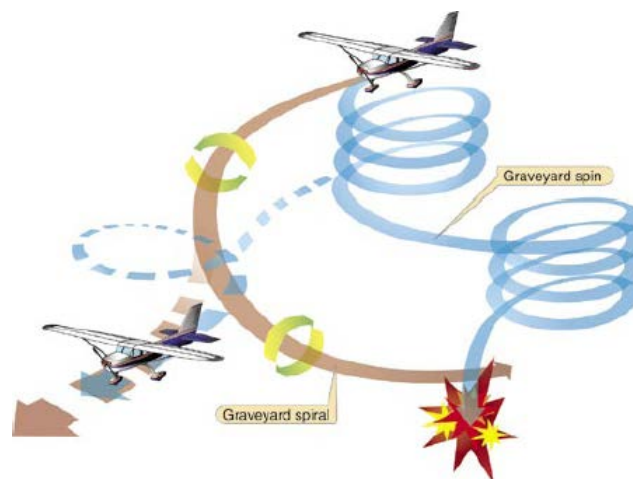


# Der Spiralsturz

Prof. Dr.-Ing. Bernd Hamacher © 2/2015

*Spiralsturzübungen bei hohen Geschwindigkeiten sind ein gefährliches Manöver. Nun will die EASA dies zum Bestandteil jeder CPL-Prüfung machen. In diesem Aufsatz werden Fakten und Zusammenhänge dargestellt, die davor warnen.*

Der Spiralsturz gilt als ein riskanter Flugzustand. Laut FAA hat fehlerhaftes Recovery von Spiralstürzen mehr Menschenleben gekostet als jeder andere Faktor in der Luftfahrt<sup>1</sup>. Wohl deshalb wird dieser Flugzustand in den USA auch Graveyard-Spiral (Friedhofsspirale) genannt.



Quelle: Wikipedia

Der Spiralsturz gilt als Bruder des Trudeln, weil in beiden Fällen das Flugzeug spiralförmig der Erde entgegenstürzt. Für den Betrachter sehen beide Flugzustände ähnlich aus und werden auch gerne verwechselt. Aber es gibt einen wesentlichen Unterschied: Beim Trudeln befindet sich das Flugzeug im überzogenen Flugzustand, während beim Spiralsturz die Strömung anliegt. Trudeln erfolgt deshalb meist bei Geschwindigkeiten etwas über der Stallspeed – die auch im Verlauf des Trudeln kaum zunehmen, weil der hohe Luftwiderstand des überzogenen Flügels bremst. Beim Spiralsturz dagegen beschleunigt das Flugzeug ungebremst, bis es sich zerlegt oder recovered wird.

Da die Recovery-Prozeduren für beide Flugzustände völlig unterschiedlich sind und man in beiden Fällen mit hohen Sinkraten der Erde entgegenstürzt, ist es natürlich wichtig, schnell zu erkennen, ob man sich im Trudeln oder in einem Spiralsturz befindet. Das ist oft nicht leicht zu erkennen. Deshalb werden Militärpiloten darauf trainiert, diese Zustände genau voneinander zu unterscheiden<sup>2</sup>. Wenn man im Luftkampf aus einer Snap-Roll fällt, muss das sitzen. Aber auch Zivilpiloten sollten diese Flugzustände unterscheiden können. Denn Cessna-Testpiloten haben z.B. herausgefunden, dass die Modelle C172L – C172P dazu neigen, nach 2 ½ bis 3 ½ Trudel Umdrehungen in den Spiralsturz

<sup>1</sup> Federal Aviation Administration (FAA), Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, Ausgabe 2008, S. 4-19

<sup>2</sup> Naval Air Training Command, Flight Training Instruction – Out-of-Control-Flight T-6A/B, NAS Corpus Christi, 2012, S. 2-9ff

überzugehen<sup>3</sup>. Auch die gute alte de Havilland Chipmunk neigt wohl dazu, zwischen Trudeln und Spiralsturz hin und her zu pendeln.<sup>4</sup> Das ist nicht angenehm und erfordert korrektes und schnelles Handeln.

Spiralstürze kann man in 3 Phase einteilen (s. Abb. 2): Die *Gentle Phase*, die fast nur eine mißratene Steilkurve ist; die *Steep Phase*, in der sich der Bahnneigungswinkel und die Umdrehungsgeschwindigkeit rapide erhöhen und die *Structural Limit Phase* in der die Belastungsgrenzen des Flugzeugs überschritten werden. Unkorrigiert zerlegt sich jedes Flugzeug beim Spiralsturz. Es gibt zivil keine *Spiral dive approved* Flugzeuge<sup>5</sup>!

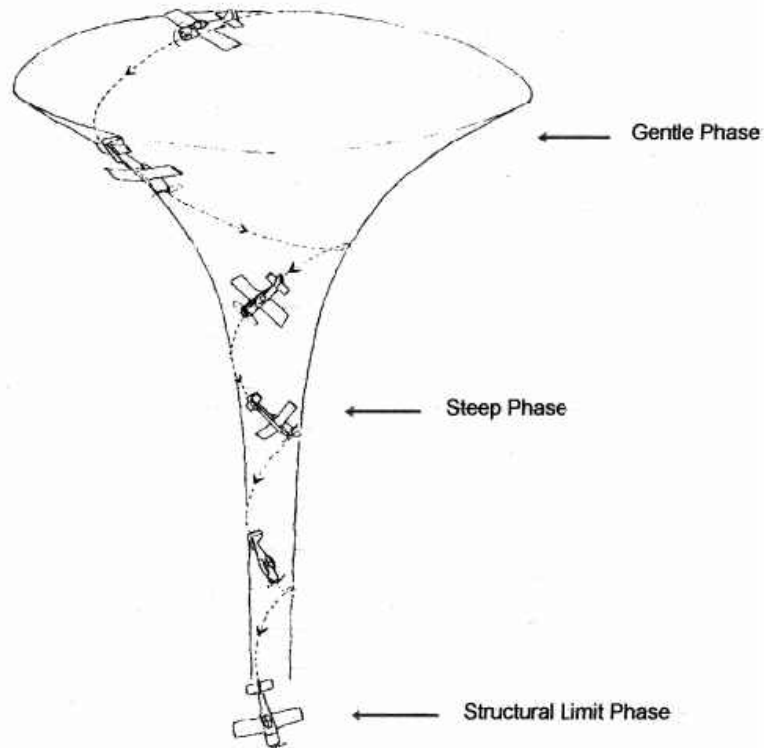


Abb: 2 Phasen des Spiralsturzes<sup>6</sup>

Hierzulande wird der Spiralsturz im Rahmen von *Steep-Turns* geübt und geprüft. Der Prüfer lässt dann üblicherweise eine zweite Steilkurve fliegen und fordert den Prüfling auf, in der Steilkurve das Gas herauszunehmen oder die Abstützung mit dem Seitenrudder zu lassen. Das Flugzeug geht dann auf den Kopf und der Prüfling ist gehalten, zunächst mit dem Querruder auszurollen, bevor er das Flugzeug mit dem Höhenrudder abfängt. Diese Übung ist nicht schlecht, bringt aber wegen der notwendigerweise recht hohen Eingangsgeschwindigkeiten nur wenig Verständnis für die Gefährlichkeit des Spi-

<sup>3</sup> Stowell R., Stall/Spin Awareness, McCall 2007, S. 39

<sup>4</sup> Ebenda S. 177

<sup>5</sup> Eine Ausnahme ist wohl das Weltkrieg II Jagdflugzeug Grumman FM-2 Wildcat.. Die Wildcat war Pilotenberichten so „draggy“, dass man die Geschwindigkeit selbst im senkrechten Sturzflug mit dem Gas regulieren konnte. Sie wurde von selbst nicht schneller. Die gilt auch für einige Vorkriegsveteranen, die bei hoher Festigkeit so viel Widerstand entwickelten, dass die Geschwindigkeiten selbst im Sturzflug nur sehr langsam zunahm. Siehe <http://www.theaerodrome.com/forum/showthread.php?t=24878>

<sup>6</sup> aus: Kruse N., Fly Better, Band 1, Sydney 2011, S. 200

ralsturzes. Denn der Prüfling muss sofort reagieren und ist deshalb auch darauf gebrieft, sofort zu reagieren. Da bleibt gar keine Zeit für ein Überraschungsmoment. Deshalb erstaunt es, dass diese Übung in den amtlichen Prüfungsformularen mit dem Zusatz „einschließlich Erkennen und Beenden eines kritischen Flugzustandes“<sup>7</sup> versehen wird. Wer in einer Steilkurve das Gas herausnimmt und dann nicht erkennt, dass er nicht mehr den Horizont, sondern die Mutter Erde vor sich hat, der sollte mit dem Fliegen aufhören! Wahrscheinlich ist den Luftfahrtbehörden hier etwas durcheinandergerutscht: Das Erkennen eines kritischen Flugzustandes gehört nämlich in die *Unusual-Attitude*-Übung, wo ein Fluglehrer oder Prüfer den Prüfling bei geschlossenen Augen in eine ungewohnte Flugposition bringt und ihn dann auffordert, die Augen zu öffnen und die Situation zu *recovern*. Dann ist der Prüfling gefordert, an Hand der Instrumente zu entscheiden, ob er sich im Steig- oder Sinkflug befindet und entsprechende (unterschiedliche) Prozedures anzuwenden. Aber bei Steilkurven, mit Sicht nach außen, ist das Erkennen einer misslungenen Steilkurve doch keine schwierige Aufgabe.

Wesentlich heimtückischer als Spiralstürze aus Steilkurven sind Spiralstürze, die sich vom Piloten unbemerkt z.B. bei schlechter Sicht oder bei Ausfall des Autopiloten entwickeln. Grund dafür ist eine *Spiral instability*, die jedem Flugzeug eigen ist und mehr oder weniger ausgeprägt in ein Muster hineinkonstruiert wurde. Man könnte Flugzeuge konstruieren, die durch eine starke V-Stellung der Tragflächen und eine groß dimensionierte Seitflosse soviel Stabilität um die Hoch- und Längsachse haben, dass die *Spiral Instability* sehr gering ist. Solche Flugzeuge wären z.B. bei turbulentem Wetter nur sehr unhandlich zu fliegen. Deshalb reduzieren Konstrukteure bewusst die Eigenstabilität, um die Handlingeigenschaften zu verbessern. Das führt aber dazu, dass ein Flugzeug durch ein kleine Böe oder eine Bewegung um die Hochachse – ohne Korrektur des Piloten – potenziell instabil wird.

