

## Was ist der „Stall“?

*Der „Stall“ wird von Piloten gefürchtet. Aber was ist eigentlich genau ein Stall? Was macht einen Stall gefährlich? Irgendwie geht es dann runter. Aber warum? Diesen Fragen wird selten nachgegangen und deshalb gibt es kaum vertiefende Abhandlungen über den Stall. Der Aufsatz versucht das zu ändern.*

Im Februarheft haben wir uns mit „Upset Prevention and Recovery Training (UPRT)“ auseinandergesetzt<sup>1</sup> und dabei festgestellt, dass die Luftfahrtbehörden offensichtlich ein völlig unzureichendes theoretisches Verständnis von der Physik des „Stalls“ haben und die daraus abgeleiteten Trainingsmaßnahmen wenig überzeugend sind. Zu diesem Aufsatz habe ich viel positives Feedback bekommen und PuF-Leser waren entsetzt, wie unzureichend die EASA mit dem Begriff Stall hantiert. Es gab aber auch Nachfragen nach einer umfassenden Gesamtdarstellung. Mehrere räumten sogar ein, dass sie nicht mehr sicher seien, ob sie den Stall jemals richtig erklärt bekommen haben und sie deshalb für eine systematische Erklärung dankbar seien.

Der Stall ist flugmechanisch und aerodynamisch ein sehr komplexer Flugzustand, der sich auch heute noch einer vollständigen mathematischen Modellierung entzieht. Deshalb müssen die Stalleigenschaften eines Flugzeugs im Rahmen der Mustererprobung immer noch erfolgen werden. Eine Theorie des Stalls würde leicht den Rahmen einer Fachzeitschrift für Piloten überschreiten. Dennoch glaube ich, dass man mit etwas Schulphysik die Eigenschaften eines Stalls prägnanter und tiefergehend beschreiben kann, als dies in fast allen Lehrbüchern gemacht wird. Versuchen wir es einfach.

### Stall = Loss-of-Lift?

Der Stall (deutsch: Strömungsabriss) wird zumeist anhand der aufgelöste Polare eines Tragflächenprofils erklärt, die den Verlauf des Auftriebsbeiwerts in Abhängigkeit des Anstellwinkels<sup>2</sup> darstellt. In diesen so genannten Polardiagrammen steigt normalerweise der Auftriebsbeiwert mit steigendem Anstellwinkel linear an, um nach Erreichen eines Maximums wieder abzufallen.

Der Stall wird dann so erklärt, dass der Auftrieb nach Erreichen des kritischen Anstellwinkels (= Maximum des Auftriebsbeiwertes) plötzlich zusammenbricht oder abreißt. Man vermittelt also den Eindruck, als bräche der Auftrieb nach Erreichen eines kritischen Anstellwinkels schlagartig zusammen. So als würden die Flächen abbrechen und sich vom Rumpf lösen. Das löst in der Tat schreckliche Vorstellungen aus.

SKYBRARY z.B. definiert den Stall wie folgt: „Stall is defined as a sudden reduction in the lift generated by an aerofoil when the critical angle of attack is reached or exceeded.“<sup>3</sup>

---

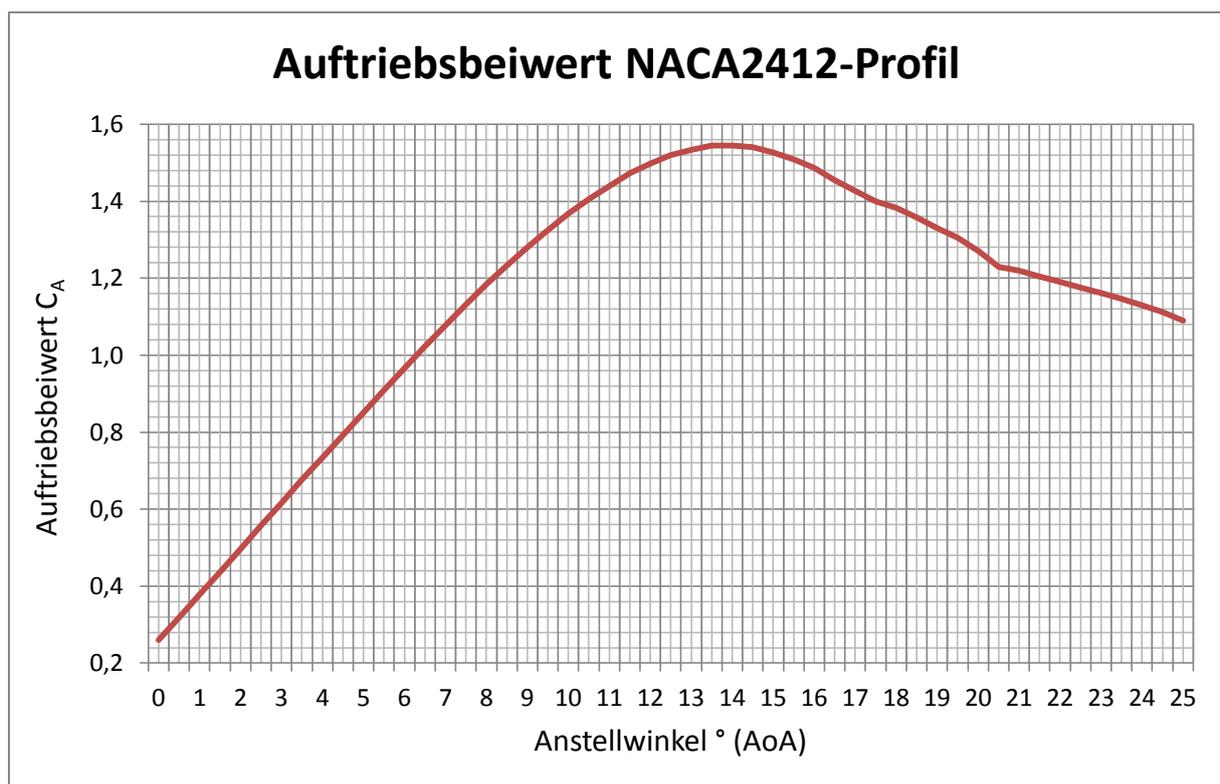
<sup>1</sup> Upset, ein Begriff, der alle ins Trudeln bringt, PuF 2016/02, S. 88ff

<sup>2</sup> engl.: Angle of Attack (AoA)

<sup>3</sup> <http://www.skybrary.aero/index.php/Stall>

Diese Definition kann schon deshalb nicht allgemeingültig sein, weil es in der zivilen Luftfahrt kaum Profile gibt, die eine solche Charakteristik haben. Mir ist lediglich von den frühen Lear-Modellen der 24-Serie bekannt, dass sich die Grenzschicht gelegentlich von der Flügelvorderseite (leading-edge Stall), statt von der Flächenhinterkante (trailing-edge stall) löste. Frühe Lear-Jets fielen dann übergangslos in den Stall. Diese Eigenschaft hat man aber schnell durch aerodynamische Maßnahmen ausgemerzt und später endgültig durch einen neuen Flügel behoben. Es mag weitere Fälle geben – aber sie bleiben Ausnahmefälle.

Zivil zugelassene Flugzeuge sind heutzutage durchweg mit Profilen ausgestattet, bei denen der Auftriebsbeiwert nach Erreichen des Maximums abfällt, aber nicht abbricht. Der Abfall mag nicht immer so sanft sein, wie bei dem berühmten NACA-2412 Profil der C172, aber „sudden reduction“ ist für die meisten Profile unzutreffend.



Wenn man den Stall über „sudden reduction“ des Auftriebsbeiwertes definiert, gibt es praktisch keine Flugzeuge die stallen. Das hätte auch SKYBRARY auffallen müssen<sup>4</sup>. Erstaunlich, wie bedenkenlos Definitionen in die Welt gesetzt werden, die schon auf den ersten Blick unsinnig oder zumindest unbrauchbar sind.

Der fachlich dickste Fehler dieser beliebten Stall-Definition ist aber, dass hier Auftrieb (lift) mit Auftriebsbeiwert (lift coefficient  $C_L$ ) verwechselt wird. Das gilt auch für Institutionen wie BOEING, die in ihren Dokumenten vom „Loss-of-Lift“ als Kennzeichen des Stalls reden<sup>5</sup>. Denn der Auftrieb, genauer die Auftriebskraft, ist nicht nur eine Funktion

<sup>4</sup> SKYBRARY wird als gemeinsame Wissensdatenbank von EUROCONTROL, der ICAO, der „Flight Safety Foundation“, dem „UK Flight Safety Committee“ und der „European Strategic Safety Initiative“ betrieben.

<sup>5</sup> [http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero\\_03/textonly/fo01txt.html](http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_03/textonly/fo01txt.html)

des Auftriebsbeiwertes, sondern eine Funktion aus Luftdichte, Quadrat der Geschwindigkeit, Auftriebsbeiwert und Flügelfläche. Von diesen vier Faktoren sind drei Faktoren operationeller Natur – also Faktoren, die ein Pilot im Flug beeinflussen kann. Ein Pilot, der die Geschwindigkeit reduziert, bewirkt auch einen „Loss-of-Lift“. Oft sogar mit Absicht – etwa um einen Sinkflug einzuleiten. Will er bei einer verminderten Geschwindigkeit Höhe halten – also „Loss-of-Lift“ vermeiden – muss er die Nase anheben, um den Anstellwinkel zu vergrößern. Tut er das nicht, wird er sinken. Das lernt jeder Flugschüler in der ersten Flugstunde! Die Kunst des Fliegens besteht doch darin, dass man das Zusammenspiel der Faktoren versteht und sich nicht nur auf einen Faktor versteift. Das sind Anfangsgründe, die jeder Pilot verstehen sollte.

Rechnen wir das mal am Beispiel einer C172 durch. Der Auftrieb ergibt sich nach der bekannten Auftriebsformel wie folgt:

$$\vec{F}_A = \frac{\rho}{2} * v^2 * c_A * A$$

Dabei ist  $F_A$  die Auftriebskraft in Newton (N),  $\rho$  die Luftdichte in  $\text{kg/m}^3$ ,  $v$  die Geschwindigkeit in  $\text{m/s}$ ,  $c_A$  der dimensionslose Auftriebsbeiwert und  $A$  die Flügelfläche in  $\text{m}^2$ .

Eine C172, die sich bei einer Erdbeschleunigung von  $9,81 \text{ m/s}^2$  bei einer MTOM<sup>6</sup> von 1.089kg mit 100kt bei einer Luftdichte von  $1,225 \text{ kg/m}^3$  im unbeschleunigten Horizontalflug bewegt, benötigt nach der Auftriebsformel einen Auftriebsbeiwert von 0,407. Das entspricht einem Anstellwinkel von  $1,3^\circ$ . Reduziert die Cessna die Geschwindigkeit auf 80kt, ist ein Anstellwinkel von  $3,2^\circ$  erforderlich und bei 60kt müsste der Anstellwinkel auf  $7,6^\circ$  erhöht werden, um die Höhe zu halten. Da wir aus der Polare entnehmen können, dass der Auftriebsbeiwert maximal 1,545 werden kann, ergibt sich in umgekehrter Rechnung, dass die minimale Geschwindigkeit für den Horizontalflug bei 51,37kt liegt. Das entspricht einem Anstellwinkel von  $14^\circ$ . Der kritische Anstellwinkel liegt also bei  $14^\circ$ .

