

Betriebsgrenzen (Zusammenfassung von David Tempel)

Definition

Betriebsgrenzen sind grundsätzlich Werte bzw. Größen, die nicht überschritten werden dürfen. Diese sind im Flug- bzw. Wartungshandbuch festgelegt und sind für den Betrieb des Luftfahrzeugs bindend. Eingeführt wurden diese, um eine Gefährdung bzw. Schäden des Luftfahrzeugs auszuschließen.

Im Rahmen der Nachweisführung während des Entwicklungsprozesses eines Luftfahrzeugs müssen entsprechende Betriebsgrenzen festgelegt bzw. erfüllt werden. Luftrechtlich wird dies innerhalb der Bauvorschrift gefordert.

Zur Standardisierung der Nachweisführung wurde bereits in den 1930er Jahren das Prinzip einer Bauvorschrift eingeführt. Verschiedene Luftfahrzeuge wurden kategorisiert und somit unter einer für diese Kategorie gültige Bauvorschrift zusammengefasst. Im Wesentlichen wurden hier drei Kategorien festgelegt: Segelflugzeuge und Motorsegler, kleine Motorflugzeuge und große Flugzeuge. Mittlerweile gibt es noch weitere Unterkategorien und Mischformen. Darauf soll hier nicht im Speziellen eingegangen werden. Im Folgenden wird sich auf die Kategorie Segelflugzeuge und Motorsegler beschränkt.

Bauvorschriften unterlagen in den vergangenen Jahrzehnten einer gewissen Evolution. D.h. sie wurden immer wieder angepasst, erweitert und ergänzt. Daraus folgt, dass die von uns genutzten Segelflugzeuge zwar einer Kategorisierung entsprechen, aber dennoch auf Grundlage unterschiedlicher Versionen der Bauvorschrift entwickelt bzw. zertifiziert sind. Die zum Zeitpunkt des Beginns der Entwicklung des entsprechenden Segelflugzeugtyps gültige Bauvorschrift diente dann dabei als Grundlage. Folglich ist diese damals gültige Bauvorschrift bis heute Grundlage für den Betrieb und damit auch die Betriebsgrenzen des entsprechenden Segelflugzeugs. Praktisch bedeutet dies, dass die von uns genutzten Segelflugzeuge auch auf Basis unterschiedlicher Bauvorschriften betrieben werden, da heute mit Lo-100 über ASK-21, Fox, SZD-59 bis hin zur DG-1000 Flugzeuge völlig unterschiedlicher Entwicklungszeiträume noch immer betrieben werden. Folglich haben diese Typen auch unterschiedliche Betriebsgrenzen. Das Flughandbuch gibt Auskunft darüber welche Bauvorschrift als Grundlage zur Zertifizierung des Flugzeugtyps genutzt wurde.

Die heutige Bauvorschrift für Segelflugzeuge nennt sich CS-22 (Certification Specification 22 – Sailplanes and powered Sailplanes, Amendement 3) und wird von der EASA veröffentlicht. Die aktuell gültige Version ist der Änderungsstand Nr. 3 vom 17.09.2021. Die aktuelle Bauvorschrift wird von der EASA kostenfrei zur Verfügung gestellt (<https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/cs-22-amendment-3>). Innerhalb der Bauvorschrift wird noch einmal zusätzlich in zwei verschiedene Kategorien unterschieden. Die Kategorie U (Utility) und die Kategorie A (Aerobatic). Diese unterscheiden sich in bestimmten Betriebsgrenzen und Nachweisführungen. Segelflugzeuge, die im Kunstflug eingesetzt werden, sind üblicherweise nach Kategorie A zugelassen. Dies bedeutet allerdings nicht, dass alle möglichen Kunstflugfiguren geflogen werden dürfen. Die zulässigen bzw. verbotenen Figuren sind dem Handbuch zu entnehmen. Als Beispiel sei hier die ASK 21 genannt. Mit diesem Flugzeug ist es z.B. nicht zulässig gerissene und gestoßene Figuren zu fliegen. Ebenfalls sind Männchen bzw. Weibchen verboten.

Vor der europäischen Vereinheitlichung der Bauvorschriften durch die EASA wurde die Bauvorschrift durch die JAA (Joint Aviation Authorities), einem Zusammenschluss von nationalen europäischen Luftfahrtbehörden, erarbeitet und veröffentlicht. Für Segelflugzeuge war es die JAR-22 im 6. Änderungsstand. In den Jahren zuvor gab es keine einheitliche europäische Bauvorschrift. Vielmehr gab es national gültige Bauvorschriften. In Deutschland wurde im Jahr 1975 die Lufttüchtigkeitsforderung für Segelflugzeuge und Motorsegler (LFSM) eingeführt. Die Vorgängerversion war die Lufttüchtigkeitsforderung für Segelflugzeuge (LFS) aus dem Jahr 1966. Diese

löste die Bauvorschrift für Segelflugzeuge (BVS) aus dem Jahr 1939 ab. Die folgende Tabelle zeigt eine Übersicht der Bauvorschriften der heute gängigen Segelkunstflugzeuge.

