

Schöner landen im Detail, Teil 1: Ausgleiten, Ausstoßen, Auslaufen

Dieser Text ist als Ergänzung zu meinem Text 'Schöner landen mit dem Drachen' vom 23.1.2017 zu verstehen.

Bernhard Wienand

Hamburg, 15.5.2017

Inhalt	Seite
Einleitung.....	2
Zusammenfassung.....	3
1 Was erkennt man bereits aus der Geometrie?.....	5
1.1 Haltung des Piloten und Anstellung des Flügels.....	5
1.2 Geometrie des Ausstoßens.....	5
2 Was zeigen zudem die physikalischen Zusammenhänge?.....	8
2.1 Zusammenhänge beim Ausgleiten.....	9
2.1.1 Auftrieb und Nickmoment des Flügels.....	11
2.1.2 Widerstand des Flügels.....	13
2.1.3 Widerstand des Piloten.....	15
2.1.4 Ausgleitstrecke und Ausgleitzeit.....	16
2.1.5 Verlauf der Geschwindigkeit, des Anstellwinkels und des Bügeldrucks.....	18
2.1.6 Auslenkung des Piloten.....	20
2.1.7 Hochhangeln.....	21
2.2 Zusammenhänge beim Ausstoßen und Abbremsen.....	23
3 Landen bei Wind und Gefälle	23
4 Anhang.....	23

Einleitung

Eigentlich ist das Landen mit dem Drachen doch ganz einfach: Man stellt beim Ausgleiten den Flügel so lange weiter an, bis er aufgrund der einsetzenden Strömungsablösung nicht mehr voll trägt. Die Geschwindigkeit hat dabei bis zur möglichen Minimalgeschwindigkeit abgenommen. Dann benutzt man den Flügel durch Ausstoßen (scharfes Anstellen) noch schnell als Bremse, wobei man leicht nach vorne pendelt, bevor man mit möglichst geringer Restgeschwindigkeit elegant mit den Füßen aufsetzt. Andererseits gilt das Landen eines Drachens aber als besonders schwierig, was missglückte Landungen auch immer wieder zu bestätigen scheinen. Aber worin genau liegen diese Schwierigkeiten? Liegt es wirklich vor allem am Ausstoßen und bietet das Auslaufen hierzu eine geeignete Alternative? Spielt das Gurtzeug beim Landen eine wirklich so große Rolle?

In der Schulung wird dem Landen m.E. bisher nicht die gebührende Aufmerksamkeit geschenkt, z.B. weniger als dem Starten. Zum einen lassen sich die leichten Anfängergeräte mit großer Fläche relativ leicht landen, zum anderen stehen die Fluglehrer neben ihren Schülern am Start auf dem Berg, während das Landen unten vom Assistenten verfolgt und lediglich aus einiger Entfernung per Funk begleitet wird. Außerdem lässt sich eine Bewegung aus der Ruhe heraus leichter beobachten und anleiten als eine Bewegung, die zur Ruhe kommt.

So gewöhnen sich viele Piloten anhand von Beobachtungen Anderer und Wahrnehmungen der eigenen Landungen intuitiv eine mehr oder weniger erfolgreiche Landetechnik an, ohne zu wissen, was sie dabei richtig und was sie falsch machen. Und je öfter Verhaltensmuster wiederholt werden, desto größer wird der Widerstand, etwas Neues auszuprobieren, wie z.B. eine Landung einmal bewusst auszulaufen statt auszustoßen.

Mit den inzwischen preiswert gewordenen Action-Kameras (GoPro etc.) kann sich heute jeder Pilot seitlich vom Flügel aus aufnehmen und so seine Start- und Landetechnik studieren. Um dabei Fehler erkennen zu können, sollte man sich jedoch auch theoretisch im Starten und Landen auskennen. Aus diesen Gründen hatte ich im Januar 2017 einmal zusammengestellt, was es an brauchbarem Material (Bücher, Artikel, Filme etc.) aktuell zum Landen gibt, und dieses zu einer Anleitung zum Landen und zum Üben des Landens verdichtet, siehe [hier](#).

Aufgrund einiger berechtigter Einwände zum Ausstoßen nach oben und meinem Wunsch nach weiteren Erkenntnissen und auch quantitativen Angaben habe ich mich mit dem Ausgleiten, Ausstoßen und Auslaufen dann genauer befasst, wobei ich meine Ansichten zum Ausstoßen etwas revidieren musste. Um quantitative Angaben zu den beim Landen auftretenden Kräften und Bewegungen machen zu können, braucht man Messwerte und Berechnungen.

Die Messungen des DHV im Rahmen der Musterprüfung werden leider nicht veröffentlicht, abgesehen von den in Testberichten angegebenen Minimalgeschwindigkeiten. Daher musste ich mit wenigen mir privat bekannten Messwerten auskommen, was bei der Übertragung der Ergebnisse auf andere Geräteklassen zu berücksichtigen ist, und außerdem vermehrt Berechnungen vornehmen.

Um den Verlauf des Nickmoments, des Widerstands des Flügels, der Auslenkung des Piloten etc. berechnen oder zumindest quantitativ abschätzen zu können, hat man sich mit der Geometrie von Drachen und Pilot und den physikalischen Vorgängen beim Landen genau zu befassen. Allein hieraus lassen sich schon weiterführende Erkenntnisse zum Landen gewinnen. Die Berechnungen dienen dann zusammen mit plausiblen und verlässlichen Erfahrungswerten dazu, die angenommenen Zusammenhänge zu bestätigen und die Vorstellungen der Vorgänge beim Landen zu quantifizieren und damit zu präzisieren.

Die wichtigsten Ergebnisse dieser Untersuchungen und Berechnungen werden je Kapitel vorgestellt und sind insgesamt im Folgenden zusammengefasst.

Zusammenfassung

Bild 1 Zeigt den Verlauf der wesentlichen Zustandswerte beim Landen eines Intermediate, für das Anfliegen, das Abfangen, Ausgleiten und Ausstoßen bis zum Auslaufen und Abbremsen:

- Beim Anfliegen mit etwas erhöhter Geschwindigkeit $v > v_{\text{trim}}$ durch einen kleineren Anstellwinkel $\alpha < \alpha_{\text{trim}}$ ist der Steuerbügel leicht zu ziehen, der Bügeldruck also negativ $-M/h < 0$ bzw. das Nickmoment positiv $M > 0$.
- Indem man den Bügel kommen lässt (ggf. etwas drückt), wird der Anflug abgefangen und man beginnt, im Trimmflug mit $\alpha \approx \alpha_{\text{trim}} \approx 20\text{-}25$ Grad, $v \approx v_{\text{trim}} \approx 40$ km/h und $M = 0$, also vorübergehend verschwindendem Bügeldruck, auszugleiten.

Dieses kurzzeitige Verschwinden des Bügeldrucks signalisiert dem Piloten, dass er noch etwa 2 Sekunden ausgleiten kann (je nach Geräteklasse und Trimmung), bis $v_{\text{min}} \approx 30$ km/h erreicht ist und er ausstoßen und/oder auslaufen muss. Bei einer geringeren $v_{\text{trim}} = 38$ km/h und einer höheren $v_{\text{min}} = 33$ km/h beträgt die Ausgleitzeit nur etwa 1 Sekunde.

- Während des Ausgleitens ist der Anstellwinkel durch Strecken der Arme auf bis zu $\alpha = 35$ Grad zunehmend zu erhöhen, siehe **Bild 2**, um die Höhe halten zu können, bis annähernd die Minimalgeschwindigkeit $v_{\text{min}} \approx 30$ km/h erreicht ist. Der Bügeldruck $-M/1m$ nimmt dabei von 0 auf etwa 90 N zu, wegen der abnehmenden Geschwindigkeit jedoch immer schwächer. Zur Veranschaulichung: 10 N entsprechen einer Kraft von $10/9,81 = 1,02$ kg.

Aus der Wahrnehmung des nachlassenden Fahrtwindes, des Ausstreckens der Arme und der sich abschwächenden Zunahme des Bügeldrucks beim Halten der Höhe und aufgrund seines Zeitgefühls für die Ausgleitzeit muss der Pilot erkennen, wann der Zeitpunkt zum Ausstoßen gekommen ist. Das Gespür für diesen Verlauf, der von Gerät zu Gerät etwas variiert, lässt sich sehr gut in sicherer Höhe üben. Mit Erreichen von v_{min} lässt man den Flügel abnicken. So kann man pro Flug sogar mehrmals 'landen'. Ein Ausstoßen ist wegen der Gefahr, dadurch in einen Tuck zu geraten, unbedingt zu unterlassen!

- Durch das Ausstoßen (innerhalb 0,5-1 Sekunde) wird der bei $\alpha = 35$ Grad noch tragende Flügel schlagartig auf Bremsen bei $\alpha = 45\text{-}55$ Grad umgestellt, um die Geschwindigkeit zum Aufsetzen so schnell wie möglich zu reduzieren und einen Strömungsabriss herbei zu führen, so dass ein mögliches Aufschießen vermieden wird. Der Widerstand von Flügel + Pilot, der während des Ausgleitens fast konstant $W = 150$ N betragen hat, erhöht sich dabei auf $W = 210$ N. Der Stoß drückt den Piloten kurz um etwa $\beta = 5$ Grad nach hinten, bevor ihn der erhöhte Widerstand des Flügels auf $\beta = -7$ Grad nach vorne pendeln lässt.

Wer ein gutes Gespür für sein Gerät entwickelt hat, kann durch ein etwas früheres Ausstoßen einen kleinen Aufschießer wagen, um die anschließend noch auslaufende Bremsstrecke zu verkürzen. Wer sich dagegen noch unsicher fühlt, sollte bei schwierigen Bedingungen, z.B. bei Windstille, statt auszustoßen ab Erreichen der v_{min} unter dem noch tragenden Flügel in großen Schritten mitlaufen, während das Gewicht des Gerätes langsam mit den Schultern aufgenommen wird.

Für das Ausstoßen wie auch das Aufsetzen mit den Füßen und das Auslaufen muss man genügend aufgerichtet hängen, ≥ 45 Grad, siehe **Bild 3**. Hierzu muss der Aufhängepunkt am Gurtzeug nach vorne/oben und/oder der Pilot im Gurtzeug nach hinten/unten rutschen können, so dass der Schwerpunkt des Piloten ausreichend weit hinter den Aufhängepunkt gelangt. Nur dann kann man die Trapezrohre etwa mittig mit den Händen auf Kopfhöhe greifen, was für das Landen aus folgenden Gründen wichtig ist:

- Je weiter oben man das Trapez greift, desto weniger Steuerweg (Strecken der Arme) ist für das Anstellen des Flügels während des Ausgleitens erforderlich, so dass am Ende auch noch weit genug ausgestoßen werden kann.
- Der Stoß erfolgt so optimal, nämlich senkrecht zur Trapezebene und in Richtung der Körperachse:

- Senkrecht zur Trapezebene erzeugt der Stoß bei geringem Steuerweg das maximale Moment zum schlagartigen Anstellen des Flügels bis zum Stall.
- Bei einem Stoß in Richtung der Körperachse kippt der Pilot weder nach hinten noch nach unten, so dass die gesamte Masse des Piloten optimal zur Wirkung kommt.

Nur genügend aufgerichtet kommt man beim Aufsetzen und Auslaufen mit den Füßen unter den Schwerpunkt seines Körpers und den des mit den Schultern aufzunehmenden Gerätes, so dass man nicht stolpernd auf die Knie fällt.

Richtet das Gurtzeug nicht genügend auf, kann sich der Pilot am Trapez in eine aufrechtere Lage hoch hangeln. Dies ist jedoch mit folgenden Nachteilen verbunden:

- Durch das wiederholte Umgreifen kann es zu Steuerfehlern kommen, was Unruhe in das Landen bringt.
- Die Haltekraft stört das Gespür für den Bügeldruck, so dass es schwieriger wird, den Moment zum Ausstoßen zu erwischen.
- Je höher sich ein Pilot hangelt, desto mehr drückt er sich dabei auch nach hinten, so dass Steuerweg verloren geht.

Ein gut aufrichtendes Gurtzeug trägt also entscheidend zu guten Landungen bei.

1 Was erkennt man bereits aus der Geometrie?

Um physikalische Beziehungen in einem System zu erkennen, macht man sich am besten erst einmal ein Bild von dem System. Bereits dadurch fallen einem wesentlich Zusammenhänge auf.

1.1 Haltung des Piloten und Anstellung des Flügels

Bild 3 zeigt einen gut 180 cm großen Piloten, wie er beim Ausgleiten unter dem Drachen hängt. Die Höhe des Trapezes liegt mit gut 150 cm zwischen der Höhe bei Flexiblen und der bei Starren. Die Trapezebene ist, wie bei vielen Flexiblen, gegenüber der Senkrechten zum Kielrohr um knapp 8 Grad nach vorne geneigt. Damit die Trapezbasis im Trimmflug auf Kopfhöhe ist, zeigt das Trapez bei Hochleistern, die mit geringeren Anstellwinkeln fliegen, etwas weiter nach vorne. Noch stärker nach vorne geneigt ist daher das kleinere Trapez Starrer, beim Atos mit etwa 23 Grad.