Was passiert in diesem Bild, wenn der Pilot den Anstellwinkel auf  $16^\circ$  erhöht? Auch das ergibt sich aus der Auftriebsformel: Bei  $16^\circ$  Anstellwinkel verringert sich der Auftrieb um 3,8%; bei  $19^\circ$  beträgt der Auftriebsverlust 13,9% und wenn der Pilot den kritischen Anstellwinkel gar um  $10^\circ$  überzieht, verringert sich der Auftrieb um 26,9%. Loss of Lift? Ja, natürlich! Aber ist das schlimm? Ne, warum auch? Selbst bei einem Anstellwinkel von  $24^\circ$  muss die Cessna rechnerisch nur auf 60kt beschleunigen, um weiter genug Auftrieb für einen Horizontalflug zu erzeugen.

Aus der Praxis weiß jeder Pilot, dass diese rechnerische Lösung in der Realität nicht so einfach ist, weil ein Flugzeug jenseits des kritischen Anstellwinkels meist instabil wird. Richtig! Aber davon ist in den amtlichen Definitionen ja keine Rede. Da ist ja nur die Rede von „sudden reduction“ oder „loss of lift“. Von Instabilität redet keiner. Deshalb sind diese Definitionen ja auch irreführend und falsch.

Noch ein Gedankenexperiment: Ein Flugzeug, das von Meereshöhe auf Flugfläche 300 steigt, hat bei sonst gleichen Parametern nur noch 37% des ursprünglichen Auftriebs,

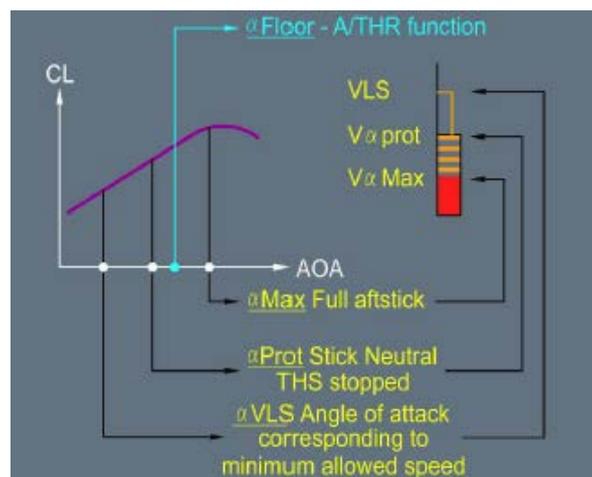
---

<sup>6</sup> Max Take-Off Mass

weil die Luftdichte in dieser Höhe nur noch 37% des Ausgangswertes ist. Schreit dann der Pilot „Hilfe, Loss-of-Lift“? Kaum. Er muss eben den Anstellwinkel oder die Geschwindigkeit erhöhen, um diesen Auftriebsverlust auszugleichen. Reicht das nicht, muss er einen Sinkflug einleiten. Diese Kenntnis der möglichen Optionen für die Auftriebserzeugung ist für Piloten wichtig! Es reicht nicht, wenn man den Piloten sagt „Wenn du hoch willst, musst du Gas geben und am Stick ziehen.“ Das kann schief gehen – wie wir gesehen haben. Wir brauchen auch keine teuren Simulatoren, um Piloten beizubringen, wie man in großen Höhen fliegt. Da reicht die Auftriebsformel, einige Diagramme und eine Prise Flugphysik.

Auftrieb nur durch die Auftriebspolare zu erklären ist sogar gefährlich, weil sich falsche mentale Modelle einprägen! Denn es mag Piloten geben, die glauben, was die hohen Behörden sagen. Wie man sieht, darf man das aber nicht. Das ist auch ein Lichtblick! Denn physikalische Gesetze werden nicht durch Verordnungen und auch nicht durch Mehrheitsbeschlüsse gültig. Physikalische Gesetze sind durch Wissen begründet! Deshalb kann auch ein Oberstufenschüler, der im Physikunterricht aufgepasst hat, einer Weltfirma wie Boeing nachweisen, dass sie Unfug publiziert. Das ist gut so, weil daraus die Kraft für Innovation entsteht und die berechtigte Unerschrockenheit der Jugend, gegen etablierte Institutionen anzugehen. Deshalb müssen junge Menschen Mathematik und Physik lernen, damit sie ein verlässliches Referenzsystem haben. Sonst werden wir eine Gesellschaft von Lemmingen.

Selbst AIRBUS verkauft bei der Beschreibung der Protection Systems eines modernen Airbus angehenden Piloten, dass man in gefährlichen Situationen instinktiv (!) den Stick voll nach hinten ziehen kann, weil die „High-Angle-of-Attack Protection“ dafür sorgt, dass man beständig den bestmöglichen Auftrieb bekommt („best possible aircraft lift“)<sup>7</sup>.



Quelle: Airbus FCTM

Auch hier wird das Bild verwendet, dass Auftrieb die alleinige Funktion des Auftriebsbeiwertes ist und bei voll gezogenem Stick der **Auftrieb** maximiert wird, weil man den kritischen Anstellwinkel, ab dem der Auftriebsbeiwert wieder sinkt, nicht überschreiten kann. Das ist aber falsch! Nicht der Auftrieb, sondern der Auftriebsbeiwert wird maximiert. Hätte AIRBUS nicht besser daran getan, seinen Piloten den Rat zu geben, zügig auf die Geschwindigkeit für das beste Steigen zu beschleunigen. Denn auch ein Airbus hat seine beste Steigleistung nicht beim Anstellwinkel für den maximalen Auftriebsbeiwert,

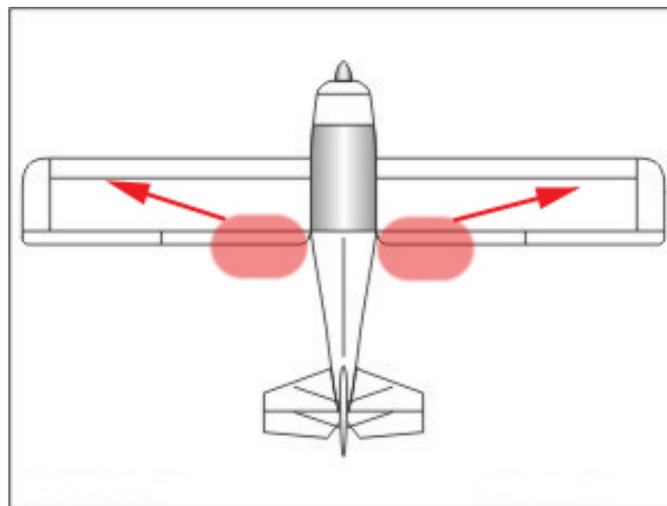
<sup>7</sup> Airbus Flight Crew Training Manual A330/A340, Operational Philosophy, OP-20 P 13/14, 2015

sondern an dem Punkt, wo der Leistungsüberschuss maximal ist. Was hier als ergonomisch, weil instinktiv gefeiert wird, ist flugphysikalisch daneben und beinhaltet eine mentale Programmierung, die in Situationen ohne System-Protection verhängnisvoll sein kann.

Man kann man also alle Versuche, den Stall nur über die Auftriebspolare und den Verlauf des Auftriebsbeiwertes zu erklären, getrost vergessen. So wird man den Stall nie verstehen können! Insbesondere macht dieses Bild nicht verständlich, worin die Gefahr des Stalls liegt. Ein Auftriebsverlust ist nicht per se gefährlich!

Der Bezug zu Profilen ist auch zu abstrakt: Konkrete Flugzeuge haben keine Profile<sup>8</sup>, sondern Tragflächen, die durch Form und Größe die Auftriebseigenschaften bestimmen. Tragflächen sind typischerweise geschränkt – haben also über die Spannweite entweder unterschiedliche Einstellwinkel oder unterschiedliche Anstellwinkel.

Die Abnahme des Auftriebsbeiwertes jenseits des kritischen Anstellwinkels erklärt sich bekanntlich dadurch, dass sich die Strömung meist von der Profilhinterkante ablöst und damit immer weniger auftriebswirksame Strömung zur Verfügung steht. Durch die Schränkung wird das Stall-Verhalten gutmütiger, weil sich die Ablösung über die ganze Tragfläche allmählich entwickelt.



Entwicklung des Strömungsabriss beim Rechteckflügel

Bei den Rechteckflügeln der meisten Kleinflugzeuge werden die Tragflächen so ausgelegt, dass die Strömungsablösung von innen nach außen und von hinten nach vorne wandert. Dadurch bleiben die Querruder lange vom Strömungsabriss verschont und das Flugzeug bleibt lange steuerfähig. Wenn der innere Teil der Tragfläche bereits den kritischen Anstellwinkel überschritten hat, liegt außen die Strömung noch an. Bezogen auf die gesamte Tragfläche wird damit der Auftriebsverlust flacher. Man kann also den kritischen Anstellwinkel eines Profils nicht umstandslos auf eine ganze Tragfläche oder gar ein ganzes Flugzeug übertragen. Da muss eine dreidimensionale Analyse her, die die Ablöseprozesse an den unterschiedlichen Stellen der Tragfläche im Blick hat. Diese Ablöseprozesse sind bauartbedingt oder durch Fertigungstoleranzen auch nicht immer symmetrisch und können im Stall Rollmomente erzeugen. Schließlich weisen unterschiedliche Bauformen unterschiedliche Eigenschaften auf. Pfeilflügler haben z.B. die

<sup>8</sup> Profile sind theoretische Modelle unter Annahme unendlicher Länge

Eigenschaft, dass die Strömungsablösung von den Flächenspitzen her erfolgt, weil sich dort die Grenzschicht verdickt. Wenn diese Ablösung frühzeitig die Querruder erfasst, wird ein Flugzeug steuerlos, lange bevor der Tragflügel seinen maximalen Auftrieb erreicht hat.

Insofern muss man feststellen, dass das gängige Erklärungsmodell für den Stall so miserabel schlecht ist, dass es schon bei einfachen Überlegungen zusammenbricht. Der Abfall des Auftriebsbeiwertes bei einer Polare reicht für eine Erklärung vorn und hinten nicht. Es ist mir unverständlich warum selbst renommierte Institutionen dieses Modell verbreiten, statt dieser Verbreitung in den Arm zu fallen.

## Masse & Gewicht

Für einen Ingenieurwissenschaftler ist es verstörend, wie leichtfertig und bedenkenlos die physikalischen Begriffe Masse und Gewicht in der Luftfahrt verwechselt werden. Selbst die Bauvorschriften sind voller Fehler.

Im Alltag mag das unerheblich sein: Wenn jemand auf der Waage sagt, er habe ein Gewicht von 100kg, dann ist das physikalisch falsch. Korrekterweise müsste er sagen, er habe eine Masse von 100kg. Aber das ist nicht üblich. 100kg Masse klingt auch weniger charmant und despektierlich. Vielleicht ist das der Grund für die unausrottbare Verwechslung.

Aber wenn ein Ingenieur Masse und Gewicht verwechselt, braucht er nicht antreten, weil er nie richtig verstehen wird, wie ein Flugzeug fliegt. Die Physik besteht zu Recht darauf, dass Masse und Gewicht ganz unterschiedliche Kategorien sind und man gut beraten ist, diese Unterschiede zu beachten. Ich will das kurz erläutern:

Masse beschreibt physikalisch die **Trägheit** eines Körpers und wird in Kilogramm (kg) gemessen. Gewicht ist dagegen eine **Kraft**, die in Newton (N) gemessen wird.

Die Masse eines Körpers ist an jedem Ort gleich. Bei vielen Körper ist die Masse im Zeitverlauf konstant oder verändert sich nur langsam. Die Leermasse einer C172 beträgt z.B. 680 kg. Wenn keine großen Änderungen an dem Flugzeug vorgenommen werden, bleibt diese Masse konstant. Die Masse ändert sich auch nicht, wenn das Flugzeug in die Luft geht. Auch ändert eine Änderung der Fluglage die Masse nicht.

