



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Diplomarbeit

Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

**Wärmeübertragung in der Flugzeugkabine –
Basis einer Simulation der Temperaturregelung bei Flugzeugklima-
anlagen**

Verfasser: Clemens Arnold

1. Prüfer: Prof. Dr. –Ing. Dieter Scholz, MSME
2. Prüfer: Dr. –Ing. Tim Giese, Airbus Deutschland GmbH

Kurzreferat

Die vorliegende Diplomarbeit befasst sich mit der Möglichkeit, Regelungsprozesse einer Flugzeugklimaanlage, die zur Auslegung der Wärme- bzw. Kühlleistung notwendig sind, in einem Computerprogramm deutlich zu machen. Ziel solcher Simulationen ist es, auf kostspielige Versuchsaufbauten in der Entwicklungsphase einer Klimaanlage zu verzichten.

Die Grundlagen der Wärmeübertragung wurden auf zwei Beispiele einer Klimaanlage für eine Flugzeugkabine mit nur einer Temperaturzone angewendet. Mit Hilfe der erhaltenen Grundgleichungen wurde auf der Basis des Computerprogramms „*MATLAB/Simulink*“ der Firma *Mathworks* ein Regelungssystem erstellt, das die Simulation der Temperaturregelung ermöglichte.

Die Ergebnisse der Simulation zeigen, dass das in dieser Arbeit erstellte Regelungssystem den Temperatúrausgleich durch eine Klimaanlage gegen eine Wärmelast in dem gegebenen Zeitrahmen realistisch wiedergeben kann. Dies gilt für Kabinen kleiner Mittelstreckenflugzeuge mit 20 Passagieren sowie für große Langstreckenflugzeuge mit 340 Passagieren. Ein Einsatz derartiger Simulationen in der Entwicklung von Flugzeugklimaanlagen erscheint daher sinnvoll.



Wärmeübertragung in der Flugzeugkabine – Basis einer Simulation der Temperaturregelung bei Flugzeugklimaanlagen

Aufgabenstellung zur *Diplomarbeit* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

Heizen, Kühlen, Frischluftversorgung, Luftverteilung und Luftreinhaltung sowie die Regelung von Temperatur, Druck und Luftfeuchtigkeit sind die Aufgaben einer Klimaanlage im Flugzeug. Im Zuge der Temperaturregelung wird die Flugzeugkabine gekühlt oder beheizt, um sie auf einer gewünschten Temperatur zu halten (oder auf eine gewünschte Temperatur zu bringen). Dabei kann man Lastfälle am Boden und in der Luft unterscheiden. Kühlen und Heizen erfolgen i.d.R. durch das Einleiten von kalter oder warmer Luft in die Kabine. Diese Luft verlässt die (Druck-)Kabine durch ein den Druck regelndes Auslassventil. Beim Kühlen trägt die Luft durch Temperaturerhöhung Wärme aus der Kabine heraus, die durch Wärmeleitung oder Wärmestrahlung in die Kabine gelangt ist. Entsprechend kann beim Heizen der Luftstrom den Wärmeverlust ausgleichen.

Aufgabe

Im Rahmen der Diplomarbeit soll eine Flugzeugklimaanlage simuliert werden. Dabei sollen nur die Details der Klimaanlage und der Kabine berücksichtigt werden, die für eine einfache Simulation der Temperaturregelung einer Flugzeugkabine erforderlich sind. Es ist ausreichend die Kabine als eine Kabinenzone ohne Rezirkulation zu betrachten. Wärmeströme sollen hingegen aus den Randbedingungen mit Hilfe der Wärmeübertragung berechnet und nicht nur angenommen werden. Die Simulation soll mit dem Programm MATLAB/Simulink durchgeführt werden. Im einzelnen sollen folgende Punkte in der Diplomarbeit Beachtung finden:

- Darstellung des Funktionsprinzips von Flugzeugklimaanlagen
- Darstellung der Anforderungen an Flugzeugklimaanlagen
- Darstellung der Grundlagen der Wärmeübertragung
- Herleitung der Berechnungsgleichungen zur Wärmeübertragung bei Flugzeugkabinen
- Beschreibung des Simulationsprogramms MATLAB/Simulink

- Simulation der Temperaturregelung unter Berücksichtigung der Wärmeübertragung bei Flugzeugkabinen am Beispiel ausgewählter Flugzeuge.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Erklärung

Ich versichere, dass ich diese Diplomarbeit ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

.....

Datum

Unterschrift

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder.....	9
Verzeichnis der Tabellen.....	11
Liste der Symbole.....	12
1 Einleitung	14
1.1 Motivation	14
1.2 Begriffsdefinitionen.....	14
1.3 Aufbau und Ziel der Arbeit	15
2 Funktionsprinzipien von Flugzeugklimaanlagen	17
2.1 Allgemeines.....	17
3 Grundlagen der Wärmeübertragung	18
3.1 Allgemeines.....	18
3.2 Wärmeleitung	18
3.2.1 Die Grundlagen der Wärmeleitung	18
3.2.2 Der thermische Widerstand	21
3.2.3 Die Verbundstrukturwand	21
3.3 Konvektion	23
3.3.1 Die Grundlagen der Konvektion	23
3.3.2 Der thermische Widerstand der Konvektion	25
3.4 Die thermische Strahlung	26
3.4.1 Die Grundlagen der thermischen Strahlung	26
3.4.2 Der thermische Widerstand der Strahlung	28
4 Berechnungsgleichungen für Flugzeugklimaanlagen mit Beispiel	29
4.1 Bestimmung der Kabinenparameter	29
4.2 Bodenstandfall: heizen	30
4.2.1 Wärmeübergang zwischen den Kabinenrahmen	31
4.2.2 Wärmeübergang durch die Kabinenrahmen.....	32
4.2.3 Wärmeübergang zwischen den Bodenträgern.....	33
4.2.4 Wärmeübergang durch die Bodenträger.....	34
4.2.5 Wärmeübergang durch den Druckspant	34
4.2.6 Wärmeübergang durch die Fenster.....	35
4.2.7 Wärmeübertragung durch die Sonne	36
4.2.8 Wärmelast durch die Passagiere.....	37
4.2.9 Wärmelast durch die elektrische Ausrüstung.....	38
4.3 Bodenstandfall: kühlen.....	38
4.3.1 Bestimmung der Kabinenwandtemperatur	39
4.3.2 Wärmedurchgangsraten der gleichbleibenden Gesamtleitfähigkeiten am Boden.	39

4.3.3	Wärmeübergang durch die Bodenträger.....	40
4.3.4	Wärmeübertragung durch die Sonne.....	40
4.3.5	Wärmelast durch Passagiere und elektrische Ausrüstung.....	40
4.4	Flugfall: Heizen und Kühlen.....	41
4.4.1	Berechnung der Wandtemperatur für den Flugfall.....	41
4.4.2	Wärmedurchgangsraten der gleichbleibenden Gesamtleitfähigkeiten im Flugfall.....	42
4.4.3	Wärmeübergang durch die Bodenträger im Flugfall.....	42
4.4.4	Wärmeübertragung durch die Sonne im Flugfall.....	43
4.4.5	Wärmelast durch die Passagiere und die elektrische Ausrüstung im Flugfall.....	43
5	Grundlagen des Programms MATLAB/Simulink.....	44
5.1	Das Basisprogramm MATLAB.....	44
5.2	Das Programm Simulink.....	45
5.2.1	Starten des Programms Simulink.....	45
5.2.2	Die Block-Bibliothek.....	46
5.2.3	Das Eingangssignal.....	47
5.2.4	Ausgabe des Ergebnisses.....	48
5.2.5	Durchführung einer Simulation.....	49
6	Simulation einer Flugzeugklimaanlage mit Simulink.....	50
6.1	Vorgang in einem zu klimatisierenden Raum.....	50
6.2	Grundstruktur der Simulation.....	50
6.3	Übertragen der Berechnungsgleichungen in die Simulation.....	52
6.3.1	Heizen im Bodenstandfall.....	54
6.3.2	Kühlen im Bodenstandfall.....	57
6.3.3	Der Flugfall.....	58
6.4	Starten der Simulation.....	60
7	Simulationsergebnisse.....	61
7.1	Ergebnisdarstellung des SAE Beispiels.....	61
7.2	Ergebnisdarstellung eines Airbus A340 Flugzeuges.....	64
8	Zusammenfassung.....	70
9	Schlussbemerkung.....	71
	Literaturverzeichnis.....	72

Anhang A	Berechnungsschema für die Bestimmung der Leitfähigkeit eines eingeschlossenen Luftraums im Fall des Heizens am Boden.....	74
Anhang B	Berechnung des Wärmeübergangs durch die Bodenträger im Fall des Heizens am Boden	79
Anhang C	Quellcode des M-Files der Simulation zur Bestimmung der Gesamtleitfähigkeit U_{ck} zwischen den Bodenträgern.....	83
Anhang D	Quellcode des M-Files der Simulation zur Bestimmung des Wärmestroms durch die Bodenträger	84
Anhang E	Quellcode des M-Files zur Berechnung der Wandtemperatur im Fall des Kühlens am Boden.....	85
Anhang F	Berechnungstabellen für den Airbus A340.....	86
Anhang G	Blockdiagramme für die Airbus A340 Simulation.....	88
Anhang H	Benutzeranleitung für das Simulationsprogramm einer Flugzeugklimaanlage basierend auf der Diplomarbeit „Wärmeübertragung in einer Flugzeugkabine“	91

Verzeichnis der Bilder

Bild 3.1	Wärmeleitfähigkeiten verschiedener Stoffe	19
Bild 3.2	Beispiel einer ein-dimensionalen ebenen Wand	20
Bild 3.3	Thermischer Widerstand einer geraden Wand	21
Bild 3.4	Beispiel einer Verbundstrukturwand	22
Bild 3.5	Verknüpfung von thermischen Widerständen	23
Bild 3.6	Konvektion	24
Bild 3.7	Beispiel einer thermischen Grenzschicht	25
Bild 3.8	Zwei Beispiele thermischer Strahlung	27
Bild 4.1	Aufbau einer Kabine	29
Bild 4.2	Detailzeichnung zwischen den Kabinenrahmen.....	31
Bild 4.3	Detailzeichnung der Kabinenrahmen	32
Bild 4.4	Detailzeichnung zwischen den Bodenträgern	33
Bild 4.5	Detailzeichnung des Druckspants	35
Bild 4.6	Detailzeichnung des Fensteraufbaus	35
Bild 4.7	Durchschnittlicher Wärmeverlust eines Menschen.....	37
Bild 5.1	Die Benutzeroberfläche des Basisprogramms MATLAB.....	44
Bild 5.2	Die graphische Benutzeroberfläche des Programms <i>Simulink</i>	45
Bild 5.3	Die Block-Bibliothek	46
Bild 5.4	Beispiel eines zu simulierenden Systems in <i>Simulink</i>	47
Bild 5.5	Die Sources (Quellen) Blöcke	47
Bild 5.6	Die <i>Sink</i> Blöcke	48
Bild 5.7	Beispiel eines Ergebnisplots.....	48
Bild 6.1	Bild der Simulation CABIN	51
Bild 6.2	Ergebnisplot von CABIN	52
Bild 6.3	Passagierlast und elektrisches Equipment.....	53
Bild 6.4	Sonneneinstrahlung	54
Bild 6.5	Parameterfenster des Function Blocks	55
Bild 6.6	Einfügen der Temperaturen und Wärmeströme in die Simulation.....	55
Bild 6.7	Wärmestrom zwischen den Bodenträgern.....	56
Bild 6.8	Blocksystem der Simulation beim Heizen im Bodenstandfall.....	57
Bild 6.9	Blocksystem der Simulation beim Kühlen im Bodenstandfall	58
Bild 6.10	Blocksystem der Simulation im Flugfall.....	59
Bild 6.11	Eingabe der Parameter in die MATLAB Benutzeroberfläche	60
Bild 7.1	Ergebnisplot Bodenstandfall heizen	61
Bild 7.2	Ergebnisplot Flugfall heizen	62
Bild 7.3	Ergebnisplot Bodenstandfall kühlen	63
Bild 7.4	Ergebnisplot Flugfall kühlen	64
Bild 7.5	Ergebnisplot Bodenfall heizen A340	66
Bild 7.6	Ergebnisplot Flugfall heizen A340.....	67
Bild 7.7	Ergebnisplot Bodenstandfall kühlen A340.....	68

Bild 7.8	Ergebnisplot Flugfall kühlen A340	69
Bild A.1	Verhältnis der Graßhof-Zahl zur Nusselt-Zahl für verschiedene Lufträume	76
Bild A.2	Wärmebergangskoeffizient für thermische Strahlung.....	77
Bild C.1	Quellcode von CalculateUck.....	83
Bild D.1	Quellcode von CalculateQFH (Heizen im Flugfall).....	84
Bild E.1	Quellcode der Berechnung der Wandtemperatur	85
Bild G.1	Bodenstandfall Heizen A340.....	88
Bild G.2	Bodenstandfall Kühlen A340.....	89
Bild G.3	Flugfall Heizen A430	89
Bild G.4	Flugfall Kühlen A340.....	90

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle F.1	Berechnung einer A340	86
Tabelle F.2	Berechnung durch die Bodenträger für A340Berechnung.....	87

Liste der Symbole

A	Fläche
A_p	Projektionsfläche
C	Umfang der Rippe
c_p	spezifische Wärmekapazität
d	Durchmesser
E	Emissionskraft
\dot{E}	Energiestrom
e_w	Emissionsvermögen
F_a	Korrekturfaktor
F_e	Emissionsfaktor
G	spezifische Strahlungsintensität
g	Erdbeschleunigung
h	Wärmedurchgangskoeffizient
h_i	Oberflächenfilmkoeffizient
k	Wärmeleitfähigkeit
L	Länge
M	Machzahl
m	Masse
\dot{m}	Massenstrom
N_{Gr}	Graßhof Zahl
N_{Nu}	Nusselt Zahl
\dot{Q}	Wärmestrom
q, q_x	Wärmedurchgangsrate
q'', q_x''	Wärmefluss
R_t	thermische Widerstand
r	Recovery Faktor
T	Temperatur
dT/dx	Temperaturgradient
ΔT	Temperaturdifferenz
U	Gesamtleitfähigkeit
V_0	Geschwindigkeit
x	Dicke

Griechische Symbole

α	Absorptionsvermögen
β	Kehrwert der gemittelten Temperatur ($\beta = 1/T_{av}$)
ε	Emissionsgrad
ρ	Dichte
η_f	Effizienz
κ	Adiabatenkoeffizient
μ	absolute Viskosität
π	Kreiszahl
σ	Stefan Boltzmann Konstante ($\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}$)
τ	Durchlassvermögen der transparenten Flächen

Indizes

as	Luftraum (engl.: air space)
av	gemittelt (engl.: average)
c	Kabine
cond	Leitung (engl.: conduction)
eff	effektiv
k	Frachtraum
o	Außen- (engl.: outside)
r, rad	thermische Strahlung (engl.: radiation)
s	Oberfläche (engl.: surface)
t	thermisch
tot	total-
∞	Umgebungs-

1 Einleitung

1.1 Motivation

Bei der Auslegung einer Flugzeugklimaanlage müssen verschiedene, grundlegende Aspekte in betracht gezogen werden. Dabei fällt ein Hauptaugenmerk auf die Wärmeübertragung in der Flugzeugkabine. Es stellt sich am Anfang einer Klimaanlagenberechnung immer wieder die Frage, welche der Wärmeübertragungsprozesse wichtig sind, und welchen Einfluss sie auf das System haben. In dieser Arbeit sollen besonders die Temperaturunterschiede betrachtet werden, die bei verschiedenen Szenarien, wie dem Heizen und Kühlen im Bodenstandfall bzw. im Flugfall, auftreten können. Da in den vergangenen Jahren bei der Neukonstruktion von Klimaanlagen meistens auf Erfahrungswerte aus ähnlichen Flugzeugtypen zurückgegriffen wurde, die dann später in einem Versuchsaufbau getestet werden mussten, ist es erstrebenswert einen Weg zu finden, diese sehr zeitaufwendige und kostspielige Vorgehensweise zu vereinfachen, ohne zuviel an der Präzision der Endwerte zu verlieren.

Da die Kabine eines Flugzeuges zu einem großen Teil einen sehr komplizierten Wandaufbau besitzt, ist es notwendig, sich zunächst die Grundlagen des Masse- und Wärmetransportes näher zu betrachten, um den Ablauf des Vorgangs der Wärmeübertragung zu verstehen. Die Theorie dieses physikalischen Vorgangs muss anschließend in die Praxis umgesetzt werden.

Durch die Entwicklung moderner Computerprogramme, wie z.B. „*MATLAB/Simulink*“ der Firma **Mathworks 2000 (URL1)**, können Prozessabläufe und Regelungsprozesse einfach simuliert werden. Mit dieser Art von Programmen kann die Auslegung und die Abstimmung einer Klimaanlage sehr vereinfacht werden, speziell in diesem Fall für die Simulation der Temperaturregelung einer Flugzeugklimaanlage, da alle eventuell auftretenden Faktoren berücksichtigt, und deren Auswirkungen auf das gesamte System dargestellt werden können.

1.2 Begriffsdefinitionen

Flugzeugklimaanlage

“Those units and components which furnish a means of pressurizing, heating, cooling, moisture controlling, filtering and treating the air used to ventilate the areas of the fuselage within the pressure seals. Includes cabin supercharger, equipment cooling, heater, heater fuel system,

expansion turbine, valves, scoops, ducts, etc.” (**ATA 100**)

„Dies sind die Bauteile und Komponenten, die zur Druckbeaufschlagung und Feuchtigkeitsregelung bzw. zum Heizen, Kühlen, Filtern und Aufbereiten der Luft gebraucht werden, um die Kabine innerhalb des druckdichten Bereichs zu belüften. Diese beinhalten

Kabinengebläse, Ausrüstungskühlung, Erhitzer, Erhitzer des Kraftstoffsystems, Expansionsturbine, Ventile, Schaufeln, Rohrleitungen, usw.“

Diese Übersetzung und die folgenden Übersetzungen wurden mit dem Programm www.leo.org in das Deutsche übertragen.

Thermodynamik

„Die Thermodynamik, ein Teilgebiet der Physik mit Anwendung auch in der Chemie, ist das Studium der Energie, deren Umwandlung zwischen verschiedenen Erscheinungsformen und deren Fähigkeit, Arbeit zu leisten. Sie besitzt einen großen Umfang von Themen einschließlich des Wirkungsgrades von Maschinen, Phasenumwandlungen und Zustandsgleichungen...“

(URL2)

Wärmeübertragung

„Man spricht von Wärmeübertragung, wenn zwischen zwei Systemen mit Temperaturunterschied Wärme vom System mit der höheren Temperatur zu demjenigen mit der niedrigeren Temperatur übertragen wird (Wärmeausgleich oder Wärmeübergang). Die Wärmeübertragung ist irreversibel und findet immer vom höheren Energieniveau auf das Niedrigere statt...“

(URL3)

Simulation

„Unter Simulation versteht man die Nachbildung von Prozessen oder Situationen in einem Modell, um daraus gezielt Erkenntnisse zu ziehen. Dabei konzentriert man sich auf die Aspekte des simulierten Systems, die für die Erkenntnisgewinnung von besonderem Interesse sind. Andere Aspekte des simulierten Systems hingegen, die für die zu beantwortende Fragestellung (vermutlich) nur eine geringe Rolle spielen, werden in der Simulation vereinfacht oder weggelassen. Im Zusammenhang mit Simulation spricht man von dem zu simulierenden System und von einem Simulationsmodell, welches eine Abstraktion des zu simulierenden Systems darstellt...“

(URL4)

1.3 Aufbau und Ziel der Arbeit

Der Hauptteil dieser Diplomarbeit enthält Ausführungen zu folgenden Themenbereichen:

Abschnitt 2 gibt eine allgemeine Einführung in die Funktionsweise einer Flugzeugklimaanlage und dazugehörige Vorschriften.

- Abschnitt 3** beschreibt die Grundlagen der Wärmeübertragung mit ihren drei Hauptformen.
- Abschnitt 4** widmet sich mit Hilfe eines Beispiels den Berechnungsgleichungen die benötigt werden, um eine Flugzeugklimaanlage auslegen zu können.
- Abschnitt 5** behandelt die Einführung in das Computerprogramm MATLAB und das Simulationstool Simulink.
- Abschnitt 6** enthält die Umsetzung der Berechnungsgleichungen in das Computerprogramm MATLAB/Simulink und die Simulation einer Flugzeugklimaanlage.
- Abschnitt 7** dient der Darstellung der Simulationsergebnisse des Beispiels eines Kleinflugzeuges und eines Airbus A340.
- Anhang A** erläutert das Berechnungsschema für die Bestimmung der Leitfähigkeit eines eingeschlossenen Luftraums.
- Anhang B** enthält eine detaillierte Berechnung des Wärmeübergangs durch die Bodenträger.
- Anhang C** stellt den Quellcode des M-Files der Simulation zur Bestimmung der Gesamtleitfähigkeit zwischen den Bodenträgern dar.
- Anhang D** beinhaltet den Quellcode des M-Files der Simulation zur Bestimmung des Wärmestroms durch die Bodenträger.
- Anhang E** enthält den Quellcode des M-Files der Simulation zur Berechnung der Wandtemperatur.
- Anhang F** enthält die Berechnungstabellen für den Airbus A340.
- Anhang G** dient der Darstellung der Blockdiagramme der Simulation des Airbus A340.

Ziel dieser Diplomarbeit ist es, anhand der vorgestellten Grundlagen der Wärmeübertragung die Temperaturregelung in der Flugzeugkabine anhand einer Flugzeugklimaanlage zu simulieren. Dies soll mit Hilfe des Computerprogramms „*MATLAB/Simulink*“ der Firma *Mathworks* geschehen. Hierbei wird jedoch, um den Rahmen dieser Arbeit einzuhalten, davon ausgegangen, dass die Klimaanlage nur eine Temperaturzone und keine Rezirkulation besitzt.

2 Funktionsprinzipien von Flugzeugklimaanlagen

2.1 Allgemeines

Die Klimaanlage in einem Flugzeug hat mehrere Aufgaben. Die beiden Hauptanforderungen sind die Bewahrung einer konstanten Temperatur und die Erhaltung einer bestimmten Druckhöhe. Eine konstante Temperatur erhält man durch den Austausch der verbrauchten Luft mit frischer Luft. Falls es die äußeren Bedingungen verlangen, kann die Luft, bevor sie in die Kabine geleitet wird, auch noch erwärmt bzw. abgekühlt werden. Abhängig von der Reise Flughöhe, auf der sich das Flugzeug befindet, muss der Druck innerhalb der Kabine angepasst werden. Dies erfolgt durch die Regelung des Luftstroms in der Kabine über das *Outflow Valves* (Kontrollventil im hinteren Teil des Flugzeugs). Eine weitere Aufgabe einer Flugzeugklimaanlage ist die Entfeuchtung der Luft. Diese Maßnahme soll verhindern, dass die elektrischen Geräte an Bord beschädigt werden oder die Struktur des Rumpfs anfängt zu rosten.

Die Erfüllung dieser Aufgaben unterliegen strengen Regeln der Luftfahrtvorschriften, die einen engen Rahmen für die Auslegung einer Klimaanlage bilden. Aus einer Vielzahl von Vorschriften sind die wichtigsten für Flugzeugklimaanlagen im folgenden aufgeführt.

- Unter normalen Bedingungen muss eine Mindestluftmenge von 4.7 l/s (≈ 0.6 lb/min) pro Passagier zur Verfügung stehen (**JAR - 25 § 831(a)**).
- Die Geschwindigkeit der Luft in der Kabine darf nicht höher als 0.2 m/s sein (**SAE 1989**)
- Die Einströmgeschwindigkeit der Luft muss an den Eintrittsventilen der Kabinen kleiner als 2.0 m/s sein, und den individuellen Passagierventilen unter 1.0 m/s liegen (**Scholz 2000**).
- Die Klimaanlage muss in 30 min die Kabine von -32 °C auf 21 °C heizen (ohne interne Wärmelast; mit geschlossenen Türen) bzw. von 46 °C auf 27 °C abkühlen (vollbesetzt mit Passagieren; mit geschlossenen Türen) können (**Scholz 2000 /ARP 85**).
- Unter normalen Bedingungen darf die Kabinenhöhe in einer Druckkabine nicht über 2440 m (8000ft) liegen (**JAR-25 §841(a)**).
- Für den Komfort der Passagiere sollte die Steiggeschwindigkeit nicht größer als 2.5 m/s (500 ft/min) sein und die Sinkgeschwindigkeit maximal 1.5 m/s (300 ft/min) betragen (**ARP 1270**).

3 Grundlagen der Wärmeübertragung

3.1 Allgemeines

Die Wärmeübertragung baut auf den Grundlagen der Thermodynamik auf. Die Thermodynamik beschreibt die Energieumwandlungsvorgänge sowie die Energietransportvorgänge von Systemen, macht aber dabei keine Aussagen über die Intensität des Transportes thermischer Energie oder den Zusammenhang zwischen dem übertragenen Wärmestrom und dem Temperaturunterschied zweier Körper. Die Wärmeübertragung hingegen beschreibt die Gesetzmäßigkeiten des Transportes von thermischer Energie und dessen Intensität. Diese Energie, in diesem Fall Wärmeenergie, wird durch ein Temperaturgefälle in einem Medium übertragen. Es gibt drei verschiedene Arten der Wärmeübertragung. Besteht ein Temperaturunterschied in einem flüssigen oder festen Medium so bezeichnet man den Vorgang der Wärmeübertragung in diesem als Wärmeleitung. Erfolgt der Wärmeenergieaustausch jedoch von einer Oberfläche zu einem sich bewegenden Medium mit unterschiedlichen Temperaturen, so nennt man diese Art Konvektion. Die dritte Art der Wärmeübertragung ist die thermische Strahlung. Jede Oberfläche mit endlicher Temperatur strahlt Energie in Form von elektromagnetischen Wellen an die Umgebung ab.

In den folgenden Paragraphen wird näher auf diese Arten der Wärmeübertragung eingegangen, und es werden die dazugehörigen Gleichungen zur Berechnung der Intensität der Wärmeübertragung vorgestellt.

3.2 Wärmeleitung

3.2.1 Die Grundlagen der Wärmeleitung

In **Incropera 2002** wird der physikalische Mechanismus der Wärmeleitung anhand eines Vergleiches der Wärmeübertragung mit der Energieübertragung auf molekularer Ebene beschrieben. Hierbei erfolgt der Energietransfer immer, wenn Teilchen auf molekularer Ebene aneinander stoßen, von energiereichen zu energiearmen Teilchen. Überträgt man nun dieses Wissen auf den Austausch von Wärme, so erfolgt dieser ebenfalls immer von höheren zu niedrigeren Temperaturen. Diese Aussage lässt sich auf alle möglichen Zustände eines Mediums, egal ob gasförmig, flüssig oder fest, anwenden.

Die verschiedenen Vorgänge der Wärmeübertragung lassen sich durch physikalische Gleichungen ausdrücken, um die Menge der übertragenen Energie pro Zeiteinheit zu berechnen.

In dem Fall der Wärmeleitung bezeichnet man die Gleichung als das *Fourier Gesetz*. Für eine ein-dimensionale ebene Wand, dargestellt in Bild 3.2, mit einer Temperaturverteilung $T(x)$, lautet die Gleichung der Wärmeleitung

$$q_x'' = -k \frac{dT}{dx} \quad (3.1)$$

Der Wärmefluss q_x'' in (W/m^2) ist hierbei die Wärmeübertragungsrate pro Flächeneinheit orthogonal zur Flussrichtung und proportional zum Temperaturgradienten dT/dx in der gleichen Richtung. Die Konstante k bezeichnet man als Wärmeleitfähigkeit (engl.: thermal conductivity), wird gemessen in ($\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$) und ist ein Faktor, der das Wandmaterial näher beschreibt. Das Minuszeichen resultiert aus der Tatsache, dass der Vorgang der Wärmeübertragung von einer höheren zu einer niedrigeren Temperatur abläuft.

In Bild 3.1 sind einige Wärmeleitfähigkeiten für verschiedene Stoffe und physikalische Zustände aufgeführt. Hieraus lässt sich erkennen, dass die Wärmeleitfähigkeit von festen Stoffen viel größer ist, als von Gasen. Dies ist auf die dichtere Anordnung der Moleküle der einzelnen Stoffe zurückzuführen.

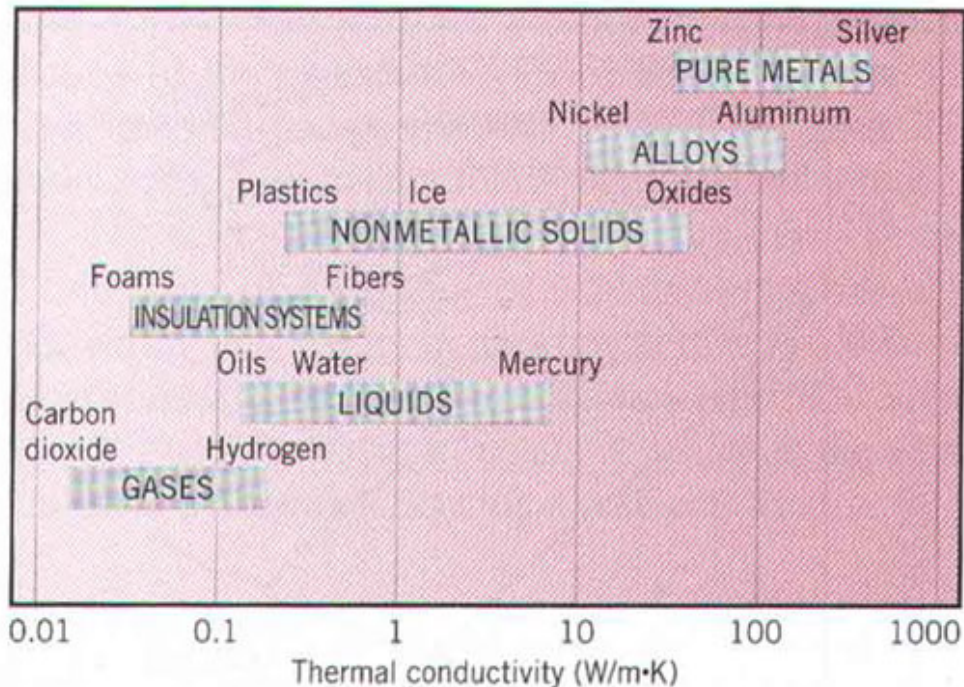


Bild 3.1 Wärmeleitfähigkeiten verschiedener Stoffe (nach Incropera 2002)

Wie in Bild 3.2 veranschaulicht wird, kann der Temperaturgradient mit den bestehenden stationären (steady-state) Bedingungen und einer linearen Temperaturverteilung auch so dargestellt werden.

$$\frac{dT}{dx} = \frac{T_2 - T_1}{L} \quad (3.2)$$

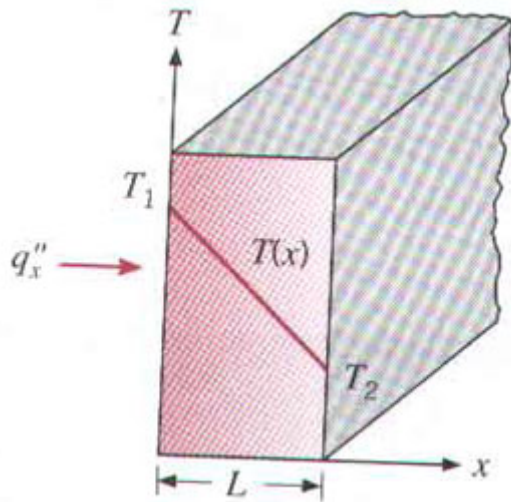


Bild 3.2 Beispiel einer ein-dimensionalen ebenen Wand (nach Incropera 2002)

Mit dieser Annahme lässt sich die Gleichung der Wärmeleitung noch vereinfachen.

$$q_x'' = k \frac{T_1 - T_2}{L} = k \frac{\Delta T}{L} \quad (3.3)$$

Durch die Multiplikation des Wärmeflusses mit der Fläche der ebenen Wand, erhält man die Wärmedurchgangsrate (engl.: heat transfer rate) in Watt.

$$q_x = q_x'' \cdot A \quad (3.4)$$

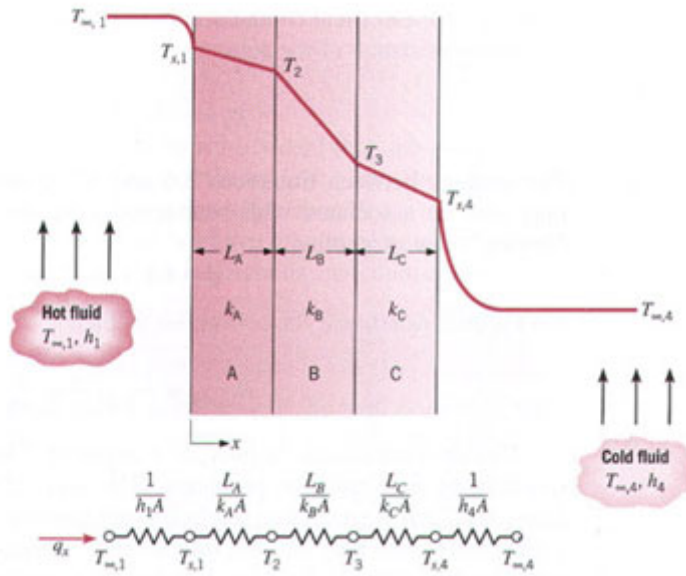


Bild 3.4 Beispiel einer Verbundstrukturwand (nach Incropera 2002)

Die Wärmeübertragungsrate dieses Systems kann durch die Gleichung

$$q_x = \frac{T_{\infty,1} - T_{\infty,4}}{\sum R_t} \quad (3.6)$$

ausgedrückt werden. Mit $T_{\infty,1} - T_{\infty,4}$ wird die Gesamttemperaturdifferenz ΔT des Systems bezeichnet. Daraus lässt sich die Gesamtleitfähigkeit U (engl.: overall heat transfer coefficient) berechnen, die durch die folgende Gleichung definiert ist.

$$q_x \equiv UA\Delta T \quad (3.7)$$

Die Gesamtleitfähigkeit, die in Relation mit dem thermischen Gesamtwiderstand steht, wird für das vorliegende System, durch Umstellen der Gleichungen 2.6 und 2.7, wie folgt berechnet.

$$U = \frac{1}{R_{tot}A} = \frac{1}{\left[\left(\frac{1}{h_1} \right) + \left(\frac{L_A}{k_A} \right) + \left(\frac{L_B}{k_B} \right) + \left(\frac{L_C}{k_C} \right) + \left(\frac{1}{h_4} \right) \right]} \quad (3.8)$$

Da die Wände der Kabine aus mehreren verschiedenen Schichten bestehen, die nebeneinander sowie übereinander liegen können, müssen diese Schichten in der Auslegungsrechnung der Klimaanlage berücksichtigt werden. Dies erfolgt, indem man eine Schaltung der thermischen Widerstände wie bei einer elektrischen Schaltung aufstellt (Bild 3.5).