Der Prozess ist wie folgt: Erfährt ein Flugzeug z.B. eine Bewegung um die Hochachse, dann führt das in der Folge dazu, dass eine Tragfläche beschleunigt wird und deshalb mehr Auftrieb erzeugt. Dies wiederum führt zu einer Rollbewegung, aus der das Flugzeug eine Kurve einleitet. Dies wiederum führt dazu, dass der Flieger die Nase heruntersucht um für den erforderlich größeren Auftrieb im Kurvenflug Fahrt aufzunehmen. Der Spiralflug nimmt seinen Lauf: Erst nahezu unmerklich und flach, dann immer schneller und steiler!

Wenn dies lange genug unbemerkt vom Piloten abläuft, wird er gerade bei schlechter Sicht, plötzlich an den Instrumenten ablesen, dass er Höhe verliert. Die spontane Reaktion darauf ist dann gerne, am Höhenruder zu ziehen, um den Höhenverlust zu beenden. Aber durch die Schräglage und den damit nach kurveninnen gerichteten Auftriebsvektor wird die Situation noch schlimmer, weil mit dem Höhenruder die Kreise nur noch enger gezogen werden. Die G-Kräfte nehmen weiter zu, die Fahrt nimmt weiter zu, der Pilot verliert die Orientierung und wird immer weniger in der Lage sein, die Situation zu bereinigen. Jeder Ruderausschlag erzeugt zusätzliche G-Kräfte und selbst wenn der Pilot es schafft, das Flugzeug aufzurichten, wird er mit der dann massiv einsetzenden G-Belastung des Abfangens überfordert sein und das Flugzeug strukturell überlasten. So entstehen oft Flugunfälle.

Das prominenteste Opfer eines solchen Unfalls war wohl John F. Kennedy Jr., der am 16. Juli 1999 abends mit seiner *Saratoga II* auf dem Heimweg nach Massachusetts mit einem

---

<sup>7</sup> Formblatt „Bericht des Prüfers über die praktische PPL-Prüfung auf Flugzeugen“, Abschnitt 2 (e)

Rollwinkel von 125° und mit einer Sinkrate von mehr als 4.700fpm auf dem Wasser vor der Küste aufschlug und seine Ehefrau wie auch seine Schwägerin mit in den Tod riss.<sup>8</sup> Die Nachricht von diesem Unfall ist um die Welt gegangen, aber er ist nicht der einzige Unfall dieser Art. Die Unfallserie der Bonanza Modelle mit V-Leitwerk in den sechziger Jahren oder die Malibu Unfallserie in den 80er Jahren sind Belege dafür, dass gerade die aerodynamisch effizienten Flugzeuge betroffen sind. Verstärkungen am Leitwerk und Geschwindigkeitsbegrenzungen haben diese Unfallserien gestoppt, aber es bleibt zu beachten, dass jedes Flugzeug – unkorrigiert – in einen Spiralsturz fällt. Der Spiralsturz ist nicht das Ergebnis fehlerhafter Bedienung, sondern jedem Flugzeug inhärent. Er muss also bewusst vermieden, korrigiert und frühzeitig beendet werden.

In den USA ist der Spiralsturz kein Prüfungsthema. Dort werden bei der PPL-Prüfung lediglich das oben beschriebene *Unusual Flight Attitudes Recovery* geprüft, was allerdings dort zu den *Basic Instrument Maneuvers* gehört.<sup>9</sup> Flüge in steilen Spiralen werden in den USA lediglich von CPL-Prüflingen gefordert. Aber dieses Manöver dient ganz anderen Zielen und hat nichts mit einem Spiralsturz zu tun.<sup>10</sup> *Spiral Dive* ist in den praktischen Prüfungen der FAA kein Thema. Nur in der Theorie wird dieses Thema behandelt.

Lediglich im Rahmen von Flugsicherheitstraining gibt es Organisationen, die eine *Spiral Demonstration* anbieten. Die Mooney Safety Foundation ist eine Einrichtung, die solche Übungen ausgearbeitet hat und anbietet<sup>11</sup>. Das angenommene Szenario ist dabei ein unbemerkt ausgefallener Autopilot. Die Übung beginnt damit, das Flugzeug auf 75kt auszutrimmen und danach alle Ruder loszulassen. Das Flugzeug fliegt dann noch eine kurze Zeit geradeaus, um dann langsam eine Kurve einzuleiten. Zunächst nahezu unmerklich, dann immer deutlicher legt sich das Flugzeug immer mehr in die Kurve. Gleichzeitig nimmt das Flugzeug die Nase unter den Horizont und nimmt rasant Fahrt auf. Es ist schon beachtlich, wie schnell und überraschend man sich bei dieser Übung in beachtlicher Schräglage wiederfindet und recovern muss. Denn bei Erreichen der Manövergeschwindigkeit ist Schluss und jeder Pilot, der an dem Sicherheitstraining teilnimmt, wird gebrieft, spätestens bei der Manövergeschwindigkeit zu recovern. Wie wir weiter unten sehen werden, ist diese Begrenzung sehr weise und sicherheitsbewusst. Wichtig ist bei dieser Übung auch mit der recht niedrigen Geschwindigkeit von 75kt zu beginnen und das Flugzeug auf diese Geschwindigkeit einzutrimmen. Beendet dann der Pilot bei Erreichen der Manövergeschwindigkeit den Spiralsturz durch koordinierten Quer- und Seitenrudereinsatz, werden die meisten Piloten davon überrascht, dass das Flugzeug massiv in den Steigflug übergeht. Wer dann noch zieht, überschlägt sich schnell! „Drücken“ ist deshalb angesagt um nach erfolgtem Roll-out die G-Belastung zu verringern und zu verhindern, dass der Flieger in den Stall fällt. Der Grund ist schlicht die in unsere Flieger hineinkonstruierte *longitudinal stability*. Wenn ein Flugzeug auf 75kt getrimmt ist und bei 116kt aus dem Spiralsturz genommen wird, will es schnellstmöglich auf die Trimmgeschwindigkeit zurück – und nimmt die Nase hoch. Überraschend für die meisten Piloten.

Dies erfährt man in unserem Ausbildungssystem nicht, und so lernen unsere Piloten auch nicht den nötigen Respekt vor Spiralstürzen. Wer bei 45° Bank das Gas rausnimmt um schnell zu recovern, erlebt die sich entwickelnde Dynamik überhaupt nicht und er

---

<sup>8</sup> Puddy S., *Recovering from Usual Attitudes at Unusual Airspeeds*, AVweb 14. August 2000

<sup>9</sup> S. FAA, *Private Pilot Practical Test Standards*, 2011, S. 59ff

<sup>10</sup> S. FAA, *Commerical Pilot Practical Test Standards*, 2011, S. 52

<sup>11</sup> Siehe <http://www.mapasafety.com/>

erlebt natürlich auch nicht den Effekt, dass das Flugzeug in den Steigflug übergeht – dafür lag die Trimmgeschwindigkeit zu nahe an der Recovery-Geschwindigkeit. Die Luftfahrtbehörden haben das irgendwie falsch verstanden. Aber es soll viel schlimmer werden: Während die Amerikaner zu Vorsicht und Respekt vor diesem Flugzustand mahnen und das Spielen mit Spiralstürzen aus den praktischen Prüfungen verbannen, plant die EASA, damit zukünftig respektlos umzugehen. Nach dem Vorschlag der EASA sollen zunächst CPL-Prüfungsflüge zum Vabanquespiel mit tödlichem Risiko werden, ohne Rücksicht auf Festigkeitsgrenzen und ohne Rücksicht auf die eigenen Bauvorschriften. Das mag sich reißerisch anhören, aber lesen sie selbst. In dem kurz vor Weihnachten veröffentlichten Entwurf für ein *Flight Examiner Manual* steht unter den vorgeschriebenen Prüfungsmanövern zu *General Airwork*:

“(d) flight at critically high airspeeds (approaching VNE) and recognition of, and recovery from, spiral dives. These manoeuvres are often combined; the examiner may put the aeroplane into a steep dive or a spiral dive with speed increasing rapidly and hand control to the candidate to initiate appropriate recovery action either to straight and level flight or into a climb.”<sup>12</sup>

Dieser Absatz hat mir zunächst die Sprache verschlagen und mich tagelang außer Fassung gebracht. Denn von einem CPL-Prüfling zu verlangen, einen ausgewachsenen *Spiral Dive* „approaching V<sub>NE</sub>“ zu recovern, ist hochriskant. Das ist etwas für Junkies, die den Kick brauchen; hat aber mit Sicherheit und Sicherheitsbewusstsein nichts zu tun. Dafür sind unsere Flugzeuge nicht gebaut und zugelassen und man kann nicht einfach die Grenzen der Flugphysik überschreiten, nur weil man es lustig findet.

Ich will nachfolgend versuchen, diese Bedenken mit Rückgriff auf flugphysikalische Grundlagen und die Bauvorschriften allgemeinverständlich zu erläutern. Das ist nicht ganz leicht, weil die flugphysikalischen Zusammenhänge nicht immer eingängig sind und ich auf die Bauvorschriften eingehen muss, die eine spröde Materie sind. Aber es ist einen Versuch wert.

## Windlasten & Beschleunigungslasten

Jeder von uns hat wohl ein unmittelbares Verständnis von Windlasten<sup>13</sup>: Wenn der Wind im Herbst/Winter über das Land fegt, brechen Bäume und Äste, die diesen Windgeschwindigkeiten nicht gewachsen sind. Das erleben wir jedes Jahr. Auch hat wohl jedes Kind erlebt, welche Windlast auf einen ausgestreckten Arm einwirkt, der aus dem Fenster eines fahrenden Autos gehalten wird. Ab einer Geschwindigkeit, wird diese Last schwer und unangenehm. Insofern ist es auch unmittelbar einsichtig, dass Ruder und Klappen an einem Flugzeug nur eine bestimmte Windlast ertragen können, die wiederum durch die Größe der Flächen und durch die Windgeschwindigkeit bestimmt sind. Deshalb versteht man auch sofort, dass z.B. Landeklappen nur bis zu einer bestimmten Geschwindigkeit ausgefahren werden dürfen. Fährt man jenseits dieser Geschwindigkeit die Landeklappen, sind die einwirkenden Luftkräfte so stark, dass die Landeklappen oder die sie haltende Struktur beschädigt werden kann. Ähnliches gilt für die Querruder, das Seitenruder und das Höhenruder, die bei Betätigung ebenfalls Windkräften ausgesetzt sind. Es ist also unmittelbar einsichtig, dass diese Ruder auch

---

<sup>12</sup> NPA 2014-29 (C )(1), Flight Examiner Manual, Module 1 & Module 2, S. 55

<sup>13</sup> fachlich: aerodynamische Lasten

nur für eine bestimmte Maximalgeschwindigkeit ausgelegt sind und jenseits dieser Geschwindigkeiten Gefahr laufen, beschädigt zu werden.