Der Flügel ist, wie zu Beginn des Gleitens, mit $\alpha \approx 25$ Grad angestellt. Um bei abnehmender Geschwindigkeit die Höhe zu halten, wird der Drachenflügel während des Ausgleitens durch leichtes Strecken der Arme immer weiter angestellt. Am Ende, wenn die Höhe durch ein weiteres Anstellen nicht mehr zu halten ist, hat der Anstellwinkel der Flügelwurzel bzw. des Kielrohrs etwa $\alpha = 35$ Grad erreicht. Bei hoher Schränkung (Anfängergeräte und entspannte Flexible) ist der Flügel am Kielrohr stärker angestellt, bei geringer Schränkung (Starre und gespannte Hochleister) entsprechend weniger, bei Starren mit gesetzter Wölbklappe deutlich weniger, am Ende des Ausgleitens nämlich mit nur etwa 20 Grad. Dabei lernt der Pilot, bei welcher Armstreckung die Höhe nicht mehr zu halten bzw. wann der Zeitpunkt zum Ausstoßen gekommen ist.

Die Drehachse des Flügels und des Piloten liege wegen der hohen Masse des Piloten in seinem Aufhängepunkt am Kielrohr. Dort liegt im Idealfall auch der Schwerpunkt des Gerätes. Bei vielen Geräten, insbesondere Starren, liegt der Geräteschwerpunkt etwas weiter hinten. Der Trapezkopf liegt, wie bei fast allen Geräten, einige Zentimeter hinter dem Aufhängepunkt.

Der Pilot hängt gut 45 Grad aufgerichtet. Die Hände auf Kopfhöhe greifen nicht ganz mittig die Trapezseitenrohre. Der Bügeldruck gegen das Nickmoment und der Luftwiderstand des Piloten drückt diesen nach hinten, ggf. auch noch eine Haltekraft am Trapez, wenn er sich gegen ein Kippmoment des Gurtzeugs am Trapez hoch gehangelt hat. Das Abbremsen durch den Luftwiderstand des Flügels lässt den Piloten aufgrund seiner trägen Masse dagegen nach vorne pendeln. Bei einer zentralen Pilotenaufhängung im Schwerpunkt des Piloten, wie im Bild, entspricht die Auslenkung des Piloten gegenüber dem Lot dem Auslenkwinkel der Aufhängung β . Wird der Pilot nach hinten ausgelenkt, gilt $\beta > 0$. Eine Auslenkung nach hinten wirkt sich ungünstig auf das gewünschte Aufsetzen mit den Füßen unter bzw. etwas vor dem Flügelschwerpunkt aus, eine Auslenkung nach vorne erleichtert dies. Unten angeführte Berechnungen zeigen, dass der Pilot durch den bremsenden Flügel zu Beginn des Ausgleitens etwa 3 Grad nach vorne ausgelenkt wird, am Ende des Ausgleitens hängt er nahezu senkrecht.

1.2 Geometrie des Ausstoßens

In **Bild 3** stößt der Pilot in Richtung seiner Körperachse schräg nach oben aus, und etwa senkrecht zu den Trapezseitenrohren. Sein Ausstoßweg ist geringer, wenn er das Trapez tiefer fasst, weil es unten breiter wird, und wenn er seine Arme zum Anstellen des Flügels schon etwas gestreckt hat. In der dargestellten Konstellation aus Pilotengröße, -lage und -haltung sowie Trapez beträgt der maximal mögliche Ausstoßweg $d_{A,max} \approx 40$ cm. Der Ausstoßwinkel δ_A nimmt mit dem Ausstoßweg d_A zu, mit dem Abstand des Ausstoßweges von der Drehachse des

Flügels als Hebel h jedoch ab, $\sin(\delta_A) \approx d_A/h$. In der Darstellung mit $h \approx 0,9$ m beträgt der maximal mögliche Ausstoßwinkel $\delta_A(d_{A,max}) \approx 25$ Grad.

Das Ausstoßen dreht den Flügel um den Ausstoß-Anstellwinkel α_A nach oben und den Piloten um den Ausstoß-Auslenkwinkel β_A etwas nach hinten, so dass $\delta_A = \alpha_A + \beta_A$. Unten ausgeführte Berechnungen für einen Intermediate (Laminar 14 Easy) zeigen, dass der Pilot bei maximalem Ausstoßen mit $\delta_A = 25$ Grad um gut $\beta_A = 5$ Grad nach hinten gedrückt wird, der Flügel dagegen um knapp $\alpha_A = 20$ Grad angestellt. Die Auslenkung nach hinten besteht jedoch nur kurzzeitig, da die erhöhte Bremswirkung des deutlich stärker angestellten Flügels den Piloten nach vorne pendeln lässt, auf knapp -7 Grad, wie Berechnungen unten zeigen. Mit gestreckt gehaltenen Armen werden so Anstellwinkel von bis zu 55 Grad erreicht, so dass selbst bei hoher Schränkung, bis zu 35 Grad, die Strömung auch am Außenflügel abreißt. Nach oben wird der Anstellwinkel beim Ausstoßen durch Größe und Pfeilung des Flügels bzw. das Kielrohr begrenzt.

Das hier dargestellte Ausstoßen ist schon nahezu optimal, sowohl was das Aufrichten des Gurtzeugs betrifft als auch das Ausstoßen selbst:

- Das Gurtzeug richtet den Piloten auf gut 45 Grad auf, ohne dass der Pilot sich hoch hangeln muss.
- Gut 45 Grad aufgerichtet kann der Pilot das Trapez bereits mit maximaler Wirkung ausstoßen und hängt auch schon aufrecht genug, um mit den Füßen aufsetzen und ggf. auslaufen zu können.

Ein weiteres Aufrichten auf bis zu 60 Grad erleichtert dem Piloten aber noch das Ausstoßen, da sich seine Hände an den Seitenrohren dann etwas vor dem Kopf befinden, eine Haltung, aus der heraus er etwas mehr Stoßkraft entwickeln kann. Aufrechter fällt auch das Aufsetzen und Auslaufen leichter. Außerdem lässt sich höher aufgerichtet im Endanflug das Trapez leichter gezogen halten, um schnell genug zu bleiben.

Ein Gurtzeug, mit dem sich der Pilot nicht bis annähernd 45 Grad aufrichten kann, wirkt sich dagegen mehrfach nachteilig bis gar gefährlich aus:

- Im Endanflug muss er sich verrenken, um die Hände an den Seitenrohren bis zu den Schultern und mehr zurück zu nehmen, um das Trapez weit genug nach hinten ziehen zu können, um schnell genug zu bleiben. Ggf. kommt der wenig aufgerichtete Pilot dann aber noch mit den Händen an die Basis, kann so aber erst später umgreifen.
- Das Trapez kann nur weiter unten gegriffen werden, was zwar einen größeren Hebel h für ein höheres Stoßmoment bedeutet, aber auch einen geringeren Ausstoßwinkel δ_A , so dass ggf. kein vollständiger Strömungsabriss gelingt und der Flügel weniger bremst.

Außerdem liegt man dann zu sehr in Bauchlage, um mit den Füßen aufsetzen zu können. Dies gilt insbesondere für die Lauflandung, bei der der Pilot vor dem Aufsetzen nicht nach vorne pendelt, da es nicht zu einer so starken Bremswirkung wie beim Ausstoßen kommt.

Hangelt sich der Pilot an den Seitenrohren weiter hoch, stört die Haltekraft sein Gespür für den Bügeldruck, der ihm u.A. den richtigen Zeitpunkt zum Ausstoßen anzeigt. Außerdem geht ihm durch die nach vorne gerichtete resultierende Kraft aus Bügeldruck und Haltekraft Steuerweg zum Anstellen des Flügels verloren. Gibt er die Haltekraft auf, kippt er wieder nach unten in Richtung Bauchlage, was eine Landung auf den Füßen fast unmöglich macht.

- Aber auch beim Start will ein solches Gurtzeug den Piloten nach vorne kippen, wenn der Flügel Zug auf die Aufhängung bringt, was den Anstellwinkel unkontrolliert erhöhen und so zu einem gefährlichen Strömungsabriss führen kann.

Darum ist ein Gurtzeug, mit dem sich der Pilot gut aufrichten kann, für das Landen als auch das Starten so wichtig.

Was das Ausstoßen, gut 45 Grad aufgerichtet, selbst betrifft, so kann der Pilot seiner Stoßkraft noch eine gewisse Richtung geben:

- Stößt er in Richtung seiner Körperachse aus, kann der Pilot um seinen Aufhängepunkt im Rücken nicht kippen, so dass der Oberkörper dem Stoß nicht nachgeben kann. Stößt er dabei auch senkrecht zu den Seitenrohren aus, bleibt der Abstand des Stoßes zur Drehachse als Hebel während des Stoßvorgangs maximal. Beides zusammen erzeugt ein maximal mögliches Stoßmoment zur schlagartigen Anstellung des Flügels.
- Stößt der Pilot flacher aus (nach vorne), kippt er um seinen Aufhängepunkt im Rücken nach hinten, was ihn zwar weiter aufrichtet und so das Aufsetzen erleichtert, dem Stoß jedoch Kraft nimmt und den Ausstoßwinkel verringert. Außerdem ist der Hebel zum Anstellen des Flügels dabei kürzer und verkürzt sich während des Ausstoßens noch weiter.
- Stößt der Pilot weiter nach oben aus als er aufgerichtet ist, also leicht nach hinten, kippt er um seinen Aufhängepunkt im Rücken nach unten, Richtung Bauchlage. Hierdurch wird sowohl ein Aufsetzen mit den Füßen erschwert, als auch die Stoßkraft und der Ausstoßwinkel verringert. Außerdem ist der Hebel zum Anstellen des Flügels ebenfalls kürzer, verlängert sich jedoch während des Ausstoßens. Nicht genügend aufgerichtet ist ein Ausstoßen nach oben also kontraproduktiv. Ein Kippen nach unten kann ggf. durch ein angezogenes Neigungsseil vermieden werden.

Greift der Pilot, höher aufgerichtet, auch die Seitenrohre höher, ergeben sich keine weiteren Vorteile. Bei einem höheren Griff muss er das Trapez zwar weniger breit fassen, was eine höhere Stoßkraft ermöglicht, gleichzeitig verkürzt dies aber auch den Hebel für das Stoßmoment, was eine höhere Stoßkraft erfordert. Auch verschenkt er durch die hoch gestreckten Arme mehr an Ausstoßweg als er durch die weniger breite Fassung der Seitenrohre gewinnt. Dadurch bleibt der Ausstoßwinkel trotz eines geringeren Abstands (Hebels) zur Drehachse etwa gleich.

Das empfohlene 'Ausstoßen nach oben' meint also, schräg nach oben in Richtung der Körperachse, die gut 45 bis 60 Grad aufgerichtet ist, zu stoßen, etwa senkrecht zu den mittig gegriffenen Seitenrohren. Die Richtung des Ausstoßens ist also durch das Aufrichtverhalten des Gurtzeugs vorgegeben, bzw. ein effektives Ausstoßen nach oben setzt ein genügendes Aufrichten voraus. Wenig aufgerichtet nach oben auszustoßen bewirkt nur, dass der Pilot noch weiter nach unten kippt. Abgesehen davon ist es auch körperlich schwierig, über die Körperachse hinaus nach oben bzw. hinten auszustoßen.

Die Betrachtung der geometrischen Verhältnisse zeigt auch, wie wichtig für kleinere Piloten (Pilotinnen) mit kürzeren Armwegen und i.d.R. geringeren Kräften kleinere Geräte mit kleineren Trapezen sind.

2 Was zeigen zudem die physikalischen Zusammenhänge?

Eine Betrachtung der physikalischen Zusammenhänge soll klären,

- wie hoch die interessierenden Kräfte sind,
- wie sich die Kräfte und die Geschwindigkeit im Verlauf der Landung verändern, und
- wie sich die Lage des Piloten während der Landung verändert, wie weit er beim Ausgleiten, Ausstoßen und Abbremsen um den Auslenkwinkel β aus der Senkrechten ausgelenkt wird, da dies Auswirkungen auf das Anstellen des Flügels und das Aufsetzen mit den Füßen hat.

Die interessierenden Kräfte sind neben dem Gewicht von Gerät und Pilot primär

- das Nickmoment des Flügels, welches der Pilot als Bügeldruck wahrnimmt, mit seinem Verlauf während der Landung,
- die Widerstände des Flügels und des Piloten, die Pilot und Gerät nach dem Abfangen abbremsen, und
- der Auftrieb des Flügels, der während des Ausgleitens das Gewicht von Flügel und Pilot trägt, nach dem Ausgleiten beim Abbremsen durch Ausstoßen und/oder Auslaufen nur noch teilweise bzw. immer weniger.

