Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Lösung Flugmechanik 2   WS 07/08

Datum: 25.01.2008

1. Klausurteil

ohne Unterlagen, 26 Punkte, 40 Minuten

1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache.

1.	control loop	`Regelkreis`
2.	resonance frequency	`Resonanzfrequenz`
3.	earth axis system	`Erdachsensystem`
4.	inertia	`Trägheit`
5.	control derivatives	`Steuerbeiwerte`
6.	step function	`Sprungfunktion`
7.	eigenvector	`Eigenvektor`
8.	equation of motion	`Bewegungsgleichung`
9.	rudder	`Seitenruder`
10.	velocity	`Geschwindigkeit`
11.	step response	`Sprungantwort`
12.	aircraft stability and control	`Flugregelung`

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache. Schreiben Sie deutlich, denn falsche oder unleserliche Schreibweise ergibt Punktabzug!

1.	Steuerung	`control`
2.	Zustandsgleichung	`state equation`
3.	Stabilitätsbeiwert	`stability derivative`
4.	Übertragungsfunktion	`transfer function`
5.	Eigenwert	`eigenvalue`
6.	Längsbewegung	`longitudinal motion`
7.	Phygoide	`phugoid`
8.	Querruder	`aileron`
9.	Taumelschwingung	`dutch-roll (mode)`
10.	Vereinfachung	`simplification`
11.	Hängewinkel	`bank angle`
12	Störung	`disturbance, perturbation`

1.3) Wie ist ein positiver Querruderausschlag definiert? Wie ist ein positiver Seitenruderausschlag definiert?

```
Positiver Querruderausschlag: linkes Querruder nach unten
Positiver Seitenruderausschlag: nach links
```

1.4) Gegeben sind der Nicklagewinkel θ und der Anstellwinkel α. Berechnen Sie den Bahnwinkel γ?

$\gamma = \theta - \alpha$

1.5) Es gibt drei EULER-Winkel. Beschreiben Sie, wann diese jeweils den Wert Null annehmen!

Rollwinkel (Hängewinkel, Querneigungswinkel), Φ: Flächen waagerecht
Nicklagewinkel (Längsneigungswinkel), θ: Horizontalflug
Richtungswinkel (Azimut), ψ: Geradeausflug

1.6) Ergänzen Sie bitte die folgende Tabelle mit den Namen von Variablen der Flugdynamik:

u	p	-	L
v	q	β	M
w	r	α	N

v = beta * u0 (beta positiv (also Anströmung von rechts) bedeutet positives v (Schieben nach rechts), da in positive y-Richtung)

w = alpha * u0, da ein positives alpha (also Anströmung von unten) ein positives w („Sinken") bedeutet.

1.7) Die Flugdynamik basiert auf dem zweiten Newton'schen Axiom. Nennen Sie die Grundgleichung der Flugdynamik für die Translation und für die Rotation!

Translation: $F = m \cdot a$
Rotation: $M = I \cdot \dot{\omega}$

1.8) Wie lautet die Zustandsgleichung?

$$\dot{\vec{x}} = A\vec{x} + B\vec{u}$$

Zustandsvektor (state vector): $\vec{x}$
Steuervektor (control input vector): $\vec{u}$
Systemmatrix (state coefficient matrix): A

1.9) Wie ist der Stabilitätsbeiwert M_q definiert?

$$M_q = \frac{1}{I_y} \frac{\partial M}{\partial q}$$

1.10) Welche <u>Bedeutung</u> hat der Stabilitätsbeiwert L_p?

Der Beiwert gibt das Rollmoment an in Abhängigkeit der Rollrate. Es handelt sich also um die Rolldämpfung.

1.11) Welches Vorzeichen erwarten Sie für den Stabilitätsbeiwert L_p? Begründung!