Luftfahrzeugtyp	Angewendete Bauvorschrift
ASK-21	LFSM
DG-500	JAR-22 Change 4
DG-1000	JAR-22 Change 5
SZD-54 Perkoz	CS-22 Amnd. 2
Lo 100	BVS
Pilatus B4	LFS
SZD-59 Acro	JAR-22 Change 5
MDM-1 Fox	JAR-22 Change 4
Swift S1	JAR-22 Change 4

Betriebsgrenzen können in zwei unterschiedliche Kategorien eingeteilt werden. Das sind einerseits operative Grenzen, also die, die im Flug relevant sind (z.B. Geschwindigkeit und Lastvielfache) und wartungstechnische Grenzen (z.B. Lebensdauer). Im Folgenden wird sich im Wesentlichen auf die operativen Grenzen bezogen. Die andere Kategorie ist eher für Wartungspersonal relevant.

Betriebsgrenze – Geschwindigkeit & Lastvielfache

Die Definition der für den Betrieb relevanten Geschwindigkeiten sollte aus der Segelflugausbildung bekannt sein. Da im Kunstflug der gesamte Geschwindigkeitsbereich des Flugzeugs ausgenutzt wird, soll hier dennoch einmal detailliert darauf eingegangen.

Die Geschwindigkeitsgrenzen eines Flugzeuges sind an verschiedenen Orten zu finden. Das Flughandbuch gibt Auskunft über die Geschwindigkeitsgrenzen. Diese sind zusätzlich in Form einer Tabelle im Cockpit des Flugzeugs angebracht. Implizit gibt auch der Fahrtmesser Auskunft über die entsprechenden Geschwindigkeiten.



Abbildung 1: Beispielabbildung Fahrtmesser (Quelle: Winter Instruments <https://www.winter-instruments.de/fahrtmesser---airspeed-indicator> vom 31.12.2022)

V _S	Mindestgeschwindigkeit	Beginn grüner Bogen
V _{S0}	Mindestgeschwindigkeit mit gesetzten Landeklappen	Beginn weißer Bogen
V _{FE}	Maximalgeschwindigkeit mit gesetzten Landeklappen	Ende weißer Bogen
V _A	Manövergeschwindigkeit	Beginn gelber Bogen
V _{NE}	Maximalgeschwindigkeit	roter Strich

Die V_S gibt die Mindestgeschwindigkeit des Flugzeugs bei maximaler Abflugmasse an. Nach heutiger Bauvorschrift darf diese nicht größer als 85 km/h sein. Insofern das Flugzeug Wölbklappen besitzt gibt die V_{S0} die Mindestgeschwindigkeit des Flugzeugs mit Wölbklappen in Landstellung an. Die V_{FE} ist dann die maximal zulässige Geschwindigkeit mit Wölbklappen in positiver Stellung. Diese darf bei gesetzten Klappen nicht überschritten werden.

Die Manövergeschwindigkeit ist die Geschwindigkeit bis zu der ein einzelnes Ruder, unabhängig davon welches, voll ausgeschlagen werden kann ohne das Luftfahrzeug strukturell zu überlasten. Mit Flugzeugen der Kategorie A, also Segelkunstflugzeuge, dürfen bis zu dieser Geschwindigkeit Höhenruder und Seitenruder zu gleicher Zeit voll ausgeschlagen werden. Die maximale Fluggeschwindigkeit V_{NE} darf nicht überschritten werden.

Zusätzlich ist für den Betrieb noch die sogenannte Böengeschwindigkeit V_B relevant. Diese ist nicht explizit dem Fahrtmesser zu entnehmen, ist aber im Flughandbuch angegeben. Bei böigem Wetter ist diese Geschwindigkeit nicht zu überschreiten. Die Bezeichnung „böig“ ist hier nicht klar definiert. Hier soll eine pragmatische „Daumenregel“ gegeben werden. Ab einer Thermikstärke, die im Wetterbericht mit „gut“ angegeben ist, sollte diese Geschwindigkeit nicht überschritten werden. Das entspricht einer mittleren Thermikstärke von etwa 2 - 2,5 m/s. Bei vielen Segelflugzeugen, auch Kunstflugzeugen, ist die Böengeschwindigkeit gleich der Manövergeschwindigkeit. Auch hier ist z.B. die ASK 21 wieder eine Ausnahme. Die Manövergeschwindigkeit liegt bei 180 km/h, wobei die Böengeschwindigkeit bei 200 km/h liegt.

An dieser Stelle sollen noch die Definition V_D (maximale Auslegungsgeschwindigkeit) und V_{DF} (maximale im Flugversuch nachgewiesene Geschwindigkeit) eingeführt werden. Diese Geschwindigkeitsdefinitionen sind Werte, die vielmehr für den Konstrukteur eines Flugzeugs relevant sind. Allerdings ergeben sich aus diesen Größen die für uns betrieblich relevanten Geschwindigkeitsgrenzen.

