12.2006	HAW							WT 3.2 und WT 5.1 - WT5.4 wurden kombiniert
WT 5.2 Validation Subsysteme	30.04.2007	HAW							WT 3.2 und WT 5.1 - WT5.4 wurden kombiniert
WT 5.3 Integration eines Basissystems	04.09.2007	HAW							WT 3.2 und WT 5.1 - WT5.4 wurden kombiniert
WT 5.4 Validation des Basiskonzeptes	04.09.2007	HAW							

TN Technische Niederschrift (Technical Note)
 TN-A einzelne Abschnitte aus einer Technischen Niederschrift (Technical Note)
 S Software
 grün Deliverable fertig erstellt.
 grau Die einzelnen TN werden noch überarbeitet.

Stand: 15.01.2007

Bild 5.1: Liste der zu erstellenden Dokumente (deliverables). Die grün gedruckten Dokumente wurden bereits erstellt. Das geforderte und das tatsächlichen Abgabedaten sind angegeben.

Literaturverzeichnis

- BWA 2005a** BEHÖRDE FÜR WIRTSCHAFT UND ARBEIT: *Vertrag zwischen BWA und HAW – Förderkennzeichen HH59*. Hamburg : BWA, 2005. – Vertrag vom 29.06.2005
- BWA 2005b** BEHÖRDE FÜR WIRTSCHAFT UND ARBEIT: *Zusatzvertrag zwischen BWA und HAW*. Hamburg : BWA, 2005. – Vertrag vom 21.10.2005
- BWA 2007** BEHÖRDE FÜR WIRTSCHAFT UND ARBEIT: *Zusatzvertrag zwischen BWA und HAW*. Hamburg : BWA, 2007. – Vertrag vom 05.06.2007
- CBN-HAW-AD 2006** CEBeNETWORK; HAW HAMBURG; AIRBUS DEUTSCHLAND: *Vereinbarung*. Hamburg, Bremen : 2006. – Vertrag vom 05.10.2006
- HAW 2006** HOCHSCHULE FÜR ANGEWANDTE WISSENSCHAFTEN HAMBURG: *Zugangs- und Arbeitsberechtigung für CeBeNetwork GmbH*. HAW : Hamburg, 2006. – Vertrag vom 20.12.2006
- OrbiTeam 2004** ORBITEAM SOFTWARE GMBH: *BSCW 4 Handbuch*. Bonn : Orbi Team, 2004. – Vertrieb: Orbi Team Software GmbH, Endenicher Allee 35, 53121 Bonn
- OrbiTeam 2007** URL: <http://www.bscw.de> (2008-01-15)
- PT-LF 2004** PROJEKTTRÄGER LUFTFAHRTFORSCHUNG UND -TECHNOLOGIE: *Programme der Bundesländer – Merkblatt für Zwischenberichte*. Bonn : PT-LF, 2004. – Anlage 6 zu **BWA 2005a**
- Schulz 2006** SCHULZ, Oliver: *Simulation of Heat Exchangers with Simulink*. ICAS Student Participation Programme (Hamburg, 03. - 08. September 2006). Poster, Hamburg, 2006. –
URL: <http://FLECS.ProfScholz.de> (2008-01-15)
- Subversion 2007** URL: <http://subversion.tigris.org> (2008-01-15)
- Tortoise 2007** URL: <http://tortoisesvn.tigris.org> (2008-01-15)

Anhang A

Veröffentlichung im Rahmen des

**International Workshop on
Aircraft System Technologies
(AST 2007)**

Hamburg, 29. – 30. März 2007

FLECS: FUNCTIONAL LIBRARY OF THE ENVIRONMENTAL CONTROL SYSTEM – A SIMULATION TOOL FOR THE SUPPORT OF INDUSTRIAL PROCESSES

Dieter Scholz¹, Christian Müller*¹, Tim Giese², Carsten Erdmann³

¹Department of Automotive and Aeronautical Engineering
Hamburg University of Applied Sciences
Berliner Tor 9, 20099 Hamburg, Germany

²Validation & Verification, Airbus Deutschland GmbH
Kreetslag 10, 21129, Hamburg, Germany

³CeBeNetwork GmbH
Hein-Saß-Weg 36, 21129 Hamburg, Germany

mueller@fzt.haw-hamburg.de

Abstract

An Environmental Control System (ECS) in an aircraft ensures the correct air temperature and pressure for passengers and crew. The ECS development process requires the simulation of the ECS system functionality in order to find an optimum system configuration and to support sizing of components. FLECS, the "Functional Model Library of the Environmental Control System", is programmed to support this development process. It offers a library of generic models of ECS components and the aircraft cabin. The library is based on the commercial standard simulation software MATLAB/Simulink. FLECS allows the simulation of a network topology of a system, combining heat and mass flows. Fundamental to the simulation are generalized volume and generalized resistance elements – mass flow resistances as well as heat flow resistances for conduction, convection and radiation. The mass flow of predominantly dry air may contain water vapor and CO₂. A highly dynamic sample simulation from FLECS components was compared with results from another verified simulation program: Both results were in good agreement. Various Graphical User Interfaces (GUI) in FLECS support everyday use in the industrial environment.

1 INTRODUCTION

Environmental control system: Heating, cooling, ventilation, distribution and purification of the air as well as control of temperature, pressure and humidity are the tasks of an environmental control system (ECS) on board of aircrafts. Already in the early stage of the air-

craft development, different system architectures need to be compared. Trade studies need to be performed to evaluate one system architecture against another alternative, in order to be able to choose the most suitable one in the end [1]. The many functions of an ECS require many components, which need to be sized and tuned to each other in an optimum way.

Simulation: The ECS development as just described is achieved today with the help of simulation. Three main areas of simulation in the ECS development may be differentiated:

- the calculation of three-dimensional (3D) flow fields in components of the environmental control system or the aircraft cabin by means of Computational Fluid Mechanics (CFD) [2],
- the simulation of one-dimensional (1D) flow in air distribution networks,
- the functional simulation of the environmental control system and the cabin.

An overview of the application of different areas of simulation in ECS is given in [3]. The *functional simulation* is the topic of the project FLECS. It encompasses especially the description of thermodynamics, mechanics and control aspects of the ECS and its components with an emphasis on their dynamics and interaction.

Functional library: The project's aim is to support design activities for innovative air conditioning systems in future passenger aircraft. In order to achieve this, a model library based on the commercial standard software MATLAB/Simulink [4] [5] is programmed. Finally, the library will contain generic simulation models of all relevant components that can be found in the air conditioning system and of thermally relevant components in the aircraft cabin. Information on the FLECS project in [6] and [7].

New technologies in the area of ECS in aircrafts are e.g. bleedless aircraft, vapor cycle system, new control concepts, increase of cabin air humidity and galley cooling. These new technologies require standard components as well as new ones that are modeled in the FLECS project. In this way a functional ECS simulation is built up that ensures the safe introduction and integration of these new technologies in the aircraft.

Literature review: A review [8] showed that many approaches exist of 1D, 3D or functional simulation that have been or could be applied to ECS development. Publications with aircraft ECS applications are e.g. [9] [10] [11]. The goals of FLECS are fully met in none of the contribution found in [8].

2 IMPLEMENTATION OF FLECS IN THE INDUSTRIAL PROCESS OF ENVIRONMENTAL CONTROL SYSTEM DEVELOPMENT

2.1 Product Development: The V-Model in Aircraft System Design

The development process of an aircraft environmental control system follows the widely used V-model [12]. In general the V-model is associated with software development. The application of the V-model in aircraft system development requires further substantiation that is briefly described here and in *Figure 1*.

Starting with the *aircraft top level requirements*, system **requirements** are derived to fulfill the aircraft top level requirements and to add the necessary level of detail for a complete specification of the respective system. The system specification process comprises three different levels of detail. *High level system requirements*, stating global system behavior in the aircraft context are followed by a *functional system specification*. The functional specification is a breakdown of all functions a system has to fulfill, without giving a solution how this function is to be implemented. The implementation down to signal level (for the software parts of a system) or down to a single piece of equipment (for the hardware parts) is described in the *detail specification*.

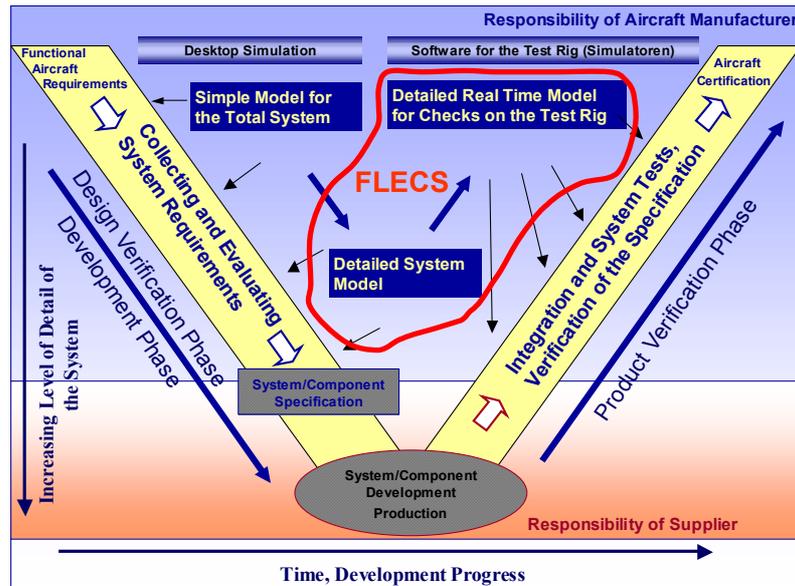


Figure 1 - Simulation in the system development process of an aircraft manufacturer

During the specification process an iterative process of **Design Verification** is carried out, to check if the more and more detailed design fulfills the requirements of the different specification levels. Right after first software and hardware prototypes have been developed, the iterative **Product Verification** processes start. This is to verify, if the now available products comply with the requirements they have been developed to. Usually information and responsibility for a certain task is handed over to another person, department or company. Nevertheless, the final product is integrated into an aircraft, for which the aircraft manufacturer is held responsible.

2.2 Functional Simulation

Functional simulation is a mean to support the aforementioned activities in all phases of the design and to track the development progress. To be supportive to the design process, the simulation activities shall be traceable and as seamless as possible. During early aircraft program concept phases there is the need to **investigate a large number of potential system architectures** in a short time frame with the help of simulation, to find the best candidates for an *optimum architecture*. After down selection of system architectures, simulation models need to be further detailed giving a better insight into the expected system behavior. It shall be possible to enhance the simulation model used for **concept studies** by simply adding more detail without changing the architecture of the simulation model. During this detailing process the number of contributors to such a model is increasing, as more technical disciplines get deeply involved (e.g. thermodynamics group as well as controller design group).

To be compatible to such a process **FLECS follows a strictly modular approach**. Sub-components representing generic physical mechanisms or software functions are assembled to components, representing a piece of aircraft equipment or a certain controller function. Components are grouped into component classes covering major aircraft functions to structure the resulting library. Components of the library are available in three different detail levels "*Pre-Design*", "*Simple Dynamic*" and "*Detailed Dynamic*", to cope with the different needs during different design phases. Interfaces of the components are standardized to ensure easy replacement of components with different detail levels.

If the design process enters the phase of prototypes, there is the need of product verification. For **hardware in the loop (HIL)** testing of controllers, simulated equipment is needed

to close the loop. HIL testing takes place in a real-time environment, which needs *real-time capable* simulation models. Such models are integrated on the test rig as C-code, compiled and linked on the target platform. With the chosen simulation tool for FLECS, MATLAB/Simulink, C-Code can automatically be generated. To fulfill real time constraints for the generated C-Code, the user has to use components up to ‘Simple Dynamic’ level. In addition with a small set of overall modeling guidelines, the usage of these components ensures the later use of desktop models for HIL activities, without adding additional burden to the users of the library.

System designers have the need to use simulation models in two different ways: An **interactive mode**, where the model reacts to interactive user inputs. This is especially useful for design verification activities, when models are used to get a better insight of complex system behavior. On the other hand, there is a need to run a large number of predefined test cases in **batch mode**, to ensure proper system functionality in the whole operational envelope of the system. Furthermore it needs to be ensured, that during system development already verified functions are still working properly (regression testing). Within the FLECS project interactive mode as well as batch mode functionality has been developed (see section 4).

As models get more and more complex during system development, **simulation performance** is an issue in a desktop environment. Surprisingly there are fewer performance constraints on HIL test rigs, because the modular structure of the model allows easy distribution of sub-model parts on to different processor cards. A similar principle is applied to the desktop environment: Within the FLECS project, methods are developed to generate C-Code for sub-models, which include the numerical solver for the sub-model. Different integration step sizes are applied for the different sub-models. This approach results in an optimized use of CPU time, as every sub-model is solved with the most appropriate solver and time step. For future applications it is envisaged to run the sub-models on different CPUs, allowing the creation of comprehensive *Software in the Loop* test environment.

3 MODELING APPROACH AND IMPLEMENTATION IN MATLAB/SIMULINK

3.1 Component Classes, Components and Models

Each component of the Environmental Control System has to be mapped by a MATLAB/Simulink model block. Several **component classes** were defined for FLECS:

- Ambient conditions
- Aircraft boundaries
- Flow resistances
- Flow and pressure sources
- Volumes
- Area models
- Mixing unit
- Heat exchangers
- Air cycle machine and air compressor
- Ram flow
- Vapor cycle systems
- Sensors
- Controls

Each FLECS component class contains a number of **models** for each aircraft **components** considered. The real world behavior has to be reproduced by a physical description using the appropriate functions. To assure high flexibility and a large application range, modeling has to be as general as possible. This leads to three different **model types** "*Detailed Dynamic*". Simplifications of the models introduced in a second step, lead to the types "*Simple Dynamic*" and "*Pre-Design*" that enhance stability of the simulation and reduce simulation time.

3.2 Functions

A dynamic simulation shows the evolution of system parameters with time. The time evolution is expressed by a set of **state equations** (functions). The time series is defined by a time step Δt . At each defined point in time the state equation for each **state variable** has to be solved.

Three different **types of functions** that describe the components have to be distinguished:

1.) Functions that are defined by time-dependant rate equations, which can be expressed in the form $dy(t)/dt = f(y(t);t)$. In general $f(y(t);t)$ is not only a function of $y(t)$, but also a function of other time-dependant variables. Equations according to this type are solved by an integrator and are only solvable, if the initial value for each variable is known.

2.) Functions that are defined by quasi steady equation in the form $y(t) = f(t)$. These equations are solvable without any knowledge of initial values.

3.) Functions that are of steady state type $y(t) = const$.

The interaction of functions of type 1.) and 2.) can cause **stability problems**. Therefore the inner structure of each model block has to be optimized and well tested to ensure numeric stability.

MATLAB/Simulink provides a software platform, which enables to solve functions of type 1.) with two different **solver types**: fixed step solvers and variable step solvers. For the model blocks developed, it was ensured that both solver types work satisfactorily for different processes with different time constants.

Volumes as well as heat rate and flow resistances are at the heart of FLECS. They are the **backbone of an ECS simulation**. For this reason, details in this paper are limited to volumes and resistances. They were used to build up highly dynamic simulations. Such simulations with many components were performed to check the stability and real time capability of FLECS

3.3 Network Topology

FLECS allows the simulation of a network topology. The network topology is a rather universal topology and includes e.g. parallel and series systems. Model blocks can be linked together with signal lines that carry the state variables. In Simulink, it is necessary to connect two neighboring blocks A and B in the topology by two unidirectional signal lines. One signal line sends a number of output variables from A to B, the second line sends output back from B to A. An example of a **combined heat and mass flow system** is shown in *Figure 2* (Note: signal lines are not shown in *Figure 2*). Model blocks are:

- volumes or nodes (nodes have no mass storage capability),
- flow resistances or heat resistances,
- pressure sources, mass flow sinks (that are boundary conditions of the network).

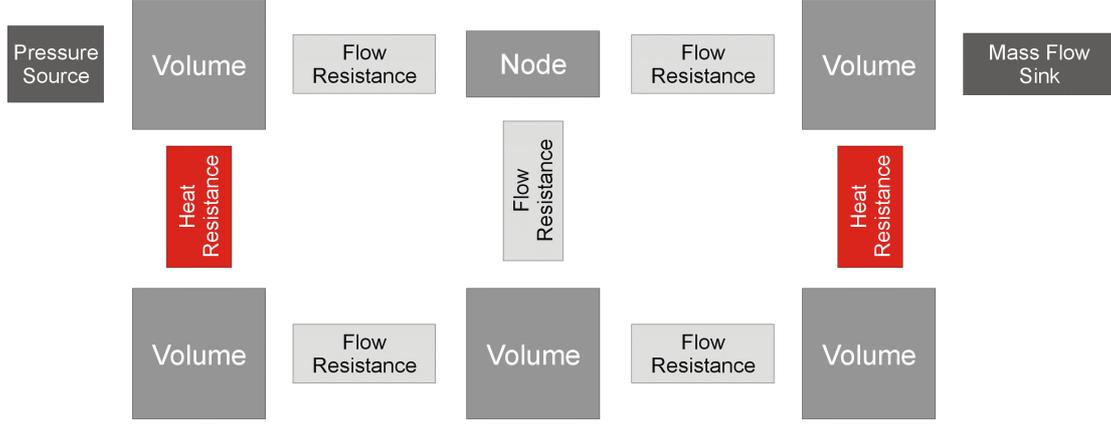


Figure 2 - Example of a network topology of a simulation with heat and mass flows

3.4 Basic Volume

The component class "volumes" in FLECS is characterized by constant volumes (isochore systems). State variables are temperature T , density ρ and pressure p .

The physical behavior of volume elements is based on the **first law of thermodynamics**. FLECS is built for applications where the flow velocities are much smaller than the velocity of sound. In such applications, the kinetic energy at the start and at the end state of a system can be neglected. Differences in height are neglected. In such applications, the potential energy at the start and at the end of a system can be neglected. In this case the differential form of the first law of thermodynamics is

$$\frac{dH(t)}{dt} = (\dot{Q}(t) + \dot{H}^{in-out}(t)) + V(t) \frac{dp(t)}{dt} + \underbrace{\left(p(t) \frac{dV(t)}{dt} \right)}_{=0} \quad (1)$$

The heat transfer rate \dot{Q} is characterized by the external heat transfer processes and will be discussed in Subsection 3.7. \dot{H}^{in-out} specifies the enthalpy flow, which enters into the system, respectively leaves the system. Eq. 1 can be converted into a **state equation of the temperature T** using the definition of the specific enthalpy h ($h=H/m$) and the relation $dh/dt = c_p \cdot dT/dt$ (c_p : specific heat capacity at constant pressure):

$$\frac{dT(t)}{dt} = \frac{1}{V \rho(t) c_p} (\dot{Q}(t) + \dot{H}^{in-out}(t)) - \frac{T(t)}{\rho(t)} \frac{d\rho(t)}{dt} \quad (2)$$

The **state equation of the density ρ** can be derived from the **continuity equation**

$$\frac{d\rho(t)}{dt} = \frac{1}{V} \frac{dm(t)}{dt} = \frac{\dot{m}^{in}(t) - \dot{m}^{out}(t)}{V} \quad (3)$$

The state variables pressure, density and temperature are coupled by the equation of state. For air flow in ECS the ideal gas equation applies. The **state equation for the pressure p** follows from the **ideal gas law**

$$p(t) = R T(t) \rho(t) \quad (4)$$

3.5 Generalized Volume with Air, Water and CO₂

In general, the airflow is composed not only of dry air, but also of a fraction water vapor and a fraction CO₂. The input and output variables (*Table 1*) for a volume element have to be adapted to account for all constituents: air, water and CO₂. The composition of the gas mixture cannot be assumed constant, it is rather a time dependant variable. Therefore the different **contents of water vapor (x_{wv}), CO₂ (x_{CO2}) and water (x_{H2O})** have to be considered separately. x_{wv} , x_{CO2} and x_{H2O} are the ratio of the mass of the corresponding substance and the mass of the dry air. Hence: $x_{wv} = m_{wv} / m_{Air}$, $x_{CO2} = m_{CO2} / m_{Air}$, $x_{H2O} = m_{H2O} / m_{Air}$.

Table 1 - Input and output variables for a volume with air, water vapor and CO₂

input variables	output variables
temperature	pressure
mass flow of air	density
water vapor content	temperature
CO ₂ content	mass of air
water content	water vapor content
	CO ₂ content
	water content

The pressure inside the volume has to be separated into the **partial pressures** of dry air, water vapor and CO₂.

The **gas constants R and specific heat capacities c_p** of these different gases are taken from [13] (valid under standard conditions):

$$R^{Air} = 287.058 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}, \quad R^{wv} = 461.523 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}, \quad R^{CO2} = 188.924 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)},$$

$$c_p^{Air} = 1005 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}, \quad c_p^{wv} = 1870 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)} \text{ and } c_p^{CO2} = 830 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}.$$

In the case of **condensation** the gas has a gain of enthalpie Δh_C , in the case of **evaporation** there is a loss of enthalpie Δh_E inside the water. The specific enthalpies of condensation Δh_C and evaporation Δh_E have the same value and are only functions of the temperature. Inside a wet gas an amount of latent heat is stored.

