

ANFORDERUNGEN AN STEUERUNGEN IN SEGELFLUGZEUGEN UND MOTORSEGLERN MIT SERVO-ÜBERTRAGUNGS- UND REGELUNGSELEMENTEN

A. Gäb, J. Nowack, W. Alles

Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen, Wüllnerstraße 7, 52062 Aachen

ÜBERBLICK

Die Anforderungen an Steuerungen in Segelflugzeugen und Motorseglern mit Servo-Übertragungs- und Regelungselementen wurden untersucht, um Hinweise zur Zulassung geben zu können. Eine Betrachtung bestehender Steuerungssysteme ergab, dass – von einigen Experimentalflugzeugen mit Wölbklappenregelung abgesehen – fast ausschließlich konventionelle Steuerungen durch Schubstangen und Seile verwendet werden. Die Anforderungen der bestehenden Zulassungsvorschriften an Steuerungssysteme wurden hinsichtlich der Verwendung von Servo-Elementen untersucht.

Zur Analyse des Betriebsverhaltens bei einem Ausfall eines Servo-Aktuators wurde eine Sechsfreiheitsgradsimulation eines repräsentativen Segelflugzeuges erstellt. Rechnungen und Flugversuche lieferten den dazu notwendigen flugmechanischen Datensatz. Anhand der Simulation wurden verschiedene Ausfallszenarien für Servo-Aktuatoren an primären und sekundären Steuerflächen untersucht. Die Gefährdung durch einen Aktuatorausfall sowie die Möglichkeiten eines Ausgleichs durch den Piloten wurden analysiert. Dadurch konnten die Eignung der verschiedenen Steuerorgane für eine Servosteuerung klassifiziert und Maßnahmen zur Erhöhung der Ausfallsicherheit diskutiert werden.

Zur Demonstration eines servounterstützten Steuerungssystems wurde ein Aktuator für die Bremsklappe, der die Handkraft am Bedienhebel unter einem Grenzwert hält, entwickelt und im Flugversuch erprobt.

1 EINLEITUNG

Zur Lösung einiger durch die Weiterentwicklung moderner Segelflugzeuge aufgekommenen Probleme wurden erste Anfragen zur Zulassung elektrisch angesteuerter Steuerorgane gestellt. Eine Zulassung wird derzeit weder durch die bestehenden Vorschriften abgedeckt, noch liegen ausreichende Erfahrungen auf diesem Gebiet vor.

Die vorliegende Untersuchung dient der Erarbeitung von Grundlagen, die zur Formulierung von Anforderungen an Steuerungen in Segelflugzeugen und Motorseglern mit Servo-Übertragungs- und Regelungselementen benötigt

werden. Hierbei werden Fragen bezüglich des Betriebsverhaltens, der Zuverlässigkeit sowie der Gestaltung und Bauausführung untersucht.

2 ANALYSE BESTEHENDER SYSTEME

2.1 Realisierte Steuerungssysteme

Die Analyse bisher realisierter Steuerungssysteme in Segelflugzeugen und Motorseglern ergab, dass fast ausschließlich konventionelle Steuerungssysteme verwendet wurden. Diese bestehen aus direkten mechanischen Verbindungen zwischen Bedienelement und Steuerfläche über Steuerstangen oder -seile. Einzelne aktuatorgetriebene Steuerungen wurden in Versuchsflugzeugen z. B. zur automatischen Verstellung der Wölbklappe realisiert, haben jedoch keine Serienreife erreicht. Bei Flugzeugen mit Klapptriebwerk hingegen wird das Verfahren des Triebwerks bei modernen Mustern über einen Spindeltrieb realisiert. Auch elektrisch oder hydraulisch verfahrbare Einziehfahrwerke finden sich hier. Eine aktuatorgetriebene Primärsteuerung wurde bis jetzt noch nicht realisiert.

