



Lösung zur Klausur

Auslegung von Flugzeugsystemen SS 2007

Datum: 04.07.2007

1. Klausurteil

ohne Unterlagen, 15 Punkte, 30 Minuten

- 1.) Definieren Sie den Begriff "System"!

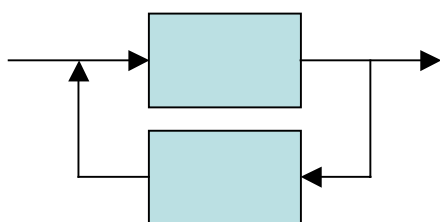
Definition "System" (DIN 19226 1994):

Ein System ist eine abgegrenzte Anordnung von aufeinander einwirkenden Gebilden. Die Anordnung wird durch eine Hüllfläche [Systemgrenze] von ihrer Umgebung abgegrenzt. Durch die Hüllfläche werden Verbindungen des Systems mit seiner Umwelt geschnitten.

- 2.) Wann wird ein System als "Black Box" bezeichnet? Welche Eigenschaften kennzeichnen das System als "Black Box"?

Man bezeichnet ein System als "Black Box", wenn man nur die Übertragungsfunktion kennt, die den Systemeingang in den Systemausgang verwandelt. Die Details über das Innere des Systems sind nicht bekannt und für die Außenwelt ohne Bedeutung.

- 3.) Skizzieren Sie ein System als Blockschaltbild, das eine Rückkopplung enthält!



- 4.) Welches sind die Begriffe um die es (neben der Funktionalität) bei der Systemauslegung im Flugzeugbau immer geht? (Nennen Sie mindestens drei dieser Begriffe!)

Wenn wir über Flugzeugsysteme reden, dann geht es um:

- Funktionalität
- Anschaffungskosten
- Systemmasse
- Zuverlässigkeit
- Betriebskosten

- 5.) Was ist der Unterschied zwischen einer monetären Bewertungsmethode und ein nicht-monetären Bewertungsmethode?

Eine monetäre Bewertungsmethode basiert auf einem Vergleich mit Geld (EUR, USD). Eine nicht-monetäre Bewertung lässt den Vergleich auf anderen (nicht geldlichen) Parametern beruhen.

- 6.) In welcher Spezifikation sind die "Environmental Conditions And Test Procedures For Airborne Equipment" enthalten? Was versteht man in diesem Zusammenhang unter "Environmental Conditions"?

"Environmental Conditions" definieren die Umweltbedingungen unter denen ein Gerät (im Flugzeug) eingesetzt wird. Diese Umweltbedingungen sind für fliegende Geräte in der RTCA/DO-160D (oder nachfolgenden Ausgaben) enthalten.

- 7.) Erklären Sie das Prinzip der Nutzwertanalyse!

Die Nutzwertanalyse beinhaltet 4 Arbeitsschritte:

1. **Kriterien** werden gewichtet
2. **Merkmale** werden bewertet
3. gewichtete **Punkte** der Merkmale werden addieren
4. **Punktsummen** werden verglichen

Dabei bedient man sich einer Tabelle für die Auswertung, die so aussehen könnte:

Merkmal	Gewichtung	A	Gew.	B	Gew.	C	Gew.
Masse	2	3	6	0	0	1	2
Zuverlässigkeit	3	2	6	1	3	2	6
Wartbarkeit	3	0	0	3	9	1	3
Preis	2	1	2	2	4	1	2
Summe			14		16		13
Rangfolge		2		1		3	

Die Bewertung der Merkmale erfolgt hier mit den Punkten 0,1,2,3 (schlecht → gut).

Die Kriterien sind mit 1, 2 oder 3 gewichtet.

- 8.) Wie lautet die Formel zur Berechnung der DOC von Flugzeugsystemen? Nach welcher Formel wird die Abschreibung berechnet? Nach welcher Formel werden die Kraftstoffkosten berechnet?

DOC:

$$DOC_{SYS} = C_{DEP} + C_F + C_{DMC}$$

Abschreibung:

$$C_{DEP} = \frac{P_{total} - P_{residual}}{n_{DEP}} = \frac{\text{Anschaffungskosten} - \text{Restwert}}{\text{Abschreibungszeitraum}}$$

Kraftstoffkosten:

$$C_F = NFY \cdot P_F \cdot m_F$$

- 9.) Nennen Sie alle Ursachen für Kraftstoffverbrauch durch Flugzeugsysteme! (Nennen Sie mindestens 5 Ursachen!)

- fuel costs due to transportation of fixed mass
- fuel costs due to transportation of variable mass
- fuel costs due to mechanical power off-takes from the engines
- fuel costs due to bleed air off-takes,
- fuel costs due to ram air off-takes,
- fuel costs due to additional drag

- 10.) Die Wahrscheinlichkeit für ein Ereignis A ist 0,4 und für ein Ereignis B: 0,5. A und B sind unabhängige Ereignisse, die sich nicht gegenseitig ausschließen. Berechnen Sie die Wahrscheinlichkeit dafür das A eintritt B jedoch nicht!

$$P_{\text{AundB}} = P_A \cdot P_B = 0,2$$

$$P_{\text{AohneB}} = P_B - P_{\text{AundB}} = 0,4 - 0,2 = 0,2$$

- 11.) Ein System muss in einem Passagierflugzeug eine Funktion wahrnehmen, die sicherheitskritisch ist. Ein Ausfall der Funktion hätte den Verlust des Flugzeugs zur Folge. Das System ist aus redundanten Subsystemen aufgebaut. Jedes Subsystem hat eine Ausfallwahrscheinlichkeit von 10^{-3} bezogen auf einen Flug von einer Stunde. Wie viele dieser Subsysteme muss das Flugzeug besitzen? Geben Sie eine Begründung an!

Sicherheitskritisch => 10^{-9} ist gefordert.

Dreifach redundant => Ausfall nur wenn a und b und c ausgefallen sind.

$10^{-3} \cdot 10^{-3} \cdot 10^{-3} = 10^{-9}$ es wird also eine dreifache Redundanz gebraucht.

- 12.) Ausfallwahrscheinlichkeit eines Systems beträgt von 10^{-11} bezogen auf einen Flug von einer Stunde. Berechnen Sie die Fehlerrate $\lambda(t)$!

