Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Lösung zur Klausur Flugmechanik 2 WS 03/04

Datum: 06.02.2004

1. Klausurteil

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

1.	state space	Zustandsraum
2.	state equation	Zustandsgleichung
3.	stability derivative	Stabilitätsbeiwert
4.	transfer function	Übertragungsfunktion
5.	assumption	Annahme
6.	short period oscillation	Anstellwinkelschwingung
7.	phugoid	Phygoide
8.	rolling subsidence mode	Rolldämpfung
9.	dutch roll mode	Taumelschwingung
10.	control loop	Regelkreis
11.	BODE plot	BODE-Diagramm
12.	aircraft 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.	Stabilität	stability
2.	Steuerbarkeit	control
3.	Stabilitätsachsensystem	stability axis system
4.	Systemmatrix	state coefficient matrix
5.	Stabilitätsbeiwerte	stability derivatives
6.	Eigenwert	eigenvalue
7.	Eigenvektor	eigenvector
8.	s-Ebene	s-plane
9.	Spiralbewegung	spiral mode
10.	Böe	gust
11.	Wurzelortskurve	root loci plot
12	Frequenzantwort	steady-state frequency response

1.3) Wann ist ein Flugzeug getrimmt?

Ein Flugzeug ist getrimmt, wenn es sich in einem Gleichgewichtszustand befindet. Dieser Gleichgewichtszustand wird in der Regel durch den Ausschlag von Steuerflächen erreicht.

1.4) Wie ist das Stabilitätsachsensystem ausgerichtet?

Das Stabilitätsachsensystem ist ein flugzeugfestes Koordinatensystem. Die x-Achse ist so ausgerichtet, dass sie im stationären, ausgetrimmten Flug der Anströmung des Flugzeugs entgegenweist.

1.5) Nennen Sie die EULER-Winkel!

Rollwinkel (Hängewinkel, Querneigungswinkel): Φ
Nicklagewinkel (Längsneigungswinkel): Θ
Richtungswinkel (Azimut): Ψ

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

Koordinate	*Geschwindigkeiten*	*Rollraten*	*Kräfte*	*Momente*
x	U	P	X	L
y	V	Q	Y	M
z	W	R	Z	N

1.7) Welches Vorzeichen hat (nach unserer Definition) ein Höhenruderausschlag nach unten? Wie lautet unsere Merkregel dazu?

Positives Vorzeichen. Merkregel: Ruderachse als Koordinatenachse gesehen, mit Daumenregel der rechten Hand positiven Drehsinn feststellen.

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 X_u definiert?

$$X_u = \frac{1}{m}\frac{\partial X}{\partial u}$$

1.10) Welche <u>Bedeutung</u> hat der Stabilitätsbeiwert M_{δ_E}

Der Beiwert gibt das Nickmoment an in Abhängigkeit des Höhenruderausschlags. Es handelt sich also um die Höhenruderwirksamkeit.

1.11) Welches Vorzeichen erwarten Sie für den Stabilitätsbeiwert M_{δ_E} ? Begründung!

Erwartet wird ein negatives Vorzeichen des Beiwertes. Wenn das Höhenruder positiv ausschlägt also nach unten, dann wir das Flugzeug mit einem kopflastigen Moment reagieren. Das entspricht einem negativem Nickmoment.

1.12) Gegeben ist die Differentialgleichung $a\,\ddot{x} + b\,\dot{x} + c\,x = 0$. Alle Anfangswerte sind Null. Wie lautet die Gleichung im Bildbereich nach der LAPLACE-Transformation?

$$a\,s^2 x(s) + b\,s\,x(s) \; + c\,x(s) = 0$$

1.13) Welche Annahmen über den Flug liegen der Zustandsraumdarstellung zugrunde (nach der Art der Darstellung in der Vorlesung)?

Annahme: gerader Horizontalflug mit nur kleinen Abweichungen vom getrimmten Flugzustand. Unbedeutende Stabilitäts- und Steuerbeiwerte werden vernachlässigt.