- During the phase change: gas \rightarrow liquid (condensation) the energy $m_C \Delta h_C$ (m_C : mass of condensed water) is released. Therefore the temperature of the gas in a closed adiabatic system increases.
- During the phase change: liquid \rightarrow gas (evaporation) the free water has to enrage the energy $m_E \Delta h_E$ (m_E : mass of evaporated water) and the temperature in a closed adiabatic system decreases.
- *Eq. 5* considers *condensation*: Mixing is thought of consisting of two independent and consecutive steps:
 - Step 1: Mixing of constituents without condensation.
The resulting temperature is T .
Constituents: m_{Air} , m_{wv} , m_{CO2} , m_{H2O} .
 - Step 2: Instantaneously condensation or evaporation.
The resulting temperature is $T' > T$
Constituents: m_{Air} , $m_{wv}' = m_{wv}^S(T')$, m_{CO2} , $m_{H2O}' = m_{H2O} + (m_{wv} - m_{wv}^S(T'))$

$$\begin{aligned}
 & \underbrace{(m_{Air} c_p^{Air} + m_{WV} c_p^{WV} + m_{CO_2} c_p^{CO_2}) T}_{\text{term 1}} + \underbrace{m_{H_2O} c^{H_2O} T}_{\text{term 2}} = \\
 & \underbrace{(m_{Air} c_p^{Air} + m_{WV}^S(T') c_p^{WV} + m_{CO_2} c_p^{CO_2}) T'}_{\text{term 3}} - \underbrace{(m_{WV} - m_{WV}^S(T')) \Delta h_C}_{\text{term 4}} + \\
 & \underbrace{m_{H_2O} c^{H_2O} T' + (m_{WV} - m_{WV}^S(T')) c^{H_2O} T'}_{\text{term 5}}
 \end{aligned} \tag{5}$$

Term 1 is the enthalpy of the gas after step 1 (mixing).

Term 2 is the enthalpy of the liquid or frozen water after step 1 (mixing).

For liquid water the specific heat is $c^{H_2O} = 4183 \text{ J/(kg K)}$.

For frozen water the specific heat is $c^{H_2O} = 2060 \text{ J/(kg K)}$.

Term 3 is the enthalpy of the gas after step 2 (condensation).

The temperature of the gas mixture has risen to T' .

Term 4 is the condensation heat.

In good approximation Δh_C is set to the value of 2500000 J/kg.

Term 5 is the enthalpy of the liquid or frozen water after step 2 (condensation.)

- *Eq. 5* cannot be solved analytically. Only a numerical solution for a given parameter set can be calculated. An iterative setup has to be chosen (see *Eq. 6*)

Estimation : $T' = T$

$$T_0' \rightarrow m_{WV}^S(T_0') \xrightarrow{\text{Eq.5}} T_1' \rightarrow m_{WV}^S(T_1') \xrightarrow{\text{Eq.5}} T_2' \rightarrow \dots \tag{6}$$

This loop is executed until a certain break condition is satisfied.

- For the *evaporation* process an analogous enthalpy equation can be derived.

3.6 The Generalized Resistance

Flow resistances fix the flow properties in the network. These resistance elements are always linked to a block, which has a defined pressure, density and temperature. The occurrence of a pressure drop Δp in the resistance elements involves a certain mass flows \dot{m} . The enthalpy flow is defined by a mass flows \dot{m} , the temperature T and the specific heat of the transported gas mixture. The input respectively output values are shown in *Table 2*.

Table 2 - Input and output variables for a flow resistance

input variables	output variables
pressure	pressure
density	density
temperature	temperature
water vapor content	mass flow air
CO ₂ content	flow velocity
water content	water vapor content
	CO ₂ content
	water content

The **mass flows** \dot{m} is calculated from the average flow velocity v . The density ρ_{FR} of the flow resistance is assumed to remain constant over the whole length of the flow resistance. Therefore Eq. 7 is limited to systems with incompressible flow properties.

$$\dot{m}(t) = A \rho_{FR}(t) v(t) \quad (7)$$

The **average flow velocity** v is caused by a pressure drop Δp at the apertures that pushes the gas through the flow component with a cross section A .

$$v(t) = \sqrt{|\Delta p(t)| \frac{2}{\rho_{FR}} \frac{1}{\zeta_G(\text{Re}(t))}} \quad (8)$$

The average velocity v is dependant on the **minor loss coefficient** ζ_G . ζ_G can be divided into the friction coefficient $\lambda(\text{Re}(t))$ of the flow and into a minor loss coefficient ζ related to the design of the flow element (see Eq. 9). D is the diameter and L the length of the flow element, assuming that the profile is circular. [14] [15]

$$\zeta_G(\text{Re}(t)) = \frac{L}{D} \lambda(\text{Re}(t)) + \zeta \quad (9)$$

The developed flow model is able to simulate a continuous transition between laminar and turbulent flow. The **friction coefficient** $\lambda(\text{Re})$ is given in [14] as

$$\begin{aligned} \text{laminar flow : } \lambda(\text{Re}) &= \frac{64}{\text{Re}}, \text{ Re} \leq 2320 \\ \text{turbulent flow : } \lambda(\text{Re}) &= 0.3164 \cdot \text{Re}^{-0.25}, \text{ Re} > 2320 \\ \text{mixed flow : } \lambda(\text{Re}) &= \begin{cases} \frac{64}{\text{Re}}, \text{ Re} \leq 1187.384382 \\ 0.3164 \cdot \text{Re}^{-0.25}, \text{ Re} > 1187.384382 \end{cases} \end{aligned} \quad (10)$$

The **Reynolds number** Re depends on the average velocity v . η is the average dynamic viscosity of the air mixture.

$$\text{Re}(t) = \frac{v(t) D \rho(t)}{\eta} \quad (11)$$

The fact, that the average flow velocity v is a function of the Reynolds number Re (see Eq. 8 and 9) but Re is also a function of v (see Eq. 11) requires an **iterative solution**:

$$\begin{aligned} &\text{Estimation : } v_0 \\ &v_0 \rightarrow \text{Re}_0 \rightarrow v_1 \rightarrow \text{Re}_1 \rightarrow \dots \end{aligned} \quad (12)$$

This loop is executed until a certain break condition is satisfied.

Under special conditions in a general flow resistance also compressible flow properties have to be assumed. With the assumption that adiabatic compression respectively adiabatic expansion occurs, the following **compressible mass flow equation** can be used [14] [16].

$$\dot{m} = \frac{A p}{\sqrt{T}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \text{Ma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \text{Ma}^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (13)$$

The Mach number Ma is estimated for a given pressure drop by the incompressible flow equation *Eq. 9* and $\text{Ma} = v a$ with $a = \sqrt{\gamma \bar{R} T}$ the speed of sound (\bar{R} : average gas constant). The pressure and the temperature are taken from neighboring blocks. The specific heat ratio c_p/c_V is called γ .

3.7 Heat Transfer Modeling

Heat transfer units play an important part inside the heat exchangers of an air conditioning system. Three different heat transfer processes can be distinguished: conduction, convection and radiation of heat.

The heat transfer rates for heat **conduction** with a thermal conductivity α [J/(s·m·K)] is expressed by *Eq. 14*. A is the effective surface via which the heat transfer takes place. The thickness of the wall is b .

$$\dot{Q}^{\text{Cond}} = \alpha A \frac{T_1 - T_2}{b} \quad (14)$$

The **radiation** process with the Stefan-Boltzmann constant $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8}$ J/(s·m²·K) and the emissivity ε , $0 \leq \varepsilon \leq 1$ can be expressed by *Eq. 15*.

$$\dot{Q}^{\text{Rad}} = \varepsilon \sigma A (T_S^4 - T^4) \quad (15)$$

Equations 13 and 14 can be embedded in quasi-steady model blocks.

Convection can be described by a convection heat transfer coefficient λ [J/(s·m²·K)]. The heat is transferred from a medium with the temperature T_1 to a surface A with temperature T_S and back from the surface to a medium with a temperature T_2 . The heat transfer rates can be expressed by

$$\begin{aligned} \dot{Q}^{\text{Conv},1} &= \lambda A (T_S - T_1) \\ \dot{Q}^{\text{Conv},2} &= \lambda A (T_S - T_2) \end{aligned} \quad (16)$$

Equations 15 have to be embedded in a dynamic model block, because a dynamic state equation for the temperature T_S has to be solved.

3.8 Example Simulations

With help of Subchapter 3.7 a set of different model blocks can be created. Each model block is saved within the FLECS database (see *Figure 3*, Database). From this database a set of model blocks can be chosen and a simulation can be built up. The mode of action will be discussed by means of two simulations.

In *Figure 3* a simulation of a **dynamic heat exchanger** is shown. The heat exchange consists of two volume blocks and a heat transfer unit. A constant mass flow (1 kg/s) enters respectively leaves the system. The cold side works with a temperature of 293.15 K and the hot side is set to a temperature of 373.15 K. An input mask fixes all the important parameters of the different blocks. A scope window can observe the results. The dynamic of the output temperature (see *Figure 3*, Result) is only given by the heat transfer via the conduction heat

transfer unit. In the case of maximum heat transfer efficiency the output temperature is the average between the cold and the hot side, knowing that a constant enthalpy flow enters the system and both mass flows are equal. For the chosen parameter set the heat transfer efficiency is much lower than 100%. The example given here neglects any thermal capacities of the heat exchanger wall material, usually dominating the dynamics of the heat transfer process. With the fully developed library this could be added easily.

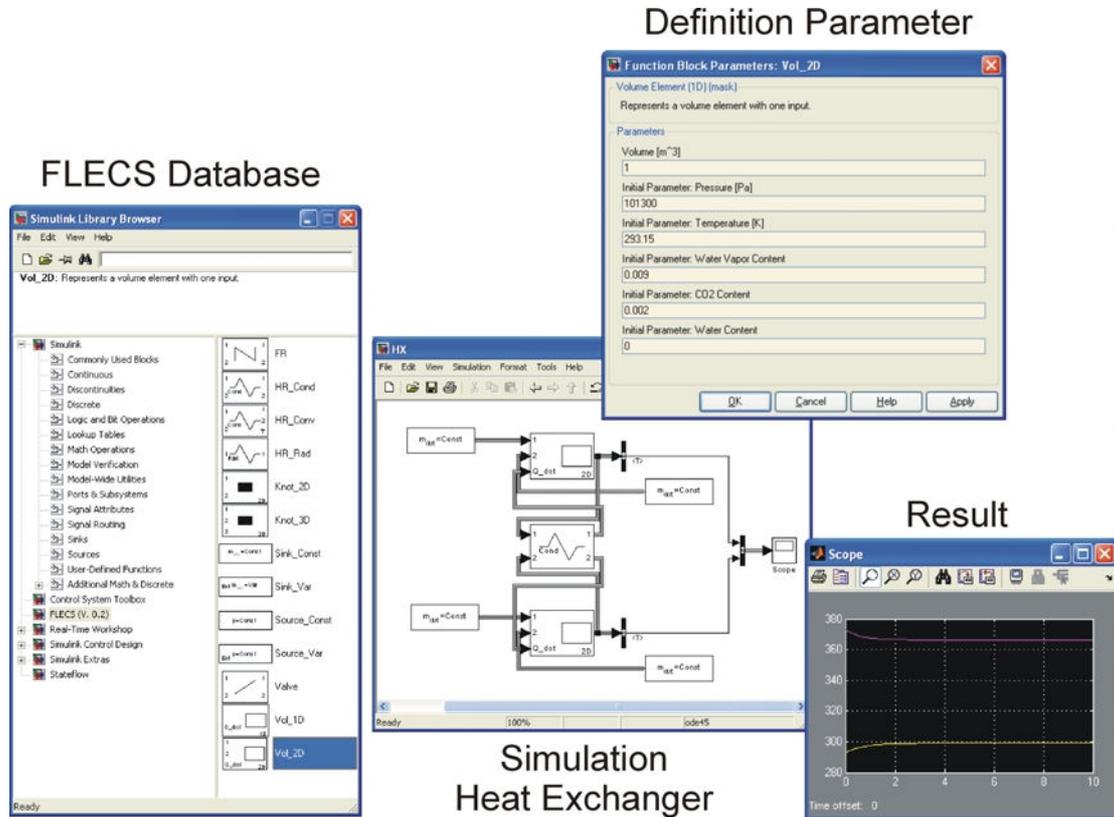


Figure 3 - The FLECS database and a simulation of a dynamic heat exchanger

A **highly dynamic enthalpy flow system** is shown in Figure 4. During such simulation the stability and the dynamic performance of the developed model blocks can be checked. The shown T-joint is composed as a combination of volume elements and flow resistances. Via the output a constant mass flow (1 kg/s) leaves the system. The pressure at the input rises up within 2 s from 320000 Pa to 650000 Pa (see Figure 4, right graph, black curve). As a result the gas mixture inside the system is compressed by the pressure wave. After the pressure has reached the maximum value, the pressure falls back within 2 s to a value of 280000 Pa. As a consequence the gas is able to expand. A mass flow curve moves through the system of the form shown in Figure 4, right graph, red curve. One output of the T-joint is closed by an end piece. The mass flow inside the end piece is shown in Figure 4, left graph, red curve. In the time range marked with a blue circle the mass flow changes the sign. The occurrence of small mass flows normally causes instabilities during a simulation. The model blocks used are optimized so that such systems are stable, independently of what kind of solver type is used.

In order to check of the dynamic behavior of the model blocks, the output temperature is compared with the temperature curve of a Flowmaster [17] Simulation (Figure 5). The setup of the simulation within the two programs is comparable. In contrast to the integration

of differential equations in the FLECS/Simulink model blocks, Flowmaster uses the hydraulic transient analysis method [18].

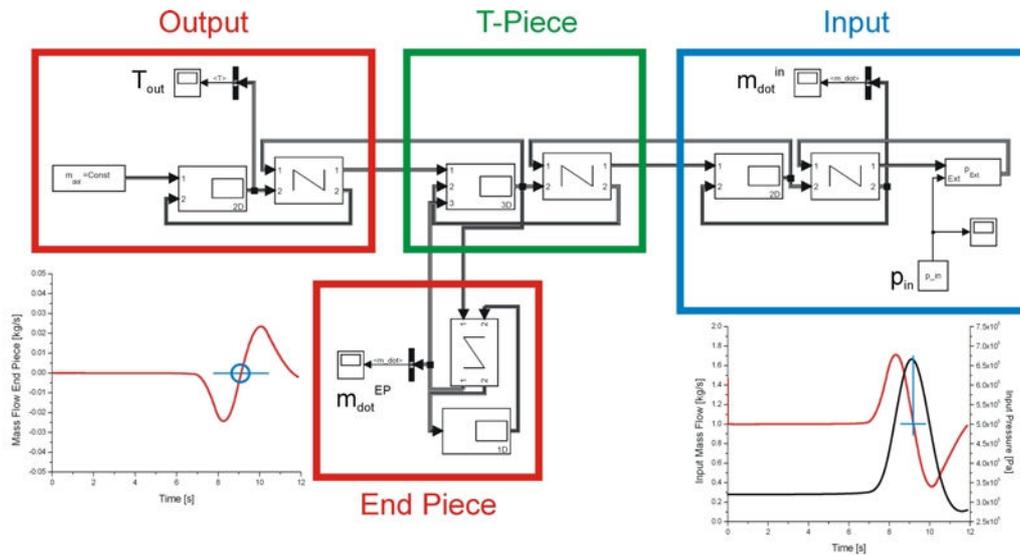


Figure 4 – Simulation of a dynamic enthalpy flow system

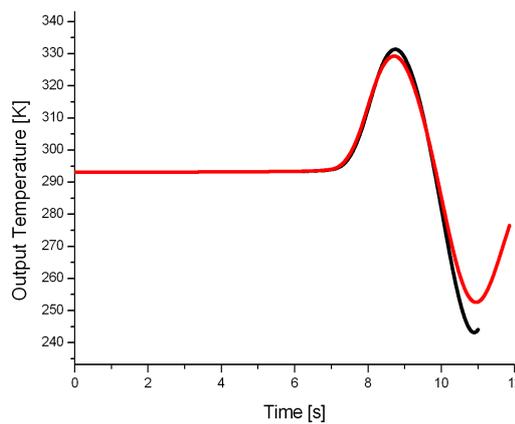


Figure 5 – Comparison of the output temperature of a simulation with the FLECS model blocks (red curve) and a Flowmaster simulation (black curve)

4 SOFTWARE ARCHITECTURE AND GRAPHICAL USER INTERFACE

4.1 Save-Restore-Init Functionality

In order to provide the user with the necessary convenience for every-day use, one has to provide easy ways to both save the simulation's states in a file at any time as well as load saved states from a file into a simulation. It is possible to save different levels of detail (Figure 6, left):

- only initialization parameters
- the technically relevant values/states
- every value in the whole model, down to internal variables.

The user may want to save a simulation state with different intentions:

- to get a simple snapshot for documentation or analysis
- to save the initial parameters for further configurations of this or similar models
- to save the model's variables when the simulation has reached a steady state (these values can later be used as a starting point for further simulations, e.g. to avoid the system's settling time, for comparison of simulation results after small changes)
- to save the complete simulation state to be able to interrupt the simulation at any time and restart later from the current state.

As a Simulink model is a strictly hierarchical and self-descriptive construct. So it is possible to store all information within this model in a structurally identical MATLAB structure (struct). This is a bijective mapping, so it is easily possible to re-load the data set to reproduce the simulation's state. Additionally, the data can be saved in MATLAB's own binary data format (MAT-file). Thus, it can also be accessed externally via MATLAB, or it may be converted into another data format using MATLAB's internal converters for access in other programs. It is important that the mapping algorithm is flexible and robust enough to cope with differences in the model structure during the loading process. Only those parts of the data tree are updated that are identical in structure and path, all other will be left untouched. Thus, the user can use a data file generated with one model and use it to initialize a second, modified model.

4.2 Convenient Library Use in Different Scenarios

Three scenarios are implemented for the use of FLECS. Running a simulation ...

- ... on a desktop computer, e.g. during model development
- ... on a desktop computer, but with higher performance requirements
- ... in a real-time environment (HIL)

The first requirement is the standard way to use a MATLAB/Simulink model, so no limitations result here.

The second requirement was met by choosing MATLAB's "rapid simulation target" (RST). This compilation target is performance optimized, but is still running on a desktop computer (that is, not in the HIL environment). GUI access to the simulation is still available within the RST.

The third requirement is the strictest; it defined the requirements for the complete library development. All coding uses only elements that can be compiled into a HIL target without limitations. Especially we allowed only embedded MATLAB code blocks within the FLECS library.

4.3 User Maintainability and User Extendibility

In order to allow the user to not only use but also maintain and modify the FLECS, the user's competences was estimated and the languages and techniques used for coding were limited to those known at the user's site. An automatic documentation system (MATLAB Report Generator) was implemented that keeps the documentation up-to-date with little effort.

4.4 Development of Different GUIs

GUI controls had to be developed for 3 types of usage:

1. Simulation controls

2. Simulation of crew interaction
3. Visualization of the temperature distribution in the cabin

Type 1: A GUI was developed that allowed access to central control features of a FLECS library model: e.g. initialization, simulation controls, call of models, save functionalities (*Figure 6, left*). The GUI also features a scrollable logging area as well as a status line.

Type 2: The GUI mimics the hardware user interface in the plane's cockpit (*Figure 6, right*). As the elements of MATLAB's GUI Development Environment (GUIDE) extension are limited, functionally equivalent elements are chosen, e.g. replacing knobs by sliders.

Type 3: A simplified sketch of a longitudinal fuselage cross section is shown with color coded temperature distribution. This is mainly for demonstration purposes and for general tests. No extended user input functionality is present here.

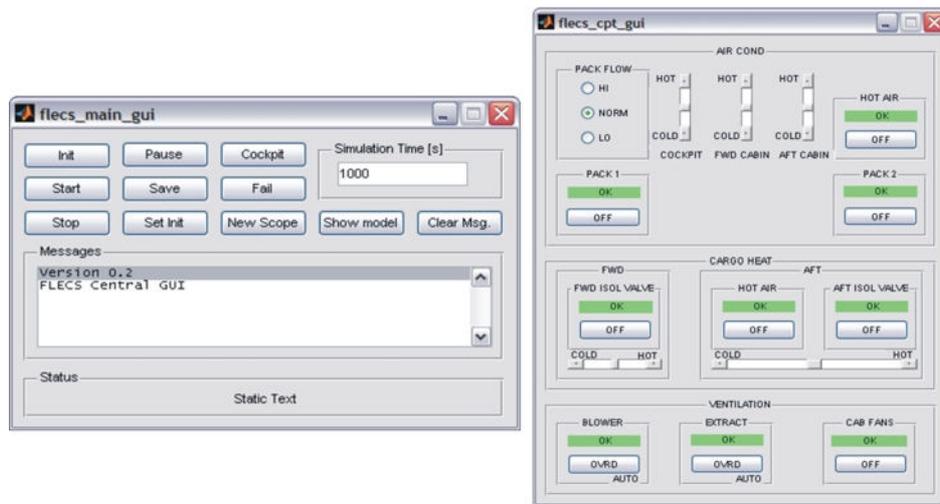


Figure 6 - The FLECS central simulation control panel (left) and the simplified human machine interface (right)

4.5 Optimization of Simulation Performance

Future work is planned on an optimisation of simulation performance in the HIL scenario. Big simulation models can tend to become numerically unstable when they run with a variable step solver. A fix step solver, however, may be too slow with the necessary small step size. The fastest sub-model dictates the step size. The solution of the problem consists of running two different sub-models with different solvers. This approach is supported in Simulink.