Zur Berechnung der Auslenkung ist das Momentengleichgewicht um die gemeinsame Drehachse von Flügel und Pilot zu betrachten. Umfassend gilt, siehe **Bild 3**:

$$\bullet \quad M_F = M_{F,N} + M_{F,D} + M_{F,T} = M_{P,P} + M_{P,D} + M_{P,T} = M_P.$$

Das Moment des Flügels M_F , bestehend aus seinem aerodynamischen Nickmoment $M_{F,N}$, seinem Dämpfungsmoment $M_{F,D}$ und seinem Trägheitsmoment $M_{F,T}$, muss über den Körper des Piloten von einem Moment des Piloten M_P , bestehend aus dessen Pendelmoment $M_{P,P}$, Dämpfungsmoment $M_{P,D}$ und Trägheitsmoment $M_{P,T}$, ausgeglichen werden. Dabei ist:

- $M_{F,N} = f(\alpha, v, F, t_B, \rho)$, mit α = Anstellwinkel, v = Geschwindigkeit, F = Fläche des Flügels, t_B = Bezugsflügeltefe $\approx t_m$ = mittlere Flügeltefe, ρ = Luftdichte.
- $M_{F,D} = f(d\alpha/dt, F, \rho)$, mit $d\alpha/dt$ = Winkelgeschwindigkeit des Flügels um die Drehachse.
- $M_{F,T} = m_F \cdot r_F \cdot d\alpha/dt^2$, mit m_F = Masse des Flügels, r_F = Abstand der Flügelmasse von der Drehachse des Flügels, $d\alpha/dt^2$ = Winkelbeschleunigung des Flügels um die Drehachse.
- $M_{P,P} = G_P \cdot L \cdot \sin(\beta) - B_P \cdot L \cdot \cos(\beta)$,
mit L = Länge Pilotenaufhängung bis Pilotenschwerpunkt, β = Auslenkwinkel, und
 - $G_P = A/(1 + m_F/m_P)$, Gewichtskraft Pilot mit A = Auftrieb, m_P = Masse des Piloten.
Ist $A = G = (m_F + m_P) \cdot 9,81$, ist $G_P = m_P \cdot 9,81$ das Gewicht des Piloten. Im Fallen, wenn $A < G$, verringert sich die Gewichtskraft, wie z.B. nach dem Ausstoßen.
 - $B_P = W_P - W_F/(1 + m_F/m_P)$, mit W_P = Widerstand Pilot, W_F = Widerstand des Flügels, der im Drehpunkt des Flügels angreife. Da W_F sehr viel größer als W_P , ist i.d.R. $B_P < 0$.

$M_{P,P}$ steht für ein erweitertes Pendelmoment, bei dem auf den hängenden Piloten nicht nur sein Gewicht wirkt, sondern auch sein Luftwiderstand und seine Trägheitskraft durch das Abbremsen bei der Landung.

- $M_{P,D} = f(d\beta/dt, F_P, \rho)$, mit $d\beta/dt$ = Winkelgeschwindigkeit des Piloten um die Drehachse, F_P = Fläche des Piloten.
- $M_{P,T} = m_P \cdot L \cdot d\beta/dt^2$, mit $d\beta/dt^2$ = Winkelbeschleunigung des Piloten um die Drehachse.

Als weitere Kräfte sind also noch die Trägheitskräfte aufgrund der Massen von Flügel und Pilot und ihren Beschleunigungen zu berücksichtigen.

Der für die Lage des Piloten interessierende Auslenkwinkel β ergibt sich demnach aus dem von β abhängigen Pendelmoment des Piloten $M_{P,P}$ über das System der Momentengleichungen in Abhängigkeit von $d\beta/dt$, $d\beta/dt^2$, α , $d\alpha/dt$ und $d\alpha/dt^2$.

Dieses nichtlineare Differentialgleichungssystem 2. Ordnung für die instationäre Bewegung des Ausgleitens und Ausstoßens ist allerdings nicht bzw. nur numerisch lösbar.

Beschränkt man sich jedoch auf bestimmte Punkte, die mehr oder weniger stationäre Flugphasen voneinander trennen, siehe **Bild 1**, nämlich den Beginn des Ausgleitens nach dem Abfangen, das Ende des Ausgleitens vor dem Ausstoßen, das Ausstoßen selbst und das Abbremsen nach dem Ausstoßen, ergeben sich hierfür vereinfachte Gleichungen, die sich analytisch lösen lassen. In jeder Flugphase will sich ein spezifisches Momentengleichgewicht einstellen bzw. stellt sich mit der Zeit ein. Werte für den kontinuierlichen Verlauf können durch Überlagerungen der Phasen eingegrenzt und so gut geschätzt werden.

2.1 Zusammenhänge beim Ausgleiten

Während im Gleitflug die Resultierende Luftkraft R aus Auftrieb und Widerstand senkrecht nach oben gerichtet ist und das Gewicht G von Pilot und Gerät ausgleicht, zeigt beim horizontalen Ausgleiten der Auftrieb A senkrecht nach oben und gleicht das Gewicht aus, $A = G$, siehe **Bild 1**. Der Luftwiderstand des Flügels W_F zeigt waagrecht nach hinten und bremst, die Resultierende Luftkraft R ist entsprechend nach hinten geneigt. Ohne Vortrieb durch das Gewicht (wie beim Gleitflug) verliert der Drachen daher an Geschwindigkeit, hier von 40 km/h auf die Minimalgeschwindigkeit $v_{\min} = 30$ km/h gemäß der DHV-Testberichte, so dass der Flügel zunehmend anzustellen ist, um den notwendigen Auftrieb zu erhalten. Dem entspricht eine Erhöhung des Auftriebsbeiwerts von $c_A = 1,1$ bei 40 km/h auf den unrealistisch hohen Maximalwert $c_{A,\max} = 1,9$ bei $v_{\min} = 30$ km/h, siehe unten. Ein realistischer geringerer maximaler Beiwert erfordert eine höhere Minimalgeschwindigkeit, wie sich auch aus den Messfahrten des DHV ergibt, siehe unten. Dennoch wird hier standardmäßig weiter von der (zu) geringen $v_{\min} = 30$ km/h der Testberichte ausgegangen. Für eine höhere v_{\min} ändern sich die für 30 km/h ermittelten Ergebnisse entsprechend. So werden z.B. die Ausgleitzeit und die Ausgleitstrecke mit einer höheren v_{\min} kürzer.

Mit dem Anstellwinkel nimmt auch der Beiwert des Luftwiderstands des Flügels $c_{W,F}$ zu, etwa von 0,10 auf 0,21, während sein Widerstand selbst wegen der abnehmenden Geschwindigkeit kaum zunimmt, etwa von 111 auf 131 N, siehe weiter unten. Der Gesamtwiderstand von Flügel + Pilot, zum Landen aufgerichtet, bleibt nahezu konstant, etwa bei 150 N.

Wird der Flügel über den Anstellwinkel des Trimmflugs hinaus angestellt, $\alpha > \alpha_{\text{trim}}$, entsteht ein negatives Nickmoment $M_{F,N}$ (der Flügel will abnicken), was vom Piloten ausgeglichen wird, indem er das Trapez nach vorne drückt (Bügeldruck), siehe **Bild 3**. Der Beiwert des Nickmoments wird $c_M \approx -0,10$, das Moment selbst $M_{F,N} \approx -90$ Nm. Der Bügeldruck, der beim Anfliegen mit Überfahrt negativ war (Zug), wird nach dem Abfangen null und nimmt während des Ausgleitens in etwa 2 Sekunden auf 90 N = 9,2 kp zu (bei einem Hebel von 1 m, bzw. wenn man das Trapez 1 m vom Kielrohr entfernt fasst). Dieses Moment des Flügels würde den Piloten wie auch sein Luftwiderstand W_F nach hinten auslenken. Dem wirkt jedoch ein Moment aus der Bremskraft aus dem Luftwiderstand des Flügels entgegen, das den Piloten nach vorne auslenken will. Insgesamt wird der Pilot dadurch zu Beginn des Ausgleitens um knapp 3 Grad nach vorne ausgelenkt, am Ende des Ausgleitens vor dem Ausstoßen hängt er fast wieder senkrecht. Genaueres hierzu findet sich weiter unten.

Auch aus dem zu spürenden Verlauf des Bügeldrucks beim Halten der Höhe lernt der Pilot, wann der Zeitpunkt zum Ausstoßen gekommen ist.

Richtet das Gurtzeug nicht genügend auf, kann sich der Pilot an den Trapezseitenrohren weiter hoch ziehen, hoch hangeln, was aber zu Steuerfehlern führen kann. Da er sich an den Seitenrohren hoch gezogen halten muss, verliert er das Feingefühl für den Bügeldruck, an dem

er sich mit hinsichtlich Ausstoßen orientiert. Die schräg nach vorne gerichtete Haltekraft, siehe **Bild 3**, drückt den Piloten nach hinten und reduziert so den Steuerweg zum Anstellen des Flügels. Gibt der Pilot die Haltekraft auf, kippt er nach unten zurück in Richtung Bauchlage. Eine genaue Analyse des Hochhangels findet sich in einem eigenen Kapitel hierzu unten.

Das horizontale Ausgleiten findet sein Ende, wenn sich der Auftriebsbeiwert durch ein weiteres Anstellen des Flügels nicht mehr erhöhen lässt. Dann nimmt auch der Bügeldruck kaum noch zu, wie die Betrachtung der einzelnen Kräfte weiter unten zeigt.

Da die Strömung an einem Profil ab einem Anstellwinkel $\alpha \approx 20$ Grad beginnt, sich abzulösen, ist beim Ausgleiten, sobald der Flügel an der Flügelwurzel (Kielrohr) über 20 Grad angestellt wird, bereits ein Teil der Fläche, vom Kielrohr ausgehend, von Strömungsablösung betroffen, und zwar umso mehr, je geringer der Flügel geschränkt ist. Diese zunehmende Ablösung führt dazu, dass der Auftriebsbeiwert bei einer Erhöhung des Anstellwinkels erst weniger zunimmt, dann gleich bleibt, und schließlich, wenn der überwiegende Teil der Fläche von Ablösung betroffen ist, wieder abnimmt. Bei einem stärker geschränkten Flügel zieht sich dieser Übergang über einen größeren Anstellwinkelbereich hin. Reißt die Strömung schließlich auch an den Außenflächen des Flügels ab, so dass auch hinten der Auftrieb einbricht, lässt auch der Bügeldruck kurz spürbar nach. Bei starker Schränkung muss der Flügel dazu entsprechend stark angestellt werden. Geschieht dies nicht bzw. ist dies z.B. aufgrund der Geometrie nicht möglich, bleibt dieses Signal aus.

Das Fenster zum Ausstoßen beginnt, sobald die Höhe nicht mehr gehalten werden kann bzw. eine Idee zuvor, und endet spätestens dann, wenn der Bügeldruck kurz nachlässt. Die Füße sollten dann immer noch 0,5 m über dem Boden sein, damit man mit dem Drachen noch genügend abbremsen kann, bevor man mit den Füßen aufsetzt. Je früher man in diesem Fenster ausstößt, umso wichtiger ist es, so schnell und so weit wie möglich auszustoßen, damit die Strömung abrupt vollständig abreißt und das Gerät nicht (übermäßig) hochschießt.

Dem Fenster zum Ausstoßen entspricht vmtl. dem in den DHV-Testberichten genannten 'zu findenden Moment des Stallens', wobei es sich eigentlich nur bei wenig geschränkten Flügeln um einen kleinen zu treffenden Bereich handelt, der nur über wenige Anstellwinkel reicht. Daher liest man in den Testberichten, der 'Moment des Stallens' sei bei Anfängergeräten der Klasse 1, also stark geschränkten Geräten, 'einfach zu finden', bei wenig(er) geschränkten Geräten wie Intermediates, Klasse 2, sowie Hochleistern und Starren, Klasse 3 (E), 'mittelschwer zu finden'. Ob nun aber in einem großen verschmierten Bereich der optimale Punkt zum Ausstoßen leichter zu finden ist als in einem kurzen aber dafür markanten Bereich, erscheint mir noch fraglich. Mit 'einfach zu finden' ist daher wohl auch eher gemeint, dass es einen großen Bereich gibt, in dem man ausstoßen kann, ohne befürchten zu müssen, (übermäßig) hoch zu schießen.

Da beim Ausgleiten, abgesehen von Steuerkorrekturen durch den Piloten, praktisch keine Drehgeschwindigkeiten und Drehbeschleunigungen des Flügels auftreten, und damit keine Dämpfungs- und Trägheitsmomente entstehen, $M_{P,D}$, $M_{P,T}$, $M_{F,D}$ und $M_{F,T} \approx 0$, reduziert sich die Gleichung für das Momentengleichgewicht beim Ausgleiten auf

- Pendelmoment Pilot $M_{P,P} = -$ Nickmoment Flügel $M_{F,N}$, mit

$$M_{P,P} = (G_P \cdot \sin(\beta) - B_P \cdot \cos(\beta)) \cdot L, \text{ mit}$$

$G_P = A/(1 + m_F/m_P) = m_P \cdot 9,81 =$ Gewicht des Piloten, da beim Ausgleiten der Auftrieb das Gesamtgewicht der Massen von Flügel und Pilot ausgleicht, $A = G = (m_P + m_F) \cdot 9,81$.

$B_P = W_P - W_F/(1 + m_F/m_P) =$ Auf die Masse des Piloten wirkende Bremskraft aus den Luftwiderständen von Flügel und Pilot.

Das Pendelmoment des Piloten $M_{P,P} = (G_P \cdot \sin(\beta) - B_P \cdot \cos(\beta)) \cdot L$ erreicht die Extremwerte $G_P \cdot L$ für $\beta = 90$ Grad und $B_P \cdot L$ für $\beta = 0$ Grad, so dass es nur in diesen Grenzen zu einem Momentengleichgewicht beitragen kann.

Für quantitative Aussagen zu den Vorgängen beim Ausgleiten, das nach dem Abfangen mit einer Geschwindigkeit $v_0 \approx 40$ km/h beginnt und mit einer Mindestgeschwindigkeit nahe der Stallgeschwindigkeit $v_1 = v_{\min} \geq v_{\text{stall}} \approx 30$ km/h endet, sind neben dem Gewicht des Piloten verlässliche Werte für das Nickmoment, den Auftrieb und den Widerstand des Flügels sowie für den Widerstand des Piloten zu ermitteln.

2.1.1 Auftrieb und Nickmoment des Flügels

Zum Auftrieb $A = c_A \cdot \rho/2 \cdot v^2 \cdot F$ [N], zur Resultierenden Luftkraft $R = c_R \cdot \rho/2 \cdot v^2 \cdot F$ [N] und zum Nickmoment $M_{F,N} = f(\alpha, v, F, t_B, \rho)$ [Nm] eines Flügels bei $v = 40$ km/h liegen mir folgende Messungen der DHV-Prüfstelle vor:

- Aus 2013 für den Intermediate Icaro Laminar 14 Easy von 1998, Modell 2005, mit $F = 14,5$ m² bei 10,2 m Spannweite und der Masse $m_F = 29$ kg, bei loser VG, für $-7 \leq \alpha \leq 35$ Grad.
- Aus 2011 für den Hochleister Guggenmos Bullet Spectrum SP-12 von 1989 mit $F = 13,6$ m² bei 12 m Spannweite, von mir 2011 umgebaut, mit tragenden und außen gesteuerten Sprögs statt VG und einer Masse $m_F = 37$ kg, für $-13 \leq \alpha \leq 45$ Grad.

Die aufgrund von Störungen (Fahrbahnstöße ...) stark streuenden Messwerte sind in geglätteter Form als Excel-Grafiken über dem Anstellwinkel α [Grad], bezogen auf das Kielrohr, auf DIN-A4-Seiten in einem entsprechend kleinen Maßstab dargestellt, so dass nur grobe Werte zu entnehmen sind:

	Laminar 14 Easy 1998, Modell 2005					SP-12 1989, Umbau 2011				
α	A	c_A	R	$M_{F,N}$	c_M	A	c_A	R	$M_{F,N}$	c_M
0	-	-	-	-	-	0	0,000	70	+ 120	0,103
4	0	0,000	70	+ 80	0,051	-	-	-	-	-
27	1.400	1,277	1.400	0	0,000	1.540	1,498	1.560	0	0,000
35	1.460	1,332	1.470	- 150	-0,096	1.470	1,429	1.510	- 140	-0,120
45	-	-	-	-	-	1.470	1,429	1.550	- 190	-0,163

Diese Werte sind zudem noch abzustimmen, denn im Trimpunkt, definiert durch $M_{F,N} = 0$, hier bei einem Anstellwinkel $\alpha = 27$ bei beiden Geräten, muss die Resultierende Luftkraft gleich dem Gewicht sein, $R = G$, beim Ausgleiten muss $A = G$ gelten.

Zum Auftrieb:

Mit einem Piloten von 90 kg beträgt das Gesamtgewicht für den Laminar 14 Easy mit 29 kg $G = 1.167$ N, für den SP-12 mit 37 kg $G = 1.246$ N. Die hier erreichten Luftkräfte bei $\alpha = 27$ und 40 km/h liegen mit 1.400 N beim Laminar und 1.560 N beim SP-12 deutlich über den Gewichtslasten. Soll der Trimpunkt mit $\alpha = 27$ beibehalten werden, muss also langsamer geflogen werden, der Laminar mit $v_{\text{trim},27^\circ} = 36,5$ km/h, der SP-12 mit $v_{\text{trim},27^\circ} = 36$ km/h. Soll die Trimmgeschwindigkeit dagegen 40 km/h betragen, wie hier für Intermediates angenommen, muss mit kleineren Anstellwinkeln geflogen werden, der Laminar mit $\alpha_{\text{trim},40\text{km/h}} \approx 23$ Grad, der SP-12 mit $\alpha_{\text{trim},40\text{km/h}} \approx 22$ Grad, siehe Anhang.

Für den Beginn des Ausgleitens wird daher, für Intermediates, von einer Trimmgeschwindigkeit $v_{\text{trim}} \approx 40$ km/h bei einem Anstellwinkel $\alpha_{\text{trim},40\text{km/h}} \approx 25$ Grad ausgegangen. Der notwendige Auftriebsbeiwert berechnet sich für 40 km/h, eine zu tragende Masse von 120 kg und eine Tragfläche von 14 m² bei einer Luftdichte von 1,225 kg/m³ zu $c_A = 1,1$.

Das Ausgleiten soll mit dem Ausstoßen beendet werden, wenn die Minimalgeschwindigkeit des Gerätes erreicht wird, kurz bevor der Stall eintritt, die vollständige Strömungsablösung. Als Minimalgeschwindigkeit wird für Drachen in den DHV-Testberichten durchweg ein Wert $v_{\min} \approx 30$ km/h angegeben, für den Laminar 14 Easy sogar nur 29 km/h. Für den SP-12 enthält die Gerätedatenbank des DHV keinen Testbericht. Der Anstellwinkel an der Flügelwurzel (Kielrohr) dürfte für eine $v_{\min} \approx 30$ km/h je nach Schränkung $\alpha_{v_{\min}} \approx 35$ Grad betragen.

Die Messwerte oben zeigen jedoch, dass der SP-12 mit $\alpha > 27$ Grad nicht noch mehr Auftrieb erzielt, eher weniger, so dass mit dem SP-12 gar nicht langsamer als mit 36 km/h geflogen werden kann. Und der Laminar 14 Easy kommt mit $\alpha = 35$ Grad auch nur auf 35,8 km/h gegenüber 36,5 km/h bei $\alpha = 27$ Grad. Selbst bei einem federleichten Piloten mit nur 70 kg (statt 90) braucht der Laminar 14 Easy noch eine $v_{\min} = 32,6$ km/h bei $\alpha = 35$ Grad, der SP-12 eine $v_{\min} = 33$ km/h bei $\alpha = 27$ Grad. Sollte der Laminar mit nur 30 km/h noch fliegen können, so müsste sein Auftriebsbeiwert $c_A = 1,9$ betragen, ein Wert, der von einem Flügel ohne Auftriebshilfen wie z.B. Klappen nicht zu erreichen ist. Nach den DHV-Messfahrten erreicht der Laminar dagegen nur einen maximalen aber glaubwürdigen Auftriebsbeiwert $c_{A,\max} = 1,3$ bei $\alpha = 35$ Grad, der SP-12 ein $c_{A,\max} = 1,5$ bei $\alpha = 27$ Grad.

Nur zu einem kleinen Teil ließen sich die geringeren $c_{A,\max}$ aus den Messfahrten dadurch erklären, dass sich das Segel eines Flexiblen mit zunehmender Last schränkt, was den maximal möglichen Auftrieb etwas mindert. Daher ist zur Beurteilung der Langsamflugeigenschaften, insbesondere für das Landen, zu wünschen, für größere Anstellwinkel $15 \leq \alpha \leq 50$ Grad Messfahrten mit nur 30-35 km/h durchzuführen.

Obwohl die aus den DHV-Testberichten bekannte geringe $v_{\min} \approx 30$ km/h mit einem maximalen Auftriebsbeiwert $c_{A,\max} \approx 1,9$ (bei $\alpha = 35$ Grad) fraglich erscheint, wird sie weiter als maßgeblicher Anhaltspunkt angenommen, was bei den Ergebnissen zu bedenken ist. Bei einer höheren Minimalgeschwindigkeit wird nämlich u.A. das Ausgleiten entsprechend früher beendet. Mehr zur Minimalgeschwindigkeit von Drachen findet sich im Anhang.

Zum Nickmoment:

Bei beiden Geräten wird das bei 40 km/h gemessene Nickmoment bei einem Anstellwinkel $\alpha = 27$ Grad null, $M_{F,N,27^\circ} = 0$. Für $\alpha < 27$ Grad wird das Moment zunehmend positiv, aufrichtend, für $\alpha > 27$ Grad zunehmend negativ. Sein Anstieg beträgt im Durchschnitt $dM_{F,N}/d\alpha \approx -10$ Nm/Grad. Der Anstieg ist jedoch nicht konstant, wie etwa bei starren Flügeln, sondern beträgt für Anstellwinkel oberhalb des Trimpunkts im Bereich $27 < \alpha < 35$ ca. -18 Nm/Grad, im Bereich $35 < \alpha < 45$ nur noch ca. -5 Nm/Grad. Das aufrichtende Nickmoment für Anstellwinkel unterhalb des Trimpunkts im Bereich $\alpha_{A=0} \approx 0 < \alpha < 27$ Grad nimmt deutlich schwächer zu, beim Laminar 14 Easy nur mit $-3,5$ Nm/Grad, beim SP-12 mit $-4,5$ Nm/Grad.

Abgestimmt auf das Gewicht als durch den Auftrieb bei 40 km/h zu tragende Last, sind die Geräte durch mehr Schwerpunktvorlage so zu trimmen, dass das Nickmoment für entsprechend kleinere Anstellwinkel null wird, beim Laminar für $\alpha = 23$ Grad, beim SP-12 für $\alpha = 22$ Grad, siehe oben.

Am Ende des Abfangens durchfliegt man den Trimpunkt mit $M_{F,N} = 0$ bei $v_{\text{trim}} = 40$ km/h und beginnt so das Ausgleiten. Für den Anstellwinkel und die Geschwindigkeit des Trimpunkts eines Intermediate wird der runde Wert $\alpha_{\text{trim},40\text{km/h}} \approx 25$ Grad angenommen, so dass $M_{F,N,25^\circ,40\text{km/h}} = 0$. Ist das Gerät langsamer getrimmt, z.B. bei loser VG für minimales Sinken, beginnt das Ausgleiten mit $M_{F,N} = 0$ bei einer geringeren Geschwindigkeit entsprechend später.

Wird der Anstellwinkel beim Ausgleiten erhöht, um Auftrieb und Höhe zu halten, wird das Nickmoment negativ. Für $\alpha = 35$ Grad, bei dem ein Intermediate seinen maximalen Auftriebsbeiwert erreicht, mit dem das Ausgleiten endet, wurden $M_{F,N,35^\circ,40\text{km/h}} = -150$ Nm für den

Laminar und $M_{F,N,35^\circ,40\text{km/h}} = -140 \text{ Nm}$ für den SP-12 gemessen. Die hierfür berechneten Beiwerte betragen $c_{M,35^\circ,40\text{km/h}} = -0,10$ für den Laminar und $c_{M,35^\circ,40\text{km/h}} = -0,12$ für den SP-12.

Für das Ende des Ausgleitens, wenn die Geschwindigkeit nur noch 30 km/h beträgt, sind die Werte für das Nickmoment bei $\alpha = 35$ Grad und 40 km/h auf die 30 km/h gemäß

- $M_{F,N,35\text{Grad},30\text{km/h}} = M_{F,N,35\text{Grad},40\text{km/h}} * (30/40)^2$

umzurechnen, wobei konstante Beiwerte $c_{M,35^\circ}$ angenommen werden.

Danach erhält man $M_{F,N,35\text{Grad},30\text{km/h}} = -150 * 9/16 = -84,4 \text{ Nm}$ für den Laminar und $M_{F,N,35\text{Grad},30\text{km/h}} = -140 * 9/16 = -78,8 \text{ Nm}$ für den SP-12.

Da die Schränkung des Flügels eines Flexiblen bei geringerer Last bzw. Geschwindigkeit abnimmt, dürften die Beiwerte bei $\alpha = 35$ Grad für 30 km/h noch etwas negativer sein als für 40 km/h, $c_{M,35^\circ,30\text{km/h}} < c_{M,35^\circ,40\text{km/h}}$, was noch etwas negativere Werte für das Nickmoment am Ende des Ausgleitens bedeutet.

Für einen Intermediate am Ende des Ausgleitens wird daher ein Nickmoment $M_{F,N,35\text{Grad},30\text{km/h}} = 90 \text{ Nm}$ angenommen, für den Beiwert $c_{M,35^\circ,30\text{km/h}} = 1,1$.

2.1.2 Widerstand des Flügels

Der Widerstand eines Flügels W_F wird von der Prüfstelle bei der Musterprüfung auf Nickstabilität zwar gemessen, jedoch nicht veröffentlicht. Aus der Resultierenden Luftkraft R (Totale Luftkraft) und dem Auftrieb A ließe sich der Widerstand W_F nach Pythagoras $W_F = (R^2 - A^2)^{1/2}$ berechnen, sofern genügend genaue Werte für R und A vorliegen, da sich A und R mit zunehmenden Gleitzahlen (kleinen W_F) erst in den letzten Stellen unterscheiden. Dies ist mit den bloßen Grafiken nicht gegeben, siehe obige Tabelle. Lediglich anhand einiger mir bekannter Messprotokolle und amerikanischer Messungen (HGMA) lassen sich folgende Werte für den Luftwiderstand eines Flügels für bestes Gleiten bei voll gespanntem Flügel abschätzen:

Geräteklasse	Anfängergerät	Intermediate	Hochleister	Starrer
W_F [N]	110	90	75	60

Da Flexible mit weitgehend entspanntem Segel (keine bis kaum VG) gelandet werden, Starre mit voll gesetzten Wölbklappen, liegt der Widerstand des Flügels beim Landen eher im Bereich von 100 N.

Um annähernd zu verlässlichen Werten für den Widerstand eines Drachenflügels während des Ausgleitens zu kommen, sind die Grafiken der Messfahrten anhand folgender Zusammenhänge zu analysieren:

- Die Resultierende Luftkraft des Flügels bei null Auftrieb entspricht seinem schädlichen Widerstand, dem Widerstand aufgrund der Luftreibung, $R_{A=0} = W_{F,s}$. Er beträgt anhand der Messfahrten sowohl für den Laminar 14 Easy wie auch den SP-12 $W_{F,s} = 70 \text{ N}$, siehe oben. Der schädliche Widerstand ist weitgehend vom Anstellwinkel unabhängig, sein Beiwert also nahezu konstant, $c_{W,s} = W_{F,s}/(\rho/2 * v^2 * F) \approx \text{konstant}$.
- Für den Beiwert des induzierten Widerstands $c_{W,i}(\alpha)$, der aus dem Anstellen einer Fläche zusammen mit deren Auftrieb entsteht, nennt die klassische Flügeltheorie für eine elliptische Auftriebsverteilung die Faustformel $c_{W,i}(\alpha) = c_A(\alpha)^2/(\pi * \text{Str})$, mit $\text{Str} = Sp/t_m$ (Streckung des Flügels = Spannweite / mittlere Flügeltiefe). Für eine nicht-elliptische Verteilung ist der Beiwert etwas höher.
- Der Gesamtwiderstand $c_W(\alpha)$ ist die Summe aus schädlichem und induziertem Widerstand, $c_W(\alpha) = c_{W,s} + c_{W,i}(\alpha)$.
- Die maximale Gleitzahl $c_A(\alpha)/c_W(\alpha) = c_A(\alpha)/(c_{W,s} + c_{W,i}(\alpha))$ wird erreicht, wenn $c_{W,i}(\alpha) = c_{W,s}$. Dies ergibt sich daraus, dass für die maximale Gleitzahl, wie für das Minimum ihres Kehrwerts $(c_{W,s} + c_{W,i}(\alpha))/c_A(\alpha) = (c_{W,s} + c_A(\alpha)^2/(\pi * \text{Str}))/c_A(\alpha) = c_{W,s}/c_A(\alpha) + c_A(\alpha)/(\pi * \text{Str}) =$

$c_{W,s} * c_A(\alpha)^{-1} + c_A(\alpha)/(\pi * Str)$, die notwendige Bedingung für die 1. Ableitung, $d(c_{W,s} * c_A(\alpha)^{-1} + c_A(\alpha)/(\pi * Str))/dc_A(\alpha) = 0$, erfüllt sein muss. Die Ableitung nach $dc_A(\alpha)$ ergibt $-c_{W,s} * c_A(\alpha)^{-2} + 1/(\pi * Str) = 0$ bzw. $1/(\pi * Str) = c_{W,s} * c_A(\alpha)^{-2}$. Multipliziert man diese Gleichung mit $c_A(\alpha)^2$, so erhält man $c_A(\alpha)^2/(\pi * Str) = c_{W,i}(\alpha) = c_{W,s}$.

Dies gilt universell. Erhöht sich der Beiwert des schädlichen Widerstands durch z.B. den Piloten, ist der Beiwert des induzierten Widerstands um denselben Betrag zu erhöhen, indem man den Flügel etwas mehr anstellt, um weiter so gut wie möglich zu gleiten.

Für größere Anstellwinkel α wird $c_{W,i}(\alpha) > c_{W,s}$, für kleinere $c_{W,i}(\alpha) < c_{W,s}$.

Aufgrund des Messwertes $R_{A=0} = W_{F,s} = 70 \text{ N}$ gemäß a) müsste der Gesamtwiderstand für bestes Gleiten nach c) und d) $W_F = 2 * W_{F,s} = 140 \text{ N}$ betragen, was deutlich über den oben genannten 90 N für einen Intermediate bei bestem Gleiten liegt, für dessen Anteile nach d) $W_{F,s} = W_{F,i} = 45 \text{ N}$ gelten muss.

Errechnet man aus den Messwerten für $\alpha_{A=0}$ und $\alpha = 27 \text{ Grad}$ die Beiwerte für $W_{F,s}$ nach a) und $W_{F,i}$ nach b), so ergibt sich:

α	Laminar 14 Easy				SP-12			
	$c_{W,s}$	c_A	$c_{W,i}$	c_W	$c_{W,s}$	c_A	$c_{W,i}$	c_W
0	-	-	-	-	0,0681	0,0000	0,0000	0,0681
4	0,0638	0,0000	0,0000	0,0638	-	-	-	-
27	0,0638	1,2768	0,0723	0,1362	0,0681	1,4975	0,0674	0,1355

Die Bedingung $c_{W,s} = c_{W,i}(\alpha)$ für bestes Gleiten wird hier tatsächlich nahezu erfüllt, insbesondere für den SP-12, wobei jedoch die Auftriebsbeiwerte c_A für einen Auftrieb $A = G$ bei 40 km/h deutlich zu hoch sind, so dass $A > G$. Da auch der gemessene schädliche Widerstand mit $W_{F,s} = 70 \text{ N}$ gegenüber dem eher gültigen Wert von 45 N für einen Intermediate zu hoch erscheinen, dürften auch die Beiwerte für den schädlichen Widerstand $c_{W,s}$ zu hoch sein.

Rechnet man die c_A auf niedrigere $c_{A=G}$ bei entsprechend niedrigeren Anstellwinkeln α für $A = G$ um, ergeben sich wegen b) auch geringere induzierte Beiwerte $c_{W,i,A=G}(\alpha)$, die die von α unabhängigen schädlichen Beiwerte $c_{W,s}$ erst recht zu groß erscheinen lassen, da für eine nicht-elliptische Auftriebsverteilung $c_{W,s} < c_{W,i}$, gelten muss:

α	Laminar 14 Easy				SP-12			
	$c_{W,s}$	$c_{A=G}$	$c_{W,i,A=G}$	$c_{W,A=G}$	$c_{W,s}$	$c_{A=G}$	$c_{W,i,A=G}$	$c_{W,A=G}$
0	-	-	-	-	0,0681	0,0000	0,0000	0,0681
4	0,0638	0,0000	0,0000	0,0638	-	-	-	-
22	-	-	-	-	0,0681	1,2115	0,0441	0,1122
23	0,0638	1,0647	0,0503	0,1141	-	-	-	-

Für den Trimmzustand eines Intermediate für bestes Gleiten mit $v_{trim} = 40 \text{ km/h}$ und $\alpha_{trim} = 25 \text{ Grad}$, mit dem das Ausgleiten beginnt, sind demnach als passende Beiwerte für den Widerstand des Flügels gemäß d) $c_{W,s,40km/h} = c_{W,i,40km/h} = 0,05$ anzusehen. Damit ergeben sich für die Widerstände einer Fläche $F = 14 \text{ m}^2$ bei einer Luftdichte $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ $W_{F,s,40km/h} = W_{F,i,40km/h} = 53 \text{ N}$ bzw. den Gesamtwiderstand $W_{F,40km/h} = W_{F,s} + W_{F,i} = 106 \text{ N}$. Da die zugrunde liegenden Messwerte bei loser VG ermittelt wurden, gelten auch diese Werte für einen Flügel bei loser VG wie beim Landen. Für einen Starren mit stark bis voll gesetzten Klappen dürfte der Beiwert für den schädlichen Widerstand noch höher liegen.

Der Zusammenhang b) $c_{W,i}(\alpha) = c_A(\alpha)^2/(\pi * Str)$ für den induzierten Widerstandsbeiwert bei nach a) konstantem Beiwert für den schädlichen Widerstand des Flügels $c_{W,F,s}$ eignet sich auch, um annähernd verlässliche Werte für den Widerstand während des Ausgleitens zu gewinnen, bei dem der Anstellwinkel α und damit $c_{W,i}(\alpha)$ zunehmen, während die Geschwindigkeit v abnimmt.

Das Abnehmen der Geschwindigkeit während des Ausgleitens auf $v_1 = k * v_0$ gegenüber der Anfangsgeschwindigkeit v_0 wird dabei durch den Faktor $0 < k = v_1/v_0 < 1$ definiert.

Für den konstanten Beiwert des schädlichen Widerstands des Flügels $c_{W,F,s}$ schreibt sich so

- $c_{W,F,s,k*v} = c_{W,F,s,v} = c_{W,F,s}$.

Der schädliche Widerstand $W_{F,s}$ nimmt damit nur mit dem Quadrat der Geschwindigkeit ab,

- $W_{F,s,k*v} < W_{F,s,v} = W_{F,s,v} * k^2$.

Die Beiwerte des induzierten Widerstands $W_{F,i}$ hängen vom Quadrat des Auftriebsbeiwertes c_A ab, $c_{W,i} = c_A^2/(\pi * Str)$, siehe b). Da der Auftrieb während des Ausgleitens konstant bleiben muss, $A_{k*v} = c_{A,k*v} * \rho/2 * F * (k * v)^2 = A_v = c_{A,v} * \rho/2 * F * v^2 = G$, gilt für die Auftriebsbeiwerte während des Ausgleitens $c_{A,k*v} = c_{A,v} * 1/k^2$. Dadurch erhält man für die Beiwerte des induzierten Widerstands $c_{W,i,k*v}/c_{W,i,v} = c_{A,k*v}^2/c_{A,v}^2 = (c_{A,v} * 1/k^2)^2/c_{A,v}^2 = 1/k^4$:

- $c_{W,i,k*v} > c_{W,i,v} = c_{W,i,v}/k^4$.

Der Beiwert des induzierten Widerstands $c_{W,i}$ nimmt also mit der 4. Potenz von $1/k$ zu.

Da der Widerstand mit dem Quadrat der Geschwindigkeit zunimmt, $W = c_w * \rho/2 * v^2 * F$, nimmt der induzierte Widerstand $W_{F,i}$ selbst nur mit der 2. Potenz von $1/k$ zu:

- $W_{F,i,k*v} > W_{F,i,v} = W_{F,i,v}/k^2$.

Entspricht die Geschwindigkeit zu Beginn des Ausgleitens der optimalen Geschwindigkeit für maximales Gleiten, $v = v_0 = v_{opt}$, so dass

- $c_{W,i,v} = c_{W,F,s}$, (siehe d),

erhält man für den Beiwert des induzierten Widerstands für $k * v < v$

- $c_{W,i,k*v} = c_{W,F,s}/k^4$.

Der Beiwert für den Gesamtwiderstand beträgt zu Beginn des Ausgleitens mit $v = v_0 = v_{opt}$

- $c_{W,F,v} = 2 * c_{W,F,s}$,

und nach Abnahme der Geschwindigkeit auf $k * v$ (am Ende des Ausgleitens)

- $c_{W,F,k*v} = c_{W,F,s} + c_{W,F,s} * 1/k^4 = c_{W,F,s} * (1 + 1/k^4)$.

Für den Gesamtwiderstand selbst gilt zu Beginn des Ausgleitens mit $W_{F,s,v} = W_{F,i,v} = W_{F,v}/2$

- $W_{F,v} = W_{F,s,v} + W_{F,i,v} = 2 * W_{F,s,v} = 2 * W_{F,i,v}$.

Mit $W_{F,s,v} = W_{F,i,v} = W_{F,v}/2$ erhält man für den Gesamtwiderstand nach Abnahme der Geschwindigkeit auf $k * v$ (am Ende des Ausgleitens)

- $W_{F,k*v} = W_{F,s,k*v} + W_{F,i,k*v} = W_{F,s,v} * k^2 + W_{F,i,v}/k^2 = W_{F,v}/2 * (k^2 + 1/k^2) > W_{F,v}$.

Nimmt die Geschwindigkeit beim Ausgleiten von 40 auf 30 km/h ab, ist also $30 = k * 40$, so hat der Faktor k den Wert $k = 3/4$, $k^2 = 9/16$, und für den Widerstand gilt $W_{F,30km/h} = 1,17 * W_{F,40km/h}$. Beträgt der Widerstand eines Flügels zu Beginn des Ausgleitens $W_{F,40km/h} = 106$ N, siehe oben, so nimmt er bis zum Ende des Ausgleitens auf $W_{F,30km/h} = 124$ N zu.

2.1.3 Widerstand des Piloten

Aufgrund von Messungen im Windkanal beträgt der Beiwert des schädlichen Luftwiderstands eines zur Landung aufgerichteten Piloten, bezogen auf eine Stirnfläche von 1 m^2 , $c_{W,P,1qm} \approx 0,5$. Hieraus ergibt sich bei einer Luftdichte von $1,225 \text{ kg/m}^3$ für 40 km/h ein Widerstand des Piloten $W_{P,40km/h} = 38$ N, für 30 km/h $W_{P,30km/h} = 21$ N.

Will man den auf 1 m² bezogenen Beiwert des Piloten $c_{W,P,1qm}$ zum Beiwert des schädlichen Widerstands des Flügels $c_{W,F,s}$ dazu schlagen, so muss man ihn, wie den Beiwert des Flügels, auf dessen Flügelfläche F beziehen, $c_{W,s} = c_{W,F,s} + c_{W,P,1qm}/F$. So ergibt sich z.B. mit $c_{W,F,s} = 0,05$ für $F = 14,5 \text{ m}^2$, siehe oben, und $c_{W,P,1qm} = 0,5$: $c_{W,s} = 0,05 + 0,5/14,5 = 0,085$.

2.1.4 Ausgleitstrecke und Ausgleitzeit

Kennt der Pilot 'seine' Ausgleitzeit, kann sie ihm neben dem Strecken seiner Arme zur Anstellung des Flügels, dem zunehmenden Bügelndruck und dem abnehmenden Fahrtwind einen weiteren Hinweis geben, um den richtigen Zeitpunkt zum Ausstoßen zu finden.

Die Ausgleitstrecke taugt dagegen wie die Geschwindigkeit über Grund nicht als ein solches Indiz, da beide auch stark vom Wind abhängen. Da die Geschwindigkeit über Grund leicht zu Fehleinschätzungen führen kann, sollte der Pilot darauf bedacht sein, ihre Wahrnehmung auszublenden, indem er seinen Blick beim Ausgleiten auf den Horizont richtet.

Hier werden die Ausgleitstrecke und die Ausgleitzeit auch berechnet, um einzuschätzen, wie stimmig die hier ermittelten und zugrunde gelegten Widerstandswerte erscheinen.

Die Bremsarbeit E_b durch den Widerstand von Flügel und Pilot W während des Ausgleitens über die Strecke s der Länge SG muss der Abnahme der Bewegungsenergie E_v der von der Geschwindigkeit v_0 auf die Geschwindigkeit $v_1 = k * v_0$ abgebremsten Masse m entsprechen:

- $m/2 * (v_0^2 - v_1^2) = \int_{0-SG} W(s) * ds$.

Wird für den Gesamtwiderstand $W(s)$ angenommen, dass er sich während des Ausgleitens linear verändert (erhöht), so ergibt sich für das Integral $\int_{0-SG} W(s) * ds = (W_0 + W_{SG})/2 * SG$. Dabei sei der Widerstand am Beginn der Ausgleitstrecke $W_0 = W(s=0) = W(v_0) = W_v$, und der Widerstand am Ende $W_{SG} = W(s=SG) = W(v_1=k*v_0) = W_{k*v}$.

Ist zu Beginn des Ausgleitens $c_{W,i,v} = c_{W,F,s}$, weil wieder wie oben $v_0 = v_{opt}$, so erhält man für die Beiwerte der Widerstände $W_{F,v}$ und $W_{F,k*v}$ des Flügels

- $c_{W,F,v} = c_{W,F,s} + c_{W,i,v} = 2 * c_{W,F,s}$ und
- $c_{W,F,k*v} = c_{W,F,s} + c_{W,i,k*v} = c_{W,F,s} + c_{W,i,v}/k^4 = c_{W,F,s} * (1 + 1/k^4)$.

Für die Summe der Widerstände $W_{F,v} + W_{F,k*v}$ ergibt sich daraus mit $v_1 = k * v_0$, $0 < k < 1$,

- $W_{F,v} + W_{F,k*v} = \rho/2 * F * (2 * c_{W,F,s} * v_0^2 + c_{W,F,s} * (1 + 1/k^4) * k^2 * v_0^2)$
 $= \rho/2 * v_0^2 * F * c_{W,F,s} * (2 + k^2 + 1/k^2)$.

Für die Summe der Widerstände des Piloten bei v_0 und $k * v_0$ erhält man mit seinem Beiwert $c_{W,P,1qm}$

- $W_{P,v} + W_{P,k*v} = \rho/2 * v_0^2 * c_{W,P,1qm} * (1 + k^2)$.

Die Summe der Widerstände von Flügel + Pilot ist demnach

- $W_v + W_{k*v} = \rho/2 * v_0^2 * (F * c_{W,F,s} * (2 + k^2 + 1/k^2) + 1 * c_{W,P,1qm} * (1 + k^2))$.

Mit der Energieerhaltung $m/2 * (v_0^2 - v_1^2) = m/2 * v_0^2 * (1 - k^2) = (W_v + W_{k*v})/2 * SG$ folgt hieraus

- $m * v_0^2 * (1 - k^2) = \rho/2 * v_0^2 * (F * c_{W,F,s} * (2 + k^2 + 1/k^2) + 1 * c_{W,P,1qm} * (1 + k^2)) * SG$,

und so für die Ausgleitstrecke nach dem Abfangen mit $v_0 \approx v_{opt}$ bis zum Ausstoßen bei $v_1 \approx v_{stall}$ mit $0 < k = v_1/v_0 < 1$

- $SG = 2 * m/\rho * (1 - k^2)/(F * c_{W,F,s} * (2 + k^2 + 1/k^2) + 1 * c_{W,P,1qm} * (1 + k^2))$.

Die Ausgleitstrecke hängt also von der Masse m von Flügel und Pilot, der Luftdichte ρ , der Flügelfläche F , dem Beiwert für den schädlichen Widerstand des Flügels $c_{W,F,s}$ und des Piloten $c_{W,P,1qm}$ sowie dem Geschwindigkeitsverhältnis $k = v_1/v_0 \approx v_{stall}/v_{opt}$ ab.

Danach errechnet sich für ein Masse $m = 120 \text{ kg}$, eine Fläche $F = 14,5 \text{ m}^2$, der Luftdichte $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$, einem Beiwert für den schädlichen Widerstand des Flügels $c_{W,F,s} = 0,05$ und des Piloten $c_{W,P,1qm} = 0,5$, siehe oben, sowie $k = 30/40$ bzw. $k^2 = 9/16$ bei Windstille eine Ausgleitstrecke $SG = 21,8 \text{ m}$.

Kennt man die Widerstandswerte von Flügel + Pilot zu Beginn und am Ende des Ausgleitens, $W(v_0)$ und $W(v_1)$, und nimmt man einen linearen Verlauf des Widerstand an, so ergibt sich die Ausgleitstrecke SG direkt aus

- $m/2 * (v_0^2 - v_1^2) = (W(v_0) + W(v_1))/2 * SG$.

Die Bewegungsenergie $m/2 * (v_0^2 - v_1^2)$ für die Masse $m = 120 \text{ kg}$ und die Geschwindigkeiten $v_0 = 40 \text{ km/h}$ und $v_1 = 30 \text{ km/h}$ beträgt 3.241 Nm . Für die Widerstände von Pilot + Flügel eines Intermediate wurden oben $W(v_0) = 38 + 106 = 144 \text{ N}$ und $W(v_1) = 21 + 124 = 145 \text{ N}$ ermittelt. Geht man von einem aufgerundeten mittleren Gesamtwiderstand $W = 150 \text{ Nm}$ aus, so erhält man als Ausgleitstrecke $SG = 3.241/150 = 21,6 \text{ m}$. Die Ausgleitzeit bei einer angenommenen mittleren Geschwindigkeit $v_m = 36 \text{ km/h} = 10 \text{ m/s}$ beträgt dann $t_{SG} = 2,2 \text{ s}$.

Eine Ermittlung der Ausgleitzeit für einen konstanten Widerstand kommt ohne die Annahme einer mittleren Geschwindigkeit v_m aus, siehe unten, und bestätigt diesen Wert.

Diese Berechnungen einer Ausgleitstrecke bei Windstille, die etwa 4 hintereinander geparkten VW-Golf entspricht, erscheinen plausibel. Beobachtet man Landungen, so ist die reine Ausgleitstrecke allerdings kaum genau zu erkennen, da meist in einem sehr flachen Bogen über einige Sekunden und eine lange Strecke abgefangen wird, bevor dann der Abfangbogen fließend in das dazu vergleichsweise kurze Ausgleiten übergeht. Wird mit noch überhöhter Geschwindigkeit an den Boden gegangen, verlängert sich das Gleiten gleich doppelt: Es muss mehr Bewegungsenergie abgebaut werden und der dies bewirkende Beiwert des Widerstands ist anfangs aufgrund des flacher anzustellenden Flügels geringer. Der Bügel muss so lange leicht gezogen werden, bis die Geschwindigkeit bis zur Trimmgeschwindigkeit abgenommen hat.

Der Beginn der hier gemeinten Ausgleitzeit und Ausgleitstrecke ist durch das Verschwinden des Bügeldrucks bei Erreichen von v_{trim} definiert, egal ob dies bereits während des Abfangens geschieht oder erst nach einer längeren Gleitstrecke, anstatt idealer Weise genau zu Beginn des Gleitens über dem Boden. Wird v_{trim} bereits früh erreicht, auch z.B. für einen kleinen Platz, wird die Landung windanfälliger und kann zu einem Reinplopsen führen. Bei genügend großer Landefläche ist zu empfehlen, mit etwas Überfahrt an den Boden zu gehen.

Mit einer kleineren Trimmgeschwindigkeit, wie z.B. bei einem Anfängergerät mit größerer Fläche, mehr Schränkung und weniger Masse sowie einem langsamer getrimmten Gerät, und/oder einer größeren Minimalgeschwindigkeit, verkürzt sich die Ausgleitzeit. So ergibt sich z.B. für einen Intermediate wie oben mit der geringeren $v_{trim} = 38 \text{ km/h}$ (statt 40) die kürzere Ausgleitzeit $t_{SG} = 1,8 \text{ s}$ (statt 2,2), mit der außerdem höheren $v_{min} = 33 \text{ km/h}$ (statt 30) die noch kürzere $t_{SG} = 1,1 \text{ s}$.

Im DHV-Info 177 vom August 2012 findet sich eine Übersetzung eines Artikels des neuseeländischen Drachen- und Gleitschirmpiloten Jim Rooney, der 4 Landetechniken beschreibt, beginnend mit der Lauflandung, der Trim+1-Technik, der 2-Phasen-Technik und der Technik für Experten. Grundsätzlich solle man mit Überfahrt an den Boden gehen, um, wie er meint, den Bodeneffekt zu nutzen. Bei der Trim+1-Technik, besonders geeignet für nicht getunte Drachen mit Werkseinstellung, solle der Pilot bei Erreichen der Trimmgeschwindigkeit, wenn der Bügel nicht mehr nach vorne ziehe, nach 1 Sekunde rausdrücken. Hier wird demnach von 1 Sekunde Ausgleitzeit ausgegangen, wie oben für einen Intermediate bei $v_{trim} = 38 \text{ km/h}$ und $v_{min} = 33 \text{ km/h}$ berechnet. Peter Cröniger vom DHV merkt dazu an, dass der Autor wohl einen Trimm für geringstes Sinken bei loser VG zugrunde lege.

Wie weit der Zeitpunkt, an dem der BÜgel nicht mehr nach vorne will, als Vorsignal für das Ausstoßen taugt, ist für mich noch fraglich. Bisher habe ich nur auf meine Körperhaltung, den Fahrtwind und den BÜgeldruck geachtet. Nach meiner Einschätzung erfolgt der Übergang von einem BÜgel, der nach vorne will, zu einem, der nach hinten will, fließend und nicht so scharf, dass sich hieraus sekundengenau der Zeitpunkt zum Ausstoßen ableiten ließe. Hier fehlen mir noch Erfahrungen, sowohl eigene wie auch welche anderer Piloten.