Erwartet wird ein negatives Vorzeichen des Beiwertes. Wenn das Flugzeug um die Längsachse rollt, so wird die Drehbewegung durch den Luftwiderstand gedämpft. Ein Rollen nach rechts verursacht z. B. ein Moment durch die Luftkräfte nach links.

1.12) Gegeben ist die Differentialgleichung $a\,\dot{x}(t) + b\,x(t) = x_e(t)$. Alle Anfangswerte sind Null. Wie lautet die Übertragungsfunktion $x(s)/x_e(s)$?

Laplace Transformation:

$$a\,s\,x(s) + b\,x(s) = x_e(s)$$

$$x(s)[a\,s + b] = x_e(s)$$

$$x(s)/x_e(s) = 1/[a\,s + b]$$

1.13) Was ist (nach Vorlesung) der Unterschied zwischen den Drehgeschwindigkeiten P einerseits und p andererseits?

Die Drehgeschwindigkeit P ist die absolute Drehgeschwindigkeiten des Flugzeugs um die Flugzeuglängsachse. Die Drehgeschwindigkeit p ist die Abweichungen vom Arbeitspunkt:

$$p = P - P_0$$

Normalerweise gilt im Arbeitspunkt:

$$P_0 = 0 \quad \Rightarrow \quad p = P$$

1.14) Gegeben ist der Stabilitätsbeiwert Y_β. Berechnen Sie (allgemein) daraus den Stabilitätsbeiwert Y_v !

kleine Winkel $\Rightarrow \quad v \approx U_0 \cdot \beta$

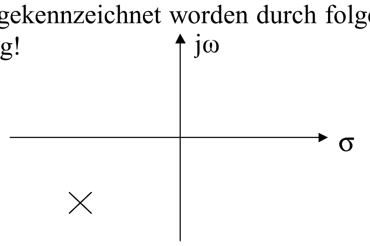
$$Y_v = Y_\beta / U_0$$

1.15) Nennen Sie Unterschiede und Gemeinsamkeiten zwischen einer Zustandsgleichung und einer Übertragungsfunktion!

Die Zustandsgleichung $\dot{\vec{x}} = A\vec{x} + B\vec{u}$ beschreibt den kompletten Zustand des Flugzeugs d.h. mit allen Parametern des Zustandsvektors $\vec{x}$ als Funktion aller Eingangsgrößen aus dem Steuervektor $\vec{u}$.

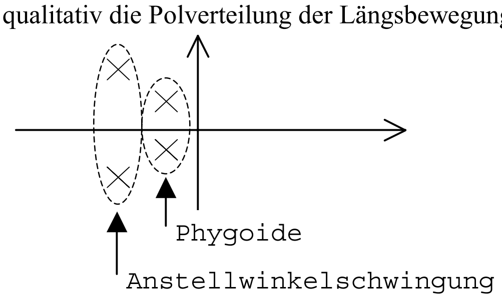
Eine Übertragungsfunktion ist ein Spezialfall bzw. Auszug der Zustandsgleichung. Die Übertragungsfunktion beschreibt nur das Verhalten eines Parameters aus dem Zustandsvektor, abhängig von nur einer Eingangsgröße aus dem Steuervektor.

1.16) Ein System sei gekennzeichnet worden durch folgende Polverteilung in der komplexen s-Ebene. Was fällt Ihnen auf? Begründung!



Das Diagramm ist unvollständig. Pole treten in konjugiert-komplexer Form paarweise und symmetrisch zur σ-Achse auf oder fallen als realer Wert auf ihr zusammen. Das System ist stabil, da alle Pole in linker s-Halbebene liegen.

1.17.) Zeichnen Sie qualitativ die Polverteilung der Längsbewegung eines konventionellen Flugzeugs!