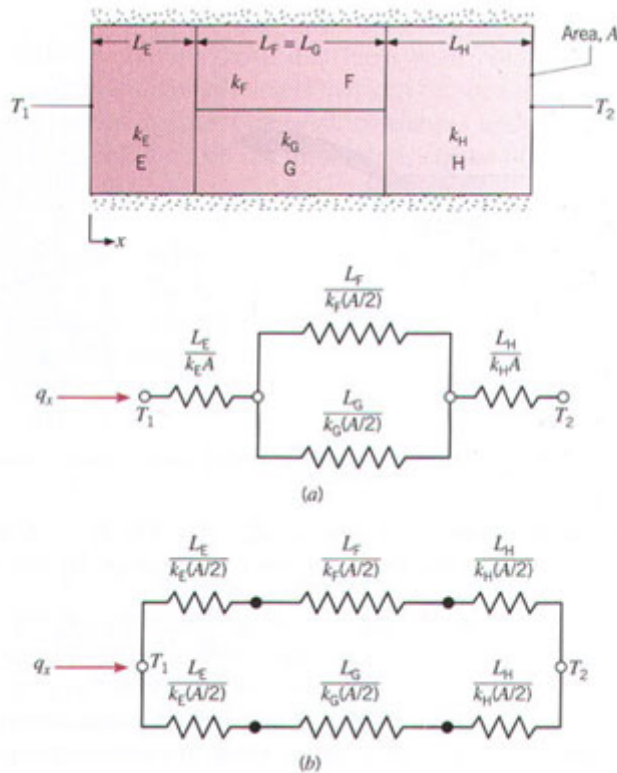


Bild 3.5 Verknüpfung von thermischen Widerständen (nach Incropera 2002)

Folglich kann der Gesamtwiderstand durch diese allgemeine Gleichung

$$R_{tot} = \sum R_t = \frac{\Delta T}{q} = \frac{1}{UA} \quad (3.9)$$

berechnet werden.

3.3 Konvektion

3.3.1 Die Grundlagen der Konvektion

Wie in Absatz 3.1 beschrieben, erfolgt die Wärmeübertragung bei der Konvektion zwischen einer festen Oberfläche und einer sich bewegenden Flüssigkeit, die sich auf unterschiedlichen Temperaturniveaus befinden. Hierbei setzt sich die Konvektion zusammen aus zwei Prozessen. Der erste Prozess läuft ab, wie bei der Wärmeleitung. Die Energieübertragung erfolgt durch die ständige Bewegung der kleinsten Teilchen und wird als Konvektion bezeichnet. Als zweiter Prozess der Wärmeübertragung kommt noch der Energietransfer durch die sich in Bewegung befindende Flüssigkeit hinzu. Dieser heißt in der Fachsprache Advektion. Diese zwei Prozesse werden in Bild 3.6 verdeutlicht.

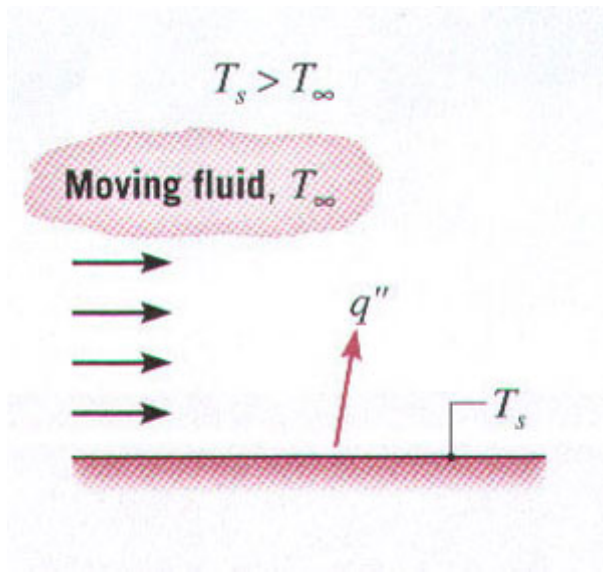


Bild 3.6 Konvektion (nach Incropera 2002)

Bei dieser Art der Wärmeübertragung lässt sich ein thermodynamisches Phänomen zwischen der Oberfläche und der sich in Bewegung befindenden Flüssigkeit beobachten. Es kommt zu einer Grenzschichtbildung durch die vorhandene Geschwindigkeit der Flüssigkeit und zusätzlich noch, falls ein Temperaturunterschied zwischen der Oberfläche und der Flüssigkeit besteht, zu einer zweiten Grenzschicht, die als thermische Grenzschicht bezeichnet wird.

Anhand der thermischen Grenzschicht, verdeutlicht in Bild 3.7, lassen sich die beiden Bereiche der Wärmeübertragungsprozesse gut darstellen. In der Nähe der Oberfläche besteht die Wärmeübertragung fast ausschließlich aus der Energieübertragung durch die Bewegung der kleinsten Teilchen, da dort die geringste Geschwindigkeit der Flüssigkeit herrscht. Je weiter man sich von der Oberfläche wegbewegt, desto mehr überlagern sich die beiden Prozesse. Am Ende der Grenzschicht, an dem die Geschwindigkeit der Flüssigkeit am höchsten ist, besteht die Energieübertragung hauptsächlich nur noch durch den zweiten Prozess, die Wärmeübertragung durch die sich in Bewegung befindende Flüssigkeit.

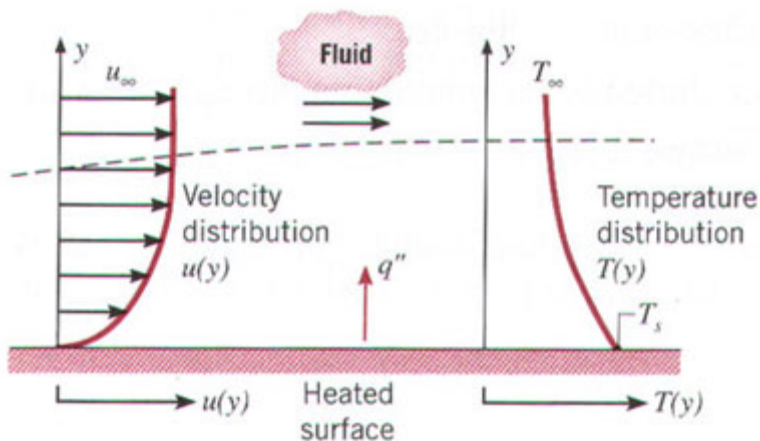


Bild 3.7 Beispiel einer thermischen Grenzschicht (nach Incropera 2002)

Es gibt verschiedene Formen der Konvektion. Die erzwungene Konvektion entsteht durch den Einsatz von externen Geräten, wie z.B. einem Lüfter oder einer Pumpe, um überschüssige Wärme schneller abtransportieren zu können. Die freie bzw. natürliche Konvektion beruht auf den Kräften der Natur, wie z.B. der Auftriebskraft der warmen Luft. Diese verschiedenen Formen der Konvektion können aber auch gemischt auftreten.

Die Wärmeflussgleichung der Konvektion ist jedoch unabhängig von der Form der Konvektion, lautet

$$q'' = h(T_s - T_\infty) \quad (3.10)$$

und wird auch Newton's Gesetz der Kühlung (engl.: Newton's Law of Cooling) genannt. In dieser Gleichung ist q'' der konvektive Wärmefluss in (W/m^2), proportional zur Temperaturdifferenz der Oberflächentemperatur T_s und der Umgebungstemperatur T_∞ . Die Konstante h in ($\text{W}/\text{m}^2\cdot\text{K}$) wird als Wärmedurchgangskoeffizient der Konvektion (engl.: convection heat transfer coefficient) bezeichnet und ist abhängig von der Grenzschicht, welche wiederum von verschiedenen Faktoren beeinflusst wird.

3.3.2 Der thermische Widerstand der Konvektion

Bei der Konvektion kommt es analog zur Wärmeleitung auch zu einem thermischen Widerstand während des Wärmeübergangs durch einen Körper. Die Gleichung, um diesen Widerstand der Konvektion zu berechnen, leitet sich ab aus dem Gesetz der Kühlung von Newton

$$q = hA(T_s - T_\infty) \quad (3.11)$$

und lautet somit

$$R_{t,conv} \equiv \frac{T_s - T_\infty}{q} = \frac{1}{hA} \quad (3.12)$$

Die Gleichung setzt sich zusammen aus der Oberflächentemperatur T_s , der Umgebungstemperatur T_∞ , der Wärmeübertragungsrate q , dem Wärmedurchgangskoeffizienten der Konvektion h und der Fläche A des Körpers, orthogonal zur Wärmeübertragungsrichtung.

3.4 Die thermische Strahlung

3.4.1 Die Grundlagen der thermischen Strahlung

Bei der thermischen Strahlung wird Energie von einem Medium in Form von elektromagnetischen Wellen oder Photonen abgegeben. Diese Wellen beinhalten ein sehr breites Spektrum von Strahlungen. Es reicht von der langen infraroten Strahlung über das sichtbare Lichtspektrum bis hin zur kurzen ultravioletten Strahlung. Diese Art der Energieübertragung gilt für feste, flüssige sowie gasförmige Medien. Ein entscheidender Unterschied zur Wärmeleitung und Konvektion liegt darin, dass die thermische Strahlung am besten in einem Vakuum abläuft. Sie ist somit an keine Materie zur Energieübertragung gebunden. Eine bestimmte Oberfläche ist immer ein gleichguter Emittierer wie Absorbierer. Absorbiert oder emittiert ein Körper alle Strahlungsenergie, die auf ihn trifft, so nennt man diesen einen idealen Strahlungskörper, einen Blackbody. Die Menge der Strahlungsenergie, die von einem Medium abgestrahlt wird, nennt man Emissionskraft (engl.: emissive Power) E_b . Das Stefan Boltzmann Gesetz beschreibt die Grenzen dieser Emissionskraft. Die Gleichung hierzu lautet

$$E_b = \sigma T_s^4 \quad . \quad (3.13)$$

Hierbei ist T_s die absolute Temperatur in (K) und σ die Stefan Boltzmann Konstante mit dem Wert $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8}$ in (W/m²·K).

Da ein Blackbody ein idealer Strahlungskörper ist, und somit mehr Strahlungsenergie abgibt als ein natürlicher Strahlungskörper bei gleicher Temperatur, muss die Emissionskraft noch von anderen Bedingungen abhängig sein. Dies ist in diesem Fall die strahlungsunterstützende bzw. strahlungshemmende Oberflächenbeschaffenheit eines Mediums. Die unterschiedlichen Oberflächenbeschaffenheiten werden durch den Emissionsgrad ε in die vorhandene Gleichung eingebracht. Mit dieser neuen Gleichung

$$E_b = \varepsilon \sigma T_s^4 \quad (3.14)$$

kann nun die Emissionskraft des strahlenden Mediums in Relation zu einem Blackbody berechnet werden.

Ein Medium strahlt jedoch nicht nur Energie ab, sondern nimmt auch abgestrahlte Energie anderer Körper auf, die eine bestimmte spezifische Strahlungsintensität G (engl.: specific Irradiation) besitzt. Meistens wird der größte Teil dieser Energie von der Oberfläche des Mediums wieder absorbiert. Dies ist abhängig vom Absorptionsvermögen α (engl.: absorptivity) der Oberfläche. Hieraus lässt sich nun mit folgender Gleichung die spezifische absorbierte Strahlungsintensität der Oberfläche berechnen.

$$G_{abs} = \alpha G \quad (3.15)$$

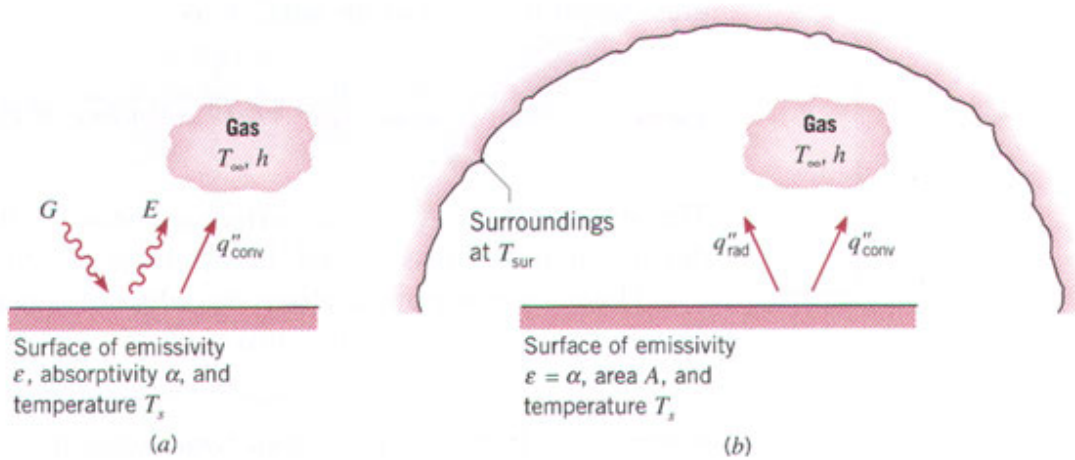


Bild 3.8 Zwei Beispiele thermischer Strahlung (nach Incropera 2002)

Das Absorptionsvermögen α ist gleichermaßen von der Oberfläche, wie auch von der Quelle der Strahlung abhängig. Das bedeutet, eine Oberfläche kann unterschiedlich auf verschiedene Strahlungsquellen, wie z.B. die Sonne oder die Wand eines Ofens, reagieren.

Basierend auf diesen Grundlagen der thermischen Strahlung kann nun der Wärmefluss durch diese Strahlung, der von einer Oberfläche abgegeben wird, mit folgender Gleichung berechnet werden

$$q''_{rad} = \frac{q}{A} = \varepsilon E_b(T_s) - \alpha G = \varepsilon \sigma (T_s^4 - T_{sur}^4) \quad (3.16)$$

T_{sur} bezeichnet in dieser Gleichung die Umgebungstemperatur des Raumes, in den die Energie abgestrahlt wird. In der Praxis wird jedoch meistens eine vereinfachte Form dieser Gleichung verwendet, mit der die Wärmedurchgangsrate berechnet wird. Diese Gleichung lautet dann

$$q_{rad} = h_r A (T_s - T_{sur}) \quad (3.17)$$

wobei der Wärmedurchgangskoeffizient der thermischen Strahlung (engl.: radiation heat transfer rate) h_r wie folgt berechnet wird

$$h_r = \varepsilon \sigma (T_s + T_{sur}) (T_s^2 + T_{sur}^2) \quad (3.18)$$

Betrachtet man nun den Wärmeübergang einer Oberfläche genauer, so wird neben der thermischen Strahlung auch immer Energie durch Konvektion abgegeben. Die beiden so anfallenden

Wärmedurchgangsraten werden dann einfach addiert

$$q = q_{Konv} + q_{rad} = hA(T_s - T_{sur}) + \varepsilon A \sigma (T_s^4 - T_{sur}^4) \quad (3.19)$$

Im Zusammenhang mit dem Absorptionsvermögen α soll an dieser Stelle noch auf das Durchlassvermögen τ (engl.: transmissivity) eines Mediums hingewiesen werden. Dies wird in der späteren Wärmelastberechnung mit der Strahlung der Sonne durch die transparenten Flächen (Fenster) noch benötigt. Nach **Incropera 2002** Seite 732 erhält man für das Durchlassvermögen τ eine analoge Gleichung zu Gleichung 3.15.

$$G_{tr} = \tau G \quad (3.20)$$

3.4.2 Der thermische Widerstand der Strahlung

Analog zu der Wärmeleitung und der Konvektion existiert auch bei der thermischen Strahlung ein thermischer Widerstand. Dieser lässt sich ähnlich wie bei der Konvektion, durch folgende Gleichung berechnen.

$$R_{t,rad} \equiv \frac{T_s - T_{sur}}{q_{rad}} = \frac{1}{h_r A} \quad (3.21)$$

4 Berechnungsgleichungen für Flugzeugklimaanlagen mit Beispiel

In diesem Abschnitt werden die Berechnungsgleichungen für Flugzeugklimaanlagen aufbauend auf den Grundlagen der Wärmeübertragung vorgestellt. Dies erfolgt an einem konkreten Beispiel einer Flugzeugklimaanlage eines Mittelstreckenflugzeuges. Zur Unterstützung werden die Erkenntnisse der wissenschaftlichen Veröffentlichung „Aerothermodynamic Systems Engineering and Design“ der *Society of Automotive Engineers* verwendet, die im folgenden Text mit **SAE 1989** abgekürzt wird.

4.1 Bestimmung der Kabinenparameter

Zu Beginn gilt es erst einmal die Parameter der zu berechnenden Flugzeugklimaanlage zu bestimmen. Als Beispiel wird eine Klimaanlage eines Mittelstrecken Flugzeuges mit 20 Passagieren gewählt, wobei die Kabine nur eine Temperaturzone besitzt. Die Kabine besteht aus einer Konstruktion aus Rahmen und Stringern, die mit einer Aluminiumhaut überzogen sind, dargestellt in Bild 4.1.

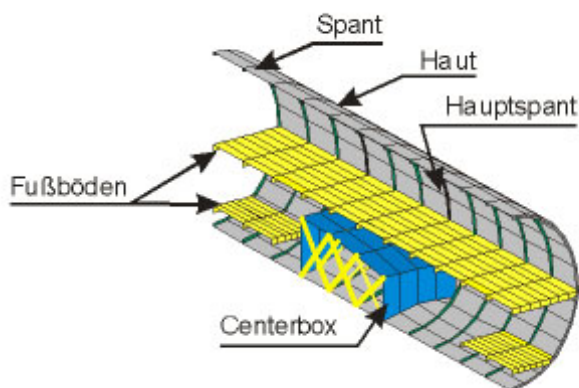


Bild 4.1 Aufbau einer Kabine

Hierbei verlaufen die Rahmen vertikal mit einem Abstand von 460 mm und die Stringer horizontal mit einem Abstand von 150 mm. Der Boden besteht aus einem Balkengerüst, das an den jeweiligen Enden mit den Rahmen verbunden ist. Um den Wärmeverlust der Kabine zu minimieren, ist sie mit einer Isolationsschicht ausgelegt, die in der Wand 130mm und im Boden 80mm beträgt. Im hinteren Teil der Kabine wird diese durch den sogenannten Druckspant abgeschlossen. Dieser besitzt ebenfalls eine Isolationsschicht von 80mm Dicke. Um die Konstruktionsdetails besser zu veranschaulichen werden in den folgenden Abschnitte Wand- bzw. Bodendetailzeichnungen aus **SAE 1989** benutzt.

Bei der Auslegung der Klimaanlage müssen verschiedene Szenarien berücksichtigt werden. Es gilt zu unterscheiden, ob sich das Flugzeug im Bodenstandfall oder im Flugfall in einer Höhe von 6000 m befindet, da dies sehr unterschiedliche Einwirkungen auf die Umgebungsparameter der Flugzeugkabine hat. Daneben muss noch in Betracht gezogen werden, ob die Flugzeugkabine geheizt oder gekühlt werden soll. Somit gibt es vier verschiedene Szenarien, die getrennt voneinander betrachtet werden müssen. Die Berechnung der gesamten Heiz- bzw. Kühllast der verschiedenen Szenarien ist unterteilt in die Bestimmung der jeweiligen Wärmedurchgangsrate der einzelnen Wärmeübertragungsflächen.

Im Bodenstandfall muss noch die Oberflächengrenzschicht der Außenhaut berücksichtigt werden, die durch den dort bestehenden Wind von $V_o = 6,7$ m/s Einfluss auf die Wärmedurchgangsrate hat. Diese Anpassung geschieht mit der folgenden Formel aus **SAE 1989** Seite 10

$$h_o = 2,0 + 0,314V_o \text{ in Btu/hr}\cdot\text{ft}^2\cdot\text{°F} \quad , \quad (4.1)$$

die zum einfacheren Verständnis und für die weiteren Berechnungen in SI-Einheiten umgeformt wird.

$$h_o = (2,0 + V_o) \cdot 5,67795 \text{ W/m}^2\cdot\text{K} \quad (4.2)$$

Dieser neue Wärmedurchgangskoeffizient muss nun anschließend in die Gleichung (4.3) aus **SAE 1989** Seite 36 eingesetzt werden, um die angepasste Wärmedurchgangsrate zu erhalten.

$$U_{gesamt} = \frac{1}{\left(\frac{1}{U}\right) + \left(\frac{1}{h_o}\right)} \quad . \quad (4.3)$$

Die Zahlenwerte für die folgenden Berechnungen der nächsten Abschnitte stammen alle aus **SAE 1989** und sind in SI-Einheiten umgerechnet worden.

4.2 Bodenstandfall: heizen

Als erstes soll das Szenario in Betracht gezogen werden, bei dem sich das Flugzeug auf dem Boden befindet, und die Kabine auf eine Temperatur von $T_c = 21$ °C beheizt werden soll. Die gesamte Heizlast, die die Klimaanlage aufbringen muss, wird in diesem Fall mit der Gleichung

$$q = U_{gesamt} A (T_o - T_c) \quad (4.4)$$

berechnet, wobei T_o hier die Umgebungstemperatur ist, die außerhalb des Flugzeuges herrscht, und T_c die Temperatur innerhalb der Kabine ist.

Die Temperatur T_o wird in unserem Fall mit -50 °C bzw. $223,15\text{ K}$ angenommen. Um die Gesamtheizlast zu bestimmen, werden die jeweiligen Einzelheizlasten der verschiedenen Wärmeübertragungsquellen und -flächen berechnet, und miteinander addiert.

4.2.1 Wärmeübergang zwischen den Kabinenrahmen

Die Einzelparameter, die zur Berechnung der Gesamtleitfähigkeit zwischen den Kabinenrahmen benötigt werden, können Bild 4.2 entnommen werden. Bei der Berechnung der Wärmeleitfähigkeit kann der Wärmewiderstand der Außenhaut im Gegensatz zu dem der Isolation und des Oberflächenfilms vernachlässigt werden.

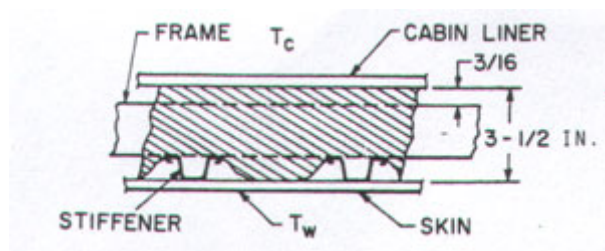


Bild 4.2 Detailzeichnung zwischen den Kabinenrahmen (nach **SAE 1989**)

Als erstes, muss der Oberflächenfilmkoeffizient h_i bestimmt werden. Dies erfolgt mit Gleichung 4.2 aus Abschnitt 4.1.

$$h_i = (2,0 + V_o) \cdot 5,67795 \text{ W/m}^2\cdot\text{K} \quad (4.5)$$

Hierbei ist V_o die Windgeschwindigkeit in der Kabine in m/s, die nach der Luftfahrtvorschrift nicht mehr als 1 m/s betragen darf. Somit erhält man für den Oberflächenfilmkoeffizienten einen Wert von $h_i = 17,034\text{ W/m}^2\cdot\text{K}$. Dieser wird nun in folgende Gleichung eingesetzt

$$U = \frac{1}{\left(\frac{x}{k}\right) + \left(\frac{1}{h_i}\right)} \quad (4.6)$$

Mit den Werten für die Dicke $x = 0,066\text{ m}$ und die Wärmeleitfähigkeit $k = 0,032\text{ W/m}\cdot\text{K}$ der Isolation aus **SAE 1989** Seite 27 (umgerechnet in SI-Einheiten) erhält man für die Gesamtleitfähigkeit zwischen den Kabinenrahmen einen Wert von $U = 0,471\text{ W/m}^2\cdot\text{K}$. Da im Bodenstandfall die Grenzschicht der Außenhaut berücksichtigt werden muss, ergibt sich nach Gleichung 4.3 eine modifizierte Gesamtleitfähigkeit von $U_{\text{gesamt}} = 0,467\text{ W/m}^2\cdot\text{K}$. Die Fläche von $A = 65,02\text{ m}^2$ (umgerechnet in SI-Einheiten), die von dem Wärmeübergang betroffen ist,

stammt ebenfalls aus **SAE 1989** Seite 27, und wurde aus Detailzeichnungen abgelesen. Aus Gleichung 4.4 erhält man dann für die Wärmedurchgangsrate einen Wert von

$$q = U_{gesamt} A (T_o - T_c) = 0,467 \cdot 65,02 (223,15 - 294,15) = -2155,87 \text{ W} \quad . \quad (4.7)$$

4.2.2 Wärmeübergang durch die Kabinenrahmen

Die Konstruktionsdetails können dem folgenden Bild 4.3 entnommen werden.

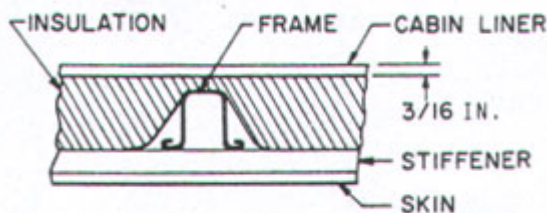


Bild 4.3 Detailzeichnung der Kabinenrahmen (nach **SAE 1989**)

Der Oberflächenfilmkoeffizient berechnet sich aus Gleichung 4.2 und hat denselben Wert wie in Abschnitt 4.2.1. Da die Isolation über den Rahmen zusammengedrückt wird, beträgt Ihre Dicke $x = 0,005$ m, die Wärmeleitfähigkeit k bleibt jedoch gleich. Somit berechnet sich aus Gleichung 4.3 für die Gesamtleitfähigkeit ein Wert von $U = 4,652$ W/m²·K. Wird dieser Wert mit Gleichung 4.2 umgerechnet, so erhält man für die Gesamtleitfähigkeit $U_{gesamt} = 4,252$ W/m²·K. Durch ablesen aus Detailzeichnungen, erhalten wir eine betroffene Fläche von $A = 4,65$ m². Daraus ergibt sich nach Gleichung 3.1 eine Wärmedurchgangsrate von

$$q = U_{gesamt} A (T_o - T_c) = 4,252 \cdot 4,65 (223,15 - 294,15) = -1403,8 \text{ W} \quad . \quad (4.8)$$

4.2.3 Wärmeübergang zwischen den Bodenträgern

Auf dem Bild 4.4 sind die Konstruktionsdetails für die Bodenträger zu sehen, die für die folgende Berechnung benötigt werden.

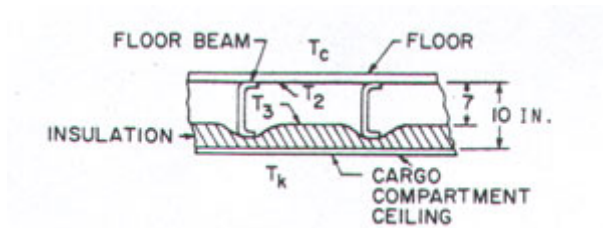


Bild 4.4 Detailzeichnung zwischen den Bodenträgern (nach SAE 1989)

Die Berechnung dieses Wärmeübergangs ist etwas aufwendiger als die vorherigen, da sich zwischen den Bodenträgern ein eingeschlossener Luftraum befindet, der mit berücksichtigt werden muss. Die Gesamtleitfähigkeit zwischen den Bodenträgern berechnet sich aus folgender Gleichung.

$$U = \frac{1}{\frac{1}{h_i} + \frac{x}{k} + \frac{1}{h'_c + h_r} + \frac{1}{h_i}} \quad (4.9)$$

Hierbei sind die Werte für den Oberflächenfilmkoeffizienten h_i und die Wärmeleitfähigkeit k identisch wie in den Abschnitten zuvor. Die Dicke der Isolation zwischen den Bodenträgern beträgt $x = 0,076$ m. Die Leitfähigkeit des eingeschlossenen Luftraumes setzt sich zusammen aus der Summe der Wärmeleitung h'_c und der thermische Strahlung h_r . Das Berechnungsschema dieser Leitfähigkeiten ist in Anhang A ausführlich dargestellt. Der Wert der Summe (Startwert der Iteration) beträgt $(h'_c + h_r) = 1,817$ W/m²·K. Daraus errechnet sich die Gesamtleitfähigkeit zwischen den Bodenträgern zu $U_{ck} = 0,329$ W/m²·K.

Um anschließend die Wärmedurchgangsrate zu berechnen, müssen erst einmal die Räume in Betracht gezogen werden, in denen sich der Wärmeübergang vollzieht. In den letzten beiden Abschnitten wurde die Wärme jeweils von der Kabine nach außen an die Umgebung abgegeben. Hier erfolgt dieser Prozess jedoch von der Kabine zum Frachtraum. Daher muss für diesen Fall die Gleichung 4.1 etwas modifiziert werden. Die relevanten Temperaturen sind nun die Kabinentemperatur $T_c = 21$ °C, die sich nicht verändert, sowie die Frachtraumtemperatur von $T_k = 7$ °C. Mit einer Fläche von $A = 18,58$ m² ergibt sich für Wärmedurchgangsrate ein Wert von

$$q = U_{ck} A (T_k - T_c) = 0,329 \cdot 18,58 (280,15 - 294,15) = -85,58 \text{ W} \quad (4.10)$$

4.2.4 Wärmeübergang durch die Bodenträger

Bei dem Wärmeübergang durch die Bodenträger ist die Berechnung der Gesamtleitfähigkeit sehr komplex, wie sich in der in Bild 4.4 dargestellten Konstruktion zeigt. Die Balkenenden des Fußbodens sind mit den Rahmen des Rumpfes verbunden, und befinden sich so auf der gleichen Temperatur, wie die Außenhaut. Um die Bestimmung des Wärmeübergangs zu

vereinfachen werden die Balken als eine Rippe definiert, deren Ende sich auf Außenhauttemperatur befindet.

Die Berechnung der Wärmedurchgangsrate muss wieder als Iteration durchgeführt werden. Diese umfangreiche Berechnung wird in Anhang B durchgeführt. Das dort berechnete Ergebnis für die Wärmedurchgangsrate durch die Bodenträger beläuft sich auf $q_{cb} = -2002 \text{ W}$.