2.2 Probleme mit konventionellen Steuerungssystemen

Im Zusammenhang mit der Weiterentwicklung von Segelflugzeugen aufgetretene Probleme mit konventionellen Steuerungssystemen wurden identifiziert. So sind die Bedienkräfte an einzelnen Steuerorganen (z. B. der Bremsklappe [1]) stark angestiegen. Die räumliche Enge in modernen Rümpfen zwingt zu Zugständnissen an die Position der Bedienelemente, was die Arbeitsbedingungen für den Piloten verschlechtert, der beispielsweise zum Betätigen des Fahrwerks die Arme überkreuzen muss.

Die Erhöhung der Spannweiten in der offenen Klasse führt einerseits zu einer Vergrößerung der Gestängellängen für die Querruderanlenkung. Die so verminderten Eigenfrequenzen der Steuerstangen begünstigen ein Ruderflattern. Andererseits benötigen die Schubstangen eine relativ große Profildicke, um auch bei starker aeroelastischer Durchbiegung des Flügels die Struktur nicht zu berühren. Leis-

tungsfähigere dünne Flügelprofile können daher nicht realisiert werden. Ein aktuatorgetriebenes Steuerungssystem böte die Möglichkeit, diese Probleme zu überwinden.

3 ANFORDERUNGEN AN SYSTEME

3.1 Anforderungen aufgrund von Zulassungsvorschriften

Die Zulassungsvorschriften für Segelflugzeuge (CS-22 [2]) verlangen zunächst die Kontrolle über das Luftfahrzeug in jedem Flugzustand ohne erhöhte Anforderungen an den Piloten und ohne Gefahr der Überlastung des Fluggerätes. Es werden Obergrenzen für die zulässigen Bedienkräfte angegeben. Die Steuerwirksamkeit in Längs- und Seitenbewegung ist anhand definierter Kriterien nachzuweisen. Für die Bremsklappe werden Geschwindigkeitsbereiche für das Verfahren angegeben. Ein vollständiges Ein- bzw. Ausfahren der Bremsklappe muss in maximal 2 s möglich sein. Eine unbeabsichtigte Bewegung der Wölbklappe kann toleriert werden, sofern dies nachweislich nicht zu einer Gefährdung führt. Bei vorhandenem Einziehfahrwerk muss eine Landung auch bei eingefahrenem Fahrwerk möglich sein.

3.2 Anforderungen an Aktuatorssysteme

Zumindest in der Primärsteuerung ist eine Staudruckabhängigkeit erforderlich, um dem Piloten eine entsprechende Krafrückkopplung am Bedienelement geben zu können. Außerdem kann durch eine staudruckabhängige Begrenzung des maximalen Ruderausschlags eine Überlastung der Struktur verhindert werden. Um jedoch zu verhindern, dass eine erweiterte Pilotenlizenz zum Führen aktuatorgesteuerter Segelflugzeuge nötig ist, darf sich das Verhalten des aktuatorgesteuerten Fluggerätes nicht von dem konventionell gesteuerten Fluggerätes unterscheiden. Eine weiterführende Regelung, um beispielsweise unabhängig von der Flugeschwindigkeit einer Querruder-Knüppelstellung immer dieselbe Rollgeschwindigkeit zuzuordnen, ist damit nicht zulässig. Auch eine Degradation der Steuercharakteristik, wie sie z. B. in Verkehrsflugzeugen üblich ist, würde zusätzliche Pilotenschulungen erfordern und ist somit für den Segelflugsektor ungeeignet. Ähnliche Überlegungen wurden für die allgemeine Luftfahrt bereits in [3] durchgeführt. Ein wichtiger Punkt bei aktuatorgetriebenen Steuerungssystemen ist der Energiebedarf. Dieser ist für die häufig betätigte Primärsteuerung deutlich höher als für nur zu einzelnen Zeitpunkten betätigte sekundäre Steuerelemente. Der tatsächliche Energiebedarf einer aktuatorgetriebenen Primärsteuerung kann ermittelt werden, wenn ein Entwurf für eine Systemrealisierung vorliegt.

