

AUSLEGUNG EINES BASISREGLERS DER SEITENBEWEGUNG FÜR EIN HOCHFLIEGENDES UNBEMANNTES FLUGZEUG HOHER STRECKUNG

Yassin Gazmawe, Bryan Laabs, Robert Luckner

Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt, Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität, Marchstr. 12, 10587 Berlin, Deutschland

Zusammenfassung

Die flugmechanische Analyse eines hochfliegenden Flugzeugs, das für lange Flugzeiten ausgelegt ist und deshalb eine hohe Flügelstreckung hat und die Betrachtung seiner flugmechanischen Derivativa bei Manövern um die Rollachse zeigen das Auftreten großer negativer Wendemomente und eine schlechte Wirksamkeit der beteiligten Steuerflächen. Diese durch die starke Roll-Gier-Kopplung verursachte Flugdynamik und die bei Querruderausschlägen entstehenden großen Amplituden des Schiebewinkels erfordern besondere regelungstechnische Maßnahmen für die automatische Flugsteuerung wie die Entkopplung von Roll- und Gierachse über eine Vorsteuerung und einen Schiebewinkelregler, sowie die Eingrenzung des Betriebsbereichs des Flugzeugs im Langsamflug.

Nomenklatur

β	Schiebewinkel	N	Giermoment
ζ	Seitenruderausschlag	p	Rollrate
Θ	Längslagewinkel	Q	Querkraft
ξ	Querruderausschlag	\bar{q}	Staudruck
ρ	Luftdichte	r	Gierrate
Φ	Hängewinkel	s	Halbspannweite
g	Erdbeschleunigung	S	Flügelfläche
I_x	Trägheitsmoment bezüglich der Längsachse	V_{CAS}	Kalibrierte Fluggeschwindigkeit
I_z	Trägheitsmoment bezüglich der Hochachse	V_{TAS}	Wahre Fluggeschwindigkeit
L	Rollmoment		
m	Flugzeugmasse		

1 EINFÜHRUNG

Hochfliegende unbemannte Flugzeuge für lange Missionsdauern (*High Altitude Long Endurance*, HALE) werden derzeit für verschiedene Missionen (z.B. Kommunikation, Erdbeobachtung) entwickelt. Die langen Flugdauern werden durch leichte Strukturen und Flügel mit sehr hoher Streckung sowie durch eine energieeffiziente Antriebstechnik ermöglicht. Da diese Flugzeuge unbemannt fliegen, benötigen sie ein elektronisches Flugsteuerungssystem mit einem Flugregler für den vollautomatischen Flug.

Dieses Dokument beschreibt das Verfahren zur Auslegung eines Basisreglers der Seitenbewegung für die Erfüllung von Anforderungen, die u.a. Stabilität, Störunterdrückung, Stellaktivität und Robustheit umfassen und im gesamten Betriebsbereich des Flugzeugs gelten.

Der Beitrag beschreibt das generische Modell eines HALE-Flugzeugs und die lineare flugmechanische Analyse zur Demonstration des unregelmäßigen dynamischen Verhaltens. Außerdem wird eine geeignete Reglerstruktur zur Erfüllung aller Anforderungen vorgestellt und diskutiert. Des Weiteren sind die Bewertungskriterien, die Entwurfsmethodik, die Parametersynthese und die Ergebnisse im Hinblick auf

die Besonderheiten beim HALE-Flugzeug beschrieben.

2 MODELL

Als Beispielflugzeug für die Untersuchungen hier wird ein generisches Modell eines zweimotorigen HALE-Flugzeugs hoher Streckung verwendet. BILD 1 zeigt die Geometrie des Flugzeugs mit Stellflächen und Triebwerken. Das Flugzeug besitzt ein Höhen- und Seitenruder, vier Flaperons auf jeder Tragflächenseite, die asymmetrisch als Querruder und symmetrisch als Wölbklappe verwendet werden und zwei elektrische Triebwerke.

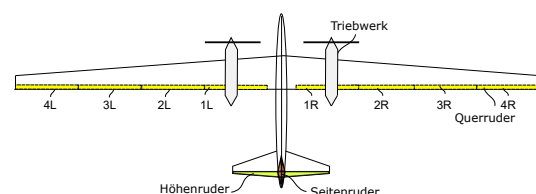


BILD 1: Geometrie des Beispielflugzeugs mit Stellflächen und Triebwerken [4]

Grundlage der Analyse der Flugzeugdynamik im unregelmäßigen Zustand und der Auslegung der Kontrollgesetze für den Basisregler der Seitenbewegung sind lineare zeitinva-

riante Zustandsraummodelle, die durch Linearisierung um repräsentative stationäre Flugzustände des nichtlinearen Flugsimulationsmodells erzeugt wurden.

2.1 Zustandsraummodell

Das Zustandsraummodell ist ein auf die Seitenbewegung reduziertes Modell mit den Zustandsgrößen der Gierrate r , des Schiebewinkels β , der Rollrate p und des Hängewinkels Φ . Die Zustandsgleichung

$$(1) \quad \dot{x} = \underline{A} \cdot x + \underline{B} \cdot u$$

mit den Zustandsgrößen x , dem Stellvektor u , der Zustandsmatrix \underline{A} und der Stellgrößenmatrix \underline{B} lautet ausführlich

$$(2) \quad \begin{bmatrix} \delta \dot{r} \\ \delta \dot{\beta} \\ \delta \dot{p} \\ \delta \dot{\Phi} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} N_r & N_\beta & N_p & 0 \\ Q_r & Q_\beta & Q_p & Q_\Phi \\ L_r & L_\beta & L_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}}_{\underline{A}} \cdot \begin{bmatrix} \delta r \\ \delta \beta \\ \delta p \\ \delta \Phi \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} N_\zeta & N_\xi \\ Q_\zeta & Q_\xi \\ L_\zeta & L_\xi \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}_{\underline{B}} \cdot \underbrace{\begin{bmatrix} \delta \zeta \\ \delta \xi \end{bmatrix}}_u$$

Der Eingangsvektor u umfasst den Seitenruderausschlag ζ und den Querruderausschlag ξ . Dabei bezeichnet ξ einen äquivalenten Querruderausschlag, der die Einflüsse der acht Flaperons bei Rollmanövern durch asymmetrisches Ausschlagen auf den Tragflächenseiten über eine Mischfunktion mit konstanten Verstärkungsfaktoren berücksichtigt. N_i , Q_i und L_i sind die Ersatzgrößen, die beim Linearisieren entstehen, wobei der Index i für die jeweilige Zustands- oder Stellgröße steht.