Wie immer: Annahme Exponentialverteilung mit $\lambda = \text{const}$, dann $R(t) = e^{-\lambda t}$

Für zuverlässige Systeme gilt mit sehr guter Näherung:

Der Zahlenwert von $R(t)$ ist gleich dem Zahlenwert von λ .

Damit $\lambda = 10^{-11} \text{ 1/FH}$

- 13.) Die Ausfallwahrscheinlichkeit beträgt 10^{-3} . Berechnen Sie die Zuverlässigkeit!

$$F(t) + R(t) = 1 \quad R(t) = 1 - F(t) = 1 - 10^{-3} = 1 - 0,001 = 0,999$$

- 14.) 9 Subsysteme mit einer Ausfallrate von je 10^{-5} sind in Reihe geschaltet. Berechnen Sie die Ausfallrate des Gesamtsystems!

Reihenschaltung: $R_S = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot R_4 \cdot \dots \cdot R_n$

$$R(t) = 1 - F(t) = 1 - 10^{-5} = 1 - 0,00001 = 0,99999$$

$$R_S = 0,99999^9 = 0,99991$$

- 15.) Erstellen Sie eine (leere) Tabelle mit der Sie eine FMEA ausgehend von Systemfunktionen (Functional FMEA) durchführen können!

FMEA ausgehend von Systemfunktionen: (Functional FMEA)

Eine Tabelle wie diese hier muss ausgefüllt werden:

Function	Failure Mode	λ	Effect	Detection	Comment

2. Klausurteil

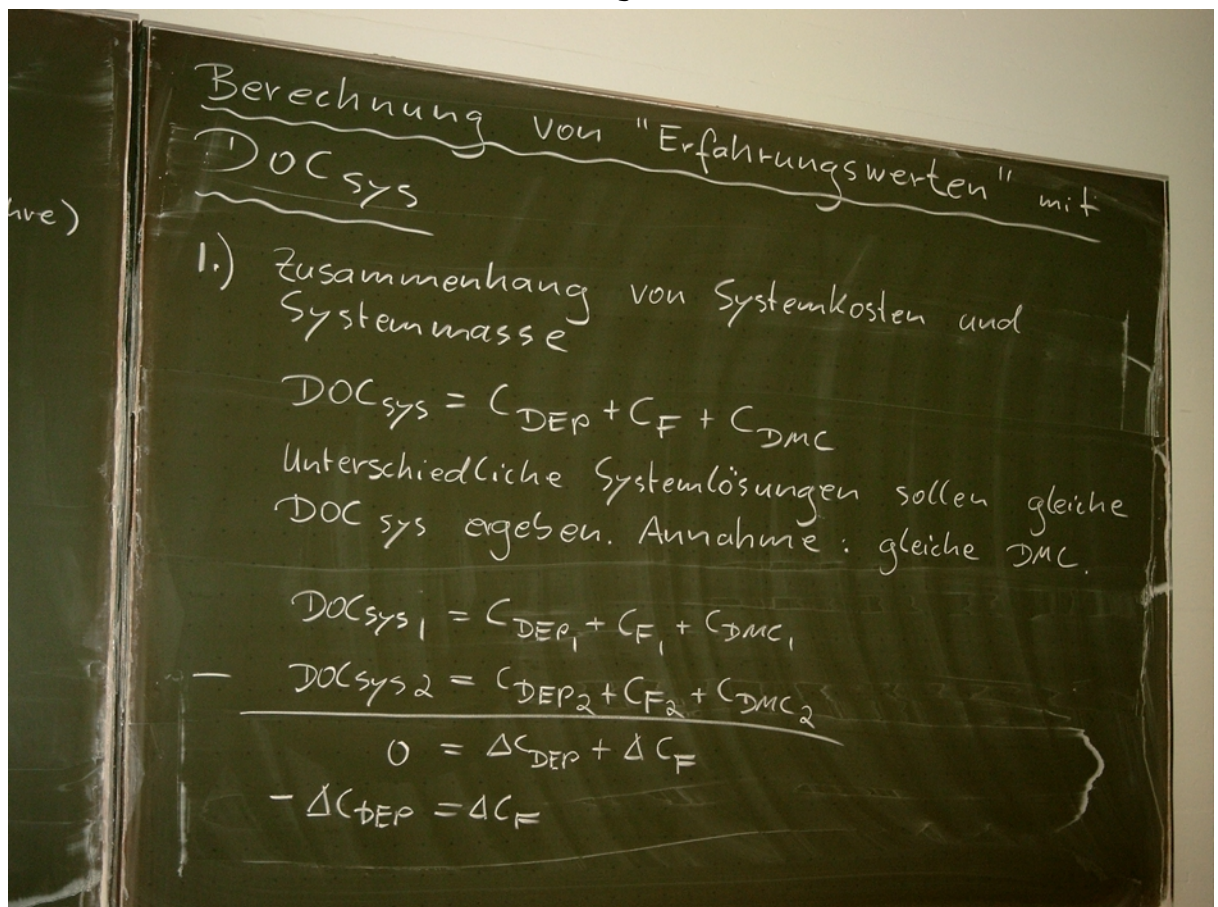
mit Unterlagen, 36 Punkte, 135 Minuten

- 16.) Nicht selten wird man im Flugzeugbau vor die Aufgabe gestellt Mehrkosten gegen eine Gewichtersparnis abzuwägen. Berechnen Sie welche Mehrkosten welcher Gewichtseinsparung entsprechen, wenn die DOC gleich bleiben sollen. Als Randbedingungen sind gegeben:

- Abschreibung über 16 Jahre mit einem Restwert von 10%
- Schubspezifischer Kraftstoffverbrauch: $16 \cdot 10^{-6}$ kg/(Ns); Kraftstoffpreis: 0,2 US\$/kg
- Gleitzahl: 19
- Flugzeit: 10 Std.; Anzahl der Flüge pro Jahr: 436

(5 Punkte)

Im Unterricht hatten wir diese Rechnung:



$$\Delta C_{DEP} = \frac{\Delta P_{total} \left(1 - \frac{P_{residual}}{P_{total}}\right)}{n_{DEP}}$$