Nach aktueller Bauvorschrift darf die maximale Auslegungsgeschwindigkeit für Kunstflugzeuge folgenden Wert nicht unterschreiten:

$$V_D = 3.5 \frac{m \cdot g}{S} + 200$$

Daraus ergibt sich wiederum eine Forderung nach der maximalen im Flugversuch nachgewiesenen Geschwindigkeit:

$$0.9 V_D \leq V_{DF} \leq V_D$$

Aus der V_{DF} ergibt sich wiederum die V_{NE} , die für den Betrieb des Flugzeugs relevant ist:

$$V_{NE} \leq 0.9 V_{DF}$$

Die strukturelle Integrität des Flugzeuges muss so ausgelegt sein, dass bei V_D für Segelflugzeuge der Kategorie A Seiten- und Höhenruder zu einem Drittel ausgeschlagen werden können.

Für die oben beschriebenen Geschwindigkeiten sind weiterhin maximale zulässige Lastvielfache definiert. Grundsätzlich kann hier in zwei verschiedene Arten von Lastvielfachen unterschieden werden. Das sind einerseits die sogenannten Manöverlastvielfachen und andererseits die Böenlastvielfachen. Manöverlastvielfache sind definiert als solche, die durch Abfangmanöver entstehen. Also Lastvielfache, die durch einen Höhenruderausschlag induziert werden. Böenlastvielfache sind, wie der Name schon andeutet, durch vertikale Böen (z.B. Thermik) induziert. Dabei ist der entscheidende Unterschied, dass Manöverlastvielfache durch den Piloten geregelt werden können. Böenlastvielfache hingegen sind abhängig von der Stärke der Böe in die eingeflogen wird und können somit nicht direkt vom Piloten beeinflusst werden. Beide Arten können sowohl positive, als auch negative Lastvielfache erzeugen.

Maximale Manöverlastvielfache sind im Flughandbuch und auf einer Tabelle im Luftfahrzeug angegeben. Diese Grenzwerte dürfen nicht überschritten werden. Maximale Böenlastvielfache sind nicht explizit angegeben.

Die Darstellung des Zusammenhangs zwischen einzelnen verschiedenen Fluggeschwindigkeiten und den entsprechenden Lastvielfachen nennt sich V-n-Diagramm. Dies wird im Folgenden am Beispiel der ASK 21 erläutert. Hier sind die entsprechenden maximal zulässigen positiven und negativen Lastvielfache für Manövergeschwindigkeit (V_A) und maximale Auslegungsgeschwindigkeit (V_D) angegeben. Im Geschwindigkeitsbereich dazwischen ergeben sich die Lastvielfachen linear zueinander. Werden in diesem Geschwindigkeitsbereich die Lastvielfache überschritten ist mit strukturellen Schäden am Luftfahrzeug zu rechnen. Folglich ist eine Überschreitung in diesem Bereich nicht zulässig. Im Bereich zwischen V_S und V_A folgt die Kurve der sogenannten Auftriebsparabel. In diesem Bereich ist es nicht möglich das Luftfahrzeug durch Lastvielfache zu überlasten, da in diesem Geschwindigkeitsbereich vor einem entsprechenden Lastvielfachen der Strömungsabriss eintritt (dies ist kein „high speed stall“). Die Auftriebsparabel folgt aus der Beschreibung für den stationären Geradeausflug:

$$A = mgn = \frac{\rho}{2} V^2 S c_A$$

Die Manövergeschwindigkeit ergibt sich aus folgender Beziehung:

$$V_A = V_S \sqrt{n_1}$$

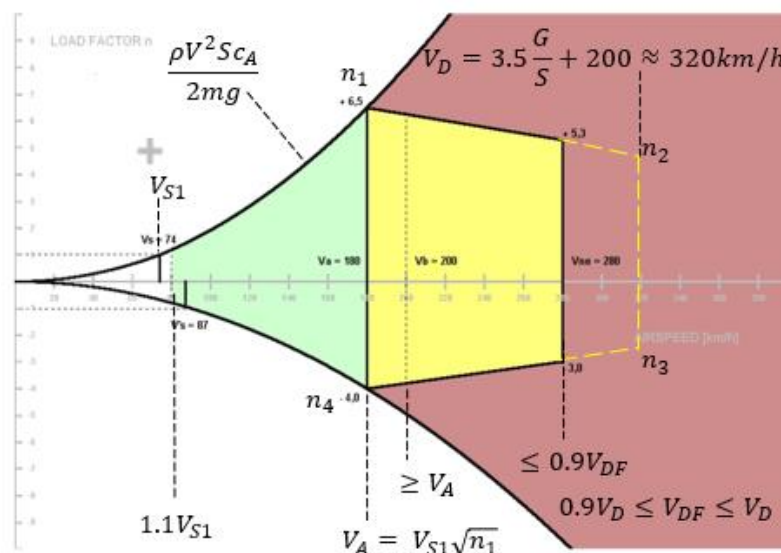


Abbildung 2: V-n-Diagramm ASK 21 (Quelle: Lehrbrief Segelkunstflug KFAO e.V.)

