

AUTOMATISIERTE UNTERSUCHUNG UND BEWERTUNG VON FEHLERFÄLLEN IN ELEKTRONISCHEN FLUGSTEUERUNGEN MITTELS FLUGSIMULATION

I. Karakaya, R. Luckner

Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt, Marchstr. 12, 10587 Berlin, Deutschland

Zusammenfassung

Sicherheitskritische Funktionen des Flugsteuerungssystems müssen hohen Anforderungen an Korrektheit, Zuverlässigkeit und Robustheit gerecht werden, da ein Fehler schwerwiegende Konsequenzen haben kann. Der Nachweis kann durch Analysen, Versuche oder Simulationen erbracht werden. Für die Zulassung durch eine Luftfahrtbehörde sind deshalb Testverfahren notwendig, mit denen die Flugeigenschaften mit einer Flugsimulation im geschlossenen Regelkreis bewertet werden. Dazu gehört die Untersuchung der Fehlerfälle entsprechend EASA CS23.1309. Heutige Testverfahren sind kosten- und arbeitsintensiv. Sie sind auf den Anwendungsfall spezifisch anzupassen. Die Bewertung und Einstufung der Kritikalität des Fehlers erfolgt in der frühen Entwicklungsphasen durch subjektive Einschätzung von erfahrenen Entwicklungsingenieuren und Testpiloten. Sobald Flugsimulationsmodelle vorhanden sind, werden schwierige Fragen zur Einstufung der Kritikalität im Flugsimulator geklärt. Das ist zeitintensiv. Dieser Beitrag zielt deshalb auf eine Methode, die erlaubt, Fehlerfälle in elektronischen Flugsteuerungen mittels einer Flugsimulation automatisiert so früh wie möglich systematisch zu untersuchen und zu bewerten.

Nomenklatur

Abkürzungen

CAS	Calibrated Airspeed
CS	Certification Specification
CG	Center of Gravity
EASA	European Aviation Safety Agency
FHA	Functional Hazard Analyse
HALE	High Altitude Long Endurance
KMU	Kleine und mittlere Unternehmen
OOP	Objektorientierte Programmierung
PIO	Pilot In The Loop Oscillation
UAV	Unmanned Aerial Vehicle

Formelzeichen (groß)

\underline{A}	Systemmatrix
$\underline{\underline{B}}$	vollständige Steuermatrix
$\underline{\underline{B}}$	vereinfachte Steuermatrix
$\underline{\underline{C}}$	Ausgangsmatrix
$\underline{\underline{D}}$	Durchgangsmatrix
$F_{\xi\Phi}$	Piloten-Übertragungsfunktion
$F_{\xi\xi}$	Stell-Übertragungsfunktion
$F_{p\xi}$	Übertragungsfunktion der Strecke
H	Höhe
L	Rollmoment
\hat{L}_{ξ}	Gesamt-Ruderwirksamkeit
\bar{L}_{ξ}	Ruderwirksamkeit der ausgefallenen Stellflächen
N	Giermoment
S	Flügelfläche
T_{lead}	Vorhalteglied
T_{lag}	Verzögerungsglied
V	Fluggeschwindigkeit
\hat{V}	arithmetische Mittel von V_{MO} und V_{DF}

V_{CAS}	kalibrierte Fluggeschwindigkeit
V_{MO}	Maximum Operating Speed
V_{DF}	Diving Speed

Formelzeichen (klein)

m	Masse
p	Rollrate
\bar{q}	dynamischer Druck
r	Gierrate
s	Halbspannweite
\underline{u}	Stellgrößenvektor
\underline{x}	Zustandsvektor
$\dot{\underline{x}}$	Ableitung des Zustandsvektors

Griechische Symbole (groß)

Δ	Verlust der Gesamt-Steuerautorität
Δ_1	Verlust der Steuerautorität durch Kompensation
Δ_2	Verlust der Steuerautorität durch die blockierte Stellfläche
Φ	Hängewinkel

Griechische Symbole (klein)

β	Schiebewinkel
δ	Stellfläche
δ_{max}	maximale Stellrate
ρ	Flugdichte
ρ_0	Dichte auf Meereshöhe
τ	Totzeit
ξ	Querruderstellung
$\dot{\xi}$	Querruderstellung mit verzögerter Dynamik
ω	Kennkreisfrequenz
ω_{BW}	Bandbreitenfrequenz
ζ	Seitenruderstellung

1 EINLEITUNG

Sicherheitskritische Funktionen des Flugsteuerungssystems müssen hohen Anforderungen an Korrektheit, Zuverlässigkeit und Robustheit gerecht werden, da ein Fehler schwerwiegende Konsequenzen haben kann. Der Nachweis kann durch Analysen, Versuche oder Simulationen erbracht werden. Für die Zulassung durch eine Luftfahrtbehörde sind deshalb Testverfahren notwendig, mit denen die Flugeigenschaften mit einer Flugsimulation im geschlossenen Regelkreis bewertet werden können.

Dazu gehört die Untersuchung der Fehlerfälle entsprechend EASA CS23.1309, welche im Rahmen einer Sicherheitsanalyse in der sogenannten (*Functional Hazard Analyse*) untersucht und bewertet werden. Die Kritikalität von Fehlern wird zunächst in generischer Form auf Flugzeug- und Systemebene ermittelt. Anschließend werden im Laufe einer Entwicklung die Konsequenzen und damit die Kritikalität von Einzelfehlern im System detailliert bestimmt.

Die Bewertung und Einstufung der Kritikalität des Fehlers erfolgt in der frühen Entwicklungsphasen durch subjektive Einschätzung von erfahrenen Entwicklungsingenieuren und Testpiloten. Sobald Flugsimulationsmodelle vorhanden sind, können damit schwierige Fragen zur Einstufung der Kritikalität im Flugsimulator geklärt werden. Ausfallbedingungen mit katastrophalen oder gefährlichen Auswirkungen auf das Flugzeug werden nur mittels einer Flugsimulation und nicht im realen Flugversuch untersucht. Die durchzuführenden Echtzeitsimulationen sind zeitintensiv und kostenintensiv, insbesondere wenn sie in Echtzeit im Flugsimulator mit Pilotenbewertung durchzuführen sind.

Die Tests sind auf den Anwendungsfall spezifisch anzupassen. Vor allem für kleinere und mittlere Unternehmen (KMU) oder kleinen Entwicklungsteams ist der große Arbeitsaufwand eine Herausforderung. Ziel ist das Aufstellen einer Methode basierend auf einem automatisierten und gut dokumentierbaren Testverfahren.