5 SUMMARY

The FLECS database contains generic standard components as well as specialized and detailed aircraft ECS components modeled with MATLAB/Simulink. Algorithms of these blocks are defined in the most general way and are based on equations from thermodynamics. Heat and mass flow systems in a network structure can be simulated. The paper presented systems consisting of volume elements and flow resistances.

Two different simulation setups are discussed: 1.) A dynamical simulation of a heat exchanger shows the interaction of different block types and can be used as example for a cross-linked heat transfer and flow system. 2.) The dynamics and the numerical stability are

checked with a simulation of a T-joint, which is exposed to a steep pressure increase. The result of this simulation is in good agreement with a solution from Flowmaster.

Within the FLECS database an input mask defines each model block. A central GUI that ensures convenient save-restore-init functionality can control the overall simulation. In addition a human machine interface is built, which enhances the user-friendliness of the simulation database.

6 REFERENCES

- [1] SCHOLZ, Dieter: Aircraft Systems. In: DAVIES, Mark: *The Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers*. New York : McGraw-Hill, 2003
- [2] WESSELING, Pieter: *Principles of Computational Fluid Dynamics*. Springer : Berlin, 2000
- [3] SCHOLZ, Dieter: FLECS – Funktionale Modellbibliothek des Environment Control System. HWF: Workshop der Initiative Luftfahrtstandort Hamburg (Hamburg, 26th January 2006). Presentation, Hamburg, 06-01-26. - URL: <http://FLECS.ProfScholz.de>
- [4] URL: <http://www.mathworks.com/products/matlab/description1.html> (2007-01-12)
- [5] URL: <http://www.mathworks.com/products/simulink/description1.html> (2007-01-12)
- [6] URL: <http://FLECS.ProfScholz.de> (2007-01-12)
- [7] SCHOLZ, Dieter: FLECS – Funktionale Modellbibliothek des Environment Control System. In: *mobiles*. Dep. of Automotive and Aeronautical Engineering, Hamburg University of Applied Sciences, 2005, p. 113
- [8] WERNER, Tom: *Literaturrecherche : Verfahren und Programme zur Berechnung von Luftsyste-men*, Dep. of Automotive and Aeronautical Engineering, Hamburg University of Applied Sciences, 2006. – URL: <http://bibliothek.ProfScholz.de>
- [9] OEHLER, Bettina: Modeling and Simulation of Global Thermal and Fluid Effects in an Aircraft Fuselage. In: SCHMITZ, G. (Ed.): *4th International Modelica Conference* (Hamburg University of Technology 2005). Hamburg : TUHH, Department of Thermodynamics, pp. 497-506
- [10] ZIEGLER, Shayne; SHAPIRO, Steven: FLOWMASTER : Computer Simulation of an Aircraft Environmental Control System. UKIP MEDIA & EVENTS: *Aerospace Testing Expo 2006* (Anaheim, California, 8th-10th November 2005). – A presentation from the company Flowmaster USA Inc.
- [11] HE, Jun; ZHAO, Jing-quan: Dynamic Simulation of the Aircraft Environmental Control System. In: *Chinese Journal of Aeronautics*, **Vol. 14** (2001), No. 3, pp. 129-133
- [12] URL: <http://de.wikipedia.org/wiki/V-Modell> (2007-01-12)
- [13] TAUSCH, Michael; VON WACHTENDONK, Magdalene: *Chemie SII : Stoff - Formel - Umwelt*. Bamberg : Buchners, 1993
- [14] BOHL, Willi: *Technische Strömungslehre : Stoffeigenschaften von Flüssigkeiten und Gasen, Hydrostatik, Aerostatik, Inkompressible Strömungen, Kompressible Strömungen, Strömungsmess-technik*. Würzburg : Vogel, 2005
- [15] BÖSWIRTH, Leopold: *Technische Strömungslehre*. Wiesbaden : Vieweg, 2005
- [16] URL: <http://www.lerc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/mflchk.html> (2007-01-12)
- [17] URL: <http://www.flowmaster.com/flowmaster/index.html> (2007-01-12)
- [18] WYLIE, E. B.; STREETER, V. L.: *Fluid Transients in Systems*. Englewood : Prentice Hall, 1993

Anhang B

Veröffentlichung im Rahmen des

**Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2007,
First CEAS European Air and Space Conference
(CEAS 2007)**

Berlin, 10. – 13. September 2007

DYNAMIC SIMULATION OF INNOVATIVE AIRCRAFT AIR CONDITIONING

C. Müller¹, D. Scholz¹, T. Giese²,

¹Department of Automotive and Aeronautical Engineering
Hamburg University of Applied Sciences
Berliner Tor 9, 20099 Hamburg
Germany

²Validation & Verification, Airbus Deutschland GmbH
Kreetslag 10, 21129, Hamburg
Germany

ABSTRACT

The development of innovative air conditioning systems for passenger aircrafts requires the application of dynamic simulation. FLECS, the "Functional Model Library of the Environmental Control System", was programmed to support such development processes of environmental control systems (ECS). FLECS offers a library with generic models from small ECS components up to the whole aircraft cabin. Fundamental to FLECS is the functional simulation in a MATLAB/Simulink environment based on a generalized volume and generalized resistances – mass flow resistances as well as heat flow resistances. Based on these generalized elements, specialised components like isobaric volumes and fan components were derived. Using measured datasets recorded during a test flight of an Airbus A340-600, a set of duct components as well as a cabin model was validated. The measured data was matched in both cases by the simulated response of the system. The validated duct components and the cabin model were used to simulate the control behaviour of an ECS. The cabin model of this simulation consisted of 2 zones of a single aisle aircraft. A highly dynamic test case was defined. The simulated behaviour of the system was plausible and could be well interpreted.

1. INTRODUCTION

Environmental control system: Heating, cooling, ventilation, distribution and purification of the air as well as control of temperature, pressure and humidity are the tasks of an environmental control system (ECS) on board of aircrafts. Already in the early stage of the aircraft development different system architectures need to be compared. Trade studies need to be performed to evaluate one system architecture against another alternative, in order to be able to choose the most suitable one in the end [1]. The many functions of an ECS require many components, which need to be sized and tuned to each other in an optimum way.

Simulation: The ECS development as just described is achieved today with the help of simulation. Three main areas of simulation in the ECS development may be differentiated:

- the calculation of three-dimensional (3D) flow fields in components of the environmental control system or the aircraft cabin by means of Computational Fluid Mechanics (CFD) [2],
- the simulation of one-dimensional (1D) flow in air distribution networks,
- the functional simulation of the environmental control system and the cabin.

An overview of the application of different areas of simulation in ECS is given in [3]. The functional simulation is the topic of the project FLECS. It encompasses especially the description of thermodynamics, mechanics and control aspects of the ECS and its components with an emphasis on their dynamics and interaction.

Functional library: The project's aim of FLECS is to support design activities for innovative air conditioning systems in future passenger aircrafts. In order to achieve this, a model library based on the commercial standard software MATLAB/Simulink [4], [5] is programmed. Finally, the library will contain generic simulation models of all relevant components that can be found in the air conditioning system and of thermally relevant components in the aircraft cabin. Information on the FLECS project is given in [6] and [7].

Literature review: A review [8] showed that many approaches exist of 1D, 3D or functional simulation that have been or could be applied to ECS development. Publications with aircraft ECS applications are e.g. [9], [10], [11].

Innovative technologies in the area of ECS in aircrafts are e.g. bleedless aircraft, vapor cycle system, new control concepts, increase of cabin air humidity and galley cooling. These new technologies require standard components as well as new ones that are modelled in the FLECS project. In this way a functional ECS simulation is built up that ensures the safe introduction and integration of these new technologies in the aircraft.

Static design of the ECS: The environmental control system can be designed statically from top level aircraft requirements like number of passengers, mission range of the aircraft, operational envelope, maximum cabin altitude etc., if additionally the different heat loads and heat capacities inside the cabin are known or estimated. Results from a static ECS design are for example the

from a static ECS design are for example the necessary pack and recirculation mass flow. Requirements for the general design of ECS can be found in [12] and [13].

Dynamical design of the ECS: Based on parameters from the static ECS design, a dynamical simulation can be built up. The design of an ECS has to ensure, that different time dependent scenarios, like the pull down case (cooling) or pull up case (heating) are fulfilled [12]. With a simulation it can be assured that dynamic requirements are met. A simulation can furthermore be used to determine the parameters of the various controllers in the system, as there are the pack controllers or the cabin & duct controller. Information on temperature control in aircrafts can be found in [14].

This paper builds on a first paper on FLECS [15] in which a) the task of FLECS in the industrial ECS development process was explained together with b) fundamentals of the simulation of generalized volumes and generalized mass flow resistances as well as generalized heat flow resistances for conduction, convection and radiation (with mass flows of pre-dominantly dry air with water vapour and CO₂). Necessary information from [15] is summarized here in Section 3 in order to lay the ground for the explanation of an air distribution model as well as a cabin model being validated with measured data. The validated models are then used to investigate the control behaviour of an ECS of an aircraft with 2 cabin zones. After all of this, the way is paved for further applications of FLECS with respect to innovative aircraft air conditioning systems.

2. AIRCRAFT CABIN TEMPERATURE CONTROL AND VENTILATION

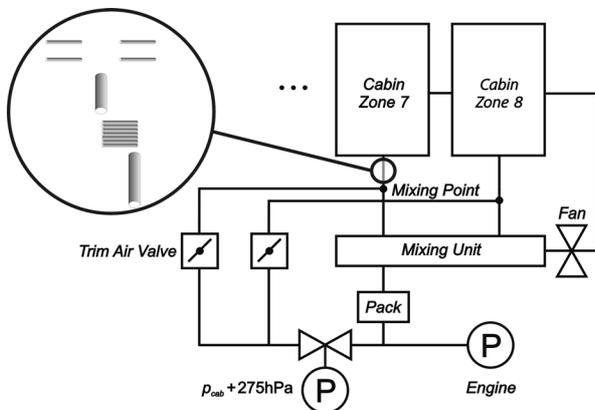


FIG. 1 Schematic drawing of the environmental control system. The marked region is shown in detail in FIG 3.

The principal configuration of an ECS is shown in FIG. 1. A cabin is divided into cabin zones. The temperature in each zone is controlled by an independent trim air valve. Conditioned air from the air generation packs and recirculated air from the cabin are mixed inside the mixing unit. From the mixing unit the air flows to the mixing point, where a small amount of hot trim air is added to achieve the selected cabin temperature.

The cabin zone with the lowest target temperature defines the required temperature inside the mixing unit. The trim

air valve of this cabin zone is (almost) closed. The opening angles of the trim air valves of the other zones are opened that much as to allow enough hot air to pass into the respective duct to the cabin to achieve the demanded cabin zone air temperature. For an ECS two independent controller types are used to ensure all this: The pack controller controls the pack and hence the pack air temperature. The cabin & duct controller controls primarily the opening angle of the trim air valve and hence the cabin zone temperature. Details of control algorithms of existing aircraft are proprietary data of the respective equipment supplier.

3. FUNCTIONAL SIMULATION

During early aircraft program concept phases there is the need to **investigate** a large number of potential **system architectures** in a short time frame with the help of simulation, to find the best candidates for an optimum architecture. After down selection of system architectures, simulation models need to be further detailed giving a better insight into the expected system behaviour.

FLECS supports these activities with system **models based on MATLAB/Simulink** generic components. The description of each component consists of a set of state variables and a parameter set. Each state variable is related to a state equation. At each time step during a dynamic simulation all state equations have to be solved by integration of the differential equation. Starting from the initial conditions, the integration of each state variable is based on its value from the previous time step and on the values from the previous time step of other state variables (see FIG. 2). MATLAB/Simulink provides a powerful software platform, which enables to solve state equations. The user may choose among different integration algorithms.

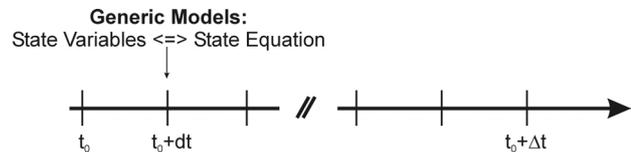


FIG. 2 Principal of a dynamic simulation.

The FLECS database follows a strictly **modular approach** [15]. The bases of the library are sub-components, representing generic thermodynamic models or fluid dynamic processes. Sub-components are assembled to basic components, like generalized volumes and generalized resistance elements, and to aircraft specific components, like cabin models or fans.

It is assumed that the airflow is composed not only of dry air, but also of a fraction of **water vapour** and a fraction **CO₂**. The input and output variables for a volume element have to be adapted to account for all constituents: air, water and CO₂. The composition of the gas mixture cannot be assumed constant, it is rather a time dependant variable. Therefore the different contents of water vapour ($x_{H_2O, gas}$), CO₂ (x_{CO_2}) and water ($x_{H_2O, liquid}$) have to be considered separately.

The **volume component** [15] is parameterised by the value of a constant volume. The state variables are the

pressure, the density, the temperature and the different percentages of gaseous water, CO₂ and liquid water: $x_{H_2O,gas}$, x_{CO_2} and $x_{H_2O,liquid}$.

With respect to the volume, the state equation for the temperature follows from the enthalpy equation of the volume. The state equation for the density (or the mass of the gas) follows from the continuity equation. The pressure follows from the ideal gas law.

The mass flow of the air, the density (respectively the mass of air), the temperature and the percentages $x_{H_2O,gas}$, x_{CO_2} and $x_{H_2O,liquid}$ are all input variables to the volume element. Special volumes, named **mixing unit**, can handle the processes of condensation and evaporation.

The FLECS database is built for applications where the flow velocities are much smaller than the velocity of sound, therefore the kinetic energy at the start and at the end state of a system can be neglected.

Flow **resistance components** [15] fix the mass flow in the network. These resistance elements are always linked to a block, which has a defined pressure, density and temperature. From the known pressure difference (negative or positive) the mass flows can be calculated based on the averaged flow velocity. The important variables, which have to be known, are density and temperature. These variables are given as input parameters to the flow resistance element. Laminar and turbulent flow can be handled as well as incompressible and compressible flow.

One resistance component is the **tube**. The parameter set for a tube contains the length, the diameter and the minor loss coefficient. Circular as well as elliptical cross sections (see FIG. 3) can be parameterised. Density and temperature are also input parameters to the tube.

Two different types of flow resistances have to be distinguished. Generalised flow resistances calculate the pressure drop from the mass flow with an equation. Specialised flow resistances like a **fan** determine the pressure drop from a chart known as characteristic map.

Three different heat transfer processes can be distinguished and are modelled in FLECS [15]: conduction, convection and radiation of heat. A FLECS model of such a process is called **heat transfer unit**. In combination with volume elements various dynamic models of a **heat exchanger** can be built.

4. SIMULATION AND VALIDATION OF THE THERMAL BEHAVIOR OF AN AIRCRAFT CABIN

Single FLECS components were checked for stability and real time capability. Simulation results obtained with FLECS components have been compared with results generated by other flow system simulation programs [8], [15], [16].

The aim is now to validate FLECS components in a larger aircraft context as it is needed for ECS modelling. In a first step, an **air distribution network** as shown in FIG. 3. is

applied. This network is part of the environmental control system of an aircraft (see FIG. 1).

The network consists of ducts that distribute the air from a mixing point into the respective cabin zone. In the mixing point a cold air flow coming from the mixing unit is mixed with hot trim air (compare with explanations in Section 2).

The air is pushed into the network via the supply duct. From the supply duct the air is channelled through 7 riser ducts and into an oval duct. At the outlet of the oval duct the airflow is split into 4 cross ducts. Finally the air enters the cabin through the cabin inlets.

Each duct is characterised by its length, wall thickness, thickness of the isolation and diameter (or major and minor axis in case of the oval duct).

A simulated duct component can be generated by a combination of a flow resistance and a volume (see FIG. 4). In order to model the correct dynamics of a long duct, it can even be built up from a combination of several flow resistances and several volumes. Through the duct wall heat transfer takes place. Two different processes have to be considered: a) heat convection between the airflow in the duct and the wall and b) the conduction through the wall and the isolation.

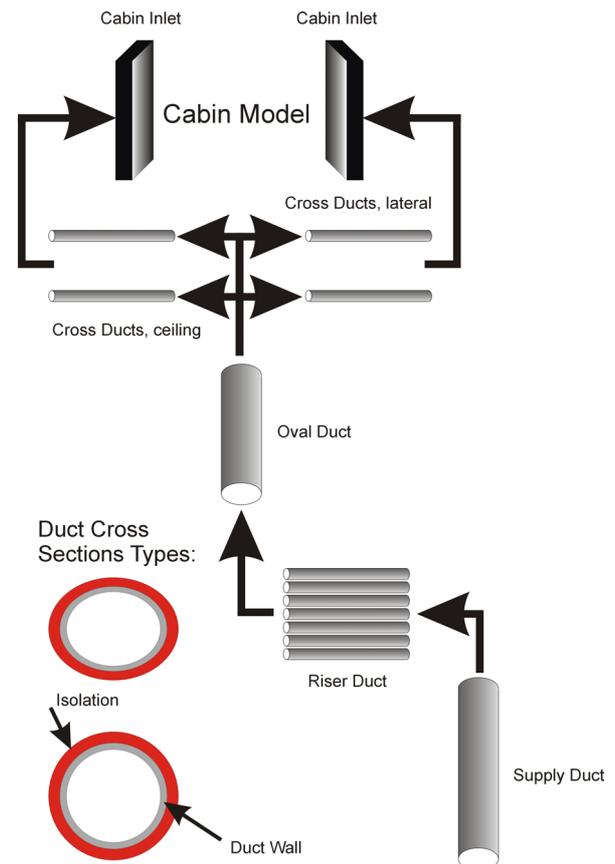


FIG. 3 Air distribution network consisting of a supply duct, riser ducts, an oval duct and 2 ceiling cross ducts and 2 lateral cross ducts. The different cross sections types (circular, elliptic) are shown.

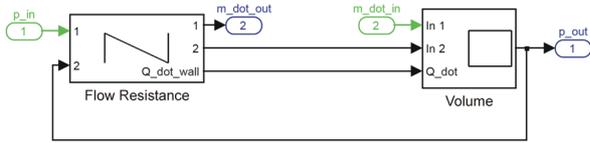


FIG. 4 Simulink configuration of a duct consisting of a flow resistance and a volume. Heat is transferred through the duct wall.

The convection heat transfer coefficient follows from the flow properties characterised by the Reynolds number. The heat conductivity coefficient is determined from the thickness of the wall and the isolation and the thermal properties of the two materials. Another important parameter for the heat transfer is the ambient temperature of the air surrounding the ducts.

Both the wall and the isolation are considered as thermal capacity. A thermal capacity is defined by the mass and the specific heat capacity. Using the library various duct and isolation geometries can be modelled easily.

In a second step, a **cabin model** is simulated. A cabin model can be described as a combination of a volume and a heat transfer unit (see FIG. 5).

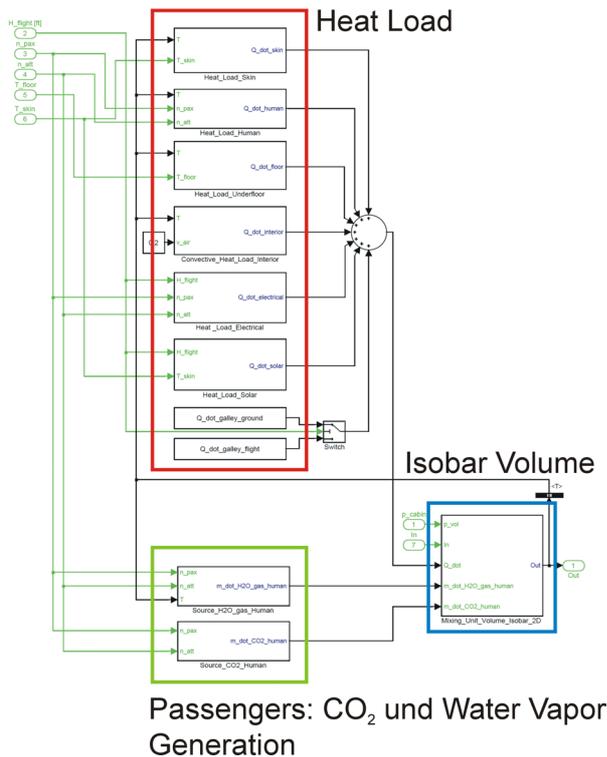


FIG. 5 Simulink configuration of a cabin model. The components marked red define the different heat loads. The region marked blue characterises the isobaric air volume. The components marked green calculate the CO₂ and the water vapour generated by the passengers.

The cabin is exposed to different **heat loads**: a) Conductive heat transfer takes place through the skin of the aircraft. b) Every passenger introduces a heat load into the system. c) Heat is transferred through the cabin floor into the under floor area of the aircraft. d) The heat load of the electrical equipment has a constant contribution and a contribution, which is dependant of the number of passengers. e) A solar heat flux enters the cabin through the windows. f) The heat load of the galley is considered constant.