In den linearisierten Modellen sind die Aktuator- und die Sensordynamik vernachlässigt. Zur Berücksichtigung dieser Dynamiken und der Verzögerungen bei der Sensorconsolidierung und Datenleitung sowie der Rechenzeit des Reglers wird für die Gesamtverzögerung des Systems eine äquivalente Totzeit angenommen. Die Gesamtzeit beträgt 96 ms und entspricht einem Vielfachen der Rechenzeitschrittweite des Reglers (16 ms). Diese ist dem Zustandsraummodell über eine Páde-Approximation zweiter Ordnung aufgeprägt und wird bei der Regleroptimierung mitberücksichtigt.

3 ENTWURFSVERFAHREN

Der Basisregler der Seitenbewegung wird nach dem in BILD 2 gezeigten Verfahren entworfen. Die Entwurfskriterien werden aus den Anforderungen an den Basisregler abgeleitet. Die Anforderungen an den Basisregler wurden in [2] aufgestellt und basieren auf Zulassungsanforderungen der CS-23 und der SAE-AS94910. Die Analyse des linearen Modells sowie die Kenntnis der Leistungs- und Steuergrenzen des Flugzeugs zeigen, ob die Entwurfskriterien erfüllbar sind und wie die Reglerstruktur zu gestalten ist.

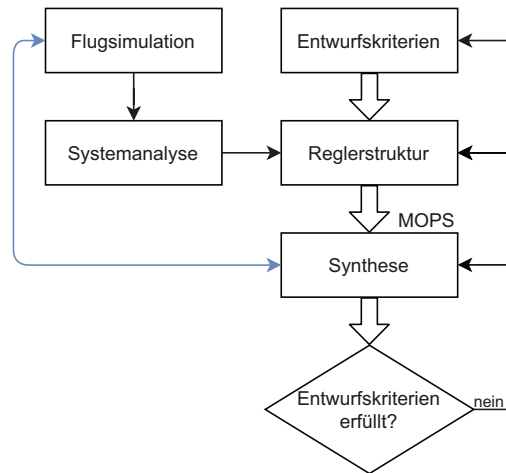


BILD 2: Entwurfsverfahren

Zur Optimierung der Reglerparameter wird das Tool MOPS des Deutschen Luft- und Raumfahrtzentrums [3] verwendet. Mit Hilfe der linearen Simulation wird überprüft, ob die Entwurfskriterien erfüllt sind. Für den Fall, dass ein oder mehrere Kriterien nicht erfüllt sind, wird der Prozess der Reglersynthese nach Änderung der Entwurfskriterien, wie z.B. durch Änderung der Wichtigkeit einiger Kriterien oder durch Änderung der Reglerstruktur, erneut durchgeführt.

4 ANALYSE DER REGELSTRECKE

Die Analyse der Regelstrecke ist an 703 Trimmzuständen des stationären Horizontalflugs möglich. BILD 3 zeigt die Flugbereichsgrenzen und die für die Optimierung gewählten 12 Referenzzustände zur Abdeckung der gesamten Flugenveloppe. Sie sind mit einem Kreuz gekennzeichnet. Die Flughöhen sind so gewählt, dass mit ansteigender barometrischer Höhe die Dichte etwa halbiert wird. Die Geschwindigkeiten sind so gewählt, dass sich mit steigender Geschwindigkeit der Staudruck je Trimpunkt etwa verdoppelt.

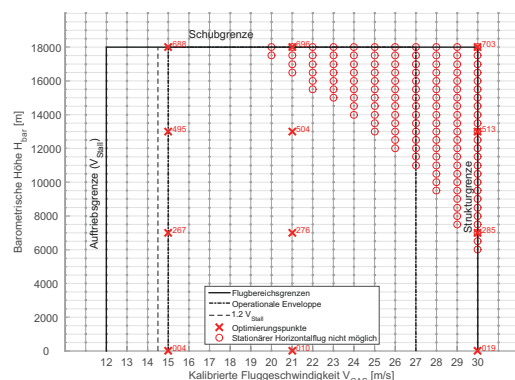


BILD 3: Flugenveloppe und Referenztrimmpunkte

Der obere rechte Bereich der Flugenveloppe in BILD 3 markiert die Referenzzustände, bei denen ein stationärer Horizontalflug aufgrund der begrenzten Leistung der Triebwerke nicht möglich ist. Die Trimmroutine erlaubt es jedoch, Schubleistungen von über 100 % zu simulieren und ermöglicht damit die Erzeugung linearisierter Trimmdaten und

Zustandsraummodelle für den stationären Horizontalflug. Ein Vergleich zeigt, dass diese physikalisch unerreichbaren Trimmzustände im dynamischen Verhalten kaum von denen im stationären Gleitflug, bei dem die Schubleistung begrenzt ist, abweichen. Für die Analyse und die Optimierung werden somit ausschließlich Referenztrimmzustände des stationären Horizontalflugs betrachtet.