Auch die Tragflächen sind Windlasten ausgesetzt, denn auch der Auftrieb ist eine Windkraft, die das Flugzeug in der Luft „hält“. Tragflächen müssen damit so ausgelegt werden, dass sie mindestens das Gewicht des Flugzeuges „halten“ können. Neben diesen vertikalen Windlasten sind Tragflächen auch horizontalen Windlasten ausgesetzt, die vom Stirnwiderstand des Profils und der Größe der Tragfläche abhängen. Wir wissen aus dem Theorieunterricht, dass dieser Profilwiderstand vom Widerstandsbeiwert und der Fläche eines Tragflügels abhängt und mit dem Quadrat der Geschwindigkeit wächst. Auch die Spannweite ist dabei eine wichtige Variable. Mit zunehmender Spannweite steigen auch die Scherkräfte, die eine Tragflächenaufnahme auszuhalten hat. Auch für diese Kräfte gibt es eine Bauteilbegrenzung und ein Konstrukteur muss entscheiden, für welche maximale Windlast der Flügel und die Lastaufnahme ausgelegt werden soll.

Neben den Windlasten sind Flugzeuge Beschleunigungslasten ausgesetzt. Nach der Grundgleichung der Mechanik erfährt eine Masse  $m$ , auf die eine Kraft  $F$  wirkt eine Beschleunigung  $a$  in Richtung dieser Kraft. Formelmäßig ist  $F = m \cdot a$ . Die Beschleunigung wird dabei meist als Vielfaches der Erdbeschleunigung von  $9,81 \text{ m s}^{-2}$  dargestellt. 1 G bedeutet also die Gewichtskraft einer Masse bei normaler Erdbeschleunigung.

Flieger kennen Beschleunigungen beim Kurvenflug. Wer eine  $45^\circ$  Kurve fliegt, erfährt eine Beschleunigung von 1,41 G; bei  $60^\circ$  sind es bereits 2 G. Das Tragwerk eines Flugzeuges muss also so ausgelegt sein, dass es nicht nur die Masse des Flugzeuges im unbeschleunigten Horizontalflug trägt, sondern auch die auftretenden Beschleunigungslasten. Diese Beschleunigungslasten werden in der Technik als Lastvielfache ( $n$ ) ausgedrückt. Stellt man die Grundgleichung entsprechend um, ergibt sich

$$\text{Lastvielfaches } (n) = \frac{\text{Auftrieb}}{\text{Fluggewicht}} \quad \{\text{Gleichung 1}\}$$

Ein Flugzeug, das im unbeschleunigten Horizontalflug unterwegs ist, ist also einem Lastvielfachen von 1 ausgesetzt. Bei einer  $60^\circ$  Kurve braucht man den doppelten Auftrieb, weil sich die Gewichtskraft bei gleicher Masse verdoppelt hat. Also ist hier  $n=2$  und das Tragwerk muss deshalb den doppelten Auftrieb tragen können.

Beschleunigungslasten unterscheiden sich von Windlasten dadurch, dass Beschleunigungen auf die gesamte Struktur wirken. In einer geschlossenen Kabine ist der Pilot keinen Windlasten ausgesetzt, wohl aber Beschleunigungslasten. Auch der Pilotensitz braucht keine Windlasten auszuhalten, aber eine Beschleunigungslast, einschließlich der Beschleunigungslast durch die Masse des Piloten. Das gilt für alle Bauteile im Innern eines Flugzeuges. Besonders prägnant ist das für Bauteile, die schwere Massen zu tragen haben, wie die Motoraufhängung, das Batteriefach oder eben die Sitze. Deshalb legt der Konstrukteur diese Bauteile so aus, dass sie maximal angenommenen Beschleunigungslasten standhalten. Dabei legt der Konstrukteur eine maximale Beschleunigungslast für das Gesamtsystem Flugzeug zugrunde. Es macht keinen Sinn, ein Tragwerk für ein Lastvielfaches von 5 auszulegen und den Motorträger nur für ein Lastvielfaches von 2.

Für die Auslegung der Festigkeit von Flugzeugen, gibt es in den Bauvorschriften definierte Vorgaben. So muss ein Flugzeug der Kategorie „Normalflugzeug“ für ein Lastviel-

faches von mindestens 3,8 ausgelegt sein, ein Flugzeug der Kategorie „Nutzflugzeug“ für 4,4 und Kategorie „Kunstflugzeug“ für ein Lastvielfaches von mindestens 6. Wichtig ist allerdings zwischen Windlasten und Beschleunigungslasten zu unterscheiden. Das kann man an einem kleinen Gedankenexperiment leicht erläutern:

Nehmen wir mal eine C172P, die als Normalflugzeug für eine MTOM<sup>14</sup> von 1.089kg zugelassen ist. Bei einer Erdbeschleunigung von  $9,81 \text{ m s}^{-2}$  und einem Lastvielfachen von 3,8 muss das Tragwerk so ausgelegt werden, dass es eine Windlast von 40,5 kN verträgt. Dies ist eine absolute Größe, weil auch die Windlast eine absolute Größe ist, die als Kraft und nicht als Beschleunigung gemessen wird.

Hat aber die C172 aktuell eine Masse von nur 750kg, weil die Tanks fast leer sind und die Kabine nur mit einem schwächtigen Piloten besetzt ist, dann entstehen bei einem Lastvielfachen von 3,8 lediglich 27,9 kN am Tragflügel. Das kann man schnell nachrechnen. Der Flügel ist aber für 40,5 kN ausgelegt. Also könnte der Pilot bei 750kg bis zu 5,5 G ziehen, ohne das Tragwerk zu überlasten. Das ist richtig, aber da z.B. der Motorträger nur für ein Lastvielfaches von  $n=3,8$  ausgelegt ist<sup>15</sup>, wird er überlastet – denn er „weiß“ ja nichts vom verminderten Fluggewicht. Der Konstrukteur hat das Flugzeug auf ein rechnerisches MTOM ausgelegt, nicht auf ein aktuelles Fluggewicht. Diese mangelnde Unterscheidung zwischen Design-Speeds und Operating-Speeds wird uns noch weiter unten beschäftigen.

Ein weiteres verbreitetes Unverständnis ist, dass Lastberechnungen von symmetrischen Lasten ausgehen und G-Belastungen definitionsgemäß am Schwerpunkt gemessen werden. Versucht aber ein Pilot in einer Steilspirale das Flugzeug durch Querrudereinsatz wieder aufzurichten, dann entstehen unsymmetrische Beschleunigungslasten. Das nachfolgende Bild soll dies veranschaulichen.

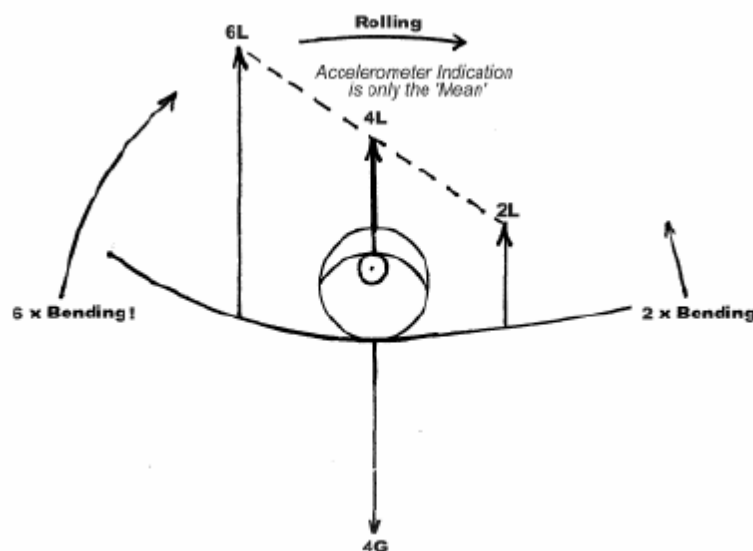


Abb 3: Asymmetrische Last und mittleres Lastvielfaches<sup>16</sup>

<sup>14</sup> Max Take-Off-Mass (maximale Startmasse)

<sup>15</sup> Das ist nicht ganz korrekt, weil eine C172 auch als Nutzflugzeug betrieben werden kann und damit der Motorträger für  $n=4,4$  ausgelegt sein sollte. Aber für das Gedankenexperiment ist das erst einmal unerheblich, da es genug andere Flugzeuge gibt, die nicht als Nutzflugzeug ausgelegt sind. Dann gilt die Überlegung.

<sup>16</sup> Aus. Kruse N., a.a.O., S. 256

In diesem Fall würde der nach oben gehende Flügel mit 6 G belastet, während der abwärts drehende Flügel durch die geringere Querruderwirkung nur auf 2 G kommt. Ein eingebautes G-Meter würde aber nur den Mittelwert von 4 G anzeigen und der Pilot würde auch nur 4 G spüren, obwohl der nach oben gehende Flügel einer viel höheren G-Last ausgesetzt ist. Kunstflieger wissen das und richten sich danach – aber ob das CPL-Schülern beigebracht wird? Die werden eher getriezt, Flächenlasten von Paletten vom lbs/sqft in kg/m<sup>2</sup> umzurechnen.<sup>17</sup> Dabei ist die obige Rechnung lebenswichtiger.

## Physiologische Belastungen

Wenn in der Luftfahrt von Festigkeit die Rede ist, ist meist die mechanische Festigkeit gemeint. Die physiologische und mentale Festigkeit des Piloten bleibt meist unberücksichtigt. Doch ist *mental capacity* beim Fliegen ebenfalls eine wichtige Größe. Erinnern wir uns: Wegen der *spiral instability* kann **nur** der Pilot den Zustand beenden. Das ist anders als beim Stall, wo Flugzeuge oft so konstruiert sind, dass sie selbst den Stall beenden.

Übermäßige physiologische Beanspruchungen des Piloten sind eine verbreiterte Unfallursache<sup>18</sup>. In diesem Zusammenhang spielt die räumliche Desorientierung eine fatale Rolle. Selbst erfahrene Piloten geraten psychisch ins Schleudern, wenn Sie ihren Sinnesorganen nicht mehr vertrauen können, weil diese falsche und inkonsistente Eindrücke liefern. Dies gilt insbesondere für die Lageorientierung, die beim Menschen durch das Auge und das Gleichgewichtsorgan erfolgen. Ist die Sicht schlecht und der natürliche Horizont nicht mehr zu sehen, wird die Lageorientierung beeinträchtigt, wenn man nicht gelernt hat, sich nach Instrumenten zu orientieren. Aber auch ausgebildete Verkehrspiloten werden Opfer von räumlicher Desorientierung<sup>19</sup>. Ursächlich sind oft Drehbewegungen, die das Gleichgewichtsorgan reizen und zu falschen Signalen führen. Viele Piloten empfinden enges Kreisen als unangenehm, weil sich die Sinneseindrücke laufend ändern und das Auge keinen Halt am Horizont findet. Bei Hochdeckern ist das besonders ausgeprägt, weil der kurveninnere Flügel oft die Sicht zum Horizont verdeckt und damit das Lageempfinden weiter stört. Wer dies bereits bei steilen Sinkflugkurven empfindet, kann ermessen, wie stark eine räumliche Desorientierung bei hohen Drehgeschwindigkeiten werden kann. Piloten sind dann zuweilen völlig paralysiert und unfähig, irgendwelche sinnvollen Korrekturmaßnahmen einzuleiten.<sup>20</sup>

Neben der Dreh-Belastung ist der Einfluss der G-Belastung eine wichtige Größe. Wie Studien zeigen, gibt es eine Reihe Kunstflugunfälle, weil der Pilot während einer Figur bewusstlos geworden ist, nicht weil die Struktur des Flugzeuges versagt hat<sup>21</sup>. G-Kräfte können also den menschlichen Organismus stark belasten und diese Belastungen sind eben nicht für alle Menschen gleich, sondern individuell verschieden. Wie eine Studie der FAA gezeigt hat, sind die Schwellwerte für Belastungssymptome unter Piloten sehr verschieden (s. Abb. 4).