The **thermal capacity** of the cabin is lumped into a single component to which all the cabin interior and lining contributes. This thermal capacity is defined by the mass and the specific heat capacity.

5. RESULTS OF THE VALIDATION

During a test flight with an **Airbus A340-600** the **temperature profiles** were recorded for 23735 s. Temperature measurements were taken at the inlet of the supply duct, at the inlet of the cabin and in the cabin (see FIG. 1, FIG. 3 and FIG. 6). Different tests were carried out during the flight. These tests changed the cabin parameters drastically. The change in cabin parameters has to be taken into account when looking at results from the cabin simulation. For the validation in this paper only the data sets from cabin zone 7 were used.

The **validation of the FLECS components** is done by a comparison of simulated and measured temperature profiles. Almost all component parameters were left as initially set. However a few unknown parameters had to be identified with the simulation: a) The ambient temperature of the ducts was not recorded during the flight test and was hence unknown. b) The heat capacity of the cabin inlet was unknown due to its irregular shape.

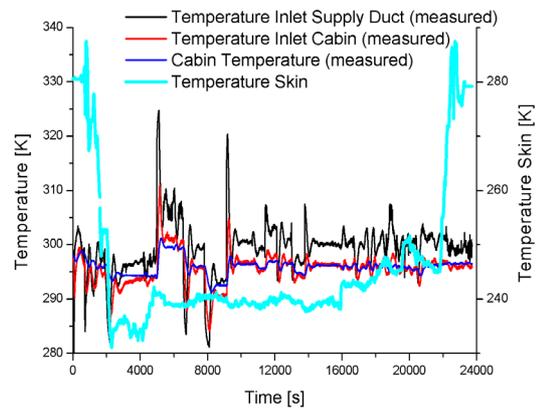


FIG. 6 Measured datasets of supply duct inlet temperature (—), the cabin inlet temperature (—), the cabin temperature (—) and the skin temperature (—).

The **air distribution network** is characterised by the following parameters (the actual values used in the simulation are proprietary to Airbus and can not be published in this paper):

Duct parameter:

- Length
- Diameter
- Thickness Wall
- Thickness Isolation
- Specific Heat Capacity Wall
- Specific Heat Capacity Isolation
- Density Wall
- Density Isolation
- Heat Conductivity coefficient
 - Wall
 - Isolation

The duct parameters can be calculated by the known geometry or looked up for the used materials. These parameters are fixed during the simulation.

Boundary conditions for the simulation:

- Constant volume flow
- Temperature profile at the supply duct inlet

Parameter identification was used to find the ambient temperature of the ducts because this parameter was not measured during the test flight. From other test flights the range for the ambient temperature is known to differ within a range of 10 °C ... 15 °C (283.15 K ... 288.15 K) for the flight conditions of this test. For the simulation an ambient temperature of 12.5 °C = 285.65 K was selected. This value gave the best match between simulated temperature profiles and measured values and falls within the reasonable range for this parameter.

In addition to the given duct parameters, the cabin inlet had to be defined. Within the air distribution network the flow velocity differs in the range 10 m/s ... 20 m/s. At the cabin inlet the velocity is reduced to around 1 m/s ... 2 m/s. Therefore, the heat capacity of the cabin inlet plays an important role. The thermal capacity of an airflow system defines the dynamic. The higher the capacity the more the dynamic response of a system is damped and delayed.

The cabin inlet can be described by the same model as the ducts. The heat capacity of the cabin inlet can be adjusted changing the length of the inlet. The required flow velocity defines the diameter and the density is defined by the used materials.

Cabin inlet parameter:

- Length
- Diameter
- Thickness wall
- Thickness isolation
- Specific heat capacity wall
- Specific heat capacity isolation
- Density wall
- Density isolation
- Heat conductivity coefficient:
 - Wall
 - Isolation

Heat capacities cabin inlet:

- Heat capacity wall: 5702 J/K
- Heat capacity isolation: 143 J/K

The two parameters, duct ambient temperature and air inlet length were identified with the aim of reaching a best fit of the dynamic response of the system. The heat capacity is given above (instead of the length) because this is the end result and important for the simulation.

Another factor, which has an influence on the dynamic, is the **discretisation of the duct components**. For the simulation, each duct was divided up into 5 equal pieces. This led to much different results compared to no discretisation of the ducts. However, an even finer discretisation e.g. into 10 equal pieces led to almost the same results as obtained with 5 equal pieces (a temperature difference of less than 0.58 K).

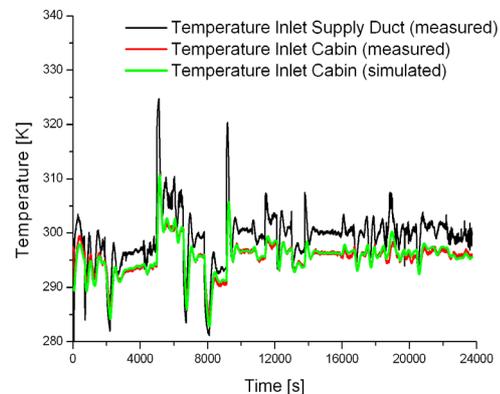


FIG 7. Measured datasets of supply duct inlet temperature (—), the cabin inlet temperature (—) and the simulated cabin inlet temperature (—).

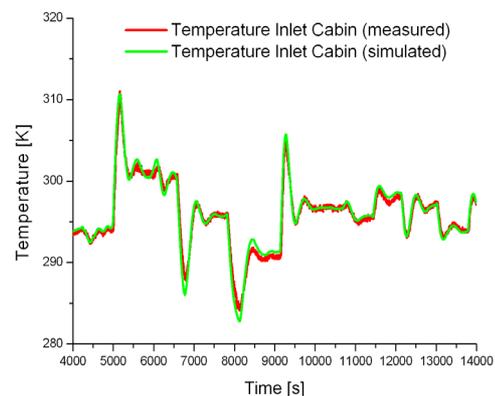


FIG 8. In comparison to FIG. 7: FIG. 8 zooms in to the time range 4000 s ... 14000 s.

The simulated response of the duct system compared to the input temperature profile is shown in FIG. 7. The overlap between the measured and the simulated cabin inlet

temperature is obvious. In the time range 4000 s... 14000 s the average temperatures of the measured and the simulated dataset have a deviation of 0.07 K. Also the dynamic response of the real system can be reproduced by the simulation model (see FIG. 8). In comparison to FIG. 7, FIG. 8 zooms in to the time range 4000 s ... 14000 s

The cabin of the Airbus A340-600 consists of 8 zones. Only the measured data of cabin zone 7 is considered in the simulation. The simulation model of the cabin is described by the following parameters (the actual values used in the simulation are proprietary to Airbus and can not be published in this paper):

Ambient conditions (A340-600 test flight):

- Flight altitude
- Skin temperature
- Mach number

Cabin zone 7 parameters (A340-600):

- Air volume
- Mass interior
- Specific heat capacity interior
- Exchange surface cabin/floor
- Exchange surface interior
- Exchange surface cabin/skin
- Number windows
- Area windows
- No passengers
- No galley
- Convection heat transfer coefficient:
 - Skin
 - Floor

The skin temperature was measured during the flight (see FIG. 6). The skin temperature changes between $-41.98\text{ }^{\circ}\text{C} = 231.17\text{ K}$ and $14.38\text{ }^{\circ}\text{C} = 287.53\text{ K}$. The flight altitude varies between 0 ft ... 41000 ft. The cabin pressure has been assumed to a fixed value of 752 hPa. This value corresponds to a cabin altitude of 8000 ft. No passengers or dummies were present in zone 7 during the test flight. Cabin zone 7 overall electrical heat loads were:

- Heat load skin
- Heat load floor
- Heat load electrical (IFE + lights)
- Heat load solar

Heat capacities of cabin zone 7:

- Heat capacity air
- Heat capacity interior

Compared to the air distribution network, the cabin interior can only be described in a simplified way by means of a representative mass, a specific heat capacity and an assumed exchange surface. The thermal capacities of the aircraft skin and the cabin floor are neglected.

These crude assumptions have a detrimental effect on the accuracy of the simulation results. The advantage of a simplified cabin interior model is however given by the fact that the few parameter of the model as described above,

can be easily identified from measured cabin temperatures.

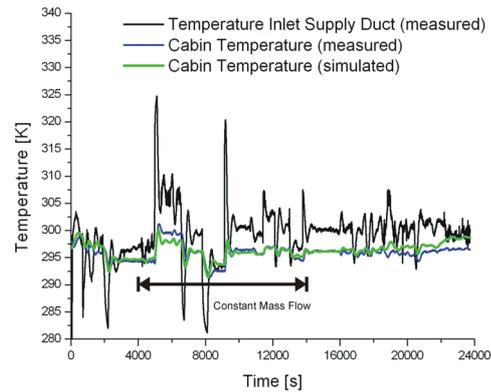


FIG. 9 Measured datasets of supply duct inlet temperature (—), the cabin temperature (—) and the simulated cabin inlet temperature (—).

Due to the simplifications of the cabin interior, the simulated cabin temperature cannot map the measured cabin temperature with the same accuracy (see FIG. 9) as it was the case with the simulation of cabin inlet temperature (see FIG. 8).

Additional deviation between measured and simulated data is due to the fact that during the flight different test were carried out. For example the recirculation was switched off. Note: In the time range as shown in FIG. 9 and FIG. 10 the airflow and recirculation was kept constant. This guarantees a useful comparison between measurements and simulation for this case.

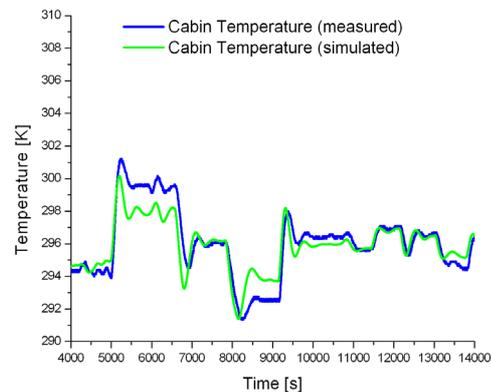


FIG. 10 In comparison to FIG. 9: FIG. 10 zooms in to the time range between 4000 s ... 14000 s.

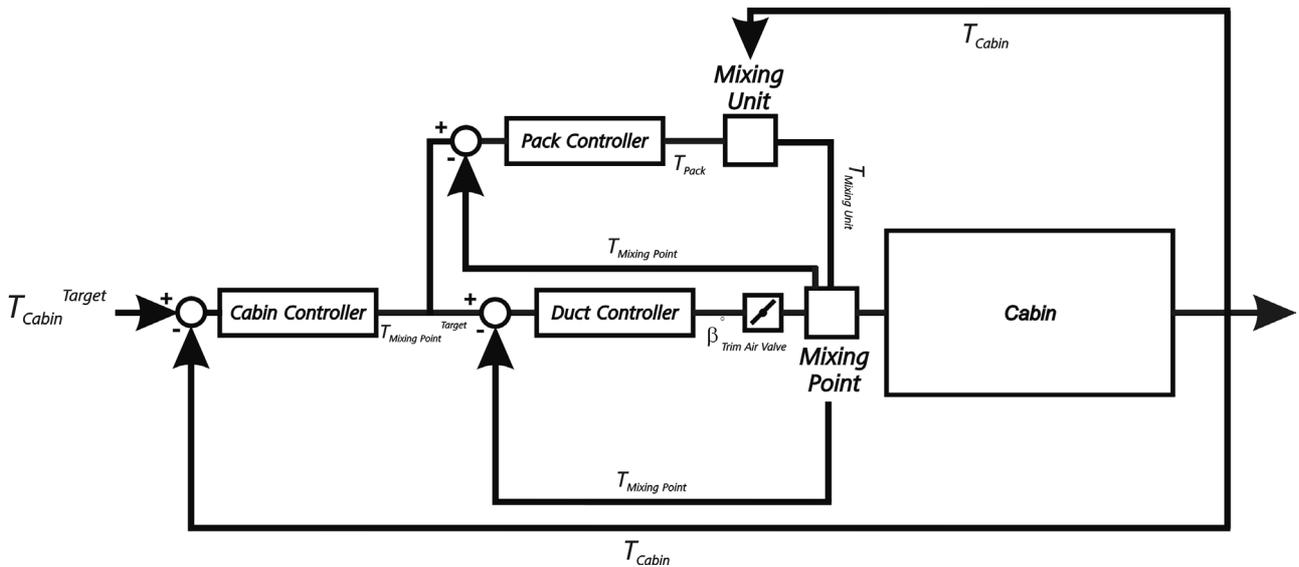


FIG. 11 The control aspects of a cabin simulation.

6. SIMULATION OF AIRCRAFT CABIN TEMPERATURE CONTROL

A schematic of an environmental control system of an aircraft consisting of 2 zones is shown in FIG. 1 and explained in Section 2. Temperature control details follow from FIG. 11: The cabin & duct controller is a serial connection of a PI-type cabin controller, which defines the target temperature for the duct controller. The controlled variable of the cabin & duct controller is the supply temperature in the mixing point. The actuating variable of the duct controller is the angular velocity of the angle of the trim air valve. The temperature of the pack is controlled by the pack controller. Control algorithms used in the simulation are those proprietary to the equipment manufacturer. Individual simplified control algorithms could be defined based on the control principles explained.

Validated FLECS components (as discussed above) were used to build up a simulation of a generic single aisle air distribution network and aircraft cabin model. The cabin is separated in two zones that are assumed to be identical. Each zone has its own trim air valve (see FIG. 14).

A representative mass of the interior can be found assuming 20 kg/passenger, an assumed exchange surface of the interior may follow from 2 m²/passenger or 0,1 m²/kg.

The pack is not simulated in detail; instead, a mass flow source is used as simplified pack model. The air of the cabin is recirculated by a fan into the mixing unit. The overall mass flow is fixed to 1.8 kg/s. The fan parameters are chosen in a way that 50 % of this mass flow is contributed by the pack the other 50 % are contributed by the recirculation.

Parameters and values as used in the generic simulation are given.

Total cabin (zone 1 plus zone 2) parameters :

- Air volume: 200 m³
- Mach number: 0.82
- Mass interior: 4000 kg
- Specific heat capacity interior: 1000 J/(kg K)
- Exchange surface cabin/floor: 50 m²
- Exchange surface interior: 400 m²
- Exchange surface cabin/skin: 200 m²
- Number passengers: 200
- Number flight attendances: 6
- Number service personal: 6
- Number windows: 52
- Area windows: 0.1 m²
- Overall heat transfer coefficients:
 - Skin: 1.2 W/(m² K)
 - Floor: 2.5 W/(m² K)

Cabin overall heat loads:

- Heat load galley:
 - Ground: 1800 W
 - Flight: 2400 W
- Heat load solar:
 - Ground: 0 W
 - Flight: 7020 W
- Heat load electric:
 - Ground (0 s ... 1200s): 5842 W
 - Ground (1200 s ... 2400s): 5821 W ... 6521 W
 - Flight: 7101 W
- Heat load skin: -5587 W ... 81 W
- Heat load floor: -150 W ... 42 W
- Heat load passengers: ~ 75 W per passenger

The following test case for a dynamical simulation of the environmental control system of a cabin consisting of 2 zones is defined.

Test Case:

Time: 0 s ... 1200 s

The aircraft is on ground. The ambient conditions are described by a temperature of 20 °C = 293.15 K and a pressure of 1013 hPa. The skin temperature is assumed to be 20 °C (cloudy day). The target temperature of the cabin is also 20 °C. In each cabin zone 3 person of the service personal and 3 flight attendances are working.

Time: 1200 s ... 2400 s

The aircraft is on ground. The service personal is leaving the cabin and the boarding starts. The target temperature of the cabin is 20 °C. In 20 minutes 200 passengers enter the cabin, assuming a constant flow of passengers. The heat load, which flows into the cabin, increases drastically (see FIG. 12).

Time: 2400 s ... 8400 s

2400 s: The boarding is completed. The aircraft starts. In 990 s the aircraft climbs to a flight altitude of 33000 ft (climb rate 2000 ft/min). The ambient conditions are described by an ISA condition. Knowing the ambient temperature $T_{ambient}$ the skin temperature T_{skin} can be calculated [1] ($T_{skin} = T_{ambient} (1 + 0.18 M^2)$, M: Mach number). The target temperature of the cabin zone 1 is 22 °C = 295.15 K, the target temperature of the cabin zone 2 is 24 °C = 297.15 K. The cabin pressure is fixed to 752 hPa. This value corresponds to a cabin altitude of 8000 ft.

The simulated temperature profiles in zone 1 and zone 2 are shown in FIG. 12. In the time range 0 s ... 1200 s the simulation has to tune itself. At the end the target temperature of 20 °C = 293.15 K is reached. During the boarding the temperatures rise up. The reason for that is the increasing heat load of the passengers. The chosen pack mass flow 0.9 kg/s is too small to control the temperature of the cabin to 20 °C. The ambient temperature in an altitude of 33000 ft is -50.4 °C = 222.75 K. During the climb flight of the aircraft the skin temperature falls from 20 °C to -24.5 °C (293.15 K ... 248.65 K). As a result the cabin loses a huge amount of heat. The temperature in the cabin is controlled to 22 °C = 295.15 K (zone 1) and 24 °C = 297.15 K (zone 2) (see FIG. 12). In the first 150 s the temperatures rise up. As a result of the falling skin temperature, the target temperatures cannot be reached. The zone temperatures start to sink. Not until the flight altitude has reached the maximum value the temperature can be controlled to the target values.

The control behaviour of the cabin & duct controller is shown in FIG. 13. The trim air valve has a minimum opening angle of 5°. In the first 2400 s the trim air valve is fixed to this minimum angle. Only a small amount of hot bleed air flows into the system. Correlated with the start of flight the valves open. The valve angles increase. The dynamic of the trim air valve of zone 2 differs clearly compared with the dynamic of the trim air valve of zone 1.

At the time when the target temperatures are reached the opening angle of trim air valve 1 approach 7.8° the limit of the opening angle of trim air valve 2 is 21.7°.

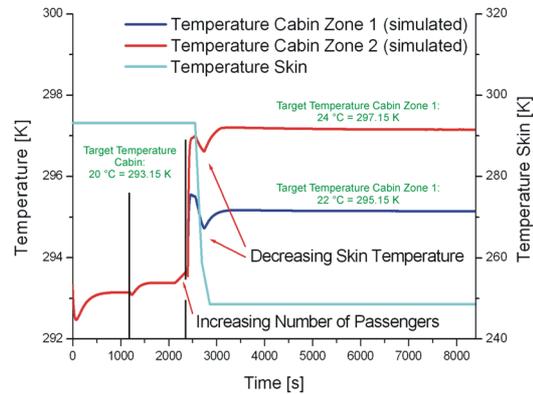


FIG. 12 Simulated temperature profiles in zone 1 (—) and zone 2 (—) and the used skin temperature profile (—).

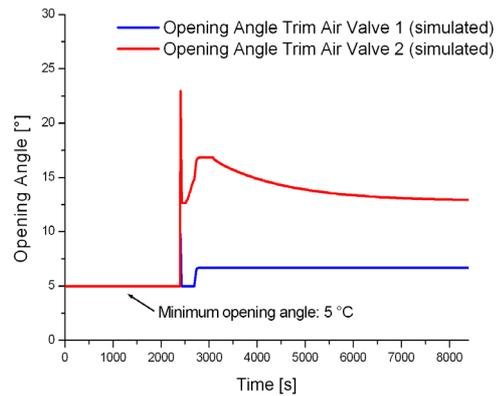


FIG. 13 Opening angle of trim air valves of zone 1 (—) and zone 2 (—).