4.1 Stabilitätseigenschaften

Die Eigenbewegungsformen der Seitenbewegung sind durch die Rollbewegung, die Spiralbewegung und die Taumelschwingung charakterisiert. BILD 4 und 5 zeigen die Polverteilung der Seitenbewegung des ungeredelten Flugzeugs für die gesamte Flugenveloppe, um den Einfluss des Staudrucks und der Luftdichte darzustellen. Für die Darstellung in BILD 4 und 5 werden alle 703 Referenztrimmpunkte verwendet.

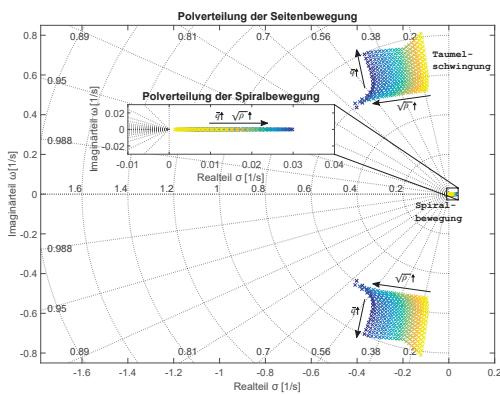


BILD 4: Eigenwerte der ungeredelten Taumelschwingung und Spirale

Zusätzlich zur Änderung der Pole der Taumelschwingung in Abhängigkeit des Staudrucks, ist bei dem hier betrachteten HALE-Flugzeug die Abhängigkeit von der Luftdichte erheblich. Bei konstantem Staudruck und sinkender Flughöhe, bzw. steigender Luftdichte, wandern die Pole der Taumelschwingung in Richtung stabilerer Regionen der komplexen Zahlenebene. Mit steigendem Staudruck wandern die Pole der Taumelschwingung zu höheren Eigenkreisfrequenzen.

Der Pol der Spiralbewegung liegt im instabilen Bereich der komplexen Zahlenebene und wandert mit steigendem Staudruck und sinkender Höhe zu noch instabileren Bereichen.

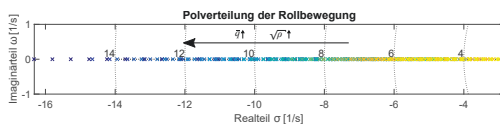


BILD 5: Eigenwerte der ungeredelten Rollbewegung

Mit steigendem Staudruck und sinkender Höhe wandert der Pol der Rollbewegung nach links auf der komplexen Zahlenebene. Der Realteil des Rollpols liegt in der Größenordnung $\sigma = -4$ rad/s in großen Höhen und $\sigma = -14$ rad/s in geringen Höhen. Dies entspricht sehr niedrigen Rollzeitkonstanten T_R von 0,25 s bzw. 0,07 s.

Die Eigenvektordarstellung der Taumelschwingung für zwei Referenzhöhen, 0 m und 18000 m, über dem Staudruck, zeigt BILD 6. Die Anteile der verschiedenen Zustände an der Taumelschwingung zeigen den Einfluss der Roll-Gier-Kopplung. Die Roll-Gier-Kopplung ist über den Zusammenhang $\frac{|\Phi|}{|\beta|}$ quantifizierbar.

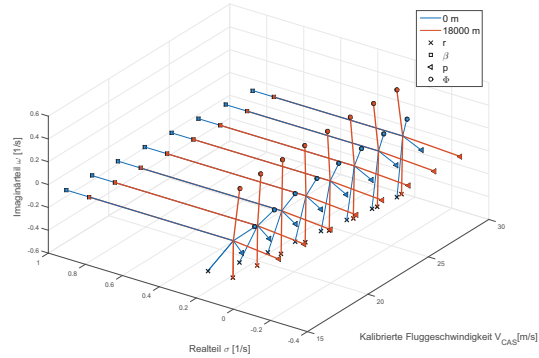


BILD 6: Eigenvektoren der Taumelschwingung

Tabelle 1 zeigt das Verhältnis $\frac{|\Phi|}{|\beta|}$ für die in BILD 6 dargestellten Eigenvektoren. Für $h = 18000$ m ist die Roll-Gier-Kopplung etwa dreimal so stark wie für $h = 0$ m. Die Roll-Gier-Kopplung ist somit in größeren Höhen viel ausgeprägter (ca. 2,5 mal).

V_{CAS} m/s	Staudruck [N/m ²]	Roll-Gier-Kopplung $\frac{ \Phi }{ \beta }$	
		H = 0 m	H = 18000 m
15	137,8	0,23	0,61
17	177,0	0,23	0,60
19	221,1	0,22	0,59
21	270,1	0,21	0,58
23	324,0	0,21	0,57
25	382,8	0,20	0,57
27	446,5	0,20	0,56
29	515,1	0,19	0,56

TAB 1: Roll-Gier-Kopplung (ungeredeltes Flugzeug)

4.2 Steuereigenschaften

Für den Referenzzustand $H = 9000$ m und $V_{CAS} = 22$ m/s zeigt BILD 7 das Antwortverhalten des ungeredelten Flugzeugs auf einen Rechteckimpuls als Eingangssignal im Querruder. BILD 8 zeigt für denselben Referenzzustand das Antwortverhalten des ungeredelten Flugzeugs auf einen Sprungeingang im Seitenruder. Die Amplitude der Eingangssignale ist mit $\xi_c, \zeta_c = 1^\circ$ gewählt.

Durch einen positiven Querruderausschlag rollt das Flugzeug nach links und baut einen negativen Hängewinkel auf. Der Verlauf der Rollrate gleicht dabei einem PT1-Verhalten. Aufgrund der hohen Streckung und durch das differenzierte Ausschlagen der Querruder tritt ein kurvengegensinniges Gieren (negatives Wendemoment) auf.