Annahme hier: $\frac{P_{residual}}{P_{total}} = 0.1$ $n_{DEP} = 15$ (Zahne)

$$\Delta C_F = NFY \cdot P_F \cdot \Delta m_F$$

$$m_F = \Delta m \cdot \left(e^{t_f \cdot k_E} - 1\right) \quad \text{mit} \quad k_E = \frac{SFC \cdot g}{L/D}$$

Annahme hier: $SFC = 16 \cdot 10^{-6} \frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{s}}$ $L/D = 20$
 $k_E = 7,85 \cdot 10^{-6} \text{ 1/s}$ $P_F = 0,2 \text{ US\$/kg}$
 $t_f = 10 \text{ h} \Rightarrow NFY = 436$

$$\frac{|\Delta C_{DEP}|}{\Delta C_F} = 1 = \frac{\Delta P_{total}}{\Delta m} \cdot \frac{\left(1 - \frac{P_{residual}}{P_{total}}\right)}{n_{DEP} \cdot NFY \cdot P_F \cdot \left(e^{t_f \cdot k_E} - 1\right)}$$

$$\frac{\Delta P_{total}}{\Delta m} = \frac{n_{DEP} \cdot NFY \cdot P_F \cdot \left(e^{t_f \cdot k_E} - 1\right)}{1 - \frac{P_{residual}}{P_{total}}} = 474 \text{ US\$/kg}$$

Im Unterschied zur Aufgabe im Unterricht ist hier: $L/D = 19$ (statt 20) und $n_{DEP} = 16$ (statt 15) damit ist $k_E = 8,261 \cdot 10^{-6}$. Ergebnis:

536,9 US\$/kg

- 17.) Ein System hat eine Fehlerrate von 10^{-4} 1/FH. Man benötigt 10 Tage um das System zu reparieren. Berechnen Sie die Verfügbarkeit A !
(3 Punkte)

$$A = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR}$$

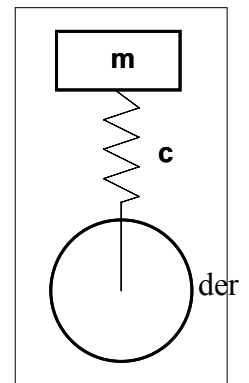
Gegeben: $\lambda = 10^{-4}$ 1/FH \Rightarrow MTBF = 10000 FH

$$A = 10000 / (10000 + 10 \cdot 24) = 0,977$$

18.) Gegeben ist ein primitives Fahrwerk: gefederte Masse m , Federkonstante c .

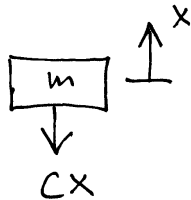
- Schneiden Sie die Masse frei!
- Stellen Sie die Bewegungsgleichung auf!
- Lösen Sie die Bewegungsgleichung so auf, dass sie in Simulink gelöst werden kann!
- Zeichnen Sie das Simulink Blockschaltbild zur Simulation des Systems!
- Zeigen Sie zwei Möglichkeiten auf, wie das System in Simulation zum Schwingen angeregt werden kann!

(5 Punkte)



18.)

a)



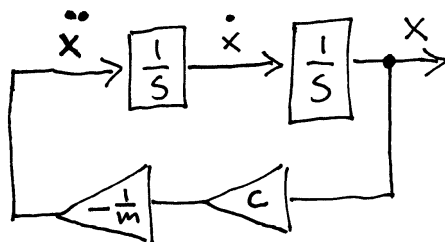
b)

$$-c x = m \cdot a = m \cdot \ddot{x}$$

c)

$$\ddot{x} = -\frac{1}{m} c x$$

d)



e)

1.) Anfangsbedingungen
 $x_0 \neq 0$ oder
 $\dot{x}_0 \neq 0$

2.) Die Masse wird durch eine äußere Kraft angeregt.

- 19.) Berechnen Sie die direkten Wartungskosten (DMC) pro Jahr für ein Flugzeug: Das Flugzeug unternimmt Flüge von je 10 FH. Dabei kommen pro Jahr 400 Flüge zusammen. Der Wartungsaufwand beträgt 8 MMH/FH. Für Ersatzteile werden 200000 US\$ pro Jahr ausgegeben. Für die Wartungsstunde setzen Sie 69 US\$ an.
(2 Punkte)

$$DMC = (MMH_{on} + MMH_{off}) \cdot LR + MC$$

$$DMC = 8 \text{ MMH/FH} \cdot 10 \text{ FH} \cdot 400 \cdot 69 \text{ US\$} + 200000 \text{ US\$} = 2408000 \text{ US\$}$$

- 18.) Ein Flugzeug hat eine maximale Abflugmasse von 80 t. Schätzen Sie die Masse für das ATA-Kapitel 30 (Ice & Rain Protection) nach Skript mit den Gleichungen von **Raymer 1992** ab.

$$W_{\text{anti-ice}} = 0.002 W_{\text{dg}}$$

$$W_{\text{dg}} = \text{design gross weight, lb}$$

$$W_{\text{anti-ice}} = 0,002 \cdot 80000 \text{ kg} = 160 \text{ kg}$$

- 19.) Am Beispiel des A330 soll das erforderliche Volumen des Bremspaketes abgeschätzt werden!
- maximale Abflugmasse: 233000 kg; Das Flugzeug hat 8 gebremste Räder,
 - angenommene Entscheidungsgeschwindigkeit V_I : 155 kt,
 - Daten der Carbonbremse entnehmen Sie bitte der Vorlesung.
- (3 Punkte)

Intentionally left blank

A330 - 200

- 1 kg = 2,205 lbs
- 1 lb = 0,454 kg
- 1 ft = 304,8 mm
- 1 inch = 25,4 mm
- 1 kts = 1,852 km/h
- 1 mph = 1,609 km/h
- kts → m/s
1,9243
- ft-lbs → J or Nm
1,356

$V_2 = 158 \text{ kts} \quad (1,2 \cdot V_S) \quad \text{Stall-Speed}$
 $V_1 = 155 \text{ kts} \quad (\text{Anzahltime}) \quad V_1 = 155$
 $V_{\text{oppr}} = 135 \text{ kts} \quad (1,3 \cdot V_S) \quad \text{Umrechnung}$
 $V_{\text{flapless}} = 195 \text{ kts}$