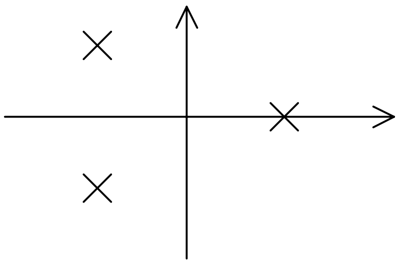
1.14) Die Flugzeugbewegung kann in die Längs- und die Seitenbewegung aufgeteilt werden. Geben Sie jeweils die Eingangs- und die Ausgangsgrößen dieser beiden Bewegungen an!

Längsbewegung:	Eingangsgrößen:	Höhenruderausschlag, Landeklappenausschlag, Schub
	Ausgangsgrößen:	Längsgeschwindigkeit U, Anstellwinkel α, Nickrate q, Nicklagewinkel Θ
Seitenbewegung:	Eingangsgrößen:	Querruderausschlag, Seitenruderausschlag
	Ausgangsgrößen:	Schiebewinkel β, Rollrate P, Gierrate R, Hängewinkel Φ, Richtungswinkel Ψ

1.15) Wie findet man die charakteristische Gleichung aus der Übertragungsfunktion?

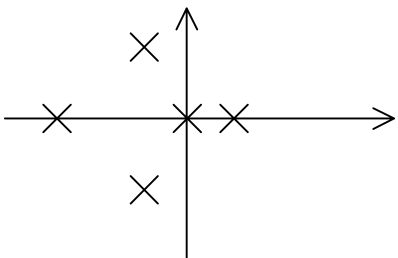
Die charakteristische Gleichung ist das Nennerpolynom der Übertragungsfunktion.

1.16) Ein System ist gekennzeichnet durch folgende Polverteilung in der komplexen s-Ebene. Ist das System stabil? Begründung!



Das System ist nicht stabil, weil sich ein Pol in der rechten s-Halbebene befindet.

17.) Zeichnen Sie qualitativ die Polverteilung der Seitenbewegung eines konventionellen Flugzeugs!

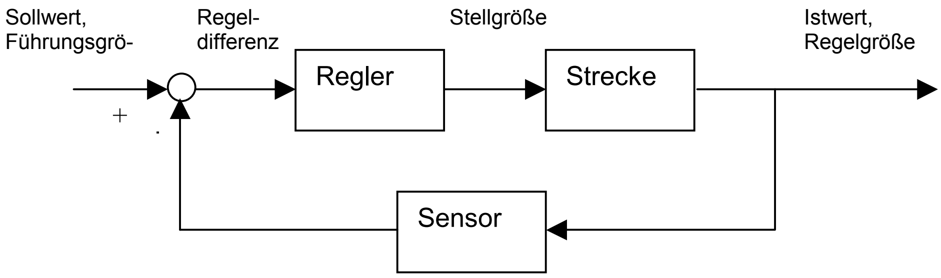


18.) Wie ist der Control Anticipation Parameter (CAP) definiert? In welchem Zusammenhang ist der CAP von Bedeutung?

$$CAP = \frac{{\omega_{sp}}^2}{n_{z_\alpha}}$$

Der CAP wird genutzt im Zusammenhang mit der Bewertung der Flugeigenschaften der Längsbewegung nach Mil-F-8785 C.

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



20.) Sie sollen einen einfach Regler entwerfen, der dafür sorgt, dass die Flügel des Flugzeugs im Geradeausflug horizontal bleiben. Welche Größe wählen Sie als Führungsgröße und welche als Regelgröße?

Führungsgröße: Hängewinkel $\Phi = 0$
Regelgröße: Hängewinkel Φ
Stellgröße: Querruderausschlag
(diese Größe war hier aber nicht gefragt)

2. Klausurteil

Aufgabe 2.1

Die Boeing 747-200 im Reiseflug ist charakterisiert durch folgende Parameter und Beiwerte:

Flughöhe: 12200 m; Machzahl: 0.8; Fluggeschwindigkeit: 250 m/s

$X_u = 0.0002$	$Z_q = -1.57$	$M_q = -0.339$
$X_w = 0.039$	$Z_{\delta_E} = -5.46$	$M_{\delta_E} = -1.160$
$X_{\delta_E} = 0.44$	$M_u = -0.00006$	
$Z_u = -0.07$	$M_w = -0.003$	Hinweis: Die Beiwerte sind in SI-Einheiten gegeben.
$Z_w = -0.317$	$M_{\dot{w}} = -0.0004$	

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

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

Allgemein:

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

Speziell definiert sind dabei:

$$\tilde{M}_u = M_u + M_{\dot{w}} Z_u$$
$$\tilde{M}_w = M_w + M_{\dot{w}} Z_w$$
$$\tilde{M}_q = M_q + U_0 M_{\dot{w}}$$

Mit Zahlenwerten lautet **A**:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.0002 & 0.039 & 0 & -9.81 \\ -0.07 & -0.317 & 250 & 0 \\ 0.0001 & -0.0029 & -0.457 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

b) Wie lautet die charakteristische Gleichung der Längsbewegung?

MATLAB: poly(A) ergibt:

```
1.0000    0.7742    0.8661    0.0014    0.0022
```

das bedeutet:

$1.0000\ s^4 + 0.7742\ s^3 + 0.8661\ s^2 + 0.0014\ s + 0.0022 = 0$

c) Berechnen Sie die Eigenwerte der Längsbewegung! Ordnen Sie die bekannten Eigenformen der Längsbewegung den Eigenwerten zu! Welche Eigenschaft zeigt die Phygoide?

MATLAB: roots(ans) oder eig(A) ergibt:

```
-0.3874 + 0.8449i      <- Anstellwinkelschwingung (Short Period Mode)
-0.3874 - 0.8449i
 0.0003 + 0.0510i      <- Phygoide (Phugoid):  ganz leicht instabil,
 0.0003 - 0.0510i                              weil in rechter s-Ebene
```

Aufgabe 2.2

Die Systemmatrix **A** der Seitenbewegung der Boeing 747-200 im Reiseflug lautet:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.056 & 0 & -1 & 0.0392 \\ -1.05 & -0.47 & 0.39 & 0 \\ 0.6 & -0.032 & -0.115 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{bei einem Zustandsvektor} \quad \vec{x} = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} .$$

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

```
-0.0453 + 0.8088i      <- Taumelschwingung (Dutch roll mode): stabil
-0.0453 - 0.8088i
-0.5624                <- Rolldämpfung (rolling subsidence mode): stabil
 0.0120                <- Spiralbewegung (spiral mode): leicht instabil,
                                               weil in rechter s-Ebene
```

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

Taumelschwingung

```
Matlab:        poly([-0.0453 + 0.8088i -0.0453 - 0.8088i])

1.0000    0.0906    0.6562

also:
```

1.0000 s^2 + 0.0906 s + 0.6562 = 0

Frequenz: $\omega = \sqrt{0.6562}$ rad/s = 0.8101 rad/s

Dämpfung: $\zeta = 0.0906/(2\,\omega) =$ 0.05592

Rolldämpfung

Zeitkonstante: T = -1/-0.5624 = 1.7781 s

Spiralbewegung

time to double: t_{double} = ln 2 / 0.0120 =57.8 s

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

Wir haben es bei der B747-200 mit einem Flugzeug Class III zu tun. Der Reiseflug fällt unter Flight Pphase Category B

Taumelschwingung

$\zeta =$ 0.5592 < 0.08 aber $\zeta =$ 0.5592 > 0.02 => Level 2

$\omega\zeta =$ 0.8101 rad/s · 0.05592 = 0.0453 => Level 3

$\omega =$ 0.8101 rad/s > 0.4 => Level 1

Insgesamt wird damit für die B747-200 ohne weitere Regler nur **Level 3** erreicht. Es folgt, dass die B747-200 ihren Gierdämpfer unbedingt benötigt.

