

Trudeln mit Segelflugzeugen

Dr. Günther Ambros, Dresden (Fassung: Oktober 2003)

Ziel der nachfolgenden Ausführungen ist eine einfache Darstellung für den Segelflug der seit Jahrzehnten bekannten, veröffentlichten, ständig weiterentwickelten, aber oft falsch interpretierten Theorie des Trudelns. Auf die Verwendung der sehr komplizierten Bewegungsgleichungen und auf mathematische Ableitungen wird verzichtet. Diese können in der Fachliteratur nachgesehen werden. Trudeln ist ein sehr komplizierter und komplexer Flugzustand, der in hohem Maße von der Bauart und der Konfiguration des Flugzeuges abhängt. Die Ausführungen beziehen sich vorrangig auf Segelflugzeuge.

Herr Prof. Dr. Ing. habil. W. Richter [3] war vor und während des 2. Weltkrieges maßgeblich an der Trudelforschung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt beteiligt.

Der Verfasser dankt Herrn Hochschuldozent Dr.-Ing. habil. Fritz Seidler [1] [2], Dresden, für wertvolle Hinweise und Anregungen bei der Erarbeitung.

1. Vorbemerkungen

In der Theorieausbildung zum Thema „Überziehen“ wurden bereits ausführlich der Langsamflug, das Überziehen und der Strömungsabriß behandelt. Es sollen deshalb an dieser Stelle nochmals nur die Schwerpunkte wiederholt werden.

Einen großen Anteil in der Unfallstatistik hat die Rubrik „unkontrollierte Fluglagen“, hinter der sich meist ein Strömungsabriß durch Fliegen im Bereich des maximalen Auftriebsbeiwertes $c_{a \max}$ bzw. durch Überschreiten des kritischen Anstellwinkels α_{Krit} verbirgt. Deshalb ist es für jeden Piloten wichtig, das Verhalten seines Flugzeuges beim Fliegen in diesem Bereich zu kennen. Messung und Anzeige des Anstellwinkels sind im Segelflug nicht üblich.

1.1 Der Anstellwinkel

Es wird zwischen dem Anstellwinkel des Flugzeuges und örtlichen Anstellwinkeln unterschieden.

Der Anstellwinkel des Flugzeuges ist definiert als Winkel zwischen der Anströmrichtung und der Längsachse des Flugzeuges (flugzeugfeste x-Achse).

Örtliche Anstellwinkel sind an der Oberfläche des Flugzeuges überall vorhanden, haben große Bedeutung für die Eigenschaften und das Verhalten eines Flugzeuges im Fluge und können erheblich vom Anstellwinkel des Flugzeuges abweichen. Beispiele für örtliche Anstellwinkel sind:

- a.) Der Anstellwinkel des Tragflügels, ist definiert als Winkel zwischen der Anströmrichtung und der Profilsehne. Bei einem unverwundenen Tragflügel, in der Segelflugausbildung wird die Verwindung unverständlichlicherweise als Schränkung bezeichnet, ist dieser örtliche Anstellwinkel längs der Spannweite der Tragfläche konstant. Bei einem Tragflügel mit Verwindung werden in der Regel die örtlichen Anstellwinkel in Spannweitenrichtung von innen nach außen kleiner. Nur parallele Flügelschnitte an beiden Tragflächenhälften, im gleichen Abstand von der x-Achse (x-z-Ebene), haben gleiche örtliche Anstellwinkel.
- b.) Der örtliche Anstellwinkel eines Tragflügels ändert sich bei Rotation des Flügels um seine x-Achse längs der Spannweite von innen nach außen (siehe auch Bild 2).
- c.) Der örtliche Anstellwinkel des Höhenleitwerkes (Winkel zwischen der Anströmrichtung des Höhenleitwerkes und seiner Profilsehne), ist sowohl vom Anstellwinkel des Flugzeuges, als auch vom Anstellwinkel des Tragflügels verschieden. Ursache ist der Abwind hinter dem Tragflügel.
- d.) Am Tragflügel im Bereich der Querruder oder Flügelklappen sowie am Höhen- und Seitenleitwerk ändern sich die örtlichen Anstellwinkel bei Ruderausschlägen.

Weder die Anströmrichtung, noch Flugzeuglängsachse oder Profilsehnenn, sind für den Piloten sichtbar. Nur in Ausnahmefällen ist es ihm möglich aus der Lage des Flugzeuges, z.B. gegenüber dem Horizont, oder aus der Fluggeschwindigkeit, auf einen zu großen Anstellwinkel zu schließen. Zunächst wollen wir noch einige Fachbegriffe klären.

1.2 Überschreiten des kritischen Anstellwinkels, entscheidend für den Strömungsabriß

Beim Überschreiten des kritischen Anstellwinkels reißt die Strömung am Tragflügelprofil ab und der Auftrieb wird kleiner. Das ist in einem großen Teil des zugelassenen Geschwindigkeitsbereiches und bei jedem Flugzustand (Geradeaus- und Kurvenflug, Gleit- und Steigflug, Abfangen, Normal- und Rückenfluglage) eines Flugzeuges durch Höhenruderausschläge, durch Böeneinfluss oder durch die Kombination von beiden, möglich - auch bei großen Geschwindigkeiten.

Wir wissen, dass für einen Strömungsabriß das Erreichen bzw. Überschreiten des kritischen Anstellwinkels **entscheidend** ist und daß dieses auch unabhängig von Geschwindigkeit, Flugzustand und Fluglage möglich ist. Viele Flugzeuge kündigen den bevorstehenden Strömungsabriß durch Schütteln des Leitwerkes oder der Tragflächen (oft fühlbar am Steuerknüppel) an. In diesem Falle muss sofort die Belastung des Flugzeuges durch Nachlassen des Höhenruders verringert werden.

1.3 Langsamflug in der Nähe des kritischen Anstellwinkels

Eingangs wurde erwähnt, dass es in Ausnahmefällen möglich ist, einen bevorstehenden Strömungsabriß an der Fluglage oder der Fluggeschwindigkeit zu erkennen. Diese Ausnahmefälle erfassen einen großen Teil der Flugzustände beim Betreiben eines Flugzeuges, nämlich den Horizontal-, Steig- und Gleitflug geradeaus und im Kurvenflug, jeweils mit gleichbleibender Fluggeschwindigkeit. Horizontal- und Steigflug mit konstanter Geschwindigkeit sind im Segelflug ohne Energiezufuhr von außen (Thermik, Schleppflug) nicht möglich und werden hier nicht behandelt.

Wenn ein Segelflugzeug im Gleitflug geradeaus und mit konstanter Geschwindigkeit fliegen soll, so muss der Segelflugzeugführer zur Herstellung des Gleichgewichtes zwischen Fluggewicht und Auftrieb mit Hilfe des Höhenruders den dazu erforderlichen Anstellwinkel und damit den Auftriebsbeiwert c_a herstellen. Jeder Geschwindigkeit ist unter diesen Bedingungen und in Abhängigkeit von der Flugmasse ein Auftriebsbeiwert zugeordnet.

Als „Ersatz“ für die Nichterkennbarkeit des Anstellwinkels wird unter diesen Bedingungen in der Praxis die Fluggeschwindigkeit und die Lage des Rumpfbuges (oder des Kabinenrandes) zum Horizont verwendet. Ausgang ist dabei eine „Normalfluggeschwindigkeit“, die von Segelflugzeugführern, oder in der Ausbildung von den Fluglehrern, aufgrund ihrer Erfahrungen für einen konkreten Flugzeugtyp, „erflogen“ wird. Diese Geschwindigkeit ist abhängig von der Flugzeugmasse und damit von der Zuladung, sowie von der Konfiguration des Flugzeuges, z.B. von der Stellung der Flügelklappen. Eine Differenzierung nach der Flugmasse findet aber in der Regel nicht statt. Mit wachsender Flugmasse, größer werdendem Lastvielfachen (z.B. beim Kurvenflug oder beim Abfangen), wächst auch die Mindestgeschwindigkeit des Flugzeuges und es kann die Gefahr bestehen, daß diese in den Bereich der Normalfluggeschwindigkeit kommt. Beim Fliegen mit angezeigter Normalfluggeschwindigkeit prägen sich die Piloten die Lage des Rumpfbuges zum Horizont (Abstand vom Horizont), die Größe der Handkräfte am Steuerknüppel bei Ruderausschlägen und die Reaktionen des Flugzeuges auf Steuereingaben ein. Der Abstand zum Horizont ist natürlich auch von der Sitzposition abhängig, die nach Möglichkeit (zumindest bei Piloten mit geringer Flugerfahrung) für einen Flugzeugtyp beibehalten werden sollte.