MTOW = 233.000 kg

$V_1 = \frac{155 \text{ kts}}{1,9243} = \frac{80,55 \text{ m}}{\text{s}}$

$$W_{\text{kin A/C}} = \frac{1}{2} m v^2 = \frac{233000}{2} \cdot 80,55^2 = 755,86 \text{ MJ}$$

$$W_{\text{kin Brk}} = \frac{W_{\text{kin A/C}}}{8} = \frac{755,86 \text{ MJ}}{8} = 94,48 \text{ MJ}$$

Carbon Bremse:

Eigenschaften:

spez. Wärmeenergieaufnahme
 $q_{\text{carb}} = 2,7 \frac{\text{MJ}}{\text{kg}}$

Dichte
 $\rho_{\text{carb}} = 1,8 \frac{\text{kg}}{\text{dm}^3}$

Verschleiß pro Ldg:

- 3 Rotoren = 0,025 mm
- 4 " = 0,033
- 5 " = 0,040

Geometrische Erfahrungswerte:

- $D_{\text{Rad}} = \text{Rad-}\phi = D_{\text{Rad}} = 23'' = 584,20 \text{ mm}$
- $D_{S_1} = D_{\text{Rad}} \cdot 0,55 = 321,31 \text{ ''}$
- $D_{S_a} = D_{\text{Rad}} \cdot 0,85 = 496,57 \text{ ''}$

$$V_{\text{erf}} = \frac{W_{\text{kin A/C}}}{n \cdot q_{\text{carb}} \cdot \rho_{\text{carb}}}$$

- $L_{\text{Br}} = 1,3 \dots 1,5 \cdot h_S$

$V_{\text{erf}} = 19,44 \text{ dm}^3$

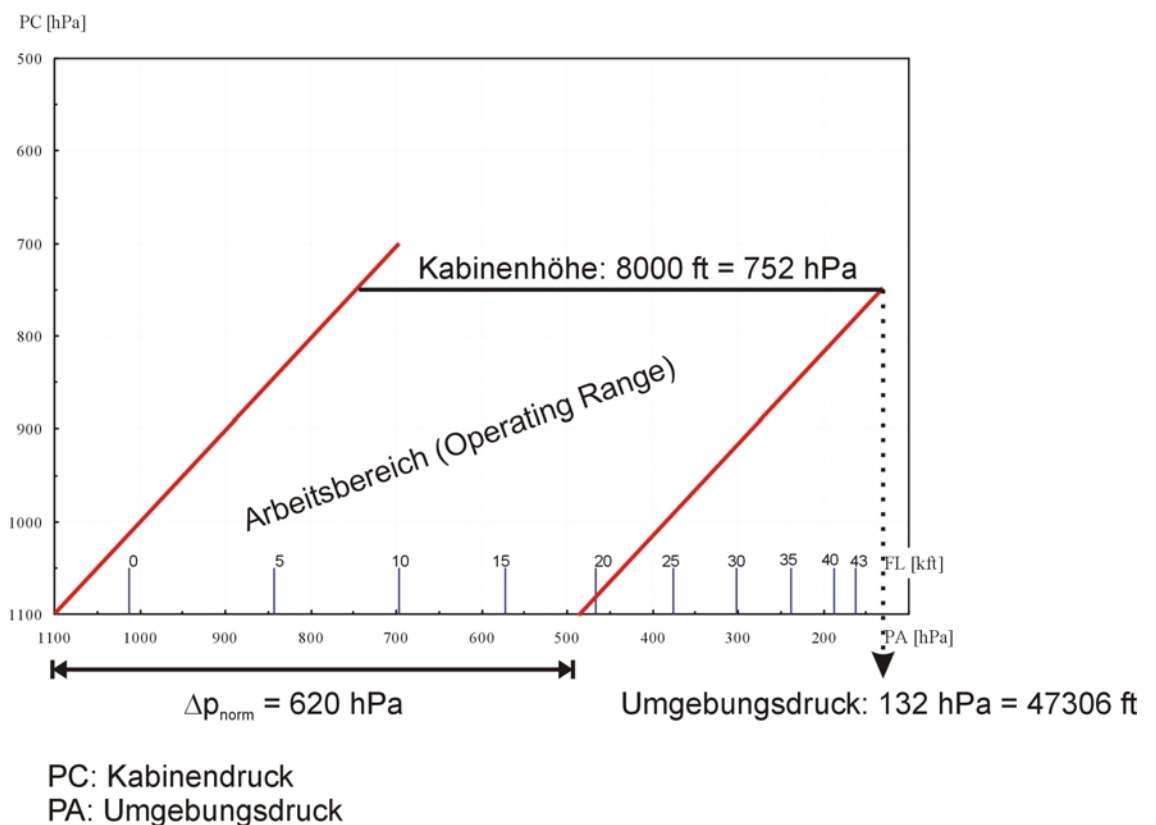
22.) **Statische Auslegung zur Flugzeugklimatisierung**

(10 Punkte)

- a) Zeichnen Sie den Arbeitsbereich einer Flugzeugkabine (*Operating Range*). Die maximale Norm-Kabinenhöhe beträgt 8000 ft. Die Normabweichung zum Außendruck beträgt 620 hPa. Berechnen Sie die maximale Reiseflughöhe. Achten Sie bei der Erstellung der Zeichnung auf eine eindeutige Benennung der Achsen.
(2 Punkte)

Lösung: (siehe Vorlesung Schiek Seite 18, 21)

Eine Kabinenhöhe von 8000 ft entspricht einem Druck von 752 hPa. Der Umgebungsdruck beträgt Kabinendruck – Normabweichung = 752 hPa – 620 hPa = 132 hPa. Der Druck von 132 hPa entsprechen einer Flughöhe von 47306 ft = 14419 m. Diese Werte sollen in eine Zeichnung übertragen werden (siehe Abbildung).