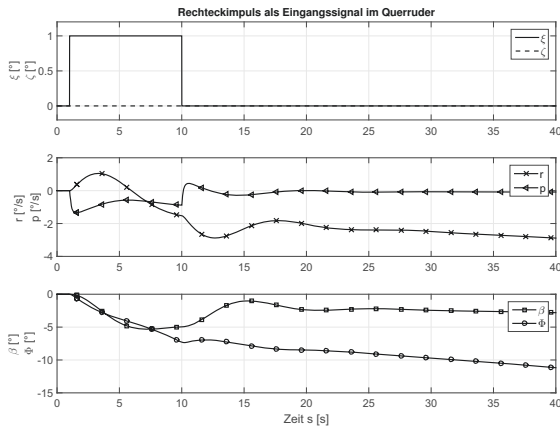


BILD 7: Antwortverhalten auf eine Steuereingabe in ξ

Aus dem negativen Wendemoment resultiert zusätzlich ein negativer, dem Kurvensinn entgegengesetzter Schiebewinkel β . Die anfängliche Amplitude des Schiebewinkels ist dabei in der Größenordnung des Hängewinkels. Nach Beendigung der Querrudereingabe baut sich die Rollrate nahezu ab, aber der Hängewinkel baut sich langsam weiter auf. Hieraus ist der Einfluss des instabilen Spiralpols zu erkennen.

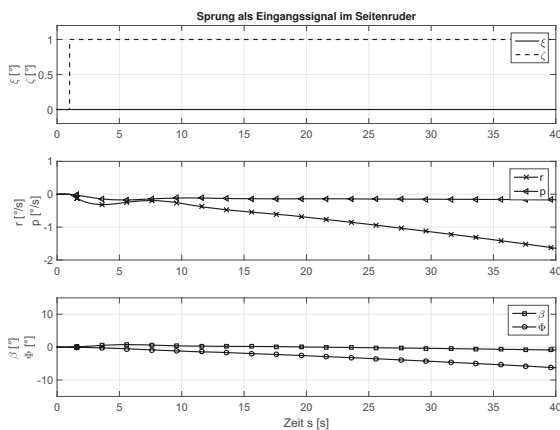


BILD 8: Antwortverhalten auf eine Steuereingabe in ζ

Eine positive Sprungeingabe im Seitenrunder verursacht negatives Gieren. In der Folge baut sich ein positiver Schiebewinkel auf. Aus der Roll-Gier-Kopplung resultiert außerdem ein negatives Rollmoment und damit ein positiver Hängewinkel. Am Verlauf der Gierrate ist das leichte Oszillieren der Taumelschwingung zu erkennen.

4.3 Stationärer schiebefreier Kurvenflug

Aus dem Roll- und Giermomentengleichgewicht für den stationären, schiebefreien Kurvenflug [1] erhält man die Beziehungen

$$(3) \quad \xi = -\frac{g}{V_{TAS} L_{\xi} N_{\zeta} - L_{\zeta} N_{\xi}} \cdot [(L_r N_{\zeta} - L_{\zeta} N_r) \sin \Phi + (L_{\zeta} N_p - L_p N_{\zeta}) \tan \Phi \sin \Theta]$$

und

$$(4) \quad \zeta = \frac{g}{V_{TAS} L_{\xi} N_{\zeta} - L_{\zeta} N_{\xi}} \cdot [(L_r N_{\xi} - L_{\xi} N_r) \sin \Phi + (L_{\xi} N_p - L_p N_{\xi}) \tan \Phi \sin \Theta]$$

für die stationär aufzubringenden Quer- und Seitenruderausschläge in Abhängigkeit des Hängewinkels, des Längslagewinkels, der Fluggeschwindigkeit und der Ersatzgrößen des linearen Zustandsraummodells. Gleichungen 3 und 4 berücksichtigen alle Koppelterme der Seitenbewegung und zusätzlich die Längsneigung, welche bei geringen Fluggeschwindigkeiten bei denen die Längslage in der Größenordnung 10° liegt einen großen Einfluss auf die erforderlichen Ruderausschläge hat, wie man in BILD 4.3 erkennen kann.

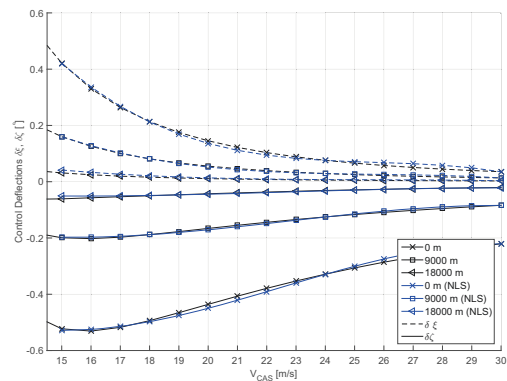


BILD 9: Quer- und Seitenruderausschläge für stationären schiebefreien Kurvenflug ($\Phi = 1^\circ$)

BILD 9 vergleicht die aus Gleichung 3 und 4 berechneten Ausschläge für das Quer- und Seitenrunder zur Stützung in der Kurve mit den Trimmergebnissen des stationären schiebefreien Kurvenflugs aus der nichtlinearen Simulation. Die berechneten Werte stimmen sehr gut mit den Trimmergebnissen überein.

5 REGLERSTRUKTUR

Der Basisregler regelt den Flugzeughängewinkel Φ und den Schiebewinkel β . Die Reglerstruktur ist in BILD 10 dargestellt.

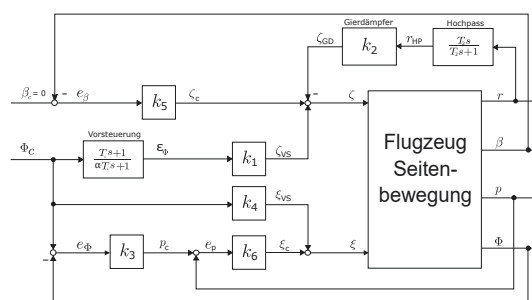


BILD 10: Reglerstruktur

In der Reglerstruktur sind Roll- und Gierachse über eine Vorsteuerung und einen Schiebewinkelregler entkoppelt.

