

# SICHERHEITASPEKTE DES “SPIN RESISTANT”-KONZEPTE FÜR EINMOTORIGE LEICHTFLUGZEUGE

F. Pätzold, T. Rausch

Technische Universität Braunschweig, Institut für Flugführung, 20.12.2013

## Zusammenfassung

Bei der Zulassung von einmotorigen Flugzeugen der „Normal Category“ nach der U.S. Federal Aviation Regulation 23 (FAR-23) ist es möglich zu entscheiden, ob für das zuzulassende Muster die Forderungen für das Ausleiten aus dem Trudeln (“recoverable from spins”) nachgewiesen werden oder ob alternativ durch Nachweis der Erfüllbarkeit mehrerer vorgegebener Manöver das Flugzeug als dem Trudeln widerstrebend (“spin resistant”) gilt. Das europäische Gegenstück zur FAR-23, die Certification Specification 23 (CS-23), enthält bislang nicht diese Option. Im Auftrag der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (European Aviation Safety Agency – EASA) wurde ein Vorschlag zur Implementierung des “spin resistant“- Konzeptes in die CS-23 erarbeitet und begründet.

Basierend auf den Ergebnissen von Literaturrecherche, Fragebögen, Befragung von Erprobungspiloten und eigenen Flugversuchen wurde geschlussfolgert, dass die Manöver nach FAR-23.221(a)(2) die praktischen operationellen Situationen nicht vollständig abdecken. Der im Rahmen dieses Projektes erarbeitete Vorschlag zur Implementierung des “spin resistant“-Konzeptes in die CS-23.221 enthält zusätzlich Manöver mit Fahrtverzögerungen von 5kt/s (ggü. 1kt/s in FAR-23.221(a)(2)), Manöver mit maximal verfügbarer Triebwerksleistung (ggü. 75% der maximal zulässigen Dauerleistung in FAR-23.221(a)(2)), Überziehen im Kurvenflug mit trudelprovozierenden Steuereingaben, zudem eine Begrenzung des maximal zulässigen Höhenverlustes während der Manövers und eindeutige Informationen für den Piloten über diese Nachweisgrenzen. Der Entwurf für den zugehörigen Abschnitt des Flight Test Guide der CS-23 wurde erarbeitet, um die Intention der einzelnen Manöver klar zu benennen.

Diese Studie wurde von der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (European Aviation Safety Agency – EASA) beauftragt und gefördert. Der vollständige Bericht ist unter [82] abrufbar.

## 1. AUSGANGSSITUATION/MOTIVATION

Seit 1991 ist es bei der Zulassung von einmotorigen Flugzeugen der „Normal Category“ nach der U.S. Federal Aviation Regulation 23 (FAR-23) [2] möglich zu entscheiden, ob für das zuzulassende Muster die Forderungen für das Ausleiten aus dem Trudeln (“recoverable from spins”) nachgewiesen werden (FAR-23.221(a)(1)), oder ob alternativ durch Nachweis der Erfüllbarkeit mehrerer vorgegebener Trudeln provozierender Manöver das Flugzeug als dem Trudeln widerstrebend (“spin resistant”) gelten kann (FAR-23.221(a)(2)). Der Ausdruck “spin resistant” (“dem Trudeln widerstrebend”) ist dabei unbedingt zu unterscheiden von “spin proof” bzw. „incapable of spinning“ (“Trudeln nicht einleitbar”). Für ein nach FAR-23.221(a)(2) als „spin resistant“ eingestuftes Muster ist der Nachweis der Ausleitbarkeit aus dem Trudeln nicht gefordert.

Die Forderungen zur Ausleitbarkeit aus dem Trudeln gemäß FAR-23.221(a)(1) beinhalten weitgehend allgemeine Anforderungen zu den Flugeigenschaften, ohne dass die Durchführung der Flugversuche genauer geregelt würde. Im Gegensatz hierzu baut die „spin resistant“-Zulassung gemäß FAR-23.221(a)(2) auf eine begrenzte Anzahl von genau definierten Manövern als Repräsentanten der operationellen Praxis.

Das europäische Gegenstück zur FAR-23, die Certification Specification 23 (CS-23), enthält bislang nicht diese Option. Zwei U.S. amerikanische Hersteller haben jeweils Muster der Option „spin resistant“ folgend bei der U.S. amerikanischen Luftfahrtbehörde FAA (Federal Aviation

Administration) zugelassen. Für eine Zulassung dieser Muster im Zuständigkeitsbereich der Europäischen Agentur für Flugsicherheit EASA (European Aviation Safety Agency) fehlt bislang eine Entsprechung zur FAR-23.221(a)(2) in der hier geltenden CS-23 [11].

Im Auftrag der EASA soll ein Vorschlag zur Implementierung des “spin resistant“- Konzeptes in die CS-23.221 erarbeitet und begründet werden [1]. Die angestrebte Implementierung begründet sich sowohl mit Harmonisierungsbestrebungen, als auch mit der Schaffung von Wettbewerbsgleichheit.

## 2. VORGEHENSWEISE

Die Aufgabe wurde in folgenden Schritten bearbeitet:

1) Literaturrecherche – Ausgehend von der allgemeinen, auch nicht-wissenschaftlichen Literatur zum Überziehen und Trudeln von Leichtflugzeugen, wurden insbesondere die langjährigen Untersuchungen der NASA als Basis der Implementierung der “spin resistant“-Option in die FAR-23 ausgewertet, um einen Überblick über die untersuchten und in der Serienproduktion realisierten Maßnahmen zu erhalten. Des Weiteren ist von Interesse, wie die vorangegangene Forschung in die Formulierung der Forderungen in FAR-23.221(a)(2) eingegangen ist.

2) Bewertung von Unfallberichten und -zahlen relevanter Flugzeuge – Eingeführte Maßnahmen zur Steigerung der Sicherheit müssen sich am praktischen Unfallgeschehen bewerten lassen. Gegenüber den zahlreichen Studien der NASA, die sich zwar auf umfangreiche eigene

Flugversuche, aber nicht auf Unfallzahlen aus dem praktischen Betrieb stützen konnten, bestand für das hier dokumentierte Projekt die Möglichkeit, auf zirka ein Jahrzehnt praktischer Erfahrungen mit „spin resistant“-Flugzeugen zurückzugreifen.

3) Fragebögen an europäische Hersteller, Behörden und Verbände – Um die Erfahrungen und Bedürfnisse der europäischen Hersteller von Leichtflugzeugen einzubeziehen, wurde ein umfangreicher Fragebogen erstellt. Dieser wurde darüber hinaus auch an nationale Behörden und Verbände, insgesamt an 146 Empfänger versandt.

4) Interviews mit herstellerunabhängigen Erprobungspiloten – In intensiven Diskussionsrunden mit erfahrenen, herstellerunabhängigen Erprobungspiloten wurden die praktischen Erkenntnisse und Bedürfnisse im Gesamtkontext der Erprobung von Leichtflugzeugen aus der Sicht der Herstellerbedürfnisse erörtert.

5) Erarbeitung von Zielsetzungen für Flugversuche – Aus den Erkenntnissen der ersten vier Schritte wurde ein Flugversuchsprogramm für Flugversuche im Rahmen dieses Projektes abgeleitet, um offene Fragestellungen weitestmöglich zu beantworten.

6) Durchführung von Flugversuchen – Das erarbeitete Flugversuchsprogramm wurde mit einem hochwertig instrumentierten Flugzeug vom Typ Cessna 172 durchgeführt.

7) Zusammenführende Bewertung aller Erkenntnisse und Erarbeitung eines Vorschlages zur Implementierung in die CS-23.221 – Dies beinhaltet sowohl einen Vorschlag für den entsprechenden Abschnitt in der Bauvorschrift (Code, CS-23 Book 1) als auch einen Vorschlag für den *Flight Test Guide (FTG)*, der Bestandteil der CS-23 Book 2 - *Acceptable Means of Compliance (AMC)* ist.

### 3. ERGEBNISSE DER UNTERSUCHUNGEN

#### 3.1. Ergebnisse Literaturrecherche

##### 3.1.1. Historischer Abriss

Schon in den Anfangszeiten der Bauvorschriften wurde die Forderung nach Trudelausleitbarkeit festgehalten, z.B. [10], obgleich keine genauen Anforderungen an das Flugzeugverhalten festgelegt wurden.

Vor 1949 musste gemäß US Civil Aeronautics Regulation jeder Pilot die Fähigkeit zum Ausleiten aus dem Trudeln nachweisen. Diese Forderung wurde 1949 [12] mit dem Ziel gestrichen, die Anzahl der Unfälle bei der Trudelausbildung zu verringern. Seither werden zwei Wege des Umgangs mit dieser Thematik diskutiert:

1. Jedes Flugzeug soll trudelausleitbar sein und jeder Pilot muss dies trainieren, 2. Trudeln ist zu vermeiden und die Flugzeuge sollen dem so lange wie möglich widerstreben. Diese Ansichten erscheinen in den gesichteten Diskussionen als ausweglos inkompatibel.

Zu dieser Zeit konnte ein Flugzeug als „recoverable from spinning“ oder „incapable of spinning“ zugelassen werden. Das einzige bekannt, in großen Stückzahlen produzierte Flugzeug, das dem Konzept „incapable of spinning“ folgte, war mit über 5000 Exemplaren das Muster Ercoupe [21] [22]. Erreicht wurde dies durch eine Kopplung von Quer- und Seitensteuer und eingeschränkte Höhensteuerautorität

Während der 1970er und 1980er untersuchte die NASA die Themen „trudeln“ und „spin resistant“ intensiv (siehe 3.1.2). Dabei wurden Kriterien erarbeitet, die zur Beschreibung eines „spin resistant“-Flugzeugs dienen. Diese Kriterien wurden 1991 in die FAR-23 aufgenommen. 1996 wurde die Option „incapable of spinning“ aus der FAR-23 entfernt, weil derartige Flugzeuge die „spin resistant“-Forderungen mindestens erfüllen.

#### 3.1.2. NASA Forschungsaktivitäten zum „spin resistant“-Konzept

Studien zu technischen Details zur Verbesserung des Überziehverhaltens z.B. von Profilen sind zahlreich zu finden. Jedoch allein die NASA hat – von etwa 1977 bis 1989 – umfangreiche und strukturierte Forschung zu den Themen Flugzeugverhalten beim Trudeln, Trudelausleitprozeduren, Anti-Trudel-Schirme und „spin resistant“-Konzept durchgeführt. Untersucht wurden verschiedene Konfigurationen (z.B. Canard) und Flügelmodifikationen, aber auch sog. „stall deterrent systems“, also einfache Formen von „Envelope Protection“-Systemen. Es wurde die gesamte Palette von Berechnungen, Windkanalversuchen, ferngesteuerten Modellen bis hin zu Flugversuchen in Originalgröße angewandt [27]-[40].

„Stall deterrent systems“ wurden als sehr effektiv eingeschätzt, jedoch auch als (damals noch) zu teuer und zu schwer, aber auch mit offenen Fragen bzgl. Integrität und Pilotenakzeptanz [27] [35].

Die Untersuchung von Flügelmodifikationen konzentrierte sich auf die sogenannte „modified outboard leading edge (MOLE)“, auch als „drooped leading edge nose“ bezeichnet. Hierbei weist der Tragflügel bei etwa 60% Halbspannweite einen scharfen Tiefen- und Schränkungssprung zu größerer Flügeltiefe mit kleinerem Einstellwinkel am Außenflügel auf, siehe BILD 1. Beim Überziehen soll die Strömung zunächst am Innenflügel ablösen. Durch die Kombination aus Schränkung und einem Wirbel am Tiefensprung soll beim Überziehen das kollabieren der Strömung am Außenflügel verhindert werden, womit eine Mindeststeuerbarkeit gewährleistet bleibt.

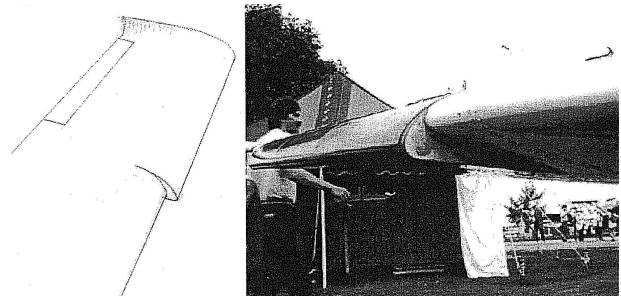


BILD 1. Drooped leading edge nach [48]

Es wurden Flugversuche mit modifizierten Flugzeugen basierend auf den Mustern Grumman American AA-1 Yankee [27][33][35][40], Beechcraft CS-23 Sundowner [36], Piper PA-28 Arrow [31][36] und Cessna C172 Skyhawk [30] durchgeführt. In einer Vielzahl von Versuchen wurden die Parameter Flugmasse, Schwerpunktlage, Klappenstellung, Querneigung, Schiebewinkel, Triebwerksleistung und Ruderausschläge variiert, sowie statische als auch dynamische Überziehmanöver erprobt.

Die Versuche wurden als Basis für die Formulierung von "spin resistant"-Kriterien verwendet, die repräsentativ für operationelle Situationen sein sollen [34]. In weiteren Versuchen wurden diese Kriterien überprüft [33].

Für die Versuche mit der modifizierten Piper PA-28 wurde die Flugversuchsmatrix nach [31] rekonstruiert, siehe TAB 1. Das "zoom manoeuvre, steep climb" entspricht dabei einem nicht genauer beschriebenen Überziehen mit erhöhter Fahrtabnahmerate. Zusammenfassend lässt sich sagen, dass dynamische Überziehmanöver in Verbindung mit maximaler Triebwerksleistung die kritische Kombination darstellen.

Manoeuvre	wings level zoom, steep climb rudder prior to stall			wings level zoom, steep climb rudder at stall			wings level 1 kn/s rudder at stall			30° banked turn 1 kn/s rudder at stall	
	neutral	against	with	neutral	against	with	neutral	against	with	neutral	turn
aileron position											
rudder	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right
power	idle										
flaps	0°										
for level flight	0°										
	40°										
maximum	U	spin			spin			spin	spin		spin
	40°										

244 manoeuvres  
9 loading conditions:  
CG (%) 23.97 | 25.94 | 27.78 | 27.9 | 27.87 | 28.23 | 28.42 | 29.98 | 32.07  
mass (lb) 2878 | 2878 | 2858 | 2890 | 2829 | 2877 | 2870 | 2890 | 2890

colour scheme:  
inside certified loading envelope  
outside certified loading envelope  
covered by current FAR23.221(a)(2)

TAB 1. Flugversuchsergebnisse PA-28X (mit Flügelmodifikationen)

### 3.1.3. Umsetzung der NASA-Forschungsergebnisse

Für die Beschreibung der "spin resistant"-Kriterien wurde die Form von expliziten Manövern gewählt. Diese Manöver wurden 1991 als Alternative zu den Forderungen der Trudelausleitbarkeit in die FAR-23.221(a) aufgenommen

Die "spin resistant"-Kriterien können in drei Gruppen unterschieden werden:

- 1) Ausreichende laterale Steuerbarkeit bei voll gezogener Höhensteuer
- 2) Manöver mit versuchtem Trudeleinleiten
- 3) Die Überzieheigenschaften der §§23.201 und 23.203 müssen auch im unkoordinierten Flug demonstriert werden.

Besonders die Manöver mit versuchtem Trudeleinleiten erscheinen jedoch auf die im Flugversuch festgestellten Möglichkeiten der MOLEs zugeschnitten: Bei einer Fahrtreduktion von 1kt/s ist im Moment des Überziehens das Seitenrudder voll auszuschlagen und für sieben Sekunden dort zu halten. Danach muss das Flugzeug unmittelbar auf die normalen Steuereingaben reagieren. In der Realität erfüllt ein Flugzeug im Spiralsturz bereits dieses Manöver. In [34] werden diese "spin resistant"-Kriterien als repräsentativ für operationelle Situationen bezeichnet. Die nachfolgende Tabelle zeigt die nach dieser Forderung notwendige Flugversuchsmatrix:

power	flaps	aileron position	
		neutral	against
		turn direction	
		left turn	right turn
idle	up		
	intermediate		
	down		
for level flight	up		
	intermediate		
	down		

24 manoeuvres

- corners of the approved loading envelope  
- speed rate 1 kn/s  
- power setting for level flight: 75% or less according to FAR23.201

TAB 2. Manöver für Trudeleinleitversuche nach FAR-23.221(a)(2), left turn = Seitenrudervollausschlag links

Diese Matrix ist nachfolgend in die Erprobungsmatrix der PA-28X eingetragen. Man erkennt, dass die trudelgefährdeteren Zustände und Manöver nicht gefordert werden.

Manoeuvre	wings level zoom, steep climb rudder prior to stall			wings level zoom, steep climb rudder at stall			wings level 1 kn/s rudder at stall			30° banked turn 1 kn/s rudder at stall	
	neutral	against	with	neutral	against	with	neutral	against	with	neutral	turn
aileron position											
rudder	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right	left   right
power	idle										
flaps	0°										
for level flight	0°										
	40°										
maximum	U	spin			spin			spin	spin		spin
	40°										

244 manoeuvres  
9 loading conditions:  
CG (%) 23.97 | 25.94 | 27.78 | 27.9 | 27.87 | 28.23 | 28.42 | 29.98 | 32.07  
mass (lb) 2878 | 2878 | 2858 | 2890 | 2829 | 2877 | 2870 | 2890 | 2890

colour scheme:  
inside certified loading envelope  
outside certified loading envelope  
covered by current FAR23.221(a)(2)

TAB 3. Vergleich der Flugversuchsergebnisse der PA-28X und der FAR-23.221(a)(2)-Forderungen nach Trudeleinleitmanövern

Die vier modifizierten NASA-Forschungsflugzeuge erfüllten die Manöver, wobei allein die modifizierte C172X Probleme mit den Forderungen der Überzieheigenschaften hatte.

"Drooped leading edges" wurden an verschiedenen Mustern zur Verbesserung der Flugeigenschaften verwendet, z.B. Norman Firecracker, Schweizer Motorglider, VariEze oder OMAC Laser [27], jedoch wurden diese nicht als "spin resistant" zugelassen. Die einzigen als "spin resistant" entwickelten, zugelassenen und in Serie produzierten Flugzeuge sind die Cirrus SR20/22 und die Cessna 300/350. Es bleibt anzumerken, dass beide Flugzeuge mit sog. "special conditions" zugelassen wurden. Dies sind gegenüber der Bauvorschrift alternative Verfahren, die ein gleiches Sicherheitsniveau gewährleisten sollen.

### 3.1.4. Weitere Literatur zum Trudeln

Das Trudeln und Trudelausleiten, die Pilotenausbildung und der Themenkomplex „Überziehwarnungen“ lagen nicht im Fokus des Projektes. Es finden sich jedoch ausführliche Quellen, die die vielfältigen Einflussmöglichkeiten auf das Trudelverhalten betonen [19] [79] [80]. Für die Flugversuche mit „spin resistant“-Konfigurationen gelten diese Erkenntnisse ohne Einschränkung.

Stowell [12] beschreibt detailliert die Wichtigkeit des Situationsbewusstseins des Piloten beim Überziehen und entwickelt Vorschläge zur Verbesserung des Situationsbewusstseins.

Verschiedene Überziehwarnsysteme sind [64]-[69] beschrieben. Neben der Detektion des Flugzustandes ist der Informationsfluss in das Pilotenbewusstsein intensiv thematisiert.

### 3.1.5. Flugmechanik des Trudelausleitens

Die Gestaltung des Leitwerks ist essentiell für die Trudelausleitbarkeit (vgl. [43]). Durch geometrische Bestimmung der Seitenflossenfläche und der Seitenrudderflächen außerhalb des angenommenen Nachlaufs des überzogenen Höhenleitwerks lässt sich der sogenannte „tail damping power factor (TDPF)“ berechnen.



Einschließlich der oben genannten 10 Unfälle mit Cirrus SR20/22 wurden insgesamt 57 Unfälle im Zusammenhang mit Überziehen und Trudeln analysiert:

- 38 dieser 57 Unfälle geschahen in der Platzrunde eines Flugplatzes,
- 7 geschahen außerhalb der Platzrunde und begannen unter 1000 ft über Grund,
- 8 geschahen außerhalb der Platzrunde und begannen über 1000 ft über Grund,
- 3 Unfälle können mangels Informationen nicht weiter eingeordnet werden
- 1 Unfall geschah nach einer Banneraufnahme

Die verwendeten Unfallereignisse sind im Vollbericht aufgeführt [82].

In vielen Fällen war das Trudeln (noch) nicht ausgeprägt und die Bodenberührung erfolgt in einem allgemein als überzogen zu bezeichnenden Flugzustand. Die Positionen der 38 Unfälle sind in der nachfolgenden Abbildung (BILD 4) wiedergegeben. Vier Unfälle geschahen bei Umkehrkurven nach echten oder simulierten Motorausfällen (gekennzeichnet mit \*1), sechs Unfälle lagen abseits der üblichen Platzrunde, zumeist nach abgebrochenen Anflügen (gekennzeichnet mit \*2). Die Unfälle mit Cirrus SR20/22 sind mit „+“, die Unfälle mit konventionellen Flugzeugen mit „x“ markiert.

Die Verteilung zeigt, dass Unfälle in allen Phasen der Platzrunde auftreten. Es können keine Unterschiede zwischen den konventionellen und den „spin resistant“-Flugzeugen abgeleitet werden, weder in der Verteilung in der Platzrunde noch in den Abläufen der Unfälle. Folgende Merkmale traten dabei häufig auf:

- Kurvenflug mit großer Querneigung (bis zu 70 ...80°) und/oder plötzliche Rollbewegungen
- Ungewöhnlich starker Steigflug
- Falsche Klappenstellung

Diese Aspekte sind bei der Gestaltung des Flugversuchsprogramms zu berücksichtigen.

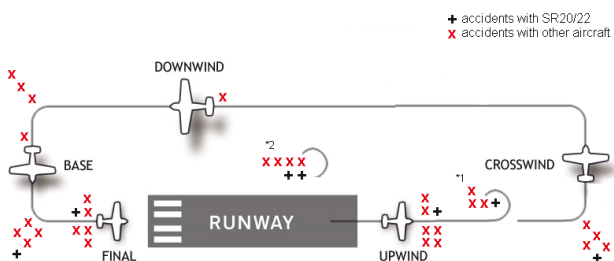


BILD 4. Position in der Platzrunde von 38 betrachteten Unfällen im Zusammenhang mit Überziehen/Trudeln (Hintergrundbild [17])

### 3.2.4. Betrachtung von Unfallhäufigkeiten

Die nachfolgende Tabelle zeigt die wichtigsten Muster der Flotte einmotoriger Flugzeug in den USA. Sie wurde nach Anzahl der gemeldeten Unfälle pro Jahr sortiert. Unter Berücksichtigung der statistisch geringen Anzahl von Ereignissen kann gefolgert werden, dass die Anzahl tödlicher Unfälle pro Jahr nahezu musterunabhängig ist,

wobei die Cessna 172 hierbei den niedrigsten Wert aufweist. Die beiden „spin resistant“-Muster Cirrus SR20/22 und Cessna 350 unterscheiden sich nicht von konventionellen Mustern.

2007/2008 US General Aviation Mishaps (NTSB)			
	US Registered Aircraft (approx.)	Mishaps/yr. (Fatal) (per 1,000 ac)	Mishaps/yr. (per 1,000 ac)
Mooney M20	7,800	0.9	3.7
Cessna 182*	16,100	0.7	4.1
Cirrus SR20/SR22	3,700	1.4	4.3
Cessna 350/400	660	2.3	5.3
Cessna 172*	26,700	0.5	5.5
Beech 36	2,850	2.3	6.4
All US-registered SE Aircraft	146,000	1.3	7.5
Piper PA-46 Malibu/Matrix	850	1.8	7.6
Diamond (Single Engine)	1,080	0.9	7.9

\* Recent model C-172 have a somewhat worse record; C-182 a slightly better record

TAB 4. NTSB Statistik 2007/2008 für ausgewählte Leichtflugzeuge [63]

Ein deutlicher Unterschied zeigt sich jedoch beim Anteil der Unfälle im Zusammenhang mit Überziehen und Trudeln. Hierzu wurden mittels der NTSB Datenbank für den Zeitraum von 1999 bis Juli 2008 für drei weitere Muster neben der Cirrus SR20/22 diese Quote bestimmt.

Cessna C172	19%
Piper PA28	8%
Mooney M-20	16%
Cirrus SR20/22	26%

TAB 5. Anteil der Unfälle im Zusammenhang mit Trudeln für ausgewählte Muster

### 3.2.5. Bewertung der Unfallbetrachtungen

Grundsätzlich sind bei der Bewertung die Grenzen der Aussagekraft der Daten aufgrund geringer Ereignishäufigkeiten und nicht weiter bekannter Einflussgrößen zu beachten. Derartige Einflüsse können sein:

- 1) Die Summe der tatsächlichen Betriebszeit pro Muster ist nicht bekannt.
- 2) Die Art der Flugbewegungen und deren Häufigkeit sind nicht bekannt.
- 3) Die betrachteten Flugzeuge werden üblicherweise von unterschiedlichen Nutzergruppen geflogen, deren Zusammensetzung und Verhalten nicht ausreichend bekannt sind.

Flugzeuge können nur verunfallen wenn sie genutzt werden, wobei über die Art der Nutzung und die Randbedingungen zu wenig bekannt ist. Die für das „spin resistant“-Konzept relevanten Flugphasen sind üblicherweise Start und Landung.

Es wird geschlussfolgert, dass das Ziel der NASA, die Unfälle im Zusammenhang mit Überziehen und Trudeln nahezu vollständig zu vermeiden, mit den aktuellen „spin resistant“-Flugzeugen nicht erreicht wird. Der Anteil an derartigen Unfällen ist tendenziell sogar etwas höher als bei konventionellen Mustern bei nicht geringerer absoluter Anzahl von Unfällen.

### 3.3. Ergebnisse Fragebogen

Der Fragebogen enthielt allgemeine Fragen zum Überziehen und Trudeln mit Leichtflugzeugen, Fragen zum „spin resistant“-Konzept und Fragen die zukünftige Entwicklung betreffend. Der Fragebogen wurde an 146 Empfänger versandt, darunter 22 Hersteller von Part-23 Flugzeugen, 11 Hersteller von Part-VLA Flugzeugen, 27 nationale Luftfahrtbehörden und 12 nationale Flugunfalluntersuchungsstellen. 17 Antworten wurden zurückgesandt, wovon 14 vollständig ausgefüllt wurden. 7 der 14 vollständig ausgefüllten Fragebögen stammen von Part-23 Herstellern, die anderen zumeist von nationalen Luftfahrtbehörden.

Der vollständige Fragebogen und die anonymisierten Antworten sind im Projektbericht [82] nachzulesen.

Zusammenfassend lassen sich folgende Erkenntnisse aus den Antworten gewinnen:

- 1) Dem überwiegenden Anteil der Teilnehmer der Befragung war das „spin resistant“-Konzept bekannt.
- 2) Betrachtungen mit dem Ziel der Reduktion von Unfällen im Zusammenhang mit Überziehen und Trudeln werden grundsätzlich begrüßt.
- 3) Es sollten nicht nur flugmechanische Maßnahmen betrachtet werden, sondern auch Überziehwarnungen und Envelope-Protection-Systeme (artificial stall barrier systems).
- 4) Es konnte sowohl Sympathie als auch Ablehnung gegenüber dem (gegenwärtigen) „spin resistant“-Konzept festgestellt werden.
- 5) Der Hauptkritikpunkt an den Forderungen in FAR-23.221(a)(2) ist das Fehlen dynamischer Überziehmanöver.
- 6) Der Kontext „spin resistant“ ist inhaltlich den Überzieheigenschaften (FAR/CS-23.201, 203 und 207) zuzuordnen, statt dem Trudeln bzw. den Forderungen zum Ausleiten (FAR/CS-23.221).
- 7) Das Situationsbewusstsein und Reaktionsverhalten der Piloten wird als zentraler Aspekt (hier: beim Vermeiden von Unfällen nach Überziehen und Trudeln) angesehen, weshalb die Ausbildung und Warnsysteme für kritische Situationen in die Betrachtungen einbezogen werden sollten.
- 8) Einige europäische Hersteller würden die Anwendung des „spin resistant“-Konzeptes in Betracht ziehen, wenn die CS-23 dies grundsätzlich erlauben würde.

Einige interessante Einzelantworten sind darüber hinaus in die weitere Ausarbeitung eingeflossen. Eine weiterführende Befragung der Teilnehmer wurde im Rahmen dieser Studie als nicht weiter zielführend befunden.

### 3.4. Ergebnisse Expertenbefragung

Es wurden fünf Erprobungspiloten und eine Person aus dem wissenschaftlichen Umfeld von Flugerprobungen von Leichtflugzeugen detailliert befragt. Ziel der Diskussion waren Erkenntnisse über den Umgang mit den Bauvorschriften in der Praxis im Allgemeinen und mit der Thematik Überzieheigenschaften und Trudeln im Speziellen, die üblicherweise nicht schriftlich festgehalten sind.

Die Ergebnisse lassen sich in fünf Gruppen eingliedern und sind nachfolgend als einzelstehende Aussagen gelistet:

#### A. Allgemeine Aussagen

Die Erfahrung zeigt, dass Flugzeuge die schwer ins Trudeln zu steuern sind, typischerweise auch schwer auszuleiten sind. Es besteht jedoch die Frage, ob neue Ansätze dieses Dilemma auflösen können.

Das erfolgreiche Bewältigen von Überziehen und v.a. Trudeln erfordert ein erhöhtes Maß an Fachwissen.

„Es gibt keine Gewissheiten beim Trudeln.“ Kleine Änderungen in den Ausgangsbedingungen können die Flugzeugreaktion im Trudeln sehr stark beeinflussen.

Die Bauvorschriften sind das gesammelte, komprimierte Wissen. Dies muss unbedingt beachtet werden, wenn bestimmte Forderungen durch neuere ersetzt werden.

#### B. Aussagen zum Flugbetrieb

Das Situationsbewusstsein des Piloten für hohe Anstellwinkel und den Folgen ist essentiell.

„Technologie und Training kommen im Flugbetrieb zusammen.“ Technische Verbesserungen bedürfen eines angepassten Pilotentrainings.

Vermeidung von Unfällen beim Überziehen werden weniger als Problem der Bauvorschrift gesehen, sondern vielmehr werden Verbesserungen der Pilotenausbildung bezüglich des o.g. Situationsbewusstseins als wichtiger angesehen.

#### C. Aussagen zum „spin resistant“-Konzept

„spin resistant“ beschreibt Überziehverhalten und ist im §221 fehlplaziert, weil es hier um Ausleiten aus dem Trudeln geht. Überziehverhalten wird in §203 und §207 behandelt.

Im „spin resistant“-Konzept werden die klassischen Phasen des Überziehens (Überziehwarnung, Überziehverhalten, Trudelausleiten) durch zusätzliche Zeit im Flugzustand vor dem Abkippen/Trudelbeginn ersetzt. Jedoch kann diese zusätzliche Zeit nicht das Situationsbewusstsein des Piloten ersetzen.

Bekanntes flugmechanische Maßnahmen zur Erfüllung der „spin resistant“-Forderungen erschweren das Ausleiten aus dem Trudeln

Die Manöver in FAR-23.221(a)(2) als Repräsentanten der operationellen Praxis sind unvollständig:

- Eine Fahrtabnahme von 1 kt/s deckt nicht alle operationellen Situationen ab
- Das Überziehverhalten kann sich bei 1 kt/s and 5 kt/s deutlich unterscheiden
- Der Höhenverlust zum Ausleiten ist in der aktuellen FAR23.221(a)(2) nicht berücksichtigt

Ein bisschen „spin resistant“ ist unbefriedigend; in der operationellen Praxis wird das gesamte Spektrum an Trudeleinleit-Manövern (zumeist unbeabsichtigt) geflogen.

„Spin resistant“ wird in der Praxis als „spin proof“ gehandelt. Dieses Sicherheitsversprechen folgt mutmaßlich aus dem Marketingdruck, ein Flugzeug sicherer zu verkaufen als es ist.

Welche Nutzer fliegen die derzeit verfügbaren "spin resistant"-Flugzeuge?

Keine finanzieller Nutzen aus der Vermeidung der Flugerprobung: Eine Trudelerprobung ist unzweifelhaft sehr aufwändig. Die Praxis hat jedoch gezeigt, dass die Erprobung für „spin resistant“ nicht kostengünstiger ist, da die flugmechanische Feinabstimmung auf Versuch und Irrtum basiert.

Es gibt keine sorgfältige Definition von "spin resistant", außer den Manövern in FAR-23.221(a)(2). Der Ausdruck „spin resistant“ kann auch als Eigenschaft des Flugzeugs verstanden werden, das die Trudelbewegung ohne ausleitenden Steuereingaben des Piloten selbsttätig stoppt, wenn dieser die Steuer los lässt.

#### D. Verschiedene Aussagen zu Trudeln

Überziehen ohne Querneigung mit 1 kt/s Fahrtabnahme ist nicht repräsentativ für die Praxis. Große Fahrt-abnahmeraten und Böen müssen berücksichtigt werden.

Die Gestaltungskriterien für Leitwerke zum Ausleiten aus dem Trudeln sind heutzutage gut bekannt.

Das Abschaffen der Trudelausleitbarkeit sollte nicht ohne Notwendigkeit erfolgen.

#### E. Aussagen zu möglichen technischen Maßnahmen

Drei Gruppen wurden erarbeitet:

##### Flugmechanische Maßnahmen

- Eindeutige Steuerkräfte und Steuereingaben
- Das Potenzial der "drooped leading edges" oder ähnlicher Maßnahmen wird als stark begrenzt gesehen, weil sich die Trudelausleiteigenschaften damit verschlechtern
- Andere Flugzeugkonfigurationen verbessern die Situation nicht grundlegend (Canard, T-Leitwerke)
- Die Einschränkung der Steuerbarkeit (z.B. starke Einschränkung der Ruderausschläge) erschwert das Trudleinleiten, aber auch das Ausleiten
- Die Gestaltungskriterien für Leitwerke zum Ausleiten aus dem Trudeln sind heutzutage gut bekannt.

##### Überziehwarnsysteme

- Die üblichen auditiven Überziehwarnsysteme in Leichtflugzeugen sind nicht standardisiert, womit in verschiedenen Mustern (ggf. auch verschiedenen Exemplaren) unterschiedliche Systeme vorliegen. In kritischen Situationen kann es auftreten dass der Pilot zunächst den Warnton dem Überziehwarnsystem zuordnen muss, anstatt sofort reagieren zu können.
- Der Schiebewinkel wird bei heutigen Überziehwarnungen für Leichtflugzeuge nicht berücksichtigt
- Eine progressive Warnung kann gegenüber den heutigen einstufigen Warnsystemen vorteilhaft sein.

##### Envelope Protection Systeme

Echte *Envelope Protection* Systeme erscheinen technisch machbar. Dies würde den Charakter des Fliegens mit handkraftgesteuerten Leichtflugzeugen erheblich verändern und entsprechend angepasste Ausbildungskonzepte erfordern.

Zusammenfassend sehen die Befragten ein stark begrenztes sicherheitssteigerendes Potenzial in den derzeit verwendeten flugmechanischen Maßnahmen. Vielmehr wird empfohlen Überziehwarnsystem und Envelope Protection Systeme zu verbessern, aber auch die Ausbildung und Inübnunghaltung von Piloten substanziell weiterzuentwickeln. Der Ausdruck „spin resistant“ ist nicht notwendigerweise mit passiven flugmechanischen Maßnahmen verbunden.

Die Überzieheigenschaften sind sowohl aus der Perspektive der Sicherheit, als auch wirtschaftlicher Sicht zu sehen (Flugerprobungsaufwand). Nach Ansicht der Befragten erreicht der derzeitige Ansatz der „spin resistant“-Konfigurationen keine der beabsichtigten Verbesserungen.

Es wurden lediglich deutschsprachige Experten befragt. Eine Ausweitung der Befragung auf andere Nationalitäten wurde vom Auftraggeber als nicht weiterführend betrachtet.

### **3.5. Vorbereitung der Flugversuche**

Die Verbesserung von Ausbildung und technischen Systemen standen nicht im Fokus dieses Projektes und wurden nicht weiter untersucht. Die Frage, ob mit einem begrenzten Ensemble an Manövern die Diversitäten der Part23-Flugzeuge der "normal category" zu fassen sind, wurde umfassend diskutiert. Die manöverbasierte Flugeigenschaftsbeschreibung setzt voraus, dass in der operationellen Praxis auch nur die erprobten Manöver geflogen werden.

Mit den durchzuführenden Flugversuchen sollten somit die Manöver als Repräsentanten der operationellen Praxis hinterfragt werden. Hierzu wurden die Manöver nach FAR-23.221(a)(2) um höhere Fahrtreduktionsraten, maximal verfügbare Triebwerksleistung, eine Durchstartsituation, Überziehen im Kurvenflug und zusätzliche trudelprovozierende Steuereingaben erweitert. Insgesamt wurden 8 verschiedene Manöver mit jeweils unterschiedlichen Parametervariationen untersucht.

Da 80% der Unfälle durch Überziehen unter 1000ft über Grund beginnen, folgt der Schluss, dass der Höhenverlust beim Ausleiten eines überzogenen Flugzustandes grundsätzlich zu beachten ist. Die Flugversuche wurden diesbezüglich ausgewertet.

Die Flugversuche wurden mit einer Cessna F172N durchgeführt, die für diesen Zweck mit umfassender Messtechnik zur Bestimmung von Flugzustand, Triebwerksparametern und Steuereingaben ausgestattet wurde. Die Cessna 172 ist eine geeignete Referenz, weil sie sowohl in den NASA-Versuchen als auch in den Unfallstatistiken vertreten ist. Flugversuche mit einem "spin resistant"-Flugzeug waren hingegen außerhalb der Möglichkeiten des Projektes.

### **3.6. Auswertung der Flugversuche**

Bei der Durchführung und Auswertung der Manöver wurde bewertet, ob eine Trudelneigung vorlag oder generell eine Nichterfüllung der Forderungen (einschließlich Trudelneigung). In Tabelle 6 sind die zusammengefassten Ergebnisse getrennt nach Manövern der FAR-23.221(a)(2), nach Manövern einer Arbeitsversion der EASA (EASA-V5) und nach der Summe mit weiteren

Manövern sortiert. Eine vollständige Beschreibung der Manöver findet sich in [82].

Die zusätzlichen Manöver zu FAR-23.221(a)(2) und EASA-V5 beinhalten hauptsächlich höhere Fahrtabnahmeraten und die maximal verfügbare Triebwerksleistung. Sie sorgen für eine deutliche Zunahme der Nichterfüllungen. Für die Cessna 172 sind die Manöver C und H kritisch, was jedoch nicht für andere Muster verallgemeinert werden kann.

Manoeuvre type	FAR23.221(a)(2) conform			EASA-V5 conform			All manoeuvres flown		
	total number	Tendency to spin?	Non-compliance?	total number	Tendency to spin?	Non-compliance?	Total number	Tendency to spin?	Non-compliance?
A	8	0	0%	8	0	0%	8	0	0%
B	-	-	-	32	0	0%	62	0	0%
C	16	4	25%	16	4	25%	33	21	64%
D	-	-	-	16	0	0%	18	0	0%
E	-	-	-	16	0	0%	18	0	0%
F	8	0	0%	8	0	0%	8	0	0%
G	8	0	0%	8	0	0%	8	0	0%
H	32	3	9%	32	3	9%	44	4	9%
All	72	7	10%	136	7	5%	199	25	13%

TAB 6. Anzahl und Relation der Nichterfüllung der Forderungen

In Tabelle 7 werden die Resultate der Triebwerksleistung zugeordnet dargestellt. Höhere Triebwerksleistung führt zu einem höherem Anteil an Nichterfüllungen.

Power setting	idle		75%		maximum available power	
	total number	percentage of non-compliance	total number	percentage of non-compliance	total number	percentage of non-compliance
A	4	0%	4	0%	-	-
B	16	0%	20	30%	20	45%
C	8	0%	10	70%	13	100%
D	8	0%	10	0%	-	-
E	8	0%	10	0%	-	-
F	4	0%	4	0%	-	-
G	4	0%	4	50%	-	-
H	16	0%	22	45%	2	50%
All	68	0%	84	30%	35	66%
B, C, H	40	0%	52	44%	35	66%

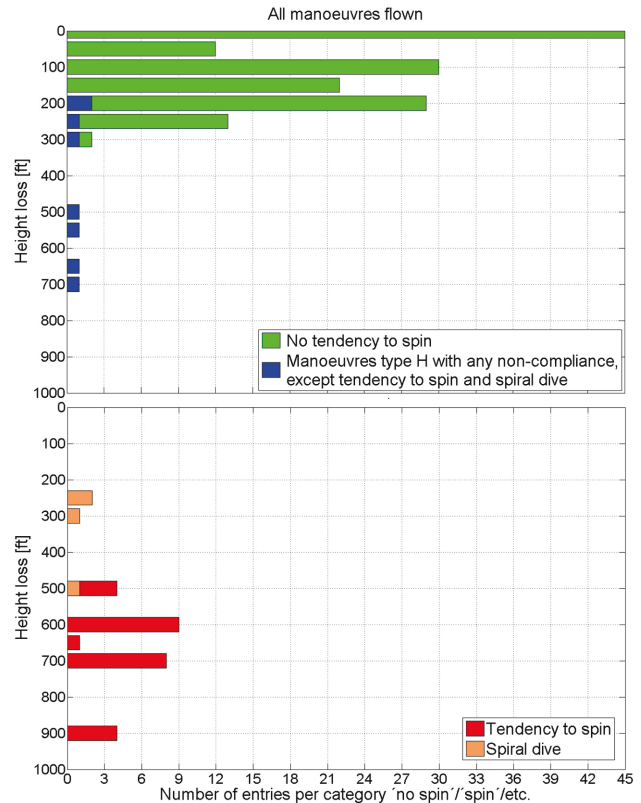
TAB 7. Anzahl und Relation der Nichterfüllung bezogen auf Triebwerksleistung

Gemäß 3.5 ist nachfolgend der maximal Höhenverlust während der Manöver ausgewertet (Tabelle 8). Es bleibt zu beachten, dass nach [53] 80% der Unfälle durch Überziehen unter 1000ft über Grund beginnen. Eine genauere Verteilung in diesem Höhenband wurde in [53] jedoch nicht angegeben.

#### 4. SCHLUSSFOLGERUNGEN

Die Bewertung der Flugversuche muss in der Gesamtschau der in Kapitel 3 dargelegten Ergebnisse erfolgen. Die Piloten, die mit der Cessna 172 durch Überziehen einen tödlichen Unfall erlitten, haben mit hoher Wahrscheinlichkeit eines der Manöver mit Nichterfüllung der aufgestellten Forderung geflogen. Wird der Anteil der Unfälle im Zusammenhang mit Überziehen von Cessna 172 und SR20/22 gemäß Tabelle 5 angenommen, so folgt in Verbindung mit Tabelle 4 ein etwa 3 mal höheres Auftreten von tödlichen Unfällen durch Überziehen bei der SR20/22.

Dabei erfüllt die Cessna 172 gemäß Tabelle 6 nicht die „spin resistant“-Forderungen nach FAR-23.221(a)(2). Setzt man nun voraus, dass die SR20/22 diese „spin resistant“-Forderungen erfüllt, so müssen die dennoch auftretenden Unfälle durch andere Manöver in der operationellen Praxis hervorgerufen worden sein. Die gewählten Manöver in der aktuellen FAR-23.221(a)(2) repräsentieren somit die operationelle Praxis unvollständig.



TAB 8. Höhenverlust über Anzahl und Art der Nichterfüllungen

Es ist deshalb notwendig den Manöverumfang zu erweitern. Folgende Ergänzungen sind in den Vorschlag zur Implementierung des „spin resistant“-Konzeptes in die CS-23 eingeflossen: Fahrtabnahmerate von 5kt/s, Manöver mit maximaler verfügbarer Triebwerksleistung, Überziehen mit Querneigung, Überziehen mit größerem Schiebewinkel.

Zusätzlich wird vorgeschlagen zu fordern, dass kein übermäßiger Höhenverlust während des Manövers auftritt. Es wird jedoch kein fester Wert vorgegeben, sondern dem Anwender der Bauvorschrift die Festlegung dieser Grenze aufgetragen. Als Richtwert wird ein Höhenverlust von 300ft für ein einmotoriges viersitziges Flugzeug vorgeschlagen, was aus den Flugversuchen mit der Cessna 172 abgeleitet wurde und als akzeptables Sicherheitsniveau im Rahmen der Möglichkeiten der Implementierung des „spin resistant“-Konzeptes gesehen wird.

Des Weiteren wird ein deutlich sichtbares Schild im Sichtfeld des Piloten gefordert: „AVOID STALL! DO NOT SPIN! Spin recovery has not been demonstrated.“. Es soll damit dem Piloten eingänglich gemacht werden, dass er ein nicht truederprobtes Flugzeug fliegt.

Die Einordnung des „spin resistant“-Konzeptes in §23.221(a) wird übernommen, weil die vermutlich sachgemäßere Einbindung in die §§201,203,207 (in



Wechselwirkung mit §221) den vorgesehenen Projekt-rahmen deutlich überschritten und eine umfassende Hinterfragung der aktuellen Forderungen der CS-23 erfordert hätte.

Die vollständige Beschreibung und Begründung des Implementierungsvorschlags ist [82] zu entnehmen. Der Vorschlag für die Implementierung des „spin resistant“-Konzeptes orientiert sich an den operationellen Notwendigkeiten, nicht an den technischen Möglichkeiten.

#### Grenzen der Nachweisführung

Die Forderung nach Anwendung der maximalen Triebwerksleistung ist durch Sicherheitsaspekte bei der Flugerprobung limitiert. Mit der Annahme, dass Überziehversuche nicht unter FL100 stattfinden, leistet ein nicht aufgeladenes Kolbentriebwerk in dieser Höhe nur etwa 70% der Leistung im Vergleich zu den Bedingungen auf Meeresspiegellhöhe.

## 5. ZUSAMMENFASSUNG

Im Auftrag der Europäischen Agentur für Flugsicherheit EASA wurde ein Vorschlag erarbeitet, wie das in der U.S. amerikanischen Bauvorschrift FAR-23.221(a)(2) implementierte „spin resistant“-Konzept in der im Zuständigkeitsbereich der EASA geltenden CS-23 umgesetzt werden kann. Hierzu wurden neben Literaturrecherchen und Befragungen mittels Fragebogen auch Diskussionen mit herstellerunabhängigen Erprobungspiloten und eigene Flugversuche durchgeführt. In der Gesamtheit der Ergebnisse lässt sich schlussfolgern, dass die in der FAR-23.221(a)(2) als Repräsentanten der operationellen Praxis gewählten Manöver nicht vollständig sind. Die fehlenden Aspekte wurden erarbeitet und in einen Vorschlag zur Einführung in die CS-23 formuliert und begründet.

## 6. LITERATUR

Die komplette Literaturliste ist Projektabschlussbericht [82] zu entnehmen. Nachfolgend sind nur die im Text direkt zitierten Quellen aufgeführt, jedoch der Einfachheit halber in derselben Nummerierung wieder im Projektabschlussbericht [82] gehalten.

- [1] EASA: Specifications attached to the Invitation to Tender - EASA.2008.OP.03 - Safety Aspects of Light Aircraft Spin Resistance Concept, 05/19/2008
- [2] FAA: FAR 23.221, Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes, Subpart B--Flight - Spinning, effective as of March 1996
- [3] FAA: FAA Advisory Circular 23-8B, Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes, 2003
- [10] Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt: Bauvorschriften für Flugzeuge, 1928
- [11] EASA: CS-23, 11/14/2003
- [12] Stowell, R.: The Light Airplane Pilot's Guide to Stall / Spin Awareness, Rich Stowell Consulting, Ventura CA 2007
- [13] Hankers, T.: Erhöhung der Flugsicherheit durch "spin-resistant aircraft"?, Vortrag im Seminar für Luft- und Raumfahrttechnik, Technische Universität Braunschweig 2009
- [17] User Ericg: Diagram illustrating the legs of a typical left-hand traffic pattern as flown at an airport, [http://en.wikipedia.org/wiki/File:Airport\\_traffic\\_pattern.jpg](http://en.wikipedia.org/wiki/File:Airport_traffic_pattern.jpg) 2005
- [19] Ambros, G.: Trudeln mit Segelflugzeugen, Dresden 2003
- [21] Guillemette, R.: ERCO Ercoupe, U.S. Centennial of Flight Commission 2003
- [22] Gillespie, M.: Ercoupe History, ercoupe.com 2008
- [27] Stough, DiCarlo: Spin Resistance Development for Small Airplanes - A Retrospective, SAE Technical Paper 2000-01-1691, 2000
- [28] Langevin, G.: Spin Technology, NASA Concept to Reality, 2003
- [29] Langevin, G.: Spin Resistance, NASA Concept to Reality, 2003
- [30] Manuel, DiCarlo, Stough, Brown, Stuever: Investigations of Modifications to Improve the Spin-Resistance of a High-Wing, Single Engine, Light Airplane, SAE Paper 891039, 1989
- [31] Stough, DiCarlo, Patton: Flight Investigation of the Effects of an Outboard Wing-Leading-Edge Modification on Stall/Spin Characteristics of a Low-Wing, Single-Engine, T-Tail Light Airplane, NASA Technical Paper 2691, 1987
- [32] Stough, Patton, Sliwa: Flight Investigation of the Effect of Tail Configuration on Stall, Spin, and Recovery Characteristics of a Low-Wing General Aviation Research Airplane, NASA Technical Paper 2644, 1987
- [33] Stough, DiCarlo, Patton: Evaluation of airplane spin resistance using proposed criteria for light general aviation airplanes, AIAA paper 87-2562, 1987
- [34] DiCarlo, Stough, Glover, Brown, Patton: Development of Spin Resistance Criteria for Light General Aviation Airplanes, AIAA paper 86-9812, 1986
- [35] Chambers, Stough: Summary of NASA stall/spin research for general aviation configurations, AIAA paper 86-2597, 1986
- [36] DiCarlo, Glover, Stewart, Stough: Discontinuous Wing Leading Edge to Enhance Spin Resistance, Journal of Aircraft Vol. 22 No. 4, 1985
- [37] Stough, DiCarlo, Patton: Flight Investigation of Stall, Spin and Recovery Characteristics of a Low-Wing, Single-Engine, T-Tail Light Airplane, NASA Technical Paper 2427, 1985
- [38] Stough, Jordan, DiCarlo, Glover: Leading-Edge Design for Improved Spin Resistance of Wings Incorporating Conventional and Advanced Airfoils, NASA CP 2397, Langley Symposium on Aerodynamics 1985
- [39] Bradshaw, C.: A Spin-Recovery Parachute System for Light General-Aviation Airplanes, NASA Technical Memorandum 80237, 1980

- [40] Langley Research Center: Exploratory Study of the Effects of Wing-Leading-Edge Modifications on the Stall/Spin Behavior of a Light General Aviation Airplane, NASA Technical Paper 1589, 1979
- [43] Bowman, J.: Summary of Spin Technology as related to light general-Aviation Airplanes, NASA Technical Note TN D-6575, 1971
- [48] Neumann, H.: Small Aircraft Spin Investigations, Idaflieg-Berichtsheft XXXII, 2006
- [49] Neumann, H.: "Drooped Leading Edge", Flight Test Evaluation with a small General Aviation Airplane, presentation, SETP Symposium 2006
- [53] AOPA Air Safety Foundation: Stall/spin: Entry point for crash and burn?, [www.aopa.org](http://www.aopa.org) 2008
- [56] NTSB: Aviation Accident Database, Reports
- [61] Office of Public Affairs, NASA Langley Research Center: NASA's Aviation Safety Accomplishments, 1998
- [62] Silver, B.W.: Statistical Analysis of General Aviation Stall/Spin Accidents, Society of Automotive Engineers Paper 760480, 1976
- [63] <http://www.whycirrus.com/safety/2008-ga-safety-record.aspx>, 06/16/2009
- [64] Jaroslaw Kaleta Avionics: Stall Warning System SP-3, [www.olk.com.pl](http://www.olk.com.pl) 2008
- [65] Weber, F.: Überziehwarnung bei Segelflugzeugen? - und mehr!, [dg-flugzeugbau.de](http://dg-flugzeugbau.de) 2008
- [66] Safe Flight Instrumentation Corporation: Lift Transducer, [www.safeflight.com](http://www.safeflight.com) 2008
- [67] Forum-Diskussion: Flugsicherheit - kein Thema?, [www.streckenflug.at](http://www.streckenflug.at) 2008
- [68] Bennett, Owens: Flight Test of a Stall Sensor and Evaluation of its Application to an Aircraft Stall Deterrent System Using the NASA LRC General Aviation Simulator, NASA-CR-146324, 1976
- [69] MIL-STD-1797A, Appendix A
- [78] Cessna: Flight Manual Cessna 350 / 400
- [79] Stinton, D.: Flying Qualities and Flight Testing of the Airplane, Loughborough University of Technology, UK
- [82] Safety Aspects of Light Aircraft Spin Resistance Concept EASA.2008/03, Final Report, December 2009, <http://easa.europa.eu/safety-and-research/research-projects/general-aviations.php>