Massenänderungen gibt es beim Flugzeug nur über den Verbrauch von Kraftstoff. Aber diese Massenänderungen eher langsam und kontinuierlich. Ein Pilot hat also ein völlig richtiges Grundverständnis, wenn er, bezogen auf ein Flugmanöver, von einer konstanten Masse ausgeht.

Dieses Verständnis taugt aber nicht für Gewicht. Die Masse geht zwar in die Berechnung der Gewichtskraft ein, wird aber immer von der auf sie wirkenden Beschleunigung beeinflusst. Für die Gewichtskraft  $F_G$  gilt:

$$\vec{F}_G = m * \vec{a}$$

Wobei  $m$  für die Masse und  $a$  für die Beschleunigung steht. Die Gewichtskraft unterliegt damit ganz anderen Einflüssen und Änderungen, die gar nicht in den Blick kommen, wenn man nur in Masse denkt. Betrachten wir das genauer:

Bei einer Erdbeschleunigung von  $9,81 \text{ m/s}^2$  wird auf eine C172 mit einer Masse von  $1.089 \text{ kg}$  eine Gewichtskraft von  $10.68 \text{ kN}$  ausgeübt. Die Physiker bestehen darauf, dass die  $9,81 \text{ m/s}^2$  nur ein Näherungswert sind, weil die Erdbeschleunigung ortsabhängig verschieden ist. So ist wegen der Erdabplattung die Beschleunigung an den Polen  $0,5\%$  höher als am Äquator<sup>9</sup>. Piloten sollten wissen, dass die Beschleunigung sich ändert, wenn man eine Horizontalkurve fliegt. In jedem Flughandbuch und in jedem Theorieunterricht werden Tabellen präsentiert, in denen die wirksame Erdbeschleunigung in Abhängigkeit vom Neigungswinkel berechnet ist.

Jeder Pilot weiß also, dass bei einer  $30^\circ$  Kurve die Beschleunigung auf das 1,15-fache der Erdbeschleunigung ansteigt und bei einer  $60^\circ$ -Kurve gar auf das 2-fache der Erdbeschleunigung. Da sich mit der Beschleunigung auch die Gewichtskraft ändert, wird Piloten immer wieder eingebläut, daran zu denken, dass sich beim Kurven die Stallspeed erhöht.

Das ist richtig, aber auch eine verengte Sichtweise: **Jede** Richtungsänderung verändert die Beschleunigung und damit die wirksame Gewichtskraft. Egal ob ich eine Kurve fliege, ein Flugzeug in den Steigflug ziehe, einen Sinkflug abfange oder eine Vertikalböe das Flugzeug trifft: **Jede** Kraft, die eine Bewegungsänderung bewirkt, erzeugt eine Beschleunigung!<sup>10</sup>

Ich kenne reichlich Piloten, denen bei Beschleunigung immer nur der Kurvenflug einfällt. Sie haben es nicht anders gelernt, weil die Handbücher auch nicht mehr hergeben. Deshalb kommen sie gar nicht auf die Idee, dass dieser Zusammenhang auch beim Abfangbogen oder bei einer Böe gilt. Der Spezialfall des Kurvenflugs macht auch nicht deutlich, dass die Zusammenhänge nicht nur für Beschleunigungen größer  $1 \text{ G}$  gelten: Wenn ein Pilot das Steuerhorn nach vorne drückt, verringert er die wirksame Beschleunigung. Verringerte Beschleunigung ergibt eine geringere Gewichtskraft; folglich braucht man weniger Auftriebskraft – kommt also mit weniger Geschwindigkeit aus! Wenn keine Gewichtskraft wirksam ist, braucht man auch keine Auftriebserzeugung. „Low-G“ ist eine probate Methode im Kunstflug. Upset-Trainer empfehlen „Low-G“ (also „drücken“) als Sofortmaßnahme, um Flugzeuge mit hoher Masse (= hoher Trägheit) vor einem drohenden Stall zu bewahren, wenn die Geschwindigkeit im steilen Steigflug rasant abnimmt<sup>11</sup>.

Deshalb macht es mehr Sinn sich immer den allgemeinen Fall zu vergegenwärtigen, dass Gewicht ein Produkt aus **Masse mal Beschleunigung** ist. Jede Änderung dieser Faktoren führt auch zu einer Änderung des Gewichts – die gegebenenfalls eine Geschwindigkeitsänderung erforderlich macht. Das hilft vielleicht die verbreitete, aber falsche Ansicht zu überwinden, dass jede Geschwindigkeit oberhalb der veröffentlichten Stallspeed gut und jede Geschwindigkeit darunter schlecht sei. Der Rückgriff auf einfache physika-

---

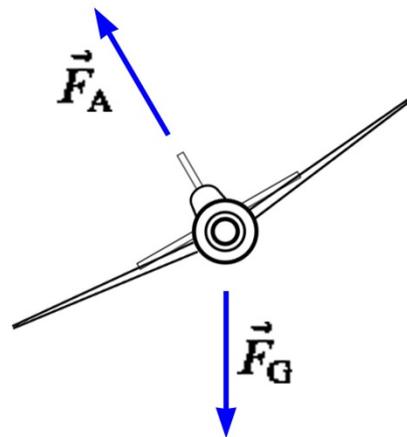
<sup>9</sup> Bei einem A380 macht das  $29,8 \text{ kN}$  aus.

<sup>10</sup> um korrekt zu bleiben: Gewicht ist nur durch die Erdbeschleunigung bedingt; alle anderen Kräfte sind auf Trägheitsbeschleunigungen zurückzuführen.

<sup>11</sup> [http://code7700.com/unusual\\_attitudes.html](http://code7700.com/unusual_attitudes.html)

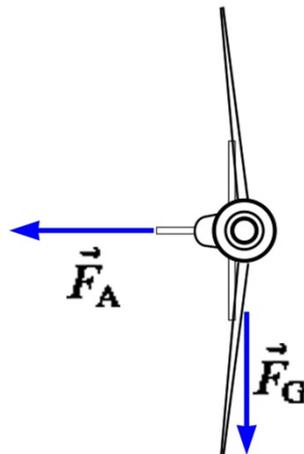
lische Axiome zeigt, dass die Situation komplex ist, aber auch mehr Optionen enthält, als immer dargestellt. Man muss das Zusammenspiel verstehen!

Mathematisch gesehen ist Gewicht ein Vektor, während Masse eine skalare Größe ist. Das ist der zweite fundamentale Unterschied zwischen Masse und Gewicht. Eine **Kraft** hat nicht nur eine **Größe**, sondern auch ein **Richtung** und zwei Kräfte gleicher Größe heben sich nur auf, wenn sie genau entgegengesetzte Richtung haben. Jede Abweichung davon ändert die Kräfteverhältnisse. Das ist für die Fliegerei von erheblichem Belang!



Schräglage ohne Kurvenflug

Rollt nämlich ein Flugzeug aus dem horizontalen Geradeausflug in eine Schräglage von  $30^\circ$ , dann ändert sich nicht die Größe des Auftriebs, wohl aber seine Richtung. Das wiederum reduziert die für den Horizontalflug zur Verfügung stehende Auftriebskraft auf 87% des Ausgangswertes. Diese Betrachtung hat nichts mit Kurvenflug und Beschleunigung zu tun, sondern mit der Winkeldifferenz der Kräfte. Wo immer ich ein Flugzeug aus der Horizontallage rolle, verringert sich der effektive Auftrieb.



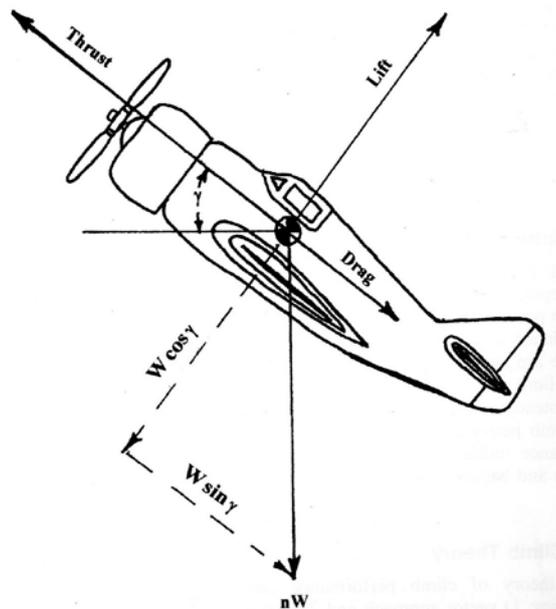
Messerflug

Mit zunehmender Schräglage vermindert sich der effektive Auftrieb weiter und in der Messerfluglage steht überhaupt kein effektiver Auftrieb mehr zur Verfügung<sup>12</sup>. Die Auftriebskraft zerrt zwar unverändert an den Flügeln, geht aber in eine Richtung, die keinen

<sup>12</sup> ggf. noch Rumpfauftrieb, der aber hier vernachlässigt werden soll

Beitrag mehr zur Gewichtskompensation leisten kann. Das Flugzeug geht dann mit voller Erdbeschleunigung in den Sinkflug. Das ist eine beliebte Methode bei Jagdfliegern, um sich schnell aus der Höhe auf den Gegner zu stürzen. Es ist immer noch eine der effektivsten Methoden, schnell Höhe zu verlieren – gewollt oder ungewollt.

Richtungsänderungen von Vektoren dienen auch der Geschwindigkeitssteuerung – jetzt bezogen auf die **Querachse**: Senkt man die Nase eines Flugzeuges  $10^\circ$  unter den Horizont, ergibt eine einfache trigonometrische Rechnung, dass sich die auf den Tragflächen lastende Gewichtskraft (Normalkraft) um 2% reduziert, aber nun  $1,7 \text{ m/s}^2$  zusätzlich als Zugkraft zur Beschleunigung des Flugzeugs zur Verfügung stehen. Umgekehrt wird bei Ziehen des Steuerhorns ein Teil der Gewichtskraft als zusätzlicher Widerstand wirksam, der die Schubkraft vermindert.



Steigflug Quelle: Kimberlin

In Abhängigkeit des Steigwinkels  $\gamma$  addiert sich der erforderliche Schub (Thrust)  $T$  zu

$$T = D + m * \vec{a} * \sin \gamma$$

Wobei  $D$  den aerodynamischen Widerstand,  $m$  die Masse des Flugzeuges und  $a$  die Erdbeschleunigung bezeichnet<sup>13</sup>.

Je nach Steigwinkel treten also erhebliche zusätzliche Widerstandskräfte auf, die den effektiven Schub vermindern oder gar in eine negative Beschleunigung wandeln. Bei einem A320 reicht ein Steigwinkel von  $18^\circ$ , um die Schubkraft der Triebwerke vollständig aufzuzehren, bei einem Steigwinkel von  $25^\circ$  sind es schon das 1,37-fache der maximalen Schubkraft. Das erklärt, warum Airlinerpiloten so viel Respekt vor Pitch-up größer  $25^\circ$  haben.

<sup>13</sup> siehe Kimberlin R., Flight Testing of Fixed Wing Aircraft, Reston 2003, S. 119ff. Leider benutzt auch Kimberlin die Bezeichnung  $W$  statt  $m$

Wer nur gelernt hat in Masse als skalare Größe zu denken, wird diese Zusammenhänge nie verstehen. Wer aber verstanden hat, dass Auftrieb und Gewicht Kraftvektoren sind, kann das Phänomen der Beschleunigung ganzheitlicher verstehen und versteht auch, warum man mit dem Steuerhorn nicht nur den Auftrieb, sondern auch die Geschwindigkeit steuert.