Rolldämpfung

Zeitkonstante: T = 1.7781 s > 1.4 s d.h. Level 1 knapp verfehlt!
T = 1.7781 s < 3.0 s d.h. **Level 2**
(dies ist ein Problem der sehr grossen Flugzeuge)

Spiralbewegung

time to double: t_{double} = 57.8 s > 20 s d.h. **Level 1**

Aufgabe 2.3

Die Boeing 747-200 fliegt im Reiseflug in einen Jetstream ein und wird dadurch plötzlich (!) von einer Längs-Böe von hinten getroffen. Die Längs-Böe hat eine Stärke von 20 m/s.

a) Wie lautet der Zähler der vollständige Übertragungsfunktion (ohne weitere Vereinfachungen), mit der die Änderung der Flughöhe (h) des Flugzeugs aus dieser Böenanregung berechnet werden kann?

$$N_{u_g}^{h} = Z_u s^2 - Z_u (M_q + M_{\dot\alpha})\, s - (Z_u M_\alpha - M_u Z_\alpha)$$

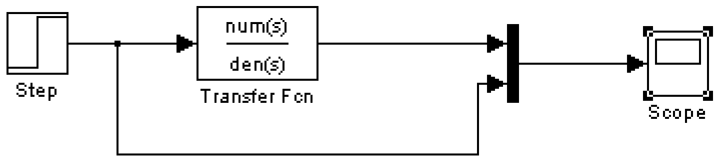
b) Wie lautet der Nenner der vollständigen Übertragungsfunktion (ohne weitere Vereinfachungen)?