1.4 Trudeln, die höhere Gewalt ?

Absturz durch Trudeln ist keine höhere Gewalt die jeden Piloten treffen kann. Trudeln kann unbeabsichtigt entstehen, z.B. durch falsche Aufmerksamkeitsverteilung, oder bewußt eingeleitet werden. Bewußt eingeleitetes Trudeln gehört in der Segelflugausbildung zum Ausbildungsumfang. Damit soll erreicht werden, dass der Segelflugzeugführer die Voraussetzungen für das Trudeln kennt, die Merkmale des Trudeln erkennt und das Beenden des Trudelns erlernt, um unbeabsichtigtes Trudeln als Unfallursache zu vermeiden.

1.5 Was begünstigt unbeabsichtigtes Trudeln ?

1. Ungenügende Kenntnisse des Flugzeugführers über
 - die Bedeutung des kritischen Anstellwinkels für den Strömungsabriß;
 - den Zusammenhang zwischen Flugmasse und Mindestgeschwindigkeit, auch unter Beachtung der Stellung der Flügelklappen;
 - die Merkmale des Langsamfluges;
 - den Zusammenhang zwischen dem Lastvielfachen im Kurvenflug (Querneigung) und der Mindestgeschwindigkeit im Kurvenflug;
 - die Mindestgeschwindigkeit beim Windenstart;
 - den Inhalt des Flughandbuches des verwendeten Flugzeuges;
 - das $v - n$ - Diagramm des verwendeten Flugzeuges.
2. Ungenügende Kenntnisse des Flugzeugführers über Ursachen die zum Trudeln führen können, sowie über die Vorgänge beim Trudeln, insbesondere über den Einfluß des Schiebens.
3. Fehlverhalten des Flugzeugführers bei der Flugvorbereitung durch Nichteinhalten des Beladeplanes und damit zu geringe Stabilitätsreserve oder Instabilität des Flugzeuges um die Querachse:

- Minimale und maximale Flugmasse;
 - Zulässige Zuladungen auf den Sitzen, im Gepäckraum und im Wasserballastbehälter.
4. Fehlverhalten des Flugzeugführers im Fluge:
- Nichterkennen der Merkmale eines Strömungsabrisses bei Annäherung an den kritischen Anstellwinkel;
 - Nichterkennen eines eingetretenen Langsamfluges im stationären Geradeaus- und Kurvenflug;
 - Ruderausschläge, die das Trudeln begünstigen, z.B. Schiebeflug, insbesondere Fliegen einer Kurve mit Schieben im kritischen Anstellwinkelbereich (Faden weht aus, Kugel in der Libelle nicht in der Mitte).

2. Was ist Trudeln ?

Der kritische Anstellwinkel α_{krit} eines Profils ist der zum maximalen Auftriebsbeiwert $c_{a \max}$ gehörige Anstellwinkel. Ist der Anstellwinkel kleiner als der kritische Anstellwinkel, so spricht man vom unterkritischen, ist er größer, vom überkritischen Bereich. Mit größer werdendem Anstellwinkel wächst im unterkritischen Bereich der Auftriebsbeiwert, während im überkritischen Bereich mit größer werdendem Anstellwinkel der Auftriebsbeiwert sinkt (siehe auch Bild 3).

Trudeln ist ein überzogener Flugzustand. Die Tragfläche ist ganz oder teilweise im überkritischen Bereich, d.h. die örtlichen Anstellwinkel sind in diesem Tragflächenbereich größer als der kritische Anstellwinkel.

Die Übergangsphase ist der komplizierte und flugmechanisch schwer erfassbare Ablauf vom Einleiten des Trudels bis zum stationären Trudeln. In der Übergangsphase zum stationären Trudeln, in der anfangs die Luftkraftmomente vorherrschend sind, dreht das Flugzeug um alle flugzeugfesten Achsen, dabei geht die Trudelachse aus der waagerechten Lage beim Einleiten in Form einer Wurfparabel in die senkrechte Lage über (stationärer Zustand). Auf die Strömungsverhältnisse am Tragflügel und auf den Flugverlauf in der Übergangsphase, d.h. in den ersten Umdrehungen des Trudels, sind bei einem bestimmten Flugzeugtyp die Schwerpunktlage und die Art des Einleitens von Einfluß [3] [7].

Beim stationären (entwickelten) Trudeln, das sich bei Segelflugzeugen nach etwa 2 – 3 Umdrehungen einstellt, bewegt sich der Schwerpunkt des Flugzeuges auf einer Schraubenlinie mit großer Steigung und geringem Radius um die erdsenkrechte Trudelachse nach unten (Bild 1).

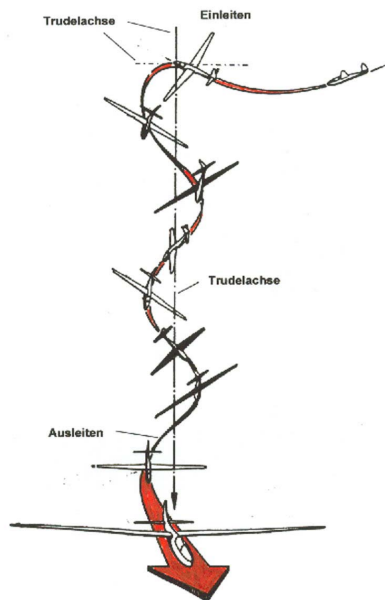


Bild.1 Trudelbewegung

Die Trudelachse verläuft in der Regel nicht durch den Schwerpunkt des Flugzeuges. In der Flugmechanik wird zwischen Steiltrudeln (Längsneigung ca. $45^\circ - 90^\circ$) und Flachtrudeln (Längsneigung kleiner als 45°) unterschieden. Flachtrudeln wird auch als gefährliches Trudeln bezeichnet, da es schwer ausleitbar ist. Beim Flachtrudeln können sich am Tragflügel örtliche Anstellwinkel bis nahe 80° einstellen. Das wird möglich, weil außer den aerodynamisch bedingten Luftkraftmomenten beim Trudeln noch Momente (Moment = Kraft $\times$ Hebelarm) aus Trägheitskräften (Kreismomente) wirken, die von der Massenverteilung und den Winkelgeschwindigkeiten um die flugzeugfesten Achsen abhängen [1] [2] [3] [4]. Die Längsachse des Flugzeuges, bzw. deren Verlängerung schneidet in der Regel die Trudelachse nicht, der Abstand zur Trudelachse ist jedoch bei stationär trudelnden Segelflugzeugen gering. Der Querneigungswinkel ist bei stationär trudelnden Segelflugzeugen ebenfalls nahe Null.

Beide Werte haben durchaus Einfluss auf das Trudelverhalten eines Flugzeuges.

Der Trudelradius beim stationären Trudeln hängt von der Konstruktion des Flugzeuges ab und beträgt beim Steiltrudeln etwa eine halbe Spannweite, während er beim Flachtrudeln meist nicht größer als 15 bis 30 Zentimeter ist.

Im stationären Trudeln stellt sich von selbst Kräftegleichgewicht in Richtung aller 3 Achsen des Flugzeuges und Momentengleichgewicht um alle 3 Achsen ein, wenn die zum Trudeln erforderlichen Ruderausschläge beibehalten werden. Das Gleichgewicht stellt sich beim stationären Trudeln auch dann selbst-

tig wieder ein, wenn die zum Trudeln erforderlichen Ruderausschläge quantitativ etwas geändert werden. Das stationäre Trudeln ist also ein Gleichgewichtszustand.