2.1.5 Verlauf der Geschwindigkeit, des Anstellwinkels und des BÜgeldrucks

Während sich der Pilot eines Flugzeugs beim Landen (Abfangen und Ausgleiten) neben der abnehmenden Höhe hauptsächlich an der ihm angezeigten Geschwindigkeit orientiert, muss der Drachenpilot mit der Wahrnehmung des Fahrtwindes, seiner ausgestreckten Arme (Steuerweg) zur Anstellung des Flügels und des BÜgeldrucks (Steuerdruck) auskommen. Dabei gilt der während des Ausgleitens degressiv zunehmende BÜgeldruck als der wesentliche Hinweis für den Zeitpunkt des Ausstoßens.

Muss zum Anfliegen mit etwas mehr als Trimmgeschwindigkeit der BÜgel leicht gezogen werden, lässt man den BÜgel zum Abfangen kommen, so dass der Anstellwinkel zunimmt, die Flugbahn flacher wird und die Geschwindigkeit abnimmt, bis man den Trimmzustand durchfliegt und der Zug des BÜgels aufhört. Damit beginnt das Ausgleiten, bei dem nach ca. 2 Sekunden die Minimalgeschwindigkeit erreicht wird und aufgesetzt werden muss, so dass der verschwindende Zug des BÜgels auch einen ersten Hinweis auf den Zeitpunkt des Ausstoßens bedeutet. Während des Ausgleitens muss der Anstellwinkel zum Halten der Höhe zunehmend erhöht werden, so dass gegen das nun negativ werdende Nickmoment immer mehr BÜgeldruck aufgebracht werden muss. Durch ein Gespür für diesen BÜgeldruck und dessen Verlauf kann der Pilot zusammen mit der Wahrnehmung des nachlassenden Fahrtwindes und seiner für den hohen Anstellwinkel auszustreckenden Arme das Finden des Zeitpunkts zum Ausstoßen erlernen. Diese Wahrnehmung bis zum Ausstoßen lässt sich in sicherer Höhe sehr gut trainieren. So kann man in einem Flug sogar mehrmals 'landen'. Auf keinen Fall sollte man dabei ausstoßen, um sich nicht durch ein scharfes Abnicken versehentlich zu überschlagen und in den gefährlichen Tuck zu geraten. Eine gute Vorstellung vom Verlauf der wahrzunehmenden Größen zu haben, dürfte beim Üben des Landens helfen.

Widerstand und Beschleunigung:

Um den Verlauf der Geschwindigkeit, des Anstellwinkels bzw. der Armhaltung und des Nickmoments bzw. BÜgeldrucks ermitteln zu können, ist zunächst der Verlauf des Widerstands von Flügel und Pilot und das daraus resultierende Bremsen während des Ausgleitens zu betrachten, siehe **Bild 4**.

Für den bremsenden Widerstand von Flügel + Pilot, $W = W_F + W_P$, ist oben bereits festgestellt worden, dass dieser während des Ausgleitens nahezu konstant bleibt, hier $W \approx 150 \text{ N}$. Dabei nimmt der rein schädliche Widerstand des Piloten aufgrund des konstanten Beiwertes mit dem Quadrat der Geschwindigkeit ab, also degressiv, so dass der überwiegend induzierte Widerstand des Flügels bei konstantem Gesamtwiderstand degressiv zunehmen muss.

Ist der Widerstand W konstant, ist auch die abbremsende Beschleunigung $b = W/m$ konstant. Sie beträgt bei einer Masse $m = 120 \text{ kg}$ und $W = 150 \text{ N}$ $b = 150/120 = 1,25 \text{ m/s}^2$.

Geschwindigkeit, Ausgleitstrecke und Ausgleitzeit:

Ist die Beschleunigung $b = W/m$ konstant, gilt für die Geschwindigkeit $v(t) = v_0 - b \cdot t$. Sie nimmt also ausgehend von $v_0 \approx v_{\text{trim}}$ während des Ausgleitens linear mit der Zeit t ab, siehe **Bild 4**, mit $b = 1,25 \text{ m/s}^2$ um $1,25 \text{ m/s} = 4,5 \text{ km/h}$ pro Sekunde. Ein Abbremsen von $v_0 = 40 \text{ km/h} = 11,11 \text{ m/s}$ auf $v_{\text{SG}} = 30 \text{ km/h} = 8,33 \text{ m/s}$, also um $2,78 \text{ m/s}$, erfolgt daher in einer Ausgleitzeit $t_{\text{SG}} = (v_0 -$

$v_{SG}/b = 2,78/1,25 = 2,2$ s. Nach der Beziehung $s(t) = \int v(t)dt = v_0 * t - b/2 * t^2 = (v_0 - b/2 * t) * t$ erhält man mit $t = t_{SG} = 2,2$ s für die Länge der Ausgleitstrecke $SG = (11,11 - 1,25/2 * 2,2) * 2,2 = 21,6$ m. Wie es sein muss, entsprechen diese Ergebnisse für die Ausgleitstrecke SG und die Ausgleitzeit t_{SG} den obigen Berechnungen nach dem Gesetz der Energieerhaltung.

Auftrieb und Anstellwinkel:

Nimmt die Geschwindigkeit $v(t) = v_0 * k(t)$ mit dem Faktor $k(t)$ linear ab, wobei $k(t=0) = 1$, muss der Auftriebsbeiwert $c_A(t) = G/F * 2/\rho * 1/v_0^2 * 1/k(t)^2$ mit linear abnehmendem $k(t)$ progressiv zunehmen, damit der Auftrieb während des Ausgleitens $A = c_A(\alpha, t) * \rho/2 * F * v(t)^2 = G$ konstant bleibt. Da der Gradient des Auftriebsbeiwertes von Flügeln $dc_A/d\alpha$ nahezu konstant ist, bei Drachen z.B. $dc_A/d\alpha = 0,06/\text{Grad}$, muss der Pilot, um den Auftrieb $A = G$ zu erhalten, den Anstellwinkel $\alpha(t) = \alpha_{A=0} + c_A(t)/(dc_A/d\alpha)$ beim Ausgleiten progressiv erhöhen, siehe **Bild 4**.

Bügeldruck bzw. Nickmoment:

Der Bügeldruck B ergibt sich aus dem Nickmoment M und dem Abstand der Hände des Piloten am Trapez vom Drehpunkt des Flügels h als Hebel gemäß $B = -M/h$.

Für das Nickmoment im Schwerpunkt bei x_S gilt $M = M_{A=0} + A * (x_S - x_N)$. Da für Nickstabilität der Schwerpunkt bei x_S vor dem Neutralpunkt bei x_N liegen muss, muss $x_S - x_N < 0$ sein.

Mit $M = c_M * \rho/2 * F * t_m * v^2$, $A = c_A * \rho/2 * F * v^2$ und $c_A(t) = G/F * 2/\rho * 1/v_0^2 * 1/k(t)^2$ bei $A = G$ erhält man, wieder mit $v(t) = v_0 * k(t)$, wobei $k(t=0) = 1$, für den Beiwert des Nickmoments:

- $c_M(t) = c_{M,A=0} + c_A(t) * (x_S(t) - x_N)/t_m = c_{M,A=0} + G/F * 2/\rho * 1/v_0^2 * 1/k(t)^2 * (x_S(t) - x_N)/t_m$.

Als Bezugsflügeltiefe t_B wird hier und im Folgenden wieder statt der Flügeltiefe im Neutralpunkt des Flügels die einfach zu ermittelnde mittlere Flügeltiefe $t_m = F/\text{Spannweite}$ verwendet.

Demnach nimmt der Beiwert des Nickmoments $c_M(t)$ beim Ausgleiten mit linear abnehmender Geschwindigkeit bzw. abnehmendem $k(t) \leq 1$ entsprechend der progressiven Zunahme des Anstellwinkels α bzw. Auftriebsbeiwertes $c_A(t)$ progressiv ab bzw. wird zunehmend negativer, siehe **Bild 5**, wobei der Beiwert für das Null-Auftrieb-Moment $c_{M,A=0}$ und auch die Schwerpunktvorlage $x_S(t) - x_N < 0$ als nahezu konstant angesehen werden.

Auch die Messfahrten mit dem Laminar 14 Easy und dem SP-12 zeigen, dass die Nickmomente $M(\alpha)$ für konstant 40 km/h, und damit auch ihre Beiwerte $c_M(\alpha)$, mit α linear abnehmen, $dc_M/d\alpha \approx -0,014$ 1/Grad (Laminar 14 Easy) bzw. $-0,015$ 1/Grad (SP-12). Auch daher muss $c_M(t)$ mit t progressiv abnehmen, wenn $\alpha(t)$ mit t progressiv zunimmt.

Für das von v^2 abhängige Moment selbst gilt $M(t) = c_M(t) * \rho/2 * v(t)^2 * F * t_m$, so dass

- $M(t) = c_{M,A=0} * \rho/2 * F * t_m * v_0^2 * k(t)^2 + G * (x_S(t) - x_N)$.

Es setzt sich aus einem konstanten negativen Anteil $G * (x_S(t) - x_N) < 0$ und einem mit abnehmender Geschwindigkeit $v(t)$ bzw. abnehmendem $k(t)$ degressiv abnehmenden positiven Anteil $c_{M,A=0} * \rho/2 * F * t_m * v_0^2 * k(t)^2 > 0$ zusammen.

Im Trimpunkt bei $t = 0$ mit $k(t=0) = 1$ und $v(t=0) = v_0 = v_{trim}$ muss für das Moment $M(t=0) = 0$ gelten, so dass sich der negative und der positive Anteil ausgleichen, $c_{M,A=0} * \rho/2 * F * t_m * v_{trim}^2 + G * (x_S(t) - x_N) = 0$, siehe **Bild 5**.

Das negative Nickmoment bzw. der Bügeldruck nimmt also während des Ausgleitens trotz immer weiter angestelltem Flügel aufgrund der abnehmenden Geschwindigkeit immer weniger zu. Dieser sich kaum noch erhöhende Bügeldruck zeigt mit an, dass der Zeitpunkt zum Ausstoßen unmittelbar bevorsteht. Spätestens wenn jetzt der Bügeldruck nachlässt, weil die Strömung auch am Außenflügel abreißt, ist sofort auszustoßen. Aber auch, wenn man nur wenig früher kräftig ausstößt, lässt sich der Flügel zum Abbremsen stellen, ohne dass es zu einem (hohen) Aufschleier kommt, siehe unten.

Nicht berücksichtigt wurde hier, dass sich die Schwerpunktvorlage $x_S(t) - x_N < 0$ aufgrund der Steuerung um die Querachse durch eine Verlagerung des Schwerpunkts x_S verändert. Für ein Anstellen des Flügels ist $x_S(t)$ zu erhöhen, so dass sich der Abstand $x_S(t) - x_N$ verringert. Bei einem angestellten Flügel verringert sich außerdem die für das Nickmoment als Hebel wirksame Projektion des Abstands. Beides führt zu einer Abschwächung des Nickmoments, seines negativen Anteils. Bei abgelöster Strömung wandert der Neutralpunkt x_N der betroffenen Flächen in Richtung ihres Flächenschwerpunkts nach hinten. Dies wiederum führt zu einem stärkeren Nickmoment, erhöht seinen negativen Anteil. Wie sich hier Drachen genau verhalten, sich z.B. Geräteklassen voneinander unterscheiden, kann nur anhand ausreichend vieler Messdaten gesagt werden.

2.1.6 Auslenkung des Piloten

Würde der Pilot beim Ausgleiten durch den Bügeldruck nach hinten ausgelenkt werden, würde Steuerweg für das Anstellen des Flügels verloren gehen. Es zeigt sich jedoch, dass der Pilot zu Beginn des Ausgleitens durch den bremsenden Luftwiderstand des Flügels bei noch geringem Bügeldruck leicht nach vorne ausgelenkt wird und erst am Ende des Ausgleitens, wenn der Bügeldruck stark zugenommen hat, nahezu senkrecht hängt.

In der Gleichung für das Momentengleichgewicht $M_{P,P} = -M_{F,N}$ beim Ausgleiten lässt sich mit der in **Bild 3** angeführten Formel für das Pendelmoment des Piloten

- $M_{P,P} = (G_P \cdot \sin(\beta) - B_P \cdot \cos(\beta)) \cdot L$, siehe oben,

der für das Gleichgewicht notwendige Auslenkwinkel β nur durch Einsetzen und Probieren ermitteln, denn eine Auflösung der Gleichung nach β ist nicht möglich.