Dieser Beitrag zeigt deshalb den Prozess einer automatisierten, modularen und zeiteffizienten Untersuchung und Bewertung von Fehlerfällen mit einer Flugsimulation eines generischen, bemannten hoch- und langfliegenden Flugzeugs. Die EASA CS23.1309 fordert, dass jede Komponente eines Flugzeugs, jedes System oder jede Anlage in einem Flugzeug so konzipiert sein muss, dass im Falle einer Fehlfunktion oder eines Ausfalls mit schwerwiegenden oder katastrophalen Konsequenzen die Wahrscheinlichkeit des Auftretens äußerst selten (*extremely remote*) oder unwahrscheinlich (*extremely improbable*) sind. [2]

Daraus resultiert, dass für jede Komponenten des Flugsteuerungssystems wie Sensorik, Aktuatorik, Triebwerk im Rahmen einer Zulassung Fehlerfälle definiert und analysiert werden müssen. Es muss nachgewiesen werden, dass der Fehlerfall keine Gefahren für das Flugzeug hervorruft. Für die Bewertung der Fehlerfälle können bereits existierende Bewertungskriterien herangezogen werden.

Die Methode basiert auf einer Flugsimulation und ein *Crossover*-Pilotenmodell. Das Pilotenmodell bildet Piloten mit ihrem kompensierenden, vorausschauenden und vorwissenenden Verhalten ab. Ein beispielhafter repräsentativer Fehlerfall ist der Ausfall der Aktuatorik und damit der Verlust einer Stellfläche. Das kann zu Verlusten der Steuerbarkeit führen aber auch zu Stabilitätsproblemen in der Flugdynamik und im Flugzeug-Pilotensystem (PIO, *pilot in the loop oscillation*). So wird auch die PIO-Anfälligkeit untersucht, um die Kritikalität des Fehlerfalls im Rahmen der FHA zu bewerten.

2 FEHLERBEWERTUNG

2.1 Klassifikation nach FAR AC 23.1309

Die Klassifikation der Fehlerfälle wird in dem Advisory Circular AC23.1309 der FAR beschrieben. Es beschreibt akzeptable Methoden, um die Einhaltung der Anforderungen der Federal Aviation Regulations (FAR) 23.1309 (b), (c) und (d) nachzuweisen. [4].

Eine Ausfallbedingung (*failure condition*) ist eine Bedingung, die sich entweder auf das Flugzeug, auf die Arbeitsbelastung des Piloten oder auf die Gesundheit der Insassen oder auf alle, auswirkt. Sie kann durch einen oder mehrere Ausfälle (*failures*) oder Fehler (*errors*) entstehen. Zu ihrer Bewertung tragen die Flugphase und relevante widrige Betriebs- oder Umweltbedingungen oder externe Ereignisse bei. [4]

Die Ausfallbedingungen werden entsprechend ihrer Schwere wie folgt klassifiziert:

No Safety Effect: Ausfallbedingungen, die keinen Einfluss auf die Sicherheit haben.

Minor: Ausfallzustand, der zu einer leichten Verringerung der Sicherheitsmargen, einer leichten Erhöhung der Arbeitsbelastung der Besatzung und einigen Unannehmlichkeiten für die Insassen führt.

Major: Erhebliche Reduktion der Sicherheitsmargen und erhebliche Erhöhung der Arbeitsbelastung.

Hazardous: Große Reduktion der Sicherheitsmargen und physische Belastung der Besatzung, die Flugmission akkurat durchzuführen.

Catastrophic: Ausfallbedingung, die einen weiteren sicheren Flug und eine sichere Landung verhindert.

Die Grenzen für die Auftretenswahrscheinlichkeit auf Systemebene nach [4] für das untersuchende Flugzeug (*Class II*, d.h. Masse < 2700 kg, ein oder mehrere Triebwerke) sind

<i>minor</i>	< 10^{-3} [1/h]
<i>major</i>	< 10^{-5} [1/h]
<i>hazardous</i>	< 10^{-6} [1/h]
<i>catastrophic</i>	< 10^{-7} [1/h]

Die Werte beschreiben die Anzahl der Fehler pro Flugstunde. Beispielsweise darf für *Class II* Flugzeuge in 10^7 Flugstunden höchstens ein katastrophaler Fehlerfall auftreten.

2.2 Methode zur Bewertung der Kritikalität eines Fehlerfalls

Das Richtlinie AC23-17C [3] trennt bei der Fehlerfallauswertung zwischen Normalflug, Manöverflug und Anflug. Der Normalflug, der hier betrachtet werden soll, enthält Steigflug, Reiseflug und den Sinkflug. Das Flugzeug befindet sich im stationären Flug und ist in allen drei Achsen getrimmt. Flüge zur Beurteilung von Fehlfunktionen sollten für den kritischsten Beladungszustand des Flugzeugs untersucht werden. Die simulierten Fehlfunktionen sollten bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten und Höhen über die gesamte Flugenvelope des Flugzeugs durchgeführt werden.

Die simulierten Ausfälle und die daraus resultierenden Konsequenzen sind nach AC23-17C (AMC) [3] katastrophal (*catastrophic*), wenn

- Lasten überschritten werden oder
- ein vorübergehender Kontrollverlust (z.B. Stall) den Kontakt mit Hindernissen oder Gelände nicht verhindern kann oder
- ein nicht behebbarer Ausfall zum Verlust der Kontrolle über Fluglage und Flugbahn führt.

Ein Fehlerzustand ist *hazardous*, wenn

- daraus resultierende Beschleunigungen kleiner 0 g oder größer 2 g auftreten oder
- das arithmetische Mittel \hat{V} der maximalen Betriebsfluggeschwindigkeit V_{MO} und die im Flugtest maximal erfliegbaren Fluggeschwindigkeit V_{DF} überschritten wird

$$(1) \quad \hat{V} = \frac{V_{MO} + V_{DF}}{2} \quad \text{oder}$$

- ein Lagewinkel von mehr als 60 Grad oder mehr als 30 Grad unter einer Höhe von 1000 Fuß (304,8 Meter über einer zutreffenden Flughafenhöhe) auftritt oder
- die Flugeigenschaften des Flugzeugs stark degradiert werden, sodass sich die Arbeitsbelastung der Besatzung übermäßig erhöht.

Ist keine dieser Bedingungen erfüllt, ist der Fehlerfall entweder *major* oder *minor*.

Bei manueller Flugsteuerung im bemannten Flug schließt der Pilot den Regelkreis und es bildet sich ein dynamisches Pilot-Flugzeugsystem, welches instabil werden kann. So muss bei Verlust einer Stellfläche sowohl die verbleibende Steuerbarkeit als auch die Stabilität im dynamischen Flugzeug-Pilotensystem (PIO) untersucht werden. Dazu muss die Flugsimulation um ein Pilotenmodell ergänzt werden (siehe BILD 1).