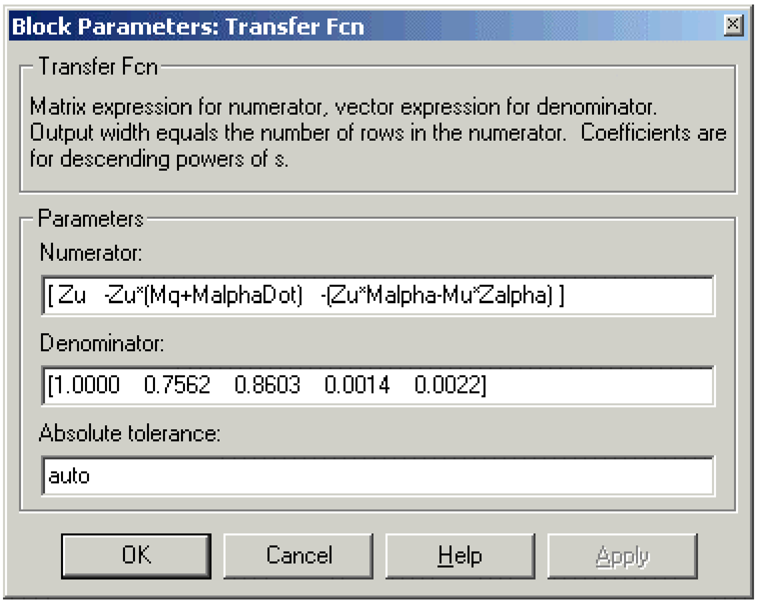
```
Aus Aufgabe 2.1 b):
```

$1.0000\ s^4 + 0.7562\ s^3 + 0.8603\ s^2 + 0.0014\ s + 0.0022$

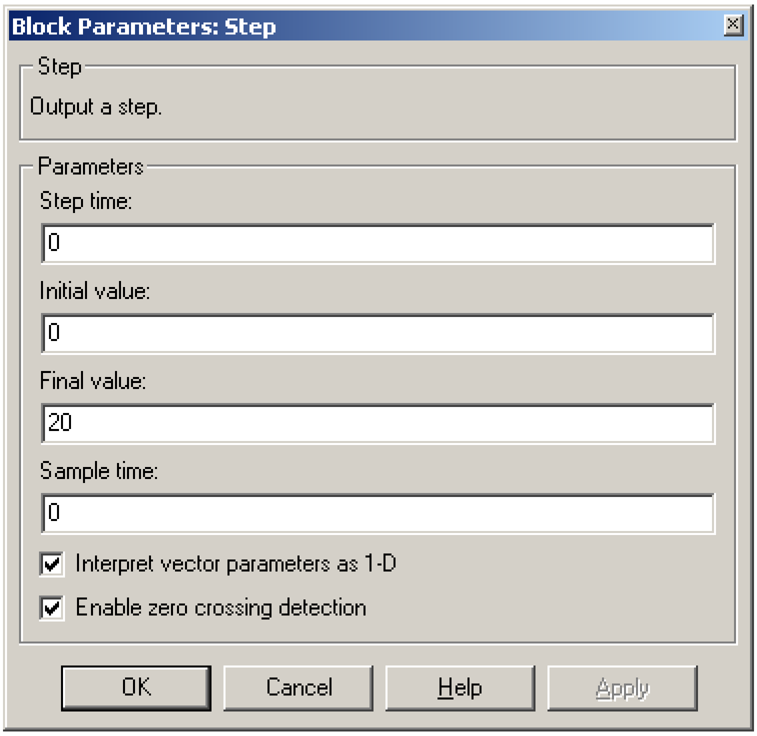
c) Erstellen Sie eine Simulink-Modell um die beschriebene Flugsituation zu simulieren. Skizzieren Sie das Blockschaltbild auf Papier!

Hinweis zu den Teilen a), b) und c): Es ist MATLAB/Simulink egal ob Sie eine Übertragungsfunktion mit Variablen oder mit konkreten Zahlen spezifizieren. Aus diesem Grunde ist es auch bei diesen Aufgabenteilen ohne Bedeutung. Suchen Sie immer nach der einfachsten und schnellsten Lösung. Schauen Sie doch einmal auf das Ergebnis von Aufgabe 2.1 b).