4.2.5 Wärmeübergang durch den Druckspant

Mit dem Druckspant eines Flugzeuges bezeichnet man den Abschluss des hinteren Kabinenteils. Er wird benötigt, um den luftdichten Druckraum in der Kabine zu begrenzen und abzuschließen. Auf Bild 4.5 ist ein Ausschnitt eines Druckspants zu sehen, der den Aufbau näher beschreibt.



Bild 4.5 Detailzeichnung des Druckspants (nach **SAE 1989**)

Die Gesamtleitfähigkeit des Druckspants wird wieder ähnlich wie in den Abschnitten 4.2.1 und 4.2.2 berechnet. Dies erfolgt mit

$$\begin{aligned}
 U &= \frac{1}{\left(\frac{1}{h_i}\right) + \left(\frac{x}{k}\right) + \left(\frac{1}{h_i}\right)} \\
 &= \frac{1}{\left(\frac{1}{17,034}\right) + \left(\frac{0,076}{0,032}\right) + \left(\frac{1}{17,034}\right)} \\
 &= 0,401 \text{ W/m}^2\cdot\text{K} \quad . \quad (4.11)
 \end{aligned}$$

Die Berechnung der Wärmedurchgangsrate erfolgt wieder analog zu den Abschnitten 4.2.1 und 4.2.2 mit Gleichung 4.1 und einer wirkenden Fläche von $A = 9,29 \text{ m}^2$. Daraus errechnet sich ein Wert von

$$q = UA(T_o - T_c) = 0,401 \cdot 9,29(223,15 - 294,15) = -264,496 \text{ W} \quad . \quad (4.12)$$

4.2.6 Wärmeübergang durch die Fenster

In diesem Fall des Wärmeübergangs werden alle transparenten Flächen, einschließlich der Frontscheibe des Cockpits, als Fenster bezeichnet und zusammen berechnet. Bei dieser Berechnung muss eine neue Gleichung für die Gesamtleitfähigkeit eingeführt werden, da sich die Fenster aus verschiedenen Lagen unterschiedlicher Werkstoffe zusammensetzen. Dies wird in Bild 4.6 verdeutlicht.



Bild 4.6 Detailzeichnung des Fensteraufbaus (nach SAE 1989)

Die Gesamtleitfähigkeit der Fenster berechnet sich aus

$$U = \frac{1}{\left(\frac{1}{h_i}\right) + \sum \left(\frac{x}{k}\right)}, \quad (4.13)$$

mit Zahlenwerten eingesetzt zu

$$U = \frac{1}{\left(\frac{1}{17,034}\right) + \left(\frac{0,022}{1,056}\right) + \left(\frac{0,0205}{0,208}\right)} = 5,615 \text{ W/m}^2\cdot\text{K}. \quad (4.14)$$

Dieser Wert muss wieder mit Gleichung 4.3 umgerechnet werden. Somit erhält man für die Gesamtleitfähigkeit, unter Berücksichtigung der Grenzschicht der Außenhaut, einen Wert von $U_{gesamt} = 5,042 \text{ W/m}^2\cdot\text{K}$. Hieraus lässt sich nun, unter Berücksichtigung der Gesamtfläche der transparenten Flächen $A = 2,79 \text{ m}^2$, die Wärmedurchgangrate der Fenster berechnen.

$$q = U_{gesamt} \cdot A (T_o - T_c) = 5,042 \cdot 2,79 (223,15 - 294,15) = -998,77 \text{ W} \quad (4.15)$$

In den letzten 6 Abschnitten wurden die Wärmeübergänge bestimmt, die durch Konstruktionsdetails der Struktur entstehen. Nun müssen in den nächsten Abschnitten die Faktoren berücksichtigt werden, die nicht durch die Konstruktion, sondern durch äußere Einwirkungen Einfluss auf den Wärme- bzw. Kühlprozess haben. Diese lassen sich unterscheiden in interne und externe Faktoren. Interne Faktoren sind die Passagiere oder die elektrische Ausrüstung an Bord, und ein externer Faktor ist die Sonne.

4.2.7 Wärmeübertragung durch die Sonne

Bei der Wärmeübertragung durch die Sonne wird die Kabine durch thermische Strahlung erhitzt. Diese gelangt durch die transparenten Flächen des Flugzeuges, die orthogonal zur Strahlungsrichtung stehen, in das Innere der Kabine. Nach der **SAE 1989** Veröffentlichung wird davon ausgegangen, dass im Schnitt immer die Hälfte aller Flächen orthogonal zur Strahlungsrichtung stehen. Das Gesamtdurchlassvermögen der transparenten Fläche durch Sonnenstrahlung ist in Bild 4.6 angegeben. Daraus kann man mit folgender Gleichung die Wärmelast berechnen, die auf die Klimaanlage einwirkt.

$$q_s = (\tau_1)(\tau_2)(\tau_3)G_s A_p \quad (4.16)$$

Die Gleichung setzt sich zusammen aus den unterschiedlichen Durchlassvermögen der transparenten Flächen durch Sonnenstrahlung τ_x , die spezifische Strahlungsintensität G_s und der Projektionsfläche A_p , die orthogonal zu der Strahlung liegt.

In den meisten Berechnungsfällen verwendet die **SAE 1989** andere Gleichungen oder Ansätze als **Incropera 2002**, um an das gewünschte Ziel zu kommen. In diesem Fall, der Strahlung durch die Sonne ist dies aber anders. Beide Verfasser greifen auf die gleiche Grundgleichung (Gleichung 3.17) zu, um die Wärmelast zu berechnen.

Beim Szenario des Heizens im Bodenstandfall wurde davon ausgegangen, dass es Nacht ist, und somit keine Wärmeübertragung durch die Sonne berücksichtigt.

4.2.8 Wärmelast durch die Passagiere

Um die Wärmelast durch die Passagiere berechnen zu können, muss erst einmal herausgefunden werden, wie viel Wärme ein Mensch in ruhender Position abstrahlt. Dieser Wert kann aus Kurve D (Person sitzend in Ruhe) aus dem Bild 4.7 abgelesen werden. Die Kurven A bis C beschreiben Personen bei verschiedenen Tätigkeiten, die nicht für die Berechnung relevant sind.

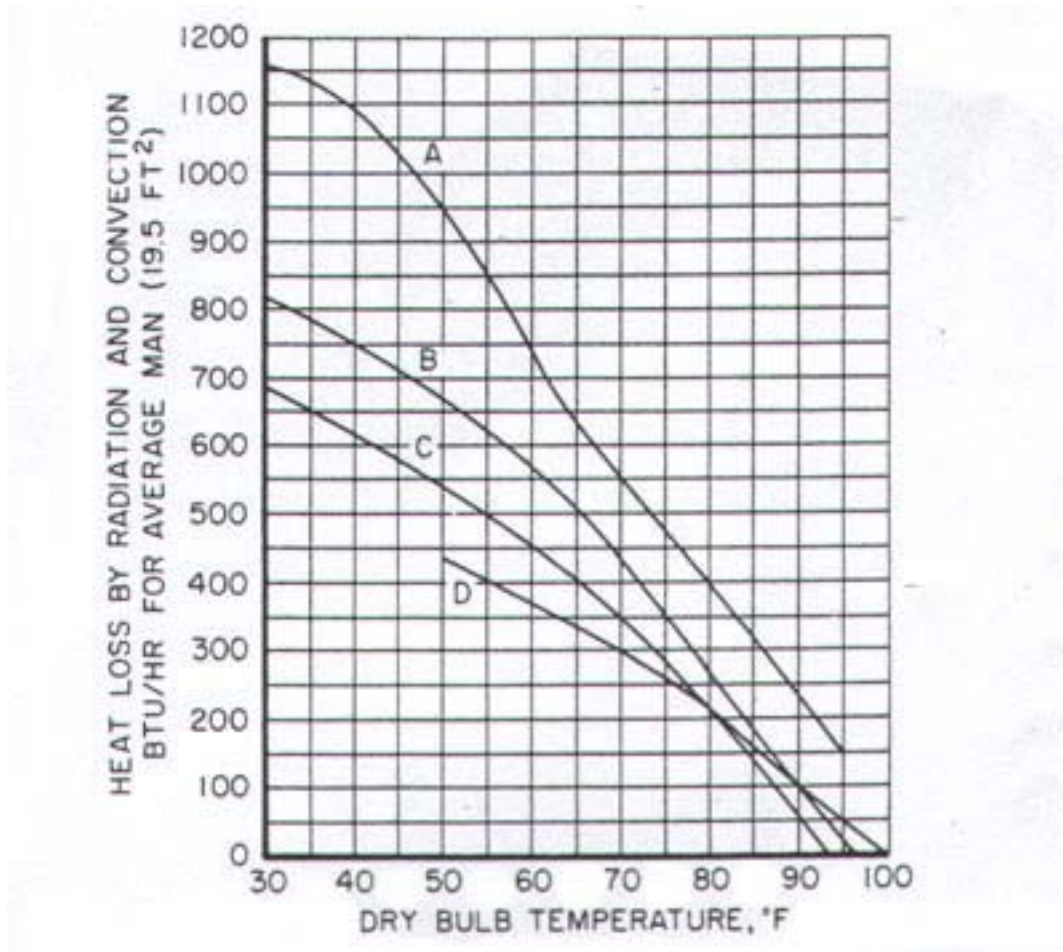


Bild 4.7 Durchschnittlicher Wärmeverlust eines Menschen (nach SAE 1989)

Somit beträgt die Wärmeabgabe eines Menschen, bei einer Temperatur von $T_c = 70\text{ °F} = 21\text{ °C}$, 400 Btu/hr-person. Dies entspricht einer Menge von 117 W/Person in SI-Einheiten. Bei dem Fall des Heizens der Kabine wird angenommen, dass diese nur zur Hälfte belegt ist. Da in diesem Beispiel von einer Klimaanlage ohne Rezirkulation ausgegangen wird, muss keine latente Wärme berücksichtigt werden.

Daraus folgt eine Wärmelast bei 10 Passagieren von $q = 1170\text{ W}$.

4.2.9 Wärmelast durch die elektrische Ausrüstung

Die Berechnung der Wärmelast der elektrische Ausrüstung bezieht sich auf den Teil der Ausrüstung, die in der Kabine installiert ist und keine eigene Kühlvorrichtung besitzt. Nach der SAE 1989 Veröffentlichung wird davon ausgegangen, dass die elektrische Ausrüstung Energie in Form von Wärme abstrahlt, in der Höhe von 1700 W. Wird die Kabine, wie in diesem Fall beheizt, so wird nur die Hälfte der Wärmelast berücksichtigt. Somit erhalten wir eine Wärmelast durch die elektrische Ausrüstung von $q_e = 850\text{ W}$.

Durch Addition der einzelnen Faktoren erhält man eine Gesamtwärmelast von $q_{gesamt} = -4890,49 \text{ W}$, die als Wärmestrom die Kabine kontinuierlich verlässt. Das bedeutet, die Klimaanlage muss soviel Wärme aufbringen, um die Kabine bei einer Außentemperatur von $T_o = -50 \text{ °C}$ auf eine Kabinentemperatur von $T_c = 21 \text{ °C}$ aufzuheizen.

4.3 Bodenstandfall: kühlen

Beim zweiten Szenario, das hier betrachtet werden soll, muss die Klimaanlage, im Bodenstandfall bei einer Außentemperatur von $T_o = 38 \text{ °C}$, die Kabine auf eine Temperatur von $T_c = 21 \text{ °C}$ herunter kühlen. Hierbei ändern sich die Werte der Gesamtleitfähigkeiten der folgenden Wärmeübergänge

- Zwischen den Kabinenrahmen
- Durch die Kabinenrahmen
- Zwischen den Bodenträgern
- Durch den Druckspant
- Durch die Fenster

nicht, und können somit aus dem letzten Abschnitt 4.2 übernommen werden. Die Gesamtleitfähigkeit des Wärmeübergangs zwischen den Bodenträgern ist so minimal verändert, dass dies vernachlässigt werden kann.

Die Berechnung der jeweiligen Wärmedurchgangsrate erfolgt mit einer, zum ersten Szenario etwas veränderten Gleichung, die lautet

$$q = UA(T_w - T_c) \quad . \quad (4.17)$$

Hierbei ändert sich nur der erste Wert in der Klammer, der für diese Berechnung, die Kabinenwandtemperatur T_w ist. Diese gilt es als erste zu bestimmen.

4.3.1 Bestimmung der Kabinenwandtemperatur

Nach **SAE 1989** Seite 20 lässt sich die Kabinenwandtemperatur mit der Gleichung 4.18 wie folgt berechnen.

$$T_w = B - CT_w^4 \quad (4.18)$$

$$B = \frac{T_o h_o + \frac{360}{\pi} + U_{av} T_c + 82,96 \cdot e_w}{U_{av} + h_o} \quad (4.19)$$

$$C = \frac{0,173 \cdot 10^{-8} \cdot e_w}{U_{av} + h_o} \quad (4.20)$$

Zur Berechnung muss als erstes die gemittelte Gesamtleitfähigkeit der Kabinenrahmen ermittelt werden. Dies erfolgt mit den Werten aus den Abschnitten 4.2.1 und 4.2.2 zu

$$U_{av} = \frac{UA}{A} = \frac{52,26}{69,67} = 0,75 \text{ W/m}^2\cdot\text{K} \quad . \quad (4.21)$$

Als nächstes erfolgt die Bestimmung des Oberflächenfilms h_o , bei einer Windgeschwindigkeit von $V_o = 2,5$ m/s, mit Gleichung 4.2 zu $h_o = 25,55$ W/m²·K. Nach **SAE 1989** Seite 36 wird für das Emissionsvermögen der Wand e_w ein Faktor von $e_w = 0,1$ angenommen. Damit erhalten wir aus der Gleichung 4.18 einen Wert für die Kabinenwandtemperatur von $T_w = 315,273$ K = 42,123 °C. Anhand dieser Temperatur können nun die Wärmedurchgangsraten der einzelnen Fälle bestimmt werden.

4.3.2 Wärmedurchgangsraten der gleichbleibenden Gesamtleitfähigkeiten am Boden

Da sich die Gesamtleitfähigkeiten einiger Fälle, die in Abschnitt 4.3 schon erwähnt worden sind, nicht verändern, lassen sich die Wärmedurchgangsraten sehr einfach bestimmen. Durch einsetzen der jeweiligen Werte in Gleichung 4.17 erhalten wir für die einzelnen Fälle folgende Wärmedurchgangsraten

- Zwischen den Kabinenrahmen $q = 641,39$ W
- Durch die Kabinenrahmen $q = 417,64$ W
- Zwischen den Bodenträgern $q = 153,85$ W
- Durch den Druckspant $q = 78,69$ W
- Durch die Fenster $q = 297,14$ W .

4.3.3 Wärmeübergang durch die Bodenträger

Die Gesamtleitfähigkeit des Wärmeübergangs durch die Bodenträger muss neu berechnet werden, da die veränderte Wandtemperatur Einfluss auf das Ergebnis nimmt. Hierzu wird wieder das Berechnungsschema aus Anhang B verwendet. Setzt man die neuen Werte für das Szenario des Kühlens im Bodenstandfall ein, so erhält man eine Wärmedurchgangsrate von $q = 791,26$ W.

4.3.4 Wärmeübertragung durch die Sonne

In dem Fall des Kühlens muss die Einwirkung der Sonnenstrahlung mit einberechnet werden, da man eine möglichst hohe Wärmelast zur Auslegung der Klimaanlage erreichen möchte. Die unterschiedlichen Durchlassvermögen der transparenten Flächen durch die Sonnenstrahlung τ_x , können aus Bild 4.6 abgelesen werden.

Die gesamte Sonnenwärmeeinstrahlung beträgt auf Meereshöhe $G_s = 1135,3 \text{ W/m}^2$. Mit einer Fensterfläche von $A = 1,395 \text{ m}^2$ (senkrecht zur Strahlungsrichtung) und dem Ergebnis aus Gleichung 4.16 erhalten wir einen Wert für die Wärmelast durch die Sonnenstrahlung von $q_s = 1039,9 \text{ W}$.

4.3.5 Wärmelast durch Passagiere und elektrische Ausrüstung

Die Berechnung der Wärmelasten durch die Passagiere und die elektrische Ausrüstung werden hier zusammen berechnet, da dies nach den gleichen Schemen, wie in den Absätzen 4.2.8 und 4.2.9 geschieht.

Für die Passagiere erhalten wir unter Berücksichtigung der Annahme, dass das Flugzeug mit 20 Passagieren voll beladen ist, eine Wärmelast von $q = 2340 \text{ W}$.

Die elektrische Ausrüstung hat bei dem Fall des Kühlens die doppelte zu kühlende Wärmelast, wie im Heizfall, von $q = 1700 \text{ W}$.

Somit erhalten wir eine gesamte Wärmelast von $q = 7459,87 \text{ W}$, die die Klimaanlage im Bodenstandfall bei einer Außentemperatur von $T_o = 38 \text{ °C}$ aufbringen muss, um eine gewünschte Kabinentemperatur von $T_c = 21 \text{ °C}$ zu erhalten.

4.4 Flugfall: Heizen und Kühlen

Die letzten beiden zu betrachtenden Szenarien sind das Heizen und das Kühlen im Flugfall. Es ist sinnvoll, sie gemeinsam darzustellen, da die meisten Gesamtleitfähigkeiten gleich sind und nur eine Formel zur Berechnung der Wärmelasten für beide Fälle verwendet wird.

Bei den Umgebungsparametern wird davon ausgegangen, dass sich das Flugzeug in einer Höhe von 6000 m befindet. Die Außentemperatur und die Reisegeschwindigkeit für den Heizfall betragen $T_{oh} = -46 \text{ °C}$ und $M_h = 0,28$. Für den Kühlfall sind diese $T_{oc} = -2 \text{ °C}$ und $M_c = 0,89$. Die Kabinentemperatur, auf die geheizt bzw. gekühlt werden soll, beträgt für beide Fälle, wie in den ersten beiden Szenarien, $T_c = 21 \text{ °C}$. Die Formel, nach der die Wärmelasten für beide Fälle berechnet werden, ist die gleiche, die in Abschnitt 4.3 verwendet wird. Der

einzigste Unterschied besteht in verschiedenen Wandtemperaturen. Diese werden im nächsten Abschnitt bestimmt.

4.4.1 Berechnung der Wandtemperatur für den Flugfall

Die Wandtemperatur im Flugfall bei einer Geschwindigkeit unter Mach 2 ist gleich der Recovery Temperatur¹. Nach dieser Definition wird die Wandtemperatur mit folgender Formel berechnet

$$T_w = T_o \left[1 + r \left(\frac{\kappa - 1}{2} \right) M^2 \right] \quad . \quad (4.22)$$

Diese setzt sich zusammen aus der Außentemperatur T_o , dem Recovery Faktor r , dem Adiabatenkoeffizient κ , und der Flugmachzahl M . Nach **SAE 1989** hat der Recovery Faktor für diesen Fall einen Wert von $r = 0,9$ und der Adiabatenkoeffizient von $\kappa = 1,4$. Setzt man diese Werte und die Werte aus Abschnitt 4.4 in die Gleichung 4.22 ein, so erhält man für den Heizfall eine Wandtemperatur von $T_{wh} = 230,36$ K und für den Kühlfall von $T_{wc} = 274,98$ K.

4.4.2 Wärmedurchgangsraten der gleichbleibenden Gesamtleitfähigkeiten im Flugfall

Da einige der Gesamtleitfähigkeiten des Bodenstandsfalls unverändert bleiben, werden diese an dieser Stelle nicht noch einmal berechnet. Nach **SAE 1989** Seite 18 ist die Hauttemperatur im Flugfall unter einer Geschwindigkeit von Mach 2 gleich der Recovery Temperatur. Dadurch folgt, dass die Grenzschicht der Außenhaut im Flugfall keine signifikante Rolle spielt und daher nicht mit in die Rechnung einbezogen wird. Somit werden zur Bestimmung der Wärmedurchgangsraten im Flugfall die nicht modifizierten Werte verwendet. Setzt man die Gesamtleitfähigkeiten, mit der hier zu verwendenden Wandtemperatur, in die Gleichung 4.17 ein, so erhält man für den Heizfall die Wärmedurchgangsraten

- Zwischen den Kabinenrahmen $q = -1953,53$ W
- Durch die Kabinenrahmen $q = -1379,89$ W
- Zwischen den Bodenträgern $q = -389,94$ W
- Durch den Druckspant $q = -237,64$ W
- Durch die Fenster $q = -999,33$ W

und für den Kühlfall

¹ **Recovery Temperatur:** The equilibrium temperature of an object placed in a flow ... always less than the total temperature (**AGARD 1980**) (Die Gleichgewichtstemperatur eines Objektes das sich in einer Strömung befindet ... ist immer kleiner als die Totaltemperatur)

- Zwischen den Kabinenrahmen $q = -587,07 \text{ W}$
- Durch die Kabinenrahmen $q = -414,63 \text{ W}$
- Zwischen den Bodenträgern $q = -117,18 \text{ W}$
- Durch den Druckspant $q = -71,41 \text{ W}$
- Durch die Fenster $q = -300,31 \text{ W}$.

Die restlichen Wärmedurchgangsraten müssen wie oben berechnet werden.

4.4.3 Wärmeübergang durch die Bodenträger im Flugfall

Durch die veränderte Wandtemperatur und die neuen Umgebungsparameter muss der Wärmeübergang durch die Bodenträger neu berechnet werden. Dies erfolgt, wie schon in den Fällen zuvor, mit dem Berechnungsschema in Anhang B. Setzt man die neuen Werte in dieses Schema ein, so erhält man für den Heizfall eine Wärmedurchgangsrate von $q = -1948,85 \text{ W}$ und für den Kühlfall $q = 442,51 \text{ W}$.

4.4.4 Wärmeübertragung durch die Sonne im Flugfall

Da sich das Flugzeug im Flugfall näher zur Sonne als im Bodenstandfall befindet, muss auch die gesamte Sonnenwärmeeinstrahlung höher sein. Diese beträgt in einer Höhe von 6000 m $G_s = 1356 \text{ W/m}^2$. Die unterschiedlichen Durchlassvermögen der transparenten Flächen durch die Sonnenstrahlung τ_x können aus Bild 4.8 in Abschnitt 4.3.4 abgelesen werden. Somit erhalten wir nach Gleichung 4.16 und gleichbleibender Fläche eine Wärmelast für den Kühlfall von $q_s = 1241,09 \text{ W}$.

Für den Heizfall wird die Sonnenstrahlung nicht berücksichtigt, da davon ausgegangen wird, dass sich das Flugzeug im Nachtflug befindet.

4.4.5 Wärmelast durch Passagiere und elektrische Ausrüstung im Flugfall

Die Wärmelasten für den Flugfall, die durch die Passagiere und die elektrische Ausrüstung bedingt sind, haben die gleichen Werten, wie im Bodenstandfall. Nach Abschnitt 4.2.8 und 4.2.9 hat man im Heizfall die Wärmelast durch die Passagiere von $q = 1170 \text{ W}$ und durch die elektrische Ausrüstung $q_e = 850 \text{ W}$. Für den Kühlfall nach Abschnitt 4.3.5 sind diese Werte $q = 2340 \text{ W}$ und $q_e = 1700 \text{ W}$.

Addiert man nun diese einzelnen Wärmelasten, so erhält man für das Heizen im Flugfall, bei einer Außentemperatur von $T_o = -46 \text{ °C}$, eine Gesamtwärmelast von $q = -4889,18 \text{ W}$. Für den Fall des Kühlens in einer Höhe von 6000 m und einer Außentemperatur von $T_o = -2 \text{ °C}$ addiert sich die Summe der Wärmelasten auf zu $q = 4233,01 \text{ W}$.

5 Grundlagen des Programms MATLAB/Simulink

Simulink ist eine Erweiterung des Computerprogramms *MATLAB* der Firma *Mathworks*. Um das Programm und seine Eigenschaften besser verstehen zu können, wird hier erst einmal das Basisprogramm *MATLAB* kurz vorgestellt.

5.1 Das Basisprogramm MATLAB

Der Name *MATLAB* des Programms setzt sich aus den englischen Wörter **M**atrix und **L**aboratory zusammen und ist ein Produkt der Firma *Mathworks*. Es wurde ursprünglich zur Vereinfachung der Matrizenrechnung geschrieben, entwickelte sich jedoch im Laufe der letzten Jahre zu einem Hochleistungsprogramm zur Lösung und graphischen Darstellung mathematischer und technischer Probleme. Diese können in einer einfach zu bedienenden Benutzeroberfläche, dargestellt in Bild 5.1, eingegeben bzw. programmiert werden.

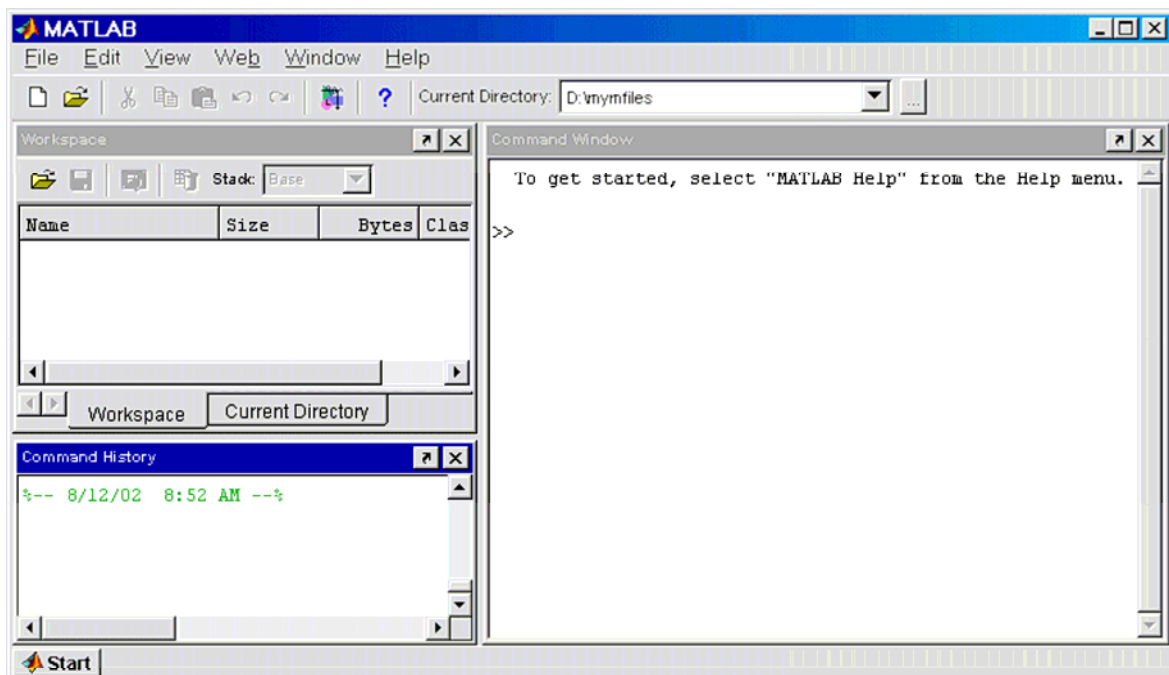


Bild 5.1 Die Benutzeroberfläche des Basisprogramms MATLAB

Durch die vordimensionierten Grundelemente des Programms, genannt Arrays, auf denen die einzelnen Informationen gespeichert werden, können komplexe Rechenschemen, wie Matrizen, im Gegensatz zu herkömmlichen Programmiersprachen in einem Bruchteil der Zeit gelöst werden. Dies hat auch zur Folge, dass der Programmieraufwand wesentlich kleiner ist.

Das Programm ist mittlerweile an den meisten Universitäten Standard zur Lösung von höheren mathematischen, ingenieurtechnischen und wissenschaftlichen Problemen. Weitere Informationen und eine detailliertere Produktbeschreibung enthält **Mathwoks 2003**.

5.2 Das Programm *Simulink*

Wie schon in der Einleitung dieses Paragraphen erläutert wurde, handelt es sich bei dem Programm *Simulink* um eine Erweiterung des Basisprogramms *MATLAB*. *Simulink* ist ein Programm zur Integration von Differentialgleichungen, die die einzelnen dynamischen Systeme beschreiben. Es dient der Erstellung, Simulation und Analyse dieser, mit Hilfe einer graphischen Benutzeroberfläche. *Simulink* ist eine Abkürzung der beiden englischen Worte *Simulation* und *Link*. Die Integration der Simulation erfolgt immer in Abhängigkeit eines Zeitfensters, das beliebig eingestellt werden kann.

5.2.1 Starten des Programms *Simulink*

Um das Programm starten zu können, muss die Benutzeroberfläche des Programms *MATLAB* geöffnet sein. Hier gibt man den Befehl `>>simulink` (in Kleinbuchstaben) ein, und drückt anschließend die ENTER-Taste. Es erscheinen zwei neue Fenster auf dem Bildschirm. Das eine Fenster, abgebildet in Bild 5.2, zeigt die graphische Benutzeroberfläche des Programms *Simulink*. Dies ist das Fenster, in dem der gesamte Ablauf der Simulation stattfindet. Dieses Fenster besitzt eine Menüleiste und eine Werkzeugleiste. Ist die Werkzeugleiste ausgeblendet, lässt sie sich unter dem Befehl VIEW, in der Menüleiste, einblenden.

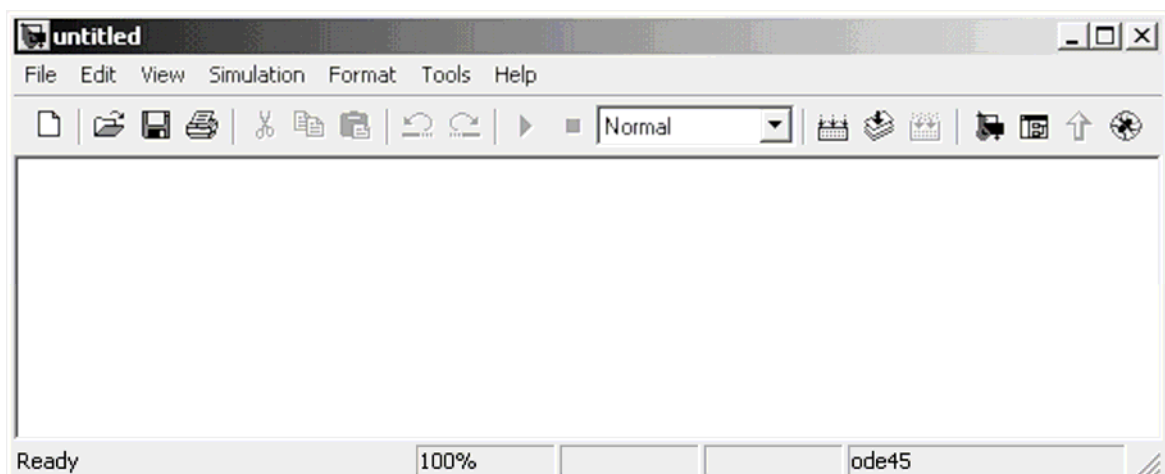


Bild 5.2 Die graphische Benutzeroberfläche des Programms *Simulink*

In der Werkzeugleiste sind die wichtigsten und am häufigsten verwendeten Befehle als Icons dargestellt, um schneller auf diese zugreifen zu können.

5.2.2 Die Block-Bibliothek

Das zweite Fenster, das sich automatisch öffnet, ist die Block-Bibliothek. Sie ist dargestellt in Bild 5.3, und enthält Blöcke zur Analyse von linearen und nicht-linearen Problemen, die durch drag-and-drop mit der Maus in die Benutzeroberfläche eingefügt werden können.