1.18.) Wenn Wind weht über Land oder See, so wird ein Geschwindigkeitsgradient über der Höhe beobachtet.
a) Erklären Sie dieses Phänomen!
b) Nennen Sie eine Gleichung mit der die Windgeschwindigkeit über der Höhe abgeschätzt werden kann!
c) Welche Gefahren können von diesem Phänomen für ein Flugzeug im Landeanflug ausgehen?

a) Aufgrund der Reibung zwischen Luft und Grund bildet sich eine Grenzschicht.

b) $W = k \cdot h^n$

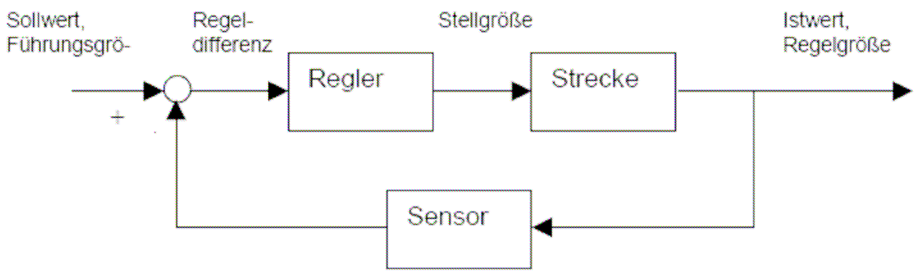
W = Windgeschwindigkeit
k = Korrelationsfaktor
h = Höhe
n = Korrelationsexponent

c) Eine beim Anflug abnehmende Gegenwindkomponente führt zu einer geringeren TAS, was eine Abnahme des Auftriebs zur Folge hat (oder sogar einen Strömungsabriss). Dadurch sinkt das Flugzeug (Auftrieb ist geringer als Gewicht), was einen steileren Anflug zur Folge hat und gegebenenfalls ein Aufsetzen des Flugzeugs auf dem Boden vor dem anvisierten Aufsetzpunkt.

1.19.) Mit welchem Parameter wird die Eigenform "Spiralbewegung" (spiral mode) nach MIL-F-8785 C bewertet?

Mit der time-to-double. Diese beschreibt die Dauer bis zur Verdopplung des Hängewinkels des Flugzeugs.

1.20.) Zeichnen Sie einen einfachen Regelkreis mit Regler, Strecke und Sensor! Benennen Sie die regelungstechnischen Größen!



2. Klausurteil

Name:

mit Unterlagen
53 Punkte, 140 Minuten
erlaubt: PC, MATLAB/Simulink, EXCEL, Plot-Programm, individuell angefertigten Programme

Hinweis für Aufgabe 2.1 und Aufgabe 2.2

Für Aufgabe 2.1 und Aufgabe 2.2 sind im Anhang der Klausur die Stabilitäts- und Steuerbarkeitsbeiwerte einer DC-8 gegeben. Die Daten wurden dem Buch *Aircraft Dynamics and Automatic Control* von McRuer et al. entnommen. Die Rechnungen sollen für den Reiseflug durchgeführt werden: h = 33000 ft; M = 0,84.

Aufgabe 2.1 (13 Punkte)

a) Wie lautet die Systemmatrix **A** der Längsbewegung in allgemeiner Form? Wie sind die Elemente von **A** definiert? Wie lautet **A** mit den konkreten Zahlenwerten dieser Aufgabe? Der Zustandsvektor sei dabei

$$\vec{x} = \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad .$$

```
Allgemein:
```

$$A\_long = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 \\ \widetilde{M}_u & \widetilde{M}_w & \widetilde{M}_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

```
Speziell definiert sind dabei:
```

$$\widetilde{M}_u = M_u + M_{\dot{w}} Z_u$$

$$\widetilde{M}_w = M_w + M_{\dot{w}} Z_w$$

$$\widetilde{M}_q = M_q + U_0 M_{\dot{w}}$$

```
Mit Zahlenwerten lautet A_long:
```

$$A\_long = \begin{bmatrix} -0.0140 & 0.0043 & 0 & -9.81 \\ -0.0735 & -0.8060 & 251.4234 & 0 \\ -0.0025 & -0.0351 & -1.3447 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

b) Wie lautet die charakteristische Gleichung der Längsbewegung für die DC-8?

```
MATLAB
poly(A_long) ergibt:

char_long =
1.0000  2.1647  9.9313  0.1176  0.0059

das bedeutet:
```