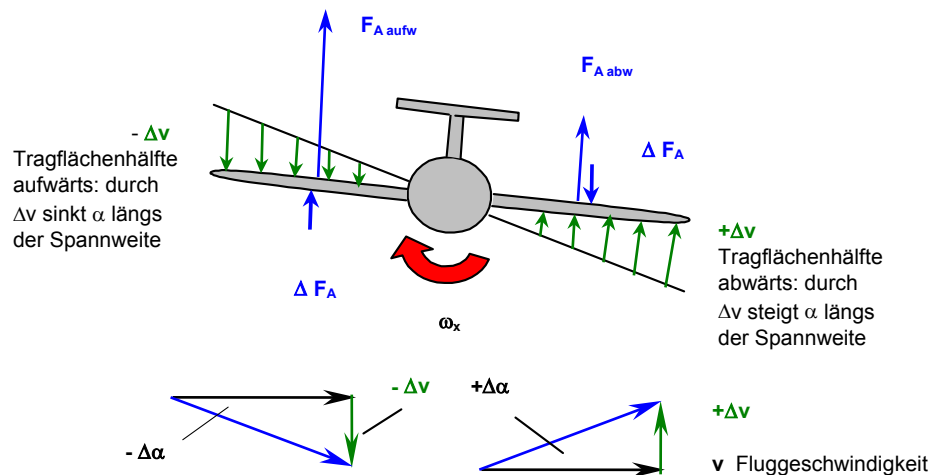
Die aerodynamische Ursache für das Trudeln ist die Autorotation.

3. Veränderung der Auftriebskräfte bei Drehung um die Längsachse

Im unterkritischen Bereich entsteht bei der Drehung eines Tragflügels um seine Längsachse (x-Achse) ein die Drehung dämpfendes Moment, das Rolldämpfungsmoment. Die Rolldämpfung ist für die dynamische Seitenstabilität von Bedeutung und wirkt nur solange eine Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse vorhanden ist. Im überkritischen Bereich ist das Verhalten eines Tragflügels bei einer Drehung um die Längsachse anders.

Durch die Winkelgeschwindigkeit ω_x um die Längsachse wird die sich abwärts bewegende Tragflügelhälfte zusätzlich von unten angeströmt, während die sich aufwärts bewegende Flügelhälfte zusätzlich von oben angeströmt wird (Bild 2).

An der abwärts gehenden Tragflächenhälfte vergrößern sich durch die zusätzliche Anströmung $+\Delta v$ von



unten die örtlichen Anstellwinkel um $+\Delta\alpha$ gegenüber dem Anstellwinkel des Flugzeuges, wodurch der Auftriebsbeiwert kleiner wird, da sich der Tragflügel im überkritischen Bereich befindet. Damit verringert sich an der abwärts gehenden Tragflächenhälfte die Auftriebskraft um $-\Delta F_A$ auf $F_{A \text{ abw.}}$.

Bild 2. Zusätzliche Anströmung bei Drehung um die Längsachse (überkritischer Bereich)

An der aufwärts gehenden Tragflä-

chenhälfte hingegen verringern sich die örtlichen Anstellwinkel durch die zusätzliche Anströmung $-\Delta v$ von oben um $-\Delta\alpha$, wodurch der Auftriebsbeiwert größer wird. Damit vergrößert sich an der aufwärts gehenden Tragflächenhälfte die Auftriebskraft um $+\Delta F_A$ auf $F_{A \text{ aufw.}}$.

Durch diese Differenzen der Auftriebskräfte zwischen den beiden Tragflügelhälften entsteht ein Luftkraftmoment in Richtung der Drehbewegung, das die Winkelgeschwindigkeit weiter vergrößert. Aus der Abbildung erkennt man auch, daß sich der Anstellwinkel und damit die Größe des Auftriebes, als Folge der Rotation, längs der Spannweite verändert. Im Gegensatz zur Rolldämpfung wirken die Auftriebsänderungen ΔF_A im überkritischen Bereich anfachend und vergrößern die Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse.

Dazu ein Beispiel: Beim stationären Trudeln (Trudelachse senkrecht) mit einem Längsneigungswinkel $\vartheta = 55^\circ$, damit Anstellwinkel des Flugzeuges $\alpha = 90^\circ - \vartheta = 35^\circ$, zwei Sekunden Dauer ($\omega_{zg} = 3,14 \text{ s}^{-1}$) und 80 m Höhenverlust (Sinkgeschwindigkeit $w = 40 \text{ m/s}$) für eine Umdrehung Trudeln, ändern sich die Anstellwinkel im Abstand von $\frac{1}{4}$ der Spannweite von der Längsachse um ca. $\Delta\alpha \approx \pm 13^\circ$. Die Werte entsprechen etwa dem Doppelsitzer „Bocian“ [7].

Für die Darstellung der Auftriebsbeiwerte in Abhängigkeit vom Anstellwinkel eignet sich das aufgelöste Polardiagramm (Bild 3). Es wird ersichtlich, daß bei sinkenden Anstellwinkeln im überkritischen Bereich die Auftriebsbeiwerte, ausgehend von α_{ausg} und $c_{a \text{ ausg}}$, steigen ($\Delta c_{a \text{ aufw}}$) und bei steigenden Anstellwinkeln sinken ($\Delta c_{a \text{ abw}}$).

In der Abbildung wird auch der Einfluß der Form der Polare im Bereich von $c_{a \text{ max}}$ deutlich. Die Polare a.) gehört zu einem Tragflügelprofil mit geringer Dicke und spitzer Nase, bei dem die Strömung schnell abreißt. Das ist erkennbar an den großen Änderungen Δc_a bei Änderung des Anstellwinkels um $\Delta\alpha$. Zu einem Profil mit großer Dicke und runder Nase gehört die Polare b.). Bei gleichem $\Delta\alpha$ wie bei Polare a.) sind die Änderungen Δc_a deutlich kleiner. Die Strömung reißt langsamer ab.

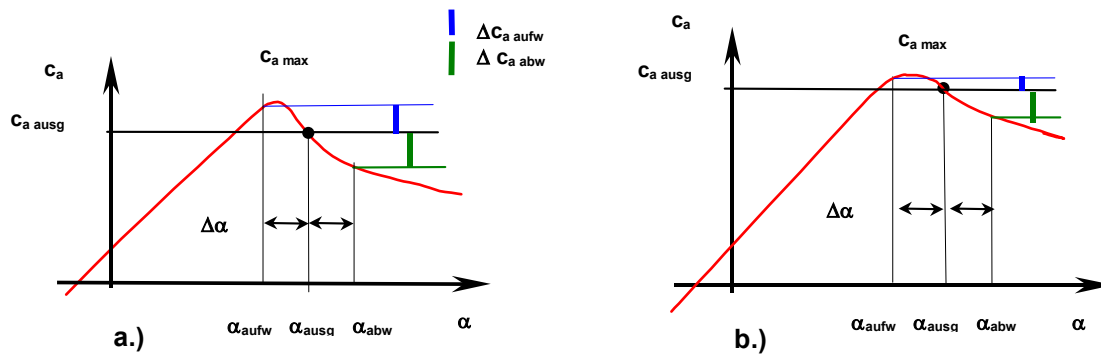


Bild 3. Veränderung des Auftriebsbeiwertes im überkritischen Bereich bei Drehung einer Tragfläche um die Längsachse
a.) Profil mit geringer Dicke und spitzer Nase,
b.) Profil mit großer Dicke und runder Nase

4. Inneres und äußeres Schieben

Trudelforschung und Trudelversuche haben ergeben, dass der Schiebewinkel einen großen Einfluß auf das Trudeln hat. Man unterscheidet inneres und äußeres Schieben [1] [2] [3] [4] [6] [7][8].

Bei einer krummlinigen Bewegung bezeichnet man die dem Krümmungsmittelpunkt am nächsten liegende Tragflächenhälfte als innere Fläche, die weiter entfernt liegende als äußere Fläche. Bei einem Rechtskreis ist demzufolge die rechte Fläche die innere und die linke Fläche die äußere. Analog ist beim Rechtstrudeln die rechte Fläche die innere und die linke Fläche die äußere.

Ist ein Schiebewinkel vorhanden und die äußere Fläche gegenüber dem Luftstrom vorgeschoben, so spricht man vom äußeren Schieben (Schieben nach außen). Vom inneren Schieben (Schieben nach innen) spricht man dagegen, wenn die innere Fläche vorgeschoben ist.