Der Auslenkwinkel β lässt sich dagegen explizit berechnen, wenn man vom Vektor der im Schwerpunkt des Piloten angreifenden Pendelkraft \underline{P} aus $G_P = A/(1 + m_F/m_P)$ und $B_P = W_P - W_F/(1 + m_F/m_P)$ ausgeht, siehe **Bild 6**.

Der Betrag des Vektors \underline{P} beträgt

- $P = (G_P^2 + B_P^2)^{1/2}$ [N].

Sein Richtungswinkel γ ergibt sich aus dem Zusammenhang $B_P/P = \sin(\gamma)$:

- $\gamma = \arcsin(B_P/P)$ [arc].

Der Abstand D der Wirkungslinie von \underline{P} zum Drehpunkt des Flügels als Hebel muss so groß sein, dass das Pendelmoment des Piloten $M_{P,P} = P \cdot D$ das Nickmoment des Flügels $M_{F,N}$ ausgleicht, $M_{P,P} = P \cdot D = -M_{F,N}$, so dass

- $D = -M_{F,N}/P$ [m].

Aus dem geometrischen Zusammenhang $D/L = \sin(-\gamma - (-\beta))$ mit einer Pilotenaufhängung der Länge L , siehe **Bild 6**, ergibt sich schließlich für den genauen Auslenkwinkel

- $\beta = \arcsin(D/L) + \gamma$ [arc] = $\arcsin(D/L) + \arcsin(B_P/P)$ [arc], wobei β [Grad] = β [arc] $\cdot 180/\pi$.

Vereinfachte annähernde Ansätze und weitere Hinweise zur Berechnung der Auslenkung finden sich im Anhang.

Mit den oben für einen Intermediate (Laminar 14 Easy) ermittelten Werten für den Auftrieb $A = G$, das Nickmoment $M_{F,N}$, das den Piloten über das Trapez nach hinten drückt (Bügeldruck), und den bremsenden Widerstand W_F des Flügels, durch den der Pilot nach vorne pendeln will, sowie für den Widerstand des Piloten W_P , der ihn wiederum nach hinten drückt, errechnet sich schließlich mit der Länge der Pilotenaufhängung $L = 1,2$ m bis zum Schwerpunkt des Piloten die daraus resultierende Auslenkung des Piloten β :

Ausgleiten	α [Grad]	v [km/h]	A = G [N]	$M_{F,N}$ [Nm]	W_P [N]	W_F [N]	W [N]	β [Grad]
Beginn	20 – 25	40	1.177	0	38	111	149	- 2,94
Ende	35	30	1.177	88	21	131	152	- 0,23

Zu Beginn des Ausgleitens, wenn der Flügel bereits bremst, das Nickmoment im Bereich der Trimmgeschwindigkeit aber noch nahezu null ist, wird der Pilot um knapp 3 Grad nach vorne ausgelenkt. Am Ende hängt er jedoch durch das dann wirkende negative Nickmoment von fast 90 Nm nahezu wieder senkrecht, bei einer Pilotenaufhängung der Länge $L = 1,4$ statt 1,2 m hängt er knapp 1 Grad nach vorne ausgelenkt.

2.1.7 Hochhangeln

Richtet das Gurtzeug nicht genügend auf, sondern nur < 45 Grad, hangeln sich viele Piloten an den Trapezseitenrohren für eine aufrechtere Lage hoch, denn nur, wenn der Pilot genügend aufgerichtet ist, kann er beim Landen mit den Füßen aufsetzen.

Ein Hochhangeln ist jedoch mit folgenden Nachteilen verbunden:

- Das wiederholte Umgreifen beim Hochhangeln kann zu Steuerfehlern führen, was in nur noch geringer Höhe Risiken birgt.
- Während man sonst nach dem Aufrichten lediglich den Bügeldruck aus dem Nickmoment aufnimmt, hängt hoch gehangelt auch ein Teil des Pilotengewichts am Trapez. Durch diese hinzu kommende Haltekraft H wird das Gespür für den Bügeldruck und seine Zunahme während des Ausgleitens gestört, so dass es schwieriger wird, den richtigen Zeitpunkt zum Ausstoßen zu erwischen.
- Um die Anstellung des Flügels nicht zu beeinflussen, muss die Haltekraft in Richtung der Trapezebene verlaufen. Damit hat sie eine waagerechte Komponente, die den Piloten nach hinten auslenkt, so dass ihm für das Anstellen des Flügels Steuerweg verloren geht und er ggf. für das Aufsetzen keinen vollständigen Strömungsabriss erreicht.
- Um die Haltekraft zu erhalten, muss die Gegenkraft zum Bügeldruck (wie auch die Stoßkraft beim Ausstoßen) senkrecht zum schräg nach unten zeigenden Kraftvektor \underline{H} bzw. senkrecht zur Trapezebene ausgerichtet sein, so dass der resultierende Kraftvektor aus Bügeldruck und Haltekraft nach vorne wirkt, und damit vom optimalen Steuerweg für das Anstellen des Flügels senkrecht zur Trapezebene abweicht.

Da die Stoßkraft senkrecht zur Trapezebene ein Vielfaches der Haltekraft beträgt, verläuft auch der resultierende Kraftvektor aus Haltekraft und Stoßkraft nahezu senkrecht zur Trapezebene, so dass Hochhangeln die Wirksamkeit des Ausstoßens kaum beeinträchtigt.

Bild 7 zeigt wieder einen gut 45 Grad aufgerichteten Piloten. Die 45 Grad werden jedoch nur erreicht, weil er teilweise am Trapez hängt. Ohne sich am Trapez zu halten, würde ihn sein Gurtzeug nur so weit aufrichten, bis sein Schwerpunkt senkrecht unter dem Aufhängepunkt hängt. Hier würden nur gut 15 Grad erreicht, da der Aufhängepunkt im Rücken nicht weit genug nach vorne kann.

Das Hochhangeln bzw. Hängen am Trapez soll bzw. darf den Anstellwinkel des Flügels nicht beeinflussen. Dazu

- a) muss die Wirkungslinie der Haltekraft \underline{H} durch den Drehpunkt des Flügels gehen, also annähernd in Richtung der Trapezebene verlaufen, und
- b) die senkrechte Wirkungslinie der Gewichtskraft des Piloten G_P darf sich nicht verschieben.

Würde sich der Pilot nur ans Trapez hängen, anstatt sich schräg nach vorne abzustützen, würde er den Anstellwinkel verringern. Würde sich die Wirkungslinie von G_P verschieben, müsste sich das System neu mit einem anderen Anstellwinkel einpendeln. Für die Wirkungslinie von G_P ist in **Bild 7** vereinfachend angenommen, dass diese ebenfalls genau durch den

Drehpunkt des Flügels geht. Tatsächlich ist der Pilot beim Ausgleiten minimal (0,2 bis 3 Grad) nach vorne ausgelenkt.

Unter diesen Bedingungen entsteht durch das Hochhangeln ein waagerechter Abstand a zwischen dem nach hinten gedrückten Aufhängepunkt am Gurtzeug und dem Schwerpunkt des Piloten. Dieser Abstand hängt davon ab, um welchen Winkel γ sich der Pilot durch das Hochhangeln weiter aufrichtet, und wie groß der zuvor senkrechte Abstand d zwischen dem Aufhängepunkt am Gurtzeug und dem Schwerpunkt des Piloten ist:

- $a = d * \sin(\gamma)$.

Aus diesem Abstand a und der Länge L der Aufhängung vom Kielrohr bis zum Schwerpunkt des Piloten ergibt sich unmittelbar bereits die Auslenkung der Aufhängung durch Hochhangeln:

- $\beta_H = \arcsin(a/(L - d)) = \arcsin(d * \sin(\gamma)/(L - d)) = \arcsin(\sin(\gamma)/(L/d - 1))$.

Die Auslenkung ist wie zu erwarten umso größer, je mehr man sich durch Hochhangeln aufrichtet.

Aufgrund des notwendigen Gleichgewichts der waagerechten Kräfte muss die waagerechte Komponente der Haltekraft H_w durch eine waagerechte Rückstellkraft K_R an der Pilotenaufhängung ausgeglichen werden.

Die waagerechte Komponente der Haltekraft H mit dem Winkel ihrer Wirkungslinie φ gegenüber dem Lot ergibt sich aus ihrer senkrechten Komponente H_s aus der Beziehung

- $H_w = \tan(\varphi) * H_s$.

Da der Trapezkopf dicht am Drehpunkt von Flügel und Pilot liegt, ergibt sich φ annähernd aus der Neigung der Trapezebene gegenüber dem Kielrohr und dem Anstellwinkel:

- $\varphi \approx \alpha + \nu$, mit α = Anstellwinkel, ν = Neigung Trapezebene gegenüber dem Kielrohr.

Da der Zug an der Pilotenaufhängung in Richtung der Aufhängung verlaufen muss, erhält man aus der senkrechten Gewichtsbelastung der Pilotenaufhängung $G_P - H_s$ und der Auslenkung β_H für die waagerechte Rückstellkraft K_R :

- $K_R = \tan(\beta_H) * (G_P - H_s)$.

Aus der Gleichgewichtsbedingung $K_R = H_w = \tan(\varphi) * H_s$ folgt damit für die senkrechte Komponente der Haltekraft

- $H_s = G_P / (1 + \tan(\varphi) / \tan(\beta_H))$.

Mit $H_w = \tan(\varphi) * H_s$ errechnet sich die Haltekraft insgesamt nach Pythagoras aus

- $H = (H_s^2 + H_w^2)^{1/2}$.

Damit die Haltekraft am Trapez das Kippmoment im Aufhängepunkt am Gurtzeug aus der Gewichtskraft G_P des Piloten $M_G = a * G_P$ ausgleichen kann, so dass $M_G = a * G_P = b * H$, muss die Wirkungslinie von H mit dem Winkel φ im Abstand b vom Aufhängepunkt am Gurtzeug verlaufen:

- $b = a * G_P / H = d * \sin(\gamma) * G_P / H$.

Um Werte für die Auslenkung und die Haltekraft berechnen zu können, ist ein Wert für den Abstand d zwischen dem Aufhängepunkt am Gurtzeug und dem Schwerpunkt des Piloten anzugeben. Dieser Abstand entspricht etwa der halben Tiefe seines Oberkörpers, bei einer Körpergröße von 180 cm also ungefähr $d \approx 15$ cm. Für die Länge der Pilotenaufhängung vom Kielrohr bis zum Pilotenschwerpunkt wird wieder $L = 1,2$ m angenommen, die Masse des Piloten betrage wieder 90 kg. Die Ergebnisse für diese Parameterwerten zeige, dass eine nennenswerte Auslenkung nach hinten erst dann entsteht, wenn der Pilot seine aufrechte Haltung überwiegend durch Hochhangeln erzielt. Daher geht ihm auch erst dann spürbar Steuerweg zur Erhöhung des Anstellwinkels beim Ausgleiten und Ausstoßen verloren:

Zusätzl. Aufrichtwinkel γ [Grad]	10	10	10	20	20	20	30	30	30
Winkel Trapez – Lot φ [Grad]	20	30	40	20	30	40	20	30	40
Auslenkwinkel β_H [Grad]	1,42	1,42	1,42	2,80	2,80	2,80	4,10	4,10	4,10
Haltekraft H [N]	60	42	33	111	80	64	155	113	91
Senkrechte Komponente H_s [N]	56	36	25	105	69	49	145	97	69
Waagerechte Komponente H_w [N]	21	21	21	38	40	41	53	56	58

Die Haltekraft H erreicht dagegen schon bei mäßigem Hochhangeln die Größenordnung des Bügeldrucks aus dem Nickmoment, das bei einem Intermediate am Ende des Ausgleitens auf einen Maximalwert von $M_{F,N} \approx 90$ Nm kommt, und kann so das Gefühl für den Bügeldruck und für den Zeitpunkt zum Ausstoßen beeinträchtigen. Bei größeren Anstellwinkeln, die zu größeren Winkeln φ zwischen Trapez und Lot führen, wird weniger Haltekraft zum Aufrichten benötigt, insbesondere wegen eines größeren Hebels b eine geringere senkrechte Komponente H_s . Daher sollte ein Pilot, wenn er sich hoch hangeln möchte, dies erst zum Ende des Ausgleitens tun. Auf der anderen Seite bringt ein Hochhangeln Unruhe in das Ausgleiten und verringert die Konzentration des Piloten auf seine Wahrnehmung, so dass er den Zeitpunkt für das Ausstoßen leicht verpassen kann.

Hochhangeln ist also bestenfalls als Notlösung bei Defiziten im Aufrichtverhalten eines Gurtzeugs anzusehen. Für geeigneter halte ich, sich bei solchen Gurtzeugen am Steuerbügel hoch zu drücken, das Neigungsseil straff zu ziehen und festzuklemmen, um sich so aufgerichtet zu halten.

2.2 Zusammenhänge beim Ausstoßen und Abbremsen

Siehe Teil 2.

3 Landen bei Wind und Gefälle

Siehe Teil 2.

4 Anhang

Siehe Teil 2.