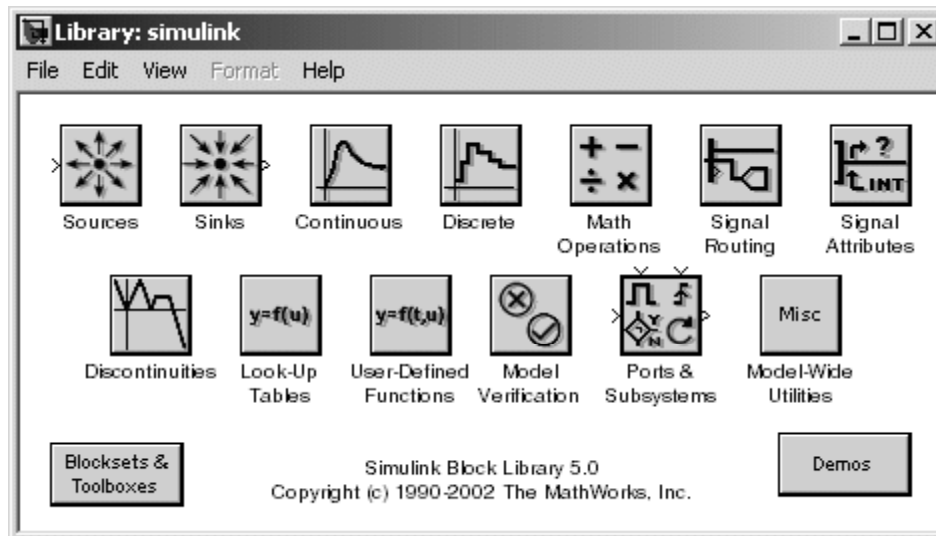


Bild 5.3 Die Block-Bibliothek

Die Blöcke vereinfachen die Erstellung eines dynamischen Systems in *Simulink* sehr, da das Programmieren von Gleichungen und Abläufen nicht mehr nötig ist. Die Blöcke werden in die Benutzeroberfläche eingefügt und miteinander verbunden. Durch doppelklicken mit der Maus auf die einzelnen Blöcke öffnet man das jeweilige Blockfenster, in das Parameter eingegeben werden können. Sollte sich ein Problem nicht durch die vorhandenen Blöcke beschreiben lassen können, besteht die Möglichkeit eigene Blöcke zu programmieren. Dazu benutzt man ein sogenanntes M-File, welches unter *MATLAB* erstellt werden kann. Hat man ein M-File programmiert, lässt sich dieses über den *MATLAB - Function* Block aufrufen und in die Simulation integrieren. Bild 5.4 zeigt ein Beispiel eines fertigen Systems.

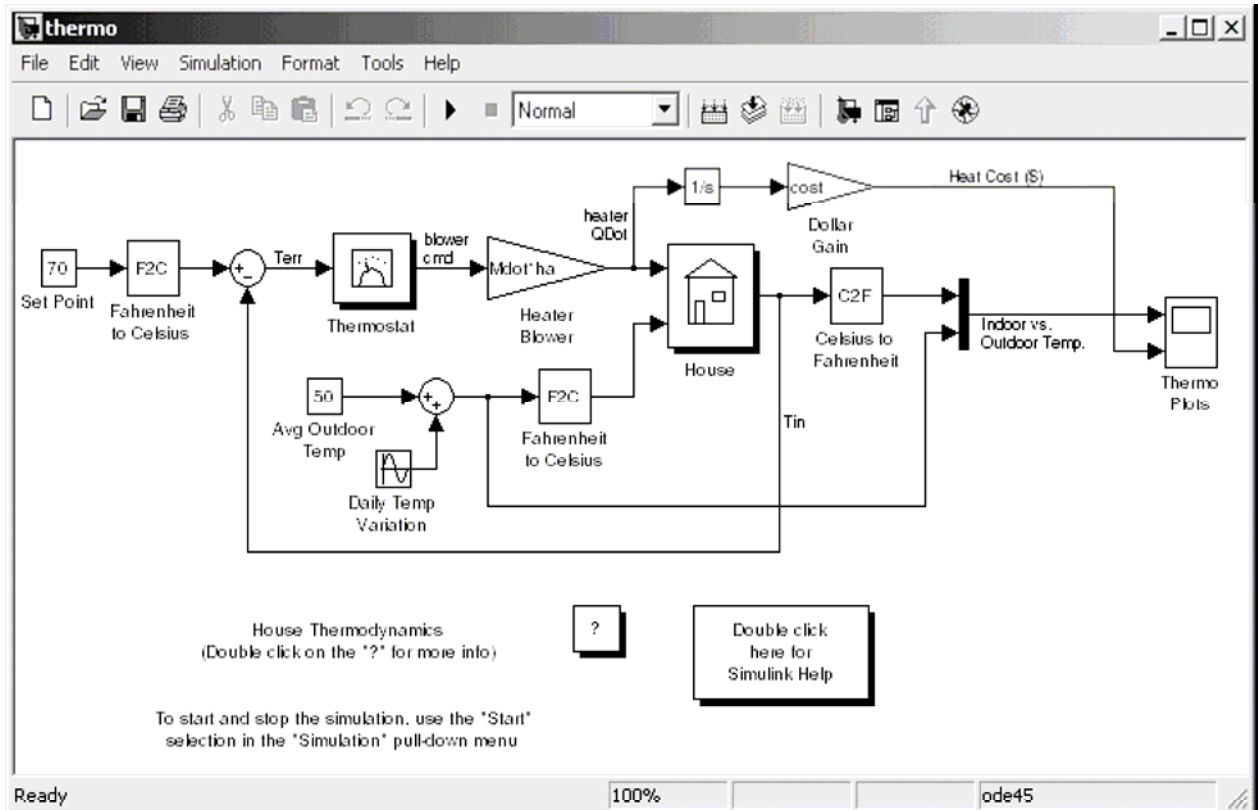
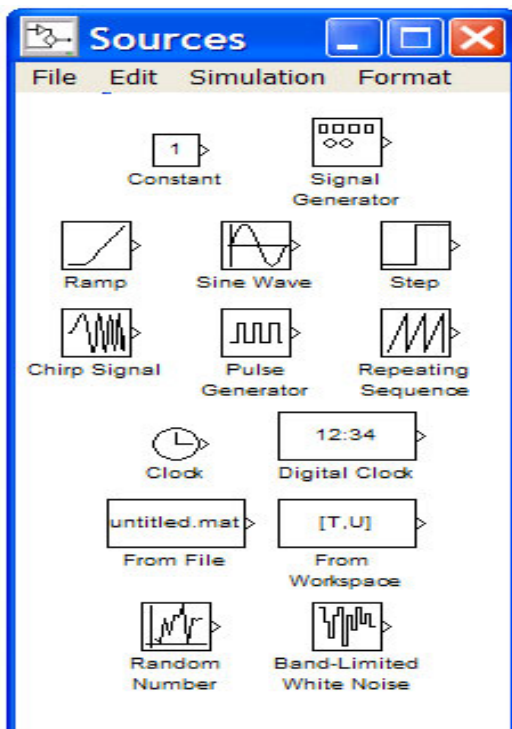


Bild 5.4 Beispiel eines zu simulierenden Systems in *Simulink*

5.2.3 Das Eingangssignal



Mit Hilfe eines dynamischen Systems versucht man das Verhalten äußerer und innerer Einwirkungen auf ein Eingangssignal zu erforschen. Um dies tun zu können, muss erst ein Eingangssignal bestimmt werden. Die *Sources* (Quellen) Blöcke, dargestellt in Bild 5.5, enthalten verschiedene Arten von Anfangs- bzw. Eingangssignalen. Diese können beliebig in das System eingebaut werden, haben jedoch unterschiedliche Einwirkungen auf dieses.

Bild 5.5 Die Sources (Quellen) Blöcke

5.2.4 Ausgabe des Ergebnisses

Die Ergebnisse der Simulation können auf verschiedene Art und Weise ausgegeben werden. Durch Einfügen eines Blocks aus der *Sink* Bibliothek, dargestellt in Bild 5.6, erhält man die gewünschte Art des Ergebnisplots.

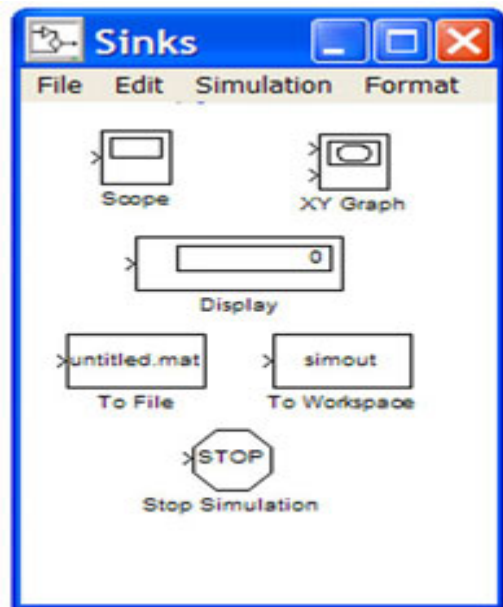


Bild 5.6 Die *Sink* Blöcke

Wird in einer Simulation gefordert, das Ergebnis nur als Zahlenwert darstellen zu lassen, so kann man dies entweder durch Anzeige auf der *MATLAB* Benutzeroberfläche tun, oder einen sogenannten *Display* Block auf der *Simulink* Benutzeroberfläche verwenden. Dies ist die einfachste Möglichkeit der Darstellung. Allerdings lassen sich mit dem Programm *Simulink* Ergebnisse auch graphisch darstellen. Hierzu verwendet man einen *Scope* oder *XY-Graph* Block. Diese Blöcke lassen sich nach den verschiedenen Anforderungen des Benutzers individuell einstellen. Ein Beispiel für einen Ergebnisplot ist in Bild 5.7 zu sehen.

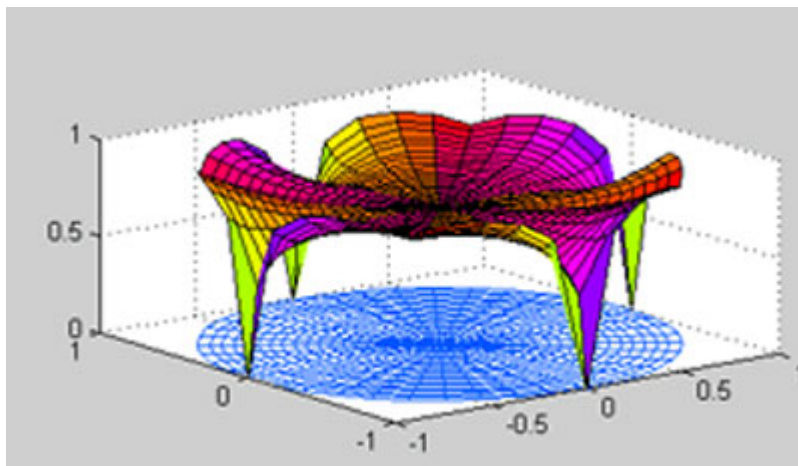


Bild 5.7 Beispiel eines Ergebnisplots

Es ist auch möglich benutzerdefinierte Ergebnisplots in *MATLAB* zu erstellen. Zur genaueren Beschreibung der notwendigen Programmierbefehle, kann man den *help plot* Befehl in die *MATLAB* Benutzeroberfläche eingeben. Hiermit erhält man eine Liste der Möglichkeiten des Programms im Bereich des Plottens.

Nachdem man sich für einen Ergebnisblock entschieden hat, muss noch das Zeitfenster bestimmt werden, in dem die Simulation ablaufen soll. Hierzu wird durch einen Doppelklick mit der Maus auf den jeweiligen Block ein Parameterfenster geöffnet. Dieses enthält ein Eingabefenster mit dem Namen *time range* oder *sample time*, in denen die Dauer der Simulation angegeben wird.

5.2.5 Durchführung einer Simulation

Sind nun alle Blöcke mit ihren zugehörigen Parametern verbunden, kann die Simulation gestartet werden. Dies erfolgt durch anklicken des *START* Befehls in der Menüleiste unter *SIMULATION*. Werden Fehlermeldungen von dem Programm ausgegeben, so enthalten sie genügend Informationen zur Behebung des Fehlers.

Dies war nur ein kleiner Einblick in die Möglichkeiten, die die beiden Programme *MATLAB* und *Simulink* dem Benutzer geben, um komplexe Rechengänge oder dynamische Systeme darzustellen und zu berechnen. Mehr detailliertere Informationen über diese beiden Programme, andere Softwareerweiterungen und zugehörige Tutorien enthält **Mathwoks 2003**.

6 Simulation einer Flugzeugklimaanlage mit Simulink

In diesem Abschnitt sollen nun die gewonnenen Kenntnisse aus den vorherigen Paragraphen in einer Simulation umgesetzt werden. Hierbei gilt es als erstes, einige allgemeine Überlegungen über den Vorgang in einem zu klimatisierenden Raum anzustellen.

6.1 Vorgang in einem zu klimatisierenden Raum

In unserem Fall der Flugzeugklimaanlage steht der zu klimatisierende Raum unter Druck. Soll dieser Druck gleichbleibend aufrecht erhalten werden, so fließt immer das gleiche Volumen an Luft in die Kabine ein, wie abgesaugt wird. Da in dieser Arbeit davon ausgegangen wird, dass die Klimaanlage keine Rezirkulation besitzt, wird dieser sehr schwer zu simulierende Teil einer modernen Flugzeugklimaanlage nicht berücksichtigt. Der Hauptvorgang neben dem Ein- bzw. Ausströmen der Luft ist der Mischvorgang in der Kabine, bei dem die wärmere Luft immer soviel Energie an die kältere Luft abgibt, bis die Temperaturdifferenz gegen null geht. Durch die äußeren Einwirkungen, die in den vorangegangenen Paragraphen vorgestellt wurden, ist es sinnvoll als Grundlage der Simulation eine Energiegleichung zu benutzen. Für die Simulation in dieser Arbeit wurde als Basis der Simulation folgende Grundgleichung des Wärmestroms verwendet.

$$\dot{Q} = m \cdot c_p \cdot \frac{dT}{dt} \quad (6.1)$$

Hierbei wird mit \dot{Q} der Wärmestrom, mit \dot{m} der Massenstrom, mit c_p die spezifische Wärmekapazität und mit ΔT die Temperaturdifferenz bezeichnet. Da es sich um eine Simulation handelt, muss die Gleichung von der Zeit abhängig sein. Dies wird durch die Verwendung der jeweiligen Ströme erreicht.

6.2 Grundstruktur der Simulation

Mit der Simulation soll der Durchfluss der Luft und deren Temperaturänderung dargestellt werden. Ziel ist es, die Temperatur der Kabine in allen vier Szenarien aus Abschnitt 4 zu erreichen. Dies erfolgt durch eine Starttemperatur, mit der die Luft in den Simulationsraum (die Kabine) einströmt und auf die die einzelnen Energie- und Wärmeströme einwirken. Da

die Simulation abhängig von der Zeit abläuft, muss die Gleichung am Ende integriert werden, um die endgültige Temperatur zu erhalten. In Bild 6.1 ist das Schema des Grundentwurfs zu sehen, auf dem das Klimasystem aufgebaut werden soll.

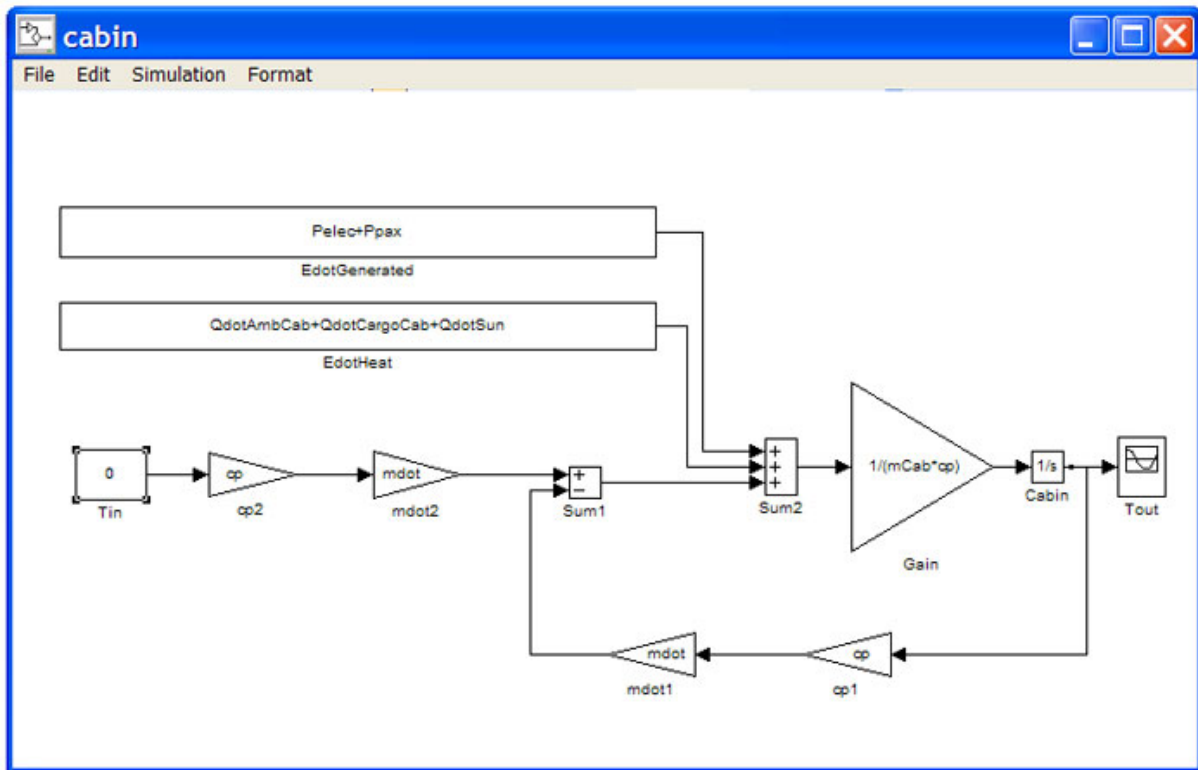


Bild 6.1 Bild der Simulation CABIN

Wie bereits in Kapitel 5 verdeutlicht wurde, handelt es sich bei den zu simulierenden Systemen um Gleichungen, die anhand von Blöcken vereinfacht dargestellt werden. Die zugehörige Differentialgleichung für das System in Bild 6.1 lautet

$$\dot{T}_{out} = \frac{1}{m_{Cab} \cdot cp} \left(T_{in} \cdot cp \cdot \dot{m} - T_{out} \cdot cp \cdot \dot{m} + \dot{E}_{generated} + \dot{E}_{heat} \right) \quad (6.2)$$

In diesem Grundbeispiel wurde für die Darstellung des Ergebnisses ein sogenannter Scope Block verwendet. Dieser zeigt die Temperaturentwicklung in Abhängigkeit von der Zeit an (siehe Bild 6.2).

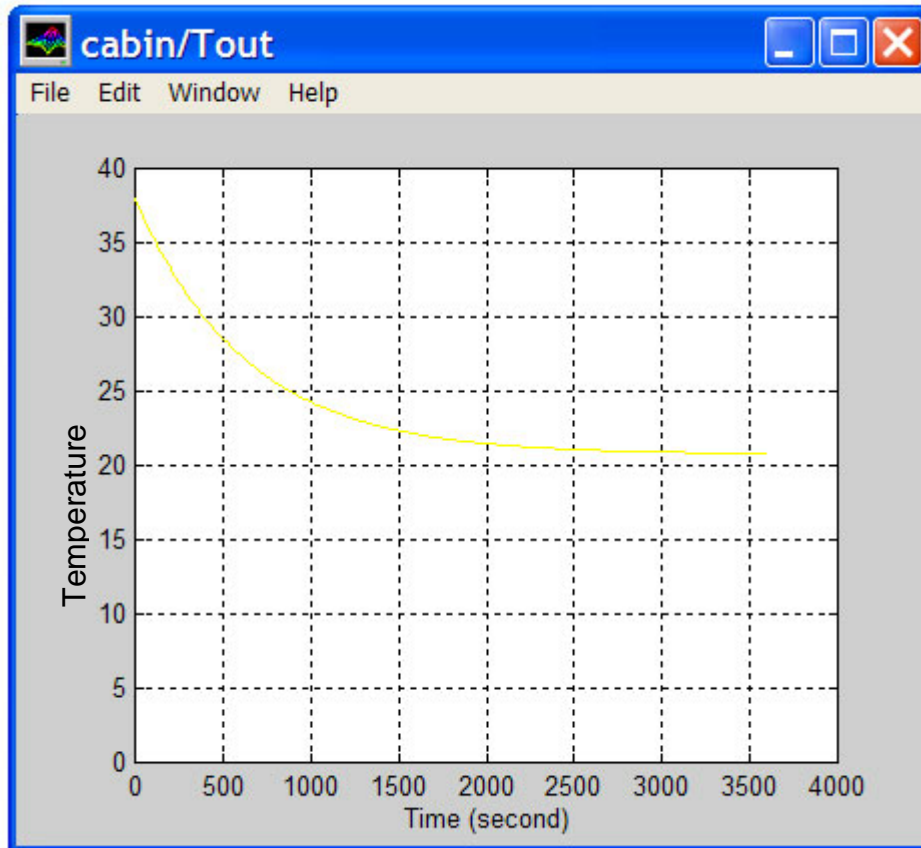


Bild 6.2 Ergebnisplot von CABIN

Hierbei ist an der senkrechten Achse (zeigt die Temperatur an) gut zu erkennen, dass als Umgebungstemperatur der Kabine 38 °C gewählt wurden. In diesem Fall wurden 0 °C als Eingangstemperatur gewählt, aus denen sich nach einem Zeitintervall von 4000 Sekunden eine Kabinentemperatur von 21 °C einpendelt.

Nun gilt es, dieses System weiter zu entwickeln. Dies lässt sich erreichen, in dem man sich die Energieströme näher ansieht und versucht, die Berechnungsgleichungen aus Kapitel 4 in dieses System einzubauen.

6.3 Übertragen der Berechnungsgleichungen in die Simulation

In diesem Abschnitt werden Schritt für Schritt die einzelnen Energie- und Wärmeströme in die Simulation eingebaut. Begonnen wird mit den Energieströmen durch die Passagiere und die elektrische Ausrüstung. Diese beiden Faktoren werden unabhängig von der Kabinentemperatur berücksichtigt, und sind dadurch leicht einzubauen. Die jeweiligen Werte werden mit den Berechnungsgleichungen aus Abschnitt 4 berechnet und durch einen Constant Block aus der Sources Block Bibliothek in die Simulation, wie in Bild 6.3 dargestellt, eingesetzt.

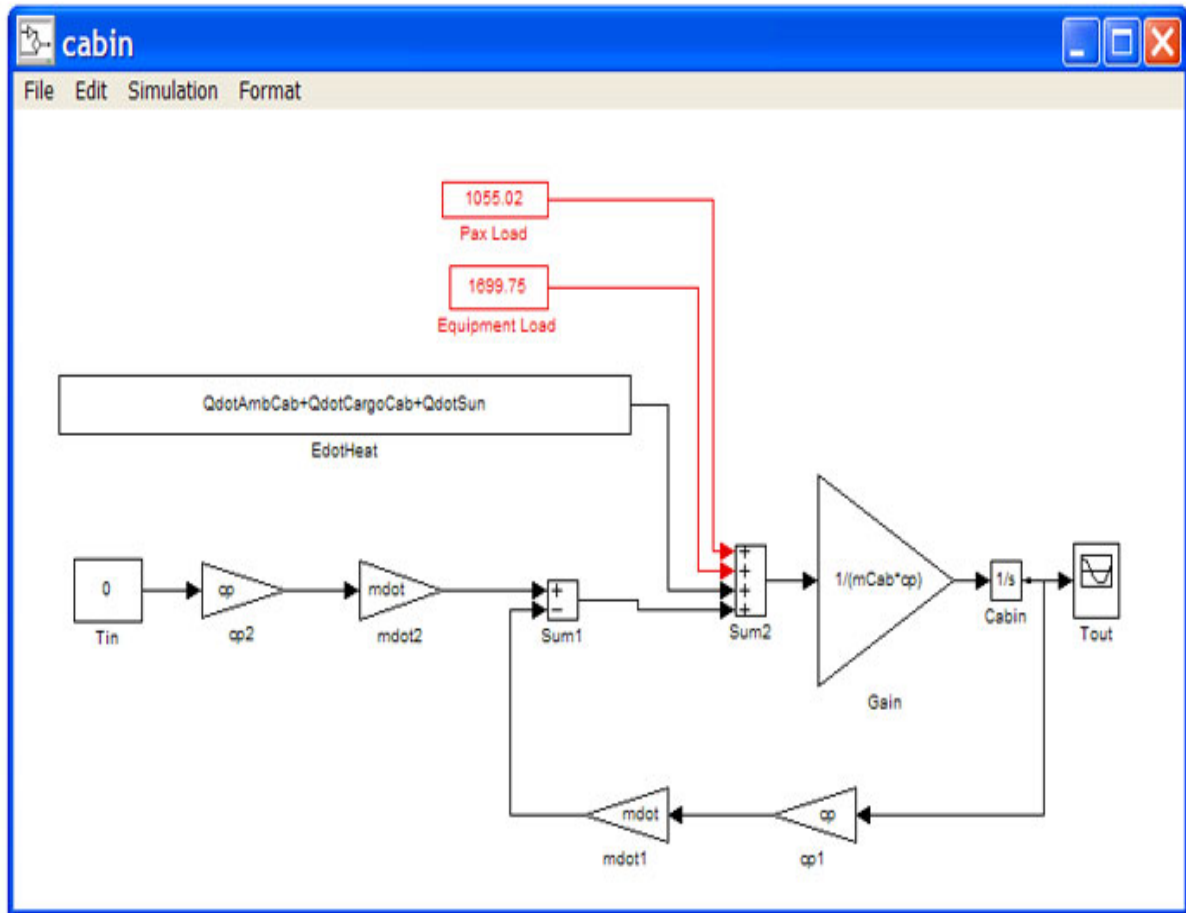


Bild 6.3 Passagierlast und elektrisches Equipment

Als zweites wird der Wärmestrom, der durch die Sonneneinstrahlung hervorgerufen wird, näher betrachtet. Vor dem Einbau in die Simulation muss darauf geachtet werden, dass der richtige Wert für das vorhandene Szenario (Bodenstandfall oder Flugfall) benutzt wird. Dieser Wert wird dann, wie schon die beiden anderen Energieströme (Passagierlast und elektrisches Equipment) mit einem Constant Block in die Simulation eingefügt (siehe Bild 6.4).

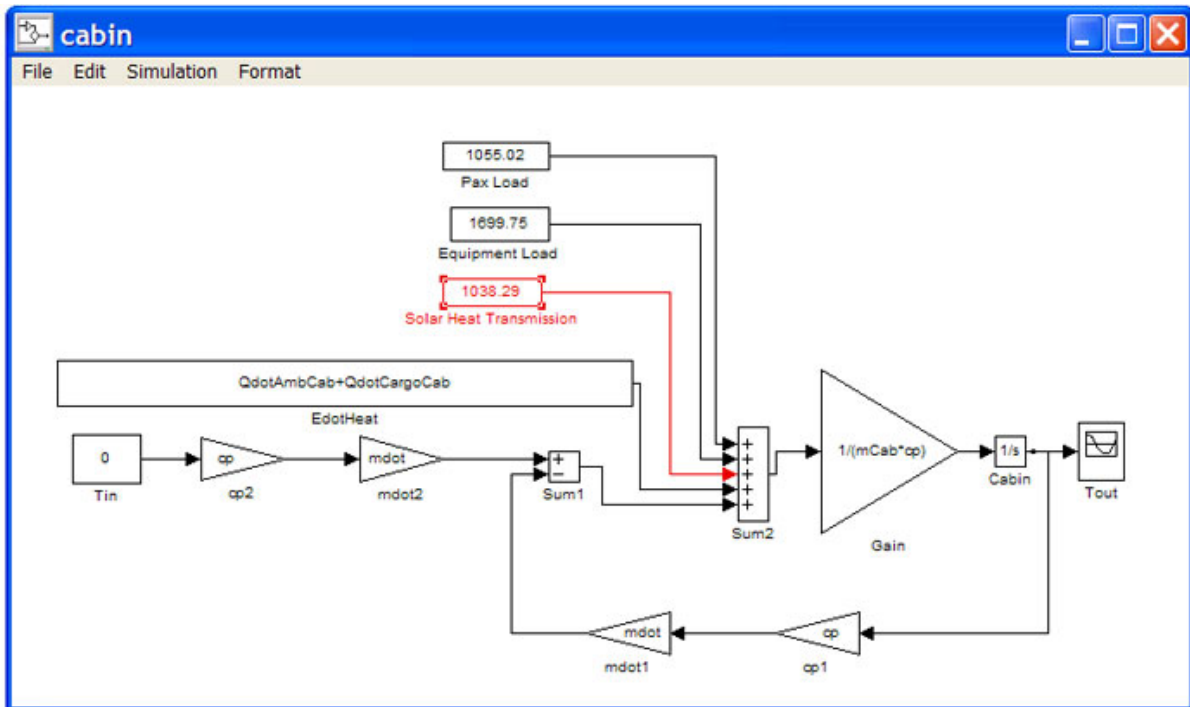


Bild 6.4 Sonneneinstrahlung

Nachdem die Passagiere, das elektrische Equipment und die Sonneneinstrahlung in der Simulation berücksichtigt wurden, müssen nun die restlichen Wärmeströme in die Simulation eingebaut werden. Die übrigen Wärmeströme sind alle abhängig von der Kabinentemperatur und der Umgebungstemperatur. Da sich die Kabinentemperatur aber während des Simulationsprozesses ständig ändert, und die Umgebungstemperatur für die verschiedenen Szenarien unterschiedlich ist, muss dies in dem Aufbauschema des Simulationssystems berücksichtigt werden. Um den Prozess des Einbaus der Berechnungsgleichungen klarer zu veranschaulichen, werden die einzelnen Szenarien getrennt voneinander betrachtet.

6.3.1 Heizen im Bodenstandfall

Das Heizen im Bodenstandfall ist das am einfachsten umzusetzende Szenario. Da die Umgebungstemperatur gleich der Außentemperatur am Boden ist, kann die Außentemperatur einfach in die Simulation eingesetzt werden. Die einzelnen Wärmeströme berechnen sich aus der folgenden Gleichung

$$q = UA(T_o - T_c) \quad , \quad (6.3)$$

die bereits in Abschnitt 4.2 vorgestellt wurde. Die Gleichungen für die Wärmeströme zwischen den Kabinenspanen, durch die Kabinenspante, durch den Druckspann und durch die Windschutzscheibe werden jeweils mit einem Function Block aus der Nonlinear Bibliothek in die Simulation eingebaut. Bild 6.5 zeigt das Parameterfenster, in das die einzelnen

Gleichungen eingegeben werden müssen. Die Werte für die Gesamtleitfähigkeit U und die Fläche A werden aus Abschnitt 4.2 entnommen.

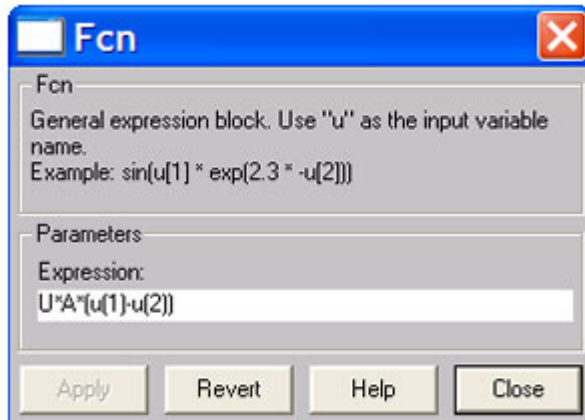


Bild 6.5 Parameterfenster des Function Blocks

Die Faktoren $u(1)$ und $u(2)$ sind die Umgebungstemperatur und die Kabinentemperatur. Diese beiden Werte werden als Eingangsparameter in den Block eingeleitet. Da aber immer nur eine skalare Zahl in den Function Block eingegeben werden kann, muss ein Mux Block aus der Connections Bibliothek verwendet werden. Der Mux Block erstellt aus den beiden Zahlen einen Vektor, der anschließend in den Function Block eingeleitet werden kann. Dieser Vorgang wird in Bild 6.6 verdeutlicht.