$s^4 + 2.1647s^3 + 9.9313s^2 + 0.1176s + 0.0059 = 0$

c) Berechnen Sie die Eigenwerte der Längsbewegung! Ordnen Sie die bekannten Eigenformen der Längsbewegung den Eigenwerten zu! Machen Sie Aussagen zur Stabilität!

```
eig(A_long) ergibt:

eig_long =
-1.0765 + 2.9575i   Anstellwinkelschwingung    stabil
-1.0765 - 2.9575i
-0.0059 + 0.0236i   Phygoide                   stabil
-0.0059 - 0.0236i
```

d) Wie lautet die charakteristische Gleichung der Anstellwinkelschwingung? Welchen Wert haben Kreisfrequenz und Dämpfungsgrad?

```
poly(eig_long(1:2)) ergibt:

char_sp =
1.0000  2.1529  9.9055

das bedeutet:
```

$s^2 + 2.1529s + 9.9055 = 0$

```
Kreisfrequenz:  omega_sp = sqrt(char_sp(3)) = 3.1473 1/s
Dämpfungsgrad:  zeta_sp = 0.5*char_sp(2)/omega_sp = 0.3420
```

e) Wie lautet die charakteristische Gleichung der Phygoide? Welchen Wert haben Kreisfrequenz und Dämpfungsgrad?

```
poly(eig_long(3:4)) ergibt:

char_phug =
1.0000  0.0117  0.0006

das bedeutet:
```

$s^2 + 0.0117s + 0.0006 = 0$

```
Kreisfrequenz:  omega_phyg = sqrt(char_phug(3)) = 0.0243 1/s
Dämpfungsgrad:  zeta_phyg = 0.5*char_phug(2)/omega_phug = 0.2412
```

f) Welchen Wert erhalten Sie für den Control Anticipation Parameter, CAP?

```
nzalpha = -U_0/g*Z_w = 20.6572
```

CAP=(omega_sp)^2/nzalpha = 0.4795 1/s^2

g) Bewerten Sie die Längsbewegung gemäß Mil-F-8785 C!

```
Reiseflug => Category B
DC8: Class III

Short period:   Level 1
Phugoid:        Level 1
CAP:            Level 1
```

Aufgabe 2.2 (13 Punkte)

a) Wie lautet die Systemmatrix **A** der Seitenbewegung in allgemeiner Form? Wie sind die Elemente von **A** definiert? Wie lautet **A** mit den konkreten Zahlenwerten dieser Aufgabe? Der Zustandsvektor sei dabei

$$\vec{x} = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} .$$

Allgemein:

$$A\_lat = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & -1 & g/U_0 \\ L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Speziell definiert sind dabei:

$$L'_\beta = L_\beta + \frac{I_{xz}}{I_x} N_\beta \qquad N'_\beta = N_\beta + \frac{I_{xz}}{I_z} L_\beta$$

$$L'_p = L_p + \frac{I_{xz}}{I_x} N_p \qquad N'_p = N_p + \frac{I_{xz}}{I_z} L_p$$

$$L'_r = L_r + \frac{I_{xz}}{I_x} N_r \qquad N'_r = N_r + \frac{I_{xz}}{I_z} L_r$$