Glauben Sie mir jetzt, dass die Unterscheidung zwischen Masse und Gewicht wichtig ist?

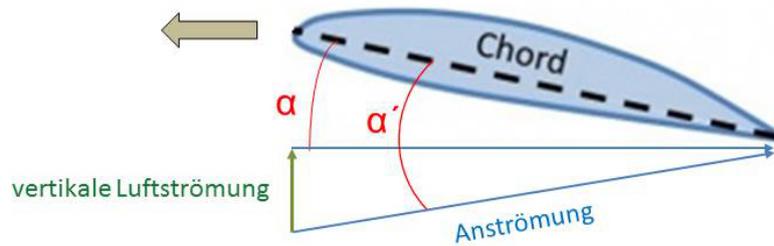
## Controllability & Stability

Steuerbarkeit (Controllability) ist für sicheres Fliegen unabdingbar. Reichen die Steuerorgane zur Steuerung eines Flugzeuges nicht mehr aus, wird es gefährlich. Deshalb werden Muster im Rahmen der Erprobung auf ausreichende Steuerbarkeit getestet und Betriebsgrenzen festgestellt. Masse und Schwerpunkt sind etwa Betriebsgrenzen, deren Überschreitung sich durch eingeschränkte Steuerbarkeit rächt und deshalb ernst zu nehmen sind.

Flugstabilität (Stability) gehört ebenfalls zu den Eigenschaften, die nachgewiesen werden müssen. Luftfahrtbehörden fordern bei zivilen Mustern eine Mindeststabilität um die Achsen. Stabilität meint dabei die Fähigkeit des Flugzeuges, bei einer Abweichung vom eingestellten Wert, selbständig auf den Ausgangswert zurückzukehren. Das Höhenleitwerk soll z.B. die Längsstabilität gewährleisten und dafür sorgen, dass das Muster selbständig die eingestellte Trimmgeschwindigkeit hält; die V-Stellung der Tragflächen soll dafür sorgen, dass das Flugzeug nach einer Vertikalböe wieder in die Horizontallage zurückkehrt und das Seitenleitwerk soll durch den Windfahnen effekt dafür sorgen, dass ein Flugzeug die Richtung hält. Ein gut konstruiertes Flugzeug soll den Piloten entlasten und ausgewogene Handling-Eigenschaften zeigen. Ein Flugzeug, das dauernd mit den Steuerorganen korrigiert werden muss, um nicht instabil zu werden, würde den normalen Piloten schnell überlasten. Deswegen ist Stabilität wichtig.

Zur Stabilität gehört auch die Dämpfung. Wenn ein Pilot die Querruder betätigt, entstehen Luftkräfte, die das Flugzeug um die Längsachse rollen. Dieser Mechanismus ist leicht verstehbar. Wenn der Pilot die Querruder dann in Neutralstellung nimmt, hört die Drehung auf. Das ist nicht unmittelbar mit den Newton'schen Axiomen vereinbar. Denn wenn eine Beschleunigungskraft auf ein Auto wirkt, wird es schneller. Geht man vom Gas, rollt es weiter bis man abbremst oder die Bewegungsenergie durch die Rollreibung aufgezehrt ist. Auch ein freilaufendes Rad läuft weiter, wenn man es mal angestoßen hat. Bleibt es sofort wieder stehen, ist was falsch.

Warum rollt dann ein Flugzeug nicht weiter, bis man die Rollbewegung durch Gegenquerruder stoppt? Der Grund liegt im aerodynamischen Trick der **Rolldämpfung**. Denn wenn ein Flugzeug sich um die Längsachse dreht, bewegt sich der absinkende Flügel senkrecht gegen die anströmende Luft. Der Winkel der Anströmung wird damit größer als beim Horizontalflug. Mit größerem Anstellwinkel steigt auch der Auftriebsbeiwert und damit der Auftrieb der absinkenden Fläche.



Auswirkung einer vertikalen Luftströmung auf den AoA

Das bremst die Rollbewegung, weil sich eine größer gewordene Auftriebskraft der Bewegung entgegenstellt. Beim hochgehende Flügel ist es genau andersrum: Hier verringert die Aufwärtsbewegung den Anstellwinkel und vermindert den Auftrieb. Beide Kraftänderungen zusammen bewirken dann, dass die Drehbewegung ausläuft. Wie stark diese Wirkung ist, hängt von der Steigung des Auftriebsbeiwertes ab. Ändert sich der Auftriebsbeiwert mit Anstellwinkeländerungen heftig, wird auch die „Bremswirkung“ heftig sein. Ist die Steigung des Auftriebsbeiwertes flacher, ist auch die „Bremswirkung“ sanfter.

Nun könnte man meinen, dass es von Vorteil wäre, wenn ein Flugzeug eine möglichst hohe Rolldämpfung hat. Aber diese Meinung wird man schnell ändern, wenn man mit einem solchen Flugzeug durch Vertikalböen fliegt. So ein Flug wird sehr ruppig, weil jede Böe starke Auftriebsänderungen hervorruft. Deshalb haben Flugzeuge, die für eine gute Böenverträglichkeit ausgelegt sind, eher flache Verläufe des Auftriebsbeiwertes.

Neben der Rolldämpfung ist die **vertikale Dämpfung** eine weitere konstruktive Maßnahme, die Flugstabilität zu erhöhen und den Piloten zu entlasten. Nehmen wir mal an, Sie fliegen bei störungsfreiem Wetter ihre ausgetrimmte Mooney hands-free im horizontalen Geradeausflug, als plötzlich James Bond im Wing-Suit auf der rechten Fläche landet und zu Ihnen ins Flugzeug steigt. Was wird passieren? Wird die zusätzliche Gewichtskraft von James Bond dafür sorgen, dass die Mooney in einen immer schnelleren Sinkflug übergeht? Sollte man meinen! Denn wenn man ein zusätzliches Gewicht an einen ausbalancierten Luftballon hängt, wird der Luftballon sinken und mit zunehmender Dauer immer schneller sinken. Das ergibt sich aus dem Gesetz der Beschleunigung. Das wird auch für James Bond gelten, wenn er wieder abspringt - aber für ein Flugzeug gilt das so nicht! Denn durch die initiale Sinkbewegung vergrößert sich der Anstellwinkel und damit über den Auftriebsbeiwert auch der Auftrieb. Das bremst die Sinkbewegung. Und auch hier hängt die Dämpfung davon ab, wie stark sich der Auftriebsbeiwert mit dem Anstellwinkel ändert<sup>14</sup>.

Rolldämpfung und vertikale Dämpfung entfalten aber nur dann ihre segensreiche Wirkung, wenn der Anstieg des Auftriebsbeiwertes positiv ist. Nur dann entsteht bei höherem Anstellwinkel auch ein dämpfender Auftrieb. Jetzt aber aufgepasst: Hat der Auftriebsbeiwert sein Maximum erreicht, verkehrt sich die Wirkung mit zunehmendem Anstellwinkel! Statt die Bewegung zu dämpfen, verstärkt sich die Bewegung! Jenseits des kritischen Anstellwinkels bekommt das Flugzeug plötzlich ein ganz anderes Verhalten: Wenn Sie dann eine Rollbewegung mit dem Querruder einleiten wollen, werden Sie feststellen, dass die Bewegung nicht mehr von selbst ausläuft; Die Drehgeschwindigkeit um

<sup>14</sup> Setzt man einen Fallschirmspringer ab, hat man den umgekehrten Effekt, dass einer kleinerer Anstellwinkel = kleinerer Auftrieb entsteht, der weiteres Steigen dämpft.

die Längsachse wird stattdessen immer schneller werden und sie müssen schon massiv Gegenquerruder geben, um die Drehung zu stoppen. Wer darauf nicht vorbereitet ist, wird sein Flugzeug nicht wiedererkennen. Wenn Sie die Aerodynamik der Dämpfung und ihre Umkehrung jenseits des kritischen Anstellwinkels verstanden haben, werden sie auch endlich verstehen, warum ein Flugzeug bei jeder Geschwindigkeit stallen kann. Haben Sie diesem Lehrsatz nicht schon immer misstraut, weil er Ihnen nie plausibel war und er auch immer nur daher gesagt wurde ohne ihn zu erklären? Haben Sie nicht im Kämmerlein immer gedacht, dass sie nur genug Geschwindigkeit haben müssen, um den Stall zu vermeiden? Ingeheim denken wohl die meisten Piloten so - aber es ist falsch: Wer beim tiefen Überflug über den Platz meint, mit einer erhöhten Geschwindigkeit sei man auf der sicheren Seite und man könnte danach das Flugzeug bedenkenlos hochziehen – irrt. Es geht eben nicht um die Geschwindigkeit, sondern um den Anstellwinkel. Wer bei hohen Anstellwinkeln am Steuerhorn zieht, macht ein Flugzeug instabil, wenn der kritische Anstellwinkel überschritten wird. Wer dann noch in eine schneidige Rechtskurve lenkt, kann erleben, dass aus der vertrauten Rollbewegung plötzlich ein Messerflug wird – weil die Rolldämpfung in eine Rollverstärkung umgeschlagen ist.

Das Prinzip der Dämpfung erklärt auch, warum Flugzeuge mit hoher Sinkrate im Horizontalflug instabil werden und kaum noch steuerbar sind. Es geht eben nicht allein um die Fluggeschwindigkeit, sondern um die Richtung aus der der relative Wind kommt. Und bei Sinkraten von -5.000 fpm und mehr braucht eine C172 mindestens 180kt um unter einen Anstellwinkel von  $15^\circ$  zu kommen. Das ist einfache Trigonometrie.

Leider gibt es kaum einen Theorieunterricht und kaum eine Flugschule, in dem die Wirkung der Dämpfung und vor allem die Gefahren ihrer Umkehrwirkung ausreichend gelehrt wird.

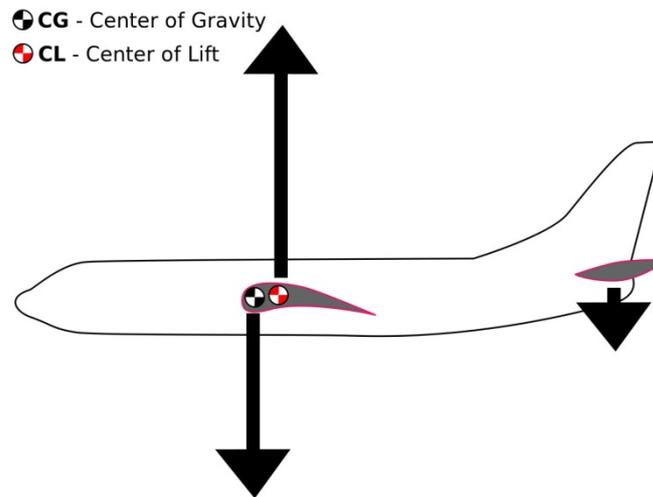
## Stall für Testpiloten

In den Bauvorschriften ist genau vorgeben, wie Testpiloten den Stall ermitteln und bewerten sollen. Insofern ist es naheliegend, für die Definition des Stalls erst einmal in die Bauvorschriften zu schauen. Die Bauvorschriften ermitteln den Stall über die Stalling speed und über das Verhalten eines Musters nach Überschreiten des kritischen Anstellwinkels. Die Stalling speed wird dabei für den Spezialfall des unbeschleunigten Horizontalflug ermittelt. Dabei ist vorgegeben, der Testpilot mindestens 10 kt über der errechneten Stallgeschwindigkeit mit einer Verzögerung von maximal 1kt/sec verlangsamt. Damit soll verhindert werden, dass zusätzliche Beschleunigungen das Ergebnis verfälschen. Durch diese Methode soll also der 1-G Stall erprobt werden.