Die Gierdämpfung wird durch Rückkopplung der Gierrate r auf das Seitenrunder mit dem Verstärkungsfaktor k_2 erreicht. Ein Hochpassfilter wird verwendet, um das stationäre Gieren während des Kurvenflugs zu ermöglichen.

Zum Einleiten der Kurve werden das Quer- und das Seitenrunder in Abhängigkeit des kommandierten Hängewinkels

koordiniert ausgeschlagen. Das Seitenruder wird über ein PDT1-Glied vorgesteuert: $\frac{T_1 \cdot s + 1}{T_1 \cdot \alpha \cdot s + 1}$. Das Vorsteuerungsglied führt zu einer Phasenvoreilung des Seitenruderausschlags im Verhältnis zum kommandierten Hängewinkel und verstärkt so das anfängliche Kommando des Seitenruders, das zur Kompensation des negativen Wendemoments bei Querruderausschlag notwendig ist. Die Verstärkungsfaktoren der Vorsteuerungen des Seiten- und des Querruders sind k_1 bzw. k_4 .

Zur Reduktion des Widerstands während des stationären Kurvenflugs wird der Schiebewinkel mit dem Verstärkungsfaktor k_3 zu Null geregelt.

Zum Einnehmen des kommandierten Hängewinkels Φ_c wird die Regeldifferenz des Hängewinkels ϵ_Φ mit dem Faktor k_3 verstärkt und kommandiert dadurch die Rollrate p_c . Die Differenz zur gemessenen Rollrate wird über den Verstärkungsfaktor k_6 auf das Querruder geführt.

6 OPTIMIERUNG

Die Reglerparameter werden mit Hilfe eines Optimierungsalgorithmus so lange variiert bis alle Anforderungen an den Regler bestmöglich erfüllt sind. Für die Optimierung wird das Werkzeug MOPS des DLRs [3] verwendet.

6.1 Entwurfskriterien

Die Entwurfskriterien wurden aus Anforderungen an den Basisregler abgeleitet [2]. Diese Anforderungen basieren auf den Zulassungsanforderungen der CS-23 und der SAE-AS94910. Die Entwurfskriterien sind in TAB 2 aufgelistet.

Kriterium (Typ)	Beschreibung
pMax (c)	Maximaler Betrag der Rollrate p
RiseTime (m)	Anstiegszeit (Zeit vom Erreichen von 10% bis 90% des stationären Endwerts der Hängewinkelantwort Φ)
Overshoot (c)	Überschießen des kommandierten Hängewinkels Φ
Phiss (c)	Betrag des Hängewinkelfehlers ϵ_Φ
Betass (c)	Betrag des Schiebewinkels β
BetaPeak (c)	Maximaler Betrag des Schiebewinkels β
xiMax (c)	Maximaler Betrag des Querruderausschlags ξ
zetaMax (c)	Maximaler Betrag des Seitenruderausschlags ζ
rNeg (m)	Maximale kurvengegensinnige Gier rate r
minDamp (c)	Minimale Dämpfung der Taumel-schwingung
betaNeg (m)	Negativer Schiebewinkel β
settleTime (c)	Beruhigungszeit (Zeit ab der die Hängewinkelantwort Φ +/- 2% des Stationärwerts nicht mehr überschreitet)
maxRZeta (c)	Maximale Stellrate des Seitenruders
maxRXi (c)	Maximale Stellrate des Querruders

TAB 2: Entwurfskriterien

Die Güte des Reglers für einen beliebigen Referenzzustand wird durch Auswertung der Entwurfskriterien ermittelt. Bei dem in 6.2 beschriebenen Syntheseverfahren kann ein Entwurfskriterium als eines von zwei Kriterientypen definiert werden. Ein Kriterium kann minimiert werden (in Tabelle 2 mit „m“ bezeichnet) oder es kann als Einschränkung für das Optimierungsproblem definiert werden (in Tabelle 2 mit „c“ bezeichnet).

6.2 Parametersynthese

Aufgabe der Reglersynthese ist, die Reglerparameter zu finden, die ein definiertes Gütekriterium am besten erfüllen und die in TAB 2 definierten Kriterien einhalten. Als Synthesemethode wird die mehrzielige Parameteroptimierung mit dem Werkzeug MOPS gewählt.

Acht Reglerparameter ($\alpha, T_1, T_2, k_1, k_2, k_3, k_4, k_5$ und k_6 , vgl. BILD 10) sind zu optimieren. Dabei sind 15 Anforderungen (vgl. TAB 2) zu erfüllen, weshalb eine mehrzielige Parameteroptimierung erforderlich ist. Als Optimierungsalgorithmus wird das gradientenbasierte Verfahren SQP (Sequential Quadratic Programming [3]) verwendet. Das Werkzeug MOPS bietet eine Schnittstelle zur MATLAB-Programmierungsumgebung und folgt dem in BILD 11 dargestellten Berechnungsablauf.

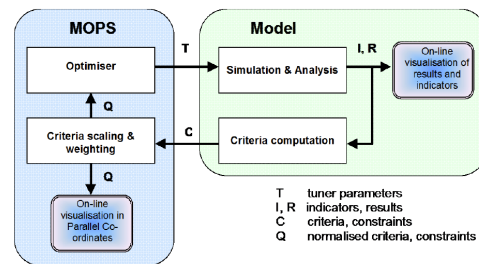


BILD 11: MOPS Berechnungsablauf und Schnittstelle zu Optimierungsproblem (entnommen aus [3])

Ausgehend von Startwerten für die Reglerparameter (T) wird eine lineare Simulation gestartet und die Simulationsdaten werden aufgezeichnet. In der Simulation wird für den kommandierten Hängewinkel Φ_c eine Rampenfunktion (mit steilem Anstieg) als Eingangssignal verwendet.