- b) Berechnung der Fläche der Überdruckventile (*Overpressure Relief Valves*) der Kabine:
- | | |
|--|---|
| Umgebungsdruck: | $p_{\text{Umgebung}} = 132 \text{ hPa}$ |
| Normabweichung zum Außendruck beträgt | 620 hPa |
| Kabinentemperatur: | $T_{\text{Kabine}} = 297,15 \text{ K}$ |
| In die Kabine einströmender Massenstrom: | $\dot{m}_{\text{dot}} = 4 \text{ kg/s}$ |
| davon sind 50% rezirkulierte Luft | |
| Der Isotropenkoeffizient χ von Luft | 1,4 |

Die spezifische Gaskonstante R von Luft $287 \text{ J}/(\text{kg K})$

- In welcher Höhe befindet sich das Flugzeug?
- Schätzen sie den Druck in der Kabine ab!
- Berechnen Sie mit den gegebenen Größen die effektive Fläche eines der beiden Überdruckventile

(4 Punkte)

Lösung: (siehe Vorlesung Schiek Seite 26, 33)

Der Umgebungsdruck p_{Umgebung} von 132 hPa entsprechen einer Flughöhe von 47306 ft. Aus der bekannten Normabweichung von 620 hPa lässt sich ein Kabinendruck p_{Kabine} von 752 hPa abschätzen. Am Überdruckventil (*ORV*) liegt der Druck um 30 hPa über dem Kabinendruck ($p_{\text{ORV}} = p_{\text{Kabine}} + 30 \text{ hPa}$). In die Kabine strömt eine Luftmenge mit einen Massenstrom von insgesamt 4kg/s ein. Ein Luftmassenstrom von 2 kg/s wird über Ventilatoren in die Mischkammer zurück gepumpt. Um den Druck in der Kabine konstant zu halten, muss ein Luftmassenstrom von 2 kg/s über die Überdruckventile abgeblasen wird. Das Flugzeug hat 2 Überdruckventile. Daraus folgt das pro Überdruckventil $m_{\text{dot},\text{Ventil,out}} = 1 \text{ kg/s}$ abgeblasen wird.

Aus dem Verhältnis $C = 0.168$ des Umgebungsdrucks zu dem Druck am Überdruckventil ($C = p_{\text{Umgebung}}/p_{\text{ORV}}$) lässt sich die geeignete Ausflussgleichung des Ventils bestimmen.

$$m_{\text{dot},\text{Ventil,out}} = \frac{A_{\text{eff}} p_{\text{ORV}}}{\sqrt{T_{\text{Kabine}}}} \sqrt{\frac{\chi}{R} \left(\frac{2}{\chi + 1} \right)^{\frac{\chi+1}{\chi-1}}}$$

Diese Gleichung kann nach der effektiven Fläche des Ventils aufgelöst werden. Bei einer Kabinentemperatur von 24 °C ergibt sich eine Fläche von $A_{\text{eff}} = 0.00545 \text{ m}^2 = 54,5 \text{ cm}^2$.

- c) Ein Flugzeug hat aus Sicherheitsgründen immer zwei Kühlaggregate (*Packs*). Es wird davon ausgegangen dass eines der Kühlaggregate ausgefallen ist. Bei einem ausgefallenen Pack beträgt der minimale Massenstrom 3,38 g/s je Passagier. Die Anzahl der Passagiere im Flugzeug beträgt 220.
- Berechnen Sie den minimalen Massenstrom in die Kabine.
- (1 Punkte)

Lösung: (siehe Vorlesung Schiek Seite 39, 40)

Der minimale Massenstrom für ein Kühlaggregat wird durch die notwendige Frischluftmenge bestimmt. Bei einer Anzahl n_{Pax} von 220 Passagieren beträgt der minimale Massenstrom $m_{\text{dot},\text{Pack,min}}$ für ein Kühlaggregat 0.744 kg/s. In die Kabine strömt zu gleichen Anteilen die rezikulierte Luft aus der Kabine und die vom Kühlaggregat zur Verfügung gestellte Luftmenge. Der minimale Massenstrom in die Kabine beträgt somit $1.488 \text{ kg/s} = 2 \cdot 0.744 \text{ kg/s}$.

Die Kabinentemperatur beträgt $24\text{ °C} = 297,15\text{ K}$. In die Kabine fließt ein Wärmestrom von 40 kW . Die Warmluftzufuhr über die Regelventile (*Trim Air Valve*) wird vernachlässigt. Die Hälfte des Massenstroms in die Kabine kommt aus dem Kühlaggregat, die andere Hälfte ist rezirkulierte Luft aus der Kabine.

- Welche Temperatur muss das Kühlaggregat liefern, so dass die Temperatur in der Kabine auf 24 °C gehalten wird?
- Bestimmen Sie die Temperatur am Kabineneinlass!

Die spezifische Wärmekapazität C_p von Luft beträgt 1005 J/(kg K) .

(3 Punkte)

Lösung: (siehe Vorlesung Schiek Seite 45)

Die ausströmende Luft hat Kabinentemperatur T_{Kabine} . Die Luftmenge $m_{\text{dot,out}}$, die aus der Kabine ausströmt, wird zu 50% über das Druckregelventil abgelassen bzw. zu 50% rezirkuliert. Der Kabinendruck wird als konstant angesehen. Aus der Aufgabenstellung kann entnommen werden, dass die Temperatur in der Kabine konstant gehalten werden soll. Bei konstantem Druck und Temperatur in der Kabine muss nach dem idealen Gasgesetz auch die Dichte in der Kabine konstant sein. Eine konstante Dichte erfordert, dass der in die Kabine einströmende Massenstrom $m_{\text{dot,in}}$ gleich dem ausströmenden Massenstrom sein muss ($m_{\text{dot,in}} = m_{\text{dot,out}} = m_{\text{dot}} = 1.488\text{ kg/s}$). Der einströmende Massenstrom setzt sich zur Hälfte aus der vom Kühlaggregat zur Verfügung gestellten Luftmenge und der rezirkulierten Luftmenge zusammen. Es gilt somit die folgende Bilanzgleichung.

$$0 = Q_{\text{dot}} + \underbrace{\frac{m_{\text{dot,in}}}{2} c_p T_{\text{Pack}} + \frac{m_{\text{dot,in}}}{2} c_p T_{\text{Kabine}}}_{m_{\text{dot,in}} c_p T_{\text{Supply}}} - m_{\text{dot,out}} c_p T_{\text{Kabine}}$$

Q_{dot} bezeichnet den Wärmestrom in die Kabine. T_{Pack} ist die Temperatur des Kühlaggregats. Aus der Bilanzgleichung ergibt sich bei einer Kabinentemperatur von 297.15 K eine Temperatur des Kühlaggregats von $243.63\text{ K} = -29.52\text{ °C}$.