4 MODELLERSTELLUNG

Um das Betriebsverhalten bei einem Ausfall eines Aktuators simulieren zu können, wurde ein mathematisches Modell einer ASK 21 als repräsentativem Beispielflugzeug unter Matlab/Simulink erstellt. Dazu ist ein vollständiger aerodynamisch-flugmechanischer Datensatz erforderlich. Eine erste Abschätzung geschah mittels rechnerischer bzw. halbempirischer Methoden und Abgleich mit den Flugleistungsmessungen der idaflieg. Zur Vervollständigung der Daten dienten Flugversuche.

Dazu wurde eine ASK 21 mit einem Mess- und Datenaufzeichnungssystem ausgerüstet und Versuchsflüge zur Parameteridentifizierung durchgeführt. Aufgezeichnet wurden Inertialdaten, GPS-Daten, Luftdaten und Ruderstellungen. Hier kam – von der TU Braunschweig angemietet – das gleiche System zum Einsatz, wie es von der idaflieg zu Referenzflugmessungen genutzt wird. Ein Schema der verwendeten Messanordnung ist in Bild 1 gezeigt: In der anschließenden Identifizierung konnten sämtliche benötigten aerodynamischen Kenngrößen gewonnen werden. Des Weiteren wurde ein Modell einer ASH 25 erstellt, um den Einfluss eines komplexen Flügelklappensystems untersuchen zu können.

Die Simulation unter der Matlab/Simulink-Umgebung wurde in sechs Freiheitsgraden realisiert. Hierfür wurde ein vollständig „fly-by-wire“-gesteuertes Segelflugzeug mit Aktuatoren an sämtlichen Steuerflächen angenommen. Die Steuerflächen wurden hierbei einzeln modelliert, um auch den Ausfall einzelner Flächen simulieren zu können. Alternativ gab es die Möglichkeit, ein einzelnes Servo an einem zentralen Steuerstrang für mehrere Steuerflächen zu simulieren.

5 ANALYSE DES AUSFALLVERHALTENS

Mit der vorhandenen Simulation wurden nun verschiedene Ausfallszenarien durchgerechnet. Der Aktuatorausfall fand immer als sogenannter Runaway mit Hardover statt, d. h. die Steuerfläche fuhr mit maximaler Stellgeschwindigkeit in einen Anschlag und verblieb dort. Dieser Ausfall wurde bei unterschiedlichen Geschwindigkeiten und unterschiedlichen Aktuatoren untersucht und seine Auswirkungen sowie mögliche Gegenmaßnahmen durch den Piloten analysiert. Bild 2 zeigt beispielhaft die Simulationsergebnisse beim Ausfall des Aktuators der linken Bremsklappe.

5.1 Bewertung der Ausfallszenarien

5.1.1 Höhenruder

Ein Ausfall des Höhenruders kann nicht toleriert werden. Er führt fast immer in kürzester Zeit zur Zerstörung des Fluggerätes. Einzig bei einem Ausfall Richtung Ziehen bei niedrigen Geschwindigkeiten wird die Mindestgeschwindigkeit erreicht, ohne dass der Pilot weitere Kontrolle über

das Flugzeug hat. Die Wirksamkeit von Brems- oder Wölbklappen ist zur Kompensation des Nickmomentes zu gering.

Im Umkehrschluss gilt, dass das Nickmoment durch den symmetrischen Ausfall von Brems- oder Wölbklappen mit dem Höhenruder kompensiert werden kann.

5.1.2 Querruder

Fällt die Rollsteuerung als Gesamtsystem antimetrisch aus, so kann das entstehende Moment nicht mehr ausgeglichen werden und das Flugzeug ist verloren. Fällt jedoch ein Aktuator für ein einzelnes Querruder aus, so stellt sich die Situation je nach Flugzeugtyp unterschiedlich dar.

Bei einem Flugzeug mit nur einem Querruderpaar wie der ASK 21 muss das einzig verbleibende Querruder zur Kompensation des Rollmoments eingesetzt werden. Es ist nur noch eine indirekte Rollsteuerung über das Seitenruder möglich.

Stehen dagegen wie bei der ASH 25 mehrere Querruderpaare zur Verfügung, so kann der Pilot trotz der nötigen Rollmomentenkompensation sein Flugzeug noch kontrollieren und auf Störungen reagieren.

Ein unsymmetrischer Ausfall einer einzelnen Wölbklappe kann wie ein Querruder mit geringerem Hebelarm (bei noch vorhandenem weiterem Querruderpaar) betrachtet werden und ist damit noch weniger kritisch.

5.1.3 Seitenruder

Der Ausfall des Seitenruders führt zunächst zu hohen Schiebewinkeln. Mit dem Querruder kann das Flugzeug in einem stationären Schiebeflug stabilisiert werden, eine Kursänderung wird jedoch deutlich schwieriger für den Piloten. Die bekannten Effekte des Schiebeflugs (Gleitwinkelverschlechterung, Zunahme der Sinkgeschwindigkeit) bilden eine zusätzliche Gefahrenquelle.

Ein stationärer Kurvenflug als alternativer stabiler Zustand bietet sich nicht an, da sehr hohe Drehraten und trotzdem weiterhin hohe Schiebewinkel auftreten.

5.1.4 Bremsklappen

Ein symmetrischer Ausfall der Bremsklappen entspricht zunächst einmal einem regulären Manöver, allerdings zu einem unerwarteten Zeitpunkt. Der Pilot kann sein Flugzeug ohne besondere Maßnahmen wieder stabilisieren, muss jedoch daraufhin die deutlich verschlechterten Flugleistungen durch die Bremsklappen beachten.

Fährt eine einzelne Bremsklappe unsymmetrisch aus, so kann der Pilot entweder die andere Bremsklappe ebenfalls ausfahren und so wieder ein symmetrisches Flugzeug erhalten oder die entstehenden Momente mit der Primärsteuerung kompensieren. Dies hat den Vorteil geringerer Flugleistungseinbußen. Die nötigen Ruderausschläge sind klein genug, um eine ausreichende Kontrolle über das Flugzeug zu behalten.

Des Weiteren wurde der Einfluss der Aktuatordynamik untersucht. Es zeigte sich, dass eine hohe Stellgeschwindigkeit günstiger ist, da die Gegenmaßnahmen des Piloten schneller greifen. Der Einfluss ist jedoch insgesamt gering.

5.2 Gefährdungsanalyse

Anhand der Ergebnisse der Simulationsläufe wurde eine Zuordnung der Ausfallszenarien zu Fehlerkategorien wie in Tabelle 1 (nach [4]) vorgenommen. Die sich ergebende Einstufung ist in Tabelle 2 zusammengefasst.

6 ERHÖHUNG DER AUSFALLSICHERHEIT

Für die meisten Flugzeugtypen sind Zahlenwerte als Anforderungen an die Wahrscheinlichkeit des Auftretens eines Fehlers einer bestimmten Kategorie festgelegt. Für Segelflugzeuge existieren derartige Zahlen jedoch nicht, ersatzweise wurde auf die Werte für Flugzeuge der Klasse I (Masse kleiner als 2721 kg, ein Antrieb) zurückgegriffen. Diese Werte sind in Tabelle 3 dargestellt.