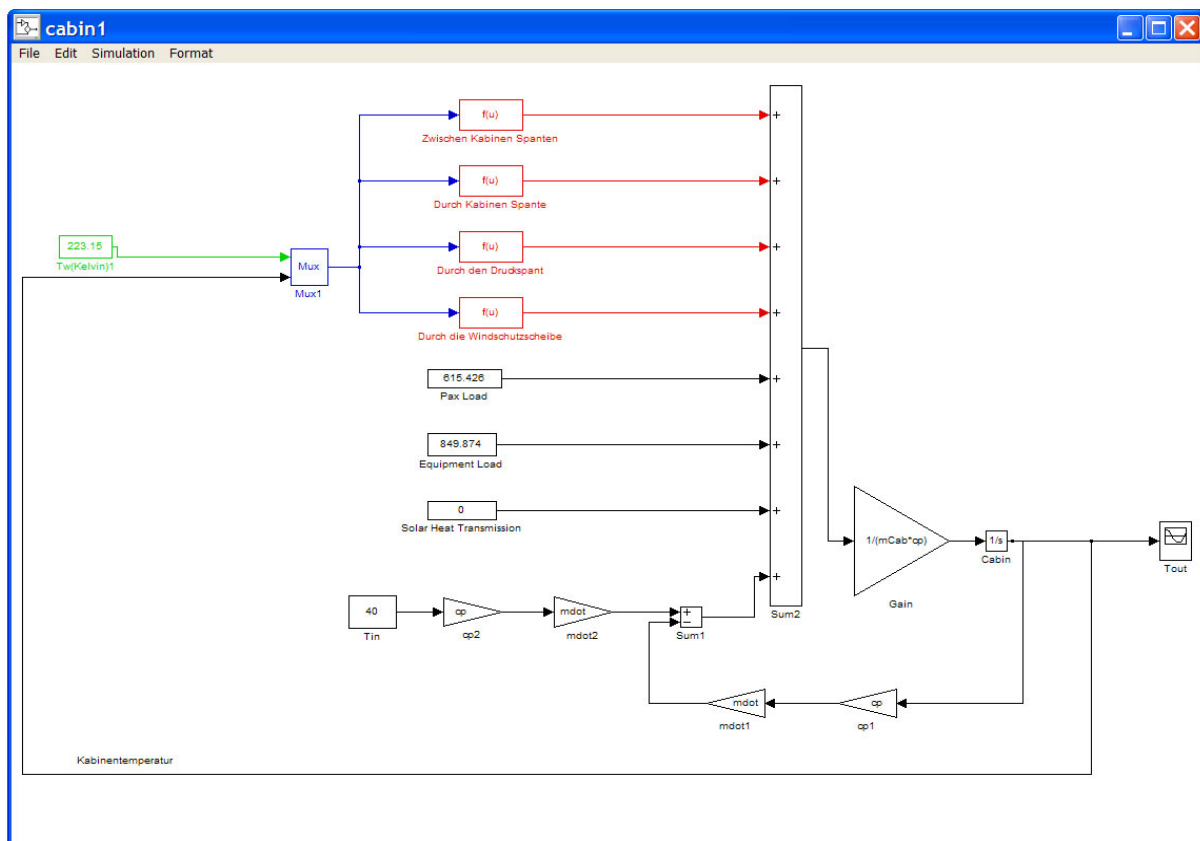


Bild 6.6 Einfügen der Temperaturen und Wärmeströme in die Simulation

Die letzten beiden umzusetzenden Wärmeströme, zwischen den Bodenträgern und durch die Bodenträger, werden im Folgenden genauer betrachtet, um sie in die Simulation einbauen zu können.

Bei dem Wärmestrom zwischen den Bodenträgern ist die Gesamtleitfähigkeit abhängig von der Kabinentemperatur. Da sich, wie bereits bekannt ist, die Kabinentemperatur im Laufe der Simulation ändert, muss diese Tatsache auch bei der Umsetzung in das zu simulierende System einfließen. Da für diesen speziellen Rechengang kein *Simulink* Block zur Verfügung steht, muss ein Block selbständig programmiert werden. Dies erfolgt durch das Erstellen eines M-Files unter MATLAB, wobei die Gleichungen zur Berechnung der Gesamtleitfähigkeit zwischen den Bodenträgern aus Anhang A entnommen werden können. Ist das M-File (Quellcode in Anhang C) fertig programmiert und funktioniert es wie gewünscht, wird es über einen MATLAB Function Block aus der Nonlinear Bibliothek aufgerufen. Hierzu muss nur noch der MATLAB Function Block in die Simulation eingebaut (siehe Bild 6.7) und der Name des M-Files in das Parameterfenster eingegeben werden.

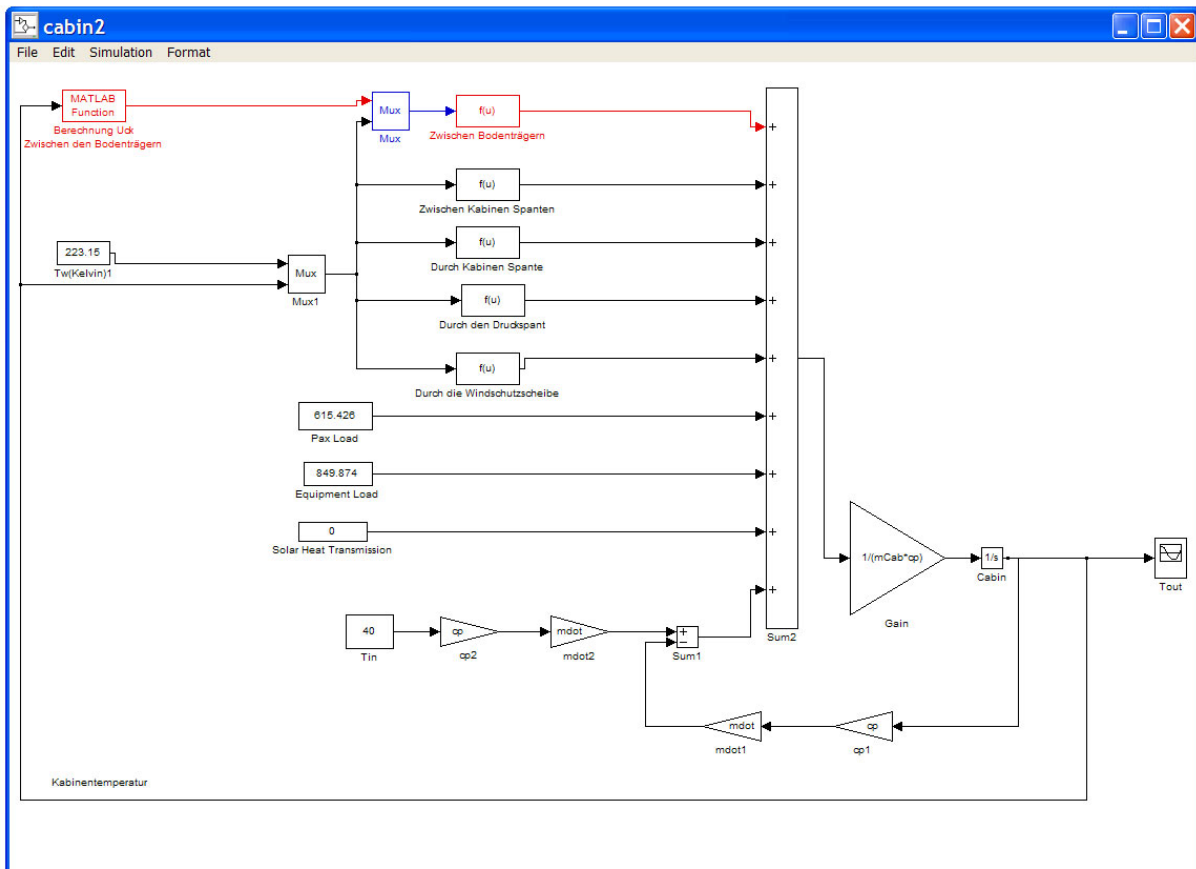


Bild 6.7 Wärmestrom zwischen den Bodenträgern

Da neben den beiden Temperaturen nun auch noch der Wert für die Gesamtleitfähigkeit in den Function Block eingeleitet werden muss, wird wieder ein Mux Block vor den Function Block geschaltet, um die Werte zu einem Vektor zusammenzufassen.

Die Umsetzung des Wärmestroms durch die Bodenträger in die Simulation erfolgt ebenfalls durch ein M-File und den dazugehörigen MATLAB Function Block. Der Prozess ist, wie schon bei dem Wärmestrom zwischen den Bodenträgern, auch von der Umgebungs- und der Kabinentemperatur abhängig. Anders als bei dem letzten Schritt, wird die Gesamtleitfähigkeit jedoch innerhalb des Berechnungsschemas bestimmt und erhält kein eigenes M-File. Die Gleichungen, die für die Programmierung des M-Files notwendig sind, können aus Anhang B entnommen werden. Zum Schluss muss noch der Name des M-Files in das Parameterfenster eingegeben werden. Der fertige Quellcode dieser Programmierung ist in Anhang D abgebildet. Damit steht das Blocksystem der Simulation des Szenarios des Heizens im Bodenstandfall, dargestellt in Bild 6.8.

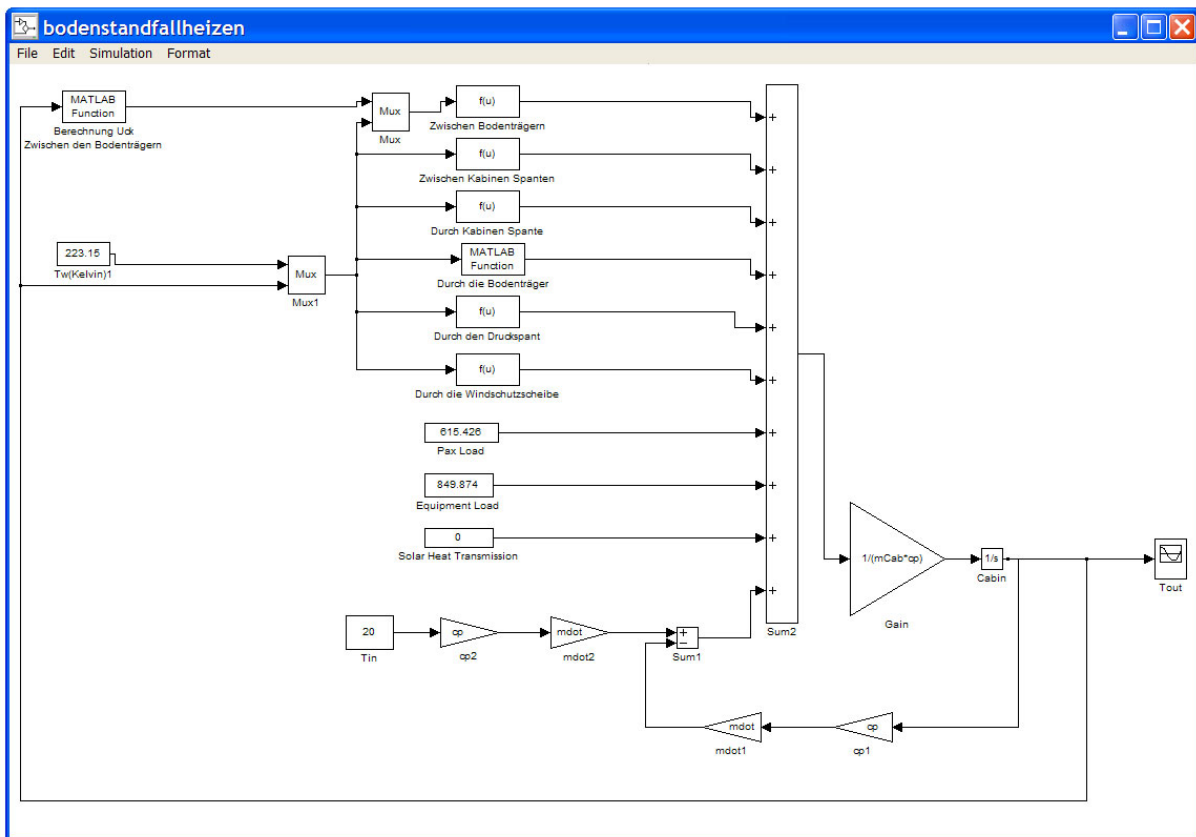


Bild 6.8 Blocksystem der Simulation beim Heizen im Bodenstandfall

6.3.2 Kühlen im Bodenstandfall

Das für diesen Fall zur Simulation benötigte Blockdiagramm unterscheidet sich in zwei Punkten von dem System aus Abschnitt 6.3.1. Der erste Punkt ist der Wärmedurchgang durch die Bodenträger. Da es sich um einen Fall handelt, bei dem die Luft gekühlt werden soll, unterscheiden sich natürlich die Ausgangstemperaturen von dem zuletzt behandelten Heizfall. Die Temperaturen werden angenommen mit einer Umgebungstemperatur von 38 °C und einer Frachtraumtemperatur von ebenfalls 38 °C. Diese Temperaturen müssen in dem M-File, dass

die Wärmelast durch die Bodenträger berechnet, berücksichtigt werden. Somit muss das M-File für dieses Szenario angepasst und anschließend in die Simulation eingebaut werden.

Der zweite Punkt ist die Wandtemperatur, die zur Berechnung der Wärmelasten benötigt wird. In Abschnitt 4.3.1 wurden die Gleichungen und der Rechenweg bereits vorgestellt, jedoch mit bekannter Kabinentemperatur. Nun gilt es einen Block zu erstellen, der als Eingabegröße die Kabinentemperatur und als Ausgabegröße die Wandtemperatur besitzt. Dies erfolgt wieder durch das Erstellen eines individuellen Blocks mit einem M-File. Der Quellcode dieses Files kann in Anhang E nachgelesen werden. Der fertige MATLAB Function Block wird dann an die Stelle der Wandtemperatur im Blockdiagramm aus Abschnitt 6.3.1 gesetzt und mit der Kabinentemperatur verbunden. Das hieraus resultierende System ist in Bild 6.9 dargestellt.

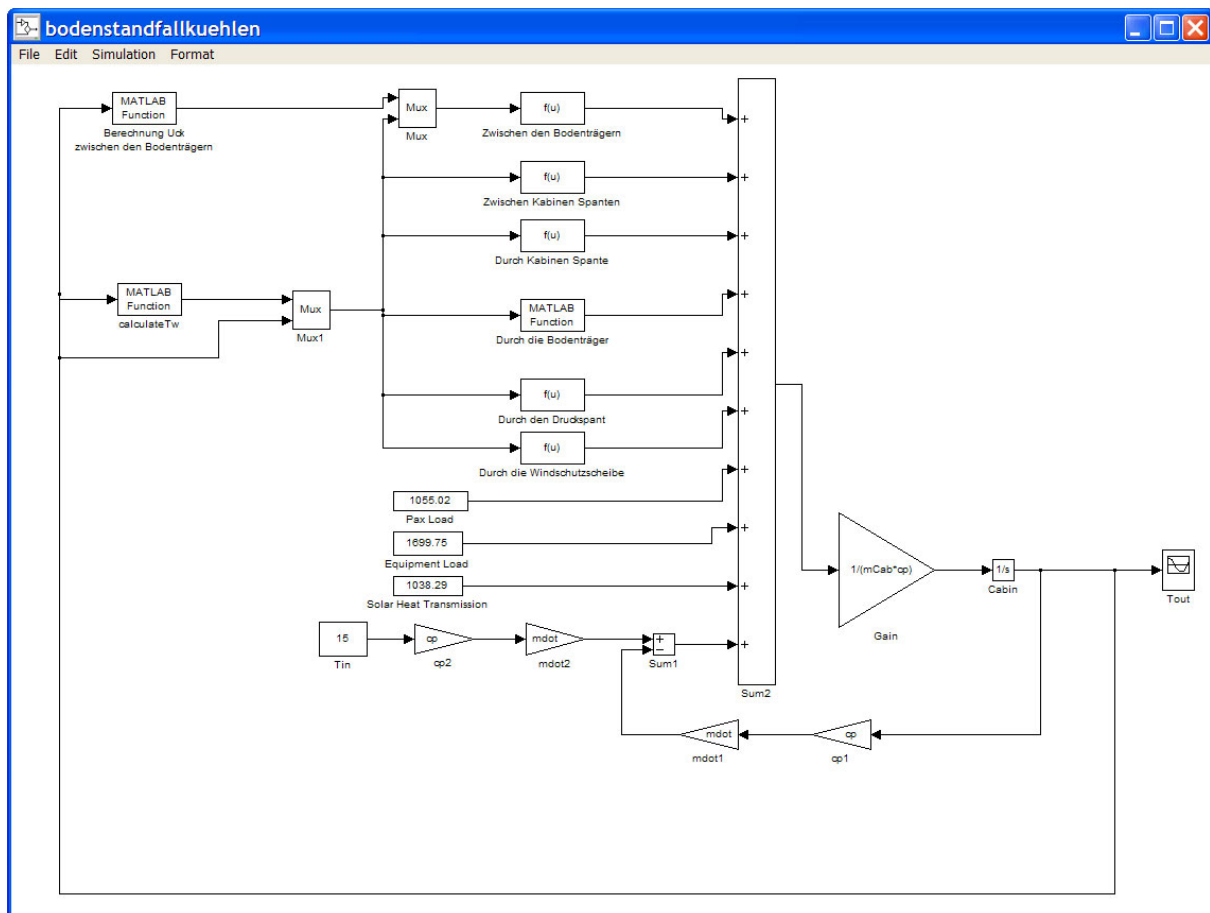


Bild 6.9 Blocksystem der Simulation beim Kühlen im Bodenstandfall

6.3.3 Der Flugfall

Die Blockdiagramme, die für die Simulation des Heizen und Kühlen im Flugfall benötigt werden, können zusammen dargestellt werden, da sie sich bis auf einige unterschiedliche Temperaturen nicht voneinander unterscheiden.

Beim Heizen wird in der Simulation davon ausgegangen, dass sich das Flugzeug in einer Umgebung befindet, in der eine Temperatur von -46 °C herrscht. Dabei hat der Frachtraum eine Temperatur von 7 °C . Diese Angaben fließen vor allem in das M-File zur Berechnung der Wärmedurchgangsrate durch die Bodenträger ein. Hinzu kommt noch eine veränderte Wandtemperatur, die nach Gleichung 4.21 in Abschnitt 4.4.1 bestimmt wird.

Im Fall des Kühlens basiert die Simulation auf einer Umgebungstemperatur von -2 °C und einer Frachtraumtemperatur von 38 °C . Es ist darauf zu achten, dass die richtige Pfadangabe in dem Parameterfenster eingegeben wird, nachdem der MATLAB Function Block eingebaut wurde. Zusätzlich muss noch eine neue Wandtemperatur für die veränderte Umgebungstemperatur berechnet und in das Blockdiagramm eingebaut werden. Als Beispiel für das System wurde das Blockdiagramm des Heizfalls im Flug gewählt und in Bild 6.10 abgebildet.

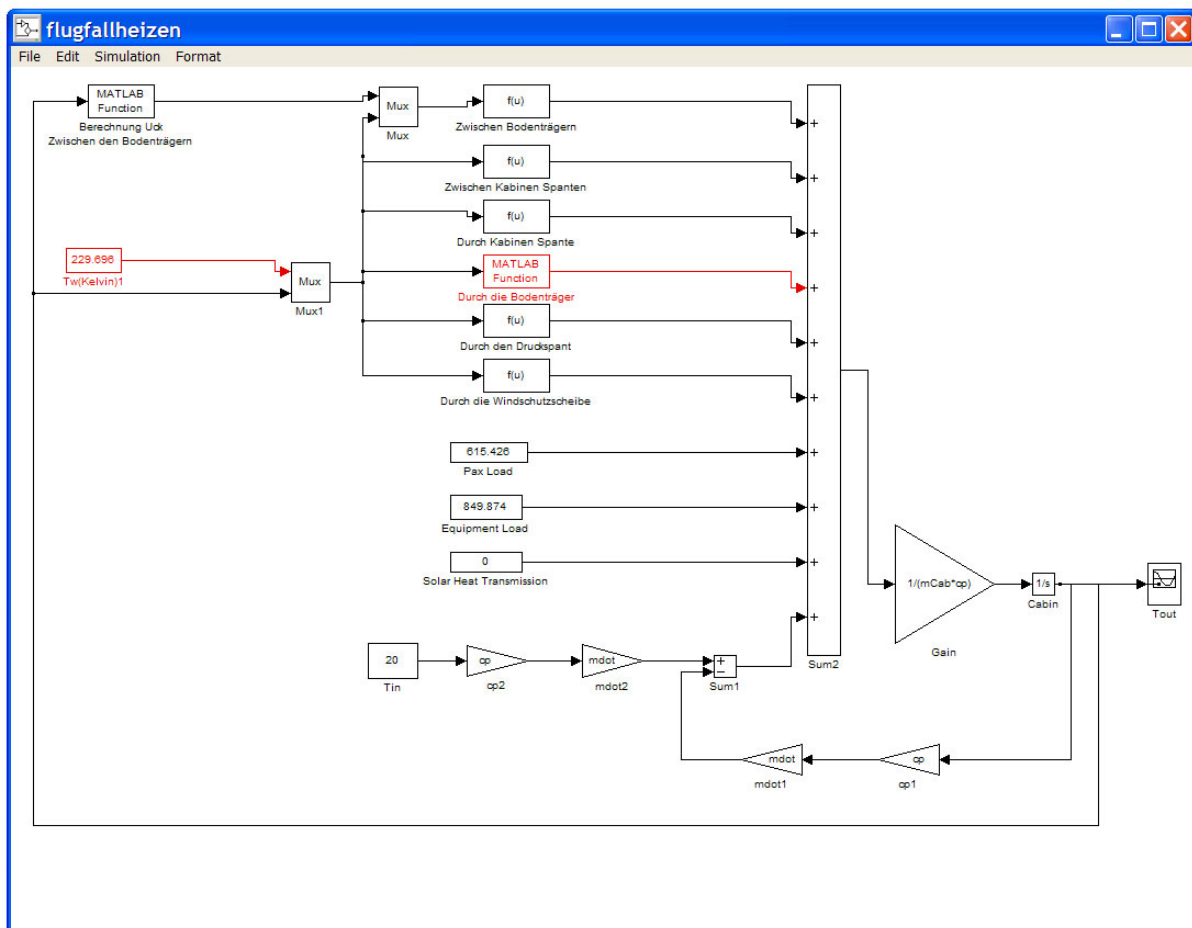
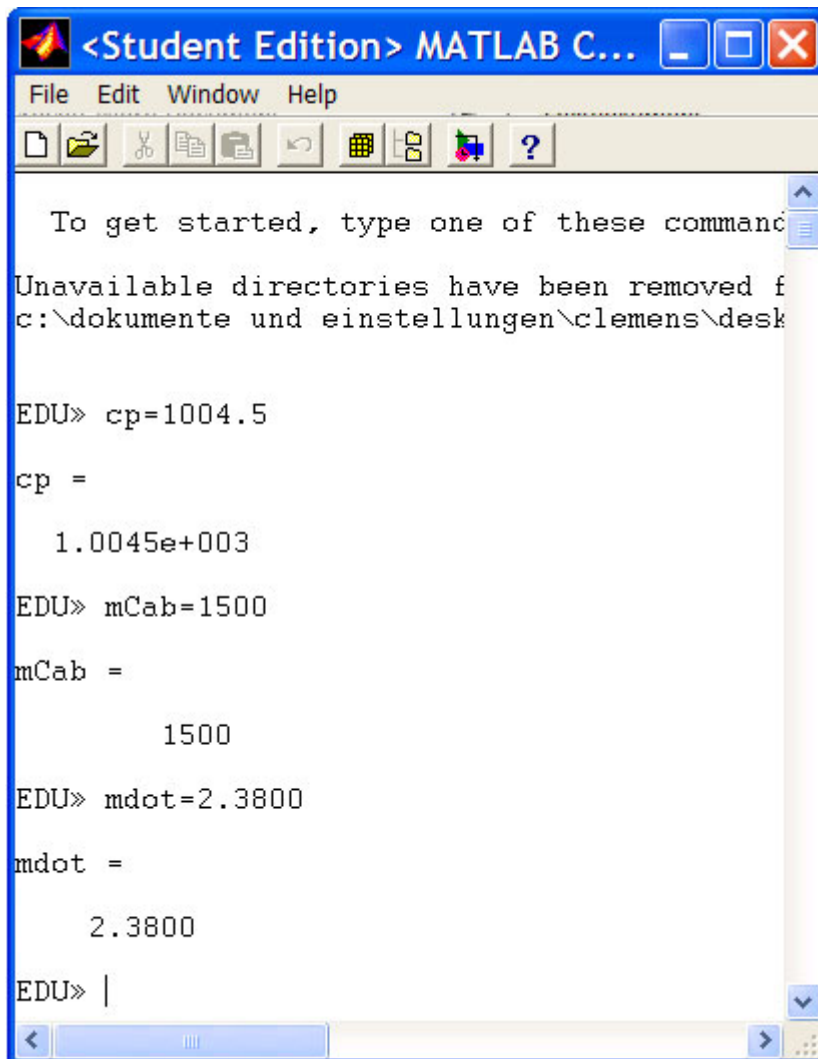


Bild 6.10 Blocksystem der Simulation im Flugfall

In Bild 6.10 sind die zwei Blöcke rot unterlegt, in denen sich die Temperaturen der beiden Flugfälle unterscheiden.

6.4 Starten der Simulation

Bevor die Simulation gestartet werden kann, müssen noch drei Parameter in den Workspace geladen werden. Dies erfolgt entweder durch die Eingabe der Parameter über die MATLAB Benutzeroberfläche oder das direkte Laden eines Microsoft Access Files in den Workspace. Die fehlenden Größen sind der Druckbeiwert c_p , die Masse der Kabine m_{Cab} und der Massenstrom der Kabine m_{dot} . Bild 6.11 zeigt eine Auflistung der Werte der Parameter in der Form, wie sie in die MATLAB Benutzeroberfläche eingegeben werden.



The screenshot shows the MATLAB Command Window interface. The title bar reads '<Student Edition> MATLAB C...'. The menu bar includes 'File', 'Edit', 'Window', and 'Help'. Below the menu bar is a toolbar with various icons. The main text area contains the following text:

```

To get started, type one of these commands:

Unavailable directories have been removed from the path:
c:\dokumente und einstellungen\clemens\desk

EDU> cp=1004.5

cp =

    1.0045e+003

EDU> mCab=1500

mCab =

        1500

EDU> mdot=2.3800

mdot =

        2.3800

EDU> |
  
```

Bild 6.11 Eingabe der Parameter in die MATLAB Benutzeroberfläche

Nachdem nun die Simulationssysteme stehen und alle Parameter eingegeben sind, kann die Simulation gestartet werden. Dies erfolgt entweder durch anklicken des START Befehls unter dem Menüpunkt SIMULATION oder durch drücken der CTRL+T Tasten. Sind alle Blöcke miteinander verbunden, die M-Files in den richtigen Verzeichnissen und alle Werte richtig eingegeben, so erfolgt ein Ergebnisplot in Form eines Diagramms, dass im nächsten Kapitel dargestellt ist.

7 Simulationsergebnisse

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse zweier Beispiele und der jeweiligen Simulationssysteme dargestellt. Die Ausgabe des Ergebnisses erfolgt bei diesem Beispiel durch den Scope Block in Form eines Diagramms, wie in Bild 7.1 dargestellt. Der Scope Block kann mit einem Display Block oder To Workspace Block ausgetauscht werden, um das Ergebnis als Zahlenwert anzeigen zu lassen. Hier wurde jedoch der Scope Block gewählt, da in dem Ergebnisdiagramm die Temperaturentwicklung während der Simulationszeit sehr gut zu verfolgen ist.

7.1 Ergebnisdarstellung des SAE Beispiels

Die beiden folgenden Diagramme (Bild 7.1 und 7.2) sind die Ergebnisplots der beiden Heizfälle des Beispiels aus der SAE AIR 1168 1989 Veröffentlichung, die in Kapitel 4 vorgestellt wurden.

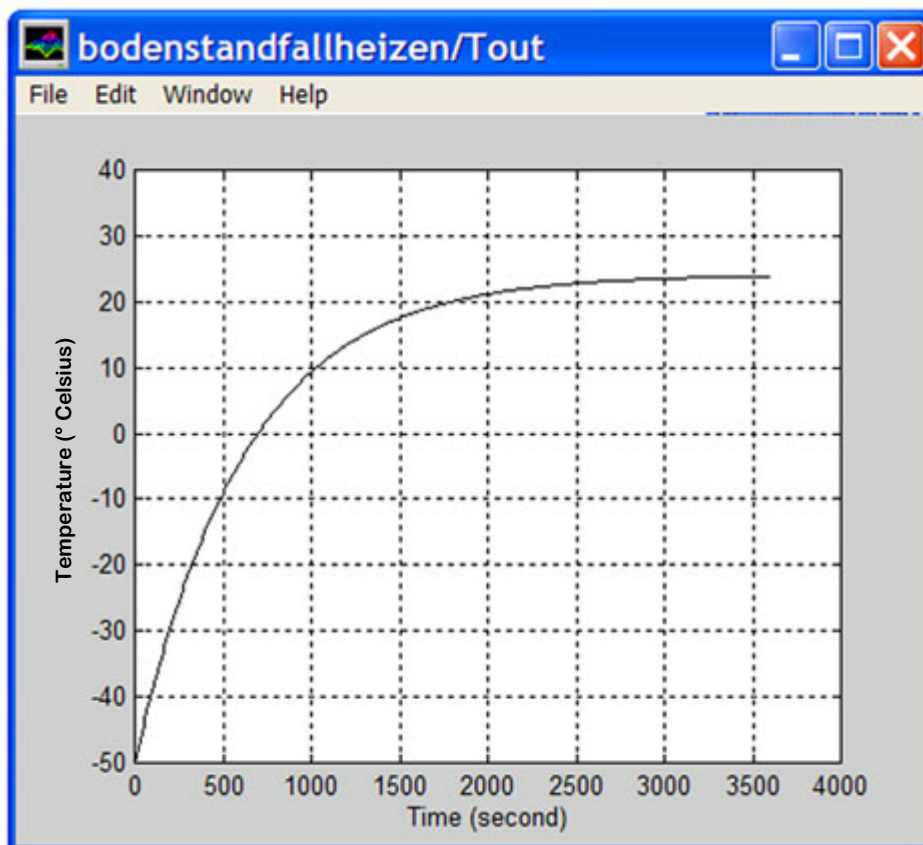


Bild 7.1 Ergebnisplot Bodenstandfall heizen

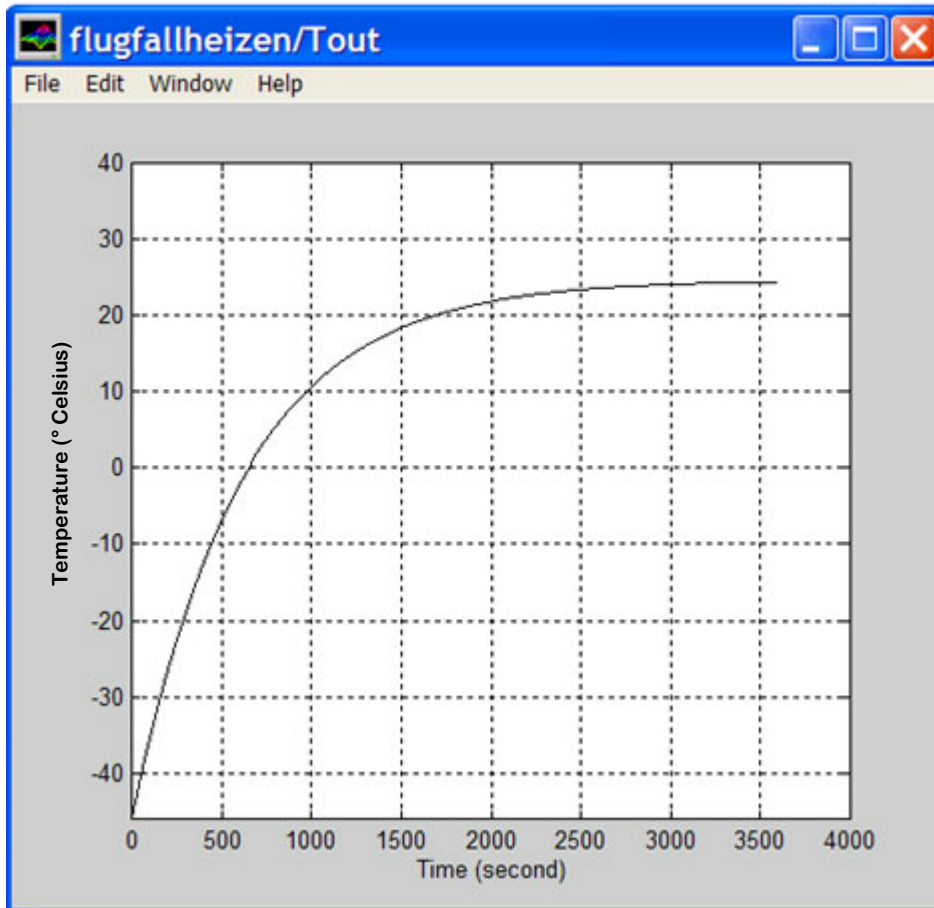


Bild 7.2 Ergebnisplot Flugfall heizen

Auf der horizontalen Achse wird die vergangene Simulationszeit angezeigt und auf der vertikalen Achse die Änderung der Temperatur. In beiden Fällen hat die Luft, die zum Heizen in die Kabine strömt, eine Eingangstemperatur von 22 °C. Diese Temperatur wird benötigt, um die Kabine, die sich auf dem jeweiligen Temperaturniveau der Umgebung befindet, nach **APR 85** in höchstens 30 Minuten (1800 Sekunden) auf die gewünschte Temperatur von 21 °C zu erwärmen.