Äußeres Schieben liegt also vor, wenn bei einer Krümmung der Flugbahn nach links (Krümmungsmittelpunkt links) Schieben nach rechts (Faden weht nach links zur Kurveninnenseite aus), vom Sitz des Piloten gesehen, eintritt. Das ist z.B. der Fall, wenn beim Kurvenflug die Querneigung für den Kurvenradius zu klein ist. Deshalb heißt diese Kurve auch „Kurve mit Schieben nach außen“. Der äußere Flügel liegt im Luftstrom vorn, deshalb wird er auch als vorgeschobener Flügel bezeichnet. Der innere Flügel ist in diesem Fall nachgeschoben (siehe auch Bild 5).

Inneres Schieben liegt dagegen vor, wenn bei einer Krümmung der Flugbahn nach links (Krümmungsmittelpunkt links) Schieben nach links (Faden weht nach rechts zur Kurvenaußenseite aus) eintritt. Das ist z.B. der Fall, wenn beim Kurvenflug die Querneigung für den Kurvenradius zu groß ist. Deshalb heißt diese Kurve auch „Kurve mit Schieben nach innen“. In diesem Fall liegt der innere Flügel im Luftstrom vorn und ist vorgeschobener Flügel, der äußere Flügel ist nachgeschoben.

Versuche haben ergeben, dass äußeres Schieben die Autorotation stark fördert, inneres Schieben dagegen diese hemmt bzw. unmöglich macht. Mit größer werdenden Schiebewinkeln nach außen wächst die Autorotationsdrehzahl, und der Anstellwinkelbereich, indem Autorotation möglich ist, wird sowohl in Richtung des unterkritischen als auch in Richtung



Bild 4. Flugbahnkrümmung nach rechts, a.) Schieben nach innen; b.) Schieben nach außen

des überkritischen Bereiches vergrößert. Bei innerem Schieben sinkt die Autorotationsdrehzahl und der Bereich, in dem Autorotation möglich ist, wird kleiner. Ab einem bestimmten inneren Schiebewinkel ist dann keine Autorotation mehr möglich [1] [2] [3] [4] [6].

Was ist nun Autorotation und wie entsteht sie?

5. Die Autorotation

Weiter oben wurde erläutert, wie sich an einem Tragflügel im überkritischen Bereich durch eine Drehung um die Längsachse die Anstellwinkel und daraus resultierend die Auftriebskräfte, an den beiden Flügelhälften verändern. Einmal in Drehung versetzt, entsteht zunächst eine sich selbst anfachende Rotation, d. h. die Winkelgeschwindigkeit ω_x vergrößert sich selbständig.

Welchen Einfluß hat äußeres Schieben auf das Entstehen einer Rollbewegung ?

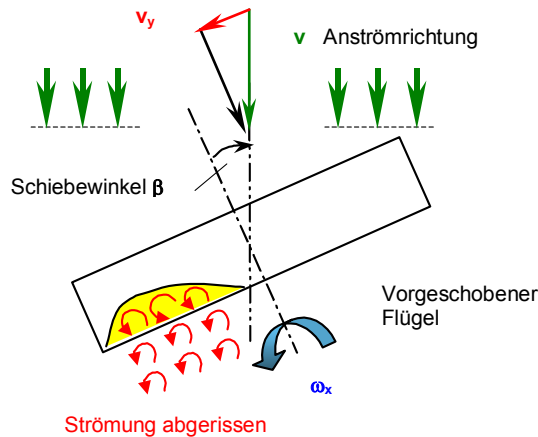


Bild 5. Einseitiges Abreißen der Strömung an einem schiebenden Tragflügel im überkritischen Bereich

erzeugt eine Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse in Trudelrichtung. Bei einem Flugzeug, das unter einem Schiebewinkel angeströmt wird, liegt außerdem die nachgeschobene Flügelhälfte teilweise im Windschatten des Rumpfes. Dadurch verringert sich der Auftrieb dieser Flügelhälfte. Das äußere Schieben erzeugt also am nachgeschobenen Flügel einen einseitigen Strömungsabriß und somit einen Auftriebsverlust. Durch den einseitigen Strömungsabriß kippt das Flugzeug bei Schieben nach rechts (z.B. durch Seitenruder links) von selbst über den linken Flügel ab und beginnt um die Längsachse zu rotieren. Es bewegt sich immer die im Luftstrom vorn liegende (äußere) Tragflächenhälfte zuerst nach oben.

Anhand eines Beispiels ist das leicht zu behalten: Seitenruder links – Schieben nach rechts – rechter Flügel vorgeschoben – linker Flügel nachgeschoben – links reißt ab [6].



Bild 6. Beginnender Strömungsabriß an der nachgeschobenen Tragflügelhälfte beim Einleiten des Linkstrudelns, Schieben nach rechts (nach außen)

In der Literatur [5] ist für Pfeilflügel und schiebende Flügel im hohen Anstellwinkelbereich angeführt, daß innerhalb der Grenzschicht eine Querströmung v_y entsteht und damit ein Aufdicken der Grenzschicht zur äußeren Hinterkante der nachgeschobenen (inneren) Tragflächenhälfte. Bei überkritischen Anstellwinkeln reißt deshalb die Strömung zuerst in diesem Bereich ab (Bild 5). Auch das Schieberollmoment aus der Seitenstabilität (Querstabilität) erzeugt eine Rollbewegung in Trudelrichtung. Befindet sich der Tragflügel noch im unterkritischen Anstellwinkelbereich nahe $c_{a \max}$, so vergrößert sich an der durch äußeres Schieben vorgeschobenen Flügelhälfte der Anstellwinkel, während er sich an der nachgeschobenen Flügelhälfte verringert. Die dadurch entstehende Auftriebsdifferenz zwischen den beiden Tragflügelhälften

Wie bereits erwähnt fördert äußeres Schieben die Autorotation. Insbesondere beim stationären Trudeln stellt sich äußeres Schieben zur Aufrechterhaltung des Gleichgewichtszustandes ein [7] und die vorgeschobene (äußere) Tragflügelhälfte befindet sich weitestgehend im unterkritischen Bereich. Damit wirkt das Schieberollmoment in der Regel trudelfördernd, solange äußeres Schieben vorhanden ist.

Bild 6 zeigt an den angebrachten Wollfäden den beginnenden Strömungsabriß bei äußerem Schieben am Flügelende der linken, nachgeschobenen Flügelhälfte beim Einleiten des Linkstrudelns nach dem

Standardverfahren mit dem doppelsitzigen Segelflugzeug „Bocian“. Der lange Wollfaden zeigt den Schiebewinkel an, wobei die rote Markierung auf der weißen Skala den Schiebewinkel Null markiert. Es

ist deutlich Schieben nach rechts, also äußeres Schieben, erkennbar. Der Flügel zeigt nur eine geringen Querneigung, da der Schiebewinkel durch einen langsamen, etwas vor eilenden Seitenruderausschlag hergestellt wurde. Auch ein Wenderollmoment ist nicht wirksam und Höhen- und Seitenruder sind noch nicht voll ausgeschlagen. Der Flügel befindet sich im Bereich des maximalen Auftriebsbeiwertes. Durch den einseitigen Strömungsabriss weht das Querruder in Trudelrichtung aus. Unmittelbar danach erfolgten die vollen Ausschläge von Seiten- und Höhenruder und das Abkippen des Flugzeuges. Eine Darstellung des weiteren Verlaufes erfolgt in [7].

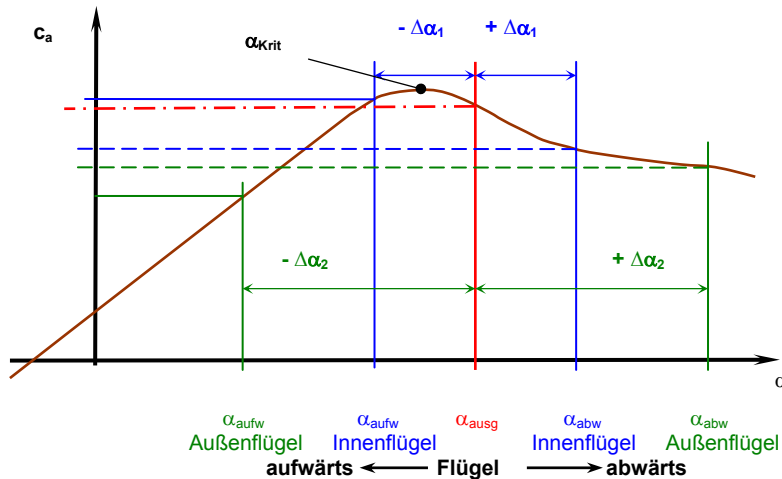


Bild 7. Veränderung der Auftriebsbeiwerte bei überkritischen Ausgangsanstellwinkeln infolge Rotation einer Tragfläche um die Längsachse [1] [2]

An der abwärts gehenden Tragflächenhälfte eines rotierenden Tragflügels soll sich der Anstellwinkel am Innenflügel um $+\Delta\alpha_1$ und am Außenflügel um $+\Delta\alpha_2$ gegenüber dem Ausgangsanstellwinkel vergrößern. Dadurch sinkt an dieser Tragflächenhälfte der Auftriebsbeiwert c_a und damit die Auftriebskraft längs der Spannweite (Bild 7).

An der aufwärts gehenden Tragflächenhälfte soll sich der Anstellwinkel am Innenflügel um $-\Delta\alpha_1$ verringern. Daraus resultiert eine Vergrößerung von c_a und damit der Auftriebskräfte. Am Außenflügel soll sich der Anstellwinkel um $-\Delta\alpha_2$ verringern. Damit kommt die aufwärts gehende

Tragflächenhälfte in den unterkritischen Bereich der Polare und die Strömung liegt wie-der an.

Der zu $-\Delta\alpha_2$ gehörende Auftriebsbeiwert c_a am aufwärts gehenden Außenflügel ist kleiner als am Innenflügel und auch kleiner als am Außenflügel der abwärts gehenden Tragflächenhälfte.

Die Außenflügel erzeugen jetzt ein gegen die Drehrichtung wirkendes dämpfendes Moment. Infolge der kleineren Anstellwinkeländerung an den Innenflügeln liefern diese noch ein anfachendes Moment.

Die Drehzahl der rotierenden Tragfläche nimmt solange zu, bis das dämpfende Moment im Bereich der Außenflügel gleich dem anfachenden Moment im Bereich der Innenflügel ist. Von diesem Zeitpunkt an dreht sich der Tragflügel mit konstanter Drehzahl. Dieser Zustand ist die Autorotation [1] [2] [4].

Die konstante Winkelgeschwindigkeit wird also von der Anstellwinkelverteilung beider Flügelhälften längs der Spannweite bestimmt. Damit hat auch die Verwindung des Flügels (Schränkung) Einfluss auf das Entstehen der Autorotation, sie wirkt hemmend. Wegen der einfacheren Darstellung wurde bei der vorstehenden Betrachtung ein masseloser Flügel unterstellt, d.h. es wirken nur Luftkraftmomente. In Wirklichkeit beeinflussen noch Momente aus Trägheitskräften das Momentengleichgewicht. Der ungefähre Verlauf der Auftriebsverteilung bei Autorotation ist in Bild 8 dargestellt [4].

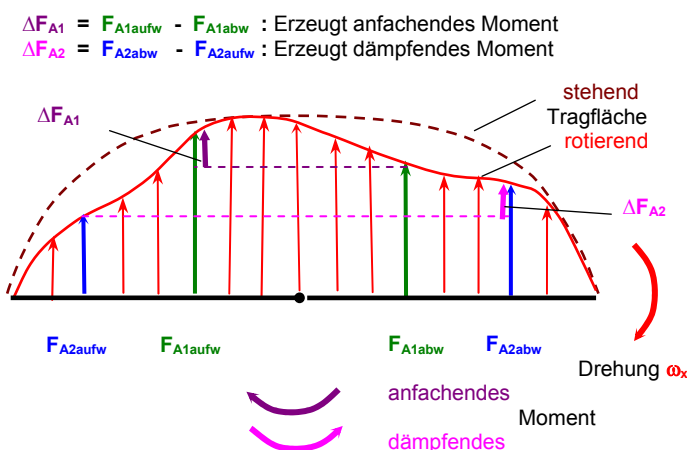


Bild 8. Ungefähre Auftriebsverteilung eines Tragflügels bei Autorotation [4]

Die Autorotationsdrehzahl vergrößert sich mit wachsender Anströmgeschwindigkeit und mit kleiner werdender Spannweite (Flugzeuge für Kunstflug). Sind Geschwindigkeit und Spannweite gegeben, so ist jedem Ausgangsanstellwinkel (Anstellwinkel bei Beginn der Drehung) eine Autorotationsdrehzahl zugeordnet. Der Ausgangsanstellwinkel muss in einem begrenzten Bereich liegen, damit überhaupt Autorotation entstehen kann. Dieser Bereich ist sowohl nach der Seite der kleinen als

auch nach der Seite der großen Anstellwinkel begrenzt.

Ein plötzliches Abreißen der Strömung im Bereich des kritischen Anstellwinkels (siehe Bild 3a) begünstigt die Autorotation. Ein Tragflügel mit einer Polare, deren Auftriebsbeiwert nach $c_{a\max}$ nur langsam wieder kleiner wird (Bild 3b), kommt ohne Schieben überhaupt nicht in Autorotation [1] [2] [4].

Bei einer gerissenen Rolle z.B. wird die Autorotation bei einem relativ kleinen Ausgangsanstellwinkel (und größerer Geschwindigkeit) durch großes äußeres Schieben (Seitenruderausschlag beim Einleiten) erzeugt. Der geschilderte Zusammenhang macht auch deutlich, weshalb mit einem Querruderausschlag (inneres Schieben wird erzeugt) die Autorotation nur schwer entsteht. Das Segelflugzeug kann dabei in einen Spiralfly, mit größer werdender Längs- und Querneigung und wachsender Geschwindigkeit, übergehen. Wird bei trudelhemmenden innerem Schieben der Strömungsabriss herbeigeführt, so stellen die meisten Segelflugzeuge während der Übergangsphase in der Regel selbst äußeres Schieben her und beginnen dann das Trudeln. In dieser Phase ist meist die Strömung am inneren, vorgeschobenen Flügel vollständig abgerissen, während sie am äußeren, nachgeschobenen Flügel anliegt. Ein Querruderausschlag gegen die Kurvenrichtung, also im aufrichtendem Sinne, kann dabei durch die Querruderumkehrwirkung zum sofortigen Abkippen und Trudeln führen [7].

6. Das Kräftegleichgewicht beim stationären Trudeln

Für das stationäre Trudeln eines Segelflugzeuges kann man, wie bereits erwähnt, näherungsweise davon ausgehen, daß die Flugzeuglängsachse bzw. deren Verlängerung nur wenig vom Schnittpunkt mit der Trudelachse abweicht, der Querneigungswinkel nahe Null ist und die Anströmung im wesentlichen von unten erfolgt. Auch im Trudeln wirkt die Widerstandskraft in Anströmrichtung. Soll Kräftegleichgewicht herrschen, muß sie gleich groß der Gewichtskraft sein. Die Auftriebskraft steht senkrecht auf der Anströmrichtung und ist bei Kräftegleichgewicht gleich groß der Zentrifugalkraft.

Das Gleichgewicht der **Kräfte** im stationären Trudeln, d.h. mit senkrechter Trudelachse, ist in Bild 9 dargestellt. Es läßt sich nicht durch Rudereingaben stören, weil die Sinkgeschwindigkeit w so lange wächst, bis die Widerstandskraft F_W als Komponente der resultierenden Luftkraft F_R , gleich dem Fluggewicht F_G ist. Der Trudelradius r wird sich immer so einstellen, dass die Zentrifugalkraft F_Z durch die Auftriebskraft F_A ausgeglichen ist [3]. F_m ist die resultierende Massenkraft.