Um die Wirkung von Maßnahmen zur Erhöhung der Ausfallsicherheit zu illustrieren, zeigt Tabelle 4 die Ausfallwahrscheinlichkeiten pro Flugstunde für verschiedene Systemstrukturen. Dabei wurden die Näherungsbeziehungen aus [5] verwendet und eine Ausfallrate von $\lambda = 2 \cdot 10^{-4}/h$ angenommen. Es zeigt sich, dass nur solche Systeme simplex ausgeführt werden können, deren Ausfall als „Minor“ einzustufen ist. Dies sind Brems- und Wölbklappen, sofern sie von einem einzelnen Aktuator symmetrisch verfahren werden.

Für die weiteren Systeme ist also zumindest eine Duplexansteuerung erforderlich. Bei einer angenommenen Fehlerelbsterkennungswahrscheinlichkeit von $c = 0.9$ können damit Systeme der Kategorie „Major“ ausgeführt werden, sofern der defekte Kanal erkannt und passiviert werden muss. Genügt ein Kanal zum Betrieb, so ist eine Duplexausführung sogar für Systeme der Kategorie „Catastrophic“ ausreichend.

7 FLUGVERSUCHE MIT SERVOUNTERSTÜTZTER BREMSKLAPPE

Zur Demonstration der Funktionsfähigkeit eines servounterstützten Steuerungssystems wurde ein derartiges System für die Bremsklappe konstruiert und gebaut. Die Bremsklappe erschien hierfür aus mehreren Gründen als besonders geeignet. Zunächst wird sie im Flug nur selten bewegt, demzufolge ist der Energiebedarf für das Servosystem relativ gering. Des Weiteren kann auch ohne Bremsklappen ein sicherer Flug inklusive Landung durchgeführt werden. Der

Einfluss eines Aktuatorenausfalls wurde ausführlich untersucht und als nicht kritisch eingestuft.

Zudem besteht bei der Bremsklappe am ehesten ein Bedarf nach einer Servounterstützung. Einerseits treten hier die höchsten Bedienkräfte am Hebel auf, andererseits ließ sich in einem zuvor am Lehrstuhl durchgeführten Projekt [1] erkennen, dass eine gezielte Dosierung der Ausfahrhöhe und -dauer wünschenswert ist. In den dort durchgeführten Flugversuchen war bei hohen Geschwindigkeiten ein langsames Ausfahren der Bremsklappe bei der ASK 21 nicht mehr möglich, da die Saugkräfte zu stark waren. Gleichzeitig wurde gezeigt, dass die Zusatzlastvielfachen bei langsamem Ausfahren geringer sind.

7.1 Realisierung

Es wurde ein rein elektrisches System konzipiert und gebaut, um die Kraft am Bedienhebel unter einem Grenzwert zu halten. Das System bestand aus einem Servomotor, der über ein Planetengetriebe, eine Zahnstange und eine Schubstange den Bremsklappenhebel des Copiloten bewegte. Die zugehörige Regelungselektronik wurde auf einem Mikroprozessor realisiert. Sie erforderte die Messung der Handkraft sowie der Stellung des Bremsklappenhebels als Eingangsgrößen. Die Stromversorgung des gesamten Systems erfolgte über zwei Bleiakkumulatoren, die im Flächenstauraum mitgeführt wurden. Mit einer Kuppelung konnte das System vom Flugzeug getrennt werden, um dem Piloten einen normalen Betrieb zu ermöglichen. Eine Explosionszeichnung ist in Bild 3 zu sehen. Bild 4 zeigt schematisch die Systemstruktur.

Dieses System wurde im Flugversuch erprobt. Dazu wurde dasselbe Flugzeug wie zur Datengewinnung mit einer ähnlichen Messanordnung wie zuvor ausgerüstet.

7.2 Auswertung

Das System erlaubte ein verzögertes Ausfahren der Bremsklappe auch bei hohen Geschwindigkeiten, womit die auftretenden Änderungen in den Lastvielfachen im Verhältnis zum nicht unterstützten Fall deutlich reduziert werden konnten. Die Beträge der im Flugversuch gemessenen Änderungen in den Lastvielfachen für verschiedene Eingriffsschwellen des Servosystems sind in Bild 5 über der Fluggeschwindigkeit aufgetragen.