Aus den Bildern 7.1 und 7.2 geht hervor, dass sich die Diagramme trotz der unterschiedlichen Umgebungsparameter sehr ähneln. Die Kurven haben annähernd die gleiche Steigung, berücksichtigt man die verschiedenen Umgebungstemperaturen.

In den beiden Kühlfällen unterscheiden sich die Diagramme etwas voneinander. Die Kurven weisen zwar eine ähnliche Steigung auf, jedoch muss im Bodenstandfall (Bild 7.3) die Luft mit einem Grad Celcius mehr einströmen als im Flugfall (Bild 7.4), um die gewünschte Forderung aus der **APR 85** zu erfüllen. Nach **Scholz 2000** beinhaltet die **APR 85**, dass die Flugzeugkabine in weniger als 30 Minuten (1800 Sekunden) von der gegebenen Umgebungstemperatur auf eine Kabinentemperatur von 21 °C abgekühlt werden muss. Somit wird die Luft im Bodenstandfall mit einer Eingangstemperatur von 12 °C und im Flugfall von

11 °C eingeleitet. Auch die unterschiedlichen Umgebungstemperaturen führen zu einer Verschiebung der Ergebniskurven.

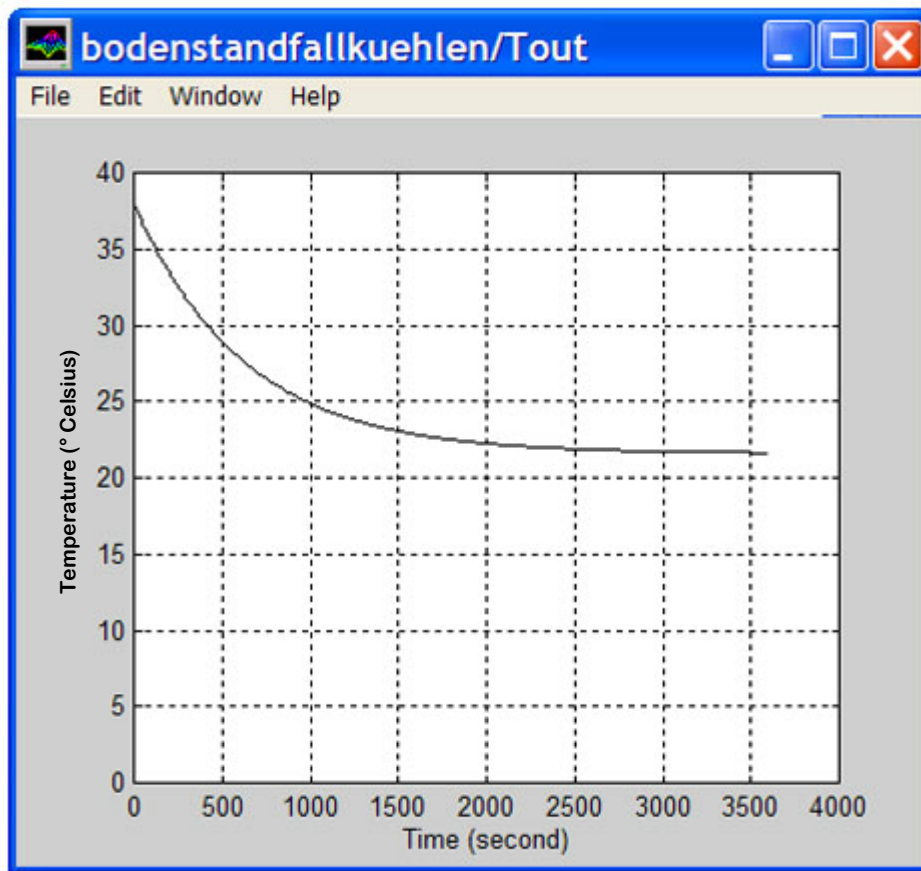


Bild 7.3 Ergebnisplot Bodenstandfall kühlen

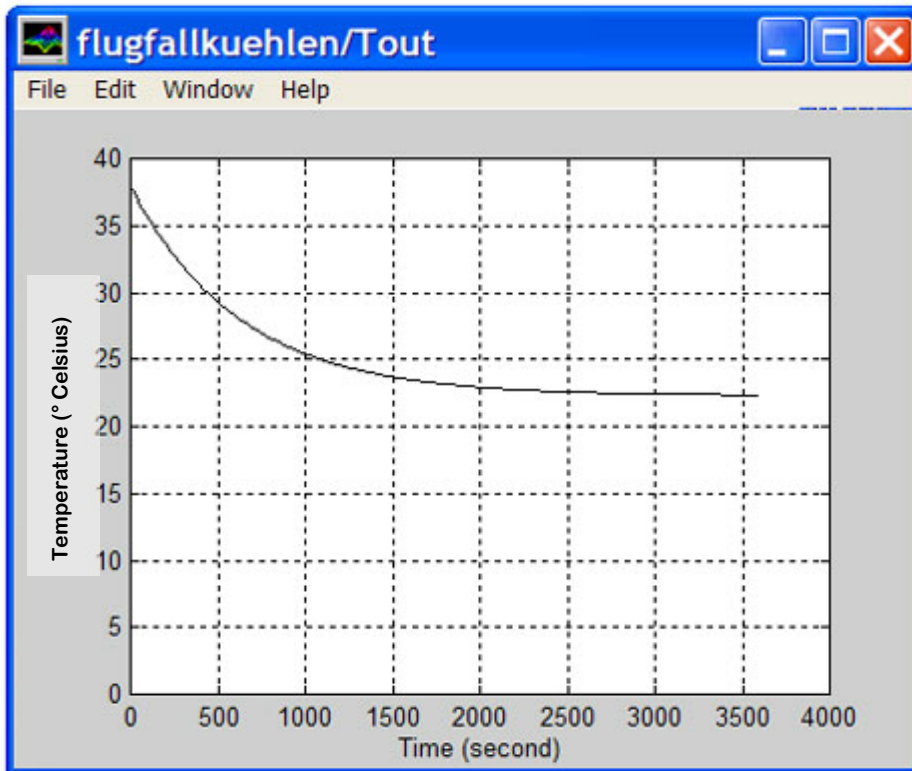


Bild 7.4 Ergebnisplot Flugfall kühlen

Anhand der Eingangstemperaturen, die in den Simulationen verwendet wurden, um in der Flugzeugkabine die vorgegebene Kabinentemperatur von 21 °C zu erhalten, lässt sich erkennen, dass die Kabine immer mit kälterer Luft als die Kabinentemperatur zu versorgen ist. Da die Kühlluft, auch Zapfluft (engl.: Bleedair) genannt, die normalerweise (falls keine Störung der Klimaanlage vorliegt) von den Triebwerken des Flugzeuges entnommen wird und sehr heiß ist, muss diese immer erst einmal gekühlt werden, bevor sie mit der gewünschten Temperatur in die Kabine eingeleitet werden kann.

7.2 Ergebnisdarstellung eines Airbus A340 Flugzeuges

Um die fehlerlose Funktionalität des aufgestellten Simulationsschemas zu überprüfen, wird noch ein weiteres Flugzeugbeispiel simuliert. Hierbei handelt es sich um ein großes Langstreckenpassagierflugzeug von dem Typ Airbus A340. Zur Vereinfachung der Simulation wurde davon ausgegangen, dass sich in der Neuberechnung nur die Wärmeübergangsflächen der einzelnen Wärmeberechnungen ändern, und nicht die Wärmedurchgangskoeffizienten oder Temperaturen.

Die benötigten Flächen und sonstigen Parameter wurden anhand von Detailzeichnungen zum einen Teil berechnet, zum anderen Teil angenommen bzw. abgeschätzt und lauten wie folgt:

- Gesamtlänge: 75,30 m
- Kabinenlänge: 60,98 m
- Rumpfdurchmesser: 5,64 m
- Volumen der Kabine: 761,74 m³

Berechnet sich aus $V_{Kabine} = f_{obererTeilderKabine} \cdot d_F \cdot \pi \cdot L_F$

- Fläche eines Fensters: 0,0824 m² (abgelesen aus Detailzeichnung)
- Anzahl der Fenster: 174 (abgelesen aus Detailzeichnung)
- Fläche der Windschutzscheibe: 3,5 m² (abgelesen aus Detailzeichnung)
- Gesamtfläche der Fenster:

Berechnet sich aus $A_{FensterGesamt} = A_{Fenster} \cdot N_{Fenster} + A_{Windschutzscheibe}$

- Anzahl der Passagiere: 341 (angenommen)
- Fläche des Druckspant: 25 m²

Berechnet sich aus

$$A_{Druckspant} = \frac{\pi}{2} d^2 = \frac{\pi}{2} \cdot 5,64^2 = 25 \text{ m}^2$$

- Fläche der Wärmeübertragung zwischen den Kabinenrahmen:

Berechnet sich aus $A_{zwichendenKabinenrahmen} = A_{obereKabinenhaut} - A_{Kabinenrahmen} - A_{Fenster}$
 $= 540,28 - 80,23 - 14,34 = 445,71 \text{ m}^2$

- Fläche der Wärmeübertragung durch die Kabinenrahmen:

Berechnet sich aus $A_{durchdieKabinenrahmen} = A_{Kabinenrahmen} \cdot N_{Rahmen} = 80,23 \text{ m}^2$

- Fläche der Wärmeübertragung zwischen den Bodenträgern:

Berechnet sich aus $A_{zwichendenBodenträgern} = A_{Bodenfläche} - A_{Bodenbalken}$
 $= 343,93 - 92,42 = 251,51 \text{ m}^2$

- Fläche der Wärmeübertragung durch die Bodenträger:

Berechnet sich aus $A_{durchdieBodenträger} = A_{Bodenquerträger} + A_{Bodenlängsträger} - A_{Überlappungsstücke}$
 $= 50,85 + 48,8 - 7,23 = 92,42 \text{ m}^2$

Zur Überprüfung wurden die Gesamtwärmelasten der einzelnen Fälle anhand einer Microsoft Excel Tabelle, die in Anhang F abgebildet ist, errechnet und mit vorliegenden Airbuszahlen verglichen. So wurde z.B. für die Wärmelast der Sonne im Bodenstandfall ein Wert von 6644 Watt errechnet wobei von Airbus ein Wert von 7200 Watt angegeben wird. Die weiteren Zahlen unterscheiden sich auch nur geringfügig. Die Diskrepanzen zwischen den Werten

lassen sich durch die angenommenen bzw. abgeschätzten Werte erklären und können vernachlässigt werden.

Bei der Umsetzung in das Programm MATLAB/Simulink muss darauf geachtet werden, dass neben den neuen Flächen auch der Massenstrom \dot{m} verändert wird. In diesem Fall wurde ein Massenstrom von $\dot{m}=20 \text{ m}^3$ angenommen, der über die gesamte Kabinenlänge verteilt einströmt. Die angepassten Blockdiagramme sind in Anhang G abgebildet. Für die beiden Heizfälle am Boden und im Flug ergeben sich, wie schon beim Beispiel in Abschnitt 7.1 sehr ähnliche Ergebnisplots, dargestellt in den Bildern 7.5 und 7.6.

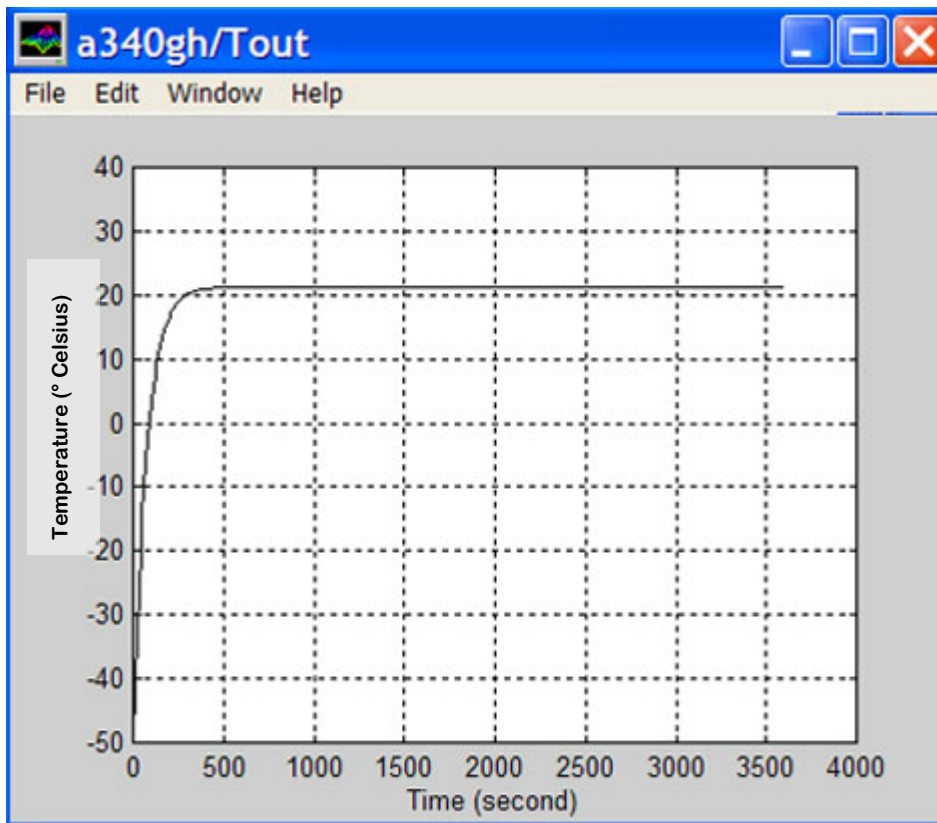


Bild 7.5 Ergebnisplot Bodenfall heizen A340

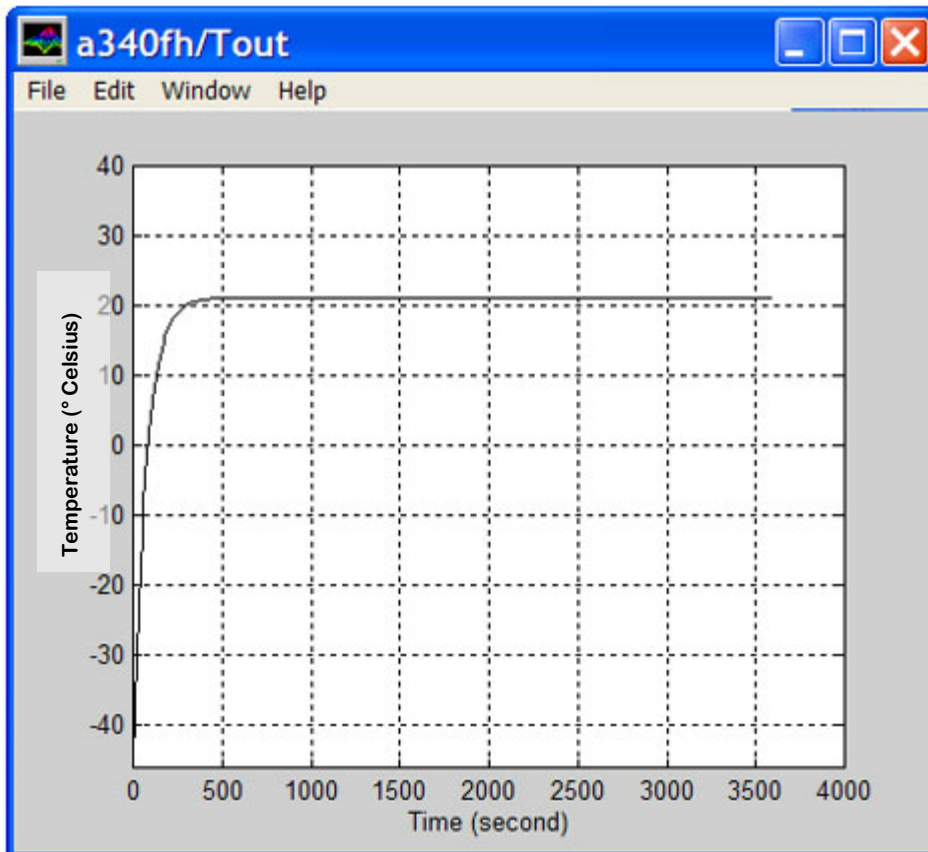


Bild 7.6 Ergebnisplot Flugfall heizen A340

So wurde im Flugfall die Luft mit 12 °C und im Bodenstandfall mit 13 °C eingeleitet, um eine Endtemperatur von 21 °C zu erhalten. Der Verlauf der beiden Kurven in den Ergebnisdiagrammen ist nahezu identisch, jedoch wird die Temperatur schneller auf den gewünschten Endwert gebracht als in dem SAE Beispiel aus dem vorherigen Abschnitt.

In den beiden Kühlfällen unterscheidet sich die Einströmtemperatur auch um ein Grad Celsius. So strömt die Luft im Flugfall mit 7 °C und im Bodenstandfall mit 8 °C in die Kabine. Die daraus resultierenden Ergebnisplots sind in den Bildern 7.7 und 7.8 dargestellt.

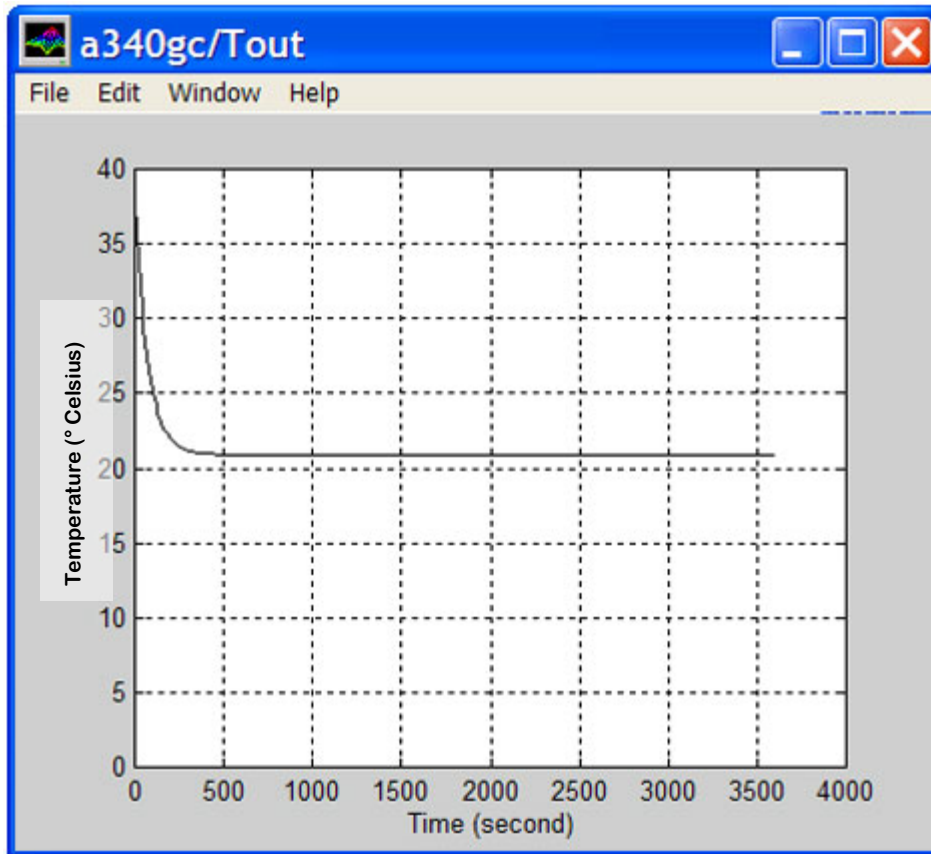


Bild 7.7 Ergebnisplot Bodenstandfall kühlen A340

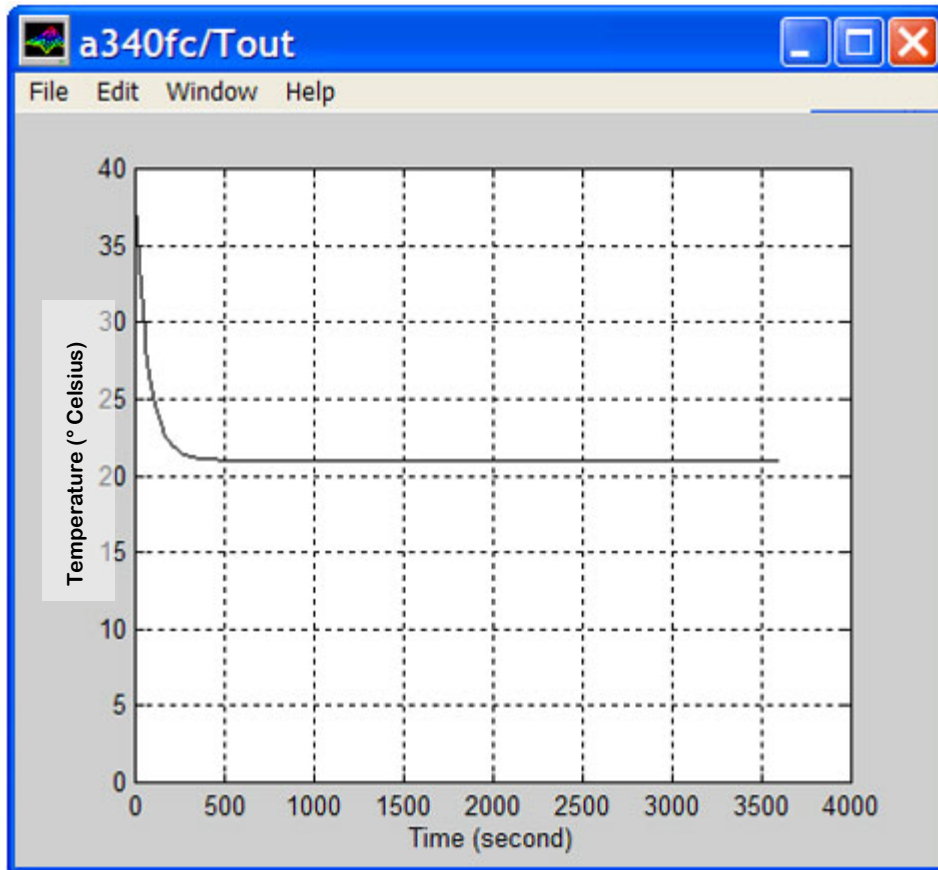


Bild 7.8 Ergebnisplot Flugfall kühlen A340

8 Zusammenfassung

In dieser Diplomarbeit wurde die Simulation einer Flugzeugklimaanlage vorbereitet und mit Hilfe des Programms MATLAB/Simulink durchgeführt. Der erste Teil der Arbeit beinhaltete eine allgemeine Einführung in die Funktionsweise einer Flugzeugklimaanlage, die Grundlagen der Wärmeübertragung und die Vorstellung der Gleichungen zur Berechnung einer Wärmebilanz einer Flugzeugklimaanlage. Des weiteren wurde im zweiten Teil der Diplomarbeit das Simulationsprogramm MATLAB/Simulink vorgestellt, ein Simulationssystem erstellt und zwei verschiedene Beispiele von Flugzeugklimaanlagen damit simuliert. Die daraus resultierenden Ergebnisse wurden anschließend dargestellt und kommentiert.

Die Vorstellung des Simulationsprogramms MATLAB/Simulink zeigte, dass hinreichende Kenntnisse, um das Programm beherrschen zu können, durchaus von Studenten im Selbststudium zu erlangen sind, da die Bedienung durch Hilfe der Blocks sehr überschaubar ist.

Die Simulationssysteme wurden anhand von einem Kleinflugzeug für 20 Passagiere und einem Airbus A340 für 341 Passagiere getestet. Hierbei musste zum Teil auf angenommene Werte zurückgegriffen oder aus Detailzeichnungen abgelesen werden. Die Abweichungen der Ergebnisse von denen in der Literatur waren jedoch nur sehr gering. Anhand der Ergebnisse der einzelnen Simulationssysteme konnte gut verdeutlicht werden, dass die Flugzeugklimaanlage von Großflugzeugen, im Gegensatz zu kleineren Flugzeugen, in den meisten Fällen nur gekühlte Luft liefern muss, um den Anforderungen gerecht zu werden.

9 Schlussbemerkung

Diese Diplomarbeit beschäftigt sich hauptsächlich mit den Grundlagen der Wärmeübertragung und deren Umsetzung in das Simulationsprogramm. Zu einer Optimierung dieser Programme sollte in Zukunft ein größeres Augenmerk auf die Simulationsmodelle selbst und deren stetiger Weiterentwicklung gelegt werden.

Als nächster Schritt könnten die Simulationsmodelle auf mehrere Klimazonen ausgeweitet werden und der Einfluss einer Rezirkulationsanlage mit berücksichtigt werden. Hinzu käme noch die Erstellung einer speziellen Blockbibliothek für Klimaanlage, die neu programmierte Blöcke, wie sie in dieser Arbeit bereits vorgestellt wurden, beinhalten würde.

Anhand der gewonnenen Ergebnisse einer solchen umfangreichen Simulation könnte dann eine neue Generation von Klimasystemen für die Flugzeuge der Zukunft entworfen werden.

Literaturverzeichnis

- Incropera 2000** INCROPERA, Frank; DEWITT, David: Fundamentals of Heat and Mass Transfer, 5th Edition. West Lafayette, Indiana (USA): John Wiley & Sons, 2002.
- SAE 1989** SAE: Aerothermodynamic Systems Engineering and Design. Warrendale, PA: Society of Automotive Engineers, 1990 (AIR 1168/3). – Available from SAE (<http://www.sae.org>)
- SAE: Aerospace Pressurization Systems Design. Warrendale, PA: Society of Automotive Engineers, 1991 (AIR 1168/7). – Available from SAE (<http://www.sae.org>)
- AGARD 1980** AGARD: Multilingual Aeronautical Dictionary. Neuilly sur Seine, F: Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1980. – Available online from NATO's Research & Technology Organisation <http://www.rta.nato.org>
- ATA 100** AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: Manufacturers' Technical Data (ATA Spec 100). Washington: ATA, 1999. – Available from ATA (<http://www.airlines.org>)
- JAR - 25** JOINT AVIATION AUTHORITIES: Joint Aviation Requirements for Large Aeroplanes (JAR-25), Section 1, Requirements. – Available online from <http://www.jaa.nl>
- ARP 85** SAE: Air Conditioning Systems for Subsonic Airplanes. Warrendale, PA: Society of Automotive Engineers, 1991 (ARP 85E). - Available from SAE (<http://www.sae.org>)
- ARP 1270** SAE: Aircraft Pressurization Control Criteria. Warrendale, PA: Society of Automotive Engineers, 2000 (ARP 1270). - Available from SAE (<http://www.sae.org>)
- Scholz 2000** SCHOLZ, Dieter: Skript zur Vorlesung Flugzeugsysteme – Englisch. Hamburg, Universität für angewandte Wissenschaften Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2000

- URL1** <http://www.mathworks.com>
- URL2** <http://de.wikipedia.org/wiki/Thermodynamik>
- URL3** <http://de.wikipedia.org/wiki/W%E4rme%FCbertragung>
- URL4** <http://de.wikipedia.org/wiki/Simulation>

Anhang A

Berechnungsschema für die Bestimmung der Leitfähigkeit eines eingeschlossenen Luftraums im Fall des Heizens am Boden

Basierend auf SAE 1989 berechnet sich die Leitfähigkeit eines eingeschlossenen Luftraums nach dem folgenden Schema.

Zu Beginn muss ein Startwert für die Leitfähigkeit des eingeschlossenen Luftraums angenommen werden, um die Gesamtleitfähigkeit der Konstruktion, in diesem Fall des Bodens, mit der Gleichung

$$U_{ck} = \frac{1}{\frac{1}{h_i} + \frac{x}{k} + \frac{1}{h'_c + h_r} + \frac{1}{h_i}}$$

(A.1)

zu bestimmen. Als Startwert für das Beispiel in Abschnitt 3 nehmen wir für $(h'_c + h_r) = 1,817$ W/m²·K an. Die Zahlenwerte für die Dicke sind $x = 0,076$ m und für die Wärmeleitfähigkeit $k = 0,0317$ W/m·K. Daraus errechnet sich mit den gegebenen Werten eine Gesamtleitfähigkeit zwischen Kabine und Frachtraum von $U_{ck} = 0,329$ W/m²·K.

Nun wird eine Iteration gestartet mit dem angenommenen Startwert. Dazu müssen erst einmal die einzelnen Leitfähigkeiten der Bodenoberseite bzw. Bodenunterseite bestimmt werden. Dies erfolgt mit

$$U_{c2} = h_i = 17,034 \text{ W/m}^2\cdot\text{K} \quad (\text{A.2})$$

$$U_{k3} = \frac{1}{\frac{1}{h_i} + \frac{x}{k}} = \frac{1}{\frac{1}{17,034} + \frac{0,076}{0,0317}} = 0,407 \text{ W/m}^2\cdot\text{K}. \quad (\text{A.3})$$

Mit diesen beiden Gleichungen lassen sich nun die Oberflächentemperaturen T_2 und T_3 berechnen.

$$T_2 = T_c - \frac{U_{ck}}{U_{c2}}(T_c - T_k) \quad (\text{A.4})$$

$$T_3 = T_k + \frac{U_{ck}}{U_{k3}}(T_c - T_k) \quad (\text{A.5})$$

Daraus folgt, mit einer Kabinentemperatur $T_c = 21 \text{ °C}$ und einer Frachtraumtemperatur $T_k = 7 \text{ °C}$, für $T_2 = 20,7 \text{ °C}$ und für $T_3 = 18,32 \text{ °C}$. Somit erhalten wir eine Durchschnittstemperatur

$$T_{av} = \frac{(T_2 + T_3)}{2} = 19,51 \text{ °C} \quad (\text{A.6})$$

und eine Temperaturdifferenz

$$\Delta T = (T_2 - T_3) = 2,38 \text{ °C} . \quad (\text{A.7})$$

Daraus lässt sich nun die Graßhof-Zahl mit folgender Gleichung berechnen.

$$\begin{aligned} N_{Gr} &= \frac{x^3 (\rho g)^2 g \beta \Delta T}{\mu^2} = \\ &= \frac{(0,178)^3 (1,225)^2 9,81 \cdot \left(\frac{1}{292,66} \right) \cdot 2,38}{(18,16 \cdot 10^{-6})^2} = 2047308 \end{aligned} \quad (\text{A.8})$$

Die Graßhof-Zahl benötigt man zur Bestimmung der Leitfähigkeit durch Wärmeleitung h'_c . Für $N_{Gr} = 2047308$ erhalten wir aus dem Diagramm in Bild A.1 aus **SAE 1989** eine Gleichung für h'_c , die lautet

$$\frac{h'_c x}{k} = 8,7 \text{ (für horizontale Lufträume)}. \quad (\text{A.9})$$

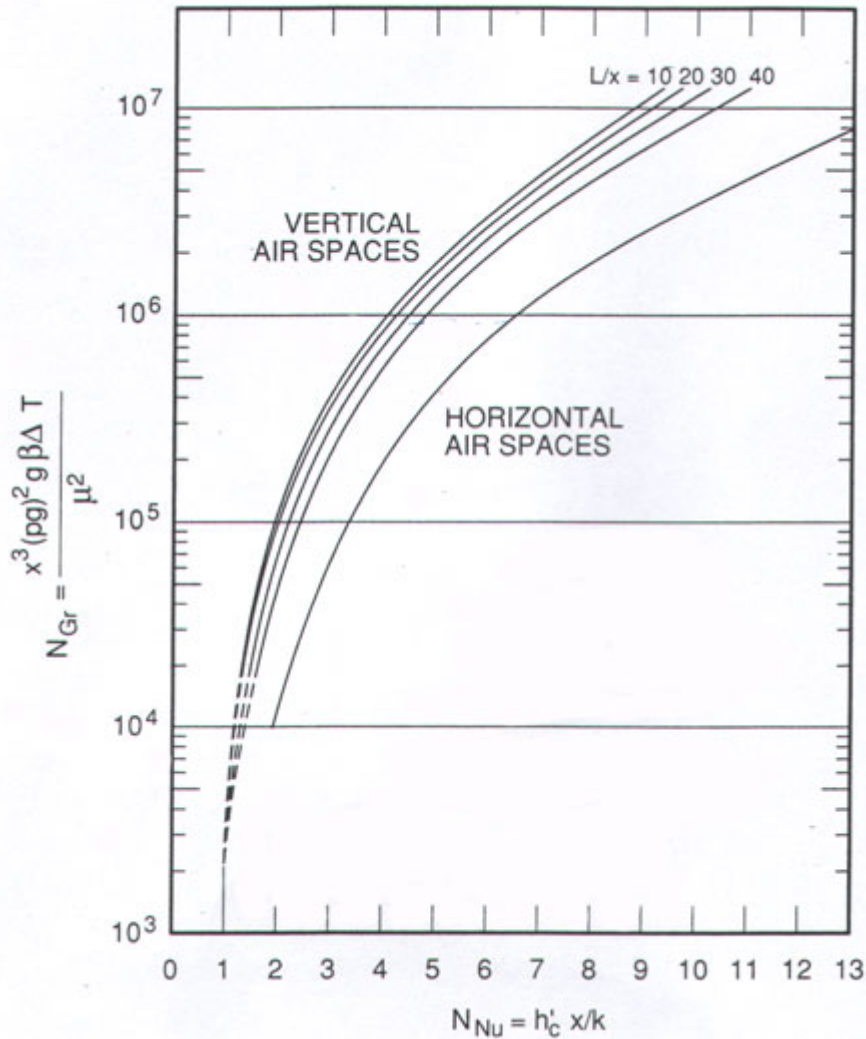


Bild A.1 Verhältnis der Graßhof-Zahl zur Nusselt-Zahl für verschiedene Lufträume (nach **SAE 1989**)

Wenn man nun Gleichung A.9 umformt, erhält man

$$h'_c = \frac{0,025 \cdot 8,7}{0,178} = 1,222 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K} . \quad (\text{A.10})$$

Anders als nach **SAE 1989** benutzt **Incropera 2000** Seite 561ff für die Bestimmung der Leitfähigkeit durch Wärmeleitung keine Diagramme, sondern diverse Gleichungen, die aber ebenfalls wie bei dem Berechnungsschema aus **SAE 1989** auf der Nusselt- bzw. Graßhof-Zahl basieren. In beiden Fällen wird unterschieden, ob es sich um einen vertikalen oder horizontalen Luftraum handelt, jedoch wird in **Incropera 2000** zur Berechnung der Nusselt-Zahl auch noch die Raleigh-Zahl sowie das Längen-Breiten Verhältnis des Luftraums benötigt.