Weiterhin sei hier noch erwähnt, dass sich die maximalen Lastvielfachen mit ausgefahrenen Bremsklappen deutlich reduzieren. Für die ASK 21 liegt das maximale zulässige positive Lastvielfache bei 3,5 und das maximal negative bei 0.

Auch die Böenlastvielfachen können in einem V-n-Diagramm angegeben werden. Die Lastvielfache ergeben sich aus einer definierten vertikalen Böengeschwindigkeit bei V_B von 15 m/s und 7,5 m/s bei V_D . Zusätzlich beeinflussen die aerodynamische Güte und Flächenbelastung die Lastvielfache durch Böen. Typische Böenlastvielfache für Segelflugzeuge bei V_B und V_D sind:

$$\begin{aligned} 4 &\leq n_B^+ \leq 6 \\ 3 &\leq n_D^+ \leq 5 \\ -1 &\leq n_D^- \leq -2 \\ -1.5 &\leq n_B^+ \leq -3 \end{aligned}$$

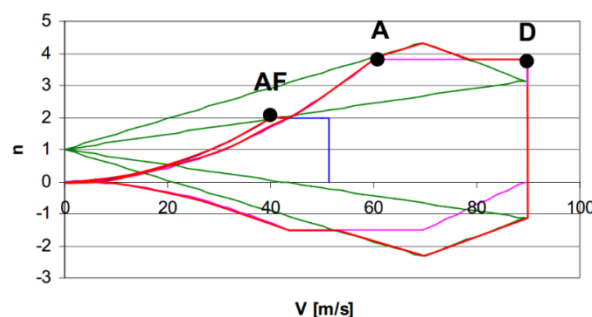


Abbildung 3:

Böen-V-n-Diagramm
(Quelle: TU Dresden)

Die im Flughandbuch angegebenen maximalen Lastvielfachen beschreiben die Grenzen für die Summe aus den durch Böen und Manövern entstehenden Lastvielfachen. Praktisch bedeutet dies, dass bei entsprechend starken Böen die Manöverlastvielfachen im Flug reduziert werden müssen. Hier besteht die Schwierigkeit darin, dass Böenlastvielfache nur sehr schwierig im Vorfeld abschätzbar sind. Auch hier kann man sich an einer Faustformel orientieren. Bei vertikalem Steigen von 2 m/s und einer Fluggeschwindigkeit von 200 km/h kann man mit einem zusätzlichen Lastvielfachen durch Böen von 1 g rechnen. Mit steigender Fluggeschwindigkeit und Thermikstärke erhöht sich dieser Wert. Das zu erwartende Steigen kann man während des F-Schlepps und auf Basis der Wolkenoptik abschätzen.

Wie bereits oben erwähnt sind die Grenzwerte für Geschwindigkeiten und Lastvielfache unbedingt einzuhalten. Dennoch kann eine Überlast nicht vollständig ausgeschlossen werden. Daher soll hier eine kurze Handlungsanweisung gegeben werden, wenn eine Überschreitung von Geschwindigkeit und/oder Lastvielfache im Flug festgestellt wird:

1. Kunstflug beenden
2. Normalflüge herstellen
3. Kunstflugraum verlassen
4. Kurze Mitteilung über Funk an Start-/Flugleiter
5. Zügig landen
6. Rücksprache mit Fluglehrer/Einweiser/Flugzeugverantwortlichen
7. Technische Überprüfung des Flugzeugs ggf. durch Prüfer oder LTB

Einige Segelkunstflüge sind mit sogenannten g-Loggern ausgestattet. Diese zeichnen Lastvielfache und/oder Fluggeschwindigkeit auf. Einige Systeme geben bei Überlast einen Warnton aus. Zur Nutzung des Gerätes ist eine entsprechende Einweisung notwendig.

Betriebsgrenze – Zuladung & Schwerpunktlage

Neben Geschwindigkeit und Lastvielfachen ist die Zuladung ein entscheidender Parameter, den es unbedingt einzuhalten gilt. Im Vergleich zu den oben genannten ist das ein Wert, der vor dem Flug ermittelt und eingestellt werden muss. Grundsätzlich ist zwischen der maximalen und der minimalen Zuladung zu unterscheiden, für doppelsitzige Flugzeuge zählt dann auch der zweite Sitz dazu. Angaben zu diesen Werten können dem Flughandbuch oder einer Tabelle im Cockpit des Flugzeugs entnommen werden. An dieser Stelle ist unbedingt zu beachten, dass diese Werte nur in Verbindung mit einer gültigen Wägung des Flugzeugs valide sind. Was ist eigentlich Zuladung? Die Zuladung eines Flugzeugs ist die Differenz aus maximaler Abflugmasse und Leermasse. Die maximale Abflugmasse ist für gleiche Segelflugzeugtypen immer identisch und wird vom Hersteller festgelegt. Die Leermasse hingegen kann sich zum Teil deutlich unterscheiden. D.h. die ASK 21 im eigenen Verein kann eine unterschiedliche Zuladung als die ASK 21 aus dem Nachbarverein haben. Woran liegt das? Hier ein paar Beispiele (dies beruht nicht auf Vollständigkeit), die die Zuladung beeinflussen können:

- Einbau anderen Equipments (z.B. Avionik)
- Reparaturen
- (Nach-)Lackierung

Die meisten Segelkunstflugzeuge haben im Sinne der Zuladung restriktivere Forderungen, als wenn man diese nicht im Kunstflug betreibt. Üblicherweise ist die Nutzung von Wasserballast (z.B. bei DG-1000, DG-500, SZD-59) bei Kunstflug verboten. Je nach Segelflugzeugtyp gibt es auch speziellere Randbedingungen. Auch hier soll die ASK 21 als Beispiel dienen. Um die Trudelneigung zu erhöhen, kann am Heck zusätzlicher Ballast montiert werden. Der eine oder andere wird es aus der Ausbildung und dem Trudeltraining kennen. Mit montiertem Trudelballast ist der Kunstflug verboten.

Achtung!

Beim Kunstflug sind der Knüppel und die Seitensteuerpedale niemals freizugeben.

Bei Kunstflugschulung muß zwischen Lehrer und Schüler eine zuverlässige Absprechung über das Verständigungsverfahren zur wechselseitigen Übernahme der Steuerung erfolgen.

Die Bremsklappen sind auszufahren, sobald die Kontrolle über das Segelflugzeug verloren geht oder die Geschwindigkeit ungewollt zu schnell zunimmt.

Ausnahme: „Männchen“!

Die Trimmung bleibt bei den Kunstflugfiguren in Mittelstellung. Nicht während der Figuren an der Trimmung herumspielen!

Mit montiertem Trudelballast ist Kunstflug unzulässig (außer Trudeln).

All diese spezifischen Punkte sind noch einmal im Detail nachzuvollziehen. Auch oder gerade vor allem wenn man bereits viel Erfahrung auf dem entsprechenden Segelflugzeugtyp hat.

Neben der eigentlichen Masse spielt auch der Schwerpunkt eine entscheidende Rolle. Allerdings ist dieser nicht ohne weitere Hilfsmittel zu ermitteln. Daher hat sich hier der pragmatische Ansatz bewährt eine maximale und minimale Zuladung festzulegen.

Werden diese Grenzen eingehalten ist der Fluggewichtsschwerpunkt immer im zulässigen Bereich. Fehlende Masse zur Mindestzuladung muss mit entsprechender Zusatzmasse ausgeglichen werden. Auch diese Daten sind sowohl im Flughandbuch, als auch im Cockpit der Flugzeuge zu finden. Der Schwerpunkt selbst ist der Ort an dem die Summe der Massenkräfte angreift und kann in drei Koordinatenrichtungen beschrieben werden (x , y , z). Vom Hersteller wird überwiegend nur einer dieser drei Anteile angegeben. Das ist dann immer der Anteil in Richtung der Flugzeuglängsachse (x -Richtung). Warum ist das so?