Bei hohen Geschwindigkeiten wurden die auftretenden Handkräfte deutlich reduziert. Bei niedrigen Geschwindigkeiten konnte ein derartiger Effekt nicht beobachtet werden. Hier sind die Handkräfte ohnehin niedrig, und der Pilot kann den Einsatz der Bremsklappe auch ohne Kraftunterstützung sehr fein dosieren. Bei der Realisierung eines nicht rückwirkungsfreien Systems wäre also besonderes Augenmerk auf die Auslegung des Eingriffsreglers für den Bereich niedriger Geschwindigkeiten zu legen. Eine Staudruckabhängigkeit erscheint hier unumgänglich.

BEZEICHNUNGEN

F_{ein}	Eingriffsschwelle des Servosystems
H	Höhe
P_{Ausf}	Ausfallwahrscheinlichkeit
V_{CAS}	Kalibrierte Fluggeschwindigkeit
n_x	Axiales Lastvielfaches
n_z	Vertikales Lastvielfaches
p	Rollrate
r	Gierrate
Δ	Änderung
Φ	Hängewinkel
Ψ	Steuerkurs
β	Schiebewinkel
λ	Ausfallrate
ξ	Querruderausschlag
ζ	Seitenruderausschlag

LITERATUR

- [1] KIRSCHSTEIN, Stefan: Abschlussbericht zum Forschungs- und Entwicklungsvertrag FA-Nr. L-6/99 50207/99, Anforderungen an Bremsklappen von Segelflugzeugen und Motorseglern / Lehrstuhl für Flugdynamik, RWTH Aachen. 2001. – Forschungsbericht
- [2] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: *Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes CS-22*. Version: ED Decision 2002/13/RM Final, 2003. http://www.easa.eu.int/doc/Agency_Mesures/Certification_Spec/decision_ED_2003_13_RM.pdf
- [3] KONRAD, Gernot ; REICHEL, Reinhard ; ARMBRUSTER, Michael ; HESSE, Stefan: Easy Control System für Flugzeuge der General Aviation. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2005
- [4] FAA: *Advisory Circular for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes AC*. Version: 1999. [http://www.airweb.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/0/78ce4e0fddb7a6b9862569b2006dbd44/\\$FILE/ATTXW3GT/AC23-1309-1C.pdf](http://www.airweb.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/0/78ce4e0fddb7a6b9862569b2006dbd44/$FILE/ATTXW3GT/AC23-1309-1C.pdf)
- [5] MESSERSCHMITT-BÖLKOW-BLOHM-GMBH (Hrsg.): *Technische Zuverlässigkeit*. Springer, 1986 (ISBN 3-540-16705-6)