Der Stall für ist erreicht, wenn das Flugzeug eine Nickbewegung um die Querachse nach unten macht, die vom Höhenruder nicht mehr ausgleichbar ist. Es geht also um den Punkt, wo der Kontrollverlust einsetzt<sup>15</sup>.

---

<sup>15</sup> CS-23.201



Vertikalkräfte am Flugzeug Quelle: Wikipedia

Flugzeuge sind üblicherweise so konstruiert, dass der Gewichtsschwerpunkt vor dem Auftriebsschwerpunkt liegt. Das dadurch erzeugte Nickmoment wird durch den Abtrieb des Höhenleitwerkes ausgeglichen. Wird dieses Höhenleitwerk in seiner Wirksamkeit beeinträchtigt, weil es z.B. von verwirbelter Luft des Tragflügels umströmt wird, bewirkt das Nickmoment einen nose-down Effekt. Das passiert ebenso, wenn das Höhenruder zu schwach dimensioniert ist.

Bei der Stall-Erprobung geht es immer darum, bis zu welchem Punkt die Kräfte balancierbar bleiben. Ob dabei der Auftriebsbeiwert sein Maximum erreicht, ist nachrangig. Bei manchen Mustern startet die Nickbewegung, bevor das Maximum erreicht ist; bei anderen Mustern ist das Höhenruder kräftig genug die Balance jenseits des Maximums zu halten. Schon deshalb ist der Bezug auf den maximalen Auftriebsbeiwert eines Profils oder einer Tragfläche irrig. Es geht nicht um Profil und Tragfläche, es geht um das Verhalten und die Balance des Gesamtsystems und nicht selten ist das Höhenleitwerk das begrenzende Bauteil.

Es muss nicht sein, dass ein Flugzeug beim Stall nach vorne abkippt. Manche Muster neigen dazu, regelmäßig über die Fläche abzukippen. So macht es die legendäre North American T-6 Texan, die über die rechte Fläche abkippt, weil der rechte Flügel zum Ausgleich des Prop-Wash einen höheren Einstellwinkel hat.

Das Stall-Verhalten kann sich von Fall zu Fall auch ändern. Auch ein Muster, das normalerweise über die Nase abkippt, kann durch eine Böe oder eine Verunreinigung der Flügelvorderkante über die Fläche gehen. Beim Stall werden Flugzeuge so instabil, dass eine geringe Auftriebs-Asymmetrie bei den Tragflächen ausreicht, den Zustand zu kippen. Die Piper PA-38 Tomahawk war dafür ein berühmtes Beispiel: Da man in der Serie weniger Flügelrippen als beim Prototyp verbaut hatte, änderte sich unter Belastung das Profil des Flügels. Das konnte dann zu einem überraschenden Stall-Verhalten führen. Schon geringe Einflüsse reichen, um das Stallverhalten zu verändern. Bei der hohen Instabilität ist einfach nicht vorhersehbar, in welche Richtung das Flugzeug kippt. Das macht den Stall so unangenehm.

Aus Sicht der Erprobung geht es beim Stall also nicht um Loss-of-Lift, sondern um den Verlust der Steuerbarkeit und Stabilität. Dieter Thomas, der frühere Chef-Testpilot von

DORNIER, hat das treffend formuliert: "Der überzogene Flugzustand ist dann erreicht, wenn die erste Bewegung auftritt, die nicht vom Piloten gesteuert wurde."<sup>16</sup> Genau so!

Natürlich verliert ein Flugzeug Höhe, wenn es die Nase herunternimmt ebenso wie es die Richtung ändert, wenn es seitlich abkippt. Aber das sind die Folgen und nicht Kennzeichen eines Stalls! Bewertet wird immer die Stabilität und Steuerbarkeit. So muss es beim „Wings level stall“ immer möglich sein, Drehwinkel von mehr als 15° um die Hoch- und Längsachse zu verhindern. Ist die Instabilität größer, ist das Muster nicht zulassbar.

Beim „turning stall“ und beim „accelerated turning stall“, der mit einer Geschwindigkeitsverzögerung von 3-5 kt/sec geflogen werden soll, dürfen die Folgen drastischer werden. Dann sind Schräglagen bis zu 90° zulässig, die aber weiterhin von Normalpiloten durch richtiges Recovery kompensierbar bleiben müssen<sup>17</sup>. Auch hier geht es immer um die Handlingeigenschaften<sup>18</sup>. Von Loss-of-Lift in den ganzen Bauvorschriften keine Rede.

Aus der Analyse sollte aber auch deutlich geworden sein, warum Testpiloten der Meinung sind, zwischen einem Stall **vor** dem kritischen Anstellwinkel und einem Stall **hinter** dem kritischen Anstellwinkel liege eine „world of difference“<sup>19</sup>.

Bis zum kritischen Anstellwinkel müssen Quer- und Seitenrudder sich wie gewohnt funktionieren, sonst bekommt das Muster keine Zulassung<sup>20</sup>; jenseits des kritischen Anstellwinkels kann ein Muster eine ganz andere Handling-Charakteristik zeigen. Wer (richtigerweise) gelernt hat, beim ersten Anzeichen eines Stalls zu recovern, darf nicht glauben, dass man mit der gelernten Technik auch jenseits des kritischen Winkels recovern kann. Beim Approach-to-Stall befindet man sich noch im kontrollierten Flug; jenseits davon nicht mehr! Ein Riesenunterschied.

Die Stall Recovery Procedures, die im Rahmen der Erprobung erfliegen wurden und in den Flughandbüchern veröffentlicht werden, gehen immer davon aus, dass das Muster nicht (mehr) im Stall ist; der kritische Anstellwinkel also unterschritten ist. Jenseits des kritischen Anstellwinkels wird man einen Höhenverlust auch nicht vermeiden können. Wer behauptet, er könne ohne Höhenverlust einen Stall recovern – war noch nie wirklich im Stall<sup>21</sup>.

Da die aerodynamischen Verhältnisse bei einem Flugzeug buchstäblich nicht berechenbar sind, ist es auch gefährlich, Erfahrungen von einem Muster auf andere Muster zu projizieren. Muster verhalten sich im Stall unterschiedlich. Wer ein Muster als harmlos erlebt hat, darf nicht davon ausgehen, dass diese Erfahrung transferierbar ist.

---

<sup>16</sup> Thomas D., Praktische Aerodynamik, Fürstenfeldbruck 2000, S. 16

<sup>17</sup> CS 23.203

<sup>18</sup> Für große Verkehrsflugzeugen, die nach CS-25 zugelassen werden sollen, gilt als weiteres Kriterium die Erträglichkeit des Buffeting. Buffeting entsteht, wenn verwirbelte Luft des Tragflügels das Leitwerk in Schwingungen versetzt und dieses über seine Hebelwirkung das ganze Flugzeug ins Schütteln bringt. Ist das Buffeting so stark, dass den Piloten die Instrumente buchstäblich vor den Augen tanzen, dann ist ebenfalls ein Stall-Kriterium erreicht und das Manöver wird abgebrochen CS-25.201 (d)(2); weitere Stall-Kriterien sind das Auslösen des Stick-Shakers oder das Erreichen des Anschlags für das Höhenrudder.

<sup>19</sup> Wainwright W., Airplane Upset Recovery – A Test Pilot's Point of View, FAST No. 20, S. 19

<sup>20</sup> CS 23.201 (a)

<sup>21</sup> Die lange von Prüfern geforderte Technik, einen Stall durch Leistungseinsatz ohne Höhenverlust zu recovern ist mittlerweile auch offiziell überholt. Höhenverlust gehört zum Stall.

## Die fatale Verknüpfung von Stall & Geschwindigkeit

Es ist leider üblich, den Stall über eine Geschwindigkeit zu bestimmen.

Ebenso könnte man auf den Höhenmesser verzichten und die Höhe über die Außentemperatur bestimmen. Dieser Vergleich ist sogar ziemlich gut. Höhe und Temperatur sind zwar verschiedene Dinge, aber bei Standardatmosphäre lässt sich die Höhe recht präzise aus der Temperatur ermitteln.

Die Verknüpfung von Stall und Geschwindigkeit ist didaktisch deshalb so unglücklich, weil sie das Missverständnis nicht klärt, dass der Stall nicht von der Geschwindigkeit abhängt. Der Stall hängt **nicht** von der Geschwindigkeit ab! Das muss man sich einhämmern. Der Stall hängt vom Anstellwinkel ab und wird durch einen zu hohen Anstellwinkel ausgelöst. Unter Fachleuten ist das unbestritten und selbst in Lehrbüchern für Piloten wird der Stall über den Anstellwinkel erklärt. Warum wird dann der Stall über die Geschwindigkeit definiert?

Vermutlich liegt die Erklärung darin, dass man in den Anfangstagen der Fliegerei eine Notlösung gesucht hat, die dann zur Gewohnheit geworden ist. Die Gebrüder Wright hatten nämlich noch eine Messvorrichtung für den Anstellwinkel. Die war zwar primitiv, aber für die Brüder Wright notwendig. Mit der technischen Weiterentwicklung von Flugzeugen sind dann wohl irgendwann Messvorrichtungen entstanden, die den Staudruck in eine Fluggeschwindigkeit umrechneten. Das war natürlich attraktiv, weil man mit diesen Geräten Weg-Zeit Berechnungen machen konnte und vor allem Passagieren demonstrieren konnte, wie schnell ein Flugzeug fliegt. Das machte natürlich mehr her, als eine Anstellwinkelanzeige. Irgendwann waren die Anstellwinkelanzeigen aus den Flugzeugen verschwunden. Wann und warum, lässt sich heute nicht mehr rekonstruieren. Da der Stall aber relevant blieb, musste eine Ersatzlösung her und ein Instrument, mit dem man den Eintritt eines Stalls anzeigen kann<sup>22</sup>. Kein leichtes Problem.

Von den gängigen Cockpitinstrumenten eignete sich dafür nur der Geschwindigkeitsmesser: Denn über die Auftriebsformel sind Geschwindigkeit und Auftriebsbeiwert algebraisch miteinander verknüpft. Die Geschwindigkeit allein reicht aber nicht zur Berechnung des Auftriebsbeiwertes. Für eine algebraische Lösung braucht man noch die fehlenden Variablen der Auftriebsformel. Deshalb ist man wohl auf die Idee gekommen, die minimale Geschwindigkeit zu erfliegen, bei der das Muster noch die Höhe hält:

Wenn man mathematisch annimmt, dass Auftrieb und Gewicht genau entgegengesetzt wirken, kann man beide Größen betragsmäßig gleichsetzen. Durch eine Wägung der Masse multipliziert mit der Erdbeschleunigung kann man dann rechnerisch den Auftrieb berechnen. Setze ich dann noch einen Wert für die Luftdichte ein, wird die Gleichung algebraisch lösbar und aus der gegebenen Minimalgeschwindigkeit lässt sich dann der maximale Auftriebsbeiwert berechnen.

Mit diesem algebraischen Lösungsverfahren konnte man also aus den Messwerten der Geschwindigkeitsanzeige mathematisch den maximalen Auftriebsbeiwert ermitteln und per Definition als maximalen Anstellwinkel ausweisen.

---

<sup>22</sup> Ob sich die Stallgeschwindigkeit historisch so entwickelt hat, lässt sich heute leider nicht mehr belegen. Aber das Gedankenmodell ist zumindest hilfreich, die Brüchigkeit des Konzeptes der Stallgeschwindigkeit zu verstehen.