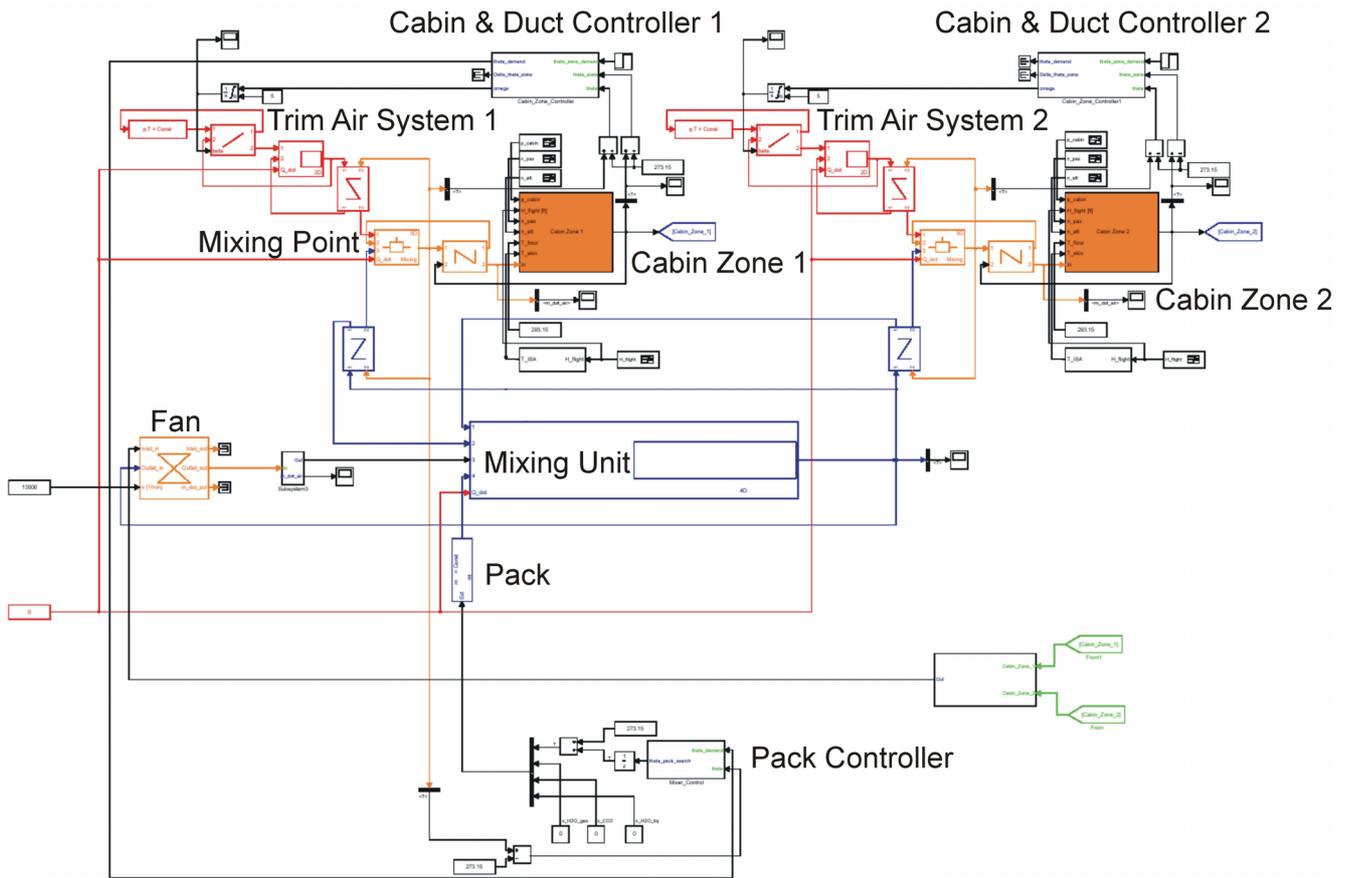


FIG. 14 Simulink configuration of an environmental control system of a cabin model consisting of 2 zones (see FIG. 11 and FIG. 5).

7. SUMMARY

An introduction into the thermal behaviour and the temperature control of an aircraft cabin including its air distribution network is given. The discussed simulation models are based on generic FLECS database components. Ducts can be defined with help of a generalised flow resistance and a volume element. Heat transfer takes place through the duct wall. The air distribution network can be built up from several duct elements. Heat transfer with respect to the cabin can be modelled with FLECS heat transfer units for conduction, convection and radiation. In combination with a simplified cabin model an environmental control system can be simulated. The different components can be parameterised with aircraft specific values. Most values follow from the aircraft geometry or material properties. Rough assumptions of other parameters can be obtained from this paper.

The simulation model just described was compared with measured data recorded during a test flight of an Airbus A340-600. The measured temperature profiles and the simulated ones were in good agreement. Especially the temperature profile at the cabin inlet could be almost perfectly reproduced.

The simulation result of the cabin temperature showed certain deviations. These deviations could be explained with the simplified form of the cabin model. Parameters of the simple cabin model can easily be identified in a comparison between measured data and the simulation. In this way, parameters for different aircraft cabins could be obtained. In this paper parameters of the cabin inlet were identified.

The thermal capacities of the cabin skin and the cabin floor were neglected. The inclusion of these parameters in future work could lead to improved results.

With the help of the validated components the temperature control concept of an ECS of an aircraft consisting of 2 zones was discussed. The temperature control concept of an ECS requires two independent controllers.

A highly dynamic test case was defined and simulated. The results show a reasonable behaviour.

Next steps in the research will be devoted to the simulation of further ECS components.

8. ACKNOWLEDGEMENT

This research has been partially sponsored by Hansestadt Hamburg, Behörde für Wirtschaft und Arbeit.

9. REFERENCES

- [1] SCHOLZ, Dieter: Aircraft Systems. In: DAVIES, Mark: *The Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers*. New York : McGraw-Hill, 2003
- [2] WESSELING, Pieter: *Principles of Computational Fluid Dynamics*. Springer : Berlin, 2000
- [3] SCHOLZ, Dieter: FLECS – Funktionale Modellbibliothek des Environment Control System. HWF: Workshop der Initiative Luftfahrtstandort Hamburg (Hamburg, 26th January 2006). Presentation, Hamburg, 06-01-26.
- URL: <http://FLECS.ProfScholz.de> (2007-07-16)
- [4] URL: <http://www.mathworks.com/products/matlab/description1.html> (2007-07-16)
- [5] URL: <http://www.mathworks.com/products/simulink/description1.html> (2007-07-16)
- [6] URL: <http://FLECS.ProfScholz.de> (2007-07-16)
- [7] SCHOLZ, Dieter: FLECS – Funktionale Modellbibliothek des Environment Control System. In: *mobiles*. Dep. of Automotive and Aeronautical Engineering, Hamburg University of Applied Sciences, 2005, p. 113
- [8] WERNER, Tom: *Literaturrecherche : Verfahren und Programme zur Berechnung von Luftsystemen*, Dep. of Automotive and Aeronautical Engineering, Hamburg University of Applied Sciences, 2006.
- URL: <http://bibliothek.ProfScholz.de> (2007-07-16)
- [9] OEHLER, Bettina: Modeling and Simulation of Global Thermal and Fluid Effects in an Aircraft Fuselage. In: SCHMITZ, G. (Ed.): *4th International Modelica Conference* (Hamburg University of Technology 2005). Hamburg : TUHH, Department of Thermodynamics, pp. 497-506
- [10] ZIEGLER, Shayne; SHAPIRO, Steven: FLOWMASTER : Computer Simulation of an Aircraft Environmental Control System. UKIP MEDIA & EVENTS: *Aerospace Testing Expo 2006* (Anaheim, California, 8th-10th November 2005).
- A presentation from the company Flowmaster USA Inc.
- [11] HE, Jun; ZHAO, Jing-quan: Dynamic Simulation of the Aircraft Environmental Control System. In: *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 14 (2001), No. 3, pp. 129-133
- [12] SAE: *Air Conditioning Systems for Subsonic Airplanes*. Warrendale, PA : Society of Automotive Engineers, 1991 (ARP 85E) .
- Available from SAE (<http://www.sae.org>) (2007-07-16)
- [13] SAE: *Testing of Airplane Installed Environmental Control Systems (Ecs)*. Warrendale, PA : Society of Automotive Engineers, 1999 (ARP 217D) .
- Available from SAE (<http://www.sae.org>)
- [14] SAE: *Aircraft Compartment Automatic Temperature Control Systems*. Warrendale, PA : Society of Automotive Engineers, 1995 (ARP 89D).
- Available from SAE (<http://www.sae.org>)
- [15] SCHOLZ, Dieter; MÜLLER, Christian; GIESE, Tim; ERDMANN, Carsten: FLECS : Functional Library of the Environmental Control System - A Simulation Tool for the Support of Industrial Processes. In: ESTORF, Otto von (Hrsg.): *Proceedings of the 1st International Workshop on Aircraft System Technologies* (TUHH, Hamburg, 29./30. März 2007). Aachen : Shaker, 2007, S. 143 - 157
- [16] URL: <http://www.flowmaster.com/flowmaster/index.html> (2007-07-16)

Anhang C

Veröffentlichung im Rahmen des

DGLR, Fachausschuss T5.4:

**49. Fachausschusssitzung Anthropotechnik - Stand
und Perspektiven der simulationsgestützten
Systemgestaltung
(T5.4 2007)**

Airbus, Hamburg, 18. - 19. Oktober 2007

DYNAMISCHE SIMULATION DES KÜHLAGGREGATS EINES FLUGZEUGS

Christian Müller, Dieter Scholz, Tim Giese

Kurzreferat

In dieser Veröffentlichung wird ein dynamisches Simulationsmodell eines Kühlaggregats eines Flugzeugs beschrieben. Das Simulationsmodell berücksichtigt alle relevanten Komponenten: den Kompressor, die Turbine, das Gebläse und die verschiedenen Wärmetauscher. Die genannten Komponenten werden durch Kennfelder beschrieben. Die Dynamik der Simulation des Kühlaggregats basiert auf der dynamischen Beschreibung der Wärmetauscher. Den Wärmetauschern wird eine Masse bzw. eine Wärmekapazität zugeordnet. Der Wärmeübergang im Wärmetauscher von der Luft auf die Trennwand zwischen den Luftströmen wird durch einen Faktor $\alpha \cdot A$ beschrieben. Der Faktor $\alpha \cdot A$ (Produkt aus Wärmeübergangskoeffizient und Austauschfläche) lässt sich mit Hilfe einer Effizienzkurve berechnen. Für diese Rechnung sind keine Daten der Geometrie des Wärmetauschers erforderlich. Das Simulationsmodell des Kühlaggregats wurde mit Industriedaten verifiziert. Weiterhin wurde das Kühlaggregat in eine Simulation der Temperaturregelung der Kabine eingebaut. Die Simulation zeigt plausible Ergebnisse. Es wird gezeigt, dass der Einfluss der Dynamik des Kühlaggregats auf das Regelverhalten des Gesamtsystems nicht vernachlässigt werden kann.

1 EINLEITUNG

Klimatisierung eines Flugzeugs: Die Klimaanlage eines Flugzeugs besteht aus einem Kühlaggregat und einem Luftverteilungssystem. Die grundlegenden Funktionen der Klimaanlage sind das Heizen bzw. das Kühlen der Luft, das Bereitstellen der notwendigen Frischluftmenge für die Passagiere, und das Filtern der Luft. Die Klimaanlage regelt die Lufttemperatur und den Druck (**Scholz 2003**). Der prinzipielle Aufbau ist in Bild 1 gezeigt. Vom Triebwerk des Flugzeugs wird Luft abgezapft. Die Zapfluft steht unter hohem Druck (~ 2 bar) und hat nach der Vorkühlung in der Pneumatikanlage immer noch eine hohe Temperatur (~ 120 °C ... 200 °C). Ein Teil

der Zapfluft wird in das Kühlaggregat eingespeist. Das Kühlaggregat kühlt die Lufttemperatur auf bis zu -30 °C herunter. Die notwendige Leistung wird der Luft entzogen. Was zur Folge hat das der Ausgangsdruck nur geringfügig oberhalb des Kabinendrucks liegt.

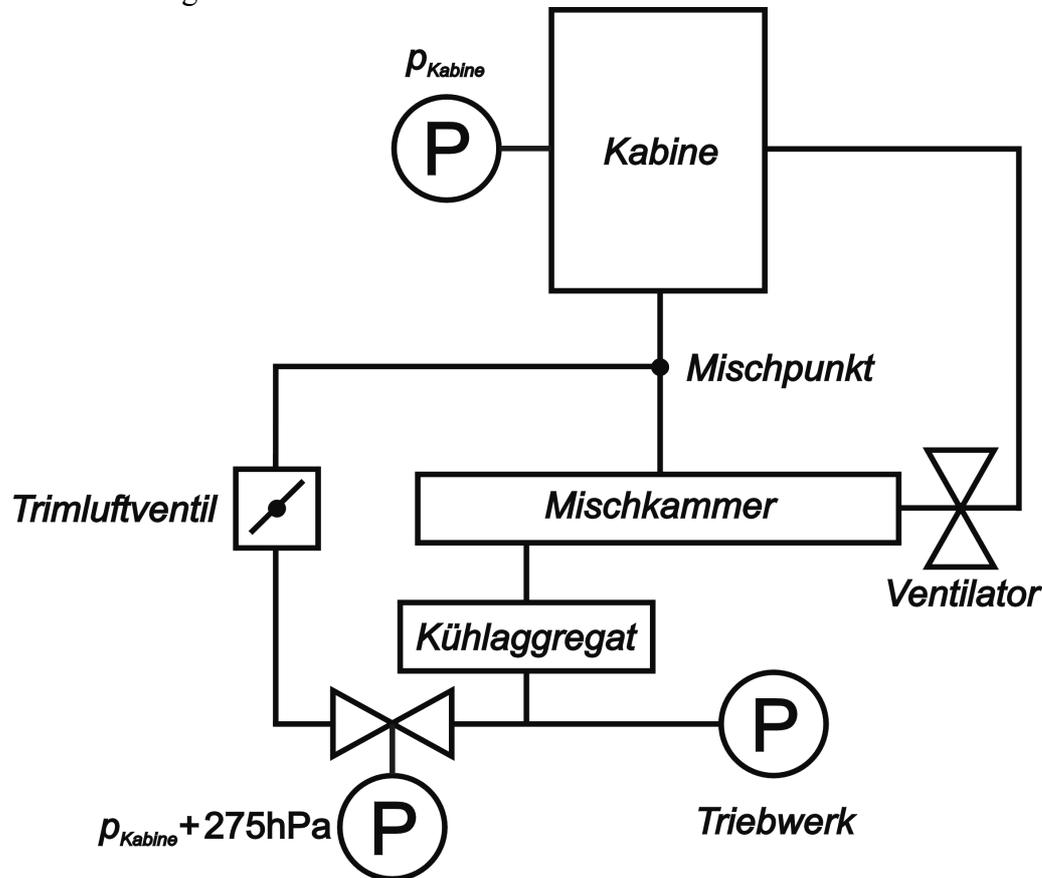


Bild 1: Schematische Abbildung der Klimaanlage in einem Flugzeug

In die Mischkammer strömt zum einen die Luftmenge aus dem Kühlaggregat und zum anderen die rezirkulierte Luft aus der Kabine ein. Aus Sicherheitsgründen sind in einem Flugzeug immer zwei unabhängige Kühlaggregate im Betrieb. Ein anderer Teil der Zapfluft strömt über einen Druckminderer und ein Trimluftventil in einen Mischpunkt, in dem die Luft aus der Mischkammer hinzu gemischt wird. Diese Luft wird in die Kabine geleitet.

Regelverhalten der Klimaanlage: Damit die Klimaanlage die notwendige Luftmenge mit der gewünschten Temperatur bereitstellen kann, müssen sowohl das Kühlaggregat als auch das Trimluftventil geregelt werden. Das Temperaturregelungsschema der Klimaanlage ist in Bild 2 gezeigt.

Aus der Differenz der Solltemperatur der Kabine und der tatsächlichen Temperatur ermittelt der Kabinenregler die Solltemperatur für den Mischpunkt. Der Trimluftregler bestimmt aus der Regeldifferenz zwischen der neuen Solltemperatur für den Mischpunkt und der tatsächlichen Temperatur die Winkelgeschwindigkeit für den

Öffnungswinkel des Trimluftventils. Die Winkelgeschwindigkeit wird im Trimluftventil aufintegriert. Zusammen mit der integrierenden Strecke zeigt die Kaskadenschaltung aus Kabinenregler und Trimluftregler eine Charakteristik eines PI^2 -Reglers.

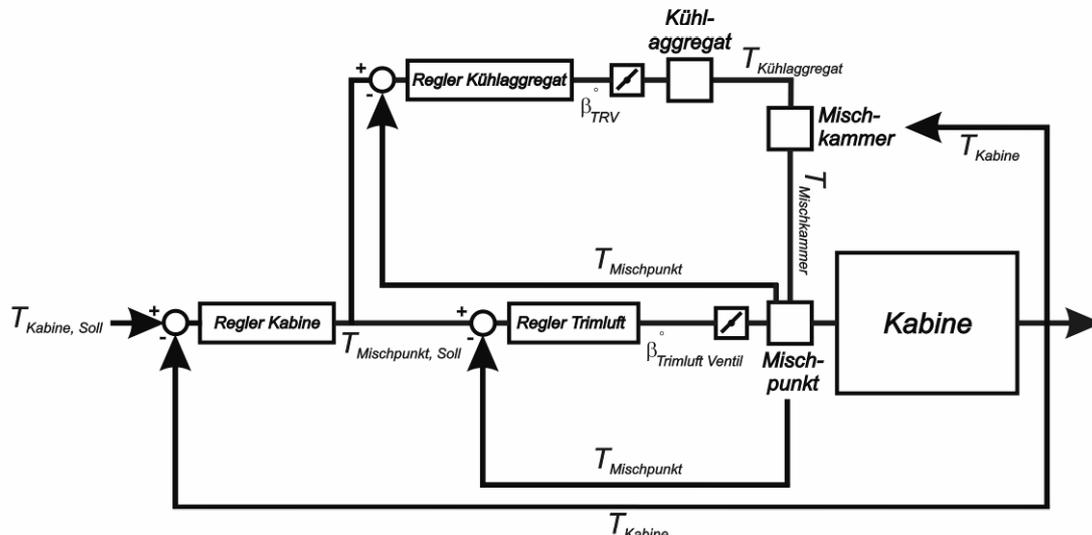


Bild 2: Regelungsschema der Klimaanlage in einem Flugzeug

Der Kühlaggregatregler bestimmt aus der Regeldifferenz zwischen der Solltemperatur und der tatsächlichen Temperatur des Mischpunktes die Winkelgeschwindigkeit für das Temperaturregelventil (siehe Bild 2) im Kühlaggregat. Der Öffnungswinkel dieses Ventils legt die Ausgangstemperatur fest. Auch der Kühlaggregatregler kann mit einem PI^2 -Regelverhalten beschrieben werden.

Simulation: Die Entwicklung von Klimaanlage wird durch Simulationsmodelle unterstützt. Es werden die folgenden verschiedenen Simulationsansätze unterschieden:

- Die computergestützte Berechnung (CFD) von 3-dimensionalen (3D) Strömungsfeldern in den verschiedenen Komponenten der Klimaanlage (**Wesseling 2000**),
- Die Simulation von 1-dimensionalen (1D) Strömungen in Luftverteilungsnetzwerken,
- Die funktionale Simulation der Klimaanlage und der Kabine.

Bei der Entwicklung der Klimaanlage müssen verschiedene Systemarchitekturen miteinander verglichen werden (**Scholz 2006**). Aus den Simulationsergebnissen lassen sich die Spezifikationen für die einzelnen Komponenten ableiten. Nach der Umsetzung der Spezifikationen in ein Produkt müssen diese auf ihre Funktion hin getestet werden. Die Überprüfung erfolgt in Testständen, in denen die Funktion der Komponenten in simulierten Testumgebungen beobachtet werden kann. Daraus ergibt sich die Notwendigkeit, dass die Simulationsmodelle in Echtzeit ablaufen müssen.

Ein Schwerpunkt liegt auf der Überprüfung der Arbeitsweise der verschiedenen Regler (siehe Bild 2). Durch einen Regler wird eine Größe dynamisch an einen vorgegebenen Sollwert angepasst. Daraus ergibt sich die Notwendigkeit, dass auch die Simulationenumgebungen dynamisch aufgebaut sein müssen. Das Regelverhalten eines

Systems wird zum einen durch die Bandbreite der einzelnen Regler, sowie durch die Trägheit des Systems bestimmt. Im Fall der Klimaanlage eines Flugzeugs wird die Trägheit des Systems durch die Wärmekapazitäten der Luft und der verschiedenen Komponenten bestimmt, z. B. die Wärmekapazität der Kabineneinbauten und der Wärmetauscher innerhalb des Kühlaggregats. Für die Auslegung der Regler ist es daher notwendig die Wärmekapazitäten des Systems innerhalb der Simulation in Betracht zu ziehen.

Dynamischen Simulationen geben weiterhin die Möglichkeit die Wechselwirkungen der einzelnen Komponenten eines Gesamtsystems zu untersuchen, und verschiedene Fehlerszenarien und standardisierte Testfälle durchzuspielen. Ein standardisierter Testfall für ein Flugzeug Airbus A320 ist z. B. das Aufheizen einer Flugzeugkabine von 21 °C auf 24 °C bei kühlen Außentemperaturen (-23 °C). Der Aufheizvorgang muss nach 15 min abgeschlossen sein, unter Annahme, dass 70 Passagiere in der Kabine sind. Ein weiterer Testfall ist das Abkühlen eines Flugzeugs von 24 °C auf 21 °C bei warmen Außentemperaturen (+38 °C), wieder unter der Annahme, dass 70 Passagiere in der Kabine sind. Auch der Abkühlvorgang muss nach 15 min abgeschlossen sein.

Datenbank zur funktionalen Simulation: Für die genannten Anforderungen stellen funktionale Simulationen die beste Lösung dar. Die Arbeiten zum vorliegenden Paper wurden im Rahmen des Projektes FLECS (*Functional Library of the Environmental Control System*) (Scholz 2007b) durchgeführt. Die Kernaufgabe des FLECS-Projekts ist der Aufbau einer Datenbank mit Simulationsmodellen für die Komponenten der Klimaanlage (Scholz 2005). Als Softwareoberfläche dient das kommerzielle Simulationsprogramm MATLAB/Simulink (Mathworks 2007a, Mathworks 2007b). Der Aufbau der Datenbank unterstützt den Entwicklungsprozess von innovativen Klimaanlagen für zukünftige Flugzeugtypen. Der modulare Aufbau der Datenbank ermöglicht die Erstellung von unterschiedlichen Systemarchitekturen. MATLAB/Simulink bietet zusätzlich die Möglichkeit zur C-Code-Generierung, was eine Verwendung der Simulationsmodelle auf Testständen zulässt. Bei der Erarbeitung der einzelnen Algorithmen wurde in Hinblick auf die geforderten Anforderungen der Schwerpunkt auf Echtzeitfähigkeit und Stabilität gelegt. Über grafische Benutzeroberflächen (GUI: *Graphical User Interface*) wird eine hohe Benutzerfreundlichkeit erreicht, zudem können die Simulationen interaktiv gesteuert werden. Es ist auch möglich Simulationen unter verschiedenen Randbedingungen automatisiert durchrechnen zu lassen.