Die Rampenfunktion wird als Eingangssignal einer Sprung-eingabe vorgezogen, da der Sprung einem idealen Systemverhalten ohne Verzögerung entspricht und bei Verwendung als Eingangssignal für den kommandierten Hängewinkel zur Überschreitung der maximal zulässigen Aktuatorstellraten führt.

Aus den Simulationsergebnissen (R) wird für jedes Kriterium (C) ein gewichteter Kriteriumswert (Q) berechnet. Aus den Kriterienwerten wird die Gütefunktion gebildet. In Abhängigkeit von der Gütefunktion passt der Optimierer die Reglerparameter (T) an und beginnt den Prozess von vorn. Dieser iterative Prozess wird solange fortgeführt, bis die Gütefunktion keine besseren Ergebnisse mehr ergibt oder die maximale Anzahl an Iterationsschritten erreicht ist.

6.3 Wichtung und Skalierung

Das Werkzeug MOPS bietet die Möglichkeit für jedes Kriterium good/bad-values zu definieren. Diese ermöglichen die Trennung von „akzeptablen“ und „nicht akzeptablen“ Werten für ein Kriterium. Die good/bad-values werden mit Hilfe von vier Grenzwerten definiert wie sie in BILD 12 gezeigt sind. Dabei entspricht bl dem schlechten unteren Grenzwert (*bad low*), gl dem guten unteren Grenzwert (*good low*), gh dem guten oberen Grenzwert (*good high*) und bh dem schlechten oberen Grenzwert (*bad high*).

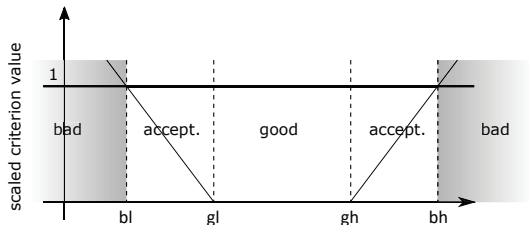


BILD 12: Good/Bad-Konfiguration - Badewannenkurve (eigene Darstellung aus [3])

Je nach Wahl der Grenzwerte ist die badewannenähnliche Kurve breiter oder schlanker und deren Flanken steiler oder flacher. Intern wichtet MOPS Kriterienwerte entsprechend den gewählten Grenzen unterschiedlich. Neben good/bad-values ist für jedes Kriterium (c) ein demand-value (d) definiert, welcher die Wichtung (Q) eines Kriteriums angibt. Die Wichtung wird folgendermaßen bestimmt:

$$(5) \quad Q := k/d$$

Das vom Optimierer zu minimierende Gütekriterium ist als Summe aller Kriterienwichtungen definiert:

$$(6) \quad \text{Gütekriterium} : \min \sum_{i=1}^N \frac{c_i}{d_i},$$

mit N = Kriterienanzahl.

Nach mehreren Iterationen bei der Reglerauslegung wurden aufgrund der Zwischenergebnisse folgende Vereinfachungen eingeführt:

- Die Parameter k_1 und k_4 werden mit Gleichungen 3 und 4 im voraus berechnet (siehe 4.3).
- Untersuchungen mit dem Wurzelortskurvenverfahren zeigten für die Zeitkonstante T_2 des Hochpassfilters, dass mit $T_2 = 13$ s für alle Trimmzustände der Enveloppe die Taumelschwingung ausreichend gedämpft werden kann. $T_2 = 13$ s wird für alle Referenzzustände gewählt.
- Nach mehreren Optimierungsläufen werden Parameter $k_5 = 6$ und $k_6 = -0.15$ sowie die Zeitkonstante $T_1 = 20$ und der Faktor $\alpha = 0,3$ der Vorsteuerung des Seitenruders konstant gesetzt. Die Veränderung des optimierten Trimmzustands zeigte nur einen geringen Einfluss auf die Optimierungsergebnisse.

Nach allen Vereinfachungen reduziert sich das Optimierungsproblem auf die zu optimierenden Parameter k_2 und k_3 .

7 ERGEBNISSE UND BEWERTUNG

Die Ergebnisse der Optimierung der Parameter k_2 und k_3 sind in BILD 13 über der Fluggeschwindigkeit V_{CAS} und der Flughöhe H_{Bar} dargestellt.

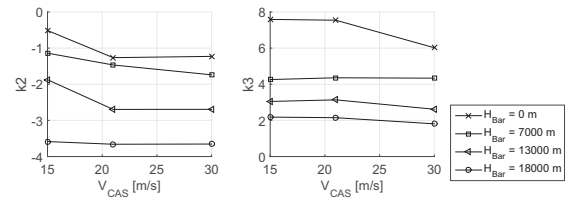


BILD 13: Optimierte Parameter k_2 und k_4

Der Verlauf von k_2 ist proportional zu $\sqrt{\frac{1}{\rho}}$. Der Verlauf k_3 ist proportional zu $\sqrt{\rho}$.

BILD 14 stellt die skalierten Kriterienwerte der Entwurfskriterien über den Trimpunkten in parallelen Koordinaten dar. Da alle skalierten Werte unterhalb des Grenzwertes 1 liegen, liefert die Optimierung für alle Trimmzustände akzeptable Ergebnisse.

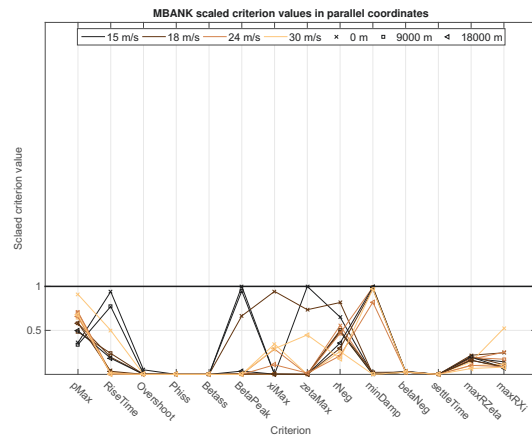


BILD 14: Skalierte Kriterienwerte in parallelen Koordinaten

BILD 15 bis BILD 20 zeigen die Verläufe der Zustandsgrößen der Seitenbewegung und der Stellgrößen für eine Rampe im kommandierten Hängewinkel mit Amplitude 1° und Anstiegszeit 0,4 s.