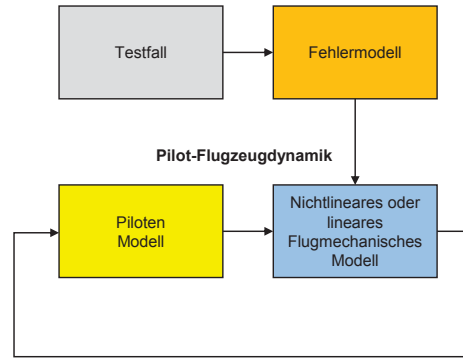


BILD 1: Systemarchitektur

Der Prozess zur Fehlerfallbewertung ist in BILD 2 dargestellt. Gegeben ist eine beliebige Systemarchitektur eines Flugzeugs, welche aus Einzelkomponenten wie beispielsweise Sensoren, Stellflächen, Triebwerk bestehen (erster Block). Diese Komponenten werden softwaretechnisch als Module modelliert. Jedes dieser Module ist instrumentiert und kann mit einem Fehlerfall behaftet werden (zweiter Block). Durch Flugsimulationen wird der entsprechende Fehlerfall hinsichtlich seiner Kritikalität simuliert (dritter Block). Die Kritikalität des jeweiligen Fehlerfalls des Einzelmoduls wird nach erfolgter Simulation mit einem Bewertungskriterium eingestuft (vierter Block).

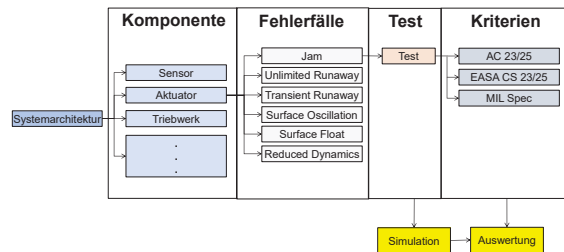


BILD 2: Prozess zur Fehlerfallbewertung

3 BEISPIELSZENARIO

Zur Veranschaulichung des in BILD 2 dargestellten Prozesses wird die Kritikalität von Aktuator-Fehlerfällen anhand einer beispielhaften Systemarchitektur in der Rollsteuerung untersucht. Hierfür wird eine Flugsimulation eines generischen hoch- und langfliegenden HALE-Flugzeugs (*high altitude long endurance aircraft*) verwendet.

Diese Art von Flugzeug ist charakterisiert durch ihre hohe Streckung und hohe Flügelspannweite. Die daraus resultierende hohe Gleitzahl ermöglicht das Fliegen in großen Höhen mit langer Flugdauer. Wegen der großen Flügelspannweite sind solche Flugzeuge träge um die Rollachse. Im weiteren Verlauf des Beitrags werden nur Fehlerfälle in der Rollsteuerung betrachtet.

3.1 Definition des Flugbereichs

Bei einer kritischen Flugzeugmasse von 2500 kg und der hintersten Schwerpunktlage wird die kalibrierte Fluggeschwindigkeit (V_{CAS}) von 10 m/s in 2 m/s Schritten bis

26 m/s variiert. Die Flughöhe wird von Flughöhe 1000 m in 2000 m Schritten bis 19000 m variiert. Daraus ergeben sich die in BILD 3 dargestellten Flugzustände.

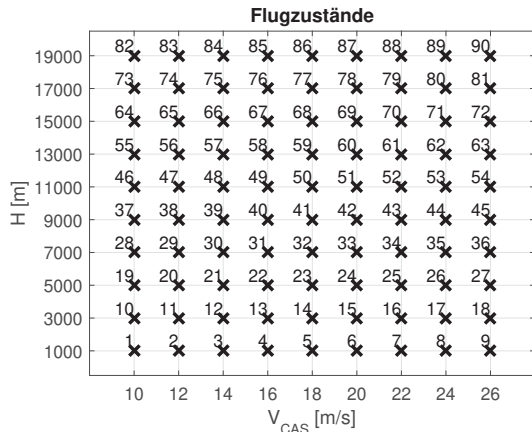


BILD 3: Untersuchender Flugbereich

3.2 Systemarchitektur des HALE-Flugzeugs

Das zu untersuchende Beispielflugzeug besitzt für die Rollsteuerung vier symmetrisch ausschlagende Querruder auf der linken- und rechten Flügelhälfte, welche jeweils mit einem elektrischen Aktuator angesteuert werden. Das Seitenruder wird zum Gieren und das Höhenruder für die Steuerung um die Längsachse verwendet. BILD 4 zeigt die Draufsicht eines exemplarischen HALE-Flugzeugs.

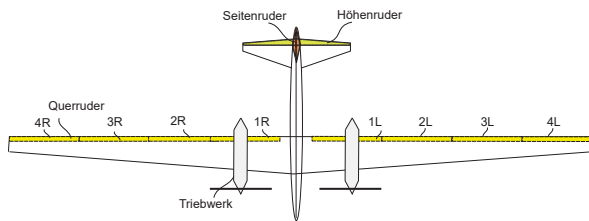


BILD 4: Draufsicht auf ein exemplarisches HALE-Flugzeug

Die Umwandlung zwischen dem Querruderkommando ξ und den Einzelklappen ξ_{iL}, ξ_{iR} geschieht im Verhältnis 1/3. Bei maximalem Querruderkommando von ± 10 Grad schlagen die Einzelklappen auf ± 30 Grad aus.

3.3 Zustandsraum der Seitenbewegung

Neben der nichtlinearen Flugsimulation wird vereinfachend ein lineares Modell der Seitenbewegung betrachtet

$$(2) \quad \dot{x} = \underline{A} \cdot x + \underline{B} \cdot u$$

Hierbei stellt $x \in \mathbb{R}^n$ den Zustandsvektor, $\underline{A} \in \mathbb{R}^{n,n}$ die Systemmatrix, $\underline{B} \in \mathbb{R}^{n,m}$ die Eingangsmatrix und $u(t) \in \mathbb{R}^m$ die Steuergröße dar.

Die Zustandsgrößen x_i sind die Gierrate r , der Schiebewinkel β , die Rollrate p und der Hängewinkel Φ .

$$(3) \quad x = [r, \beta, p, \Phi]^T$$

Die Stellgrößen u_i beinhalten die Einzel-Querruderklappen ξ_{iL}, ξ_{iR} und das Seitenruder ζ

$$(4) \quad u = [\xi_{iL}, \xi_{iR}, \zeta]_{i=1..4}^T$$

Die von Einzelklappen abhängige Stellmatrix \underline{B} kann durch das bekannte Übersetzungsverhältnis zwischen Querruderkommando und Einzelklappenausschlag zu einer nur vom gesamten Querruderkommando ξ abhängigen Stellmatrix umgewandelt werden.

$$(5) \quad \underline{\bar{B}} = 3 \cdot \begin{bmatrix} B_{r,\xi_{1L}} + B_{r,\xi_{2L}} + \dots + B_{r,\xi_{4R}} \\ B_{\beta,\xi_{1L}} + B_{\beta,\xi_{2L}} + \dots + B_{\beta,\xi_{4R}} \\ B_{p,\xi_{1L}} + B_{p,\xi_{2L}} + \dots + B_{p,\xi_{4R}} \\ B_{\Phi,\xi_{1L}} + B_{\Phi,\xi_{2L}} + \dots + B_{\Phi,\xi_{4R}} \end{bmatrix}$$

3.4 Fehlerfalldefinition und mathematische Formulierung der Bewertungskriterien

Insgesamt werden fünf Fehlerfälle für den in Abschnitt 3.1 definierten Flugbereich untersucht:

M1 Actuator Jam: Blockieren der Stellfläche 4L in der maximalen Position:

$$\xi_{4L} = 30^\circ$$

M2 Actuator Jam: Blockieren der Stellfläche 4L neutralen Position:

$$\xi_{4L} = 0^\circ$$

M3 Unlimited Hardover: Stellfläche 3L wandert bis zum mechanischen Limit.

$$\xi_{3L}(1 \text{ s}) = 0^\circ$$

$$\xi_{3L}(t_1 - 1 \text{ s}) = 30^\circ$$

M4 Reduced Dynamik: Alle Stellflächen besitzen eine reduzierte Stelldynamik (PT1-Glied, $\omega = 1,4$ rad/s).

M5 Reduced Dynamik: Alle Stellflächen besitzen eine reduzierte Stelldynamik (PT1-Glied, $\omega = 2,5$ rad/s).

Die Aktuator-Stellrate beträgt im Nominalfall $\omega = 3$ rad/s.

3.4.1 Actuator Jam (M1, M2)

Der Fehlerfall *Actuator Jam* beschreibt das Blockieren des Aktuators und somit den Verlust der Wirkung der entsprechenden Stellfläche. In BILD 5 ist der Verlauf dargestellt. Es wird eine Ruderstellung von d_0 nach d_1 kommandiert. Im Zeitpunkt t_{1j} blockiert die Stellfläche in der Ruderstellung d_{1j} .

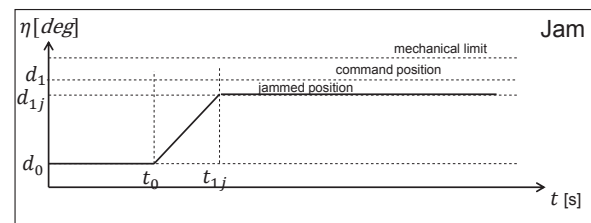


BILD 5: Blockade der Stellfläche

Blockiert die Stellfläche nicht in der Neutralstellung, dann existiert eine unsymmetrische Klappen-Konfiguration zur Kompensation der resultierenden Roll- und Gierrate und

ein Queruder- und ein Seitenruderausschlag sind notwendig. Durch die Kompensation geht weitere Steuerautorität verloren.

Sei i definiert als der Index des blockierten Querruders in dem Stellvektor \underline{u}_F um die Querruderstellung δ und ein Element der blockierten Querruder \mathcal{Q}_F , dann gilt für den Stellvektor

$$(6) \quad u_F(i) = \delta \quad \forall \quad i \in \mathcal{Q}_F$$

$$(7) \quad u_F(i) = 0 \quad \forall \quad i \notin \mathcal{Q}_F \quad .$$

Das resultierende Rollmoment L_F durch den Fehlerfall berechnet sich zu

$$(8) \quad L_F = [B_{p,\xi_{1L}} \ B_{p,\xi_{2L}} \ \dots \ B_{p,\xi_{4R}}] \cdot \underline{u}_F \quad .$$

Mit der Ruderwirksamkeit L_ξ aus der vereinfachten Steuermatrix $\underline{\bar{B}}$ aus Gleichung 5

$$(9) \quad L_\xi = B_{p,\xi_{1L}} + B_{p,\xi_{2L}} + \dots + B_{p,\xi_{4R}}$$

berechnet sich das notwendige Querruderkommando ξ zur Kompensation der Rollrate zu

$$(10) \quad \xi = -\frac{L_F}{L_\xi} \quad .$$

Der Verlust der Steuerautorität durch die Kompensation Δ_1 berechnet sich mit dem Querruderausschlag ξ aus Gleichung 10 und dem maximal möglichen Querruderausschlag ξ_{\max} zu

$$(11) \quad \Delta_1 = \frac{|\xi|}{|\xi_{\max}|} \quad .$$

Sind die Stellflächen in der Neutralstellung blockiert, dann ist der Verlust der Steuerautorität durch die Kompensation $\Delta_1 = 0$.

Trotzdem ergibt sich durch die ausgefallenen Stellflächen ein Verlust der Steuerautorität Δ_2 . Mit L_ξ aus Gleichung 9 und \bar{L}_ξ als die Ruderwirksamkeit der ausgefallenen Stellflächen, dann berechnet sich der Verlust der Steuerautorität der ausgefallenen Stellflächen zu

$$(12) \quad \Delta_2 = \frac{\bar{L}_\xi}{L_\xi} \quad .$$

Der Gesamtverlust der Steuerautorität ist definiert mit

$$(13) \quad \Delta = \Delta_1 + \Delta_2 \quad .$$

Die angenommenen Grenzwerten der entsprechenden Bewertungsskala aus BILD 6 müssen durch Simulationen bestätigt werden.

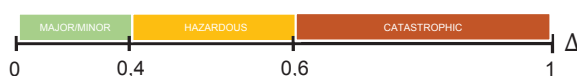


BILD 6: Kritikalität des Fehlerfalls in Abhängigkeit von Δ

3.4.2 Hardover (M3)

Der Fehlerfall *Hardover* ist ein zeitabhängiger dynamischer Fehlerfall. Es beschreibt ein unbegrenztes oder transientes Auswandern der Stellfläche mit maximaler Stellrate bis zum Maximalausschlag. BILD 7 zeigt den Verlauf der auswandernden Stellfläche. Der Fehler beginnt ab dem Zeitpunkt t_0 in der Ruderstellung d_0 . Die Ruderstellung d_0 ist ein kommandierter Wert, welcher sich aus dem momentanen Flugzustand ergibt. Der Ruderausschlag d_1 ist entweder die mechanische Grenze für die Ruderfläche (beim unbegrenzten Auswandern der Stellfläche) oder ein bestimmter Wert (transientes Auswandern).

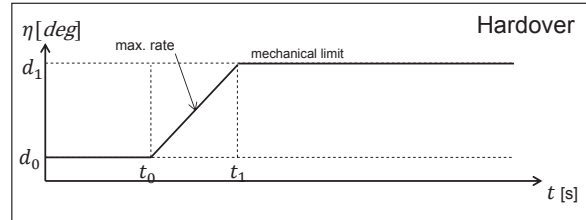


BILD 7: *Hardover*, unbegrenztes Auswandern der Stellfläche

Ähnlich wie im Fehlerfall *Actuator Jam* geht Steuerautorität verloren, weil ein zusätzlicher Seitenrunder- oder Querruderausschlag der fehlerfreien Stellflächen zur Kompensation notwendig ist. In der Rollbewegung kann der Steuerbarkeitsverlust z.B. bei der Kompensation der Rollböen kritisch werden. Das Auswandern der Stellfläche kann dazu führen, dass flugmechanische Parameter Grenzen der normalen operationellen Flugenvolpe überschreiten. Für die Rollbewegung sind es der Hängewinkel Φ und der Schiebewinkel β . Weitere katastrophale Konsequenz kann das Überschreiten von lokalen und globalen Lasten sein.

Die Richtlinie AC23-17C definiert, dass bei einem Fehlerfall die Pilotenreaktion beim Einleiten von Gegenmaßnahmen berücksichtigt werden kann. Es kann angenommen werden, dass sie innerhalb von drei Sekunden erfolgt. [3] Im ungünstigsten Fall würde der Pilot erst nach drei Sekunden beispielsweise einen fehlerhaften Autopiloten deaktivieren. Fehlern, die automatisch erkannt werden müssen, sind deutlich kürzere Reaktionszeiten möglich. Für ein bemanntes Flugzeug ist deshalb interessant, wie sich die flugmechanischen Parameter (Φ, β) drei Sekunden nach dem Fehlerfall ändern.

Die im operationellen Betrieb maximal zulässigen Hängewinkel Φ_{\max} und Schiebewinkel β_{\max} leiten sich aus Flugleistungs- und Steuerbarkeitsanforderungen ab. Für das HALE-Flugzeug in diesem Beitrag werden sie wie folgt gewählt:

$$(14) \quad \Phi_{\max} = 10^\circ \quad \text{für} \quad H \leq 500 \text{ ft}$$

$$(15) \quad \Phi_{\max} = 15^\circ \quad \text{für} \quad H > 500 \text{ ft}$$

$$(16) \quad \beta_{\max} = 15^\circ \quad .$$

Das Auswandern der Stellfläche von d_0 nach d_1 im Zeitraum t_0 bis t_1 (wie in BILD 7) mit maximaler Stellrate $\dot{\delta}_{\max}$

erzeugt den Stellausschlag:

$$(17) \quad \delta(t) = \int_{t_0}^{t_1} \dot{\delta}_{\max} dt .$$

Gegeben sei ein mit dem maximalen Hängewinkel Φ_{\max} normierter Parameter

$$(18) \quad \hat{\Phi} = \frac{\Phi(t_0 + 3 s)}{\Phi_{\max}}$$

und ein mit dem maximalen Schiebewinkel β_{\max} normierter Parameter

$$(19) \quad \hat{\beta} = \frac{\beta(t_0 + 3 s)}{\beta_{\max}} .$$

Normierte Parameter haben bei der Bewertung den Vorteil, dass sie einheitenlos sind. Ist der normierte Parameter größer eins, so werden die Grenzen des Hängewinkels oder Schiebewinkels überschritten. Dieser Fehlerfall wird für Höhen über 1000 ft nach AC23-17C *hazardous* klassifiziert. Für Höhen unter 1000 ft wäre der Fehlerfall *catastrophic*.

Für HALE-Flugzeuge wird hier eine niedrigere Flughöhe (500 ft) als Grenzwert vorgeschlagen, da zum einen die Grenzen Φ_{\max} und β_{\max} niedriger angestellt sind und die Fluggeschwindigkeit sehr gering ist. Es resultieren folgende Bewertungskriterien:

Höhe	catastrophic	hazardous	major/minor
≥ 500 ft	$\hat{\Phi} \geq 2$ $\hat{\beta} \geq 2$	$\hat{\Phi} \geq 1$ $\hat{\beta} \geq 1$	$\hat{\Phi} < 1$ $\hat{\beta} < 1$
< 500 ft	$\hat{\Phi} \geq 1$ $\hat{\beta} \geq 1$	$\hat{\Phi} < 1$ $\hat{\beta} < 1$	–

3.4.3 Reduced Dynamics (M4, M5)

Der Fehlerfall *Reduced Dynamics* beschreibt eine reduzierte Dynamik der Stellfläche. Dadurch erreicht die Steuerfläche mit einer Zeitverzögerung den vorgegebenen Auslenkwinkel. Durch die Verzögerung ist eine vorausschauende Koordination notwendig. Das Schließen des Regelkreises durch den Piloten führt zu einer Pilot-Flugzeugdynamik, die instabil werden und zu PIO-Anfälligkeiten führen kann.

Die Begrenzung der Stellrate ist eine nichtlineare Funktion, die sich im Frequenzbereich nicht direkt modellieren lässt. Sie ähnelt dem Verhalten eines PT1-Glieds. Deshalb wird das Querruder für diesen Fehlerfall mit einem PT1-Glied verzögert und als vereinfachte Approximation verwendet. Die Übertragungsfunktion zwischen dem Querruderausschlag $\hat{\xi}$ und der durch das PT1-Glied beeinflussten Querruderstellung ξ ist

$$(20) \quad F_{\xi\hat{\xi}} = \frac{K}{s + K} .$$

Die Eckfrequenz K des PT1-Glieds kann beliebig variiert werden. Je größer der Parameter K , desto höher die Eckfrequenz und desto geringer die Verzögerung der Stell-dynamik.

Die Übertragungsfunktion zwischen der verzögerten Stellfläche ξ und der Rollrate p lässt sich aufstellen durch

$$(21) \quad F_{p\xi} = F_{\xi\xi} \cdot F_{p\xi} = \frac{K}{s + K} \cdot F_{p\xi} .$$

Das Piloten-Modell basiert auf einem Crossover-Modell nach McRuer. Das Crossover-Modell ist ein parametrisches quasilineares Modell, bei der sich der Pilot als aktiver dynamischer Regler verhält. Die Piloten passen ihr eigenes Verhalten an die jeweilige Flugzeugdynamik derart an, dass die Übertragungsfunktion des offenen Regelkreises von Pilot und Flugzeug im Bereich der so genannten Crossover-Frequenz gleiche dynamische Eigenschaften aufweist.

Der Pilot adaptiert das Verhalten mittels einer Übertragungsfunktion bestehend aus einer Verstärkung K_P , einem Vorhaltglied T_{lead} , einem Verzögerungsglied T_{lag} sowie einer Totzeit τ (0,3 s) [1]. Die Übertragungsfunktion des Piloten ist

$$(22) \quad F_{\xi\Phi} = K_P e^{-\tau s} \frac{T_{lead} \cdot s + 1}{T_{lag} \cdot s + 1} .$$

Der Pilot passt sein Verhalten so an, dass die Eigenschaften des geschlossenen Pilot-Flugzeug-Regelkreises die grundlegenden Eigenschaften von ausreichendem Führungsverhalten, Robustheit und Störunterdrückung erfüllt. BILD 8 zeigt den geschlossenen Regelkreis der Pilot-Flugzeugdynamik.

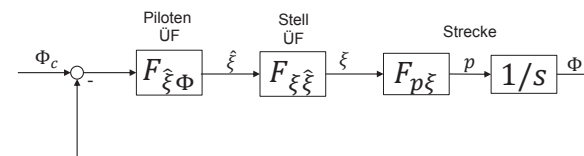


BILD 8: Blockschaltbild Pilot-Flugzeugdynamik

Für die Bestimmung der Piloten-Übertragungsfunktion wird das Neal-Smith-Kriterium verwendet. Das Neal-Smith-Kriterium verwendet die Kenngrößen des an die Flugzeugdynamik angepassten Pilotenmodells sowie die Resonanzamplitude ($\frac{\Phi}{\Phi_c}$) des geschlossenen Regelkreises (T_{lead}, T_{lag}). Der Pilot erwartet bei Lagekommandos eine schnelle, voraussehbare Flugzeugreaktion mit minimalem Überschwingen. Der Pilot versucht bei anspruchsvollen Verfolgungsaufgaben einen bestimmten Wert der Schnittfrequenz ω_c (*crossover frequency*) zu erreichen. Bei der *crossover frequency* ist $|\frac{\Phi}{\Phi_c}| = 0$ dB. Die Bandbreitenfrequenz wird mit 1,1 rad/s für HALE-Flugzeuge unter der Bandbreitenfrequenz für zivile Luftfahrtpiloten (1,5 rad/s) ausgewählt. Der Amplitudenabfall (*droop*) bis zur Bandbreitenfrequenz sollte nicht unter -3 dB liegen. BILD 9 zeigt die Grenzen des Neal-Smith-Kriteriums.

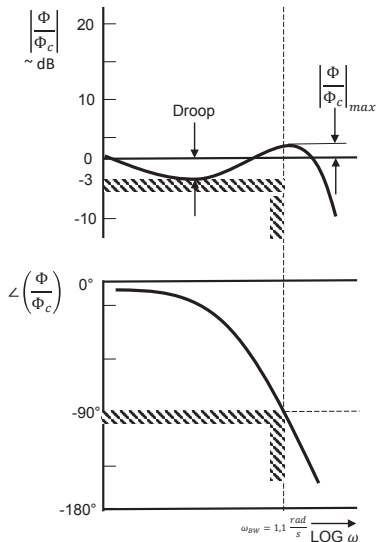


BILD 9: Neal-Smith-Kriterium Parameter des geschlossenen Regelkreises, eigene Darstellung aus [5]

Eine einfache und intuitive Lösung bildet ein quadratisches Gütefunktional, bei dem die Flächen der Zielwertabweichungen minimiert werden :

$$(23) \quad J_{sqr} = \left(\frac{\text{droop} + 3 \text{ dB}}{3 \text{ dB}} \right)^2 + \left(\frac{\varphi(\omega_{BW}) + 90^\circ}{90^\circ} \right)^2$$

Mit einer Matlab-Routine werden die Parameter K_P , T_{lead} , T_{lag} iterativ bis zur Erfüllung des Neal-Smith Kriteriums angepasst. Das Flussdiagramm in BILD 10 stellt den Ablauf zur Bestimmung der Parameter dar

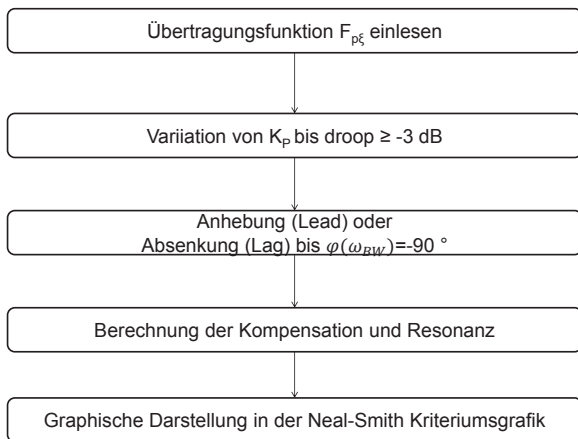


BILD 10: Routine zur Bestimmung der Parameter des Pilotenmodells

Die Bewertung der optimierten Pilotenparameter erfolgt nach der Neal-Smith-Kriteriumsgrafik in BILD 11. Die Ordinate entspricht der resultierenden maximalen Resonanzüberhöhung (in dB). Die Abszisse entspricht die dazugehörige Phasen Anpassung des Piloten. Die eingetragenen Grenzen wurden aus einer Analyse der Ergebnisse von Pilotenbewertungen entsprechend der Cooper-Harper Skala eingetragen. Die mit $PR = 3,5$ bezeichnete Grenze trennt den Level-1-Bereich vom Level-2-Bereich. Die mit $PR = 6,5$ bezeichnete Grenze trennt den Level-2-Bereich vom

Level-3- Bereich. Neal und Smith beschreiben mit der Kriteriumsgrafik nicht nur das zugeordnete Flugzeugverhalten, sondern auch eine PIO-Tendenz des Gesamtsystems (Pilot und Flugzeug).

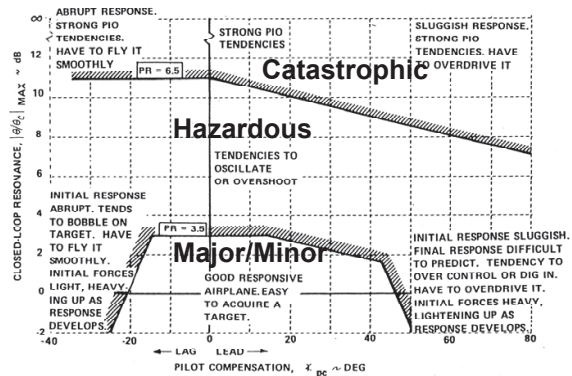


BILD 11: Neal-Smith-Kriteriumsgrafik [5]

Entsprechend der Pilotenbeurteilung (PR) kann die Kritikalität des Fehlerfalls wie in BILD 11 bewertet werden. Dabei wird vereinfachend davon ausgegangen, dass die für die Längsbewegung ermittelten Grenzwerte auf die Rollage übertragen werden können.

catastrophic	hazardous	major/minor
$PR \geq 6,5$	$3,5 \leq PR < 6,5$	$PR < 3,5$

3.5 Simulation der Fehlerfälle

BILD 12 zeigt eine Skizze des Simulations- und Bewertungsablaufs.

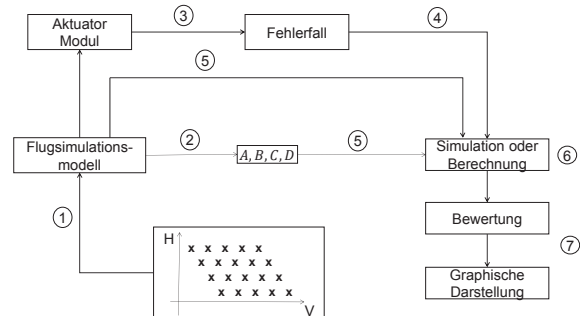


BILD 12: Prozess zur Simulation und Bewertung des Fehlerfalls

Für die Flugsimulation werden die Flugzustände zur Untersuchung der Fehlerfälle definiert ①. Für den definierten Flugbereich werden mit dem nichtlinearen Modell Zustandsraummatrizen (A, B, C, D) linearisiert ②. Es werden Fehlerfälle für den Aktuator definiert ③ und die entsprechenden fehlerbehafteten Inputs aufgestellt ④. Je nach Fehlerfall wird entweder die nichtlineare Flugsimulation oder das linearisierte Modell verwendet ⑤ und simuliert ⑥. Zuletzt erfolgt die Bewertung und die graphische Darstellung ⑦.

Das gesamte Verfahren zur Simulation und Auswertung basiert auf einer objektorientierten Programmierung in MATLAB. Die objektorientierte Programmierung (OOP)

ist eine Methodik der Softwareentwicklung, die in den Beziehungen zwischen Daten und Algorithmen in Form von Objekten dargestellt werden. Es ermöglicht effektiv die modulare Zerlegung eines komplexen Systems in einzelne Teile. Die OOP wird ab MATLAB R2008a unterstützt. [6]

BILD 13 zeigt die Objekte, welche erzeugt werden.

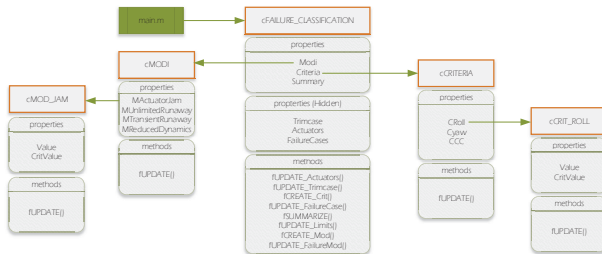


BILD 13: Methode und Attribute des Programms

Für die Bewertung der Fehlerfälle liegt ein linearisierter Trimmzustand vor. Zu dem Trimmzustand wird ein Objekt der Klasse cFAILURE_CLASSIFICATION erzeugt. Dieser enthält den Trimmzustand als Zustandsraum. Das Objekt cFAILURE_CLASSIFICATION enthält als Unterobjekte eine Ansammlung an Fehlermodi. Die Fehlermodi sind in der Klasse cMODI als Unterobjekte definiert. Beispielsweise ist das Objekt MActuatorJam der Klasse cMODI_JAM definiert. Die Fehlermodi werden für den entsprechenden Trimmzustand ausgewertet und einer Zusammenfassung beigefügt. Die Zusammenfassung enthält einen Überblick aller ausgewerteten Fehlerfälle und wird für jeden definierten Fehlerfall erweitert. Für jeden Trimmzustand liegt ein Objekt mit den Ergebnissen aller ausgewerteten Fehlerfälle vor. Die Informationen werden in den zum Trimmzustand dazugehörigen Objekten zur Bewertung der Kritikalität und zur Darstellung in einer Kriteriumsgrafik wiederverwendet. Ein Fehlerfall wird mit Hilfe einer Benennung des Fehlerfalls (bsp. M3), Angabe der Fehlerart (bsp. JAM) und der Übergabe von Informationen über ausgefallene Stellflächen und deren Charakteristika (Jam-Positionen der Stellflächen) definiert.

3.6 Auswertung der Bewertungskriterien

Mit den Bewertungskriterien aus Abschnitt 3.4 definiert werden die fünf Fehlerfälle untersucht und bewertet.

Eine Bewertungsgrafik für das Blockieren einer Stellfläche ist in BILD 14 dargestellt. Der Test-Identifizier auf der Abszisse entspricht den Trimpunkten in BILD 3. In der Ordinate ist der Verlust der Steuerautorität Δ aufgetragen. Zusätzlich sind die Grenzen für *catastrophic* (gestrichelt rot), *hazardous* (gestrichelt gelb) und *major/minor* (gestrichelt grün) aufgetragen. In BILD 14 ist die Bewertungsgrafik für das Blockieren der Stellfläche in der maximalen Position (M1) und in der neutralen Position (M2) dargestellt. In beiden Fehlerfällen (M1,M2) werden die Kritikalität als *major/minor* bewertet. Im Fehlerfall M1 ist die Stellfläche maximal ausgeschlagen. Daraus resultiert im Gegensatz zum Fehlerfall M2 ein höherer Verlust der Steuerautorität um die Rollachse

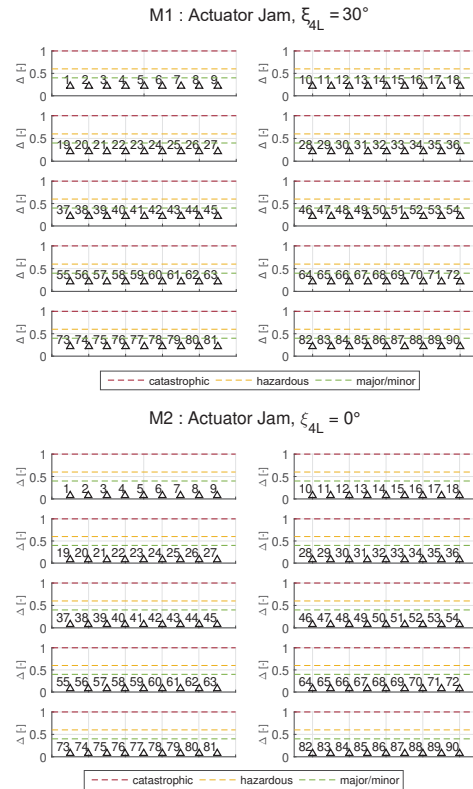


BILD 14: Bewertung des Fehlerfalls Actuator Jam in der maximalen Position (M1) und neutralen Position (M2)

Derdes *Hardover*-Fehler der Stellfläche (M3) wird im Zeitbereich mit der nichtlinearen Flugsimulation untersucht. In der Bewertungsgrafik in BILD 15 sind alle flugmechanischen Parameter zur Bewertung des *Hardover*-Fehlers dargestellt. Die gestrichelt dargestellten Grenzen für $\delta\Phi$ und $\delta\beta$ kennzeichnen die Kritikalität des Fehlerfalls. Wird die Grenze überschritten, so ist der Fehlerfall *hazardous*.