Mit Zahlenwerten lautet A_lat:

$$A\_lat = \begin{bmatrix} -0.0868 & 0 & -1 & 0.0390 \\ -4.4100 & -1.1810 & 0.3340 & 0 \\ 2.1400 & -0.0204 & -0.2280 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

b) Wie lautet die charakteristische Gleichung der Seitenbewegung für die DC-8?

```
MATLAB
poly(A_lat) ergibt:

char_lat =
1.0000  1.4958  2.5384  2.8133  0.0113

das bedeutet:
```

$$s^4 + 1.4958s^3 + 2.5384s^2 + 2.8133s + 0.0113 = 0$$

c) Berechnen Sie die Eigenwerte der Seitenbewegung! Ordnen Sie die bekannten Eigenformen der Seitenbewegung den Eigenwerten zu! Welche Eigenformen sind stabil, welche sind instabil?

```
eig(A_lat) ergibt:

eig_lat =
-0.1187 + 1.4901i   Taumelschwingung    stabil
-0.1187 - 1.4901i
-1.2544             Rolldämpfung        stabil
-0.0040             Spiralbewegung      stabil
```

d) Wie lautet die charakteristische Gleichung der Dutch Roll?

```
poly(eig_lat(1:2)) ergibt:

char_dutch =
1.0000  0.2374  2.2346

das bedeutet:
```

$$s^2 + 0.2374s + 2.2346 = 0$$

e) Berechnen Sie die Frequenz und die Dämpfung, die Zeitkonstante oder die Zeit bis zur Verdopplung (time to double) der Eigenwerte aus c) – je nachdem welche Rechnung auf den jeweiligen Eigenwert zutrifft.

```
Taumelschwingung
Kreisfrequenz:  omega_dutch = sqrt(char_dutch(1:2)) = 1.4949 1/s
Dämpfungsgrad:  zeta_dutch = 0.5*char_dutch(2)/omega_dutch = 0.0794

Rolldämpfung
Zeitkonstante:  T_r = -1/eig_lat(3) = 0.7972

Spiralbewegung
Time to double: T2d = log(2)/eig_lat(4) = -171.2869 s
```

f) Bewerten Sie die Eigenwerte nach c) zusammen mit den Ergebnissen aus d) gemäß Mil-F-8785 C!

```
Taumelschwingung
Kreisfrequenz:      Level 1
Dämpfung:           Level 2 (fast 1)
Produkt:            Level 2
Gesamt:             Level 2

Rolldämpfung:       Level 1

Spiralbewegung:     Level 1
```

Aufgabe 2.3 (7 Punkte)

Ein Flugzeug fliegt im Reiseflug in eine Vertikalböe ein, die das Flugzeug plötzlich von unten trifft.

a) Wie lautet der Zähler der vereinfachten Übertragungsfunktion, mit der die Änderung des Anstellwinkels α des Flugzeugs aus dieser Böenanregung berechnet werden kann? Vereinfachung: 2D Anstellwinkelschwingung (2D Short Period Approximation).

Table 5-3:

A: $-(Z_w - M_q + M_\alpha)$

B: $-M_a + Z_w M_q$

N/s: As + B

$\frac{N_{wg}^{w}}{s}$: $\quad -(Z_w - M_q + M_\alpha) \qquad -M_a + Z_w M_q$

N : As² + Bs

N_{wg}^{w}: $\quad -(Z_w - M_q + M_\alpha)\cdot s \qquad \left(-M_a + Z_w M_q\right)\cdot s$

also:

$$-(Z_w - M_q + M_\alpha)\cdot s^2 + \left(-M_a + Z_w M_q\right)\cdot s$$

b) Wie lautet der Nenner der vereinfachten Übertragungsfunktion? Vereinfachungen: 2D Anstellwinkelschwingung (2D Short Period Approximation).

Tabelle „Long. control-input transfer function coefficients", Bereich „2 D short period" (Formelsammlung S. 14):

Aus der Tabelle:

A: 1

B: $-\left(Z_w + M_q + M_{\dot{w}} U_0\right)$

C: $Z_w M_q - U_0 M_w$

also:

$$\Delta_{sp}: \quad s^2 - \left(Z_w + M_q + M_{\dot{w}} U_0\right)\cdot s + \left(Z_w M_q - U_0 M_w\right)$$

c) Wie lautet die Sprungantwort (im Bildbereich)?
Hinweis: Gefragt ist nach einer allgemeinen Lösung, da keine Zahlenwerte gegeben sind.