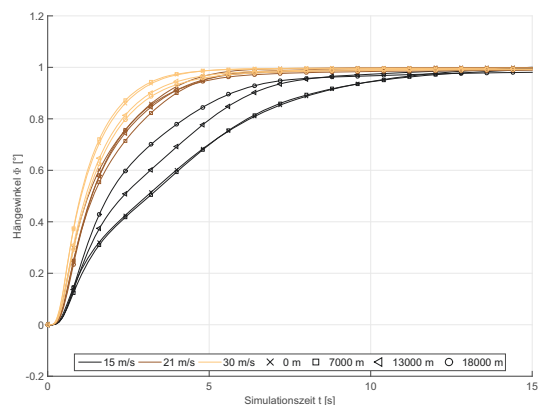


BILD 15: Hängewinkelantwort $\Phi(t)$

Man beachte, dass die Ergebnisse für beliebige Hängewinkelkommandos frei skalierbar sind, da die Untersuchungen mit linearen Modellen gemacht werden. Für HALE-Flugzeuge sind maximale Hängewinkelkommandos von 10° typisch im Normalbetrieb.

Der kommandierte Hängewinkel wird nach 4 bis 12 s eingenommen. Die Anstiegszeit variiert zwischen 7,6 s (niedrig, langsam) und 2,3 s (hoch, schnell).

Die Referenztrimmpunkte bei niedriger Fluggeschwindigkeit $V_{CAS} = 15 \text{ m/s}$ zeigen gegenüber den restlichen Trimpunkten deutlich langsames Verhalten. Hier konnte durch die Optimierung für die Anstiegszeit kein einheitliches dynamisches Verhalten aller Trimpunkte erreicht werden.

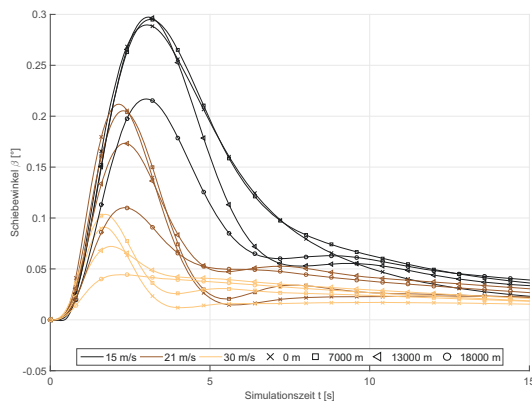


BILD 16: Schiebewinkelantwort $\beta(t)$

Der Maximalwert des Schiebewinkels ist $\beta = 0,3^\circ$ für den Trimpunkt in niedriger Höhe bei niedriger Geschwindigkeit. Der stationäre Endwert wird nach 10 bis 30 s erreicht.

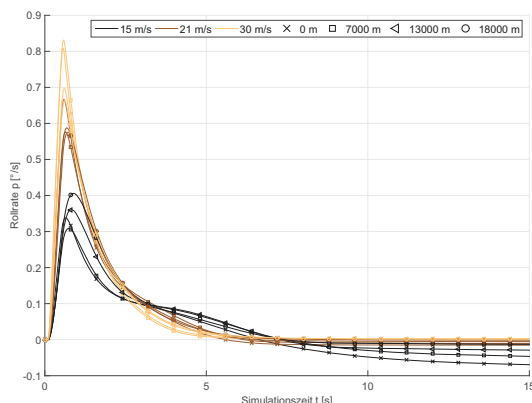


BILD 17: Rollantwort $p(t)$

Die maximale Rollrate ist $p = 0,82^\circ/\text{s}$ (hoch, schnell) und etwa $p = 0,3^\circ/\text{s}$ (niedrig, langsam).

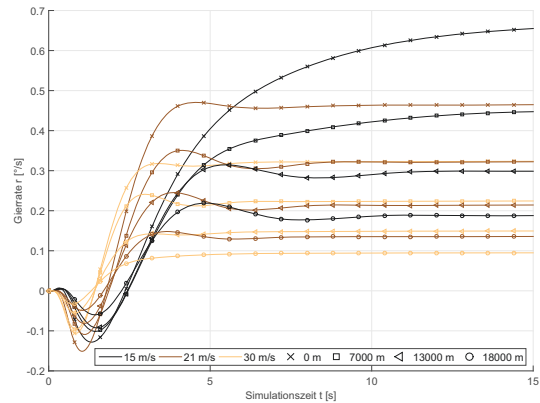


BILD 18: Gierantwort $r(t)$

Aus

$$r = \frac{g}{V_{TAS}} \cdot \tan \Phi$$

und

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \cdot V_{CAS}$$

resultiert

$$r = \frac{g}{V_{CAS}} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \cdot \tan \Phi.$$

Es zeigt sich, dass bei gleichbleibendem Φ die Gierrate mit steigendem V_{CAS} und H abnimmt.

Die Gierrate beträgt etwa $r = 0,1^\circ/\text{s}$ (hoch, schnell) und $r = 0,68^\circ/\text{s}$ (niedrig, langsam). Die kurvengegensinnige Gierrate beträgt maximal etwa $r = 0,15^\circ/\text{s}$.