Neue Technologien im Bereich der Klimaanlage, wie z. B. das zapfluftfreie Flugzeug (bleedless aircraft), Flugzeuge mit Verdampferanlage (vapour cycle system), neue Regelkonzepte und die Erhöhung der Luftfeuchtigkeit in der Kabine werden ebenfalls über die FLECS-Datenbank abgedeckt. Dazu werden zum einen allgemeine Komponenten und zum anderen spezielle innerhalb des FLECS-Projekts neu entwickelte Komponenten benötigt.

Allgemeine/spezielle Komponenten: Allgemeine Komponenten lassen sich mit Hilfe von analytischen Funktionen, die über thermodynamische und strömungsmechanische Ansätze abgeleitet wurden, und einem Parametersatz beschreiben. Spezielle

Komponenten werden durch charakteristische Kennfelder beschrieben. Die charakteristischen Kennfelder können mit Hilfe von Messreihen ermittelt werden.

Literaturüberblick: In **Werner 2006** wird ein Überblick über die verschiedenen Ansätze zur 1D, 3D und zu funktionalen Simulationen gegeben. Publikationen über verschiedenen Anwendungen im Bereich der Klimatisierung von Flugzeugen sind **He 2001**, **Oehler 2005** und **Ziegler 2005**. Das vorliegende Paper basiert auf einer Veröffentlichung über die Einbindung der FLECS-Datenbank in den Entwicklungsprozess der Klimaanlage (**Scholz 2007a**) und einer weiteren Veröffentlichung über die Validierung des Kabinenmodells (**Müller 2007**).

2 BESCHREIBUNG DER ARBEITSWEISE EINES MODERNEN KÜHLAGGREGATS

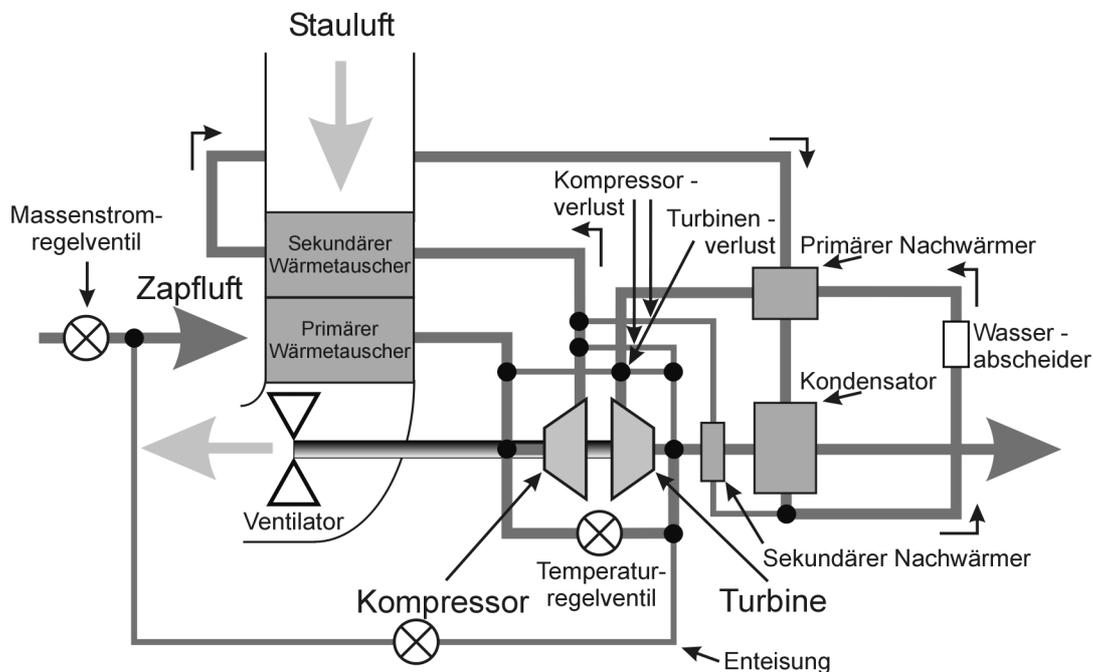


Bild 3: Der Aufbau des Kühlaggregats eines Flugzeugs

Das Kühlaggregat (pack) stellt für die Klimatisierung der Kabine die notwendige Kühlleistung zur Verfügung. Betrieben wird das Kühlaggregat mit Zapfluft (bleed air) aus den Flugzeugtriebwerken. Im Bodenstandfall steht auch die Möglichkeit zur Verfügung, das Kühlaggregat mit der Hilfsturbine (auxiliary power unit) zu versorgen. Der Ausgangsdruck des Kühlaggregats liegt nur unwesentlich oberhalb des Kabinendrucks. Die abfallende Druckdifferenz treibt die Kühlturbine (siehe Bild 3) an. Die Leistung wird an eine Welle übertragen. Die Welle gibt die zur Verfügung stehende Leistung an einen Kompressor bzw. einen Ventilator (fan) weiter.

Eine entscheidende Rolle für die Auslegung eines Kühlaggregats spielen die einzelnen Wärmetauscher (siehe Bild 3). Der primäre Wärmetauscher (primary heat ex-

changer) hat die Aufgabe die Zapfluft soweit abzukühlen (z. B. von 200 °C auf 120 °C), dass die Ausgangstemperatur des Kompressors einen kritischen Wert nicht überschreitet. Eine Temperatur oberhalb des kritischen Wertes könnte zu Materialschäden führen. Die von der Turbinenwelle abgenommene Leistung wird im Kompressor dazu verwendet, die Luft zu verdichten, was eine Temperaturerhöhung nach sich führt. Nach dem Durchgang durch den Kompressor wird die Zapfluft wiederum durch einen sekundären Wärmetauscher abgekühlt. Aufgrund der hohen Kühlleistung wird der sekundäre Wärmetauscher auch als Hauptwärmetauscher (main heat exchanger) bezeichnet. Zur Kühlung des primären und des sekundären Wärmetauschers wird Stauluft (ram air) verwendet, die im Bodenstandfall durch den Ventilator in den Stauluftkanal (ram air channel) gesaugt wird. Die nötige Leistung entnimmt der Ventilator wiederum der Turbinenwelle. Im Reiseflug strömt die Luft aufgrund der hohen Fluggeschwindigkeit selbstständig durch den Kanal. Die entnommene Leistung kann in diesem Fall gleich Null gesetzt werden.

Vom sekundären Wärmetauscher wird die Luft zum primären Nachwärmer (reheater) bzw. dem Kondensator (condenser) geleitet (siehe Bild 3). Die Wärmetauscher entnehmen der Zapfluft einen gewissen Teil ihrer Wärmeenergie, bevor diese über den Wasserabscheider (water separator) in die Turbine strömt. Im beschriebenen Aufbau wird die vom primären Nachwärmer entnommene Wärmeenergie dem System nach dem Wasserabscheider wieder zugeführt. Als Nettoverlust bleibt vor der Turbine nur die von Kondensator übertragene Wärme übrig. Diese Wärmeenergie wird dem System nach der Turbine wieder zugeführt.

In der Turbine wird die Luft abgekühlt, indem die Luft expandiert und dabei die Turbinenschaufeln antreibt. Die Leistung der Turbine hängt von der Eingangstemperatur und dem Druckabfall ab. Die abgekühlte Luft strömt von der Turbine in Richtung des Ausgangs des Kühlaggregats. Vor dem Austritt wird die Luft über dem Kondensator aufgeheizt.

Für die Beschreibung des Kühlaggregats ist es notwendig die Nebenströme (by pass flows) zu berücksichtigen. Die Nebenströme werden dem System an einem bestimmten Ort entnommen, und zum Teil dem System an einen anderen Ort wieder zugeführt. Der entscheidende Nebenstrom ist der Massenstrom, der durch das Temperaturregelventil geregelt wird. Die Kompressorverluste (compressor leakages) (siehe Bild 3) werden nach dem Durchgang durch den Kompressor entnommen. Ein Teil der Kompressorverluste wird nach der Turbine wieder eingespeist. Der andere Teil wird für den sekundären Nachwärmer (siehe Bild 3) verwendet, und vor dem Wasserabscheider wieder zugeführt. Die abgezweigten Kompressorverluste haben zum einen die Aufgabe den Kondensator vor dem Vereisen zu schützen, zum anderen werden sie genutzt die Turbine bei einer hohen Effizienz zu betreiben. Zusätzlich zu den Kompressorverlusten wird der Zapfluft vor dem Eintritt in den primären Wärmetauscher ein Enteisungsmassenstrom (anti-icing flow) entnommen. Die Turbinenverluste (turbine bypass) werden vor der Turbine abgezweigt (siehe Bild 3). Die Turbinenverluste werden für die Luftlager (air bearings) der Welle verwendet und können zum Teil dem System nach der Turbine und vor dem Kompressor wieder zugeführt werden. Aufgrund der Reibung innerhalb der Lager wird die Luft erwärmt.

Ein wichtiger Parameter für die Auslegung des Kühlaggregats ist der zur Verfügung stehende Zapfluftmassenstrom \dot{m}_{bleed} . Die Größe des Zapfluftmassenstroms wird von der Frischluftmenge festgelegt, die für die Anzahl der Passagiere in der Kabine notwendig ist. Der Massenstrom $\dot{m}_{Kühlmaschine}$ der durch die Kühlmachine (air cycle machine) – die Kombination aus Kompressor und Turbine – strömt, wird durch das Massenstromregelventil (siehe Bild 3) festgelegt, wobei gilt $\dot{m}_{Kühlmaschine} \leq \dot{m}_{bleed}$.

3 DYNAMISCHE BESCHREIBUNG DES KÜHLAGGREGATS

Für die dynamische Beschreibung des Kühlaggregats werden für die im Abschnitt 2 genannten Komponenten Simulationsmodelle entwickelt. Im Prinzip sind zwei verschiedene Simulationsmodelltypen möglich.

Druckgebende Elemente erhalten als Information die Massenströme und Temperaturen am Eingang bzw. Ausgang der Komponente. Allgemeine druckgebende Elemente haben ein definiertes Volumen. Mit Hilfe der Enthalpiegleichung, der Massenbilanz und dem idealen Gasgesetz können die Differentialgleichungen für die zeitliche Änderung des Drucks, der Dichte und der Temperatur abgeleitet werden.

Spezielle druckgebende Elemente werden über Kennfelder $\dot{m} \rightarrow \Delta p$ definiert. Für solche Elemente ist das Volumen keine definierte Größe. Als Randbedingung ist daher neben dem Massenstrom auch ein absoluter Druck notwendig.

Der Nachteil solcher Simulationsmodelle ist die Tatsache, dass der Massenstrom als Randbedingung vorgegeben werden muss. Bei dynamischen Simulationen ist aber der Massenstrom eine zeitlich veränderliche Größe. Für dynamische Simulationen ist es ratsam, die Elemente soweit als möglich als Strömungswiderstände zu beschreiben.

Strömungswiderstände erhalten als Informationen die absoluten Drücke und Temperaturen am Eingang bzw. Ausgang der Komponente. Bei allgemeinen Strömungswiderständen kann aus der bekannten Druckdifferenz mit Hilfe einer analytischen Funktion der Massenstrom festgelegt werden.

Speziellen Strömungswiderständen werden über ein Kennfeld $\Delta p \rightarrow \dot{m}$ beschrieben. Als Randbedingungen sind nur die absoluten Drücke notwendig, was nach sich zieht, dass ein Strömungswiderstand innerhalb einer Simulation immer druckgebende Elemente als Nachbarn benötigt (siehe Bild 4).



Bild 4: Simulationsumgebung eines Strömungswiderstandes

Im Folgenden wird der Aufbau des Kompressors, der Turbine und des Wärmetauschers als spezielle Strömungswiderstände beschrieben.

3.1 Der Kompressor als Strömungswiderstand

Der Kompressor wird über die in Bild 5 schematisch gezeigten Kennfelder definiert. Die Kennfelder sind Funktionen der Drehzahl n . Aus den am Eingang und Ausgang vorgegebenen Drücken p_{ein} und p_{aus} , $p_{aus} > p_{ein}$ bzw. dem resultierenden Druckverhältnis p_{aus}/p_{ein} wird der Massenstrom innerhalb des Kompressors ermittelt. Bei einer festen Drehzahl kann sich am Kompressor maximal ein bestimmtes Druckverhältnis ausbilden (siehe Bild 5a), was zur Folge hat, dass bei einem gegebenen Druckverhältnis immer prinzipiell zwei Massenströme möglich sind.

Solche Kennfelder stellen (siehe Bild 5a) für einen Algorithmus das Problem dar, dass a priori nicht bekannt ist, welcher der möglichen Massenströme den Randbedingungen bzw. der Simulationsumgebung entspricht. Um Massenstromsprünge im System zu vermeiden, muss dem Kompressor ein Referenzmassenstrom vorgegeben werden, anhand dessen der Algorithmus entscheiden kann, ob der Kompressor rechtsseitig bzw. linksseitig von einem Massenstrom \dot{m}_{max} betrieben wird. \dot{m}_{max} ist der Massenstrom, der bei einer festen Drehzahl dem maximalen Druckverhältnis entspricht.

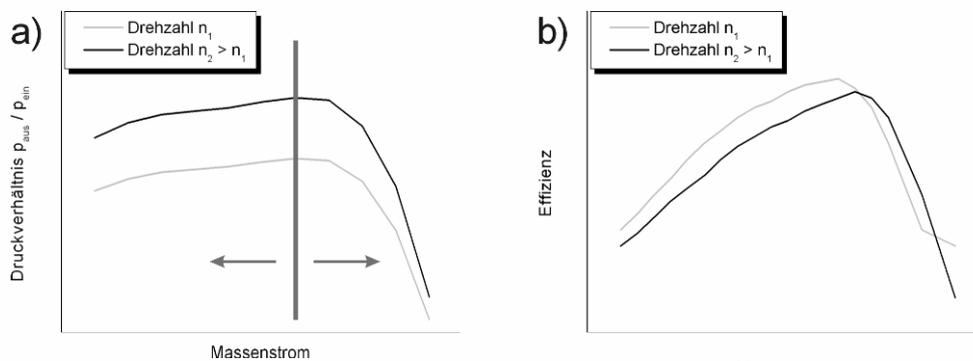


Bild 5: Die Kennfelder für den Massenstrom und die isentrope Effizienz eines Kompressors bei gegebenem Druckverhältnis p_{aus}/p_{ein} und Drehzahl n

Mit dem festgelegten Massenstrom \dot{m} kann die isentrope Effizienz η bestimmt werden (siehe Bild 5b). Die isentrope Effizienz legt fest, welche Leistung P_{komp} (Gleichung 1) der Kompressor von der Turbinenwelle abnehmen muss, um einen gewissen Komprimierungsgrad T_{aus}/T_{ein} zu erreichen.

$$\begin{aligned}
 P_{komp} &= \frac{1}{\eta} \dot{m} c_p T_{ein} \left(\left(\frac{p_{aus}}{p_{ein}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \\
 T_{aus} &= T_{ein} + \frac{1}{\eta} T_{ein} \left(\left(\frac{p_{aus}}{p_{ein}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right)
 \end{aligned} \tag{1}$$

T_{ein} ist die Temperatur am Kompressoreingang und $\kappa = c_p/c_v$ ist das Verhältnis zwischen den spezifischen Wärmekapazitäten der Luft bei konstantem Druck bzw. konstantem Volumen.

3.2 Die Turbine als Strömungswiderstand

Die Turbine wird durch die in Bild 6 gezeigten Kennfelder definiert. Aus einem gegebenen Druckverhältnis p_{ein} / p_{aus} , $p_{ein} > p_{aus}$ bzw. einem Eingangsdruck p_{ein} und der Machzahl M könnte nach Gleichung 2 der Massenstrom \dot{m} durch die Turbine bestimmt werden. Da sowohl M sowie \dot{m} eine Funktion der Strömungsgeschwindigkeit v sind, besitzt Gleichung 2 ein Initialisierungsproblem, da zur Bestimmung von v , die Geschwindigkeit v schon a priori bekannt sein müsste.

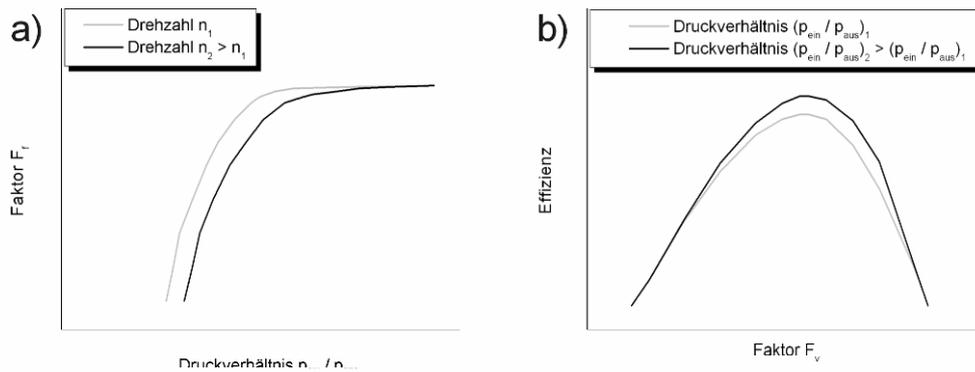


Bild 6: Die Kennfelder für den Faktor F_f und die isentrope Effizienz einer Turbine bei gegebenem Druckverhältnis p_{ein} / p_{aus} , Drehzahl n bzw. Faktor F_v

Aus diesem Grund wird der in Gleichung 2 markierte Term als Faktor F_f über ein Kennfeld definiert (siehe Bild 6, links).

$$\dot{m}(v) = \frac{A \cdot p_{ein}}{\sqrt{T_{ein}}} \cdot \underbrace{\sqrt{\frac{\kappa}{R}} \cdot M(v) \cdot \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M(v)^2\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}}_{F_f} \tag{2}$$

Bei gegebenem Eingangsdruck, Eingangstemperatur und der effektiven Eingangsfläche der Turbine A kann somit der Massenstrom durch die Turbine bestimmt werden. R ist die spezifische Gaskonstante von Luft. Der Faktor F_v , der die isentrope Effizienz der Turbine festlegt (siehe Bild 6, rechts), berechnet sich nach Gleichung 3.

$$F_v = K \frac{n}{\sqrt{T_{ein} - T_{aus}}} \quad (3)$$

Die Konstante K ist universell für alle Turbinen gültig. Die isentrope Effizienz η wird genutzt, um den Expansionsgrad T_{ein} / T_{aus} der Turbine zu berechnen (siehe Gleichung 4). Die isentrope Effizienz für eine Turbine kann über Messreihen bestimmt werden. Basierend auf den Messungen wird aus einem Wertesatz $(n, T_{ein}, T_{aus}, p_{ein}, p_{aus})$ sowohl der Faktor F_v , wie die isentrope Effizienz η berechnet. Aufgrund der Reibung zwischen der Luft und den Turbinenschaufeln wird die Ausgangstemperatur immer deutlich oberhalb der minimalen Ausgangstemperatur liegen. Diese Tatsache führt zu dem Zustand, dass die ermittelte isentrope Effizienz immer zu niedrig bestimmt wird. Für die Bestimmung der von der Turbine an die Welle abgegebene Leistung P_{trb} muss daher die mechanische Effizienz η_{mech} verwendet werden.

$$T_{aus} = T_{ein} - \eta T_{ein} \left(1 - \left(\frac{p_{aus}}{p_{ein}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) \quad (4)$$

$$P_{trb} = \eta_{mech} \dot{m} c_p T_{ein} \left(1 - \left(\frac{p_{aus}}{p_{ein}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right)$$

3.3 Leistungsabnahme des Ventilators

Bei gegebenen Eingangs- und Ausgangsdrücken p_{ein} und p_{aus} kann mit Hilfe der in Bild 7 gezeigten drehzahlabhängigen Temperaturerhöhung durch den Ventilator die Leistungsabnahme des Ventilators berechnet werden (siehe Gleichung 5).