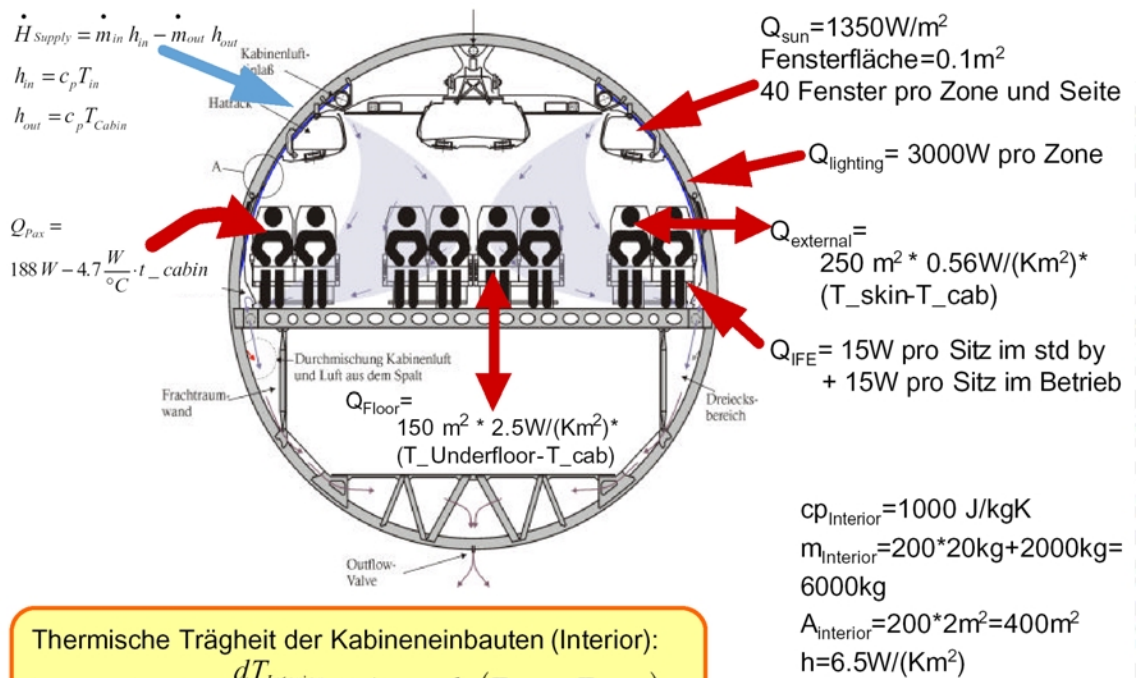
Die einströmende Luftmenge hat eine Temperatur T_{Supply} von $270.39\text{ K} = -2.76\text{ °C}$.

23.) **Dynamische Auslegung zur Flugzeugklimatisierung**

(7 Punkte)

- a) Definieren Sie die verschiedenen Wärmeströme, die in die Kabine einströmen bzw. ausströmen!

Lösung: (siehe Vorlesung Giese Seite 19)



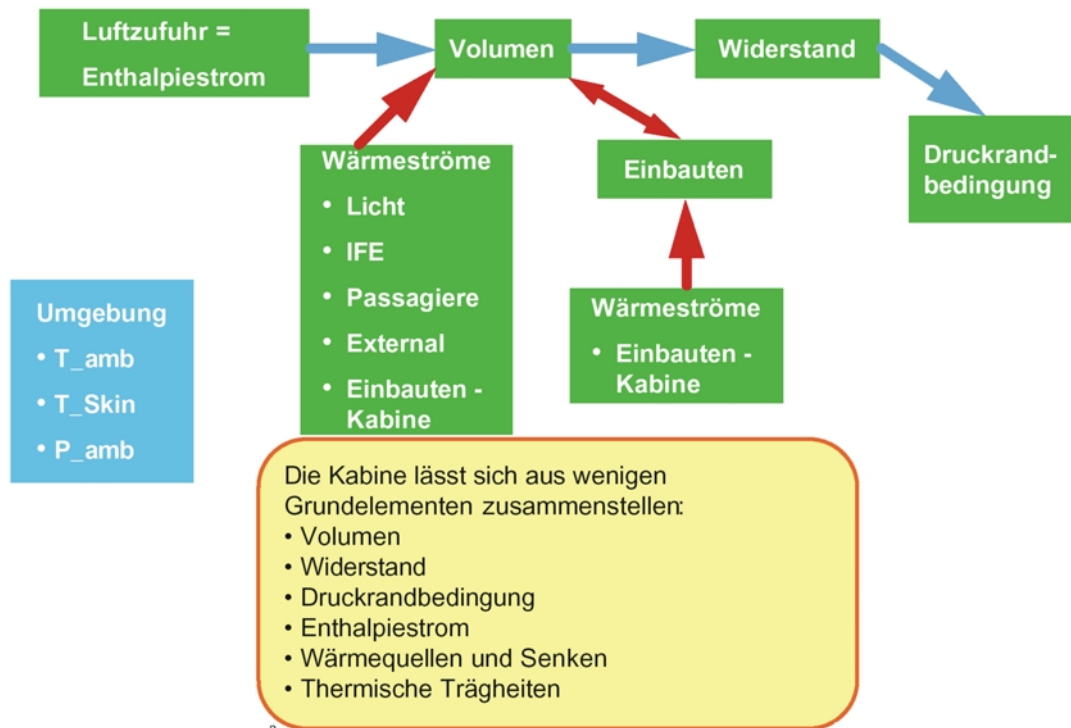
Thermische Trägheit der Kabineneinbauten (Interior):

$$m_{Interior} \cdot c_{p_{Interior}} \cdot \frac{dT_{Interior}}{dt} = A_{Interior} \cdot h \cdot (T_{Cabin} - T_{Interior})$$