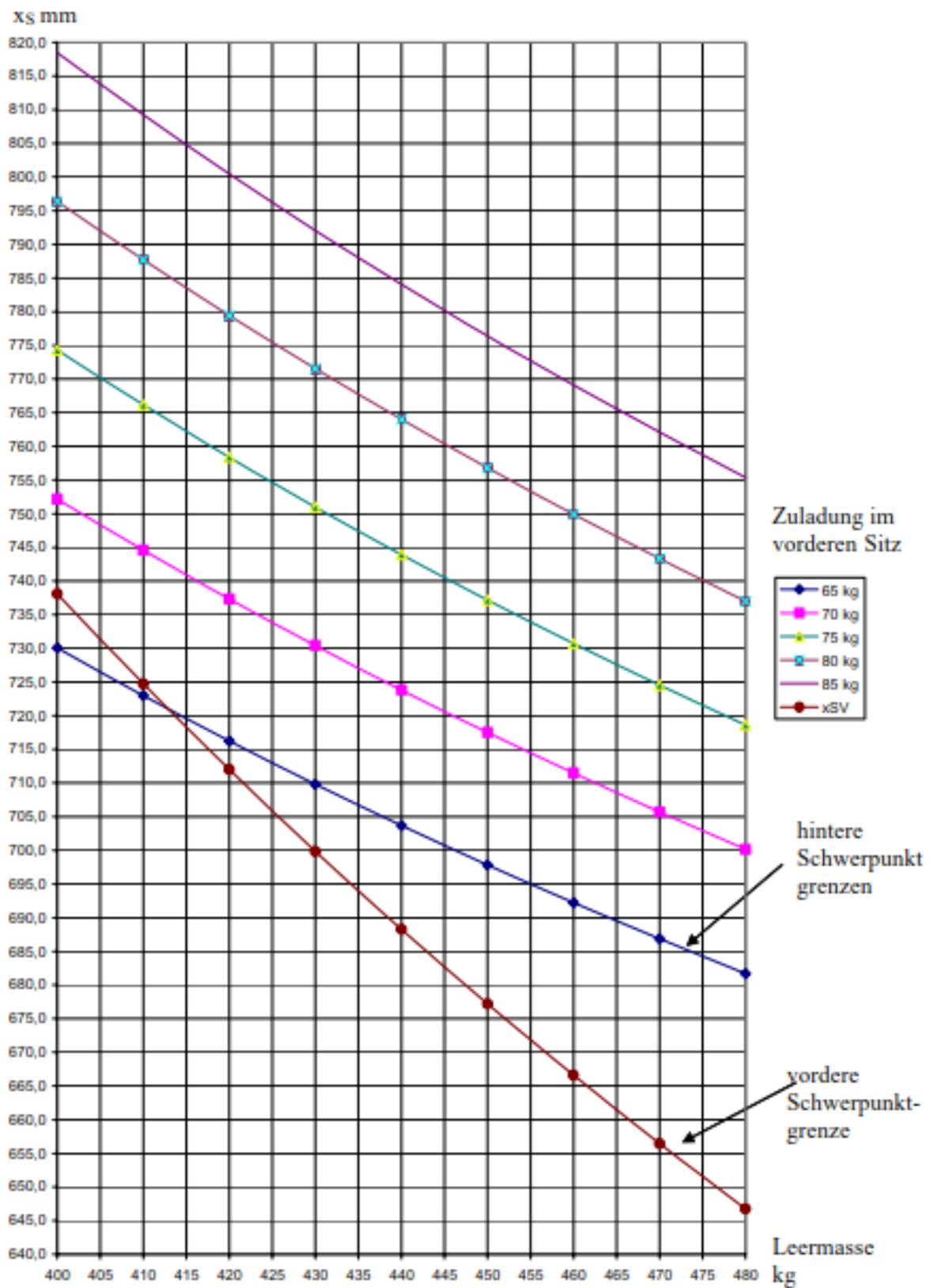
Der Anteil in x -Richtung ist äußerst sensitiv auf das flugmechanische und -dynamische Verhalten des Flugzeugs, da dieser meist große Abstände zu Kraftangriffspunkten hat und somit große Momente erzeugt. Weiterhin ist dieser Wert im Flugbetrieb nicht konstant (einsitzig, doppelsitzig, unterschiedlich schwere Piloten usw.).

Der Anteil in spannweitischer Richtung (y -Wert) liegt immer sehr nahe an der Symmetrieebene des Flugzeugs und erzeugt damit keine oder nur sehr kleine Momente. Segelflugzeuge sind üblicherweise in Tandemanordnung (Pilotensitze hintereinander) konzipiert. Somit unterliegt diese Größe auch keinen Änderungen im Laufe des Flugbetriebs.

Der Anteil in vertikaler Richtung (z -Richtung) hat ebenfalls keine großen Abstände zu Kraftangriffspunkten, was wiederum nur kleine Momente erzeugt. Zumal ist diese Größe kaum von flugmechanischer Relevanz. Auch dieser Anteil bleibt während des Flugbetriebs im Wesentlichen konstant. Da die Schwerpunktlage die Summe aller Kräfte aus Einzelmassen darstellt sind die Einflussfaktoren die gleichen wie beim Thema Zuladung. Zusätzlich kommt noch die Position dieser Einzelmassen hinzu, z.B. hat eine größere Reparatur an der Rumpfröhre meist einen größeren Effekt auf die Schwerpunktlage als eine Reparatur am Bug des Flugzeugs.

Im Folgenden noch ein sehr anschauliches Diagramm aus dem Flughandbuch der DG-1000, was den Zusammenhang zwischen Zuladung auf dem vorderen Sitz, der Leermasse des Flugzeugs und den daraus resultierenden Schwerpunkt in x -Richtung beschreibt. In diesem Diagramm ist auf der vertikalen Achse die Schwerpunktlage in mm und auf der horizontalen Achse die Leermasse in kg angegeben. Die Kurven beschreiben verschiedene Zuladung im vorderen Sitz und die entsprechenden Grenzen der vorderen und hinteren Schwerpunktlage. Deutlich zu erkennen ist die Verschiebung des Schwerpunktes in Richtung der hinteren zulässigen Schwerpunktlage bei Vergrößerung der Zuladung im vorderen Sitz. Eine Zuladung von 65 kg im vorderen Sitz entspricht hier der Mindestzuladung.