---

<sup>17</sup> Siehe CS 23.333 (b) und 23.347

<sup>18</sup> Siehe Bramble W.J., Spatial Disorientation Accidents in Large Commercial Airplanes, Honolulu, Hawaii, October 2008

<sup>19</sup> Beispiele für räumliche Desorientierung der Crew im Gefolge von Spiralstürzen sind der China Airlines Flight 006 vom 19. Februar 1995 oder der Boeing 737 Unfall der Kenya Airways im Mai 2007

<sup>20</sup> Stowell R., a.a.O. S. 124

<sup>21</sup> FAA, A Hazard in Acrobatics: Effects of G-Forces of Pilots, AC 91-61, 1984



Symptom	durchschn. Schwellwert	Standard-Abweichung	Range	
			von	bis
Grayout	4,1	0,7	2,2	7,1
Blackout	4,7	0,8	2,7	7,8
Bewusstlosigkeit	5,4	0,9	3,0	8,4

Abb 4: Symptomtoleranzen für G-Kräfte bei Piloten<sup>22</sup>

Untersucht wurden in dieser Studie 1.000 Navy-Piloten (!), die verschiedenen zivilen Kunstflugmanövern ausgesetzt wurden. Wie die Tabelle zeigt, gab es darunter Piloten, die bereits bei 2,2 G einen „Grayout“ erlitten und bei 3,0 G das Bewusstsein verloren. Natürlich liegen die Mittelwerte höher und natürlich gab es auch Piloten, die erst bei 7,8 G das Bewusstsein verloren, aber die wichtige Botschaft aus dieser Studie ist, dass die Schwellwerte für Ausfallsymptome individuell verschieden sind und breit streuen. Die G-Belastungsfähigkeit von Flugzeugen kann man standardisieren und durch konstruktive Maßnahmen sicherstellen – die G-Belastungsfähigkeit des Menschen nicht! Diese Aussage ist mir wichtig, weil ich der Überzeugung bin, dass die Grenzen der menschlichen Leistungsfähigkeit im Zusammenhang mit Spiralstürzen unterschätzt werden. G-Kräfte bringen Menschen wie Flugzeuge schnell an die Grenzen der Belastungsfähigkeit, aber die Festigkeit der Flugzeuge ist oft höher als die Festigkeit der Menschen. Deshalb nützt es nur bedingt, wenn man die Festigkeit der Flugzeuge erhöht.

## Das V-n Diagramm

Das V-n Diagramm ist eine wichtige Informationsquelle zur Beurteilung der Festigkeit eines Flugzeugs. Das V-n Diagramm - auch *flight envelope* genannt – ist auch ein zentraler Bestandteil der Bauvorschriften. Deshalb werden die Eckpunkte des Diagramms regelmäßig im Rahmen der Erprobung erfliegen bzw. verifiziert. Abb. 5 zeigt ein V-n Diagramm wie es die FAA in ihrem Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge veröffentlicht hat<sup>23</sup>.

<sup>22</sup> FAA, Advisory Circular 91-61, S. 8

<sup>23</sup> FAA, Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge, Ausgabe 2008, S. 4-32

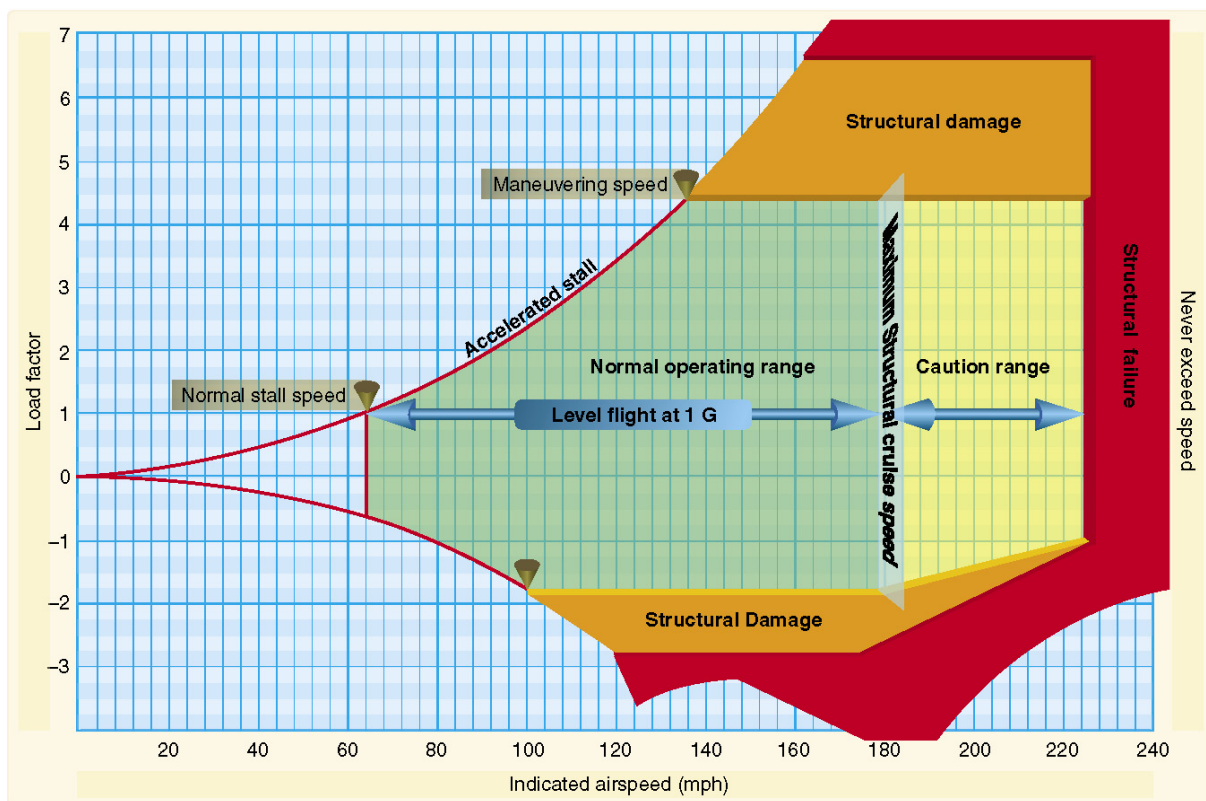


Abb. 5: V-n Diagramm

Da die Geschwindigkeitsbereiche und Lastgrenzen von Muster zu Muster verschieden sind, braucht man eigentlich einusterspezifisches V-n Diagramm. Aber die gibt es nicht und sind auch nicht Bestandteil des POH. Das ist sehr ärgerlich, weil es für die Vorbereitung einer Spiralsturzübung sehr wichtig wäre, auf diese Daten zurückgreifen zu können. Das scheint die Luftfahrtbehörden nicht zu interessieren. Es ist den Behörden offensichtlich wichtiger, dass in jedem Handbuch eine Umrechnungstabelle von Fahrenheit in Celsius vorhanden ist, als ein spezifisches V-n Diagramm. Luftfahrtbehörden schaffen es offensichtlich nicht, nutzerorientiert und systemisch zu denken. Man kann keine Spiralsturzübung als Prüfungselement einführen, wenn man nicht gleichzeitig prüft, ob für Prüfling und Prüfer Briefingunterlagen zur Verfügung stehen. Die in Handbüchern veröffentlichten Fluggeschwindigkeitsgrenzen sind da kein Ersatz, da in diesen Geschwindigkeitsangaben nie ausgewiesen ist, auf welches Lastvielfache sich die Werte beziehen. Wenn ein Muster sowohl als Normalflugzeug wie als Nutzflugzeug betrieben werden kann, ergeben sich nach den Bauvorschriften unterschiedliche Geschwindigkeitsgrenzen, weil unterschiedliche Lastvielfache zulässig sind. Das findet man ärgerlicherweise in keinem Handbuch.

Aber nun zur Interpretation des Diagramms: Beginnen wir mit der Geschwindigkeitsachse, die bei 0 beginnt und bei der *never exceed speed*, kurz  $V_{NE}$ <sup>24</sup> endet. Wie man sieht, ist die  $V_{NE}$  eine absolute Geschwindigkeitsgrenze, die nie überschritten werden darf, weil man jenseits dieser Geschwindigkeit mit Strukturversagen (Structural Failure) rechnen muss. Hier gibt es keinen Sicherheitsfaktor wie beim Lastvielfachen. Beim Last-

<sup>24</sup> Obwohl das Diagramm einer Publikation der FAA entnommen ist, ist die Darstellung fehlerhaft. So ist die  $V_{NE}$  nicht korrekt dargestellt, weil die  $V_{NE}$  das Ende des gelben Bereichs (Caution range) markiert und nicht jenseits des roten Bereichs angesiedelt ist. Auch die Dimension der x-Achse „Indicated airspeed (mph)“ ist falsch und muss nach der Bauvorschrift explizit als EAS (kt) angegeben werden (siehe FAR 23.335).

vielfachen gibt es zwar auch eine definierte maximale Belastungsgrenze (z.B. 4,4), die aber noch mit einem Sicherheitsfaktor von 1,5 versehen wird<sup>25</sup>. Bei Überschreiten dieser endgültigen Belastungsgrenze muss man mit Beschädigungen an der Struktur (Structural damage) rechnen, aber sie wird noch halten. Aber jenseits des Sicherheitsfaktors (ultimate load) ist mit Strukturversagen (Structural failure) zu rechnen. Jenseits der  $V_{NE}$  hingegen beginnt aber unmittelbar der rote Bereich<sup>26</sup>.