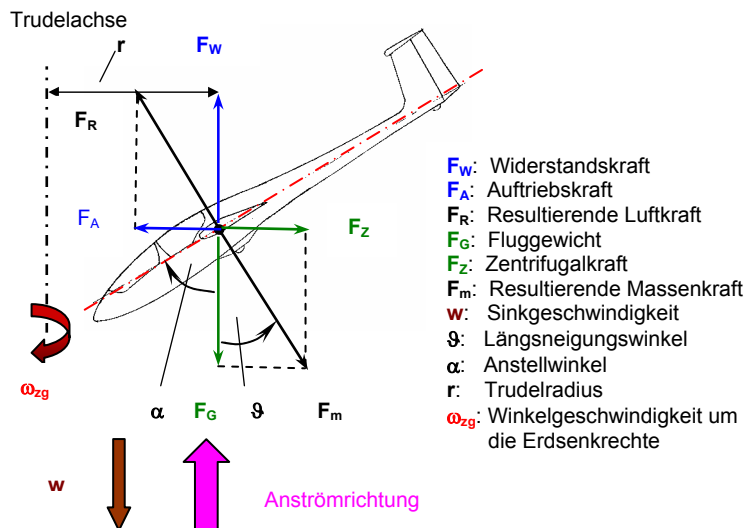


Bild 9. Kräftegleichgewicht beim stationären Trudeln

Unter den genannten Bedingungen ist der Anstellwinkel des Flugzeuges $\alpha_{\text{FlgZ}} = 90^\circ - \vartheta$, wenn ϑ der Längsneigungswinkel ist.

Der **Kräfteausgleich** beim stationären Trudeln ist also unabhängig von der Lage oder der Winkelgeschwindigkeit des Flugzeuges **immer möglich**. Auch im überkritischen Bereich wächst mit dem Anstellwinkel der Widerstandsbeiwert c_w , wodurch sich die Sinkgeschwindigkeit verringert. Da mit wachsendem Anstellwinkel der Auftriebsbeiwert c_a im überkritischen Bereich kleiner wird, verkleinert sich der Trudelradius und die Drehgeschwindigkeit um die Trudelachse vergrößert sich.

Ein größerer Anstellwinkel geht also mit einem geringeren Längsneigungswinkel einher, d.h. beim Flachtrudeln nimmt die Sinkgeschwindigkeit ab, das Trudeln wird schneller (ω_{zg} wächst) und der Trudelradius verkleinert sich.

Aus vorstehenden geht hervor, daß stationäres Trudeln nicht vom Kräftegleichgewicht, sondern lediglich vom Momentengleichgewicht entscheidend abhängig ist [3].

7. Das Momentengleichgewicht beim stationären Trudeln

Das Trudeln mit senkrechter Trudelachse ist ein stationärer Flugzustand (Gleichgewichtszustand). Es müssen je 3 Kraft- und Momentengleichungen, also 6 Gleichgewichtsbedingungen (Kräftegleichgewicht in Richtung aller 3 Achsen und Momentengleichgewicht um alle 3 Achsen) erfüllt sein. Beim Trudeln beeinflussen sich die Bewegungen des Flugzeuges in Richtung seiner Achsen und um seine Achsen gegenseitig. Jede Bewegung auf einer krummlinigen Bahn ist eine beschleunigte Bewegung, bei der immer Trägheitskräfte auftreten, auch beim Trudeln. Das macht insbesondere Betrachtungen zum Momentengleichgewicht sehr kompliziert. Es wird deshalb hier nur auf wenige Grundzusammenhänge eingegangen. Die Ausführungen stützen sich im wesentlichen auf [3].

Das Momentengleichgewicht beim stationären Trudeln ist je nach den dynamischen und aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeuges nur bei bestimmten Anstellwinkeln, Ruderlagen und Winkelgeschwindigkeiten erreichbar. Wir unterscheiden Luftkraftmomente (aerodynamische Momente) und Momente die aus Trägheitskräften entstehen. Zwischen diesen Momenten muß beim stationären Trudeln Gleichgewicht herrschen.

7.1 Das Gleichgewicht der Kippmomente (Nickmomente)

Drehungen um die Querachse eines Flugzeuges werden als Kippen bezeichnet. Kippmomente wirken demzufolge um die Querachse. Wir unterscheiden Luftkraftkippmomente und Kippmomente die aus Trägheitskräften entstehen. Zwischen diesen Kippmomenten muss beim stationären Trudeln Gleichgewicht herrschen.

Das aerodynamische Gesamtmoment um die Nickachse resultiert aus den Wirkungen der statischen Längsstabilität, der Kippdämpfung und aus dem Höhenleitwerksmoment.

Beim stationären Trudeln sind, wie eingangs schon erwähnt, Anstellwinkel bis nahe 80° beobachtet worden. Das ist möglich, weil durch die Drehung des Flugzeuges um die Vertikale auch ein Moment aus Trägheitskräften um die Querachse entsteht (Kreiselkippmoment).

Bei der Einstellung des Gleichgewichtes der Kippmomente, spielt das Kippmoment aus den Trägheitskräften eine entscheidende Rolle, da es in der Regel sehr groß ist und einen erheblichen Einfluß auf das Momentengleichgewicht um die Querachse und damit auf Längsneigung und Anstellwinkel, hat. Dieses Moment entsteht vorrangig aufgrund der Massenträgheit (Trägheitsmomente) um die Hochachse des Flugzeuges und ist in starkem Maße von der Massenverteilung im Rumpf abhängig. Es wächst mit dem Quadrat der Winkelgeschwindigkeit ω_{zg} und sinkt mit dem Längsneigungswinkel ϑ . Zur Erklärung der Wirkung der Trägheitskräfte sind, statt des Massenträgheitsmomentes, zur Veranschaulichung Ersatz-

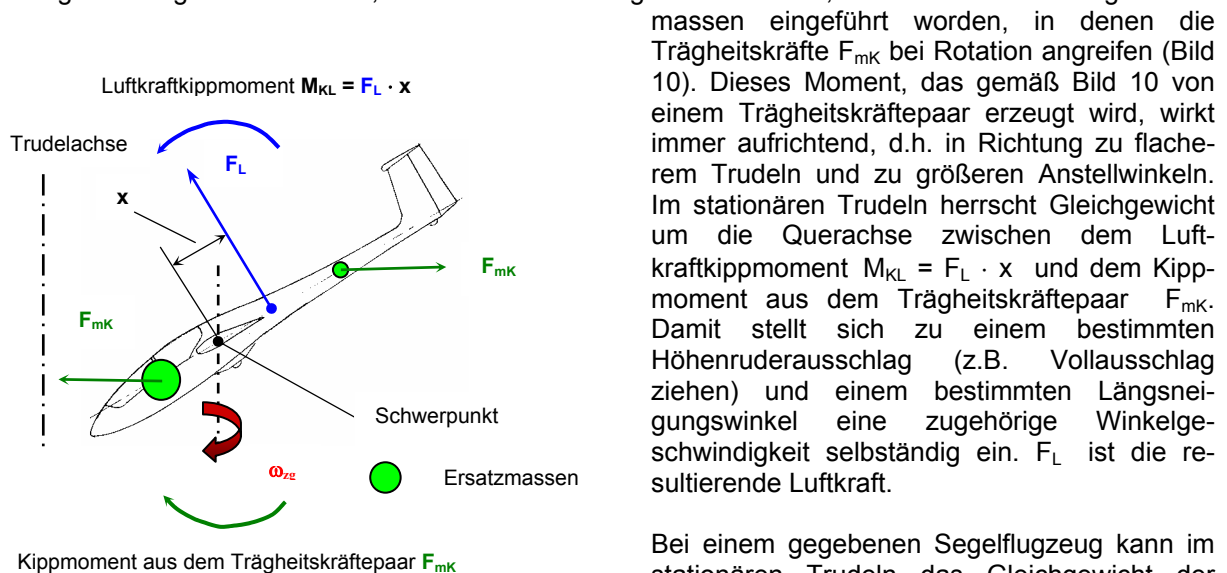


Bild 10. Entstehung des Kippmomentes der Trägheitskräfte, Momentengleichgewicht um die Querachse

massen eingeführt worden, in denen die Trägheitskräfte F_{mk} bei Rotation angreifen (Bild 10). Dieses Moment, das gemäß Bild 10 von einem Trägheitskräftepaar erzeugt wird, wirkt immer aufrichtend, d.h. in Richtung zu flacherem Trudeln und zu größeren Anstellwinkeln. Im stationären Trudeln herrscht Gleichgewicht um die Querachse zwischen dem Luftkraftkippmoment $M_{KL} = F_L \cdot x$ und dem Kippmoment aus dem Trägheitskräftepaar F_{mk} . Damit stellt sich zu einem bestimmten Höhenruderausschlag (z.B. Vollausschlag ziehen) und einem bestimmten Längsneigungswinkel eine zugehörige Winkelgeschwindigkeit selbständig ein. F_L ist die resultierende Luftkraft.