$$
\begin{aligned}
F(s) &= \frac{N}{\Delta} \\
&= \frac{-(Z_w - M_q + M_\alpha)\cdot s^2 + \left(-M_a + Z_w M_q\right)\cdot s}{s^2 - \left(Z_w + M_q + M_{\dot{w}} U_0\right)\cdot s + \left(Z_w M_q - U_0 M_w\right)}
\end{aligned}
$$

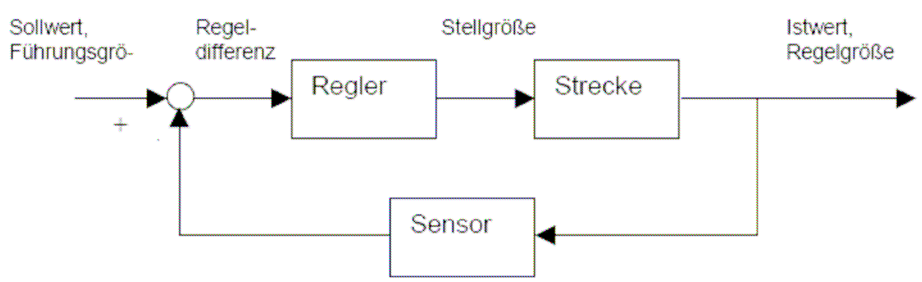
```
Laplace-Transformation (Tabelle 2.2, unit step):
```

$$
\begin{aligned}
w(s) &= F(s)\cdot\frac{1}{s} \\
&= \frac{-(Z_w - M_q + M_\alpha)\cdot s^2 + \left(-M_a + Z_w M_q\right)\cdot s}{s^2 - \left(Z_w + M_q + M_{\dot{w}} U_0\right)\cdot s + \left(Z_w M_q - U_0 M_w\right)}\cdot\left(\frac{1}{s}\right) \\
&= \frac{-(Z_w - M_q + M_\alpha)\cdot s + \left(-M_a + Z_w M_q\right)}{s^2 - \left(Z_w + M_q + M_{\dot{w}} U_0\right)\cdot s + \left(Z_w M_q - U_0 M_w\right)}
\end{aligned}
$$

$$
\begin{aligned}
\alpha(s) &= \frac{w(s)}{U_0} \\
&= \frac{-(Z_w - M_q + M_\alpha)\cdot s + \left(-M_a + Z_w M_q\right)}{s^2 - \left(Z_w + M_q + M_{\dot{w}} U_0\right)\cdot s + \left(Z_w M_q - U_0 M_w\right)}\cdot\frac{1}{U_0}
\end{aligned}
$$

<u>Aufgabe 2.4</u> (5 Punkte)

Ein einfacher Autopilot soll dafür sorgen, dass das Flugzeug (z. B.) im Landeanflug mit einem vorgegebenen Nicklagewinkel fliegt (Winkel des Flugzeugs zum Horizont). Unterbreiten Sie einen Vorschlag für diesen einfachen Regler und skizzieren Sie den Regelkreis! Benennen Sie die Regelgröße (Istwert), die Stellgröße und den Wert der Führungsgröße (Sollwert)!




```
Führungsgröße:  Nicklagewinkel θ = konst.
Stellgröße:     Höhenruderausschlag δe
Regelgröße:     Nicklagewinkel θ
```

Aufgabe 2.5 (9 Punkte)