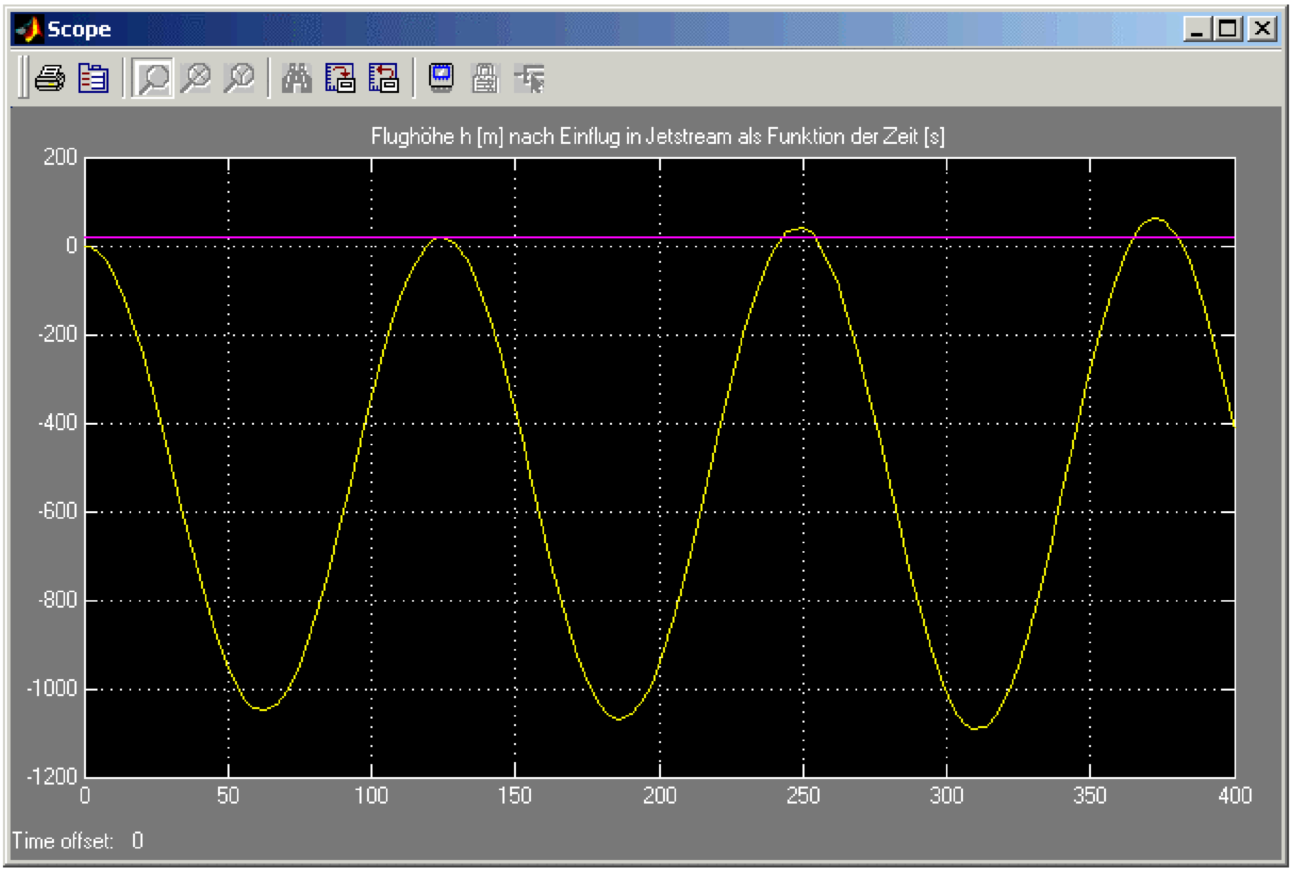




Mit $Z_\alpha = Z_w U_0$ und $M_\alpha = M_w U_0$.



d) Führen Sie die Simulation durch. Beschreiben Sie das Simulationsergebnis (machen Sie eine Skizze des Plots auf Papier). Interpretieren Sie das Ergebnis. Was bedeutet das, was Sie als Plot sehen?



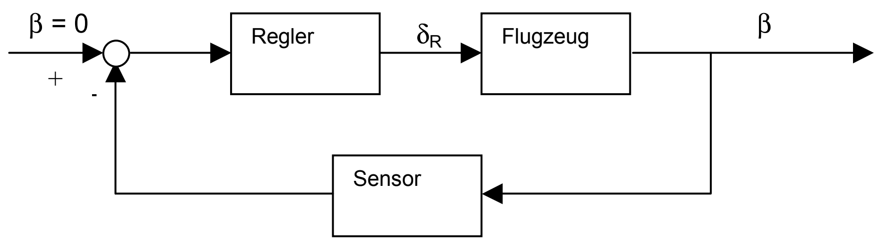
Durch den Einflug in den Jetstream wird die Phygoide angeregt. Aus der Periode von etwa 125 Sekunden kann man die Kreisfrequenz errechnen und erhält etwa den gleichen Wert wie aus dem Eigenwert nach Aufgabe 2.1) c). Man sieht das die Phygoide – wie erwartet – leicht instabil ist. Durch die Böe als Rückenwind verliert das Flugzeug im ersten Schritt an Geschwindigkeit und damit auch an Höhe.

Aufgabe 2.4

a) Welches Ruder wird eingesetzt, um einen koordinierten Kurvenflug zu erreichen? Mit welchem Standardanzeigegerät im Cockpit überwacht der Pilot, dass eine koordinierte Kurve geflogen wird. Welcher Parameter ist ungleich Null, wenn der Kurvenflug nicht koordiniert erfolgt?

Der Kurvenflug wird durch Querruder ein- und ausgeleitet. Das Seitenruder wird eingesetzt, um für einen koordinierten Kurvenflug zu sorgen. Mit der Libelle (der Kugel im gebogenen Rohr) überprüft der Pilot (kleiner Flugzeuge), ob das Scheinlot nach unten zum Kabinenboden weist. Ist die Kurve nicht koordiniert (die Kugel nicht zentriert), dann ist der Schiebewinkel β ungleich Null.

b) Um den Pilot beim koordinierten Kurvenflug zu entlasten, soll ein ganz einfacher Regler entworfen werden. 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)!



Regelgröße:	Schiebewinkel β
Stellgröße:	Ruderwinkel δ_R
Führungsgröße:	Schiebewinkel $\beta = 0$

Der Regler kann im einfachsten Fall als Proportionalregler ausgelegt werden, mit einem noch zu bestimmenden Verstärkungsfaktor k.