Bei einem gegebenen Segelflugzeug kann im stationären Trudeln das Gleichgewicht der Kippmomente in der Regel durch einen Ruderausschlag nicht so gestört werden, daß mit Sicherheit das Trudeln beendet wird, zumal die Strömung am Höhenruder ohnehin fast vollständig abgerissen ist und die zu störenden

Momente um die Querachse meist recht groß sind.

7.2 Das Gleichgewicht der Rollmomente bei großen Anstellwinkeln

Drehungen um die Längsachse eines Flugzeuges werden als Rollen bezeichnet. Beim stationären Trudeln stellt sich das Momentengleichgewicht um die Längsachse zwischen Rollmomenten aus Luftkräften und Rollmomenten aus Trägheitskräften ein.

Das aerodynamische Gesamtmoment um die Rollachse resultiert aus den Wirkungen des Schieberollmomentes (Querstabilität), des Wenderollmomentes, der Rolldämpfung und des Querruderrollmomentes. Letzteres geht in der Regel nach Null.

Der Hauptanteil des Luftkraftrollmomentes beim stationären Trudeln entsteht aus der Drehung um die Flugzeuglängsachse infolge der Autorotation, hat eine beträchtliche Größe und kann sich, wie wir weiter oben gesehen haben, selbst erhalten. Ein Rollmoment aus Trägheitskräften entsteht vorrangig aus der Massenträgheit um die Hochachse und wirkt dem Luftkraftrollmoment entgegen. Die Trägheit um die Hochachse ist immer beträchtlich groß, da die Massenverteilung aller Teile des Flugzeuges dazu beiträgt, insbesondere auch die große Spannweite bei Segelflugzeugen. Das Rollmoment aus Trägheitskräften wächst mit dem Quadrat der Winkelgeschwindigkeit ω_{zg} und mit kleiner werdendem Längsneigungswinkel ϑ . Große Querneigungswinkel φ wirken erhöhend auf das Rollmoment aus Trägheitskräften. Der Querneigungswinkel bei stationär trudelnden Segelflugzeugen ist nahe Null, damit wird auch die gegensinnige Wirkung dieses Momentes aus Trägheitskräften klein. Ein entsprechend großes Luftkraftrollmoment aus der Autorotation, mit äußerem Schieben bei großem Anstellwinkel, gewährleistet im wesentlichen die Aufrechterhaltung des stationären Trudelzustandes. Das Gleichgewicht der Rollmomente im stationären Trudeln kann bei unseren Flugzeugen in der Regel durch Querruderausschläge nicht gestört werden.

7.3 Das Gleichgewicht der Giermomente

Drehungen um die Hochachse eines Flugzeuges werden als Gieren oder auch als Wenden bezeichnet. Beim stationären Trudeln stellt sich das Gleichgewicht um die Hochachse zwischen Giermomenten aus Luft- und Trägheitskräften ein.

Das aerodynamische Gesamtmoment um die Gierachse resultiert aus den Wirkungen des Schiebегiermomentes (statische Richtungsstabilität), der Gierdämpfung und aus dem Seitenleitwerksmoment.

Das Gesamtluftkraftgiermoment wird hervorgerufen durch die Flügel, durch den Rumpf, durch das Seitenleitwerk und durch die Seitenbewegung des Flugzeuges. Es ist möglich, dass sich die Luftkraftgiermomente bei großen Anstellwinkeln ausgleichen können, so daß das Gleichgewicht der Momente um die Hochachse, auch bei verschwindendem Giermoment aus Trägheitskräften, gesichert ist.

Das Giermoment aus Trägheitskräften wird beeinflusst durch die Massenverteilung um die Längs- und die Querachse (Massenträgheiten) und entsteht ähnlich wie das Kippmoment aus Trägheitskräften, jedoch stehen die Einflüsse der Massenverteilung in Rumpf und Flügeln einander entgegen. Dadurch wird das Moment kleiner und je nach Massenverteilung und Querneigung kann es verschiedenes Vorzeichen besitzen. Es wächst mit dem Quadrat der Winkelgeschwindigkeit ω_{zg} und sinkt mit dem Längsneigungswinkel ϑ .

Die zur Störung des Gleichgewichtes um die Hochachse erforderlichen Giermomente sind daher meist erheblich kleiner als die großen Roll- und Kippmomente, die erforderlich wären, um das Gleichgewicht der Momente um die Längs- und Querachse zu stören.

Deshalb kann das Gleichgewicht der Giermomente als einziges wirksam zur Beendigung des stationären Trudelns gestört werden. Das Seitenruder ist also das wichtigste Ruder beim Beenden der Autorotation.

8. Der Einfluß der Schwerpunktrücklage auf das Trudelverhalten

Für diese Betrachtungen ist nur die Schwerpunktrücklage von Bedeutung.

Die Schwerpunktrücklage ist von der Verteilung der Massen entlang der Längsachse abhängig. Sie beeinflusst in mehrfacher Hinsicht das Trudelverhalten.

8.1 Der Einfluss der Schwerpunktrücklage beim Einleiten des Trudelns

Grundlage ist die Längsstabilität, die hier nicht behandelt werden kann und als bekannt vorausgesetzt wird. Ein Flugzeug ist bekanntlich längsstabil, wenn es eine kleine Störung des Anstellwinkels (z.B.

durch eine Böe) ohne Eingreifen des Piloten von selbst beseitigt und den Ausgangszustand wieder herstellt. Um die Querachse indifferente oder instabile Flugzeuge sind vom Piloten kaum oder nicht beherrschbar.

Die Längsstabilität ist nur im Bereich der zulässigen Schwerpunktrücklage konstruktionsbedingt gewährleistet, weil nur dann der Neutralpunkt des Flugzeuges (aerodynamisches Zentrum, Indifferenzpunkt) hinter dem Schwerpunkt liegt. Der zulässige Bereich der Schwerpunktrücklage beträgt übrigens ca. 15 - 25 cm. Daraus wird deutlich, wie wichtig die genaue Einhaltung des Beladeplanes ist. Im Neutralpunkt (nicht im Druckpunkt) greifen die durch die Störung hervorgerufenen Luftkraftänderungen an, die das Flugzeug wieder in die Ausgangslage bringen können. Der Einfluß der dynamischen Stabilität auf diesen Vorgang wird hier nicht betrachtet.

Der Schwerpunkt muss deshalb immer vor dem Neutralpunkt liegen.

Der Abstand zwischen dem Schwerpunkt und dem Neutralpunkt ist somit bestimmend für die statische Längsstabilität des Flugzeuges. In der Flugmechanik wird der Abstand zwischen Schwerpunkt und Neutralpunkt als Stabilitätsreserve des Flugzeuges bezeichnet.

Bei rückwärtigster zulässiger Schwerpunktrücklage (Minimalzuladung) ist die Längsstabilität noch gegeben. Wird die Minimalzuladung unterschritten, so verringert sich die Stabilitätsreserve, weil der Schwerpunkt aus dem zulässigen Bereich hinaus und weiter nach hinten wandert. Fällt er mit dem Neutralpunkt zusammen, so ist das Flugzeug indifferent und beseitigt eine Störung nicht von selbst. Wandert der Schwerpunkt hinter den Neutralpunkt, so ist das Flugzeug instabil, d.h. es vergrößert eine eingetretene Störung des Gleichgewichtes von selbst. Würde der Anstellwinkel durch eine Störung, z.B. auch durch eine Aufwärtsböe, vergrößert, so vergrößert er sich selbständig weiter. Im Bereich des kritischen Anstellwinkels kann es dadurch in der Folge sehr schnell zum Strömungsabriß kommen. Liegt dann noch ein äußerer Schiebewinkel vor, so sind alle Voraussetzungen zum Trudeln erfüllt. Die Chancen zum Eingreifen des Piloten sind gering, weil die Vorgänge schnell ablaufen. Es sei noch erwähnt, dass "loses Ruder", d.h. losgelassener Steuerknüppel, den Neutralpunkt nach vorn verlagert, wodurch sich die Stabilitätsreserve zusätzlich verringern kann. Daran sollte beim hantieren mit Karten, Bordelektronik und Kamera während des Fluges geachtet werden, vor allen Dingen dann, wenn man mit hinterer Schwerpunktlage fliegt.