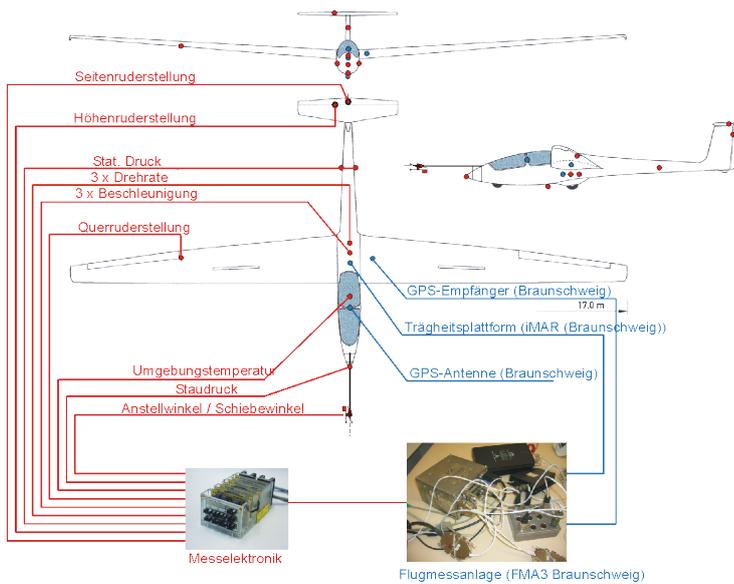


BILD 1: Messanordnung für die Flugversuche zur Identifizierung

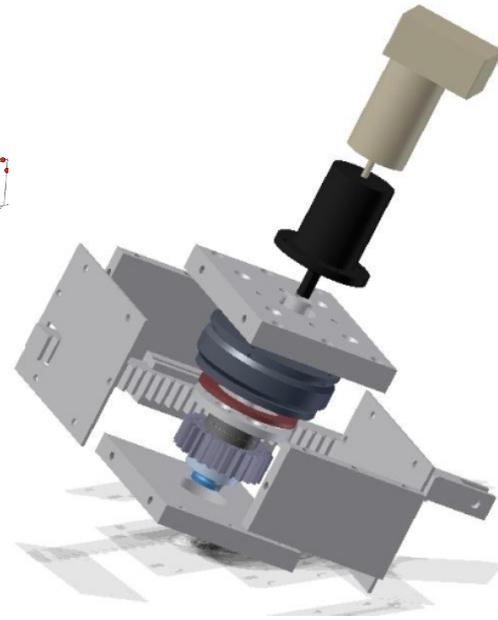


BILD 3: Aufbau der Kraftunterstützungseinheit

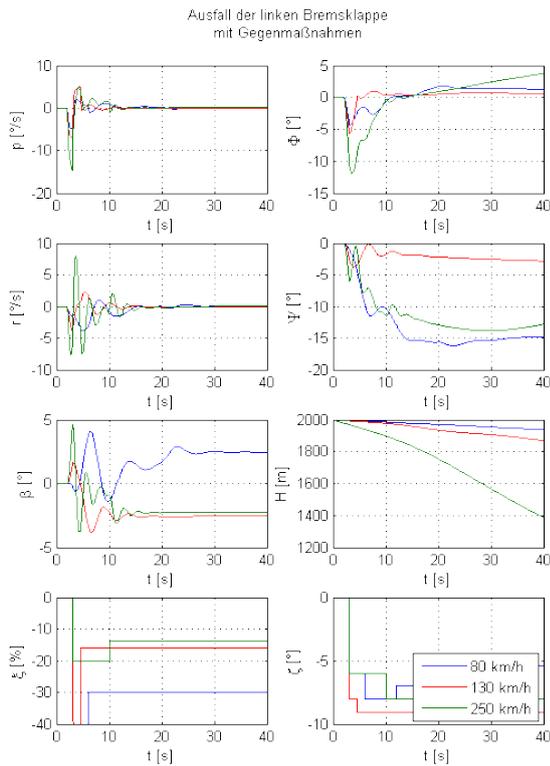


BILD 2: ASK 21: Ausfall der linken Bremsklappe, Quer- und Seitenruder als Gegenmaßnahmen, Seitenbewegung