Da diese mathematische Lösung den Anforderungen der Bauvorschriften formal genügte, hat sich diese ursprüngliche Notlösung später wohl als Standard eingebürgert. Denn im Normalfall reicht das ja auch. Vergessen wurde dabei, dass diese Lösung nur eine algebraische Lösung ist, bei der einige Faktoren gemessen und andere nur angenommen sind. Auch für eine Aktie, die im letzten Monat gestiegen ist, kann man algebraisch leicht ausrechnen, wann sich der Wert der Aktie bei konstantem Anstieg verdoppelt hat. Die Algebra kann das. Aber das ist damit noch nicht Realität! Daran sollte man immer denken.

Die Geschwindigkeit bleibt zur Ermittlung des Anstellwinkels eine Krücke, weil sich bei jeder Abweichung von der angenommenen Masse und Beschleunigung und bei jeder Änderung der Luftdichte eine neue Stall-Geschwindigkeit ergibt, während der gesuchte Anstellwinkel gleich bleibt. Das erschwert sogar das Verständnis des Stalls.

Missverständlich ist bereits die Bezeichnung „stalling-speed“. Diese Bezeichnung wird gerne so interpretiert, dass bei dieser Geschwindigkeit der Stall „passiert“. Das ist nicht korrekt. Denn nach CS 23.49 ist diese Geschwindigkeit definiert als „the minimum steady flight speed (CAS) at which the aeroplane is controllable“. Es ist also genau die Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug **noch nicht** im Stall ist, sondern noch ausreichend steuerbar ist. Insofern ist es besser von einer Geschwindigkeit zu sprechen, ab der das Flugzeug in einen anderen Stabilitätszustand übergeht. Die Amerikaner bezeichnen das treffend mit „enters the stall-regime“. So muss man das verstehen: Der Stall passiert nicht bei einer bestimmten Geschwindigkeit, sondern **unterhalb dieser Geschwindigkeit** wechselt das Flugzeug in einen Zustand, in dem es mit zunehmendem Anstellwinkel auch zunehmend schlechter kontrollierbar wird.

## Die Formel für den Anstellwinkel

Die EASA hat in der NPA2015-13 den unsäglichen Lehrsatz veröffentlicht, dass Piloten aus der Geschwindigkeit den Sicherheitspielraum zum kritischen Anstellwinkel ableiten sollen und dass

this deduction of AoA from airspeed, thrust, flight path, attitude and configuration is regularly considered, so that pilots are better aware of the condition of the wing and its margin over the stall<sup>23</sup>.

Die EASA beharrt also darauf, dass man aus der Geschwindigkeit den Spielraum zum kritischen Anstellwinkel ableiten kann. Wie wir oben gesehen haben, ist die Geschwindigkeit bestenfalls eine Krücke für den kritischen Anstellwinkel; für die Abschätzung der Differenz zum aktuellen Anstellwinkel taugt sie allemal nicht. Denn man sollte aus dem Schulunterricht noch wissen, dass man für Winkelberechnungen mindestens eine zweite Größe braucht.

Die obige Auflistung von Einflussgrößen ist völlig unpräzise, weil sie irrelevante Faktoren enthält: Man braucht von diesen Faktoren nur flight path und attitude – genauer den Winkel des Flugwegs (FPA) und den Winkel der Pitch-Attitude (PA). Alle anderen Faktoren sind irrelevant. Airspeed<sup>24</sup>, thrust<sup>25</sup>, und configuration<sup>26</sup> helfen gar nichts.

---

<sup>23</sup> NPA 2015-13, S.59

<sup>24</sup> verändert den FPA; schon in der Liste

Hat man aber diese beiden Winkel, ist es ganz einfach den Anstellwinkel auszurechnen. Unter Vernachlässigung des Einstellwinkels<sup>27</sup> ergibt sich der Anstellwinkel (AoA) aus

$$AoA = PA - FPA$$

Der Anstellwinkel ist also der Winkel zwischen der Horizontalen und der Flugzeuglängsachse, plus der Differenz des Flugwegwinkels zur Horizontalen. So einfach ist das!

Leider haben nur wenige Piloten eine direkte Anzeige des Flugwegwinkels bzw. haben diese Anzeige nur im Anflug, weil überschlaue Avionik-Ingenieure glauben, man brauche diesen Wert nur im Anflug. Aber wenn man Geschwindigkeit (GS)<sup>28</sup> und Sinkrate hat, kann man den Winkel des Flugweges auch über eine einfache Tangens-Rechnung ermitteln:

Bei 100kt und einer Sinkrate von 530 fpm ist man auf einem Gleitweg von 3°. Bei einer Pitch-Attitude von 0° ergibt sich ein Anstellwinkel von 3°. Bei gleichen Werten für Geschwindigkeit und Steigrate ergibt sich in die andere Richtung ein Steigwinkel von 3°. Wer diesen Steigflug mit einem Pitch von 10° fliegt, liegt beim Anstellwinkel auf der sicheren Seite. Auch ein Pitch von 30° ist kein Problem, wenn man eine Steigrate von 5.000 fpm halten kann. Dann wäre der Anstellwinkel ebenfalls nur knapp 10°. Bei einer Steigrate von 530 fpm geht das aber nicht! Es kommt eben nicht nur auf den Pitch an - wie es die UPSET-Definierer tun und es kommt auch nicht nur auf Pitch und Geschwindigkeit an - man braucht den Winkel des Flugweges und damit die Steig- oder Sinkrate!

Das dafür zuständige Instrument, den Vertikal-Speed-Indicator (VSI) erwähnt die EASA nicht einmal! Stattdessen faseln sie was von thrust und configuration, die hier überhaupt nicht von Belang sind. Ein Pitch-up Winkel wird erst gefährlich, wenn die Steigrate dazu nicht passt. Deshalb macht es keinen Sinn, absolute Grenzwerte für die Pitch-attitude zu propagieren<sup>29</sup>. Stattdessen sollten man Piloten beibringen, auf die Steigrate zu achten! Geht die Steigrate zurück, sollte man schleunigst die Pitch-Attitude reduzieren, weil man hinter der Power-Curve ist. **Es kommt auf die Winkeldifferenz an!** Wer dafür eine AoA-Anzeige hat, hat es einfach; wer so was nicht hat, muss versuchen, den Steigwinkel aus Geschwindigkeit und Steigrate zu schätzen. Dafür ist der Blick auf den Vertikal-Speed-Indicator wichtig - das weiß die EASA offensichtlich nicht.

Geht es abwärts, wird die Sinkrate wichtig. Denn das ist der Hintergrund, warum man einen Stall zügig recovern sollte. Wer mit einer C172 mit einer Stallspeed von 51kt unterwegs ist, wird bei Eintritt des Stalls eine Sinkrate von etwa 500 fpm haben. Das sind zusätzliche 5,5°, die man im Anfangsstadium noch leicht recovern kann. Steigt diese Sinkrate aber ungedämpft an oder kippt die Maschine in den Messerflug, hat man nach dem Beschleunigungsgesetz nach wenigen Sekunden 5.000 fpm Sinken und eine steilen Flugweg nach unten. In der Situation muss man die Nase weit unter den Horizont drü-

---

<sup>25</sup> verändert bestenfalls den FPA; schon in der Liste

<sup>26</sup> Flaps und Slats verändern Einstellwinkel bzw. Profileigenschaften, aber nicht den AoA

<sup>27</sup> Der Einstellwinkel ist leider in der Regel nicht bekannt. Man kann ihn aber grob aus dem Pitch° beim horizontalen Reiseflug ermitteln

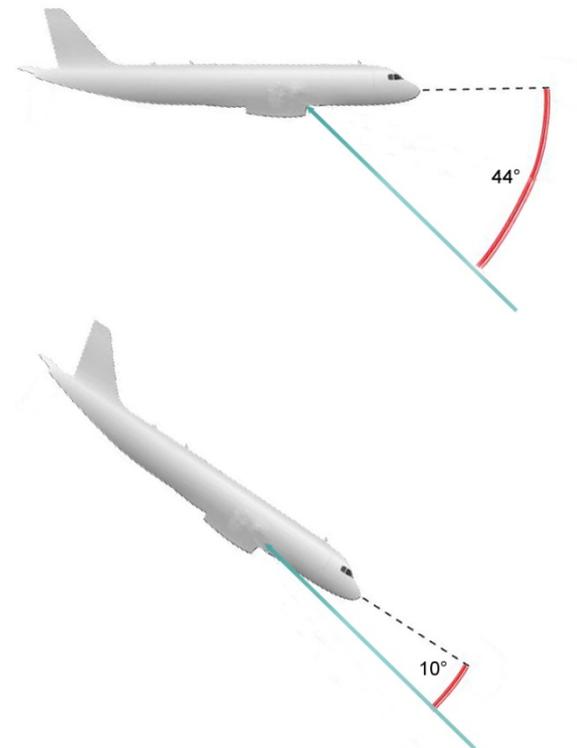
<sup>28</sup> Aber eben die Groundspeed und nicht die Airspeed, wie die EASA meint.

<sup>29</sup> abgesehen von der Tail-Strike-Clearance beim Rotieren

cken, um aus dem Stall zu kommen. Das erfordert Mut, aber auch das Wissen, dass diese Maßnahme notwendig ist.

Wer Daumenregeln braucht:  $FPA+10^\circ$  sind ein guter Sollwert für den Pitch.

Wer beispielsweise im Horizontalflug auf einem Flugweg von  $-44^\circ$  ist, sollte auf mindestens  $34^\circ$  pitch-down drücken, um aus dem Stall zu kommen!!



Vergessen Sie die amtlichen UPSET-Apologeten, die ein pitch-down von mehr als  $10^\circ$  für gefährlich halten<sup>30</sup>. Natürlich kann man das so am grünen Tisch so definieren, aber mit  $-10^\circ$  Pitch kommen Sie in diesem Fall niemals aus dem Stall! Mit der Modellrechnung kann man auch schnell zeigen, dass mehr Speed da nicht hilft: Bei dieser Sinkrate müsste man auf 500 kt beschleunigen, um den Flugwinkel auf  $5,5^\circ$  zu reduzieren. Unrealistisch. Verlassen Sie sich besser auf die Physik!

Diese Rechenübungen helfen, das Prinzip zu verstehen und lassen besser verstehen, warum mit zunehmenden Sinkraten der Anstellwinkel exorbitant anwächst. Bei den dann wirksamen Anstellwinkeln muss man den Flieger geradezu auf den Kopf stellen, um aus dem Stall zu kommen. Dafür ist man selten trainiert und fängt sich das zusätzliche Problem ein, dass das Flugzeug durch die dann wirksame Beschleunigung seine Geschwindigkeitsgrenzen überschreitet und zerbricht. Das ist der Grund, warum man einen Stall zügig beenden soll und nicht zuwarten darf, bis sich hohe Sinkraten entwickelt haben.

Die Rechenübungen sind aber kein Ersatz für einen Anstellwinkelmesser. Denn die Rechenübungen funktionieren nur unter der Annahme ruhiger Luft. Auch Vertikalböen verändern den Anstellwinkel und können einen Stall auslösen. Die Wirkung von Verti-

<sup>30</sup> ICAO, Manual of Aeroplane Upset Prevention and Recovery Training, S. 1-1

kalböen lässt sich aber nicht berechnen: Man muss sie messen. Dafür braucht man eine AoA-Anzeige.

Über Modellrechnungen kann man aber Hinweise geben und ein Gefühl für die Wirkungen vermitteln: Wer mit 65kt im Anflug ist und von einer Vertikalböe erwischt wird, die eine Stärke von 5 m/s hat, hat nach den Gesetzen der Trigonometrie eine Anstellwinkelzunahme von  $8,5^\circ$  zu verkraften. Das kann zuviel sein.