6.8.9 Leermassenschwerpunktgrenzen zu 6.4



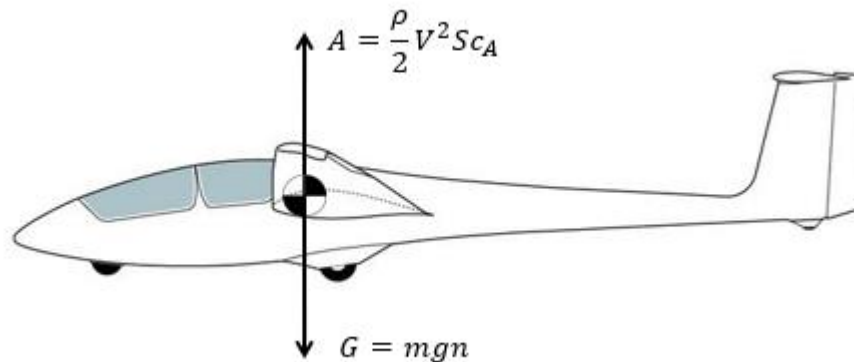
Struktur- und flugmechanische Zusammenhänge

(Bildquelle: Alexander Schleicher Flugzeugbau)

Die Betriebsgrenzen selbst wurden bereits ausführlich beschrieben. Hier sollen nun die struktur- und flugmechanischen Zusammenhänge kurz erläutert werden, um ein Verständnis dafür zu schaffen, warum es zwingend erforderlich ist diese Betriebsgrenzen einzuhalten. Dazu ist es notwendig Fluggeschwindigkeit, Lastvielfache, Massen und Schwerpunkte und ihre Wechselwirkungen gemeinsam zu betrachten.

Zur vereinfachten Darstellung soll von einem stationären Geradeausflug ausgegangen werden. Die folgenden Zusammenhänge gelten allerdings auch für jeden weiteren Flugzustand, solange kein Strömungsabriss stattfindet.

Ein Flugzustand kann nur aufrechterhalten werden, wenn das Flugzeug so viel Auftrieb erzeugt, dass die Massenkräfte kompensiert werden können.



Daraus folgt die allgemein bekannte Gleichung

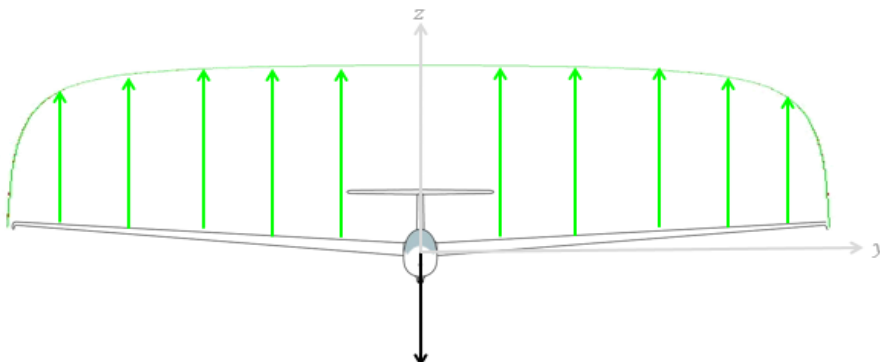
$$mgn = \frac{\rho}{2} V^2 S c_A$$

In dieser Gleichung kann der Pilot ausschließlich die Geschwindigkeit, Masse und Lastvielfache beeinflussen. Das sind wiederum genau die oben beschriebenen Betriebsgrenzen. Allein dieser einfache Zusammenhang zeigt bereits einen wichtigen Effekt:

Je größer die Masse oder Lastvielfache, desto mehr Auftrieb muss erzeugt werden, dies kann wiederum nur durch Erhöhung der Geschwindigkeit erfolgen.

Diese Beziehung ist ebenfalls im Rückenflug gültig.

Es ist gemeinhin bekannt, dass im Wesentlichen der Flügel den notwendigen Auftrieb erzeugt. Dieser entsteht nicht an einem gewissen Punkt, sondern verteilt über die gesamte Spannweite. Dies nennt sich dann Auftriebsverteilung (grüne Pfeile im Bild).



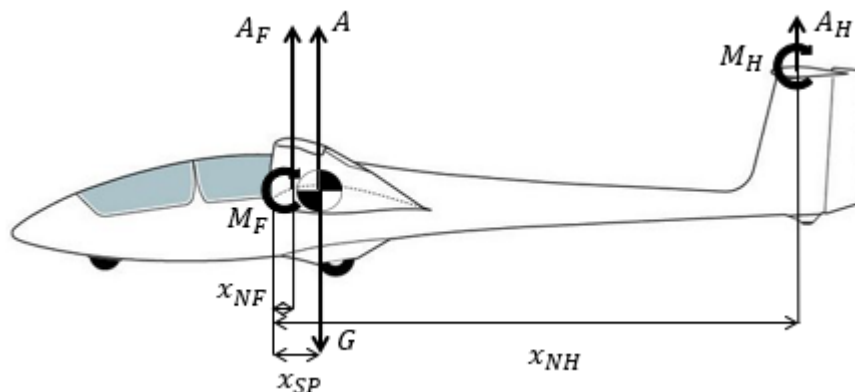
Diese Kräfte und daraus resultierenden Momente müssen von der Struktur des Flugzeugs aufgenommen und weitergeleitet werden. Folglich steigen die vom Flugzeug zu ertragenden Lasten mit steigender Auftriebskraft, also mit steigender Masse,

steigendem Lastvielfachen und steigender Geschwindigkeit. Somit kann eine Überschreitung dieser Grenzwerte zum Versagen der Struktur führen.