Für die Berechnung der Leitfähigkeit des Luftraums durch thermische Strahlung benötigt man das Diagramm aus Bild A.2, welches aus **SAE 1989** entnommen wurde.

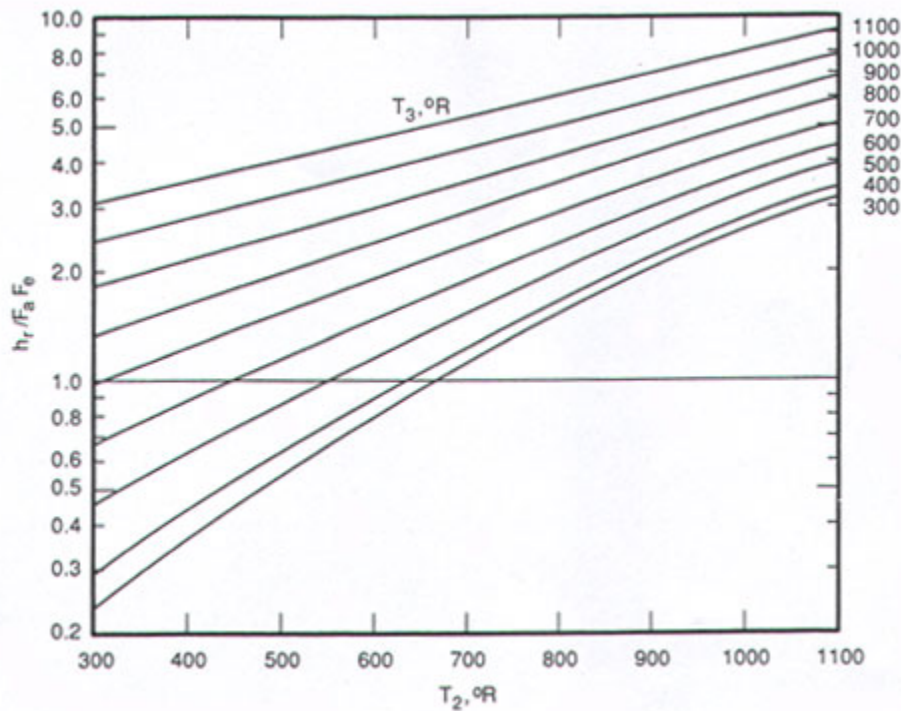


Bild A.2 Wärmeübergangskoeffizient für thermische Strahlung (nach **SAE 1989**)

Die Umrechnung für °Rankine in °Celsius, um das Diagramm besser zu verstehen, lautet

$$T_C = (T_R - 491,67) \left(\frac{5}{9} \right) . \quad (\text{A.11})$$

Somit erhalten wir für die Temperaturen $T_2 = 20,7 \text{ °C}$ und $T_3 = 18,32 \text{ °C}$ die Gleichung

$$\frac{h_r}{F_a F_e} = 1 , \quad (\text{A.12})$$

mit dem Korrekturfaktor F_a und dem Emissionsfaktor F_e (beide sind dimensionslos). Für das Beispiel in Abschnitt 3 werden folgende Faktoren aus **SAE 1989** Seite 27 benutzt. Für $F_a = 1$, $e_2 = 0,1$ und $e_3 = 0,8$, wobei e_2 und e_3 das Emissionsvermögen der Wände bezeichnen, die

den Luftraum umschließen. Aus der folgenden Gleichung lässt sich nun der Emissionsfaktor berechnen

$$F_e = \frac{1}{\left(\frac{1}{e_2}\right) + \left(\frac{1}{e_3}\right) - 1} = 0,098 \quad , \quad (\text{A.13})$$

der wiederum für die Berechnung der Leitfähigkeit h_r nach Gleichung A.12 benötigt wird:

$$h_r = 1 \cdot F_a F_e = 0,098 \text{ Btu/hr}\cdot\text{ft}^2\cdot^\circ\text{F} \quad . \quad (\text{A.14})$$

Dieser Wert wird noch wie folgt umgerechnet in $\text{W}/\text{m}^2\cdot\text{K}$

$$h_r = 0,098 \cdot 5,67795 = 0,56 \text{ W}/\text{m}^2\cdot\text{K} \quad , \quad (\text{A.15})$$

um mit der Leitfähigkeit durch Wärmeleitung h'_c addiert werden zu können. Die Summe der Leitfähigkeit durch Wärmeleitung und der Leitfähigkeit durch thermische Strahlung beträgt somit

$$(h'_c + h_r) = 1,222 + 0,56 = 1,782 \text{ W}/\text{m}^2\cdot\text{K} \quad . \quad (\text{A.16})$$

Die Abweichung, zwischen dem Startwert $(h'_c + h_r) = 1,817 \text{ W}/\text{m}^2\cdot\text{K}$ und dem Endwert $(h'_c + h_r) = 1,222 + 0,56 = 1,782 \text{ W}/\text{m}^2\cdot\text{K}$, den man hier erhält, entsteht durch die nur begrenzt mögliche Genauigkeit des ersten Integrationsschritts. Durch mehrere Iterationsschritte, die später von dem Computerprogramm „*MATLAB/Simulink*“ übernommen werden, kann der Wert für die Gesamtleitfähigkeit so genau, wie gewünscht, errechnet werden.

Anhang B

Berechnung des Wärmeübergangs durch die Bodenträger im Fall des Heizens am Boden

Die Berechnung basiert auf der gleichen Literatur, wie Anhang A.

Um die Berechnung durchführen zu können, müssen als erstes einige Annahmen gemacht werden. Es wird angenommen, dass die Balken durch Rippen ersetzt werden, deren Enden sich auf der gleichen Temperatur befinden, wie die Außenhaut. Diese beträgt $t_w = -44,22 \text{ °C} = 228,93 \text{ K}$.

Aus Detailzeichnungen lassen sich die jeweiligen Flächen der Oberseite, Unterseite und der Seite des Balkens ablesen. Diese sind wie folgt

- $A_{Beam\ Top} = 0,143 \text{ m}^2$
- $A_{Beam\ Bottom} = 0,143 \text{ m}^2$
- $A_{Beam\ Sides} = 2,569 \text{ m}^2$.

Die Gesamtleitfähigkeiten berechnen sich durch folgende Gleichungen:

$$\bullet U_{BeamTop} = h_i = (2,0 + V_o) \cdot 5,67795 = 17,034 \quad \text{W/m}^2\cdot\text{K} \quad (\text{B.1})$$

$$\bullet U_{BeamBottom} = \frac{1}{\left(\frac{1}{17,034}\right) + \left(\frac{0,003}{0,0207}\right)} = 4,9108 \text{ W/m}^2\cdot\text{K} \quad (\text{B.2})$$

$$\bullet U_{BeamSides} = (2,0 + V_o) \cdot 5,67795 = 11,356 \text{ W/m}^2\cdot\text{K} \text{ (für } V_o = 0) \quad (\text{B.3})$$

Somit fehlen nur noch die Temperaturen, bei denen der Wärmeübergang stattfindet.

- $T_{BeamTop} = 21 \text{ °C} = 294,15 \text{ K}$ (Kabinentemperatur)
- $T_{BeamBottom} = 7 \text{ °C} = 280,15 \text{ K}$ (Frachtraumtemperatur)
- $T_{BeamSides} = 11,83 \text{ °C} = 284,98 \text{ K}$ (angenommene Temperatur des Balkenendes)

Als nächstes werden UAT_{gesamt} , UA_{gesamt} und AT_{gesamt} berechnet, die für die weiteren Berechnungen benötigt werden.

$$\begin{aligned}
 UAT_{gesamt} &= (U_{BeamTop} \cdot A_{BeamTop} \cdot T_{BeamTop}) + (U_{BeamBottom} \cdot A_{BeamBottom} \cdot T_{BeamBottom}) \\
 &\quad + (U_{BeamSides} \cdot A_{BeamSides} \cdot T_{BeamSides}) \\
 &= 9219,8 \text{ W}
 \end{aligned} \tag{B.4}$$

$$\begin{aligned}
 UA_{gesamt} &= (U_{BeamTop} \cdot A_{BeamTop}) + (U_{BeamBottom} \cdot A_{BeamBottom}) + (U_{BeamSides} \cdot A_{BeamSides}) \\
 &= 32,312 \text{ W}
 \end{aligned} \tag{B.5}$$

$$\begin{aligned}
 AT_{gesamt} &= (A_{BeamTop} \cdot T_{BeamTop}) + (A_{BeamBottom} \cdot T_{BeamBottom}) + (A_{BeamSides} \cdot T_{BeamSides}) \\
 &= 814,24 \text{ W}
 \end{aligned} \tag{B.6}$$

Nun können mit den Gleichungen B.4, B.5 und B.6 die durchschnittliche Temperatur t_{eff} und die durchschnittliche Leitfähigkeit h_{eff} , die zur Berechnung der Rippengleichung notwendig sind, berechnet werden.

$$t_{eff} = \frac{UAT_{gesamt}}{UA_{gesamt}} = 285,337 \text{ K} \tag{B.7}$$

$$h_{eff} = \frac{UAT_{gesamt}}{AT_{gesamt}} = 11,323 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K} \tag{B.8}$$

Die gesamte Wärmedurchgangsrate des Balkenendes ergibt sich durch folgende Gleichung:

$$q_t = Ch_{eff}L\eta_f(t_w - t_{eff}) \tag{B.9}$$

Hierbei beträgt der Umfang der Rippe $C = 0,658 \text{ m}$, die Länge der Rippe orthogonal zur Außenwand $L = 1,372 \text{ m}$ und die Fläche orthogonal zur Wärmeleitung $A = 0,000752 \text{ m}^2$. Die restlichen Parameter, wie die Effizienz η_f , berechnen sich wie folgt, und werden anschließend in Gleichung B.9 eingesetzt.

$$\eta_f = \frac{\tanh m_f L}{m_f L} = 0,0806 \quad (\text{B.10})$$

$$m_f = \left[\frac{h_{\text{eff}} C}{kA} \right]^{1/2} = 9,043 \quad (\text{B.11})$$

Die Gleichung B.10, eingesetzt in Gleichung B.9, ergibt für gesamte Wärmedurchgangsrate des Balkenendes einen Wert von $q_t = 0,824(t_w - t_{\text{eff}})$.

Um die angenommene Temperatur $T_{\text{BeamSides}}$ des Luftraums zu überprüfen, geht man erst davon aus, dass die Wärme, die von dem Luftraum auf den Balken übertragen wird, aus der Kabine stammt. Weiterhin geht man davon aus, dass das Verhältnis der Wärmedurchgangsrate des Luftraums q_{as} zur Gesamtwärmedurchgangsrate q_t gleich dem Verhältnis zwischen $UAT_{\text{BeamSides}}$ und UAT_{gesamt} ist. Daraus folgt, dass

$$\frac{q_t}{q_{\text{as}}} = \frac{UAT_{\text{BeamSides}}}{UAT_{\text{gesamt}}} = \frac{8306,56}{9219,8} = 0,9 \quad (\text{B.12})$$

ist, und damit

$$q_{\text{as}} = 0,9 \cdot 0,824(228,93 - 285,337) = -41,831 \text{ W/Balkenende} \quad (\text{B.13})$$

Die Temperatur des Luftraums lässt sich nun durch die Annahme berechnen, dass die Wärme aus q_{as} erst durch den Boden mit einer dazwischenliegenden Fläche von $A_{\text{floor}} = 0,627 \text{ m}^2$ muss. Somit berechnet sich $T_{\text{BeamSides}}$ aus

$$U_{\text{floor}} = \frac{1}{\left(\frac{1}{17,034} \right) + \left(\frac{1}{11,356} \right)} = 6,814 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K} \quad (\text{B.14})$$

$$U_{\text{floor}} A_{\text{floor}} = 6,814 \cdot 0,627 = 4,272 \text{ W/K} \quad (\text{B.15})$$

und

$$q_{as} = U_{floor} A_{floor} (T_{BeamTop} - T_{BeamSides}) \quad (B.16)$$

zu

$$T_{BeamSides} = T_{as} = 294,15 - \frac{41,831}{4,272} = 284,358K = 11,208 \text{ °C} \quad (B.17)$$

Durch die Umrechnung von amerikanischen auf SI-Einheiten, weicht dieses Ergebnis ein wenig von der angenommenen Temperatur ab, liegt aber immer noch im Rahmen der Toleranz. Ein genauerer Wert könnte, wie in Anhang A, durch mehrmalige Iteration erreicht werden. Unter Beachtung des neuen Ergebnisses berechnet sich die Wärmedurchgangsrate durch die Bodenträger q_{cb} aus den folgenden Gleichungen:

$$\frac{q_{cb}}{q_t} = \frac{UAT_{BeamTop+BeamSides}}{UAT_{gesamt}} = \frac{9023,07}{9219,8} = 0,979 \quad (B.18)$$

und

$$q_{cb} = 0,979 \cdot 0,824(228,93 - 285,337) = -45,5 \text{ W/Balkenende} \quad (B.19)$$

Da das Flugzeug 44 Balkenenden besitzt, erhält man für die Wärmedurchgangsrate einen Endwert von

$$q_{cb} = 44(-45,5) = -2002 \text{ W} \quad (B.20)$$

Anhang C

Quellcode des M-Files der Simulation zur Bestimmung der Gesamtleitfähigkeit U_{ck} zwischen den Bodenträgern

```

C:\MATLAB\bin\calculateUck.m
function Uck = calculateUck(cabinenTemperatur)
%Dieses MFile berechnet die Gesamtleitfähigkeit Uck beim Wärmedurchgang zwischen den Bodenträgern
Tk = 280.15;    %Temperatur des Frachtraums
hi = 17.034;    %Oberflächenfilmkoeffizient
xins = 0.0762;    %Dicke der Isolationsschicht
k = 0.104;    %Wärmeleitfähigkeit
hc = 1.2435;    %Leitfähigkeit durch Wärmeleitung (angenommener Wert)
hr = 0.5564;    %Leitfähigkeit durch thermische Strahlung (angenommener Wert)
xas = 0.1777;    %Dicke des Luftspaltes
rho = 1.225;    %Dichte von Luft
g = 9.81;    %Erdbeschleunigung
mue = 18.16*10^-6;    %absolute Viskosität
cp = 1004.5;    %Druckbeiwert
Fa = 1;    %Korrekturfaktor
e2 = 0.1;    %Emissionsvermögen des Kabinenbodens
e3 = 0.8;    %Emissionsvermögen der Frachtraumdecke
while 1    %Endlos Schleife
    Uck = 1/((1/hi)+(xins/k)+(1/(hc+hr))+(1/hi));    %Berechnung der Gesamtleitfähigkeit
                                                %mit angenommenen Werten für hc und hr


    Uc2 = 1/hi;    %Gesamtleitfähigkeit des Kabinenbodens
    Uk3 = 1/((1/hi)+(xins/k));    %Gesamtleitfähigkeit der Frachtraumdecke
    T2 = cabinenTemperatur-(Uck/Uc2)*(cabinenTemperatur-Tk);    %Temperatur des Kabinenbodens
    T3 = Tk+(Uck/Uk3)*(cabinenTemperatur-Tk);    %Temperatur der Frachtraumdecke
    Tav = (T2+T3)/2;    %mittlere Temperatur
    deltaT = abs((T2-T3));    %temperaturdifferenz
    beta = 1/Tav;
    Ngr = (xas^3*rho^2*g*beta*deltaT)/mue^2;    %Graßhof Zahl
    Npr = (mue*g*cp)/k;    %Prandtl Zahl
    if Ngr <= 3.2*10^5    %Auswahl der richtigen Bedingung für hc
        foo = 0.21*(Ngr*Npr)^0.25;
    else
        foo = 0.075*(Ngr*Npr)^0.333;
    end
    hcalt = hc;    %Zuordnung der neu berechneten Parameter
    hralt = hr;    %Zuordnung der neu berechneten Parameter
    hc = (k*foo)/xas;    %Berechnung der Leitfähigkeit durch Wärmeleitung
    Fe = 1/((1/e2)+(1/e3)-1);    %Berechnung des Emissionsfaktors
    hr = 1*Fa*Fe;    %Berechnung der Leitfähigkeit durch thermische Strahlung
    if abs((hcalt+hralt)-(hc+hr)) < 10^-3    %Abbruchbedingung der Endlosschleife
        break;
    end
end
Uck = 1/((1/hi)+(xins/k)+(1/(hc+hr))+(1/hi));    %Berechnung des Endwertes
                                                %für die Gesamtleitfähigkeit Uck

```

Bild C.1 Quellcode von CalculateUck

Anhang D

Quellcode des M-Files der Simulation zur Bestimmung des Wärmestroms durch die Bodenträger



```

function q = calculateQcbend(TwTc)
%Dieses M-File berechnet den Wärmedurchgang durch die Bodenträger beim Heizen im Flug
Tc = TwTc(1);      %Zuordnung der Temperaturen
Tw = TwTc(2);      %Zuordnung der Temperaturen
Atop = 0.0435;     %Fläche der Balkenoberseite
Abottom = 0.0435;  %Fläche der Balkenunterseite
Asides = 0.7832;   %Fläche der Balkenenden
Afloor = 0.6271;   %Fläche zwischen den Balken
Utop = 17.034;     %Gesamtleitfähigkeit der Balkenoberseite
Ubottom = 4.88;    %Gesamtleitfähigkeit der Balkenunterseite
Usides = 11.36;    %Gesamtleitfähigkeit der Balkenenden
Tk = 280.15;       %Temperatur des Frachtraums
Tsides = 284.98;   %Temperatur des Luftspaltes
hi = 17.034;       %Oberflächenfilmkoeffizient in der Kabine bei einer
                  %Windgeschwindigkeit von 1 m/s

C = 0.6584;        %Umfang der Rippe
L = 1.3716;        %Länge der Rippe
A = 0.00075;       %Querschnittsfläche der Rippe
k = 121.145;       %Wärmeleitfähigkeit

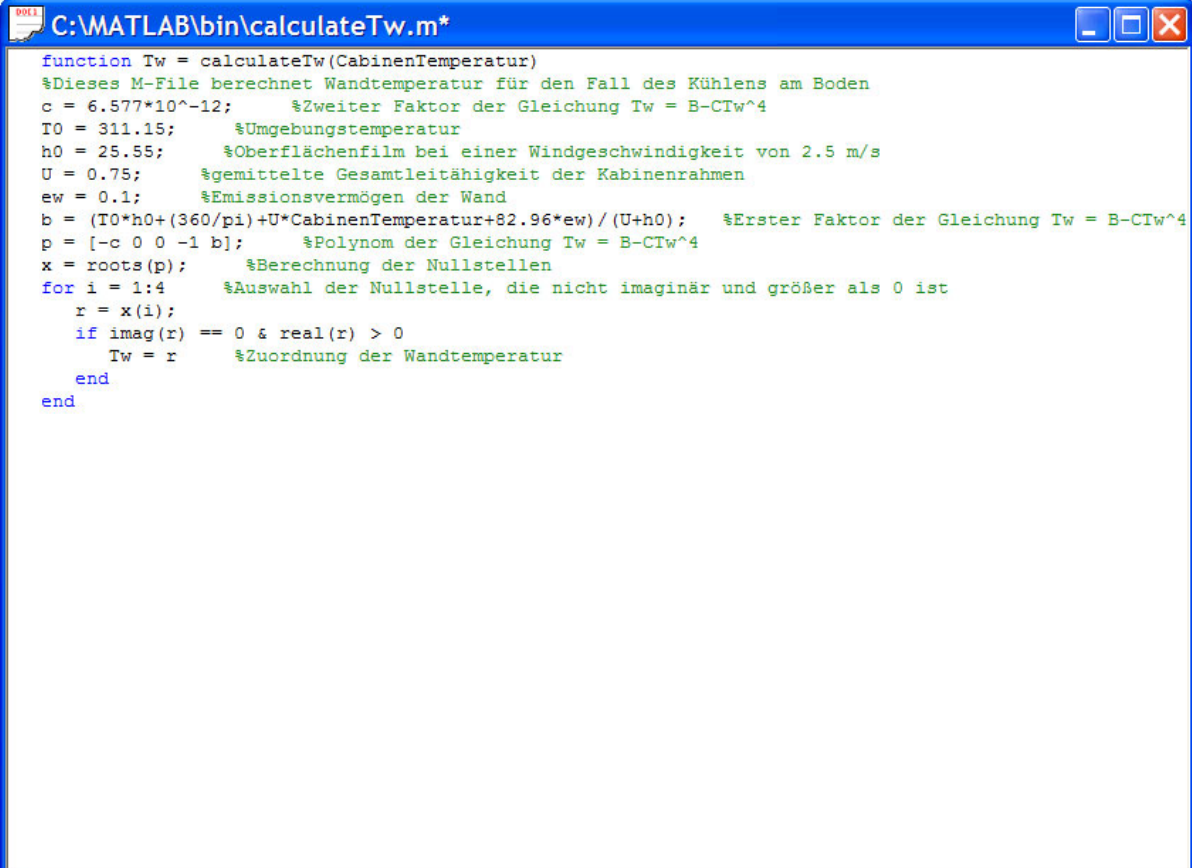
while 1           %Endlosschleife
    UATall = ((Utop*Atop*Tc)+(Ubottom*Abottom*Tk)+(Usides*Asides*Tsides));
    ATall = ((Atop*Tc)+(Abottom*Tk)+(Asides*Tsides));
    UAall = (Utop*Atop)+(Ubottom*Abottom)+(Usides*Asides);
    Aall = (Atop+Abottom+Asides);
    UATopsides = (Utop*Atop*Tc)+(Usides*Asides*Tsides);
    UATsides = Usides*Asides*Tsides;
    teff = UATall/UAall;      %durchschnittliche Temperatur
    heff = UATall/ATall;     %durchschnittliche Leitfähigkeit
    mf = ((heff*C)/(k*A))^0.5;
    nf = ((tanh(mf*L))/(mf*L));
    qt = C*heff*L*nf*(Tw-teff); %Wärmedurchgangsrate der Balkenenden
    gas = (UATsides/UATall)*qt; %Wärmedurchgangsrate des Luftspaltes
    Uflood = 1/((1/hi)+(1/Usides)); %Gesamtleitfähigkeit des Bodens
    UAflood = Uflood*Aflood;
    TsidesAlt = Tsides;
    Tsides = Tc-(gas/UAflood); %Neuberechnung der angenommenen Temperatur des Luftspaltes
    qcb = (UATopsides/UATall)*qt;
    qcbend = qcb*44; %Berechnung der gesamten Wärmedurchgangsrate bei 44 Balkenenden
    q = qcbend; %gesamte Wärmedurchgangsrate
    if abs(TsidesAlt-Tsides) < 10^-3 %Abbruchbedingung der Endlosschleife
        break;
    end
end
end

```

Bild D.1 Quellcode von CalculateQFH (Heizen im Flugfall)

Anhang E

Quellcode des M-Files zur Berechnung der Wandtemperatur im Fall des Kühlens am Boden



```

function Tw = calculateTw(CabinenTemperatur)
%Dieses M-File berechnet Wandtemperatur für den Fall des Kühlens am Boden
c = 6.577*10^-12;      %Zweiter Faktor der Gleichung Tw = B-CTw^4
T0 = 311.15;         %Umgebungstemperatur
h0 = 25.55;          %Oberflächenfilm bei einer Windgeschwindigkeit von 2.5 m/s
U = 0.75;            %gemittelte Gesamtleitfähigkeit der Kabinenrahmen
ew = 0.1;            %Emissionsvermögen der Wand
b = (T0*h0+(360/pi)+U*CabinenTemperatur+82.96*ew)/(U+h0); %Erster Faktor der Gleichung Tw = B-CTw^4
p = [-c 0 0 -1 b];   %Polynom der Gleichung Tw = B-CTw^4
x = roots(p);        %Berechnung der Nullstellen
for i = 1:4          %Auswahl der Nullstelle, die nicht imaginär und größer als 0 ist
    r = x(i);
    if imag(r) == 0 & real(r) > 0
        Tw = r      %Zuordnung der Wandtemperatur
    end
end
end
  
```

Bild E.1 Quellcode der Berechnung der Wandtemperatur

Anhang F

Berechnungstabellen für Airbus A340

A340	Bodenstandfall		Flugfall	
	heizen	kühlen	heizen	kühlen
Flächen in m²				
Druckspant	25	25	25	25
Fenster	17,84	17,84	17,84	17,84
zwischen Kabinenspannten	445,71	445,71	445,71	445,71
durch Kabinenspannten	80,23	80,23	80,23	80,23
zwischen Bodenbalken	251,51	251,51	251,51	251,51
Grundgleichungen	$q=UA(T_o-T_c)$	$q=UA(T_o-T_c)$	$q=UA(T_w-T_c)$	$q=UA(T_w-T_c)$
To bzw. Tw in Kelvin	223,15	315,273	230,36	274,98
Tc in Kelvin	294,15	294,15	294,15	294,15
Gesamtleitfähigkeiten in W/m²K				
zwischen Kabinenrahmen	0,467	0,467	0,471	0,471
durch Kabinenrahmen	4,252	4,252	4,652	4,652
zwischen Bodenbalken	0,329	0,329	0,329	0,329
Druckspant	0,401	0,401	0,401	0,401
Fenster	5,042	5,042	5,615	5,615
Wärmedurchgangsrate in Watt				
Pax (341) Last	19928,1	39973,4	19928,1	39973,4
Equipment Last	10000	20000	10000	20000
Solar Heat Last (Sonne)	0	6644,22	0	7936,16
zwischen Kabinenrahmen	-14778,40647	4396,679998	-13391,39706	-4024,34679
durch Kabinenrahmen	-24220,79516	7205,857129	-23808,33915	-7154,818333
zwischen Bodenbalken	-5875,02209	1747,860445	-5278,417734	-1586,255964
durch Bodenbalken	-27007,58799	-27759,0072	-27497,60153	-27759,0072
Druckspant	-711,775	211,758075	-639,49475	-192,17925
Fenster	-6386,39888	1899,998641	-6389,946364	-1920,289572
Summe in Watt	-49051,88559	54320,76709	-47077,09659	25272,66289

Tabelle F.1

Berechnung einer A340

durch Bodenträger	Temperature	Ground/Cool	Ground/Heat	Flight/Cool	Flight/Heat
A(Beam Top)	0,143 T(Beam Top) Cabintemp.	294,15	294,15	294,15	294,15
A(Beam Bottom)	0,143 T(Beam Bottom) Cargotemp.	311,15	223,15	311,15	280,15
A(Beam Sides)	2,569 T(Beam Sides) Airspacetemp.	268,15	268,15	268,15	268,15
U(Beam Top)	17,034				
U(Beam Bottom)	4,9108				
U(Beam Sides)	11,356				
ηf	0,0806 UAT(Gesamt)	8757,903339	8696,105832	8757,903339	8736,133763
C	0,658 UA(Gesamt)	32,3116704	32,3116704	32,3116704	32,3116704
L	5 AT(Gesamt)	775,43525	762,85125	775,43525	771,00225
tw	228,93				
	t(eff)	271,0445864	269,1320419	271,0445864	270,3708491
	h(eff)	11,29417748	11,39947772	11,29417748	11,33087973
	qt=x*(tw-teff)	2,994922219	3,022845106	2,994922219	3,0046547
	qt/qas	0,8932379	0,899585554	0,8932379	0,89546376
	UAT(BeamSides)	7822,891187	7822,891187	7822,891187	7822,891187
Afloor	0,627 qas	-112,6640164	-109,3217257	-112,6640164	-111,499066
Uffloor	6,814 T(BeamSides) NEU	267,7796703	268,5619725	267,7796703	268,0523406
	UAT(Top+Sides)	8528,596157	8551,4187	8528,596157	8536,550921
	qcb/qt	0,973817114	0,983361848	0,973817114	0,977154329
	qcb	-122,8274655	-119,5026017	-122,8274655	-121,6708032
Bakenenden	226 q(Gesamt)	-27759,0072	-27007,58799	-27759,0072	-27497,60153