Wenn diese Böe einen Airliner erwischt, der mit 150kt im Anflug ist, macht das nur  $3,7^\circ$  Anstellwinkeländerung aus. Das wird kaum relevant sein. Deshalb macht es eigentlich wenig Sinn, Sicherheitszuschläge auf die absoluten Windgeschwindigkeiten zu beziehen – man muss sie auf die Stallgeschwindigkeiten beziehen.

Abschließend soll bei zwei schweren Flugunfällen gezeigt werden, dass die obigen Ausführungen keine fade Theorie sind, sondern leider auch in der Realität wirksam sind.

## Der Bagram Unfall

Am 29. April 2013 stürzte eine Frachtversion der Boeing 747-400 in Bagram, Afghanistan kurz nach dem Start ab. Alle 7 Crew-Mitglieder kamen dabei ums Leben. Der Unfall passierte, weil beim Start die Ladung verrutschte. Der Unfallbericht<sup>31</sup> macht deshalb den Lademeister als Hauptschuldigen aus. Aber auch der Airline und der FAA wird eine Mitschuld zugewiesen, weil sie den Lademeister nicht richtig trainiert habe und die FAA es versäumt habe, ihrer Aufsichtspflicht ausreichend nachzukommen.

Die Piloten traf keine direkte Schuld. Der Startlauf war normal, aber beim Abheben verrutsche wohl ein Teil der Ladung, durchschlug das hintere Druckschott und beschädigte die Hydraulik des Leitwerks sowie den Verstellmechanismus für die Höhenflosse. Die Höhenflosse blieb bei  $5^\circ$  nose-down stecken und damit hatte die Crew keine Chance mehr, das pitch-up Moment auszugleichen. Mit der Zerstörung des Druckschotts wurden auch die Zuleitungen zu den Flight-Data-Recordern unterbrochen. Deshalb hatte der NTSB für die Analyse des Unfallverlaufs keine genauen Daten, sondern war auf Simulationen angewiesen. Diese ergaben, dass die Momente durch das Verrutschen der Ladung ausgleichbar gewesen wären, aber die mangelnde Steuerfähigkeit gab der Crew keine Chance, den Stall abzuwenden.

Eine der wichtigsten Datenquellen für die Unfallanalyse, war die Dash-Cam eines zufällig vorbeifahrenden Autos, der Start und Absturz filmte. Dieses Video ist um die Welt gegangen<sup>32</sup> und zeigt in schrecklichen Bildern die Chronologie eines Stalls.

---

<sup>31</sup> NTSB/AAR-15/01, Accident Report, S. 61

<sup>32</sup> <https://www.youtube.com/watch?v=-MB9JDBe4wA>



Quelle: YouTube

Zu Beginn dieses Videos ist die B747 im Anfangssteigflug. Deutlich ist zu sehen, dass die B747 steiler als normal steigt – sie scheint förmlich in der Luft zu stehen. Der große Steigwinkel bewirkt, dass eine Großteil der Gewichtskraft bremsend wirksam wird und die Geschwindigkeit verringert. Die Piloten haben offensichtlich keine Möglichkeit die Pitch-Attitude zu verringern.



Quelle: YouTube

Sekunden danach rollt die B747 erst nach links um dann schlagartig nach rechts in die Messerfluglage. Für diese Drehung benötigt das Flugzeug gerade 3 Sekunden, was einer Rollrate von  $30^\circ/\text{sec}$  entspricht. Das ist deutlich mehr als bei einem normalen Kurvenflug einer B747 und man kann davon ausgehen, dass der Pilot nicht bewusst in diesen Messerflug gesteuert hat, sondern diese Drehung aus der Instabilität passiert und dann ungedämpft durchgeschlagen ist. Ganz offensichtlich hatte die B747 ihren kritischen Anstellwinkel überschritten.



Quelle: YouTube

Der Auftrieb ist aber nicht plötzlich zusammengebrochen und hat das Flugzeug in Flugrichtung stürzen lassen – der Auftrieb hat aber schlagartig seine Richtung geändert und die B747 unübersehbar in eine Rechtskurve gezogen. Aber dieser Auftrieb liefert in dieser Richtung keinen Beitrag mehr zur Gewichtkompensation. Deshalb geht die Boeing sofort in einen Sturzflug mit hoher Sinkrate über.



Quelle: YouTube

Dem Piloten gelingt es zwar noch nahezu in Horizontallage zu rollen, aber die Sinkrate ist zu hoch, das Flugzeug in der verbleibenden Höhe abzufangen. Bei der leckgeschlagenen Hydraulik hätten die Steuerkräfte ohnehin nicht ausgereicht.

Bei diesem Unfall geht es nicht um Fehler der Piloten, sondern um die überdeutliche Anatomie des Stalls, die sich in diesen Bildern ausdrückt. Würde die „Loss-of-Lift“ Defi-

nition stimmen, würde der Verlauf anders aussehen. Wäre der Auftrieb lediglich zusammengebrochen, hätte die Trägheit dafür gesorgt, dass sich das Flugzeug in Flugrichtung weiter fliegt, um dann in eine ballistische Kurve überzugehen. Stattdessen kippt die B747 in eine Messerfluglage und die nunmehr horizontal wirkenden Kräfte am Tragflügel ziehen das Flugzeug in eine Rechtskurve. Das Flugzeug gerät zwar in einen rasanten Sinkflug – aber nicht weil der Auftrieb zusammenbricht, sondern weil der Auftriebsvektor unkommandiert quer zum Gewichtsvektor steht. Der Verlust an Stabilität und Steuerbarkeit hat diesen Unfall verursacht.

## AirAsia-Flug 8501

Der Absturz des Airbus A320-216 der AirAsia am 28. Dezember 2014 war eine ganz andere Nummer: Das Flugzeug war auf einem Linienflug von Surabaya, Indonesien nach Singapur mit 156 Passagieren und 6 Crew-Mitgliedern an Bord. Der 53-jährige indonesische Kapitän hatte eine Flugerfahrung von 20.537 Stunden, der 46-jährige Co-Pilot war ein Franzose, der bei AirAsia seine erste Stelle als Airline-Pilot gefunden hatte. Der Co-Pilot war auf diesem Flug Pilot Flying (PF)<sup>33</sup>.

Der Flug verlief in Reiseflughöhe FL320 zunächst ereignislos, bis die Master-Caution die Piloten in heillose Verwirrung stürzte. Ursache war eine korrodierte Lötstelle auf der Platine der Rudder Travel Limiter Unit (RTL), die diese Warnmeldungen auslösten. Dem Kapitän waren diese Störungen von früheren Flügen bekannt und so beschäftigte er sich mit Reset-Strategien, damit das System Ruhe gibt. Nach fünf vergeblichen Reset-Versuchen schaltete sich nach der sechsten Master-Caution Auto-Pilot und Auto-Thrust ab und das System degradierte vom „Normal Law“ ins „Alternate Law“. Dies bedeutete u.a., dass die Protections gegen extreme Fluglagen, mit denen der Airbus normalerweise vor Fehlbedienungen geschützt werden soll, ausgeschaltet wurden.

Nach Auslösen der Sicherung rollte der Airbus langsam nach links, weil die Steuerung des Seitenruders bei 2° stehen geblieben war. Dadurch erfolgte eine Drehung um die Hochachse und eine dadurch ausgelöste Rollbewegung. Nun ohne Autopilot, bemerkte der Co-Pilot (PF) die Rollbewegung erst, als das Flugzeug schon eine Schräglage von 54° hatte. Bemerkenswerte 9 Sekunden lang brauchte er, um die Rollbewegung wahrzunehmen und zu reagieren. Darauf folgten hektische Steuerbewegungen mit dem Stick, bis er sich schließlich entschloss, den Stick voll zu ziehen und den Airbus – ohne Steigleistung zu setzen - mit 11.000 fpm auf fast 38.000 ft steigen zu lassen. Warum er so steuerte, weiß man nicht und dieser Frage wird im Untersuchungsbericht auch nicht wirklich untersucht.

Der Kapitän war zunächst wohl von der Störungsbehebung absorbiert und griff, nach Auslösen der Stall Warning, zunächst nur verbal ein: Mit der mehrfachen Anweisung „pull down“ stürzte er seinen Co-Piloten immer mehr in Verwirrung, griff aber selbst nicht ein. Auch nicht, als das Flugzeug mit 44° Pitch sich auf 55kt verlangsamte. Erst als das Flugzeug mit einer Schräglage von 104° in den Sinkflug überging, griff der Kapitän zum Stick! Aber selbst da vergaß er, mit Druck auf den „takeover pushbutton“ die alleinige Kontrolle zu übernehmen, sondern ruderte nur mit. Damit addierten sich die Steuerbefehle, ohne dass einer der Piloten technisch wirklich die Kontrolle bekam. So ruder-

---

<sup>33</sup> KNKT 14.12.29.04, Aircraft Accident Investigation Report, 2015

ten beide Piloten mal miteinander, mal gegeneinander bis sie in 28.000 ft die Attitude recovered hatten. 2 Minuten und 20 Sekunden später schlug der Airbus mit einer Sinkrate von ca. 12.000 fpm auf dem Meeresspiegel auf.

Der Untersuchungsbericht der indonesischen Luftfahrtbehörde listet den Unfallverlauf und die Begleitumstände akribisch auf, führt auch an einigen Stellen aus, dass die Piloten bestimmte SOP's<sup>34</sup> bzw. Handbucharweisungen nicht oder nicht vollständig eingehalten hätten, legt aber bei der Diskussion der Ergebnisse Wert auf die Feststellung, dass es nicht darum gehen kann, jemandem Vorwürfe zu machen oder in die Pflicht zu nehmen<sup>35</sup>. Das Untersuchungsergebnis reduziert sich damit auf die Darstellung des Unfallverlaufs und die Erarbeitung von 51 Sicherheits-Aktionen, in denen Operator, Luftfahrtbehörden und Flugzeughersteller aufgefordert werden, durch verbesserte SOP's, bessere Handbücher, verbessertes Training und mehr Unterstützung die Fliegerei sicherer zu machen. Konkret empfiehlt die Unfallkommission, die Standard Call-Outs zu verbessern.<sup>36</sup> War es das?

Natürlich war es vom Kapitän falsch und äußerst missverständlich „pull-down“ statt „push-down“ zu rufen! Aber wäre der Unfall verhindert worden, wenn er „push-down“ gerufen hätte? Kaum! Denn wenn eine solche Wortänderung entscheidend ist – brauchen wir keine Ausbildung mehr; erst recht keine Theorieausbildung!

Dann brauchen wir nur noch biologische Automaten, die stur SOP's anwenden und per Unterschrift bestätigen, dass sie alle relevanten Manuals lesen und beachten werden. Piloten, die aus ihrer Kompetenz heraus Entscheidungen treffen können, brauchen wir dann nicht mehr - erschreckend, dass der Unfallbericht nicht thematisiert, dass man von einem Piloten verlangen kann, ja muss, eine solche Situation zu beherrschen – egal ob der Captain sich korrekt ausdrückt oder nicht.

Ist das wirklich der richtige Weg nur auf SOP's und Checklisten zu setzen? Ich verstehe ja, dass Theorie für viele Menschen lästig ist und gebe auch zu, dass man ein Flugzeug steuern kann, ohne irgendeine Theorie zu können. Der Kapitän des AirAsia Fluges ist ja ein Beispiel: Er konnte mehr als 20.000 Stunden Flugerfahrung sammeln, ohne den Stall verstehen zu müssen. Sicher werden mir auch Trainingskapitäne nachweisen können, dass die überwiegende Zahl von gewerblichen Flügen, von der SOP-Kenntnis und nicht von Theoriekenntnis gesteuert wird. Ich glaube das ja.