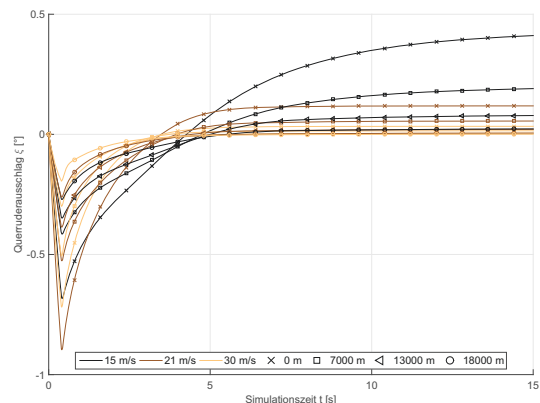


BILD 19: Querruderausschlag $\xi(t)$

Der maximale Querruderausschlag beträgt $\xi = -0,9^\circ$ (niedrig, langsam) und $\xi = -0,25^\circ$ (hoch, schnell). Der stationäre Endwert des Querruderausschlags liegt zwischen $\xi = 0^\circ$ und $\xi = 0,45^\circ$.

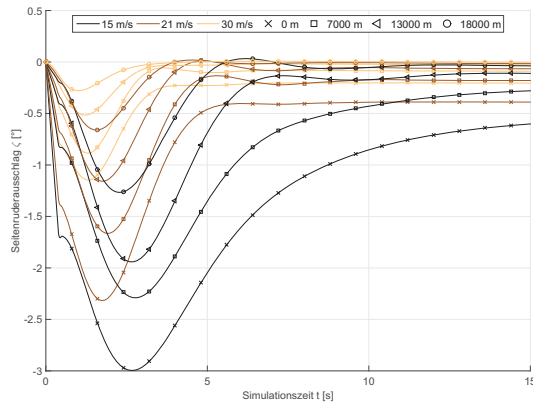


BILD 20: Seitenruderausschlag $\zeta(t)$

Der maximale Seitenruderausschlag ist $\zeta = -3^\circ$ (niedrig, langsam) und $\zeta = -0,25^\circ$ (hoch, schnell). Der stationäre Endwert des Seitenruderausschlags liegt zwischen $\zeta = -0,6^\circ$ und $\zeta = 0^\circ$.

Der maximale Seitenruderausschlag im Langsamflug in niedriger Höhe, wäre bei einem Φ -Kommando von 10° zehnmal größer und würde dann den maximal möglichen Seitenruderausschlag von $\zeta = 30^\circ$ erreichen.

Die geringe Wirksamkeit des Seitenruders bewirkt, dass dieses an den Anschlag läuft und damit nicht mehr die notwendigen Giermomente für das koordinierte Einleiten der Kurve und für die Reduktion des negativen Wendemoments erzeugen kann. Hier kann ein größeres, wirksames Seitenruder helfen.

8 SCHLUSSFOLGERUNG UND AUSBLICK

Ein Verfahren zur Auslegung eines Basisreglers der Seitenbewegung für ein HALE-Flugzeug hoher Streckung, das die Ergebnisse der flugmechanischen Analyse der Regelstrecke des unregulierten HALE-Flugzeugs berücksichtigt und damit die besonderen flugmechanischen Eigenschaften dieser Flugzeugart, wurde demonstriert.

Der Reglerentwurf war erfolgreich, zeigte aber auch die Grenzen des bei der Rollsteuerung Erreichbaren auf. Der ausgelegte Basisregler der Seitenbewegung erfüllt zwar die definierten Entwurfskriterien an allen Trimpunkten, zeigt jedoch unterschiedliches Übertragungsverhalten für die verschiedenen Referenzzustände. Deutlich langsamer ist die Hängewinkelantwort im Langsamflug in geringer Höhe gegenüber Punkten in der Flugenveloppe bei höheren Fluggeschwindigkeiten und größeren Höhen.

In niedrigen Höhen bei geringem Staudruck ist die Wirksamkeit der Steuerflächen reduziert, sodass durch vollen Ausschlag der Stellflächen die Anstiegszeit ein natürliches Minimum erreicht.

Eine Begrenzung des kommandierbaren Hängewinkels für Bereiche geringen Staudrucks und geringer Höhe erlaubt es, größere Steuerausschläge zuzulassen, um gleiches Übertragungsverhalten zu erreichen und somit die Hängewinkelantwort zu einer kürzeren Anstiegszeit zu verbessern. Verschiedene Bereiche der Flugenveloppe sind somit hinsichtlich der Entwurfskriterien unterschiedlich zu betrachten.

Eine bauliche Maßnahme ist die Vergrößerung des Seitenruders oder die Vergrößerung des Hebelarms des Seitenruders zur Gewährleistung einer besseren Ruderwirksamkeit, welche es ermöglicht, auch in Bereichen geringen Staudrucks die gewünschte Dynamik und das gleiche Übertragungsverhalten über die gesamte Enveloppe zu erreichen.

DANKSAGUNG

Die Arbeiten wurden im Rahmen einer Masterarbeit begonnen und anschließend mit Unterstützung der Firma Leichtwerk AG im Rahmen des Kooperationsprojektes FCL-Methoden zur Methodenentwicklung im Flugreglerentwurf, beendet.

LITERATUR

- [1] Brockhaus, R.; Alles, W.; Luckner, R. *Flugregelung*. Springer, 3. Auflage, Heidelberg, 2011.
- [2] Gazmawe, Y. Automatisierter Entwurf der Flugregelgesetze in der Seitenbewegung für die automatische Steuerung eines Arbeitsflugzeugs großer Streckung. Master's thesis, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität, Technische Universität Berlin, 2019.
- [3] Joos, H.-D. *MOPS - Multi Objective Parameter Synthesis - User Guide V5.6*. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Oberpfaffenhofen, 2013.
- [4] Karakaya, I.; Luckner, R. Automatisierte Untersuchung und Bewertung von Fehlerfällen in elektronischen Flugsteuerungen mittels Flugsimulation. Lilienthal-Oberth e.V., 2019. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt.