SYSTEMATISCHE FEHLERFALLANALYSE EINES HOCHAUFTRIEBSSYSTEMS MIT KONTINUIERLICHEN KLAPPENKONFIGURATIONEN

Anja Graichen*, Pia Eichhorn*, Flávio Silvestre*
* Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt, Marchstraße 12, 10587 Berlin, Germany

Zusammenfassung

In diesem Artikel wird die Sicherheit des neuartigen *Continuously Moving Slats and Flaps System* (CMSFS) während eines Landeanflugs mithilfe des Functional Hazard Assessment untersucht, ausgewertet und bewertet. Abschließend werden die entsprechenden an das CMSFS zu stellenden Sicherheitsziele definiert. Anhand der Systemdefinition des CMSFS werden mehrere Fehlerquellen sowohl innerhalb als auch außerhalb des Hochauftriebssystems identifiziert. Die Simulation von drei ausgewählten Fehlerfällen, welche die Flugregelung, die Aktuatoren und das Anti-Icing System betreffen, erfolgt basierend auf einem generischen Mittelstreckenflugzeug im Forschungssimulator SEPHIR der TU Berlin und wird nach den Kriterien eines stabilisierten Anflugs untersucht. Der erste Fehlerfall behandelt eine fehlerhafte Eingabe der Fluggeschwindigkeit direkt in die Funktion des kontinuierlichen Klappenverfahrens. Die weiteren Fehlerfälle untersuchen den Einfluss von blockierten Vorder- und Hinterkantenklappen auf die Regelung des CMSFS. Es zeigt sich, dass entstehende Fehlerketten Auswirkungen auf die Funktionsweise des CMSFS haben. Nach der aufgestellten Bewertungsmethode zur Evaluierung der Systemfunktionen werden keine sicherheitskritischen Grenzwerte über- oder unterschritten und es finden keine katastrophalen Ereignisse statt. Zwei simulierte Fehlerfälle haben einen vollständigen Funktionsverlust des CMSFS zur Folge und resultieren in einem gefährlichen Vorfall. Bei der Simulation des zweiten Fehlerfalls ist keine Landung möglich. Aufgrund der Berechnungen innerhalb des Regelungssystems finden über den Großteil des Anflugs keine Klappenausschläge statt und die Anfluggeschwindigkeit wird durch den Autopiloten nicht reduziert. Für die Inbetriebnahme des CMSFS ist die Überarbeitung oder Erweiterung des Sicherheitssystems notwendig.

Keywords

Continuously Moving Slats and Flaps System; Simulation; Hochauftriebssystem; Functional Hazard Assessment; Landung; Landeanflug

NOMENKLATUR

Symbole

α	Anstellwinkel	deg
c	Konfigurationswert	
η_K	Klappenausschlag	deg
H	Höhe	ft
$\dot{\Phi}$	Rollrate	deg s^{-1}
$\dot{\Theta}$	Nickrate	deg s^{-1}
$\dot{H}$	Sinkrate	ft min^{-1}
Φ	Rollwinkel	deg
Θ	Nickwinkel	deg
V_{act}	Aktuelle Fluggeschwindigkeit	kt
V_{CAS}	Kalibrierte Fluggeschwindigkeit	kt
V_{dec}	Entscheidungsgeschwindigkeit	kt
V_{FE}	Maximal zulässige Fluggeschwindigkeit	kt
V_{L}	Landegeschwindigkeit	kt
V_{LS}	Minimal zulässige Fluggeschwindigkeit	kt
V_{REF}	Anfluggeschwindigkeit	kt

Indizes

0	Normalverlauf
1	Erster Fehlerfall
2	Zweiter Fehlerfall
3	Dritter Fehlerfall
c	Kontinuierlich
cmd	Kommandiert
fl	Flap
n	Nächster
p	Vorheriger
sl	Slat

Abkürzungen

AP	Autopilot
ATHR	*Autothrust*
CHRS	*Cooper-Harper Rating Scale*
CMSFS	*Continuously Moving Slats and Flaps System*
FHA	*Functional Hazard Asessment*
ILS	Instrumentenlandesystem
LOC/APPR	*Localizer and Approach Mode*
TO/GA	*Take-off/Go-around*

1. EINLEITUNG

Hochauftriebssysteme sind für die moderne Luftfahrt unverzichtbar, um bei Start und Landung niedrige Fluggeschwindigkeiten durch die Erzeugung von ausreichend Auftrieb zu ermöglichen. Obwohl auf die Landung nur 4% der durchschnittlichen Flugdauer fällt, ereignen sich in dieser Flugphase 54% aller fatalen Unfälle [1]. Für diese kritische Flugphase ist es besonders wichtig, potentielle Fehlerfälle im voraus zu identifizieren, deren Auswirkungen auf das Flugzeug und den Flugbetrieb zu erkennen und entsprechende Sicherheitsvorkehrungen zu treffen. Die Sicherheitsanalyse ist durch die Komplexität von Luftfahrtsystemen und das hohe Schadenspotential von Flugunfällen vor allem bei Änderungen bereits bestehender Systeme wichtig. Dieser Artikel präsentiert die Untersuchung der Sicherheit eines neuartigen Hochauftriebssystems mit kontinuierlichen Klappenkonfigurationen während eines Landeanflugs im Forschungssimulator

SEPHIR der Technischen Universität Berlin. Das System wurde im Rahmen des durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie geförderten Projekts CON.MOVE an der Technischen Universität Berlin entwickelt und zeigte in ersten Studien sein Potential für Starts und Landungen [2]. Es reduziert den Arbeitsaufwand der Piloten, den Treibstoffverbrauch und die Lärmemission [2]. Ziel ist die erste Bewertung von Sicherheitsrisiken, die durch die Integration des neuartigen Hochauftriebssystems in das Flugzeugsystem entstehen. Um die hohen Standards, die in der Luftfahrt für die Integration und Sicherheit an neue Systeme bestehen, zu erfüllen, wird eine methodische Sicherheitsanalyse durchgeführt. Das *Functional Hazard Assessment* ist eine global einheitliche Methode, durch die potentielle Fehlerfälle und deren Auswirkungen analysiert, bewertet und klassifiziert werden. Anschließend können die an das System zu stellenden Sicherheitskriterien festgelegt werden, um so das geforderte Maß an Sicherheit für das neuartige Hochauftriebssystem zu definieren.

2. SICHERHEITSANALYSE

Die Sicherheits- und Fehleranalyse erfolgt auf Basis eines *Functional Hazard Assessment* (FHA) nach der *Euopean Organisation for the Safety of Air Navigation*. Das FHA ist ein systematischer, iterativer Top-Down-Prozess und ermittelt die Sicherheitsrisiken eines neuen oder veränderten Luftfahrtsystems [3]. Die Beurteilung des Schweregrads der Fehlerauswirkungen erfolgt anhand einer Risikoakzeptanztabelle und die entsprechenden Sicherheitsziele werden aufgestellt (s. Tab. 4). Die Klassifizierung erfolgt nach CS 25.1309 [4]. Grundlage für die Einordnung der Fehlerfälle sind die Zeitschriebe der im Flugsimulator durchgeführten Anflüge und die Notwendigkeit eines Piloten in die Situation einzugreifen. Die Kriterien zur Beurteilung sind in der Bewertungsmethode in Kap. 4 dargelegt. Planung, Evaluierung, Verifizierung, Validierung und die Fertigstellung des FHA sind nicht Teil dieser Untersuchung.

3. CONTINUOUSLY MOVING SLATS AND FLAPS SYSTEM

Im Gegensatz zu dem momentan gängigen Verfahren passt sich die Klappenstellung des CMSFS automatisch und stufenlos der Fluggeschwindigkeit an und ermöglicht dem Flugzeug den Flug in einer optimalen aerodynamischen Konfiguration [2]. In Abb. 1 ist das kontinuierliche Verfahren in blau und grün im Vergleich zum Standardverfahren (*standard stepwise*) in rot dargestellt. Die Klappenstellungen des

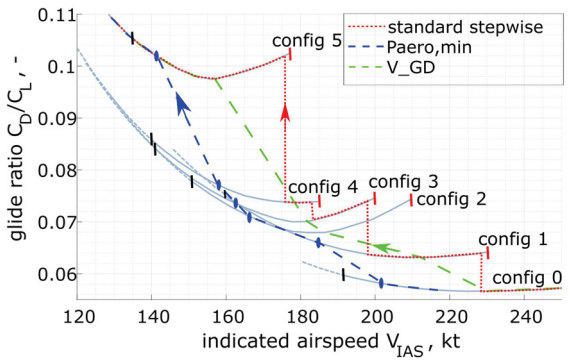

BILD 1. Geschwindigkeitsgrenzen für Klappenstellungen und Klappenverfahren [2].

CMSFS werden unter Berücksichtigung zweier Kontrollgesetze berechnet, sodass die Klappenstellung immer dem Flug mit minimalem Widerstand[1] (grün) oder der minimalen aerodynamischen Verlustleistung (blau) entspricht [2]. Das CMSFS erweitert das herkömmliche Hochauftriebssystem um diese Kontrollgesetze und um stufenlos verstellbare Klappen. Es trägt zu einem reibungslosen Anflugmanöver bei und reduziert die Belastung der Piloten [2]. Der Treibstoffverbrauch eines Landeanflugs wird um bis zu 30% reduziert [5]. Es ist in Abb. 1 zu erkennen, dass das Flugzeug unter Einfluss der Kontrollgesetze länger verzögert, bevor die Vorder- und Hinterkantenklappen ausgefahren werden. Das Flugzeug bewegt sich demnach näher an sicherheitskritischen Grenzwerten für Strömungsablösungen, aber auch am aerodynamischen Optimalpunkt.

In Abb. 2 ist das System des CMSFS schematisch dargestellt. Für die Regelung der Kontrollgesetze gehen in das System die aktuelle Fluggeschwindigkeit V_{act}, Masse m, Flughöhe über Grund H und die momentane Klappenposition c ein [2]. Die Aktuatoren der Klappen werden wie bisher mithilfe Hydraulikdrucks bewegt und die Vorderkantenklappen mit Heißluft aus dem Pneumatiksystem enteist (*Anti-Icing*). Das CMSFS unterscheidet sich von dem Standardverfahren durch die genannten Kontrollgesetze der Regelung. Es wird ein kontinuierlicher Konfigurationswert sowohl für die Vorder- als auch Hinterkantenklappen berechnet.

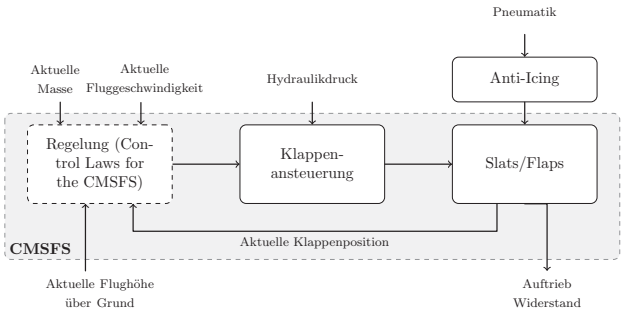

BILD 2. CMSFS Systemdefinition.

3.1. Regelung des CMSFS

Um eine kontinuierliche Klappenstellung zu ermöglichen, wird für die Klappenstellungen zwischen den in Tab. 1 dargestellten Konfigurationen ein entsprechender kontinuierlicher Konfigurationswert c_c berechnet. Über eine lineare Interpolation unter Berücksichtigung der Klappenstellungen der Slats δ_{sl}, Flaps δ_{fl} und des entsprechenden maximal möglichen Ausschlags wird nach Gleichung 1 ein kontinuierlicher Konfigurationswert berechnet, welcher eine kontinuierliche Klappenstellung zwischen den Standardkonfigurationen repräsentiert [5] (s. c_{eq} in Abb. 10)

$$c_c = \frac{\delta_{sl} + 5 \cdot \delta_{fl}}{\delta_{sl,max} + 5 \cdot \delta_{fl,max}} \tag{1}$$

Die kontinuierliche Klappenstellung des CMSFS ermöglicht dem Flugzeug den Flug in einer optimalen aerodynamischen Konfiguration. Diese Konfigurationen unterscheiden sich je nach Kontrollgesetz. Für die Untersuchung des CMSFS in dieser Arbeit wird das Kontrollgesetz der minimalen aerodynamischen Verlustleistung $V_{Paero,min}$ (Abb. 1 in blau) gewählt, da in vorherigen Analysen mit diesem Kontrollgesetz der Treibstoffverbrauch am meisten reduziert

[1] Auch als Geschwindigkeit V_{GD} bezeichnet, entspricht dem besten Gleitverhältnis.

wurde [2]. Es werden zunächst die Fluggeschwindigkeiten, die diesen aerodynamischen Optimalpunkten entsprechen, berechnet und als Entscheidungsgeschwindigkeiten bezeichnet. Da die aerodynamischen Optimalpunkte der Standardkonfigurationen in Tab. 1 bekannt sind, wird für jede dieser Standardkonfigurationen eine Entscheidungsgeschwindigkeit V_{dec} berechnet. Der relevante aerodynamische Optimalpunkt entspricht dem der minimalen Sinkrate $\dot{H}_{min}$. Die entsprechende Entscheidungsgeschwindigkeit V_{dec} für jede Standardkonfiguration wird nach Gleichung 2 berechnet und ist in Abb. 1 blau markiert [2].

$$V_{dec} = V_{P,aero,min} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot \sqrt{3} \cdot \sqrt{\frac{C_{W0}}{k}}}} \tag{2}$$

Um eine ideale und den Kontrollgesetzen entsprechende Klappenstellung zwischen den Standardkonfigurationen zu ermöglichen, wird mithilfe der berechneten Entscheidungsgeschwindigkeiten ein kommandierter kontinuierlicher Konfigurationswert berechnet. Dieser kontinuierliche Konfigurationsbefehl $c_{c,cmd}$ wird nach Gleichung 3 durch die lineare Annäherung der benachbarten äquivalenten Werte der Standardkonfigurationen c_n und c_p, der jeweiligen Entscheidungsgeschwindigkeiten $V_{dec,n}$ und $V_{dec,p}$ und der aktuellen Fluggeschwindigkeit V_{act} bestimmt [5].

$$c_{c,cmd} = c_p + \frac{c_n - c_p}{V_{dec,n} - V_{dec,p}} \cdot (V_{act} - V_{dec,p}) \tag{3}$$

Die aktuelle Fluggeschwindigkeit V_{act} wird mit der jeweiligen Entscheidungsgeschwindigkeit V_{dec} verglichen. Erreicht die aktuelle Fluggeschwindigkeit V_{act} den Wert der entsprechenden Entscheidungsgeschwindigkeit V_{dec}, wird ein kontinuierlicher Konfigurationsbefehl $c_{c,cmd}$ berechnet. Folglich fahren die Vorder- und Hinterkantenklappen aus, bis dessen kontinuierliche Klappenstellung c_c dem kommandierten Konfigurationswert $c_{c,cmd}$ entspricht [5].

	Config 1	Config 2	Config 3	Config 4	Config 5
Slats	18 °	18 °	22 °	22 °	24 °
Flaps	0 °	10 °	15 °	20 °	35 °

TAB 1. Klappenkonfiguration- und ausschlag.

3.2. Identifikation von Fehlerfällen, Herleitung von Fehlerketten und mögliche Auswirkungen

Die Systemdefinition in Abb. 2 dient der Identifizierung von Fehlerquellen, die zu Klappenfehlern führen können. Komponenten innerhalb des Systems selbst können Fehler aufweisen und betreffen die Klappenansteuerung, das Regelungssystem des CMSFS und die Slats und Flaps selbst. Fehler in anderen Systemen mit unmittelbarer Auswirkung auf die Funktionsweise sind das Hydrauliksystem, die Pneumatik und die Avionik. Die Avionik liefert Daten, die zur Berechnung der automatischen Steuerung der Klappensysteme dienen, und ist im Vergleich zum Standardverfahren ein besonders sicherheitskritisches System außerhalb der Systemgrenzen. Das CMSFS ist anfälliger für Fehler, die nur die Vorder- oder Hinterkantenklappe betreffen, da das CMSFS einen kontinuierlichen Konfigurationswert sowohl für die Vorder- als auch Hinterkantenklappen berechnet. Fehler, welche das System beeinflussen, sind unter anderem:

- beschädigte Aktuatoren [4, CS 25.1435],
- fehlende Heißluft aus dem Pneumatiksystem, sodass keine Versorgung des Enteisungssystemes möglich ist [4, CS 25.1419] oder
- Sensoren, die keine, unzureichende oder falsche Daten für das Regelungssystem des CMSFS bereitstellen.

Mögliche Auswirkungen von Fehlerketten werden aus den funktionalen Anforderungen eines Hochauftriebssystems abgeleitet. Es werden exemplarisch drei Fehlerfälle untersucht, die jeweils die Regelung innerhalb des CMSFS, die Klappen direkt und eine fehlerhafte Klappenansteuerung betreffen. Diese Fehlerfälle sind als Eins bis Drei nummeriert in Tab. 5 dargestellt.

4. BEWERTUNGSMETHODE

Da das CMSFS durch eine vollautomatische Funktionsweise die Belastung der Piloten reduziert, wird jeglicher nötiger Eingriff in den Anflug als Erhöhung des Arbeitsaufwands (*increase in workload*) gewertet. Demnach wird während der Versuchsdurchführung nach der *Cooper-Harper Rating Scale* (CHRS) beurteilt, in welchem Maß das Flugverhalten ohne Eingriff des Piloten stabil ist. Jeder nötige Eingriff mit einer Wertung von „3“ oder weniger wird als nicht akzeptabel bewertet. Die weiteren grundlegenden funktionalen Anforderungen an das CMSFS sind in absteigender Relevanz:

1) die Gewährleistung von Klappenausschlag,
2) eine Erhöhung des Auftriebsbeiwerts und eine Verringerung der Fluggeschwindigkeit,
3) ein stabilisierter Anflug und
4) eine Klappenstellung entsprechend des gewählten Kontrollgesetzes.

Um die Fehlerfälle in Hinsicht der genannten funktionalen Anforderungen nach Tab. 4 zu klassifizieren, werden physikalische Parameter untersucht. Ein Strömungsabriss wird als schlimmstmögliches Ereignis bewertet. Um dies als entsprechend katastrophales (*catastrophic*) Ereignis einzuordnen, werden die kalibrierte Fluggeschwindigkeit (*Calibrated Airspeed*) V_{CAS}, der Auftriebsbeiwert C_A und der Anstellwinkel α im Bereich der Grenzwerte untersucht. Der Verlust der grundlegenden Systemfunktion wird anhand des Klappenausschlags η_K klassifiziert und als gefährliches (*harzadous*), schweres (*major*) oder kleines (*minor*) Ereignis eingeordnet. Damit eine weitere Abstufung möglich ist, wird die Klappenkonfiguration, die Fluggeschwindigkeit V_{CAS}, die Anfluggeschwindigkeit V_{REF} und die Sinkrate $\dot{H}$ nach den Kriterien eines stabilisierten Anflugs bei der Höhe H von 1000 ft untersucht [6]:

- Konfiguration „FULL“ („Config 5“),
- Fluggeschwindigkeit $V_{REF} \leq V_{CAS} \leq V_{REF} + 20$ kt und
- Sinkrate $600\,\text{ft}\,\text{min}^{-1} \leq \dot{H} \leq 1000\,\text{ft}\,\text{min}^{-1}$

Alle zur Bewertung gewählten physikalischen Parameter und deren Grenzwerte sind in Tab. 3 zusammengefasst. Das CMSFS muss Klappenbewegungen ermöglichen, damit die funktionalen Anforderungen eines Hochauftriebssystems erfüllt sind. Es wird erwartet, dass ein kontinuierlicher Konfigurationswert $c_{c,cmd}$ kommandiert wird und ein zur Flugphase passender Klappenausschlag η_K stattfindet. Ein vom Vergleichswert des Normalverlaufs abweichender Konfigurationswert c_c wird als Funktionsverlust bewertet und nach der Sicherheitsakzeptanztabelle klassifiziert.

Die Fehlerfälle können eine falsch eingestellte Klappe zur Folge haben. Die tatsächliche Klappenstellung entspricht nicht der, die für die momentane Fluggeschwindigkeit

vorgesehen ist. Um Beschädigungen an den Klappen zu vermeiden, darf die maximal zulässige Geschwindigkeit (*Maximum Flap Extended Speed*) V_{FE} der Klappenstellungen nicht überschritten werden. Die maximal zulässige Geschwindigkeit V_{FE} ist ein fest definierter Wert, der von der Klappenposition abhängt (vlg. Tab. 2). Um Strömungsablösungen zu vermeiden, darf die Überziehgeschwindigkeit nicht unterschritten werden. Da ein Betrieb unmittelbar an dieser Grenze nicht zulässig ist, wird die minimal zulässige Fluggeschwindigkeit (*Lowest Selectable Speed*) V_{LS} untersucht.

Es wird erwartet, dass die Fluggeschwindigkeit bei Auftreten der Fehlerfälle die minimal zulässige Fluggeschwindigkeit V_{LS} nicht unterschreitet und die maximal zulässige Fluggeschwindigkeit V_{FE} nicht überschreitet. Ein Passieren dieser Grenzen stellt ein katastrophales (*catastrophic*) Ereignis dar. Die Anfluggeschwindigkeit (*Landing reference speed*) V_{REF} für einen stabilisierten Anflug ist idealerweise die niedrigste zulässige Fluggeschwindigkeit. Den Kriterien eines stabilisierten Anflugs zufolge wird erwartet, dass die Anfluggeschwindigkeit V_{REF} ab einer Höhe H von 1.000 ft zwischen 140 kt und 160 kt liegt. Die Geschwindigkeitsgrenzen gelten für die Masse des untersuchten Flugzustands. Es wird erwartet, dass die Fluggeschwindigkeit bei Landung 135 kt bis 145 kt beträgt. Der Anstellwinkel α darf den entsprechenden maximalen Anstellwinkel α_{max} der eingestellten Klappenkonfigurationen in Tab. 2 nicht überschreiten. Dies resultiert in einem Strömungsabriss und stellt ein katastrophales (*catastrophic*) Ereignis dar. Bei

Konfiguration	V_{FE} [kt]	α_{max} [deg]
Config 0	-	9
Config 1	230	$14,5$
Config 2	215	$14,5$
Config 3	200	14
Config 4	185	$13,5$
Config 5	177	13

TAB 2. Maximale zulässige Geschwindigkeit und maximaler Anstellwinkel.

einem asymmetrischen Klappenausschlag wird erwartet, dass der Rollwinkel Φ zwischen 5 deg und -5 deg liegt. Um Querstabilität zu gewährleisten, darf die Rollrate $\dot{\Phi}$ nur zwischen $3\,\mathrm{deg\,s^{-1}}$ und $-3\,\mathrm{deg\,s^{-1}}$ liegen. Ob die

Größe	Minimaler Grenzwert	Maximaler Grenzwert
V_{CAS}	V_{LS}	V_{FE}
V_{REF}	140 kt	160 kt
V_L	135 kt	145 kt
$\dot{H}$	$600\,\mathrm{ft\,min^{-1}}$	$1000\,\mathrm{ft\,min^{-1}}$
α	-	α_{max}
Φ	-5 deg	5 deg
$\dot{\Phi}$	$-3\,\mathrm{deg\,s^{-1}}$	$3\,\mathrm{deg\,s^{-1}}$

TAB 3. Bewertungsskala für physikalische Parameter.

Klappenstellung dem aerodynamischen Optimalpunkt tatsächlich entspricht, hat keinen Einfluss auf die Sicherheit des Systems, ist demnach kein Kriterium des FHA und wird nicht untersucht.

5. VERSUCHSDURCHFÜHRUNG UND AUSWERTUNG

Die Versuchsdurchführung findet im Forschungssimulator SEPHIR der Technischen Universität Berlin statt und basiert auf einem generischen Mittelstreckenflugzeug [7]. Die Fehleranalyse erfolgt anhand eines geraden Anflugs auf Berlin Tegel Landebahn 26R. Der Anflug beginnt bei einer Entfernung zur Landebahn von 20 NM mit einer Höhe von 3.000 ft und einer Fluggeschwindigkeit von 220 kt. Zu Beginn der Simulation entspricht die Masse des Flugzeugs der maximalen Landemasse. Der Anflug erfolgt mit Hilfe des Autopiloten AP, dem automatischen Schub ATHR und unter LOC/APPR Mode bei aktiviertem ILS. Die Datenaufzeichnung startet bei einer Entfernung zur Landebahn von 16 NM und bei 13 NM reduziert sich die Geschwindigkeit auf 170 kt. Bei $8,9$ NM beginnt der Gleitpfad und der Sinkflug wird eingeleitet. Während des Sinkflugs reduziert sich die Geschwindigkeit auf 139 kt. Die Datenaufzeichnung endet bei $0,2$ NM. Folglich werden die Landung und mögliche Abfangmanöver nicht untersucht. Das simulierte Flugzeug besitzt ein Hochauftriebssystem, bestehend aus zwei Einfach-Spaltklappen als Hinterkantenklappen (*Flaps*) und fünf Vorflügeln als Vorderkantenklappen (*Slats*) pro Tragfläche. Es herrscht kein Wind und kein anderer Flugverkehr. Für die hergeleiteten generischen Fehlerketten werden für die Versuchsdurchführung genaue Werte für die Auswirkungen auf das System festgelegt.

5.1. Erster Fehlerfall: verzögerte Übergabe der Geschwindigkeitsreduktion an das Regelungssystem

Eine mögliche Vereisung der Sensoren wird durch einen Versatz in den Simulationswerten realisiert. Der Wert der Fluggeschwindigkeit, der zur Berechnung in den Regelkreis des kontinuierlichen Klappensystems übergeben wird, wird unterhalb einer Höhe von 2.800 ft um 10 kt erhöht und es findet somit eine verzögerte Übergabe der Geschwindigkeitsreduktion an das System statt. Der untersuchte Fehler tritt bei einer Entfernung zur Landebahn von 15 NM auf.

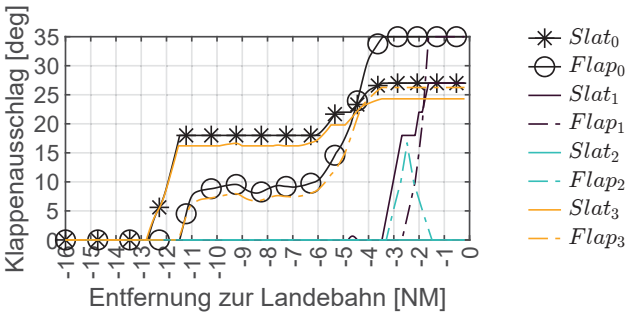

BILD 3. Klappenausschlag η_K für alle Fehlerfälle.

In Abb. 3 ist zu erkennen, dass bei $12,74$ NM keine Slats und bei $11,47$ NM keine Flaps ausgefahren werden (Fehlerfall 1: Slat$_1$, Flap$_1$), wie es bei einem Anflug ohne Fehlerfall stattfindet (Slat$_0$, Flap$_0$). Da der Anflug bei einer Höhe H_1 von 1000 ft stabilisiert sein muss, müssen die Klappen in der Konfiguration „FULL“ sein. Um diese Voraussetzung zu erfüllen, fahren bei $3,54$ NM bis $1,62$ NM die Klappen vollständig aus und die Funktion des CMSFS ist gewährleistet. Bei einer Entfernung zur Landbahn von $12,47$ NM erreicht die Fluggeschwindigkeit $V_{CAS,1}$ nach Abb. 6 den unteren Grenzwert der minimal zulässigen Fluggeschwindigkeit $V_{LS,1}$. Da die Klappen nicht ausgefahren werden, sinkt die minimal zulässige Fluggeschwindigkeit $V_{LS,1}$ nicht. Der AP

und das ATHR unterbinden eine weitere Geschwindigkeitsverzögerung, um die betriebliche Sicherheitsgrenze nicht zu unterschreiten. Die Fluggeschwindigkeit beträgt somit bis zu einer Entfernung zur Landebahn von $3,3$ NM 197 kt. Bei einer Höhe von 1000 ft und einer Entfernung zur Landebahn von 3 NM beträgt die Anfluggeschwindigkeit $V_{REF,1}$ 197 kt und ist demnach um 37 kt erhöht. Bei $3,54$ NM sind die Klappen durch den AP vollständig ausgefahren. Folglich sinkt die minimal zulässige Fluggeschwindigkeit $V_{LS,1}$ und durch den AP und das ATHR findet eine Geschwindigkeitsverzögerung statt. Bei Landung beträgt die Fluggeschwindigkeit $V_{CAS,1}$ 143 kt.

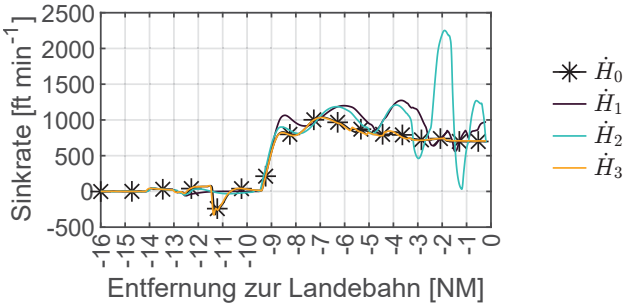

BILD 4. Sinkrate $\dot{H}$ für alle Fehlerfälle.

Der Gleitpfad wird bei der Versuchsdurchführung des ersten Fehlerfalls eingehalten. Da die Klappen nicht ausgefahren werden, ist die Fluggeschwindigkeit erhöht und folglich erhöht sich die Sinkrate $\dot{H}_1$. In Abb. 4 ist zu erkennen, dass bis zu einer Entfernung zur Landebahn von 3 NM die Sinkrate $\dot{H}_1$ die festgelegte Grenze von 1000 ft min^{-1} mehrmals übersteigt. Durch das vollständige Ausfahren der Klappen durch den AP bei $3,54$ NM kann der Anflug stabilisiert werden und die Sinkrate $\dot{H}_1$ übersteigt den gewählten Grenzwert von 1000 ft min^{-1} nicht mehr.

Da ab einer Entfernung zur Landebahn von $12,74$ NM keine Klappen ausgefahren werden, erhöht sich der Anstellwinkel α_{max} nicht wie vorgesehen. Der Grenzwert α_{max} von 9 deg wird nicht überschritten (vgl. Abb. 7). Folglich steigt der Auftriebsbeiwert $C_{A,1}$ bis zu einer Entfernung zur Landebahn von 3 NM nicht an. Der Anflug wird bei 3 NM stabilisiert, indem die Klappen vollständig ausgefahren werden. Ab diesem Zeitpunkt steigen die Grenzwerte des maximalen Anstellwinkels α_{max} und maximalen Auftriebsbeiwerts $C_{A,max}$ entsprechend an. Der Auftriebsbeiwert $C_{A,1}$ steigt ebenfalls an und erreicht bei Landung annähernd den Normalwert $C_{A,0}$.

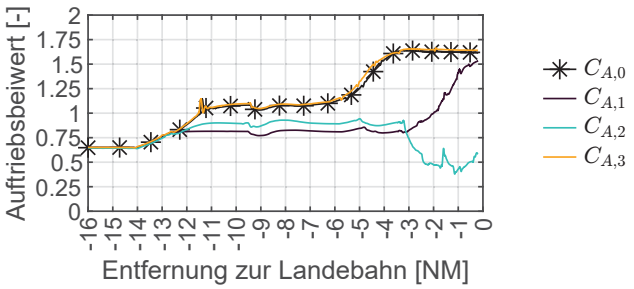

BILD 5. Auftriebsbeiwert C_A für alle Fehlerfälle.

Abbildung 9 zeigt, dass ab Aufzeichnungsbeginn bis zu einer Entfernung zur Landebahn von $3,47$ NM kein kommandierter Konfigurationswert $c_{c,cmd,1}$ berechnet wird. Infolgedessen werden in dem Bereich keine Klappen ausgefahren. Die Fluggeschwindigkeit $V_{CAS,1}$ liegt zwischen 220 kt und 197 kt. Es findet keine Überschreitung der maximal zulässigen Fluggeschwindigkeit V_{FE} statt und wird als Ursache ausgeschlossen. Der kommandierte Konfigurationswert $c_{c,cmd}$ ist von der aktuellen Fluggeschwindigkeit V_{act} und den Entscheidungsgeschwindigkeiten V_{dec} abhängig. Das Flugzeug verzögert, bis die aktuelle Fluggeschwindigkeit V_{act} der Entscheidungsgeschwindigkeit V_{dec} entspricht und ein kommandierter Konfigurationswert $c_{c,cmd}$ berechnet wird. Bei diesem Fehlerfall ist die aktuelle Fluggeschwindigkeit V_{act}, welche zur Berechnung an das Regelsystem des CMSFS gegeben wird, um 10 kt erhöht. Durch diese verzögerte Weitergabe der Fluggeschwindigkeit an das System ist bei $12,74$ NM die entsprechende Entscheidungsgeschwindigkeit V_{dec} im Regelkreis noch nicht erreicht, der kommandierte Konfigurationswert $c_{c,cmd,1}$ beträgt 0 und es werden keine Klappen ausgefahren. Aus diesem Grund wird bei einer Entfernung zur Landebahn von $3,47$ NM durch ein Sicherheitssystem unmittelbar die Konfiguration „FULL“ vorgegeben.

5.2. Zweiter Fehlerfall: blockierte Vorderkantenklappen

Eine Vereisung der Klappensysteme durch fehlende oder unzureichende Heißluft aus dem Pneumatiksystem tritt nur an den Vorderkantenklappen auf. Es wird eine Vereisung der kompletten Vorderkantenklappen angenommen. In der Versuchsdurchführung dieses Fehlerfalls wird ein maximal möglicher Vorderklappenausschlag von 11 deg simuliert. Der Fehler tritt bei einer Entfernung zur Landebahn von 13 NM auf.

Wie bei Fehlerfall 1 fahren bei $11,47$ NM keine Flaps aus. Die Slats werden bei diesem Fehlerfall grundlegend als blockiert angenommen. Bei $3,34$ NM werden durch den AP die Flaps vollständig ausgefahren, um die Kriterien eines stabilisierten Anflugs zu erfüllen. Bei $2,47$ NM werden die Flaps aufgrund des TO/GA Mode eingefahren.

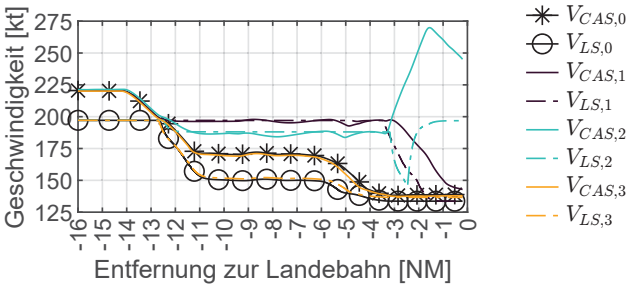

BILD 6. Geschwindigkeiten V_{CAS} und V_{LS} für alle Fehlerfälle.

Obwohl keine Klappen ausgefahren werden, sinkt bei einer Entfernung zur Landebahn von $12,47$ NM die minimal zulässige Fluggeschwindigkeit $V_{LS,2}$ auf 188 kt ab (vgl. Abb 6). Bei 12 NM sinkt die minimale zulässige Fluggeschwindigkeit $V_{LS,2}$ nicht wie geplant weiter ab, da keine Klappen ausgefahren werden. Die Fluggeschwindigkeit $V_{CAS,2}$ erreicht den Grenzwert $V_{LS,2}$ bei $11,26$ NM und durch den AP und das ATHR findet aus Sicherheitsgründen keine weitere Geschwindigkeitsverzögerung statt. Da im weiteren Verlauf des Anflugs keine Klappen mehr ausgefahren werden, findet bis $3,36$ NM keine weitere Verzögerung statt und die Fluggeschwindigkeit $V_{CAS,2}$ beträgt konstant 187 kt. Bei $3,36$ NM greift die *Alpha-Floor Protection* ein und löst den

TO/GA Mode aus (vgl. Abb. 6). Die Anfluggeschwindigkeit ist mit $207\,\mathrm{kt}$ um $47\,\mathrm{kt}$ erhöht. Die Fluggeschwindigkeit $V_{CAS,2}$ steigt weiter und beträgt bei $1,61\,\mathrm{NM}$ $296\,\mathrm{kt}$. Eine Landung ist nicht möglich. Der Pilot muss eingreifen, um die Fluggeschwindigkeit zu reduzieren und den weiteren Flug zu kontrollieren.

Aufgrund der fehlenden Klappenbewegung und der konstanten Geschwindigkeit wird der maximale Auftriebsbeiwert $C_{A,max,2}$ und Anstellwinkel $\alpha_{max,2}$ nicht erhöht. Ab einer Entfernung zur Landebahn von $11,25\,\mathrm{NM}$ steigt der Auftriebsbeiwert $C_{A,2}$ und Anstellwinkel α_2 nicht an. Bei $3,36\,\mathrm{NM}$ sinkt der Auftriebsbeiwert $C_{A,2}$ bei einem Wert von $0,92$ durch die Beschleunigung schlagartig ab. Der Anstellwinkel α_2 beträgt $7,9\,\mathrm{deg}$ und überschreitet den maximalen Anstellwinkel $\alpha_{max,2}$ nicht. Durch *Alpha-Floor Protection* wird während der Beschleunigung der Anstellwinkel reduziert und der Auftriebsbeiwert $C_{A,2}$ sinkt ab (s. Abb. 7, Abb. 5).

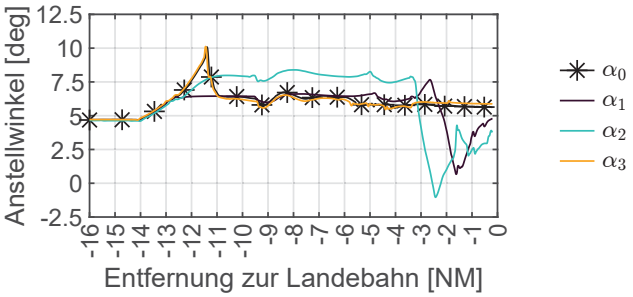

BILD 7. Anstellwinkel α für alle Fehlerfälle.

Abbildung 4 zeigt, dass die Sinkrate $\dot{H}_2$ den Grenzwert von $1000\,\mathrm{ft\,min^{-1}}$ mehrmals übersteigt, da die Fluggeschwindigkeit durch die Klappenfehler erhöht ist. Bei einer Entfernung zur Landebahn von $1,92\,\mathrm{NM}$ beträgt die Sinkrate $\dot{H}_2$ $2249\,\mathrm{ft\,min^{-1}}$ und ist damit um $1249\,\mathrm{ft\,min^{-1}}$ erhöht. Die hohe Sinkrate und Oszillation entsteht durch das automatische Durchstarten durch Alpha-Floor Protection und das darauffolgende manuelle Eingreifen zur Stabilisierung des Flugzustandes.

Abbildung 9 zeigt den kommandierten Konfigurationswert $c_{c,cmd,2}$, der vom Regelungssystem des CMSFS berechnet wird. Bei einer Entfernung zur Landebahn von $11,47\,\mathrm{NM}$ wird ein Konfigurationswert kommandiert, der dem Ausfahren der Slats entspricht („Config 1“ des Standardverfahrens). Da die Slats bei diesem Fehlerfall als blockiert angenommen werden, fahren diese nicht aus. Die Fluggeschwindigkeit $V_{CAS,2}$ erreicht den Grenzwert der minimal zulässigen Fluggeschwindigkeit $V_{LS,2}$, bevor die Entscheidungsgeschwindigkeit für einen Konfigurationswert, bei dem die Flaps ausfahren, erreicht ist. Es wird demnach kein höherer kommandierter Konfigurationswert $c_{c,cmd,2}$ berechnet und es werden im weiteren Anflugverlauf auch keine Flaps ausgefahren. Bei einer Höhe von $1000\,\mathrm{ft}$ muss der Anflug stabilisiert sein. Aus diesem Grund wird bei einer Entfernung zur Landebahn von $3,47\,\mathrm{NM}$ durch ein Sicherheitssystem unmittelbar die Konfiguration „FULL“ vorgegeben und die Flaps fahren aus. Bei $3,36\,\mathrm{NM}$ findet eine plötzliche Beschleunigung statt und die Flaps werden wieder eingefahren.

5.3. Dritter Fehlerfall: einseitige Klappenblockade

Der dritte Fehlerfall wird über einen einseitigen Ausfall der Klappen simuliert. Die linken inneren Vorder- und Hinterkantenklappen verlieren ihre Funktion und haben einen maximal möglichen Ausschlagwinkel von $0\,\mathrm{deg}$. Der Fehler tritt bei einer Entfernung zur Landebahn von 15 NM auf.

Wie in Abb. 3 zu erkennen, fahren die Klappen bei $12,7\,\mathrm{NM}$ wie vorgesehen aus. Ab $11,4\,\mathrm{NM}$ entsteht sowohl bei den Flaps als auch Slats eine Abweichung zum Normalverlauf im Klappenausschlag von $1,8\,\mathrm{deg}$. Diese Differenz hat keinen merkbaren Einfluss auf das Flugverhalten und ist demnach nicht relevant. Bei $4,4\,\mathrm{NM}$ beträgt die Differenz des Ausschlags der Slats zwischen dem Normalverlauf und dem untersuchten Fehlerfall $10,7\,\mathrm{deg}$. Die Verläufe des Auftriebsbeiwerts $C_{A,3}$, Anstellwinkels α_3 und der Sinkrate $\dot{H}_3$ sind normal. Lediglich die minimal zulässige Fluggeschwindigkeit $V_{LS,3}$ von $136\,\mathrm{kt}$ ist ab einer Entfernung zur Landebahn von $4,5\,\mathrm{NM}$ im Vergleich zum Normalverlauf um $3\,\mathrm{kt}$ erhöht. Ursache dafür ist, dass die Slats ab diesem Zeitpunkt nicht vollständig ausgefahren werden. Die Anfluggeschwindigkeit und Landegeschwindigkeit liegen innerhalb des festgelegten Bereichs und der Grenzwert der minimal zulässigen Fluggeschwindigkeit $V_{LS,3}$ wird nicht unterschritten.

Der Rollwinkel Φ_3 weicht trotz Ausfall der linken inneren Vorder- und Hinterkantenklappen nicht in relevantem Ausmaß vom Normalverlauf Φ_0 ab. Der Rollwinkel Φ_3 liegt zwischen $5\,\mathrm{deg}$ und $-5\,\mathrm{deg}$. Die Rollrate $\dot{\Phi}_3$ liegt zwischen $3\,\mathrm{deg\,s^{-1}}$ und $-3\,\mathrm{deg\,s^{-1}}$. In Abb. 8 ist der Ausschlag der äußeren Spoiler und Querruder dargestellt. Es findet durch die Spoiler kein Ausgleich zu einer möglichen Rollbewegung statt. Ab einer Entfernung zur Landebahn von $2\,\mathrm{NM}$ findet mehrmals ein Ausschlag der äußeren Querruder statt, welcher keinen spürbaren Einfluss auf das Flugverhalten zeigt und der Pilot muss nach der CHRS nicht eingreifen. Es findet kein Ausschlag der inneren Spoiler und Querruder statt.

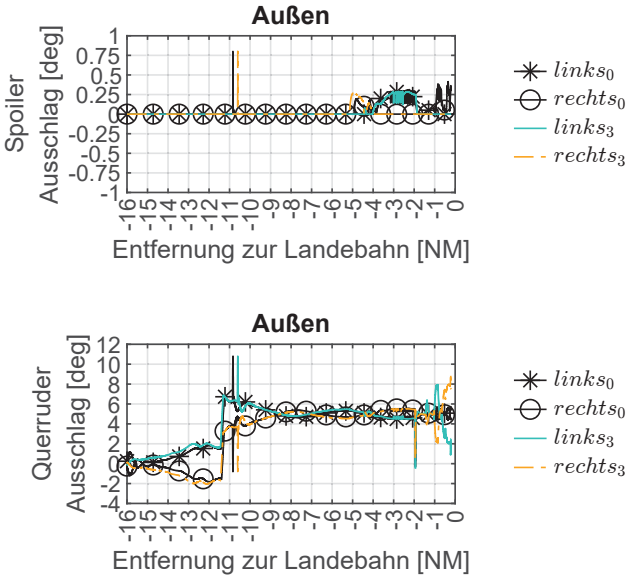

BILD 8. Spoiler- und Querruderausschlag außen des dritten Fehlerfalls.

6. FEHLERKLASSIFIZIERUNG

Die untersuchten Grenzwerte werden bei der Auswertung des ersten Fehlerfalls nicht über- oder unterschritten. Dies stellt nach der Bewertungsmethode kein Sicherheitsrisiko dar und schließt ein katastrophales (catastrophic) Ereignis aus. Dennoch ist durch die Untersuchung des Klappenausschlags $\eta_{K,1}$ ein vollständiger Funktionsverlust des CMSFS bis zu einer Entfernung zur Landebahn von $3,5$ NM erkennbar. Die Anfluggeschwindigkeit $V_{REF,1}$ von 197 kt stellt nach der aufgestellten Bewertungsmethode ebenfalls ein Sicherheitsrisiko dar. Unter Normalbedingungen würde der Pilot zu diesem Zeitpunkt eingreifen und ein Durchstartmanöver einleiten, da die Fluglage noch nicht stabilisiert ist. Aufgrund dieser Abweichung zum Normalfall wird der Versuch durch die flugzeugführenden Personen nach der CHRS mit „4“ bewertet. Ab 3 NM werden die Klappen automatisch und vollständig ausgefahren, um einen stabilisierten Anflug ab einer Höhe von 1000 ft zu ermöglichen. Damit ist ab diesem Zeitpunkt die Funktion des CMSFS gewährleistet und das Flugzeug landet erfolgreich. Da die funktionalen Anforderungen an das CMSFS bezüglich des Klappenausschlags $\eta_{K,1}$ und der Fluggeschwindigkeit $V_{CAS,1}$ über den größten Teil des Versuchsdurchlaufs nicht erfüllt sind, wird der erste Fehlerfall nach Abb. 4 als gefährlicher (*hazardous*) Vorfall klassifiziert. Als Sicherheitsziel wird folgend eine Auftrittswahrscheinlichkeit von $< 10^{-7}$ pro Flugstunde vorgegeben.

Bei der Auswertung des zweiten Fehlerfalls werden die definierten Grenzwerte eines Strömungsabrisses nicht über- oder unterschritten. Demnach wird ein katastrophales (catastrophic) Ereignis ausgeschlossen. Der Klappenausschlag $\eta_{K,2}$ bedeutet einen vollständigen Funktionsverlust des CMSFS bis zu einer Entfernung zur Landebahn von $3,34$ NM. Durch die anschließende kommandierte Konfiguration „FULL“ und den hohen Anstellwinkel wird das Sicherheitssystem *Alpha Floor Protection* aktiviert. Folglich wird der Anstellwinkel reduziert, das Flugzeug beschleunigt und die Klappen werden wieder eingefahren. Durch die Beschleunigung beträgt die Anfluggeschwindigkeit $V_{REF,2}$ 207 kt und eine Landung ist nicht möglich. Da die Klappen einfahren, wird über den gesamten Anflug ein kompletter Funktionsverlusts des CMSFS angenommen. Der Pilot muss eingreifen, um dem Durchstartmanöver zu folgen. Der Versuch wird durch die flugzeugführenden Personen nach der CHRS mit „6“ bewertet. Der zweite Fehlerfall wird nach der Risikoakzeptanztabelle in Abb. 4 als gefährliches (*hazardous*) Ereignis bewertet. Die Auftrittswahrscheinlichkeit pro Flugstunde wird mit $< 10^{-7}$ vorgegeben.

Der Anflug des dritten Fehlerfalls verläuft normal. Alle untersuchten Grenzwerte werden eingehalten. Die Anflug- und Landegeschwindigkeit entsprechen den festgelegten Kriterien. Die Slats werden ab einer Entfernung zur Landebahn von $4,4$ NM nicht vollständig ausgefahren und somit sind die funktionalen Anforderungen an das CMSFS nicht vollständig erfüllt. Aus diesem Grund wird der dritte Fehlerfall nach Tab. 4 als kleiner Vorfall (*minor*) klassifiziert. Als Sicherheitsziel wird eine Auftrittswahrscheinlichkeit pro Flugstunde von $< 10^{-3}$ vorgegeben. Die Auswertungen der Fehlerfälle sind in Tab. 5 zusammengefasst.

7. SCHLUSSFOLGERUNGEN

Aus dem Hergang des ersten Fehlerfalls kann geschlussfolgert werden, dass bei einem Fehlerfall, der eine niedrigere aktuelle Fluggeschwindigkeit im Regelungssystem des CMSFS zur Folge hat, die Klappen lediglich vorzeitig ausfahren. Ist die Fluggeschwindigkeit im Regelungssystem so niedrig, dass bei einer kommandierten Klappenstellung das obere Klappenlimit erkannt wird, findet ebenfalls kein Klappenausschlag statt. Es muss untersucht werden, ab welchem Wert der Geschwindigkeitsdifferenz dieser Fehlerfall eintritt. Bei einer ausreichend kleinen Geschwindigkeitsdifferenz fahren die Klappen aus, bevor die minimal zulässige Geschwindigkeit erreicht ist und die Klappen fahren lediglich verzögert aus. Es stellt demnach ein Fehlerfall, bei dem eine entsprechend hohe aktuelle Fluggeschwindigkeit in den Regelkreis gegeben wird, ein Sicherheitsrisiko dar. In weiteren Untersuchungen muss ermittelt werden, innerhalb welchen Intervalls der Geschwindigkeitsdifferenz die Klappen ausfahren. Um die Sicherheit des Systems zu gewährleisten, muss das System z. B. durch redundanten Datenbezug diese Fehlerdifferenz erkennen und berücksichtigen.

Bei Untersuchung des zweiten Fehlerfalls ist erkennbar, dass das Flugzeug keine Hinterkantenklappen ausfährt, obwohl diese durch den Fehler nicht direkt betroffen sind. Die Berechnung eines Konfigurationswerts, der sowohl die Vorder- als auch Hinterkantenklappe beinhaltet, stellt ein Sicherheitsrisiko des Regelungssystem dar. Es muss ein zusätzliches Sicherheitssystem implementiert werden, welches bei Fehlern der Vorder- oder Hinterkantenklappen das Entstehen von Fehlerketten verhindert. Konfigurationswerte, die nur die Vorder- oder Hinterkantenklappen betreffen, können getrennt betrachtet werden. Bei Fehlern, die nur die Vorder- oder Hinterkantenklappe betreffen, sollte geprüft werden, ob entsprechende Intervalle in der Berechnung der Konfigurationswerte übersprungen werden, bis eine Konfiguration kommandiert wird, die zu tatsächlichem Klappenausschlag führt. Der Klappenausschlag muss dabei innerhalb der definierten Grenzwerte liegen. Die minimal zulässige Fluggeschwindigkeit $V_{LS,2}$ des zweiten Fehlerfalls beträgt 9 kt weniger als die minimal zulässige Fluggeschwindigkeit $V_{LS,1}$ des ersten Fehlerfalls, obwohl während der Versuchsdurchführung beider Fehlerfälle keine Klappen ausfahren. Die Ursache für die niedrigere minimal zulässige Fluggeschwindigkeit $V_{LS,2}$ ist nicht bekannt.

Sowohl der erste als auch zweite Fehlerfall haben zur Folge, dass keine Klappen ausgefahren werden, da die untere Geschwindigkeitsgrenze V_{LS} erreicht ist und daraufhin keine weitere Geschwindigkeitsverzögerung stattfindet. Ab diesem Zeitpunkt verändert das System seinen Zustand nicht mehr. Es muss eine Funktion implementiert werden, die bei dem Erreichen von Geschwindigkeitsgrenzen kontrolliert, ob dennoch Klappenausschlag innerhalb der definierten Klappengrenzen möglich ist, und einen entsprechenden Konfigurationswert kommandiert. Somit werden Fehlerketten wie beim ersten und zweiten Fehlerfall vermieden.

Bei Untersuchung des ersten und zweiten Fehlerfalls ist die Vorgabe zum automatischen stabilisierten Anflug mit der vorgegebenen Konfiguration „FULL“ bei einer Höhe von 1000 ft nicht ausreichend. Ein vollständiges plötzliches Ausfahren der Klappen kann nach Analyse des zweiten Fehlerfalls ein Sicherheitsrisiko darstellen. Alternativ können anhand des Normalverlaufs Wegpunkte auf dem Gleitpfad vorgegeben werden, bei denen bestimmte Konfigurationen eingestellt sein müssen. Anhand des

kontinuierlichen Konfigurationswerts des Normalverlaufs kann ein Konfigurationswert bestimmt werden, der an dem entsprechenden Wegpunkt eingestellt sein muss. Werden diese Wegpunkte während des Anflugs erreicht und der aktuelle Konfigurationswert entspricht dieser Vorgabe nicht, wird diese vorgegebene Konfiguration kommandiert. Der berechnete Konfigurationswert wird überstimmt. Als oberstes Sicherheitsgebot muss der Pilot trotz aktiviertem CMSFS weiterhin manuell die Klappenkonfigurationen beeinflussen können, damit ein kompletter Funktionsverlust aufgrund von Fehlern des Regelungssystems verhindert werden kann.

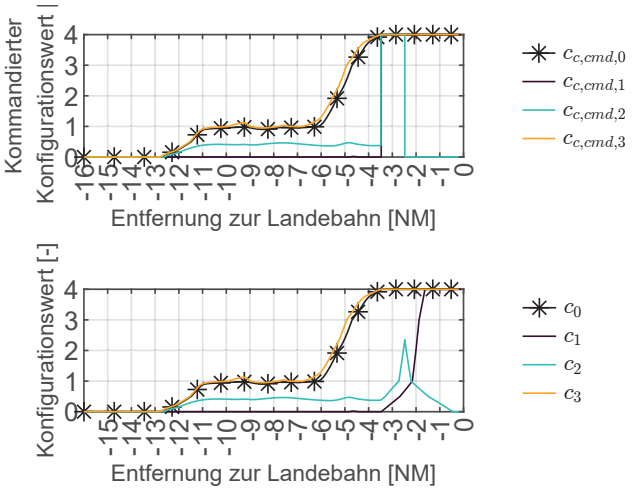

BILD 9. Kommandierter Konfigurationswert c_{cmd} und tatsächlicher Konfigurationswert c für alle Fehlerfälle.

Es ist als positives Ergebnis zu werten, dass bereits vorhandene Sicherheitssysteme auch bei aktiviertem CMSFS schwerwiegende Ausgänge verhindern. Während der Versuchsdurchführung werden trotz bestimmter Fehlerfälle die Grenzwerte der minimal zulässigen Fluggeschwindigkeit nicht unterschritten. Bei einer Entfernung zur Landebahn von $3,47$ NM wird in beiden Fällen die Konfiguration „FULL“ kommandiert. Im Gegensatz zu dem Anstellwinkel α_2 des zweiten Fehlerfalls, steigt der Anstellwinkel α_1 des ersten Fehlerfalls später an und nachdem die Slats ausfahren. Es wird vermutet, dass die Blockierung der Slats und demnach das Ausfahren der Flaps mit gleichzeitigem Anstieg des Anstellwinkels α_2 im Verlauf des zweiten Fehlerfalls ursächlich ist. Ebenfalls ist anhand der Geschwindigkeiten zu erkennen, dass die Geschwindigkeit $V_{CAS,2}$ zu diesem Zeitpunkt unterhalb der Geschwindigkeitsgrenze $V_{LS,2}$ liegt, während die Geschwindigkeit $V_{CAS,1}$ oberhalb der Geschwindigkeitsgrenze $V_{LS,1}$ liegt. Es muss in weiteren Fehleranalysen untersucht werden, ob durch eine Unterschreitung des unteren Grenzwerts $V_{LS,1}$ zu dem Zeitpunkt der automatischen Stabilisierung gleichermaßen *Alpha Floor Protection* aktiviert wird.

Für die systembezogenen Sicherheitskriterien des kontinuierlichen Klappenverfahrens ist CS 25.671 relevant. Diese *Accepable Means of Complience* behandelt Flugsteuerungssysteme. Nach CS 25.671 dürfen Fehlfunktionen kleine Auswirkungen (*Minor Effects*) auf den Betrieb des Flugzeugs haben und müssen vom Piloten leicht beeinflussbar sein. Das Flugzeug muss nach dem Auftreten eines Fehlers und/oder Blockierung von Auftriebssystemen innerhalb der Betriebsgrenzen landen können. Diese Voraussetzung ist für den ersten und zweiten Fehlerfall nicht erfüllt. Folglich muss die Sicherheit des CMSFS verbessert und in weiteren iterativen Schritten des FHA erneut untersucht und bewertet werden.

DANKSAGUNG

Die in diesem Paper vorgestellten Arbeiten wurden vom Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz (BMWK) aufgrund des Beschlusses des Deutschen Bundestages im Rahmen des Deutschen Luftfahrtforschungsprogramms (LuFo) VI/2 Verbundvorhaben INTELWI (Förderkennzeichen 20A1903C) gefördert. Die Autoren bedanken sich für diese Unterstützung.

Literatur

[1] Boeing (Hrsg.). Statistical summary of commercial jet airplane accidents, 2020.

[2] Pia Eichhorn and Robert Luckner. Flight simulator investigation of continuously moving highlift devices during landing approaches. *AIAA Scitech Forum*, 2020. DOI: 10.2514/6.2020-1085.

[3] European Organisation for the Safety of Air Navigation (Eurocontrol) (Hrsg.). Safety assessment methodology, 2006. online, aufgerufen am 13.06.2021.

[4] European Aviation Safety Agency (EASA) (Hrsg.). Easy access rules for large aeroplanes (CS-25) (amendment 21), November 2018.

[5] Pia Stukenborg and Robert Luckner. Evaluating the influence of continious flap settings on the approach performances of an airliner using fligth simulation. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2019. DOI: 10.25967/480161.

[6] Flight Safety Foundation (Hrsg.). Fsr alar briefing note 7.1 - stabilized approach. In *FSR ALAR Tool Kit*. 2009.

[7] Technische Universität Berlin (Hrsg.). Sephir - simulator for educational projects and highly innovative research, 2020. online, aufgerufen am 13.06.2021.

Classification	Effect on Aeroplane	Effect on Flight Crew	Average Probability per Flight Hour
No Safety Effect	No effect on operational capabilities or safety	No effect onflight crew	No Probability Requirement
Minor	Slight reduction in functional capabilities or safety margins	Slight increase in workload	$< 10^{-3}$
Major	Significant reduction in functional capabilities or safety margins	Physical discomfort or a significant increase in workload	$< 10^{-5}$
Hazardous	Large reduction in functional capabilities or safety margins	Physical distress or excessive workload impairs ability to perform tasks	$< 10^{-7}$
Catastrophic	Normally with hull loss	Fatalities or incapacitation	$< 10^{-9}$

TAB 4. CS-25 Severity Classification Scheme (nach [4]).

Nr.	1	2	3
Funktion	Regelung	Slats/Flaps	Klappenansteuerung
Fehlerfall	Falsche Sensordaten (z. B. Vereisung) für die aktuelle Fluggeschwindigkeit [4]	Fehlende Heißluft aus Pneumatiksystem (z. B. fehlerhafte Druckregelung) [4]	Einseitiger Aktuatorausfall (z. B. Ermüdung/Beschädigung) [4]
Fehlerauswirkung	Kein Ausfahren der Klappen bis zu einer Entfernung zur Landebahn von $3,54$ NM $\rightarrow$ erhöhte minimale zulässige Fluggeschwindigkeit $V_{LS,1}$ $\rightarrow$ erhöhte Anfluggeschwindigkeit $V_{REF,1}$ $\rightarrow$ erhöhte Sinkrate $\dot{H}_1$	Kein Ausfahren der Klappen bis zu einer Entfernung zur Landebahn von $3,34$ NM $\rightarrow$ erhöhte minimale zulässige Fluggeschwindigkeit $V_{LS,2}$ $\rightarrow$ erhöhte Anfluggeschwindigkeit $V_{REF,2}$ $\rightarrow$ erhöhte Sinkrate $\dot{H}_2$ $\rightarrow$ Durchstarten bei Entfernung zur Landebahn von $3,36$ NM $\rightarrow$ Einfahren der Klappen in einer Entfernung zur Landebahn von $2,47$ NM	$\rightarrow$ erhöhte minimale zulässige Fluggeschwindigkeit $V_{LS,3}$
Klassifizierung	gefährlich (*hazardous*)	gefährlich (*hazardous*)	klein (*minor*)
Auftrittswahrscheinlichkeit pro Flugstunde	$< 10^{-7}$	$< 10^{-7}$	$< 10^{-3}$

TAB 5. CMSFS Functional Hazard Assessment: Fehlerfälle und Auswirkungen (mit Auswertung).

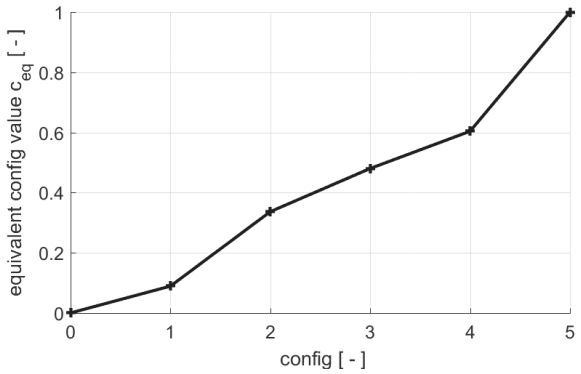

BILD 10. Äquivalenter Konfigurationswert der kontinuierlichen Klappenkonfiguration bezüglich der Standardkonfgurationen [5].