Weiterhin existiert die allgemeine Meinung, dass bei Überschreitung der maximal zulässigen Geschwindigkeit das Flugzeug zu flattern beginnt. Dies ist erst einmal nicht grundsätzlich falsch, beschreibt das Phänomen aber nur unzureichend. Um der Komplexität dieses Themas gerecht zu werden, wird diesem ein separates Kapitel gewidmet.

Der Fluggewichtsschwerpunkt hat einen wesentlichen Einfluss auf die Stabilität und Steuerbarkeit eines Flugzeugs. Wie oben beschrieben hat dieser zwei Grenzwerte, eine vordere und eine hintere Grenze. Da diese beiden Grenzen zu unterschiedlichen und zum Teil gegensätzlichen Effekten führen, kann man diese auch getrennt voneinander betrachten.

Den größten Einfluss hat die Schwerpunktlage auf die Längsstabilität, also die Stabilität um die Querachse. Dies ist auch der Grund, warum die meisten Luftfahrzeuge ein Leitwerk besitzen. Die englische Übersetzung Höhenleitwerk „horizontal stabilizer“ bzw. Seitenleitwerk „vertical stabilizer“ trifft es eigentlich ganz gut. Denn diese dienen zur Stabilisierung des Flugzustands. Betrachtet man das Höhenleitwerk etwas genauer, kann man das ganz anschaulich darstellen.



Das Höhenleitwerk trägt zwar nicht maßgeblich zum notwendigen Auftrieb des Luftfahrzeugs bei, ist aber dennoch eine Fläche, die Luftkräfte in Form von Auftrieb bzw. Abtrieb erzeugt. Die resultierenden Angriffspunkte der Auftriebskräfte, unabhängig ob Flügel oder Leitwerk, haben einen entsprechenden Abstand zum Schwerpunkt des Flugzeugs. Je nach Schwerpunktlage, also Verteilung der Zuladung, ändern sich diese Abstände entsprechend. Um einen stationären Flugzustand zu erreichen, müssen die Kräfte und sich daraus ergebenden Momente im Gleichgewicht stehen.

Kräftegleichgewicht:
$$A_F + A_H - G = 0$$

Momentengleichgewicht:
$$A_F \cdot (x_{SP} - x_{NF}) + M_F = A_H \cdot r_H - M_H$$

Dies zeigt, dass, je nach Flugzustand, das Höhenleitwerk ein gewisses Maß an Auf- oder Abtrieb erzeugen muss, damit dieser Flugzustand stabil bleibt. Einstellen kann man das notwendige Maß dieser Luftkraft durch den Höhenruderausschlag. Genau wie beim Flügel kann das Höhenleitwerk, je nach Anstellwinkel, nur ein gewisses Maß an Luftkraft erzeugen. Es ist so dimensioniert, dass innerhalb der Schwerpunktgrenzen immer die notwendige Luftkraft erzeugt werden kann.

Je weiter vorn der Schwerpunkt liegt, desto größer muss nun im Falle eines Abfangmanövers der Abtrieb am Höhenleitwerk werden. D.h. man muss immer weiter am Höhensteuer ziehen, um dieses Manöver fliegen zu können. Bekannterweise sind Ruderausschläge auf ein gewisses Maß begrenzt. Liegt der Schwerpunkt nun so weit vorn, dass der zur Verfügung stehende Höhenruderausschlag nicht mehr ausreicht, ist man nicht mehr in der Lage abzufangen. Daher spricht man an dieser Stelle auch von Steuerbarkeitsgrenze.

Eine hintere Schwerpunktlage führt hingegen, aufgrund des umgekehrten Effekts, zu einer erhöhten Ruderwirksamkeit. Die hintere Schwerpunktlage ist so definiert, dass der Schwerpunkt immer vor dem Angriffspunkt des Gesamtauftriebs (also Flügel und Leitwerk) liegt. Ist dies nicht der Fall, wirkt jegliche Störung des stationären Flugzustands (z.B. Böe oder Steuereingabe) zu einem instabilen Verhalten des Flugzeugs. D.h. das Flugzeug nimmt nach einer „Störung“ nicht mehr von allein seine ursprüngliche Fluglage ein.

Grundsätzlich kann man feststellen, dass, je rückwärtiger die Schwerpunktlage ist, desto kleiner ist die Längsstabilität. Dementgegen steht die Höhenruderwirksamkeit, mancher beschreibt es auch als Agilität. Je stabiler ein Flugzeug ausgelegt ist, desto weniger „agil“ ist es auch.