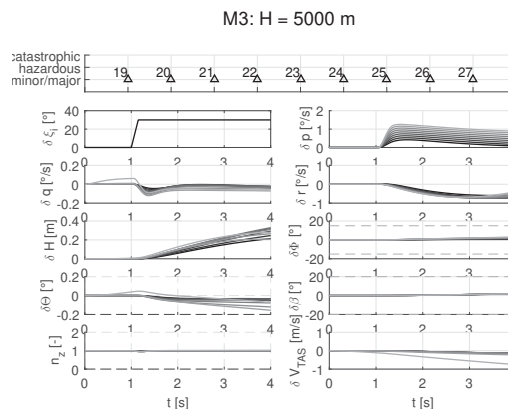


BILD 15: Zeitschrieb und Bewertung des Fehlerfalls Hardover (M3)

Es ist exemplarisch die Bewertung der Kritikalität für die Höhe 5000 m dargestellt. Im obersten Diagramm befindet sich die Bewertung aller Trimpunkte. Der *Hardover*-Fehler geschieht ab erster Sekunde und die Bewertung des Fehlerfalls erfolgt ab vier Sekunden nach Simulationsstart. Trotz des Auswanderns der Stellflächen überschreiten der Hängewinkel und der Schiebewinkel nicht die Grenze zu

hazardous. Weil der Trimpunkt sich oberhalb von 500 ft (152,4 m) befindet, wird der Fehlerfall für die Höhe 5000 m für alle Fluggeschwindigkeiten durch die Routine als *major/minor* eingestuft.

Die letzten beiden Fehlerfälle stellen eine reduzierte Dynamik der Stellflächen dar. Die Bewertung erfolgt mittels der Neal-Smith-Kriteriumsgrafik für alle Höhen und Fluggeschwindigkeiten in derselben Grafik. In BILD 16 ist die Neal-Smith-Kriteriumsgrafik für den Fehlerfall M4 mit der Eckfrequenz $\omega = 1,4 \text{ rad/s}$ und in BILD 17 der Fehlerfall M5 mit der Eckfrequenz $\omega = 2,5 \text{ rad/s}$ dargestellt.

Der Fehlerfall M4 besitzt im Vergleich zum Fehlerfall M5 eine geringere Eckfrequenz und folglich eine größere Verzögerung in der Stelldynamik. Aus diesem Grund wird im Fehlerfall M4 zu geringen Fluggeschwindigkeiten und Höhen ab 5000 m der Fehlerfall größtenteils als *hazardous* eingestuft. Das ist plausibel, weil durch den geringeren Staudruck die Ruderwirksamkeit gering ist und deshalb weitere Stellgeschwindigkeiten nötig sind. In den als *hazardous* klassifizierten Fällen existiert keine PIO-Tendenz, aber eine Tendenz zum Überschießen und Oszillieren in der Lagehaltung. Eine geringere Eckfrequenz der Stelldynamik erfordert mehr Lead vom Piloten. Er muss stärker vorhalten und ein Übersteuern verhindern.

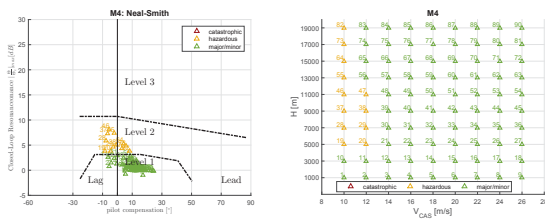


BILD 16: Neal-Smith-Kriteriumsgrafik für den Fehlerfall mit reduzierter Stelldynamik, $\omega = 1,4 \text{ rad/s}$ (M4)

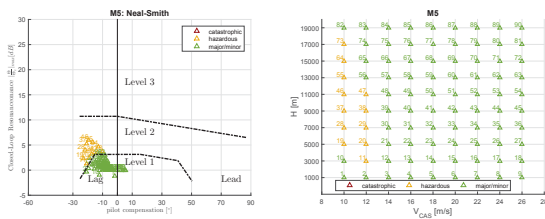


BILD 17: Neal-Smith-Kriteriumsgrafik für den Fehlerfall mit reduzierter Stelldynamik, $\omega = 2,5 \text{ rad/s}$ (M5)

4 ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Dieser Beitrag beschreibt eine Methode für die automatisierte Bewertung von Fehlerfällen in elektronischen Flugsteuerungen. Es wurde beispielhaft gezeigt, wie Fehlerfälle mittels Flugsimulation untersucht und bewertet werden können. Die Untersuchungen adressieren die manuelle Flugsteuerung eines HALE-Flugzeugs. Sie können jedoch leicht auf ein unbemanntes Flugzeug übertragen werden. Die Bewertungskriterien sind in parametrisierter Form programmiert, wodurch die Anpassung einfach ermöglicht wird. Die Definition der Methodik befindet sich noch in der Anfangsphase. In Zukunft soll deutlicher zwischen den

Fehlerfällen *major/minor* differenziert werden. Außerdem soll die für das Modul Aktuator dargestellte Methode auf andere Flugzeugkomponenten wie Sensorik, Triebwerk erweitert werden.

LITERATUR

- [1] Rudolf Brockhaus, Wolfgang Alles, and Robert Luckner. *Flugregelung* -. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York, 2011.
- [2] European Aviation Safety Agency (EASA). Certification Specification For Normal, Utility, Aerobatic and Com-muter Aeroplanes CS-23. Brüssel, 2003.
- [3] Federal Aviation Administration (FAA). AC 23-17C: Systems and Equipment Guide for Certification of Part 23 Airplanes and Airships. Washington D.C., 2011.
- [4] Federal Aviation Administration (FAA). AC 23.1309-1E: System Safety Analysis and Assessment for Part 23 Airplanes. Washington D.C., November 17, 2011.
- [5] T.P. Neal and R.E Smith. An in-flight investigation to develop control system design criteria for fighter airplanes, AFFDL TR 70-74 Vof. I & 11, W-P AFB, December 1970.
- [6] Ulrich Stein. *Objektorientierte Programmierung mit MATLAB - Klassen, Vererbung, Polymorphie*. Carl Hanser Verlag GmbH Co KG, München, 2015.