Die Ermittlung der  $V_{NE}$  gehört zu den gefährlichsten Aufgaben bei der Erprobung und wird gerne an das Ende des Erprobungsprogramms gestellt, weil man dann die meiste Erfahrung mit dem Muster hat. Testpiloten arbeiten sich auch nur schrittweise an die  $V_{NE}$  heran und werden dabei oft durch Dehnstreifen und andere Messgeräte telemetrisch überwacht, um beginnendes Strukturversagen von Bauteilen möglichst frühzeitig zu erkennen<sup>27</sup>. Und selbstverständlich ist das Tragen von Hochgeschwindigkeitsfallschirmen dabei Pflicht.

Neben Strukturversagen durch hohe Windlasten fürchten Testpiloten vor allem Flattern. Flattern bedeutet das Entstehen von Schwingungen, die durch harmonische Resonanzen bei den hohen Geschwindigkeiten dazu führen können, dass sich das Flugzeug innerhalb von Sekunden zerlegt<sup>28</sup>. Ralph Kimberlin hat berichtet, dass sich bei seiner Erprobung der Aero Commander 112 durch auftretendes Flattern innerhalb von 0,3 Sekunden das gesamte Leitwerk abgetrennt hat<sup>29</sup>. Bei der Erprobung müssen Testpiloten deshalb demonstrieren, dass bis zu  $V_{NE}$ <sup>30</sup> kein signifikantes Flattern auftritt. Bei genauerem Nachdenken gilt das aber nur für den Prototypen bzw. für Neuflugzeuge. Ein etwas ausgeschlagenes Lager an den Rudern oder eine falsch eingestellte Seilspannung der Steuerorgane kann bei älteren Flugzeugen dazu führen, dass bereits vor Erreichen von  $V_{NE}$  Flattern auftritt. Wer also *approaching*  $V_{NE}$  fliegen will, sollte sich ein Neuflugzeug kaufen oder seinem Flugzeug eine Werksüberholung gönnen, bevor er das tut. Sonst wird er zum Testpiloten.

Die nächste Geschwindigkeit auf der Geschwindigkeitsachse ist die  $V_{NO}$ <sup>31</sup>, die am unteren Ende der sog. *Caution range* angesiedelt ist<sup>32</sup>. Die  $V_{NO}$  ist aus der maximalen Reisegeschwindigkeit im Horizontalflug abgeleitet und dient zum Nachweis, dass die Struktur einer vorgegebenen Böenlast standhält.

---

<sup>25</sup> Mit diesem Sicherheitsfaktor darf in der Praxis aber nicht gerechnet werden, weil er z.B. durch Materialermüdung oder Berechnungsfehler zum Flugzeitpunkt schon aufgebraucht sein kann.

<sup>26</sup> In unserem Diagramm liegt die  $V_{NE}$  bei 225 mph

<sup>27</sup> Siehe Kimberlin R., *Flight Testing of fixed-wing Aircraft*, 2003, S. 417ff

<sup>28</sup> Der hierfür relevante § 23.629 der Bauvorschrift ist seit den sechziger Jahren so oft geändert worden, dass man für jedes Muster aufwendig recherchieren muss, was zum Erprobungszeitpunkt gültig war. Bei vielen Mustern muss man sogar damit rechnen, dass man überhaupt keine Flutterprobung im Fluge gemacht hat, sondern sich mit Berechnungen begnügt hat. Denn praktische Fluttererprobung war anfangs nicht zwingend vorgeschrieben.

<sup>29</sup> Kimberlin R., a.a.O. S. 421

<sup>30</sup> Das ist nicht völlig korrekt, weil bei der Erprobung die Dive-Speed ( $V_D$ ) und nicht die  $V_{NE}$  die Bezugsgröße ist. In dem Flight Envelope ist auch die  $V_D$  und nicht die  $V_{NE}$  das obere Ende des Geschwindigkeitsbereichs. Die  $V_{NE}$  wird daraus erst abgeleitet. Da aber das von der FAA veröffentlichte V-n Diagramm ohnehin in mehreren Punkten nicht mit den eigenen Bauvorschriften übereinstimmt, würde es im Rahmen dieses Aufsatzes zu weit führen, diese Unterschiede zu erläutern. Auch haben sich in den Bauvorschriften über die Jahre viele Änderungen ergeben, auf die man dann eingehen müsste. Das sprengt aber den Rahmen dieses Artikels.

<sup>31</sup> ausgeschrieben „maximum structural cruise speed“

<sup>32</sup> Die in unserem Diagramm bei 180 mph liegt

Da die Bedeutung der  $V_{NO}$  weithin missverstanden wird, möchte ich das Konzept dieser Geschwindigkeit an einem Gedankenexperiment kurz erläutern:

Böen belasten die Struktur eines Flugzeuges. Grund dafür sind schlagartige Änderungen des Anstellwinkels, die wiederum zu schlagartigen Änderungen des Auftriebs führen. Das nehmen wir dann als G-Belastung wahr.

Stellen wir uns dazu ein Flugzeug vor, dass mit 100kt CAS unterwegs ist und bei dieser Geschwindigkeit einen Anstellwinkel  $\alpha$  von  $5^\circ$  benötigt<sup>33</sup>. Dieses Flugzeug trifft nun auf eine Vertikalböe, die eine Stärke von 30ft/sec hat. Rechnet man die 100 kt in 169 ft/sec um und macht eine einfache trigonometrische Tangensrechnung, dann ergibt sich daraus ein zusätzlicher Anstellwinkel  $\alpha'$  von  $10,1^\circ$ , weil die von unten senkrecht anströmende Luft die resultierende Richtung des relativen Windes verändert (s. Abb. 6)

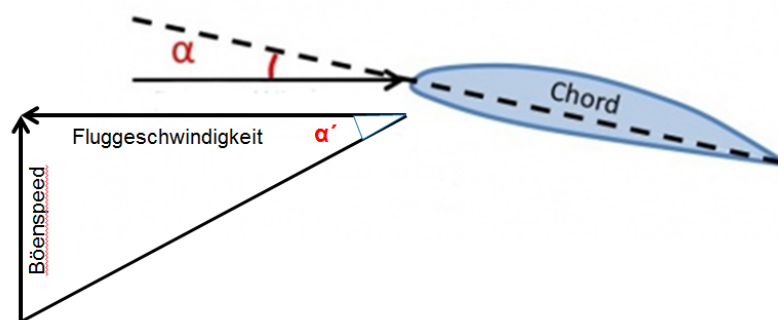


Abb. 6: Einfluss von Böen auf den Anstellwinkel

Zusammen mit dem ursprünglichen Anstellwinkel von  $5^\circ$  ergibt sich nun ein Anstellwinkel von insgesamt  $15,1^\circ$ . Das ist das Dreifache des ursprünglichen Anstellwinkels. Geht man vereinfachend von einer linearen Beziehung zwischen Anstellwinkel und Auftriebsbeiwert aus und rechnet, dass eine Verdreifachung des Anstellwinkels zu einer Verdreifachung des Auftriebsbeiwertes führt, dann ergibt sich nach der Liftformel aus der Verdreifachung des Auftriebsbeiwertes auch eine Verdreifachung des Auftriebs<sup>34</sup>. Unter Bezug auf Gleichung 1 löst diese Böe also eine Beschleunigung von 3 G bzw. ein Lastvielfaches von  $n=3$  aus. Erhöht man nun die Geschwindigkeit auf 150kt – was einen deutlich geringeren Anstellwinkel erfordert um den gleichen Auftrieb zu erzeugen; sagen wir  $1,5^\circ$  – würde sich die Anstellwinkeländerung durch dieselbe Vertikalböe auf  $6,8^\circ$  verringern, weil der Geschwindigkeitsvektor des Flugzeuges gegenüber dem Böen-Vektor relativ größer wird. Aber das Verhältnis von Gesamtanstellwinkel zu dem ursprünglichen Anstellwinkel im Fluge ist jetzt 5,5 angestiegen und damit ist auch das Lastvielfache auf 5,5 angestiegen.

Die Botschaft hier ist, dass mit zunehmender Fluggeschwindigkeit das durch eine Böe erzeugte Lastvielfache überproportional zunimmt. Eine Böe, die im mittleren Geschwindigkeitsbereich noch erträglich ist, hat im oberen Geschwindigkeitsbereich brutale Auswirkungen. Zur Verdeutlichung ist das Rechenbeispiel nachfolgend noch einmal tabellarisch dargestellt.

<sup>33</sup> Dies als Beispiel für diejenigen, die das Beispiel nachrechnen möchten, um den Zusammenhang zu verstehen

<sup>34</sup> Wer den Zusammenhang zwischen Höhenruder, Anstellwinkel und Auftriebsformel nicht mehr genau vor Augen hat, sei auf meinen Artikel „Höhenruder und AoA“ in der PuF 03/2014 verwiesen. Dort ist das ausführlicher nachzulesen.

Fluggeschwindigkeit		Flug-AoA	Böen-v	Böen-AoA	Gesamt-AoA	n
kt	ft/sec	in °	ft/sec	in °	in °	
50	84	12	30	19,6	31,6	2,6
100	169	5	30	10,1	15,1	3,0
150	253	1,5	30	6,8	8,3	5,5
200	338	0,5	30	5,1	5,6	11,2

Damit kann man nun  $V_{NO}$  herleiten:  $V_{NO}$  ist die Geschwindigkeit, bei der das maximal zulässige Lastvielfache bei einer modellhaft vorgegebenen Böengeschwindigkeit erreicht ist. Nach CS-23 liegt diese Vorgabe bei einer Böengeschwindigkeit von 50 ft/sec. Das entspricht 29,6 kt und hört sich zunächst gut bemessen an. Aber das gilt eben nur für symmetrische Vertikalböen. Legt man für asymmetrische Böen die 2/3 Regel an, dann sind es nur noch 19,5 kt. Das ist dann schon nicht mehr so üppig. Aber diese Vorgabe gilt sowieso nur für Flugzeuge die nach CS-23 oder FAR-23 musterzugelassen sind.

Wissen muss man nun, dass die Mehrheit der Cessna, Piper, Beech und Mooneys, die heute noch die überwiegende Zahl der weltweiten GA-Flotte ausmachen, noch nach der alten „Civil Air Regulation 3“ (CAR3) musterzugelassen sind. Und nach dieser Bauvorschrift musste lediglich eine Böenlast von 30 ft/sec nachgewiesen werden. Das ist deutlich weniger und eine Vorgabe, die bei Turbulenzen in der Praxis leicht übertroffen wird<sup>35</sup>.

Wenn aber die Böen-Festigkeit bei  $V_{NO}$  schon so begrenzt ist, wie sieht es denn mit den Zulassungsbestimmungen für den gelben Bereich aus? Das ist einfach zu beantworten: Da haben die Zulassungsbehörden die Werte einfach halbiert! Für CS-23/FAR-23 Flugzeuge wird dann von 25 ft/sec ausgegangen und für CAR3 Flugzeuge von 15 ft/sec. Wenn einen in einer PA-28 oder C172 bei  $V_{NE}$  eine Böe von 10 kt an einer Fläche erwischt, hat man verloren. Rechnen Sie es nach!

Was wir bisher über die Auswirkungen von Böen gesagt haben, gilt natürlich auch für beabsichtigte Manöver. Wenn ein Pilot am Höhenruder zieht, erhöht er ebenfalls den Anstellwinkel und erzeugt je nach Abruptheit G-Lasten für Pilot und Flugzeug. Dies gilt nicht nur für Horizontalkurven, sondern ebenso für Vertikalkurven: Wenn einer im Sturzflug bei 150kt  $6,8^\circ$  anpitcht, dann erzeugt er nach obiger Tabelle 5,5 G; bei 200kt braucht es nur  $5,1^\circ$  um 11,2 G zu ziehen. Da wird es ganz schön eng! Wenn dann noch eine leichte Böe dazukommt, sind es vielleicht nur noch  $0,8^\circ$ , die man zum Abfangen hat. Da braucht man schon ein gefühlvolles Händchen. Ob das jeder CPL-Prüfling kann? Wenn er es nicht schafft – wars's das! Auch wenn ihm nur schwindelig wird. Durchgefallen wird dann wörtlich.

Dass dies nicht nur Rechenspielchen sind, sondern schnell Realität werden kann, zeigt der Bericht eines NASA-Testpiloten, der mit einer modifizierten Cessna 172 bei einer Trudelerprobung in einen Spiralsturz kam. Er recoverte sofort und versuchte, die Cessna möglichst weich abzufangen – aber das eingebaute G-Meter zeigte hinterher 5,5 G<sup>36</sup>.

<sup>35</sup>Es wird häufig übersehen, dass es auch Fallböen gibt, die das maximal zulässige Lastvielfache bei Normalflugzeugen von -1,5 schnell überschreiten.

<sup>36</sup> Stowell R., a.a.O., S.39

Wenn ausgewachsene Testpiloten, soviel Schwierigkeiten haben, einen Spiralsturz zu recovern, sollte ein Normalpilot zusehen, dass er nie in solche Situationen kommt.

## Die Manövergeschwindigkeit

Nun werden sich einige erinnern, dass im Theorieunterricht die Rede von der Manövergeschwindigkeit war und davon, dass diese Manövergeschwindigkeit wie ein Überdruckventil funktioniert. Damit sind wir bei der dritten Geschwindigkeit aus dem V-n Diagramm, der Manövergeschwindigkeit:

Richtig ist, dass die Manövergeschwindigkeit für den Konstrukteur die Auslegungsgeschwindigkeit für die maximale Belastung der Ruder und der sie tragenden Strukturen ist. Für das Höhenleitwerk erreicht er das, indem er die Geschwindigkeit so wählt, dass für das vorgesehene (positive) maximale Lastvielfache, der maximale Auftriebsbeiwert „anliegt“. Das lässt sich an Hand des V-n Diagramms auch gut erklären: Beginnen wir ganz links mit der *Normal stall speed*, auch *1 G stall speed* genannt. Das ist die minimale Speed, die ein Flugzeug benötigt, um einen Auftrieb zu erzeugen, der das Gewicht des Flugzeugs trägt. Das ist natürlich auch der Punkt, bei dem der Auftriebsbeiwert des Tragflügels maximal ist. Denn könnte man den Auftriebsbeiwert weiter erhöhen, könnte man die Stall-Geschwindigkeit weiter verringern, um diesen Auftrieb zu erzeugen. Definitionsgemäß ist das Lastvielfache an dieser Stelle auch genau 1. Erhöht man die Geschwindigkeit, braucht man weniger Auftriebsbeiwert bzw. hat mehr „Spiel nach oben“, um eine höheres Gewicht durch eine höhere G-Belastung – etwa im Kurvenflug – auszugleichen. Dies ist in dem V-n Diagramm als Bereich des *Accelerated stall* gekennzeichnet. Beim *Accelerated stall* braucht man bekanntlich zusätzlichen Auftrieb, um das zusätzliche Scheingewicht auszugleichen. Da man beim Auftriebsbeiwert schon am Maximum ist, geht das nur über mehr Geschwindigkeit. Die bei jeder Geschwindigkeit erzielbare G-Belastung lässt sich durch eine einfache mathematische Beziehung errechnen. Es gilt:

$$n = \left( \frac{v_{ref}}{v_s} \right)^2 \quad \{\text{Gleichung 2}\}$$

Dabei ist  $v_{ref}$  die aktuelle Geschwindigkeit und  $v_s$  die Stall-Speed im Horizontalflug. Fliegt also ein Flugzeug, das im Horizontalflug eine Stall-Speed von 51 kt hat, mit 72 kt daher, kann es nach dieser Formel  $n=2$  „ziehen“ um beispielsweise die G-Belastung einer  $60^\circ$  Kurve auszugleichen. Fliegt dieses Flugzeug mit 90 kt, kann es bereits 3,1 G „ziehen“; aber der Pfiff dabei ist, dass das Flugzeug bei dieser Geschwindigkeit auch nicht mehr G ziehen kann! Das Maximum bleibt bei 3,1 G. Diesen Effekt macht sich der Konstrukteur zu Nutze, um die Struktur vor den Folgen zu großer Anstellwinkeländerungen zu schützen: Solange ein Pilot unterhalb der Manövergeschwindigkeit bleibt, können die vorgesehenen Belastungsgrenzen des Tragflügels nicht überschritten werden. Selbst wenn eine Böe oder ein unvorsichtiger Pilot den Anstellwinkel weiter erhöht, wird das Flugzeug stallen, bevor die Belastungsgrenze erreicht wird. Das ist nicht schön, aber das kleinere Übel. Denn ein gut ausgebildeter Pilot, kann einen Stall leicht recovern, eine Monster-Böe nicht. Der ist er einfach ausgesetzt! Diese Situation besteht bei höheren

Geschwindigkeiten nicht: Wenn dieses Flugzeug 160 kt fliegt, dann stallt es erst bei 10 G – und ist lange zerbrochen, bevor der Pilot ein Stall Recovery einleiten kann<sup>37</sup>.

Nun glauben viele Piloten, dass man unterhalb der im Handbuch ausgewiesenen Manövergeschwindigkeit die Steuerorgane der Ruder in beliebiger Kombination, beliebig voll und abrupt betätigen kann, weil unterhalb der Manövergeschwindigkeit sichergestellt sei, dass man mit Ruderausschlägen die Struktur nicht überlasten könne. Häufig wird dabei auch das V-n Diagramm zur Begründung herangezogen. Das ist aber falsch!

Zunächst: Manövergeschwindigkeiten werden nur für positive Manöver und positive Lastvielfache ausgewiesen, nicht für negative Lastvielfache. Mir ist jedenfalls kein Muster der Kategorien Normalflugzeug oder Nutzflugzeug bekannt, das eine Manövergeschwindigkeit für negative Lastvielfache im Handbuch hat. V-n Diagramme zeigen stets, dass die Manövergeschwindigkeit für negative Lasten geringer ist als für positive Lasten – aber es wird kein Wert angegeben. Es wäre schon wichtig auch diese Geschwindigkeit auszuweisen, weil die Erfahrung zeigt, dass viele Unfälle so passieren, dass zuerst das Höhenleitwerk abreißt, dadurch das Flugzeug über Kopf geht und dann die Flügel unter der negativen Belastung abbrechen<sup>38</sup>. Denn bei einem maximalen Lastvielfachen von -1,5 bei einem Normalflugzeug bedarf es nicht viel, auf diese Weise flügellos zu werden.

Ferner wird gerne übersehen, dass man mit dem V-n Diagramm nur Belastungen studieren kann, die als Beschleunigungslasten daherkommen. Das ist für die Bruchlast der Tragflügel wichtig, aber für Seiten-, Quer- und Höhenrudder weniger relevant, weil diese primär durch die Windlasten gefährdet werden. Trotz dieser physikalisch unterschiedlichen Belastungsarten wird regelmäßig nur eine gemeinsame Manövergeschwindigkeit für alle drei Achsen ausgewiesen. Das bedeutet zunächst, dass Querruder und Seitenrudder für Windlasten jenseits der *Design Maneuvering Speed*  $V_A$  nicht ausgelegt sind. Jenseits der Manövergeschwindigkeit sind deshalb volle Ruderausschläge überhaupt nicht mehr statthaft. Es ist aber auch nicht definiert, welche Ruderausschläge bei  $V_{NO}$  oder  $V_{NE}$  zulässig wären und es gibt auch keine zugelassenen Einrichtungen für CS-23 Flugzeuge, die die Ruderausschläge geschwindigkeitsabhängig auf Maximalbelastungsfähigkeit beschränken. Hier ist der Pilot völlig auf sich gestellt.

Weiter könnte man glauben, dass der Grund für eine einheitliche Manövergeschwindigkeit darin liegt, dass man bis zu dieser Geschwindigkeit simultane Ruderbewegungen gefahrlos machen kann. Aber auch das ist ein Irrtum: Wie der Unfall der A300 in New York am 12. November 2001 gezeigt hat, kann ein Seitenleitwerk auch unterhalb der Manövergeschwindigkeit abbrechen, wenn der Pilot simultane Ruderbewegungen macht und der Schiebewinkel  $>0^\circ$  ist. Nach dem Unfall haben Behörden und Hersteller klargestellt, dass dies völlig konform mit den Bauvorschriften ist<sup>39</sup>.

---

<sup>37</sup> Die gleiche Idee steckt hinter der „Design speed for maximum gust intensity“ (VB), die für größere Flugzeuge ausgewiesen ist. Bei unseren Kleinflugzeugen ist sie in der Regel nicht ausgewiesen. Die Manövergeschwindigkeit ist dann ein recht guter Richtwert, um heil durch starke Turbulenzen zu kommen. (siehe CS-23.335 (d))

<sup>38</sup> Siehe Crawford B., *Unusual Attitudes and the Aerodynamics of Maneuvering Flight*, Plymouth, MA, 2009, S. 8.6

<sup>39</sup> Siehe FAA, *Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) CE-11-17* vom 18. Januar 2011. Mit diesem Bulletin wird auch klargestellt, dass diese Aussagen auch für FAR-23 Muster gilt sowie für Muster, die vorher nach CAR3 zugelassen wurden.

Wer es nicht glauben will, soll den Unfallbericht lesen<sup>40</sup>: Dort wird berichtet, dass der Airbus A300 in die Wirbelschleppen einer vorausfliegenden Boeing 747 kam und der junge Copilot versucht hat, die dadurch ausgelösten Turbulenzen durch koordinierte Querruder- und Seitenruderbewegungen auszugleichen. Dabei kam es zu vier Vollausschlägen mit dem Querruder und zu zwei gegenläufigen Vollausschlägen mit dem Seitenruder<sup>41</sup>, bei denen Ruderausschläge zwischen 10° und 11° erzeugt wurden<sup>42</sup>. In Folge dieser Ruderausschläge brach das komplette Seitenleitwerk am Fuß ab und machte das Flugzeug steuerlos. Der Airbus blieb bis zu diesem Zeitpunkt stets unterhalb der Manövergeschwindigkeit. Dennoch haben diese Ruderbewegungen Torsionslasten und Biegelasten erzeugt, die fast dem Doppelten der zulässigen Belastung entsprachen<sup>43</sup>. Schon erstaunlich.

Maßgebend für diese hohen Lasten war aber, dass die Seitenruderausschläge Bewegungen um die Hochachse induziert haben und sich so zu dem Seitenruderausschlag noch eine Schiebewinkel addiert hat, der nach dem Untersuchungsbericht zwischen 10° - 12° gelegen hat. Diese Summation der Winkel hat dann eine Windlast erzeugt, die das Seitenleitwerk überforderte. Konstrukteure gehen immer von einem Schiebewinkel von 0° aus<sup>44</sup>.

Wer den Untersuchungsbericht genauer liest, findet eine ganze Reihe von Passagen, in denen Flottenchefs zu Protokoll geben, dass es ihnen bisher überhaupt nicht bewusst war, dass auch unterhalb der  $V_A$  nur singuläre Ruderausschläge zulässig sind. Die Untersuchungskommission schloss daraus, dass dies offensichtlich den meisten Piloten nicht bekannt ist. Sie kritisiert in diesem Zusammenhang auch, dass auch die FAA in ihrem Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge hier nicht klar ist<sup>45</sup>. Beklommen macht allerdings in dem Untersuchungsbericht, dass es dem fliegenden Piloten geradezu angekreidet wird, dass er die Wirbelschlepe mit koordinierten Steuerbewegungen versucht hat auszugleichen; der Einsatz des Querruders hätte doch genügt!?! Manche Beteiligte am Untersuchungsbericht erwecken gar den Eindruck, dass das Seitenruder ja vornehmlich nur zum Yaw-Ausgleich bei Triebwerksausfall gebraucht würde. Man bekommt beim Lesen Berichts gelegentlich den Eindruck, dass Verkehrspiloten keine koordinierten Ruderbewegungen machen - Das würde wenigstens erklären, warum auf diesem Muster nicht mehr Unfälle dieser Art passiert sind.

Die Erkenntnisse aus dem Airbus Untersuchungsbericht gelten natürlich auch für unsere Kleinflugzeuge. Auch für uns gilt, dass die Ruder nur für Windlasten bis  $V_A$  ausgelegt sind, nicht aber für Windlasten bei  $V_{NO}$  oder gar  $V_{NE}$ ! Spätestens im gelben Bereich ist jede Art von Manövern mit kombinierten Ruderbewegungen tabu.

Die Bauvorschriften und Flughandbücher machen es allerdings einem Piloten auch nicht leicht, die Begrifflichkeiten richtig zu verstehen. Denn die bei der Diskussion des V-n Diagramms oft geäußerte Lehrmeinung, dass die  $V_A$  genau die Geschwindigkeit ist, bei der ein Flugzeug bei Erreichen des maximalen Lastvielfachen in den Stall kommt, stimmt leider so nicht. Die  $V_A$  ist eine Design-Speed, die der Konstrukteur festlegt, lange bevor der erste Prototyp fliegt und auch lange bevor die wirkliche Stall-Speed erflogen worden

---

<sup>40</sup> NTSB/AAR-04/04 In-Flight Separation of Vertical Stabilizer American Airlines Flight 587 Airbus Industrie A300-605R, N14053, Bele Harbor, New York, November 12, 2001 vom 26. Oktober 2004

<sup>41</sup> Ebenda, S. 6.

<sup>42</sup> Ebenda S. 55

<sup>43</sup> Ebenda S. 69

<sup>44</sup> „In computing the tail loads the yawing velocity may be assumed to be zero“. CS-25.351/CS-23.441

<sup>45</sup> Die Untersuchungskommission ist in den Begrifflichkeiten aber auch nicht sattelfest, wenn sie die „Turbulence Penetration Speed“ mit  $V_A$  bezeichnet (Ebenda, S. 99). Das richtige Kürzel ist  $V_B$ .



ist. Bis dahin liegen lediglich Kalkulationen für die Stall-Speed vor. Der Konstrukteur hat im Rahmen der Bauvorschriften auch durchaus Entscheidungsspielräume und es gibt eine Reihe von Mustern, bei der der  $V_A$  oberhalb oder unterhalb der Stall-Speed bei maximalem Lastvielfachen liegt. Das kann jeder Pilot für sein Flugzeug leicht selber nachprüfen, indem er seinem Flughandbuch die Stall-Speed in Reisekonfiguration (CAS) entnimmt und mit der Quadratwurzel des zulässigen Fluglastvielfachen multipliziert. Dieser Wert ist in vielen Fällen identisch mit dem Handbuchwert für die  $V_A$ , weicht aber bei vielen Mustern um mehrere Knoten davon ab.

Es ist eigentlich auch nicht korrekt, wenn die  $V_A$  in Flughandbüchern nach Fluggewicht differenziert wird. Nochmal: Die  $V_A$  ist eine Design-Speed und beim Design geht der Konstrukteur von der MTOM aus. Ob ein Pilot später mit 200kg weniger unterwegs ist, interessiert ihn dabei nicht. Da die „berechnete“  $V_A$  aber eine Funktion der Stall-Speed ist und die Stall-Speed bei geringerem Gewicht bekanntlich kleiner wird, ist es natürlich operativ richtig und wichtig, bei geringerem Gewicht auch langsamer zu fliegen. Denn sonst läuft man – wie eingangs gezeigt – Gefahr, die maximalen Beschleunigungslasten von Bauteilen, wie etwa der Motoraufhängung, zu überschreiten. Andererseits bleibt die  $V_A$  auch die  $V_A$  - unabhängig vom aktuellen Gewicht.! Wenn Querruder und Seitenruder für eine bestimmte Geschwindigkeit  $V_A$  ausgelegt sind, dann gilt diese Grenze auch, wenn das Flugzeug leichter ist. Denn bei diesen Rudern geht es um Windlast. Wenn die publizierte  $V_A$  also kleiner ist, als die berechnete  $V_A$ , muss die Gewichtskorrektur korrekterweise so lange unterbleiben, bis die publizierte  $V_A$  rechnerisch erreicht wird. Ist umgekehrt die publizierte  $V_A$  größer als die berechnete  $V_A$ , muss die Gewichtskorrektur an der berechneten  $V_A$  vorgenommen werden, weil sonst der Stall-Mechanismus nicht funktioniert. Ganz schön kompliziert.

Die Luftfahrbehörden sind an dieser Verwirrung nicht unschuldig, weil sie lange für *operating speeds* und *design speeds* dasselbe Kürzel  $V_A$  verwendet haben. Erst 1993 wurde für die *maximum operating maneuvering speed* die Bezeichnung „ $V_0$  „ als Funktion der Stall-speed neu eingeführt und festgelegt, dass die  $V_0$  immer größer als die  $V_A$  sein muss<sup>46</sup>. Seitdem herrscht Klarheit – es weiß nur keiner. Mir ist keine amtliche Publikation bekannt, mit der auf die Änderung und die dahinterliegende Problematik hingewiesen wurde. Und für ältere Flugzeuge muss sich jeder was selber schnitzen. Im Normalfall ist das auch kein Problem. Aber wer an die Grenzen der Belastbarkeit gehen will, muss da schon ganz genau hinschauen.

## Haben wir überhaupt geeignete Flugzeuge?

Bei YouTube kann man Videos von Spiralsturzübungen sehen, wo Flugschüler unter Anleitung ihres Fluglehrers – weit im gelben Bereich – volle Querruderausschläge machen, um das Flugzeug aufzurichten. Da diese Leute so etwas auch noch veröffentlichen, liegt die Vermutung nahe, dass sie keine Ahnung davon haben, welchem Risiko sie sich da aussetzen. Dies wiederum wirft die Frage auf, ob unsere Fluglehrerschaft überhaupt für solche Übungen qualifiziert ist. Denn in Deutschland wurden Spiralstürze bei  $V_{NE}$  bisher nicht geübt. Wenn die EASA eine solche Regelung erlässt, muss sie diese doch kommunizieren und die qualifikatorische Kapazität bei der bestehenden Fluglehrerschaft sicherstellen. Da habe ich jedenfalls noch nichts von flankierenden Maßnahmen gehört. Das ist mehr als unbefriedigend!

---

<sup>46</sup> Siehe Amdt. 23-45 zu FAR-23 vom 9. Juli 1993; Unverständlicherweise wurde dabei die an die *kalkulierte stall speed* aber beibehalten und auch weiter festgelegt, dass diese bei MTOM anzusetzen sei. Nach dem Buchstaben der Bauvorschrift ist damit eine Gewichtskorrektur immer noch nicht zulässig.

Es stellt sich auch die Frage, ob wir für diese Übung überhaupt geeignete Flugzeuge haben. Zu den Zeiten, wo Schulflugzeuge wie eine Stieglitz oder eine Stampe noch fliegende Widerstände waren, konnte man diese Frage recht gelassen angehen. Bevor ein solches Flugzeug auch nur in die Nähe der  $V_{NE}$  kam, verging viel Zeit. Weiter gilt, dass Schulflugzeuge damals grundsätzlich die Festigkeitsklasse „Kunstflugzeug“ hatten. Das ist heute anders: Bei den heutigen Spritpreisen kann man nicht mehr einfach einem fliegenden Widerstand einen dicken Motor verpassen, wie es Grumman mit der Wildcat gemacht hat. Heute müssen schon aus wirtschaftlichen Gründen Flugzeuge aerodynamisch so durchgestylt sein, dass sie auch mit kleinen Motoren gute Flugleistungen bringen. Die haben dann auch eine ganz andere aerodynamische Charakteristik und viele von diesen Mustern haben daher die Eigenschaft, im Sinkflug sehr schnell Fahrt aufzunehmen.