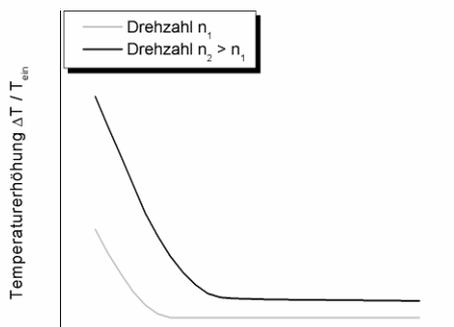


Bild 7: Temperaturerhöhung durch den Ventilator bei gegebener Eingangstemperatur T_{ein} und Drehzahl n

$$\eta = \frac{1}{\Delta T} \left(\left(\frac{P_{aus}}{P_{ein}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \quad (5)$$

$$P_{Ventilator} = \frac{1}{\eta} \dot{m} c_p T_{ein} \left(\left(\frac{P_{aus}}{P_{ein}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right)$$

3.4 Dynamische Beschreibung des Wärmetauschers

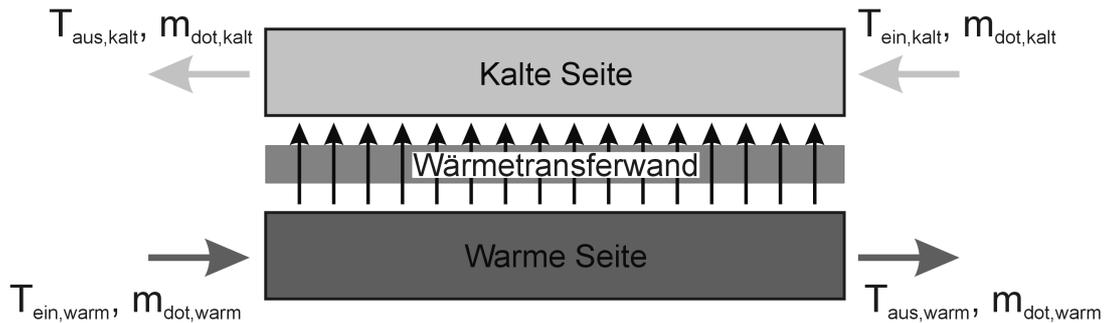


Bild 8: Der schematische Aufbau eines Wärmetauschers

Der schematische Aufbau eines Wärmetauschers ist in Bild 8 gezeigt. Die Wärme wird von einer warmen Seite über eine Wärmetransferwand auf die kalte Seite übertragen. Wärmetauscher werden in vier Typen unterschieden, Gleichstrom-, Gegenstrom-, Kreuz- und Kreuzgegenstromwärmetauscher. Für die folgenden Betrachtungen spielt der genaue Aufbau des Wärmetauschers keine Rolle.

Die Strömungsverhältnisse im Wärmetauscher werden mit Hilfe der in Gleichung 6 definierten Massenstromgleichung abgebildet. Die Konstanten $K_{1,kalt}$, $K_{1,warm}$, $m_{1,kalt}$ und $m_{1,warm}$ sind charakteristische Größen für einen Wärmetauscher.

$$\dot{m}_{kalt} = \left(\frac{P_{ein,kalt} - P_{aus,kalt}}{K_{1,kalt}} \frac{\rho_{ein,kalt}}{\rho_0} \right)^{\frac{1}{m_{1,kalt}}}$$

$$\dot{m}_{warm} = \left(\frac{P_{ein,warm} - P_{aus,warm}}{K_{1,warm}} \frac{\rho_{ein,warm}}{\rho_0} \right)^{\frac{1}{m_{1,warm}}} \quad (6)$$

$$\rho_0 = 1,225 \text{ kg/s}$$

Für die statische Beschreibung eines Wärmetauschers kann die von der warmen auf die kalte Seite transferierte Wärme über eine Effizienzkurve (siehe Bild 9) berechnet werden. Die Wärmekapazität der Wand und deren Temperatur werden dabei nicht betrachtet. Durch die warme bzw. die kalte Seite strömt ein Massenstrom Luft \dot{m}_{kalt} bzw. \dot{m}_{warm} (siehe Bild 8). Die Wärmetransfereffizienz η gibt an, wie viel Prozent der

maximalen transferierbaren Wärme \dot{Q}_{max} tatsächlich übertragen werden kann (siehe Gleichung 7). Im Idealfall ist die Ausgangstemperatur der warmen Seite $T_{aus,warm}$ gleich der Eingangstemperatur der kalten Seite $T_{ein,kalt}$ und der maximale Wärmetransfer berechnet sich nach Gleichung 7.

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{max} &= \dot{m}_{warm} c_p (T_{ein,warm} - T_{ein,kalt}) \\ \dot{Q}_{real} &= \eta \dot{m}_{warm} c_p (T_{ein,warm} - T_{ein,kalt})\end{aligned}\quad (7)$$

Die tatsächlichen Ausgangstemperaturen der warmen wie der kalten Seite berechnen sich nach Gleichung 8.

$$\begin{aligned}T_{aus,warm} &= T_{ein,warm} - \frac{\dot{Q}_{real}}{\dot{m}_{warm} c_p} \\ T_{aus,kalt} &= T_{ein,kalt} + \frac{\dot{Q}_{real}}{\dot{m}_{kalt} c_p}\end{aligned}\quad (8)$$

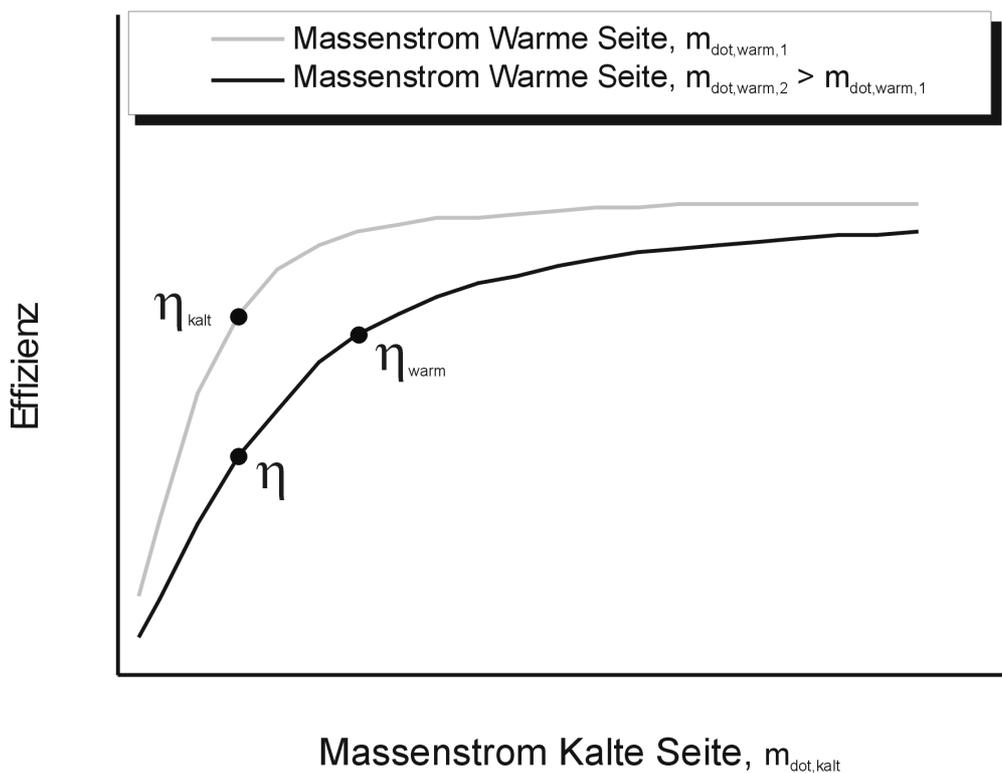


Bild 9: Effizienzkurve eines Wärmetauschers

Die Dynamik des Wärmetauschers lässt sich durch den konvektiven Wärmeübergang zwischen den Luftströmungen und der Wand ausdrücken. Zusätzlich muss die Masse bzw. die Wärmekapazität der Wand berücksichtigt werden. Im Regelfall liegen über

die Wärmetauscher keine geometrischen Daten vor, die es erlauben die Strömungsverhältnisse zu modellieren.

Der Faktor $\alpha \cdot A$ (Produkt aus Wärmeübergangskoeffizient α und der Austauschfläche A) zwischen der Luft und der Wand muss daher aus der Effizienzkurve hergeleitet werden. Der in Bild 9 gezeigte Verlauf der Effizienzkurve lässt sich wie folgt erklären. Der Wärmeübergangskoeffizient α ist eine Funktion der Strömungsgeschwindigkeit v . Nimmt die Geschwindigkeit v ab, wird auch α kleiner.

$\dot{m}_{kalt} \rightarrow 0$: Im Fall, dass der Massenstrom durch die kalte Seite gegen Null geht, müssen auch die Effizienzkurven gegen Null gehen (siehe Bild 9).

$\dot{m}_{warm} > \dot{m}_{kalt}$: Im Fall, dass der Massenstrom \dot{m}_{warm} größer als der Massenstrom \dot{m}_{kalt} ist, wird der Wärmeübergang durch die kalte Seite limitiert. Da aber nach Gleichung 7 die übertragende Wärme \dot{Q}_{real} linear vom Massenstrom \dot{m}_{warm} abhängt, muss die Effizienz kleiner werden (siehe Bild 9), da sonst die nach Gleichung 8 berechnete Ausgangstemperatur $T_{aus,kalt}$ größer als die Eingangstemperatur der warmen Seite werden kann $T_{ein,warm}$.

Aus diesen Überlegungen lässt sich ableiten, dass nur im Fall $\dot{m}_{warm} = \dot{m}_{kalt}$ zwischen der Effizienz η und den Faktor $\alpha \cdot A$ ein Zusammenhang besteht. Für die folgenden Überlegungen wird angenommen, dass der Wärmetauscher durch das folgende Wertetupel $(\dot{m}_{warm}, T_{ein,warm}, \dot{m}_{kalt}, T_{ein,kalt})$, $\dot{m}_{warm} \neq \dot{m}_{kalt}$ beschrieben ist.

Faktor $\alpha \cdot A$ warme Seite: Um den Faktor der warmen Seite $\alpha \cdot A_{warm}$ abzuleiten, wird das Wertetupel $(\dot{m}_{warm}, T_{ein,warm}, \dot{m}_{kalt}, T_{ein,kalt})$ auf den Fall $\dot{m}_{kalt} = \dot{m}_{warm}$ projiziert. Für diesen Fall, kann aus den Effizienzkurven die Effizienz η_{warm} abgelesen werden (siehe Bild 9). Für die weiteren Überlegungen gilt die folgenden Annahmen: $T_{wand} = T_{ein,kalt}$.

Der Wärmetransfer zwischen der Luft erfolgt über die Kontaktfläche A_{warm} . Längs der Strömungsrichtung wird ein Kontaktlänge L_{warm} überstrichen. Entlang der Kontaktlänge bildet sich im statischen Gleichgewicht der in Bild 10a gezeigte Temperaturverlauf $T_{warm}(x)$, $0 \leq x \leq L_{warm}$ aus.

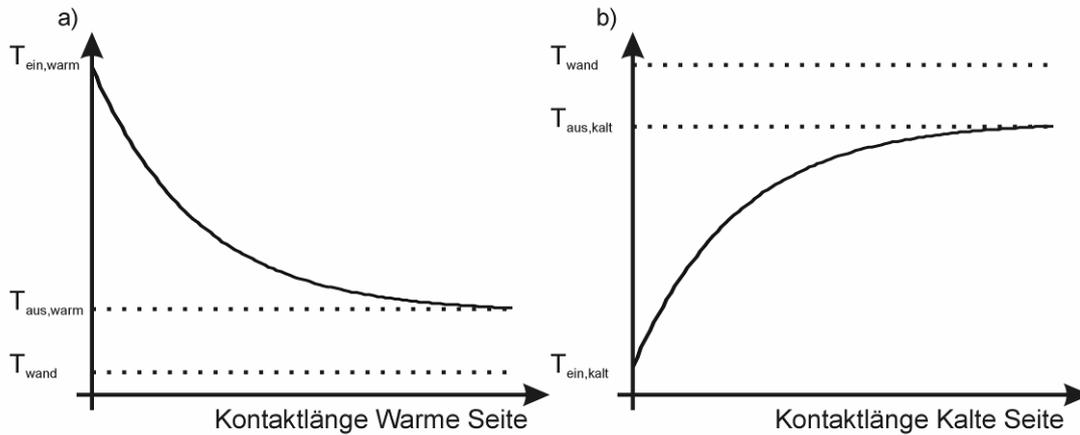


Bild 10: a) Temperaturverlauf entlang der Kontaktlänge auf der warmen Seite
 b) Temperaturverlauf entlang der Kontaktlänge auf der kalten Seite

Der Temperaturverlauf (siehe Bild 10a) wird beschrieben durch Gleichung 9 und leitet sich aus der Differentialgleichung für einen Wärmeübertrag auf eine Wand ab (siehe Gleichung 9). Aus der Kenntnis des Temperaturverlaufs und der Effizienz η_{warm} lässt sich nach Gleichung 10 der Exponent $a = \alpha \cdot A_{warm} / \dot{m}_{warm} c_p$ bestimmen und somit $\alpha \cdot A_{warm}$. Nachdem der $\alpha \cdot A_{warm}$ bekannt ist, kann die auf die Wand transferierte Wärme $\dot{Q}_{wand,warm}$ berechnet werden.

$$\dot{m}_{warm} c_p L \frac{dT_{warm}(x)}{dx} = \alpha \cdot A_{warm} (T_{warm}(x) - T_{wand}),$$

$$T_{wand} = T_{ein,kalt} \tag{9}$$

$$\Rightarrow T_{warm}(x) = T_{ein,kalt} + [T_{ein,warm} - T_{ein,kalt}] \exp\left(-a \frac{x}{L_{warm}}\right)$$

$$a = \frac{\alpha A_{warm}}{\dot{m}_{warm} c_p}$$

$$\eta_{warm} = \frac{T_{ein,warm} - T_{warm}(L_{warm})}{T_{ein,warm} - T_{ein,kalt}} = \frac{T_{ein,warm} - T_{aus,warm}}{T_{ein,warm} - T_{ein,kalt}} \tag{10}$$

$$\Rightarrow a = -\ln(1 - \eta_{warm})$$

Wärmetransferfaktor kalte Seite: Für die Berechnung des Faktors der kalten Seite $\alpha \cdot A_{kalt}$ gelten analoge Überlegungen. Das Wertetupel $(\dot{m}_{warm}, T_{ein,warm}, \dot{m}_{kalt}, T_{ein,kalt})$ wird auf den Fall $\dot{m}_{warm} = \dot{m}_{kalt}$ projiziert. In diesem Fall, kann aus den Effizienzkurven die Effizienz η_{kalt} abgelesen werden (siehe Bild 9). Es gilt die Annahmen: $T_{wand} = T_{ein,warm}$

Der Exponent $a = \alpha \cdot A_{kalt} / \dot{m}_{kalt} c_p$ kann nach Gleichung 11 bestimmt werden. Nachdem $\alpha \cdot A_{kalt}$ bekannt ist, kann die auf die Wand transferierte Wärme $\dot{Q}_{wand,kalt}$ berechnet werden. Der Temperaturverlauf $T_{kalt}(x)$, $0 \leq x \leq L_{kalt}$ ist in Bild 10b aufgetragen.

$$\begin{aligned} \dot{m}_{kalt} c_p L \frac{dT_{kalt}(x)}{dx} &= \alpha \cdot A_{kalt} (T_{kalt}(x) - T_{wand}) \\ T_{wand} &= T_{ein,warm} \\ \Rightarrow T_{kalt}(x) &= T_{ein,warm} + [T_{ein,kalt} - T_{ein,warm}] \exp\left(-a \frac{x}{L_{kalt}}\right) \\ a &= \frac{\alpha A_{kalt}}{\dot{m}_{kalt} c_p} \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \eta_{warm} &= \frac{T_{ein,kalt} - T_{kalt}(L_{kalt})}{T_{ein,kalt} - T_{ein,warm}} = \frac{T_{ein,kalt} - T_{aus,kalt}}{T_{ein,kalt} - T_{ein,warm}} \\ \Rightarrow a &= -\ln(1 - \eta_{kalt}) \end{aligned}$$

Die zwischen den der warmen und kalten Seite befindliche Wärmetransferwand wird eine Masse m_{wand} und eine spezifische Wärmekapazität c_{wand} zugeordnet. Die Differentialgleichung für die Wandtemperatur T_{wand} kann durch Gleichung 12 geschrieben werden.

$$\frac{dT_{wand}(t)}{dt} = \frac{\dot{Q}_{wand,warm} + \dot{Q}_{wand,kalt}}{m_{wand} c_{wand}} \quad (12)$$

Wenn sich ein Wärmetauscher nicht im statischen Gleichgewicht befindet, legt die zeitliche Entwicklung der Wandtemperatur die Dynamik des Wärmetauschers fest.

In Bild 11 ist der zeitliche Verlauf eines Wärmetauschers mit einer Wandmasse m_{wand} von 5 kg (—) bzw. 15 kg (—) und eines statischen Wärmetauschers (—) gezeigt. Der dynamische Wärmetauscher ist auf eine Wandtemperatur von $-23 \text{ }^\circ\text{C}$ initialisiert worden. Die Temperaturen T werden als relative Abweichung zu der statischen Temperatur $T_{statisch}$ angegeben. Bei den verwendeten Wärmetauschern muss je nach Masse von einer charakteristischen Zeit von 75 s ... 200 s ausgegangen werden. Diese Werte entsprechen veröffentlichten Werten in **Mishra 2004** und **Mishra 2006**.

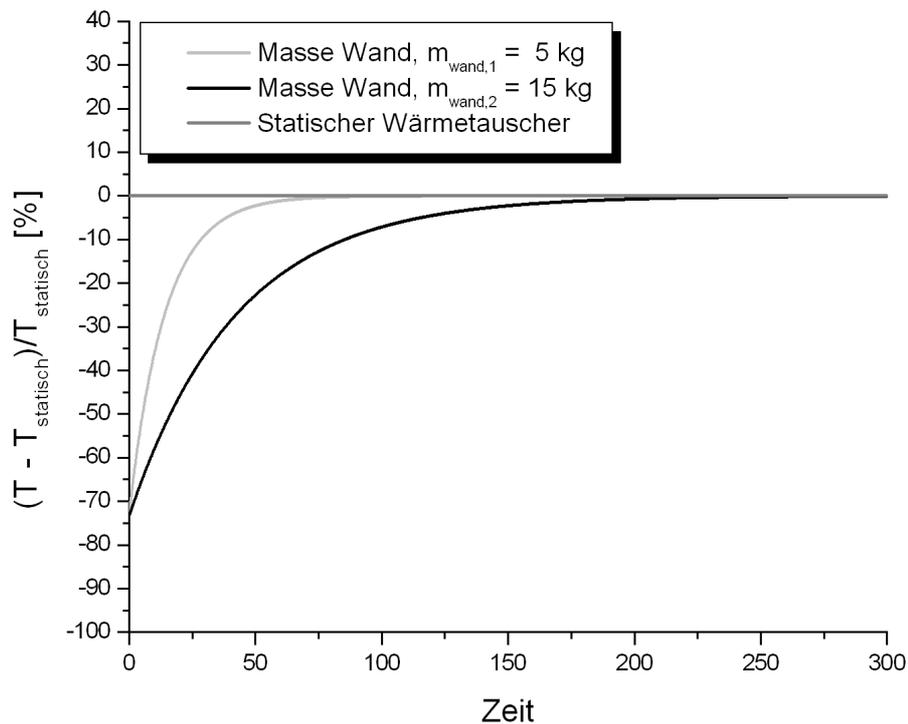


Bild 11: Der zeitliche Temperaturverlauf eines dynamischen Wärmetauschers und eines statischen Wärmetauschers

4 VALIDIERUNG DES SIMULATIONSMODELLS EINES KÜHLAGGREGATS

Die Arbeitsweise der in Abschnitt 3 beschriebenen Komponenten wird anhand eines Standardkühlaggregats für ein Flugzeug Airbus A320 validiert. Aus Geheimhaltungsgründen werden in dieser Veröffentlichung keine Absolutgrößen angegeben. Die Temperaturen wie auch die Massenströme werden als relative Abweichung zu den spezifizierten Referenzgrößen der statischen Endwerte angegeben.

Für die Simulation (markierter Bereich in Bild 12) gelten die in Tabelle 1 aufgelisteten Randbedingungen. Für die Auslegung des Kühlaggregats sind die verschiedenen Nebenströme, wie z. B. der Massenstrom durch das Temperaturregelventil, sowie die Kompressor- und Turbinenverluste bedeutend. Für diese Massenströme kann nur eine Obergrenze angegeben werden. Bezogen auf dem Gesamtmassenstrom des Kühlaggregats liegen die Verluste bei weniger als 3 %.