Tabelle F.2

Berechnung durch die Bodenträger für A340

Anhang G

Blockdiagramme für die Airbus A340 Simulation

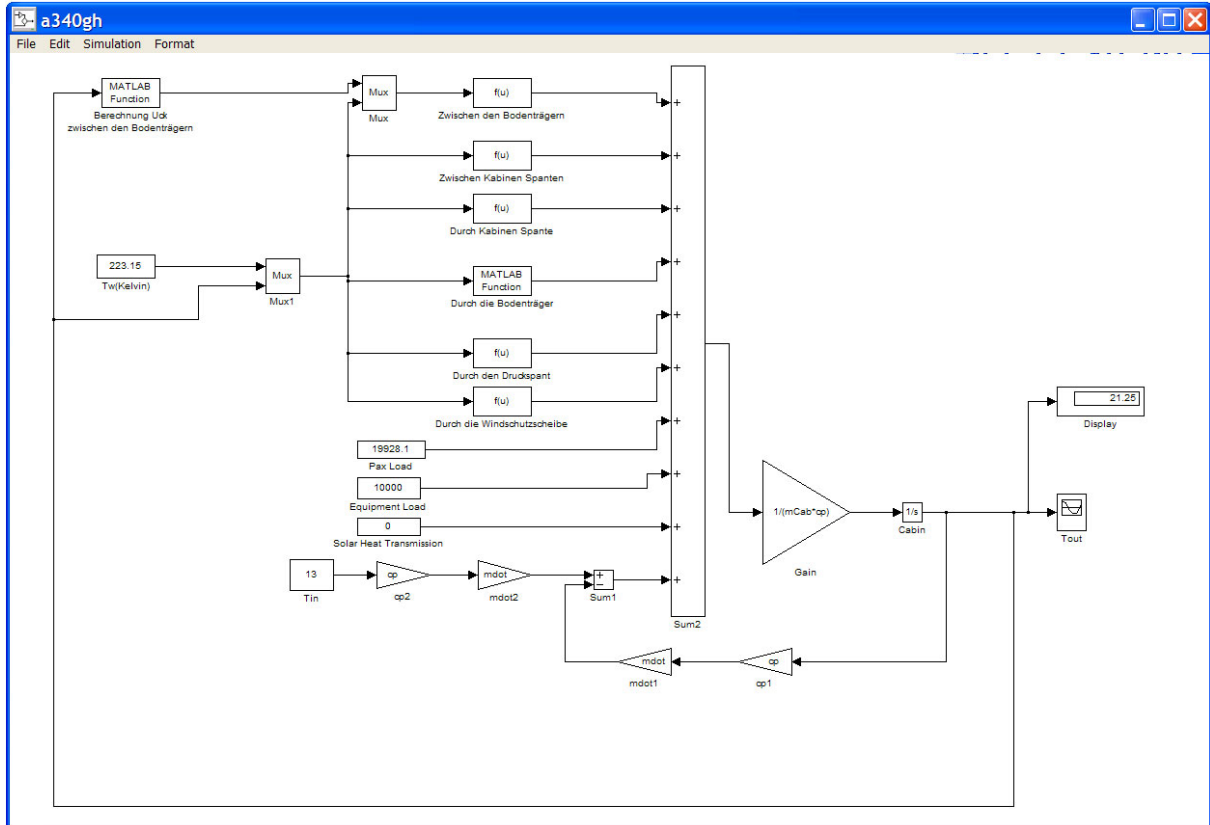


Bild G.1 Bodenstandfall Heizen A340

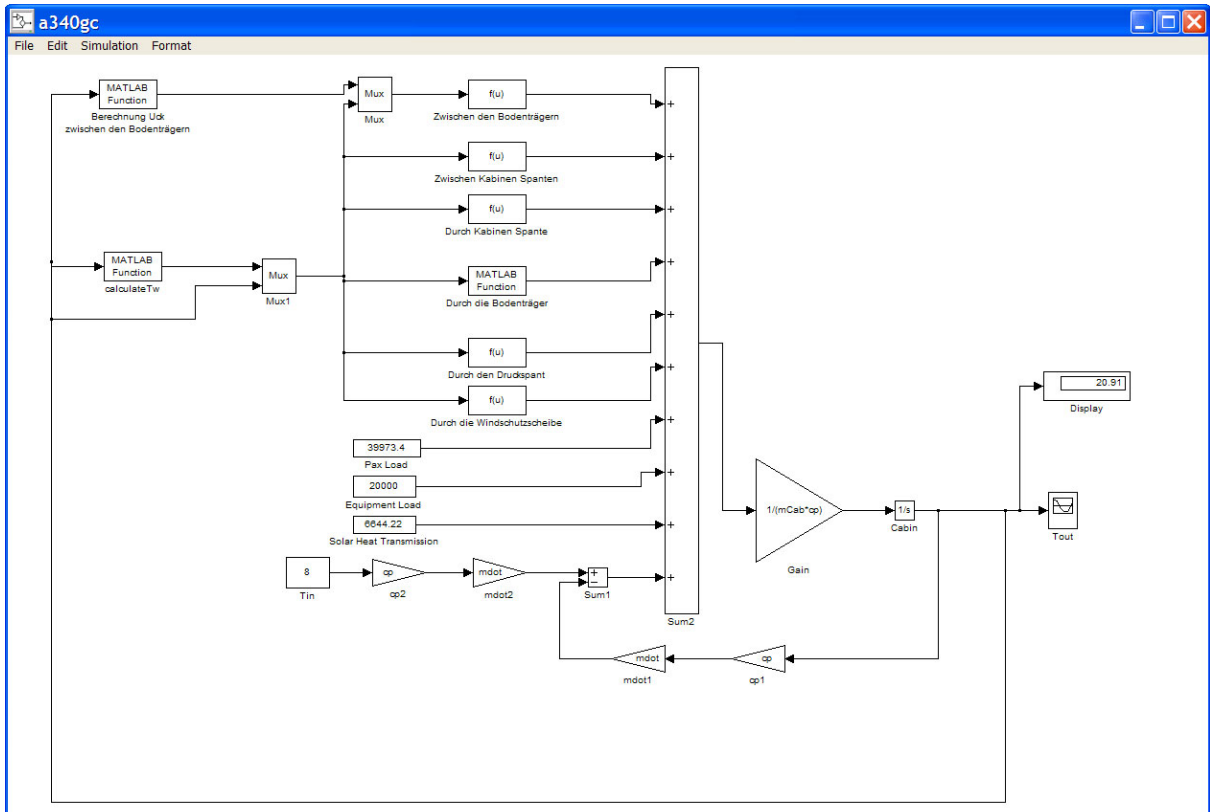


Bild G.2 Bodenstandfall Kühlen A340

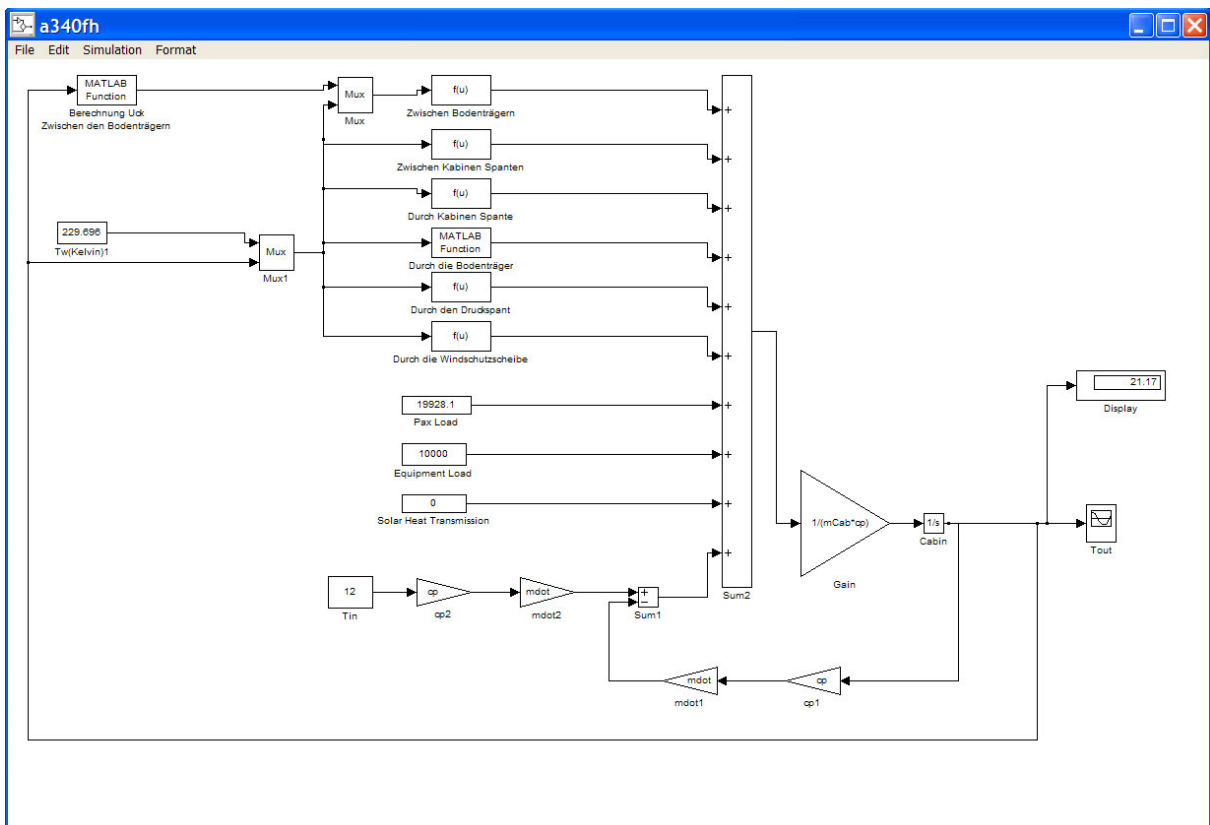


Bild G.3 Flugfall Heizen A430

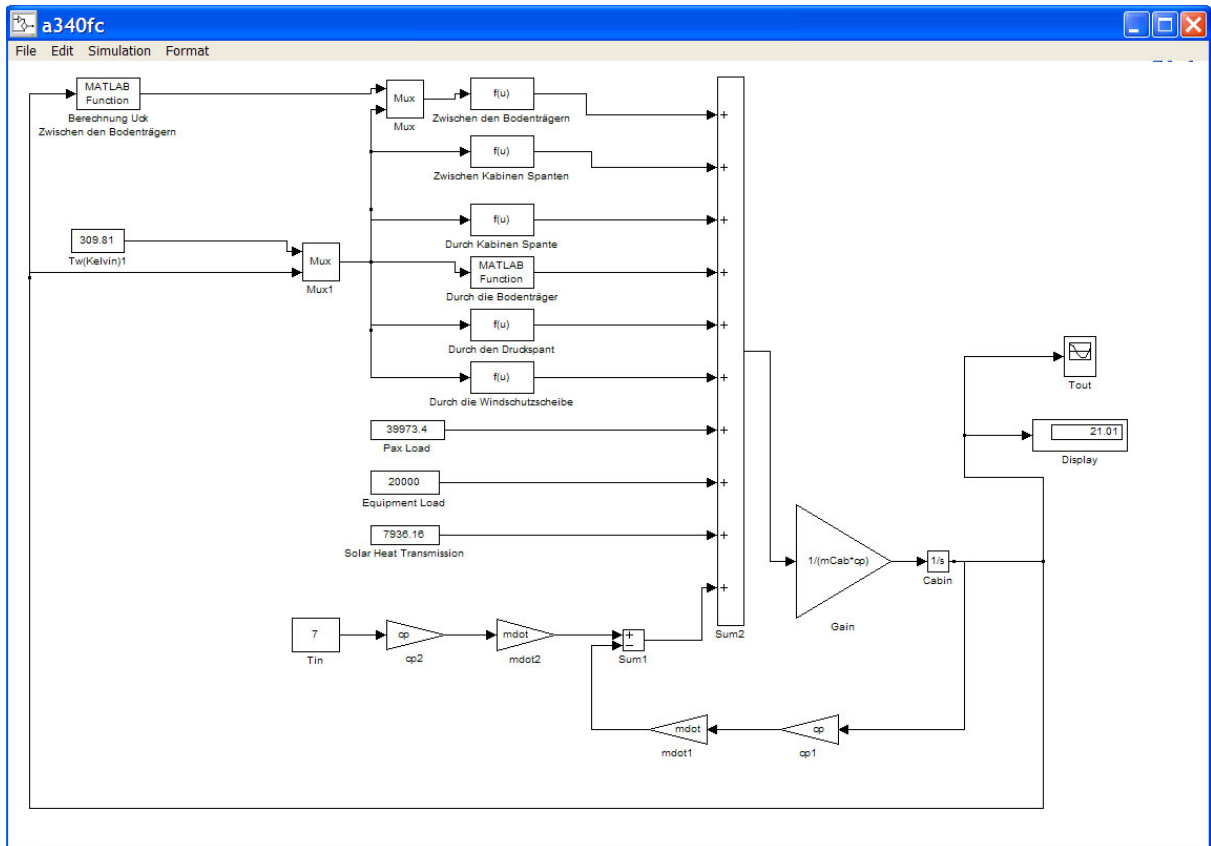


Bild G.4 Flugfall Kühlen A340

Anhang H

Benutzeranleitung für das Simulationsprogramm einer Flugzeugklimaanlage basierend auf der Diplomarbeit „Wärmeübertragung in einer Flugzeugkabine“

1. Allgemeines

Die vorliegende Benutzeranleitung soll es dem Anwender erleichtern, in das Programm zur Simulation von Wärmeübertragungen in einer Flugzeugkabine einzusteigen. Das Programm besteht aus vier zu simulierenden Szenarien (heizen und kühlen im Flugfall sowie heizen und kühlen im Bodenstandfall), die für die Auslegung einer Flugzeugklimaanlage wichtig sind. Zur Durchführung des Simulationsprogramms braucht man als Grundlage die beiden Computerprogramme MATLAB und SIMULINK der Firma *Mathworks*. Nähere Informationen über Gerätebedarf, Programmbedarf, Programmiersprache und Unterlagen gibt es unter www.mathworks.com.

2. Aufgabe und Grundlage des Simulationsprogramms

Mit der Simulation soll der Durchfluss der Luft und deren Temperaturänderung in der Flugzeugkabine dargestellt werden. Ziel ist es, die Temperatur der Kabine in allen vier Szenarien zu erhalten. Dies erfolgt durch eine Starttemperatur, mit der die Luft in den Simulationsraum (die Kabine) einströmt und auf die die einzelnen Energie- und Wärmeströme einwirken. Da die Simulation abhängig von der Zeit abläuft, muss die Gleichung am Ende integriert werden, um die endgültige Temperatur zu erhalten. In Bild 2.1 ist das Schema des Grundentwurfs zu sehen, auf dem das Klimasystem aufgebaut werden soll.

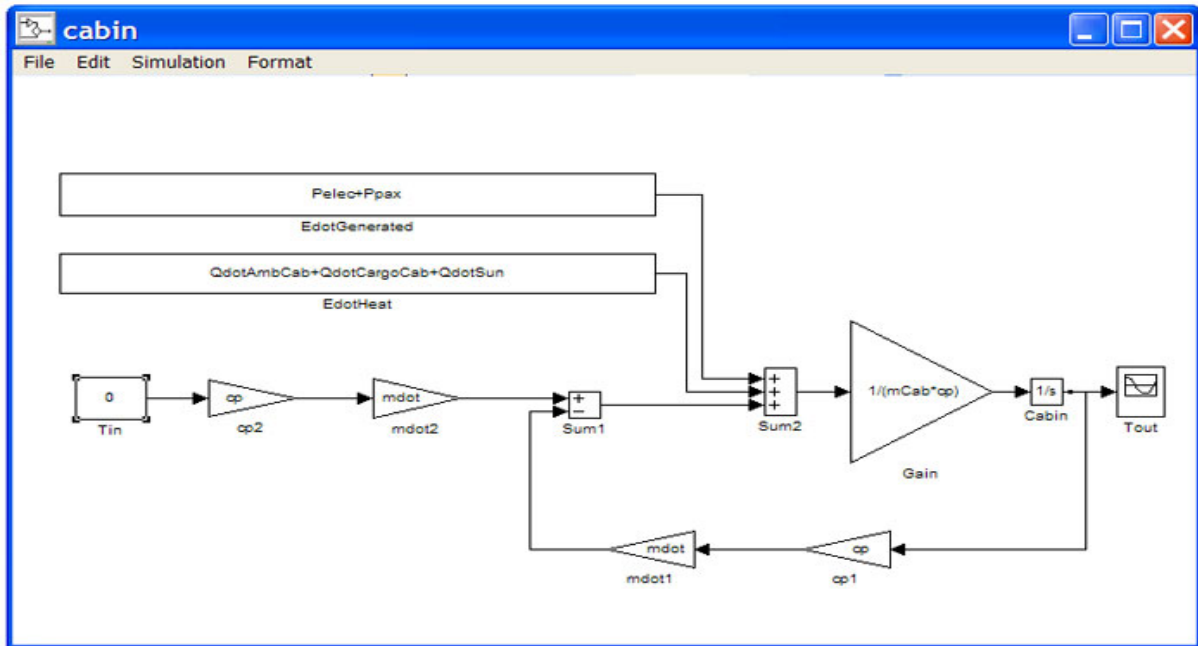


Bild 2.1 Grundentwurf des Simulationsystems

Dieser erste Grundentwurf basiert auf folgender Differentialgleichung.

$$\dot{T}_{out} = \frac{1}{m_{Cab} \cdot cp} \left(T_{in} \cdot cp \cdot \dot{m} - T_{out} \cdot cp \cdot \dot{m} + \dot{E}_{generated} + \dot{E}_{heat} \right)$$

Von diesem Grundentwurf aus, wurden die Szenarien, wie in der zu diesem Programm gehörigen Diplomarbeit beschrieben, einzeln weiter verfeinert. Dies erfolgte durch die separate Betrachtung der einzelnen Wärmeerzeuger bzw. Wärmeleiter in der Flugzeugkabine.


Da die Kabinentemperatur, in diesem Programm T_{out} genannt, für alle Berechnungen als Eingangsgröße gebraucht wird, muss diese immer wieder als neu berechneter Startwert in den einzelnen Berechnungen berücksichtigt werden. Dies wird erreicht, indem diese Größe nach dem Erhalt wieder in die Berechnungsblocks zurückgeführt wird. Einige Wärmequellen benötigen zur Bestimmung der Wärmerate einen speziellen Block, der nicht in der Blockbibliothek enthalten ist. Diese neu programmierten Blocks werden in dem folgenden Abschnitt erklärt.

3. Matlab Function Blöcke

Einige Rechenvorgänge konnten nicht durch Standard Blöcke dargestellt werden und mussten somit neu programmiert werden.

3.1 Durch die Bodenträger

Bei der Bestimmung des Wärmeübergangs durch die Bodenträger, die für alle vier Szenarien gebraucht wird, muss beachtet werden, dass das Berechnungsschema (aus SAE 1989 Seite 30) immer das Gleiche ist, jedoch mit kleinen Abweichungen der Startwerte der Frachtraumtemperatur und der Luftspalttemperatur (in Bild 3.1 dargestellt).



```

function q = calculateQcbend(TwTc)
%Dieses M-File berechnet den Wärmedurchgang durch die Bodenträger beim Heizen im Flug
Tc = TwTc(1);      %Zuordnung der Temperaturen
Tw = TwTc(2);      %Zuordnung der Temperaturen
Atop = 0.0435;     %Fläche der Balkenoberseite
Abottom = 0.0435;  %Fläche der Balkenunterseite
Asides = 0.7832;   %Fläche der Balkenenden
Afloor = 0.6271;   %Fläche zwischen den Balken
Utop = 17.034;     %Gesamtleitfähigkeit der Balkenoberseite
Ubottom = 4.88;    %Gesamtleitfähigkeit der Balkenunterseite
Usides = 11.36;    %Gesamtleitfähigkeit der Balkenenden
Tk = 280.15;       %Temperatur des Frachtraums
Tsides = 284.98;   %Temperatur des Luftspaltes
hi = 17.034;       %Oberflächenfilmkoeffizient in der Kabine bei einer
                  %Windgeschwindigkeit von 1 m/s
C = 0.6584;        %Umfang der Rippe
L = 1.3716;        %Länge der Rippe
A = 0.00075;       %Querschnittsfläche der Rippe
k = 121.145;       %Wärmeleitfähigkeit
while 1            %Endlosschleife
    UATall = ((Utop*Atop*Tc)+(Ubottom*Abottom*Tk)+(Usides*Asides*Tsides));
    ATall = ((Atop*Tc)+(Abottom*Tk)+(Asides*Tsides));
    UAall = (Utop*Atop)+(Ubottom*Abottom)+(Usides*Asides);
    Aall = (Atop+Abottom+Asides);
    UATopsides = (Utop*Atop*Tc)+(Usides*Asides*Tsides);
    UATsides = Usides*Asides*Tsides;
    teff = UATall/UAall;      %durchschnittliche Temperatur
    heff = UATall/ATall;      %durchschnittliche Leitfähigkeit
    mf = ((heff*C)/(k*A))^0.5;
    nf = ((tanh(mf*L))/(mf*L));
    qt = C*heff*L*nf*(Tw-teff); %Wärmedurchgangsrate der Balkenenden
    qas = (UATsides/UATall)*qt; %Wärmedurchgangsrate des Luftspaltes
    Uflood = 1/((1/hi)+(1/Usides)); %Gesamtleitfähigkeit des Bodens
    Uaflood = Uflood*Aflood;
    TsidesAlt = Tsides;
    Tsides = Tc-(qas/Uaflood); %Neuberechnung der angenommenen Temperatur des Luftspaltes
    qcb = (UATopsides/UATall)*qt;
    qcbend = qcb*44; %Berechnung der gesamten Wärmedurchgangsrate bei 44 Balkenenden
    q = qcbend; %gesamte Wärmedurchgangsrate
    if abs(TsidesAlt-Tsides) < 10^-3 %Abbruchbedingung der Endlosschleife
        break;
    end
end
end

```

Bild 3.1 Wärmedurchgangsrate durch die Bodenträger beim Heizen im Flugfall

Zusätzliche Informationen zu den Kommentarzeilen gibt es in der Diplomarbeit auf Seite 57 und in SAE 1989 Seite 30.

3.2 Zwischen den Bodenträgern

Zur Berechnung der Wärmedurchgangsrate zwischen den Bodenträgern muss als erstes die dazu gehörige Gesamtleitfähigkeit bestimmt werden, da diese schon von der Kabinentemperatur abhängt. Dies geschieht wieder durch einen programmierten Matlab Function Block, dargestellt in Bild 3.2.

```

function Uck = calculateUck(cabinenTemperatur)
%Dieses MFile berechnet die Gesamtleitfähigkeit Uck beim Wärmedurchgang zwischen den Bodenträgern
Tk = 280.15;    %Temperatur des Frachtraums
hi = 17.034;    %Oberflächenfilmkoeffizient
xins = 0.0762;  %Dicke der Isolationsschicht
k = 0.104;     %Wärmeleitfähigkeit
hc = 1.2435;   %Leitfähigkeit durch Wärmeleitung (angenommener Wert)
hr = 0.5564;   %Leitfähigkeit durch thermische Strahlung (angenommener Wert)
xas = 0.1777;  %Dicke des Luftspaltes
rho = 1.225;   %Dichte von Luft
g = 9.81;     %Erdbeschleunigung
mue = 18.16*10^-6; %absolute Viskosität
cp = 1004.5;  %Druckbeiwert
Fa = 1;       %Korrekturfaktor
e2 = 0.1;     %Emissionsvermögen des Kabinenbodens
e3 = 0.8;     %Emissionsvermögen der Frachtraumdecke
while 1      %Endlos Schleife
    Uck = 1/((1/hi)+(xins/k)+(1/(hc+hr))+(1/hi)); %Berechnung der Gesamtleitfähigkeit
                                                %mit angenommenen Werten für hc und hr

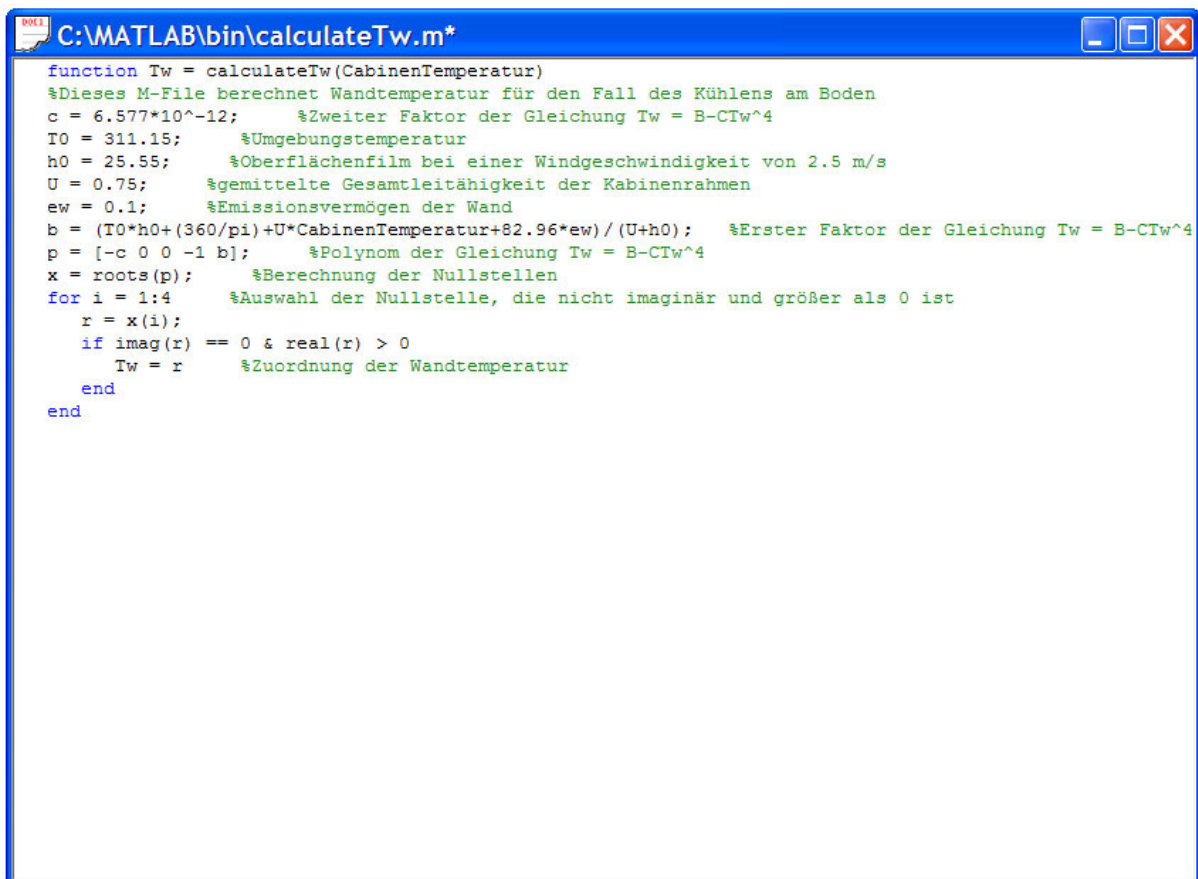
    U2 = 1/hi; %Gesamtleitfähigkeit des Kabinenbodens
    U3 = 1/((1/hi)+(xins/k)); %Gesamtleitfähigkeit der Frachtraumdecke
    T2 = cabinenTemperatur-(Uck/U2)*(cabinenTemperatur-Tk); %Temperatur des Kabinenbodens
    T3 = Tk+(Uck/U3)*(cabinenTemperatur-Tk); %Temperatur der Frachtraumdecke
    Tav = (T2+T3)/2; %mittlere Temperatur
    deltaT = abs((T2-T3)); %temperaturdifferenz
    beta = 1/Tav;
    Ngr = (xas^3*rho^2*g*beta*deltaT)/mue^2; %Graßhof Zahl
    Npr = (mue*g*cp)/k; %Prandtl Zahl
    if Ngr <= 3.2*10^5 %Auswahl der richtigen Bedingung für hc
        foo = 0.21*(Ngr*Npr)^0.25;
    else
        foo = 0.075*(Ngr*Npr)^0.333;
    end
    hcalt = hc; %Zuordnung der neu berechneten Parameter
    hralt = hr; %Zuordnung der neu berechneten Parameter
    hc = (k*foo)/xas; %Berechnung der Leitfähigkeit durch Wärmeleitung
    Fe = 1/((1/e2)+(1/e3)-1); %Berechnung des Emissionsfaktors
    hr = 1*Fa*Fe; %Berechnung der Leitfähigkeit durch thermische Strahlung
    if abs((hcalt+hralt)-(hc+hr)) < 10^-3 %Abbruchbedingung der Endlosschleife
        break;
    end
end
Uck = 1/((1/hi)+(xins/k)+(1/(hc+hr))+(1/hi)); %Berechnung des Endwertes
                                                %für die Gesamtleitfähigkeit Uck
  
```

Bild 3.2 Gesamtleitfähigkeit des Wärmeübergangs zwischen den Bodenträgern

Hierbei muss, wie bei der Berechnung in Abschnitt 3.1, darauf geachtet werden, dass die Frachttemperaturen der einzelnen Szenarien unterschiedlich sind. Das vorliegende Berechnungsschema stammt aus SAE 1989 Seite 28 und kann dort nachvollzogen werden. Weitere Informationen enthält die Diplomarbeit auf der Seite 56.

3.3 Wandtemperatur beim Kühlen im Bodenstandfall

Zur Berechnung der Wärmedurchgangsraten beim Kühlen im Bodenstandfall muss als erstes die dort herrschende Wandtemperatur bestimmt werden. Dazu wurde wieder ein sogenannter Matlab Function Block programmiert, der die Kabinentemperatur als Eingangsgröße hat. Das Schema zur Bestimmung ist wieder aus SAE 1989 Seite 35 entnommen worden. Der Blockinhalt ist dargestellt in Bild 3.3.



```

function Tw = calculateTw(CabinenTemperatur)
%Dieses M-File berechnet Wandtemperatur für den Fall des Kühlens am Boden
c = 6.577*10^-12;      %Zweiter Faktor der Gleichung Tw = B-CTw^4
T0 = 311.15;         %Umgebungstemperatur
h0 = 25.55;          %Oberflächenfilm bei einer Windgeschwindigkeit von 2.5 m/s
U = 0.75;            %gemittelte Gesamtleitfähigkeit der Kabinenrahmen
ew = 0.1;            %Emissionsvermögen der Wand
b = (T0*h0+(360/pi)+U*CabinenTemperatur+82.96*ew)/(U+h0); %Erster Faktor der Gleichung Tw = B-CTw^4
p = [-c 0 0 -1 b];  %Polynom der Gleichung Tw = B-CTw^4
x = roots(p);        %Berechnung der Nullstellen
for i = 1:4          %Auswahl der Nullstelle, die nicht imaginär und größer als 0 ist
    r = x(i);
    if imag(r) == 0 & real(r) > 0
        Tw = r      %Zuordnung der Wandtemperatur
    end
end
end

```

Bild 3.3 Berechnung der Wandtemperatur beim Kühlen im Bodenstandfall

Die genaue Integration dieses Blockes in das System sowie weitere Informationen gibt es in der Diplomarbeit auf Seite 58.

4. Speichern der Simulink Programme

Die mitgelieferten Programme sowie die programmierten Blöcke müssen in das Verzeichnis `matlab\bin` gespeichert werden, um einen reibungslosen Ablauf der Simulation zu gewährleisten.

5. Starten der Simulation

Bevor die Simulation gestartet werden kann, müssen die Startparameter in den Workspace geladen werden. Dies geschieht entweder durch Eingabe der Parameter in die Matlab Benutzeroberfläche oder durch das Laden eines bereits erstellten Workspaces. Nun kann die Simulation durch klicken auf den START Befehl gestartet werden.

6. Ergebnisdarstellung

Die Ergebnisse werden in Diagrammen ausgegeben, wie in Bild 4.1 dargestellt.

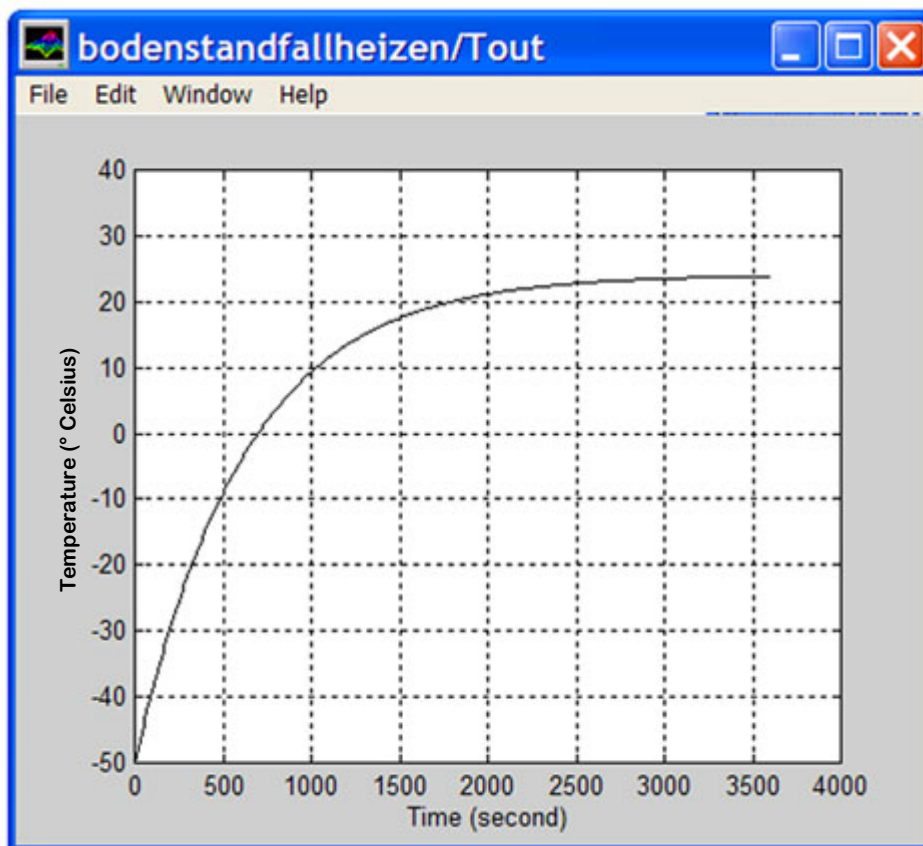


Bild 4.1 Ergebnisplot

Hierbei wird auf der x-Achse die verstrichene Zeit der Simulation und auf der y-Achse die vorliegende Temperatur abgebildet. Weitere Informationen zu der Ergebnisdarstellung gibt es in der Diplomarbeit Seite 48.