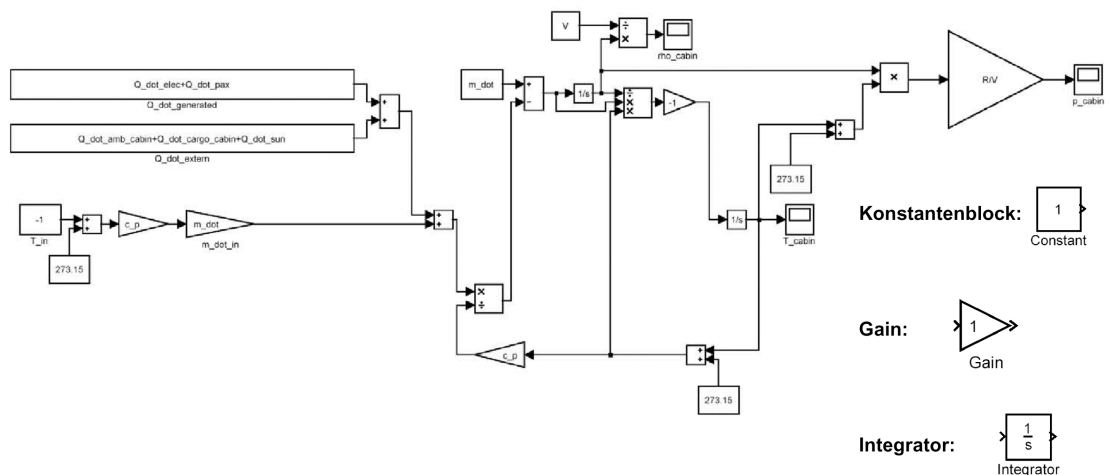
- a. Wärmestrom durch die Fenster (Sonne)
- b. Wärmestrom der Beleuchtung
- c. Wärmestrom durch die Außenhaut
- d. Wärmestrom IFE + Elektrik
- e. Wärmestrom der Passagiere
- f. Wärmestrom durch den Kabinenboden
- g. Wärmestrom von den Kabineneinbauten

- b) Zeichnen Sie ein Modellierungsschema für die Simulation einer Kabine auf! Nennen Sie die verschiedenen Grundelemente einer solchen Simulation!

Lösung: (siehe Vorlesung Giese Seite 19)



oder:



- c) Geben sie die Differentialgleichung für die thermische Trägheit der Kabineneinbauten an!

Lösung: (siehe Vorlesung Giese Seite 18)

Thermische Trägheit der Kabineneinbauten (Interior):

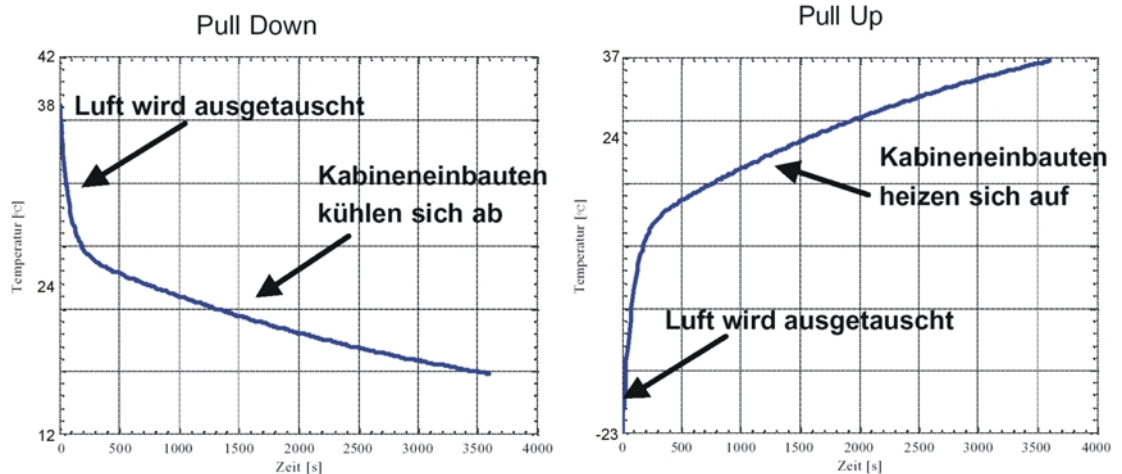
$$m_{Interior} \cdot c_{p_Interior} \cdot \frac{dT_{Interior}}{dt} = A_{Interior} \cdot h \cdot (T_{Cabin} - T_{Interior})$$

- $m_{Interior}$: Masse der Kabineneinbauten
 $A_{Interior}$: Wärmeaustauschfläche der Kabineneinbauten
 $T_{Interior}$: Temperatur der Kabineneinbauten
 h : Wärmeübergangskoeffizient

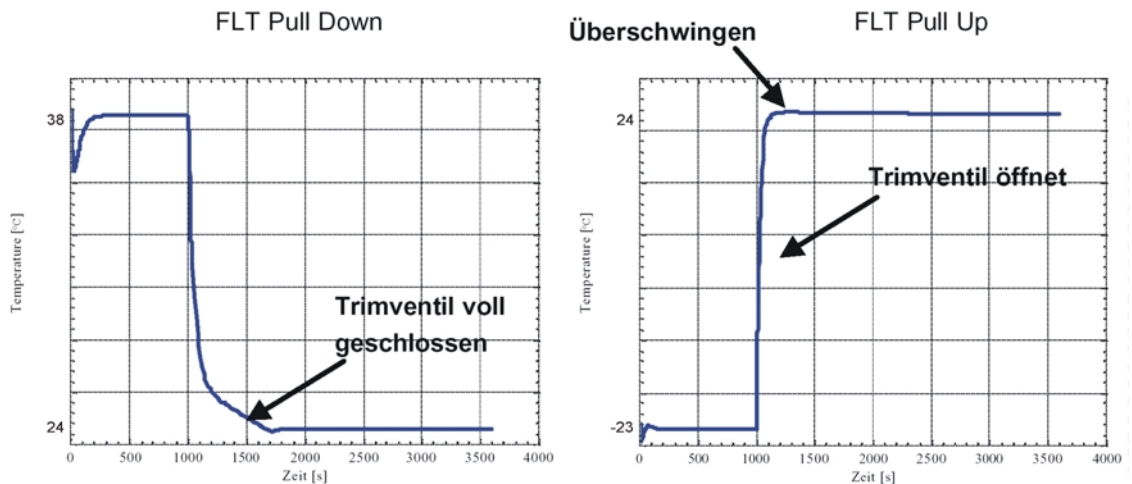
- d) Zeichnen Sie den Verlauf der Temperatur für eine unregelte und eine geregelte Kabine für den Pull Down und den Pull Up Fall. Beschreiben Sie den Temperaturverlauf. Die Temperatur soll in der Celsius Skala angegeben werden.