Ich will auch nicht in Abrede stellen, dass SOP's und Checklisten wichtige Methoden sind, um komplexe Flugzeuge zu beherrschen. Da bin ich überall dabei! Mir geht es nur darum, dass Piloten ein Mindestmaß an Theorie beherrschen müssen. Die Essentials müssen sitzen, damit Beurteilungskompetenz entsteht. Wer nur Regeln befolgt, kann nur beurteilen, ob Regeln eingehalten wurden, nicht aber die Situation beurteilen.

Ja, die Piloten haben vorgegebene Regeln nicht eingehalten. Aber das war nicht entscheidend! Entscheidend war, dass die Piloten keine angemessene Vorstellung hatten was ein Stall ist und wie man in einer solchen Situation richtig reagiert. Der Unfallbericht zeigt in erschreckender Klarheit, dass ein voll ausgebildeter Pilot ein Verkehrsflug-

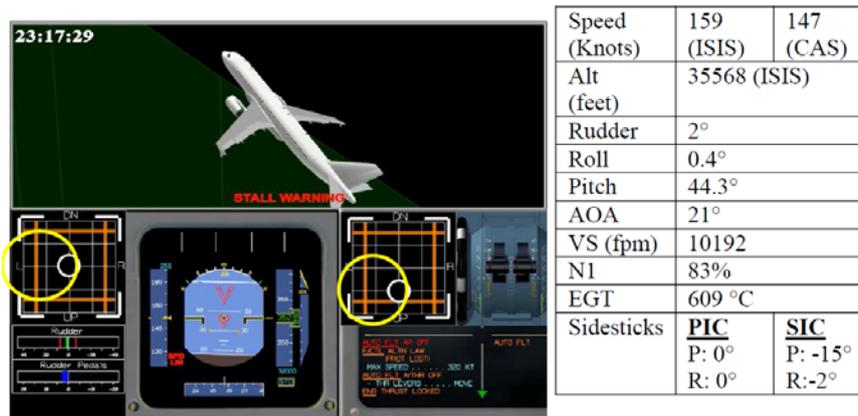
---

<sup>34</sup> SOP = Standard Operating Procedures

<sup>35</sup> ebenda S. 117

<sup>36</sup> ebenda S.127

zeug ohne Not in einen veritablen Stall fliegt und die Crew eine völlig falsche Vorstellung hat, wie man aus diesem Stall wieder herauskommen kann. Schauen wir uns das an<sup>37</sup>:



Quelle: KNKT-Unfallbericht

Nach Ausfall des Autopiloten steuerte der fliegende Pilot den A320 mit Reiseleistung aus der Horizontallage in eine Pitch-Attitude von 44,3°. Hätte er den Unterschied zwischen Masse und Gewicht verstanden, hätte er ahnen können, dass nun das 2,26-fache der maximalen Schubkraft entschleunigend und somit bremsend wirkt - so als hätte er 126% „Reverse“ gesetzt. Selbst wenn er sich an die UPSET-Vorgaben von max. 25° Pitch-up gehalten hätte, wären das immer noch wie 37% „Reverse“ gewesen. Dann wäre der Stall eben etwas später eingetreten. Dass er das alles nicht verstanden hat, dokumentiert sein Ausruf „What is going wrong?“ in seiner französischen Muttersprache.

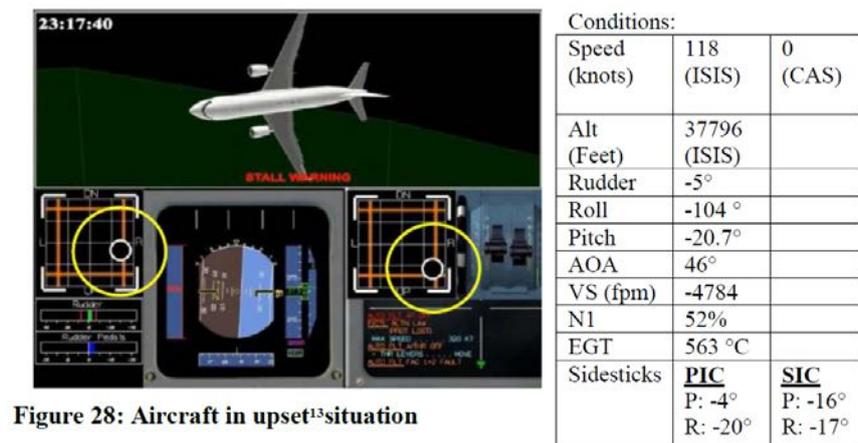


Figure 28: Aircraft in upset<sup>38</sup>situation

Quelle: KNKT-Unfallbericht

Flugphysikalisch korrekt rollt der Airbus 11 Sekunden später in eine Messerfluglage von 105° und beschleunigt rasant auf eine Sinkrate von 20.000 fpm! Der Unfallbericht beschreibt das als Upset-Situation, weil der Grenzwert der UPSET-Definierer von 45° Bank überschritten wurde<sup>38</sup>. Ist damit die Situation adäquat erfasst? Nicht im Ansatz! Es geht nicht um Winkelüberschreitungen, sondern um Beschleunigungen und den drohenden Sturzflug! Zwischen 45° und 105° liegen Beschleunigungskraftwelten. Wer in einer solchen Lage ist, muss wissen, welche Optionen er jetzt noch hat. Wer so unterwegs ist, hat nicht das Problem der Schräglage, sondern das Problem, dass er **durch diese Schräg-**

<sup>37</sup> Man beachte die ausgewiesenen Anstellwinkel (AoA)

<sup>38</sup> Der Unfallbericht argumentiert hier und später explizit mit den UPSET-Kriterien der ICAO

**lage** mit einer Sinkrate von 20.000 fpm abstürzt. Er muss in dieser Situation wissen, dass man ab jetzt mit einem exorbitant hohen Anstellwinkel fliegt und sehr viel Höhe braucht, um je wieder aus dem überzogenen Flugzustand zu kommen.

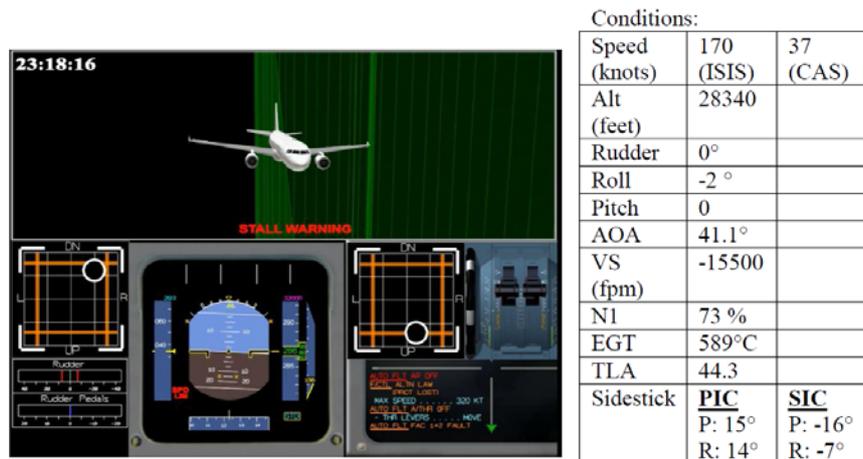


Figure 29: Attitude recovered

Quelle: KNKT-Unfallbericht

Weitere 36 Sekunden später und nach einem Sturzflug von 9.500 ft gelingt es den Piloten, das Flugzeug in Horizontallage zu bringen. Der Unfallbericht notiert dazu „Attitude recovered“. Ist das die richtige Fluglage in dieser Situation? Für die Unfallermittler schon. Nach den UPSET-Kriterien ist der Airbus nicht mehr upset, weil in Normallage. So ist das eben definiert. Mit schierem Entsetzen liest man im Unfallbericht weiter, dass Piloten davon ausgehen können im Horizontalflug aus dem Stall zu sein, weil sie das so gelernt haben und weil sie immer gelernt haben, dass der Stall mit hohem Pitch zusammenhängt. So würde es trainiert und deshalb sei es verständlich, dass diese Piloten nicht anders reagiert hätten<sup>39</sup>.

Unglaublich! Nur weil Luftfahrtbehörden nicht akzeptieren wollen, der der Anstellwinkel nicht der Winkel zur Horizontalen, sondern der Winkel zur Anströmung ist, mussten 162 Menschen sterben. Nur weil die Physikkenntnisse der Behörden nicht mal Mittelschulniveau entsprechen, wird eine fehlerhafte Pilotenausbildung abgesegnet und perpetuiert – und alle machen wie die Lemminge kritiklos mit!? Hauptsache man hat den Stempel?

Aber das erklärt wenigstens, warum die Piloten des AirAsia-Flug 8501 die Horizontallage bis zum Aufschlag beibehalten haben. Vielleicht ist Ihnen sogar aufgefallen, dass sie immer noch mit 15.500 fpm und 41,1° AoA sinken. Aber nach den amtlichen Lehrsätzen ist das ja nicht relevant. Weil man dem Glauben nachhängt, der Stall hänge von der Geschwindigkeit ab, hat ein Airbus hat auch keine Anstellwinkelanzeige. Konsequenterweise sind Verkehrspiloten auch nicht ausgebildet, den Anstellwinkel zu interpretieren, Der Anstellwinkel bleibt eine abstrakte Größe. Also haben sie hilflos weiter an Knöpfen gefummelt, bis das Flugzeug 2 Minuten und 20 Sekunden später auf den Meeresspiegel aufschlug.

28.340 ft. Höhe wurden vergeudet, in denen die Piloten hätten versuchen können, das Flugzeug zu recovern. Ob erfolgreich, weiß man nicht. Bei 41,1° AoA hätte die Crew die

<sup>39</sup> ebenda S. 111

Nase mindestens 30° runternehmen müssen, das Flugzeug hätte sofort Geschwindigkeit aufgenommen und möglicherweise seine strukturellen Geschwindigkeitsgrenzen überschritten, bevor die Piloten die Strömung wieder zum Anliegen gebracht hätten. Aber sie haben es nicht einmal versucht, weil sie sich an das gehalten haben, was Ihnen beigebracht wurde<sup>40</sup>. Darin liegt der Skandal!

Damit liegt eine schwere Schuld bei den Luftfahrtbehörden. Der Unglücksflug AF447 am 1. Juni 2009 hat bereits deutlich gemacht, dass Verkehrspiloten den Stall nicht verstehen. Seitdem haben die Luftfahrtbehörden zahlreiche Programme aufgelegt, die die Ausbildung verbessern sollen. Übersehen hat man dabei, dass das Problem in den eigenen Reihen liegt, weil man mit fehlerhaften Erklärungsmodellen für den Stall hantiert. So lange diese Modelle nicht kassiert und korrigiert werden und solange die Behörden keine Initiativen starten das vorhandene Halbwissen zu ersetzen, wird es weiter Piloten geben, die wegen falschen Wissens Stall-Unfälle verursachen. Schlimm, dass man das hier aufschreiben muss!

[Bernd.hamacher@pilotundflugzeug.de](mailto:Bernd.hamacher@pilotundflugzeug.de)

PuF 06/2016

---

<sup>40</sup> Der Unfallbericht notiert dazu nur lakonisch, dass ein AoA von 40° „was beyond any airline pilot training competency as they never been trained or experienced“ (S. 110)