Tabelle 1: Randbedingungen der Simulation

Randbedingungen	Wert
Außendruck	1013 hPa
Außentemperatur	-23 °C
Druck der Zapfluft	2201 hPa
Temperatur der Zapfluft	120 °C
Ausgangsdruck des Kühlaggregats	1039 hPa
Kabinendruck	1013 hPa

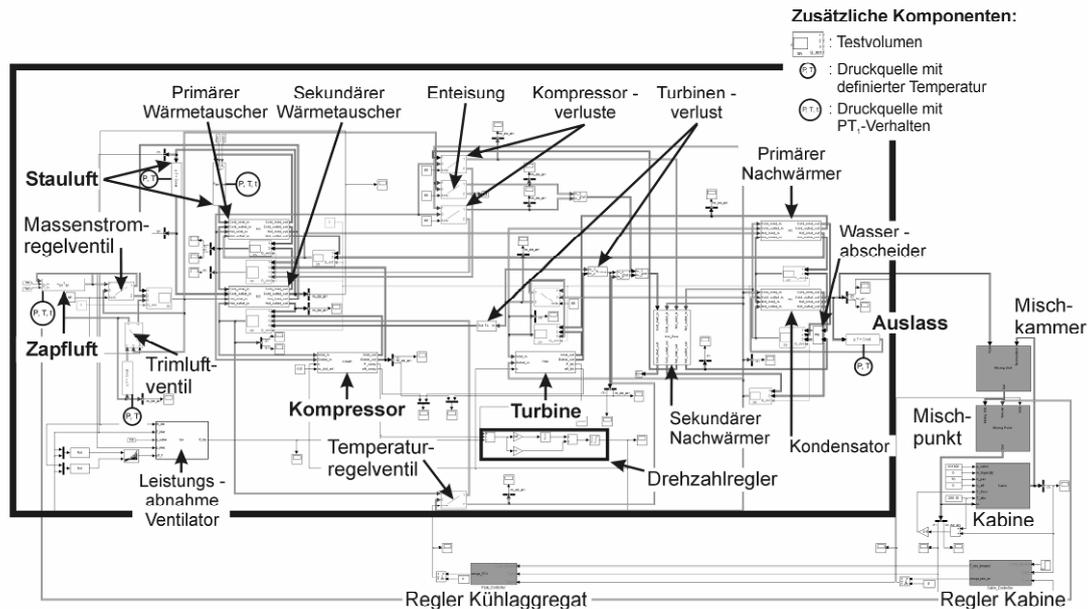


Bild 12: Der markierte Bereich stellt ein Simulationsmodell eines A320 Standardkühlaggregats dar. Das Gesamtsimulationsmodell beschreibt eine Temperaturregelung für eine Kabine

Die Randbedingungen beschreiben einen sehr kalten Wintertag. Es wird davon ausgegangen, dass das Flugzeug für längere Zeit auf dem Rollfeld gestanden hat. Alle Komponenten sind somit auf die Außentemperatur abgekühlt und befinden sich auf Normaldruck. Zum Startzeitpunkt der Simulation wird das Hilfstriebwerk des Flugzeugs gestartet und das Kühlaggregat beginnt anzulaufen. Um Schwingungen im Simulationsmodell zu vermeiden, werden ein Teil der Randbedingungen sofort gesetzt, dem anderen Teil z. B. den Randbedingungen für die Zapfluft wird ein PT1 Verhalten mit einer Zeitkonstanten von 0,75 s aufgeprägt (siehe Bild 12). Die einzelnen Testvolumen, die die verschiedenen Strömungswiderstände miteinander koppeln, haben ein Volumen von 0,1 m³. Der Öffnungswinkel des Temperaturregelventils wird auf einen festen Wert gesetzt. Die Gesamtzeit der Simulation beträgt 1200 s. Als Lösungsverfahren wurde ein Newton-Verfahren mit einer festen Schrittweite von 0,05 s gewählt. Unter diesen Einstellungen laufen die Simulationen in Echtzeit ab.

Der definierte Anfahrvorgang des Hilfstriebwerkes wurde sowohl mit einem Simulationsmodell mit statischen Wärmetauschern und einem Simulationsmodell mit dynamischen Wärmetauschern berechnet. Bei der dynamischen Simulation wurden die Massen für den primären und sekundären Wärmetauscher auf 15 kg festgelegt. Der primäre Nachwärmer und der Kondensator haben jeweils eine Masse von 5 kg. Der sekundäre Nachwärmer wurde aufgrund der kleinen Größe statisch berechnet.

Die Temperaturverläufe der Kompressorausgangstemperatur und der Ausgangstemperatur des Kühlaggregates sind in Bild 13 gezeigt. Im statischen Gleichgewicht betragen die relativen Abweichungen zu den Referenzwerten im Fall der Kompressorausgangstemperatur (siehe Bild 12, links) 0,5 %, im Fall der Ausgangstemperatur des Kühlaggregats (siehe Bild 12, rechts) 0,7 %.

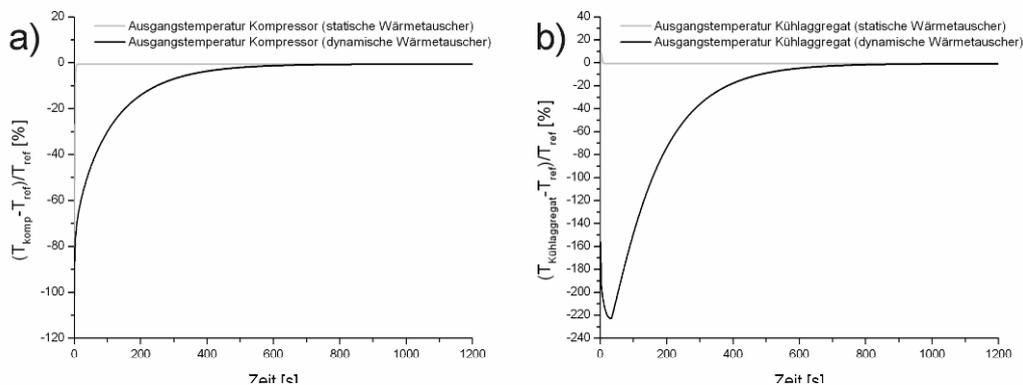


Bild 13: Die Temperaturverläufe am Ausgang des Kompressors und am Ausgang des Kühlaggregats

Die Verläufe der Massenströme durch den Kompressor und der Ausgangsmassenstrom des Kühlaggregats sind in Bild 14 gezeigt. Im statischen Gleichgewicht liegen die relativen Abweichungen bei 1,5 % bzw. 1,4 %. Anhand der Massenstromverläufe kann entnommen werden, dass auf keinem Fall der Massenstrom als zeitlich konstant angenommen werden kann, was die Beschreibung der Komponenten als Strömungswiderstände rechtfertigt.

Die Drehzahl von Turbine, Kompressor und Gebläse sind gleich, weil alle drei Komponenten auf einer Welle sitzen. Für die Simulation wird ein (virtueller) Regler eingesetzt, der sicherstellt, dass sich an den Komponenten die gleiche Drehzahl einstellt. Der (virtuelle) Drehzahlregler ist in Bild 15 gezeigt. Der Vorteil eines solchen Reglers liegt darin, dass für die Turbinenwelle keine Parameter benötigt werden. Die Dynamik des (virtuellen) Drehzahlreglers wurde so schnell gewählt, dass die Dynamik des Gesamtsystems nicht verfälscht wird.

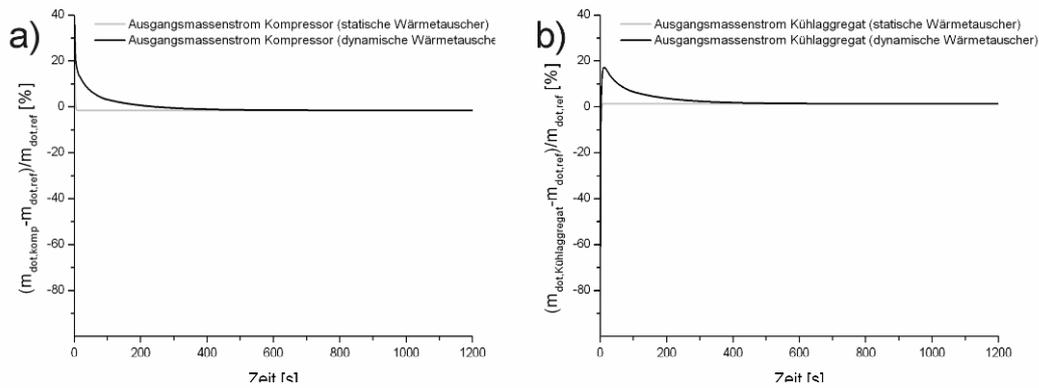


Bild 14: Massenstromverläufe am Ausgang des Kompressors und am Ausgang des Kühlaggregats

Die Regeldifferenz ist die Turbinenleistung P_{trb} abzüglich der abgenommenen Leistung des Kompressors P_{komp} und des Ventilators $P_{ventilator}$. Der Drehzahlverlauf ist in Bild 16 gezeigt. Im statischen Gleichgewicht liegt die relative Abweichung bei 0,5 %.

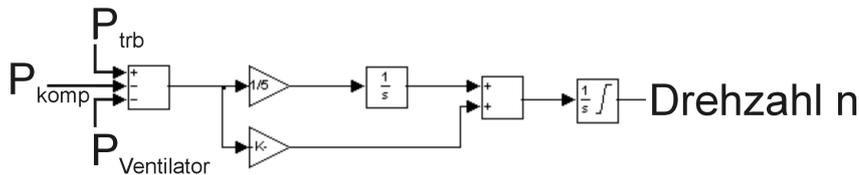


Bild 15: Der Aufbau des Drehzahlreglers

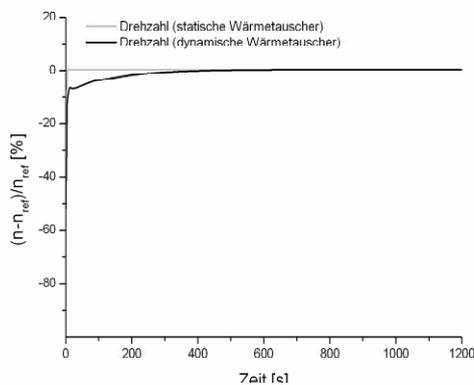


Bild 16: Der zeitliche Verlauf der Drehzahl

5 TEMPERATURREGELUNG EINER KABINE

Um den Einfluss der Wärmekapazitäten der Wärmetauscher auf das Regelverhalten abzuschätzen, wird das validierte Kühlaggregat in ein Simulationsmodell für eine Kabinentemperaturregelung für ein Kurstreckenflugzeug eingebettet (siehe Bild 12).

Die Luft aus dem Kühlaggregat wird in einer Mischkammer mit der rezirkulierten Luft aus der Kabine vermischt. Über die Rezikulationsventilatoren (recirculation fans) wird die Luft zusätzlich erwärmt. Die zugeführte Wärmeenergie liegt bei 4000 W. Es wird davon ausgegangen, dass zwei unabhängige Kühlaggregate zur Verfügung stehen. Beide Kühlaggregate werden als identisch angenommen. Die Luft aus der Mischkammer wird im Mischpunkt mit der Trimluft (trim air) vermischt, bevor sie in die Kabine einströmt. Die Massenstrom der Trimluftzufuhr wird über dem Kaskadenregler bestehend aus Kabinenregler und Trimluftregler geregelt. Den Öffnungswinkel des Temperaturregelventils im Kühlaggregat regelt der Kühlaggregatregler.

Tabelle 2: Parameter der Kabinenelemente

Kabinenelemente	Wert
Kabinenvolumen	200 m ³
Masse der Kabineneinbauten	4000 kg
Spezifische Wärmekapazität der Kabineneinbauten	2201 hPa
Faktor $\alpha \cdot A$ der Kabineneinbauten	2560 W/K
Faktor $\alpha \cdot A$ der Außenhaut	240 W/K
Faktor $\alpha \cdot A$ Kabinenboden	125 W/K
Anzahl der Fenster	52
Fläche der Fenster	0.1 m ²
Anzahl der Passagiere	70
Wärmekapazitäten der Kabine:	
Luft	1,006 kJ/(kg K)
Kabineneinbauten	keine Angabe
Wärmelasten:	
Passagiere	75 W ... 100 W
Bordküche	1800 W
Elektronik	6045 W

Die Kabine wird durch die in Tabelle 2 aufgelisteten Parameter beschrieben. Zu den Kabineneinbauten über die Außenhaut und über den Kabinenboden findet konvektiver Wärmeaustausch statt. Je nach Kabinentemperatur erzeugt ein Passagier eine Wärmeleistung von 75 W ... 100 W. Diese Wärmelasten hängen von der Kabinentemperatur ab und sind deswegen nicht konstant.

Konstante Wärmelasten werden über die Bordküche und die Elektronik der Kabine zugeführt. Die Kabine wird durch ein isobares Volumen beschrieben. 50 % des aus der Kabine ausströmenden Massenstroms wird über ein Überdruckventil abgeblasen, die anderen 50 % werden rezirkuliert.

In Anlehnung an die in der Einleitung erwähnten Standardtestfälle, wird eine Abkühlung der Kabine von 24 °C auf 21 °C simuliert. Für die Außenbedingungen gelten die in Tabelle 1 genannten Bedingungen. Das Abkühlen der Kabine bei kalten Außen-

temperaturen stellt für die Auslegung des Kühlaggregats und der Regler einen nicht kritischen Fall dar. Da über die Außenhaut und den Kabinenboden Wärme aus der Kabine abgeführt wird. Die Temperatur des Kabinenunterbodenbereichs wird als Mittelwert zwischen der Kabinentemperatur und der Außentemperatur angenommen. Unter den genannten Randbedingungen wird angenommen, dass der Kabine nur die kleinst mögliche Menge an Trimluft zugeführt wird. Der größte Teil der Trimluft wird für die Temperaturregelung des Cockpits benötigt.

Die Simulationszeit beträgt 1200 s. Für den Lösungsalgorithmus wurden die gleichen Bedingungen wie in Abschnitt 4 angenommen. Unter diesen Einstellungen ist die Simulation echtzeitfähig.

In Bild 17 ist der Temperaturverlauf der Kabinentemperatur (siehe Bild 17, links) und der Verlauf des Öffnungswinkels des Temperaturregelventils (siehe Bild 17, rechts) des Kühlaggregats abgebildet. Es werden die Ergebnisse einer Simulation mit statischen und dynamischen Wärmetauschern verglichen.

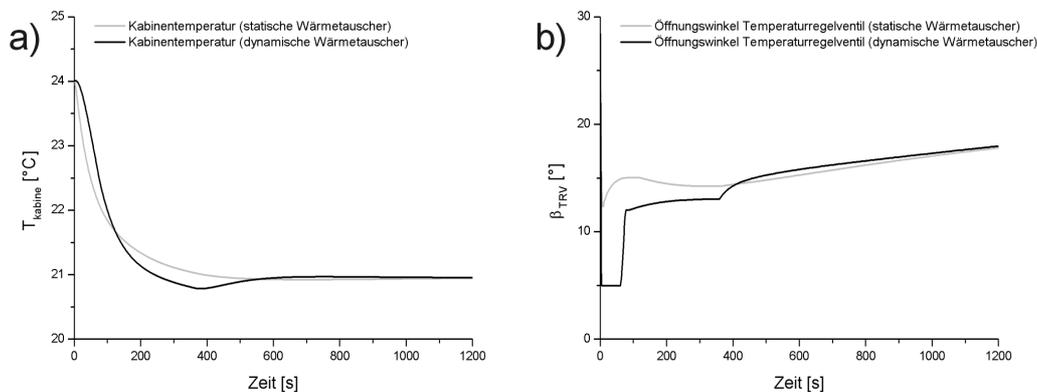


Bild 17: Der Verlauf der Kabinentemperatur und der Verlauf des Öffnungswinkels des Temperaturregelventils des Kühlaggregats

Es zeigen sich merkliche Abweichungen in Zeitverlauf der Kabinentemperatur und des Öffnungswinkels zwischen einer Simulation mit und ohne Berücksichtigung der Dynamik der Wärmetauscher (siehe Bild 17). Daraus kann abgeleitet werden, dass für die Auslegung des Kühlaggregats und der verschiedenen Regler die Dynamik der Wärmetauscher nicht vernachlässigt werden darf.

6 ZUSAMMENFASSUNG

In dieser Veröffentlichung wurde eine Einführung in den Aufbau eines Kühlaggregats eines Flugzeugs und in das Temperaturegelungskonzept einer Flugzeugkabine gegeben. Die Temperaturegelung erfolgt über eine Kombination aus einem Kabinenregler, einem Trimluftregler und einem Kühlaggregatregler. Das Kühlaggregat wird beschrieben durch einen Kompressor, eine Turbine, einen Stauluftventilator und mehreren Wärmetauschern. Um für das Kühlaggregat ein Simulationmodell zu erstellen,

wurden die einzelnen Komponenten als Strömungswiderstände definiert. Die Dynamik des Kühlaggregats wurde auf die Dynamik der Wärmetauscher zurückgeführt. Aus der Effizienzkurve des Wärmetauschers kann ein Faktor $\alpha \cdot A$ bestimmt werden, der es ermöglicht, den Wärmeübergang von dem Luftstrom der warmen auf den Luftstrom der kalte Seite durch die Trennwand zu berechnen. Mit Hilfe des entwickelten Simulationsmodells konnte ein Anschwingvorgang eines A320 Standardkühlaggregats berechnet werden. Die Ergebnisse der Simulation konnten anhand vom Industriedaten validiert werden. In einer weiteren Simulation wurde das Kühlaggregat in ein Modell für die Temperaturregelung einer Kabine eingebettet. Die Ergebnisse der Simulation zeigen einen plausiblen Verlauf. Aus dem Verlauf kann abgeleitet werden, dass für die Auslegung des Kühlaggregats und der Regler die Dynamik der Wärmetauscher nicht vernachlässigt werden darf. Die erstellten Simulationsmodelle laufen in Echtzeit ab, was eine Verwendung der Modelle auf Testständen erlaubt.

7 LITERATUR

- He 2001** HE, Jun; ZHAO, Jing-quan: Dynamic Simulation of the Aircraft Environmental Control System. In: *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 14 (2001), No. 3, pp. 129-133
- Mathworks 2007a** URL: <http://www.mathworks.com/products/matlab/description1.html> (2007-01-12)
- Mathworks 2007b** URL: <http://www.mathworks.com/products/simulink/description1.html> (2007-01-12)
- Mishra 2004** MISHRA, Manish; DAS, P.K.; SARANG, Sunil: Transient behaviour of crossflow heat exchangers with longitudinal conduction and axial dispersion. In: *International Journal of Heat Transfer*, Vol. 126 (2004), No. 3, pp. 425-433
- Mishra 2006** MISHRA, Manish; DAS, P.K.; SARANG, Sunil: Transient behaviour of crossflow heat exchangers due to perturbations in temperature and flow. In: *International Journal of Heat and mass Transfer*, Vol. 49 (2006), Issues 5-6, pp. 1083-1089
- Müller 2007** MUELLER, Christian; SCHOLZ, Dieter; GIESE, Tim: Dynamic Simulation of Innovative Aircraft Air Conditioning. In: DGLR: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*. Bonn : Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 2007. – Paper: CEAS-2007-466, CD, ISSN 0700-4083, Download: <http://FLECS.ProfScholz.de>

- Oehler 2005** OEHLER, Bettina: Modeling and Simulation of Global Thermal and Fluid Effects in an Aircraft Fuselage. In: SCHMITZ, G. (Ed.): *4th International Modelica Conference* (Hamburg University of Technology 2005). Hamburg : TUHH, Department of Thermodynamics, pp. 497-506
- Scholz 2003** SCHOLZ, Dieter: Aircraft Systems. In: DAVIES, Mark: *The Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers*. New York : McGraw-Hill, 2003
- Scholz 2005** SCHOLZ, Dieter: FLECS – Funktionale Modellbibliothek des Environment Control System. In: *mobiles*. Department of Automotive and Aeronautical Engineering, Hamburg University of Applied Sciences, 2005, S. 113. – Download: <http://FLECS.ProfScholz.de>
- Scholz 2006** SCHOLZ, Dieter: FLECS – Funktionale Modellbibliothek des Environment Control System. HWF: Workshop der Initiative Luftfahrtstandort Hamburg (Hamburg, 26th January 2006). Presentation, Hamburg, 06-01-26. – Download: <http://FLECS.ProfScholz.de>
- Scholz 2007a** SCHOLZ, Dieter; MÜLLER, Christian; GIESE, Tim; ERDMANN, Carsten: FLECS : Functional Library of the Environmental Control System - A Simulation Tool for the Support of Industrial Processes. In: ESTORF, Otto von (Hrsg.): *Proceedings of the 1st International Workshop on Aircraft System Technologies* (TUHH, Hamburg, 29./30. März 2007). Aachen : Shaker, 2007, pp. 143-157. – Download: <http://FLECS.ProfScholz.de>
- Scholz 2007b** URL: <http://FLECS.ProfScholz.de> (2007-10-17)
- Werner 2006** WERNER, Tom: *Literaturrecherche : Verfahren und Programme zur Berechnung von Luftsystemen*, Department of Automotive and Aeronautical Engineering, Hamburg University of Applied Sciences, 2006. – URL: <http://bibliothek.ProfScholz.de>
- Wesseling 2000** WESSELING, Pieter: *Principles of Computational Fluid Dynamics*. Springer : Berlin, 2000

Ziegler 2005

ZIEGLER, Shayne; SHAPIRO, Steven:
FLOWMASTER : Computer Simulation of an Aircraft Environmental Control System. UKIP MEDIA & EVENTS: AerospaceTesting Expo 2006 (Anaheim, California, 8th-10th November 2005). – A presentation from the company Flowmaster USA Inc.

Autoren

Dr. Christian Müller (mueller@fzt.haw-hamburg.de)	Hochschule für Angewandte Wissenschaften Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau Berliner Tor 9, 20099 Hamburg, Deutschland
Prof. Dr. Dieter Scholz (info@ProfScholz.de)	Hochschule für Angewandte Wissenschaften Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau Berliner Tor 9, 20099 Hamburg, Deutschland
Dr. Tim Giese	Airbus Deutschland GmbH Validation & Verification, Kreetslag 10, 21129, Hamburg, Deutschland