Lösung: (siehe Vorlesung Giese Seite 20, 29)

Ungeregelte Kabine:



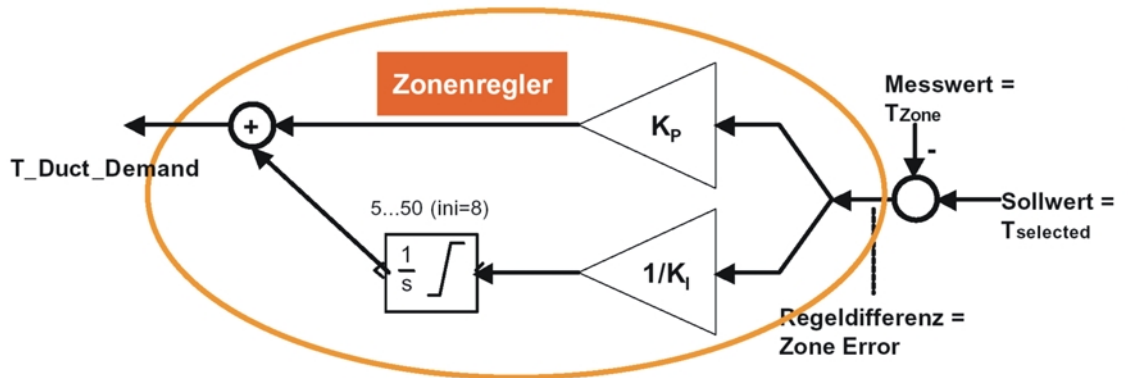
Geregelte Kabine:



Die Kurven für den geregelten Fall stellen nur einen schematischen Verlauf dar. Wichtig ist, dass die Temperatur einen konstanten Wert erreicht, und dass es zu einem Überschwingen kommt.

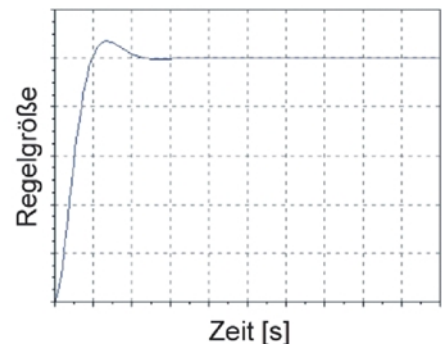
- e) Zeichnen Sie das Simulink-Schaltbild für einen PI-Regler. Zeichnen Sie das dynamische Verhalten. Welche Nachteile hat ein einfacher P-Regler gegenüber dem PI-Regler?

Lösung: (siehe Vorlesung Giese Seite 26)



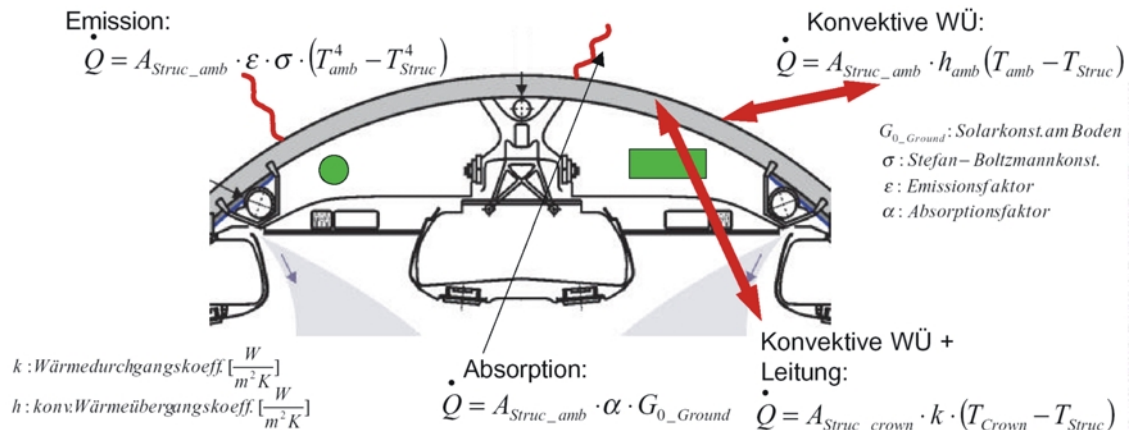
Proportional-Integral Regler (PI)

- Fehler wird proportional verrechnet
- Fehler wird aufintegriert
- Keine **bleibende Regelabweichung**
- Überschwingen



- f) Definieren Sie die Wärmeübertragungsmechanismen, die bei der Simulation der Flugzeughaut eine Rolle spielen.

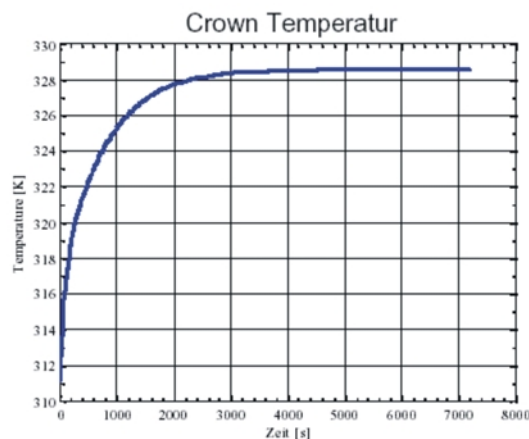
Lösung: (siehe Vorlesung Giese Seite 35)



- Wärmestrahlung (Emission + Absorption): Flugzeughaut – Umgebung
 (Absorption der Sonneneinstrahlung)
- Konvektiver Wärmeübergang: Flugzeughaut – Umgebung und
 Crown – Flugzeughaut
- Wärmeleitung: durch Flugzeughaut

- g) Begründen Sie warum für die Crown eine dynamische Simulation nicht unbedingt nötig wäre.

Lösung: (siehe Vorlesung Giese Seite 35)



- Dynamischer Verlauf:**
- Lufttemperatur in Crown ca. 55°C
 - schneller Anstieg --> dynamische Analyse nicht unbedingt notwendig
 - Flugzeughaut ca. 100°C
 - Die kritische Temperatur von 55°C wird erreicht --> keine Sicherheitsreserve