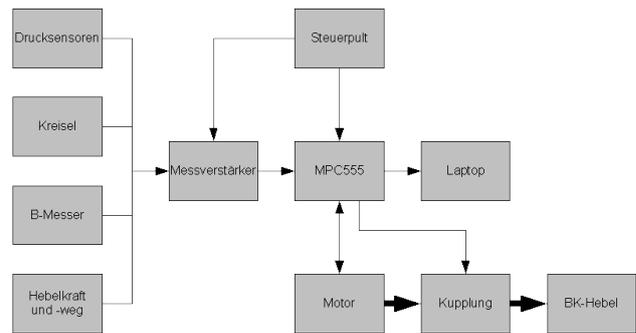


BILD 4: Schema der Kraftunterstützung für die Bremsklappe

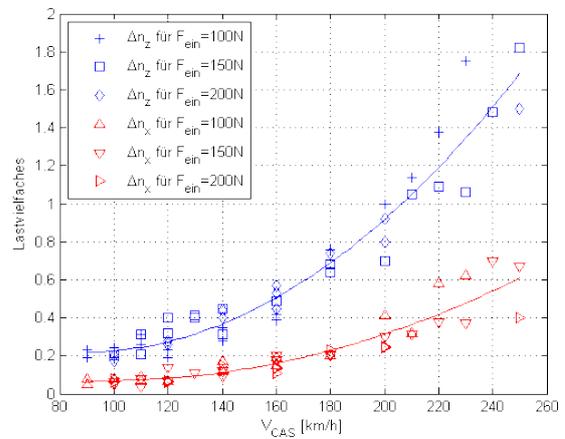


BILD 5: Beträge der Lastvielfachenänderung beim Ausfahren der Bremsklappe

Fehlerkategorie	Abk.	Auswirkungen
No Safety Effect	NSE	– keine Auswirkung auf die Sicherheit des Flugzeugs – keine Erhöhung der Arbeitsbelastung der Besatzung
Minor	Min	– Sicherheit nicht wesentlich reduziert – leichter Anstieg der Arbeitsbelastung
Major	Maj	– größere Auswirkung auf die Sicherheit – vermehrte Arbeitsbelastung
Hazardous	Haz	– Funktionsfähigkeit beeinträchtigt – Besatzung kann Aufgabe nicht sicher durchführen
Catastrophic	Cat	– Verlust des Flugzeugs – Todesopfer zu erwarten

TAB. 1: Fehlerkategorien und Auswirkungen

Steuerorgan	Fehlerkategorie	
Höhenruder	Catastrophic	
Querruder	Gesamtsystem antimetrisch einzelne Steuerfläche bei einzelnen Querruderpaar einzelne Steuerfläche bei mehreren Querruderpaaren	Catastrophic Hazardous Major
Seitenruder	Hazardous	
Wölbklappe	Gesamtsystem symmetrisch einzelne Steuerfläche	Minor Major
Bremsklappe	Gesamtsystem symmetrisch einzelne Steuerfläche	Minor Major

TAB. 2: Einstufung der Ausfälle von Steuerorganen in Fehlerkategorien

Fehlerkategorie	Auftreten	Wahrscheinlichkeit des Auftretens pro Flugstunde
NSE	sehr wahrscheinlich	≤ 1
Min	wahrscheinlich	$\leq 10^{-3}$
Maj	weniger wahrscheinlich	$\leq 10^{-4}$
Haz	unwahrscheinlich	$\leq 10^{-5}$
Cat	sehr unwahrscheinlich	$\leq 10^{-6}$

TAB. 3: Fehlerkategorien und Auftrittswahrscheinlichkeiten ([4], Class I)

	Systemstruktur	P_{Ausf}/h	Bsp.	Kat.	
1	Simplex	λ	$2 \cdot 10^{-4}$	Min	
2	Duplex	ein System genügt zum Betrieb, Kanalfehler muss nicht erkannt werden	λ^2	$4 \cdot 10^{-8}$	Cat
3	Duplex	ein System in Betrieb, Fehler wird erkannt, Umschaltung auf Reserve- system	$\frac{1}{2}\lambda^2$	$2 \cdot 10^{-8}$	Cat
4	Duplex	defekter Kanal muss erkannt werden	$2\lambda(1-c)$	$4 \cdot 10^{-5}$	Maj
5	Triplex	erster Fehler wird durch Mehrheits- entscheid erkannt, danach wie 4	$3\lambda^2(1-c)$	$1.2 \cdot 10^{-8}$	Cat

TAB. 4: Ausfallwahrscheinlichkeiten für verschiedene Systemstrukturen (nach [5])