Um den Zusammenhang von Geschwindigkeit und Festigkeit auch empirisch konkretisieren zu können, habe ich für diesen Aufsatz eine kleine Studie durchgeführt, in der ich auf Basis von Handbuchdaten Modellrechnungen an gängigen GA-Mustern durchgeführt habe. Die Ergebnisse dieser Untersuchung sind in der nachfolgenden Tabelle dargestellt<sup>47</sup>:

	Va nach POH	Vo berechnet	Windlast-n @Vne	Vs1 (CAS) kt	zulässiges n+	Vne	Vno	G @ Vne	ultimate load ratio	Vo(ultimate load)	Δ zu Vne
Mooney M20J	114	115	2,9	59	3,8	195	174	10,9	2,9	141	-54
Beech A36	139	113	2,1	58	4,4	203	165	12,3	2,8	149	-54
Piper Seneca III	137	127	2,2	65	3,8	203	165	9,8	2,6	155	-48
Piper Arrow	121	113	2,4	58	3,8	186	148	10,3	2,7	138	-48
Cirrus SR20	131	131	2,3	67	3,8	200	165	8,9	2,3	160	-40
Aquila A210	112	101	2,2	52	4	165	130	10,1	2,5	127	-38
Rockwell 114B	118	125	2,5	64	3,8	186	148	8,4	2,2	153	-33
DA 20	104	97	2,4	50	4,4	161	118	10,4	2,4	128	-33
DA 40	108	111	2,7	57	4,4	178	129	9,8	2,2	146	-32
DA42NG	122	129	2,4	66	3,8	188	151	8,1	2,1	158	-30
Ruschmeyer R90	128	135	2,3	69	3,8	194	157	7,9	2,1	165	-29
Grob G115	95	103	3,0	53	4,4	164	135	9,6	2,2	136	-28
Robin DR400	116	105	2,0	54	4,4	166	140	9,4	2,1	139	-27
C172N	96	103	2,8	53	4,4	160	128	9,1	2,1	136	-24
C152	101	101	2,1	48	4,4	145	108	9,1	2,1	123	-22
Socata TB10	122	117	1,8	60	4,4	165	128	7,6	1,7	154	-11
Piper PA28-161	108	109	2,0	56	4,4	153	122	7,5	1,7	144	-9
Extra 300	148	147	2,2	60	10	220	158	13,4	1,3	232	12
Fuji FA200-160	116	117	1,6	60	6	145	129	5,8	1,0	180	35

<sup>47</sup> Ich möchte an dieser Stelle ausdrücklich darauf hinweisen, dass es sich hier um mathematische Modellrechnungen zur Verdeutlichung der Zusammenhänge handelt und damit keine operativen Grenzen handelt. Für die Operation von Flugzeugen sind ausschließlich die Handbuchwerte maßgebend.

Berechnet wurde für jedes Muster zunächst, welche G-Last rein rechnerisch entstehen würde, wenn man das Höhenruder bei  $V_{NE}$  bis zum kritischen Anstellwinkel ziehen würde (Spalte: G @  $V_{NE}$ ). In der nächsten Spalte ist dann dieses rechnerische Lastvielfache in Relation zum maximal zugelassenen Lastvielfachen, einschließlich Sicherheitsfaktor (ultimate load) gesetzt worden und daraus das Vielfache errechnet worden (ultimate load ratio). In der vorletzten Spalte ist dann schließlich die rechnerisch maximale Manövergeschwindigkeit bei ultimate load ermittelt worden und in der letzten Spalte steht die Differenz zwischen dieser Manövergeschwindigkeit und  $V_{NE}$ . Die Frage dahinter war, wieviel schneller man noch werden kann, wenn man bereits die Geschwindigkeit erreicht hat, bei der man unmittelbar ein *Structural failure* ziehen kann. Wir wollen damit *approaching  $V_{NE}$*  – also die Prüfungsaufgabe- modellieren. Die Tabelle wurde dann nach der *ultimate load ratio* absteigend sortiert. In der dritten Spalte ist dann noch das rechnerische Windlastvielfache bei  $V_{NE}$  dargestellt.

Das Ergebnis ist verblüffend, aber auch nachvollziehbar: Spitzenreiter ist die Mooney die bei  $V_{NE}$  fast dreimal soviel G-Last ziehen kann, wie sie selbst als *ultimate load* verträgt. Bei diesem Flugzeug reichen bei  $V_{NE}$  schon geringe Höhenruderausschläge, um es zu überlasten und man hat jenseits der maximalen Manövergeschwindigkeit für Strukturversagen noch ein Band von 54 kt bis zur  $V_{NE}$ , in dem der Spielraum noch enger wird. Knapp gefolgt stehen auf den Folgeplätzen die Beech A36, die Piper Seneca, die Piper Arrow und die Cirrus SR20. Alles Muster, die viel und gerne in der CPL-Ausbildung eingesetzt werden. Auch im Mittelfeld können alle untersuchten Muster durchweg mehr als das Doppelte ihrer kritischen Last ziehen und selbst eine C172 hat nach überschreiten ihrer kritischen Manövergeschwindigkeit noch 24 kt Raum bis zur  $V_{NE}$ . Die einzigen Flugzeuge in dieser Tabelle, deren kritische Manövergeschwindigkeit größer als  $V_{NE}$  ist, sind die Extra 300 und die alte Fuji FA200. Nur diese beiden Muster hätten nach der Modellrechnung ausreichend „Luft“, ein etwas un gelenkes Recovery eines Spiralsturzes „*approaching  $V_{NE}$* “ zu überstehen. Aber das gilt nur für die Flugzeuge, nicht für die Piloten. Denn wenn sich die rechnerischen G-Belastungen bei  $V_{NE}$  anschaut, dann hat ein Mensch bestenfalls in der Fuji noch eine Chance, nicht bewusstlos zu werden. Wer bei 3 G schon mit dem Blackout kämpft, wird es wohl kaum schaffen, aus dem Spiralsturz zu kommen.

Wir haben bisher nur die Beschleunigungslasten betrachtet. Betrachtet man in der dritten Spalte auch die Windlasten, sieht man, dass auch ein Sicherheitsfaktor von 1,5 bei diesen Geschwindigkeiten durchweg nicht ausreicht, die Ruder zu schützen. Und denken Sie daran, dass jeder Schiebewinkel und jedes Taumeln die Belastung multipliziert. Von Böen reden wir gar nicht.

Ich hoffe, ich habe Ihnen nähergebracht, was es bedeutet, wenn in Ihrem Flughandbuch zum gelben Bogen steht: „In diesem Geschwindigkeitsbereich ist nur bei ruhiger Luft zu fliegen; Steuermaßnahmen sind mit Vorsicht auszuführen“. Mein Rat ist nach Möglichkeit aus dem gelben Bereich zu bleiben und bei Turbulenzen die Geschwindigkeit auch im grünen Fahrtmesserbereich auf die  $V_A$  zurückzunehmen. Wer Spiralstürze üben will, sollte es wie die Amerikaner machen: bei niedrigen Geschwindigkeiten beginnen und die Übung spätestens bei  $V_0$  ausleiten.

## Wir müssen uns wehren!

Dieser Aufsatz ist als Reaktion auf die EASA NPA 2014-29 entstanden, weil mich die Sorge treibt, dass das Inkrafttreten dieser Vorschrift Menschenleben kosten wird. Selbst als Empfehlung wäre sie noch gefährlich, weil es Menschen geben wird, die das dann für unbedenklich halten. Ich habe deshalb versucht, die Risiken des Spiralsturzes zu beleuchten und vor diesem Manöver zu warnen. Dabei habe ich einen konservativen Sicherheitsmaßstab angelegt. Ich will nicht leugnen, dass die Bauvorschriften Raum für höhere Festigkeiten geben und Hersteller diesen Raum auch nutzen. Aber ebenso wie es verantwortungsvolle Hersteller gibt, wird es Hersteller geben, die nur gerade die Mindestanforderungen erfüllen wollen. Das kann man im Rahmen einer solchen Untersuchung nicht analysieren.

Es wird aber auch Leute geben, die die hier geäußerten Bedenken zurückweisen werden, weil sie darauf verweisen, dass sie Spiralstürze schon mehrfach geübt haben und nie was passiert sei. Dann muss man diese Leute fragen, ob sie das selber erlebt oder nur von Altvorderen gehört haben, die das mit einer Stieglitz oder einer Wildcat früher gemacht haben. Diesen Maßstab kann man heute aber nicht mehr anlegen. Wer mit heutigen Flugzeugen ausgewachsene Spiralstürze überlebt, hat einfach Glück gehabt<sup>48</sup>. Natürlich gibt es immer wieder Fälle, wo Flugzeuge über die Grenzen der errechneten und erprobten Belastbarkeit flugfähig bleiben. Die Flüge der Boeing 767, die 2001 in das World Trade Center in New York flogen, sind ein traurig-berühmtes Beispiel dafür. Nach Radaranalysen waren diese Flugzeuge vor dem Einschlag mit einer Speed unterwegs, die 70kt bzw. 150 kt **über** der zulässigen *Max. operating speed* lag!<sup>49</sup> Eigentlich geht das nicht. Aber gerade in diesen Fällen hätte man sich gewünscht, sie wären beide vorher in der Luft zerbrochen.

Ich glaube, dass man sich gegen diese Vorschrift wehren muss. Deshalb fordere ich die Leser dieses Artikels auf, von dem „Comment Response Tool“ (CRT)<sup>50</sup> der EASA Gebrauch zu machen und Bedenken geltend zu machen. Die Kommentierungsfrist für die NPA 2014 -29 läuft am 17. März 2015 aus. Bis dahin hat jeder Bürger und jede Institution die Chance und das Recht, diesen Entwurf zu kommentieren.

Insbesondere Prüfer bitte ich, darüber nachzudenken, ob sie diese Übung so abnehmen würden und Bedenken dagegen bei der EASA geltend zu machen. Auch Fluglehrer bitte ich, darüber nachzudenken, ob sie sich für eine solche Übung ausreichend vorbereitet fühlen – und wenn nicht, dies bei der EASA über das CRT-Tool kundzutun.

Auch möchte ich mich an Flugschulen mit der Frage wenden, ob sie sich darüber im Klaren sind, dass sie bei Inkrafttreten dieser Regelung nur noch neuwertige Flugzeuge einsetzen können und der Inspektionsaufwand deutlich höher werden wird. Auch wird jedes Schulflugzeug für solche Übungen mit einem G-Meter auszurüsten sein, weil man sonst ja nicht nachverfolgen kann, ob es eine Überlastung gegeben hat. Auch das Thema Fallschirm wird auf den Tisch kommen müssen.

---

<sup>48</sup> Erfahrungen mit Segelflugzeugen darf man hier nicht heranziehen, weil die ganz andere Festigkeitsanforderungen haben.

<sup>49</sup> NTSB, Radar Data Impact Speed Study vom 7. Februar 2002

<sup>50</sup> Siehe Anleitungen und Erläuterungen auf <http://hub.easa.europa.eu/crt/>

Auch die EASA wird sich fragen müssen, wie so etwas passieren konnte und welche Abwägungsmechanismen hier versagt haben.

Und natürlich ist jeder Pilot und Leser willkommen, der mitmacht, sich zu wehren. Wir können das nur gemeinsam verhindern!

Ich würde mich freuen, wenn diese Vorgabe verschwindet.

[hamacher@uni-bremen.de](mailto:hamacher@uni-bremen.de)