Ein Flugzeug, eine Piper Archer PA28, wird am 04.10.2005 im Flugversuch eingesetzt. Ziel ist, die Frequenz und den Dämpfungsgrad der Phygoide experimentell zu ermitteln. Das Flugzeug wird zunächst im Reiseflug ausgetrimmt. Die Position des Steuerhorns wird gemessen. Durch Drücken des Steuerhorns wird das Flugzeug beschleunigt und dann das Steuerhorn in die Stellung des ausgetrimmten Reiseflugs zurück gebracht (festes Ruder). Kurz danach erreicht das Flugzeug seine höchste Geschwindigkeit und geringste Höhe. In diesem Scheitelpunkt wird die Stoppuhr gestartet und die Geschwindigkeit notiert. Das Flugzeug zeigt jetzt die typische Eigenbewegung der Phygoide. Es werden jetzt jeweils die folgenden Maxima und Minima der Fluggeschwindigkeit vom Geschwindigkeitsmesser abgelesen und zusammen mit den dazugehörigen Zeiten notiert. Der Versuch liefert folgende Messwerte:

Zeit [s]	Fluggeschwindigkeit, IAS [kt]
0,0	150
17,0	68
30,1	133
44,7	87
59,3	125
74,7	96
89,8	118
103,6	100
119,3	115
133,5	105
148,3	110
160,3	108

a) Modellieren Sie die Bewegung als gedämpfte harmonische Schwingung über einer mittleren Fluggeschwindigkeit. Die mittlere Fluggeschwindigkeit soll nicht als konstant angenommen werden, sondern soll einer über der Zeit linearen Drift unterliegen (Änderung der Trimmgeschwindigkeit). Wie lautet die Grundgleichung zur Beschreibung dieser Bewegung?

$$y = y_0 + \frac{y_{\max}}{2} e^{-\lambda \cdot t} \cos(\omega t) + \Delta y \cdot t$$

b) Bestimmen Sie die ausgetrimmte Geschwindigkeit zur Zeit $t = 0$ s!
Bestimmen Sie die Ausgangsamplitude, Frequenz und Dämpfung!
Bestimmen Sie die ausgetrimmte Geschwindigkeit zur Zeit $t = 175$ s!
Die Parameter sollen so bestimmt werden, dass die Summe der Fehlerquadrate zwischen Rechnung und Messung minimal sind.

`Bestimmung mittels Excel-Tabelle und Add-In „Solver“`

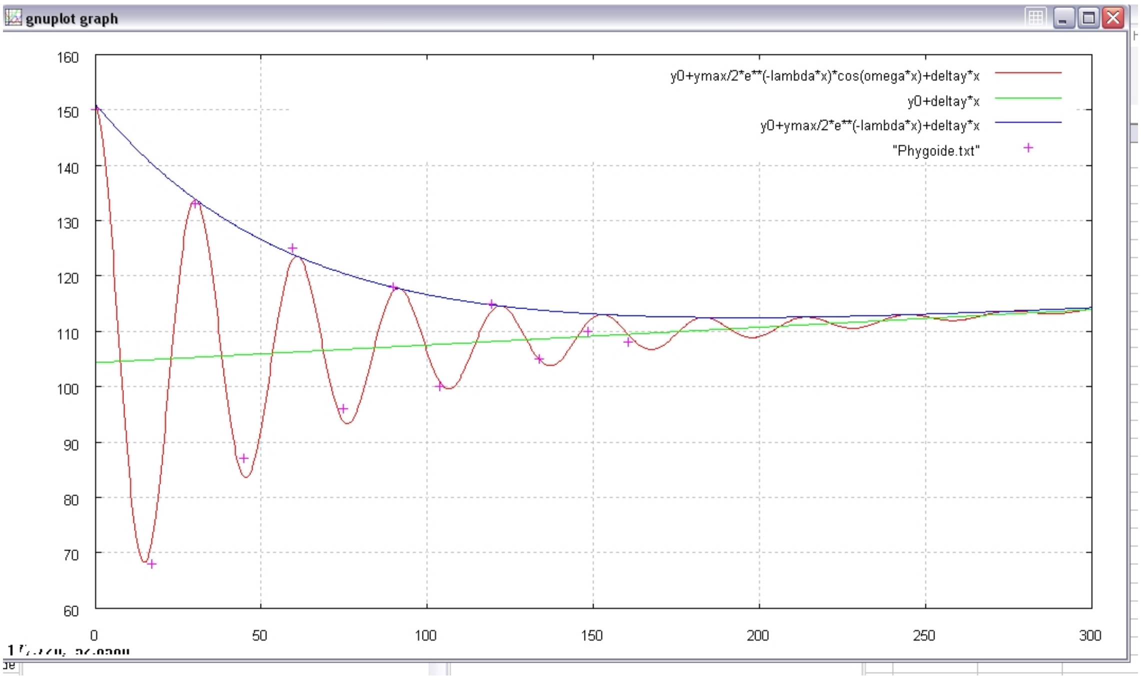
$$\begin{aligned}
y_0 &= 104.34 \text{ kt} && (\text{ausgetrimmte Geschw. bei t} = 0\,\text{s}) \\
\text{y}_{\max} &= 93.7 \text{ kt} && (\text{Ausgangsamplitude}) \\
\omega &= 0.2057 \text{ 1/rad} && (\text{Frequenz}) \\
\lambda &= 0.0164 && (\text{Dämpfung})
\end{aligned}$$

Getrimmte Geschwindigkeit nach 175 s:

$$y_0(t) = y_0 + \Delta y \cdot t = 104.34 \text{ kt} + 0.032 \frac{\text{kt}}{\text{s}} \cdot 175 \text{ s} = 110 \text{ kt}$$

c) Zeichnen Sie die Messwerte zusammen mit der nach b) approximierten Schwingung in ein Diagramm!

Erstellung des Diagramms mittels Gnuplot.



d) Diskutieren Sie Ihre Auswertung des Versuches!

Die Messergebnisse stimmen in Anbetracht der einfachen Versuchsdurchführung und der großen Anzahl möglicher Störungen und Fehlerquellen sehr gut mit der Theorie überein.

Das Flugzeug war während des Versuchs nicht optimal ausgetrimmt, so dass sich die mittlere Fluggeschwindigkeit während des Versuchs von etwa 104 kt auf 110 kt erhöht hat.

Aufgabe 2.6 (6 Punkte)

Ausgehend von der Geometrie des Airbus A330 wurden für $M = 0{,}6$ und MSL mit Hilfe des *Digital DATCOM* dimensionslose Beiwerte für das Flugzeug berechnet (Anhang). In einem weiteren Schritt ist es jetzt notwendig die dimensionsbehafteten Beiwerte (nach den Definitionen von McRuer) zu berechnen.

a) In diesem Sinne berechnen Sie die Rolldämpfung L_p!

b) Vergleichen Sie Ihr Ergebnis mit dem Wert der DC-8!

Gegeben für den Airbus A330 und die untersuchte Flugphase:

Spannweite:	60,3 m
Massenträgheitsmoment um die Längsachse:	$10{,}8 \cdot 10^6$ kg m²
Luftdichte:	1,225 kg/m³

Alle weiteren Daten sind der Ausgabe des *Digital DATCOM* (Anhang) zu entnehmen.

a) Table 4-4:

$$L_p = \frac{\rho S U b^2}{4 I_x} \cdot C_{L_p}$$

Alle benötigten Werte sind gegeben außer C_{L_p}.

DATCOM:

$$C_{L_p} = -8.353 \cdot 10^{-3}\ 1/\deg$$

$$= -8.353 \cdot 10^{-3} \frac{180 \deg}{\deg \cdot \pi \cdot \text{rad}}$$

$$= -0.47861/\text{rad}$$

$$L_p = -3.64 \frac{1}{\text{s} \cdot \text{rad}}$$

b) DC-8: $L_p = -0.95 \dfrac{1}{\text{s} \cdot \text{rad}}$ (bei h = 0 m und M = 0.219)

Das Vorzeichen stimmt überein.
Die Größenordnung stimmt überein.
Die DC-8 ist kleiner als die A330, daher ist auch L_p betragsmäßig kleiner.