Die richtige Zuladung auf allen Sitzen, im Gepäckraum und der zulässige Wasserballast sind also besonders wichtig. Das ständige Fliegen mit eingebauten Zusatzgewichten entschärft zwar etwas die Situation - aber auch mit Zusatzgewichten gibt es eine Minimalzuladung !

Durch Verlagerung des Schwerpunktes nach hinten (Verringerung der Stabilitätsreserve) verringern sich auch die Handkräfte und der Handkraftanstieg bei Betätigung des Höhenruders. Damit wird es „leichter“ das Flugzeug zu überziehen. Bei rückwärtigen Schwerpunktlagen, auch im zulässigen Bereich, wächst also die Gefahr des unbeabsichtigten Überziehens.

8.2 Der Einfluß der Schwerpunktrücklage beim stationären Trudeln

Wie wir schon festgestellt haben, herrscht im stationären Trudeln zwischen dem Luftkraftmoment und dem Moment aus Trägheitskräften um die Querachse Gleichgewicht.

Die Schwerpunktlage hat auf die Größe des Kippmomentes aus Trägheitskräften nur einen geringen Einfluß.

In Bild 10 ist aber erkennbar, dass der Abstand x der Wirkungslinie der resultierenden Luftkraft F_L vom Schwerpunkt, mit nach hinten wanderndem Schwerpunkt kleiner wird. Damit wird das Luftkraftkippmoment, bei gleich großer Luftkraft F_L , kleiner und das Gleichgewicht der beiden Kippmomente stellt sich bei einer geringeren Längsneigung und einem größeren Anstellwinkel ein. Ein gegebenes Flugzeug wird also in der Regel bei hinterster zulässiger Schwerpunktlage mit einer geringeren Längsneigung trudeln als bei vorderster Schwerpunktlage. Liegt der Schwerpunkt nach hinten außerhalb des zulässigen Bereiches, so kann die Längsneigung als Folge des geringen Luftkraftkippmomentes sehr gering werden und das Flugzeug zum Flachtrudeln übergehen.

Bei Einhaltung des zulässigen Schwerpunktbereiches (Beladeplan!) gehen unsere Flugzeuge jedoch nicht in das Flachtrudeln.

Wir haben bisher die Auswirkungen hinterer Schwerpunktlagen behandelt. Es soll noch erwähnt werden, dass vordere Schwerpunktlagen vor allen Dingen die Steuerbarkeit bestimmen. Das relativ große Luftkraftkippmoment infolge des größeren Abstandes x (Bild 10) kann aber auch trudelhemmend wirken.

Einen schweren Fehler macht man in der Fliegerei nur einmal. Falsche Beladung ist einer!

9. Der Einfluß der Strömungsverhältnisse am Seitenleitwerk auf das Beenden des Trudeln

Beim Trudeln ist die Strömung am Höhenleitwerk meist teilweise oder ganz abgerissen. Dadurch kann das Seitenleitwerk im Windschatten des Höhenleitwerkes liegen und abgeschirmt sein. Das gilt aufgrund des großen Anstellwinkels besonders bei flacherem Trudeln. Auch dadurch ist das Flachtrudeln sehr schwer bzw. gar nicht auszuleiten. Die Anordnung des Höhenleitwerkes beeinflusst also die Wirksamkeit des Seitenruders als wichtigstes Ruder beim Beenden des Trudeln. Das ist besonders bei tief oder in der Mitte des Seitenleitwerkes angesetztem Höhenleitwerk der Fall (Bild 11).

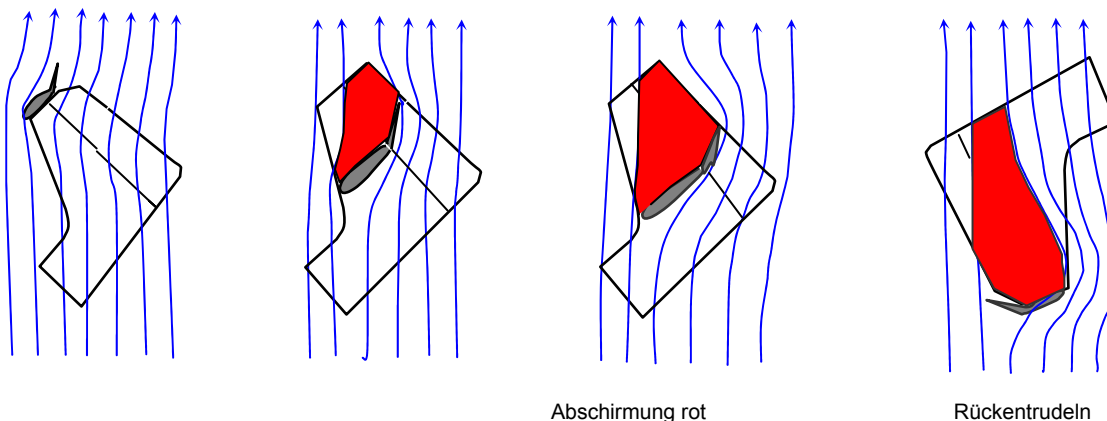


Bild 11. Abschirmung des Seitenleitwerkes beim stationären Trudeln
in Abhängigkeit von der Anordnung des Höhenleitwerkes

Erwähnt werden soll noch, dass im Rückentrudeln bei Flugzeugen mit T-Leitwerk die Abschirmung des Seitenleitwerkes, insbesondere bei geringen Längsneigungswinkeln, sehr groß sein kann (Bild 11).

10. Wie entsteht Trudeln ?

Trudeln entsteht unbeabsichtigt durch falsche Aufmerksamkeitsverteilung, wenn ein, in der Regel äußerer Schiebewinkel, im kritischen Anstellwinkelbereich hergestellt wird. Das kann auch beim Windenstart sein, wenn durch großen und / oder lange konstant gehaltenen Steigwinkel große Belastungen auftreten, die die Überziehgeschwindigkeit gegenüber dem Normalflug erhöhen (um bis zu 50% - 60%). Wenn dann noch ein äußerer Schiebewinkel, z.B. zum Seitenwindausgleich, eingesteuert wird, sind auch hier alle Voraussetzungen zum Trudeln erfüllt. Der Vorgang läuft dann wie bei einer gerissenen Rolle ab. Deshalb sind beim Windenstart mit Seitenwind eine schiebefreie Kurve am Seil oder ein Hängewinkel zum Seitenwind (mit innerem Schieben) immer noch die besseren Methoden.

Das Überziehen hängt, wie bereits erwähnt, primär immer vom Anstellwinkel ab. Es tritt ein, wenn der kritische Anstellwinkel überschritten wird. Die dadurch hervorgerufenen Überziehwarnungen (z.B. Schütteln am Steuerknüppel) treten dabei in allen Flugzuständen auf. Werden diese vom Flugzeugführer nicht erkannt oder nicht beachtet, kommt es zum Strömungsabriß. Da für den Anstellwinkel kein Anzeigergerät vorhanden ist, und keine eindeutige Zuordnung von Anstellwinkel und Fluggeschwindigkeit existiert, sondern diese vom Flugzustand (Lastvielfaches) und von der Konfiguration des Flugzeuges abhängt, muß sich der Pilot mehrere Geschwindigkeiten merken.

Ein Flugzeugführer kann das Überziehen vermeiden, wenn er für sein Flugzeug, für seine Zuladung und für alle relevanten Stellungen der Flügelklappen die Überziehgeschwindigkeiten kennt. Das gilt für den stationären Geradeausflug, für den Kurvenflug und auch für den Windenstart.

Bewußt wird das Trudeln im Geradeausflug wie folgt eingeleitet, wenn im Flughandbuch des jeweiligen Flugzeuges nichts anderes festgelegt ist:

1. Geschwindigkeit bis zur Abreißgeschwindigkeit langsam verringern, Rumpfbug hebt sich wenig und bleibt immer unter dem Horizont;
2. Seitenrudervollausschlag langsam beginnend, dann zügig in Trudelrichtung und festhalten, zur Herstellung des äußeren Schiebens (Faden weht nach innen aus, z.B. bei Rechtstrudeln nach rechts), Rumpfbug bleibt unter dem Horizont;

3. Nach Beginn des Seitenruderausschlages etwas zeitverzögert Höhenruder langsam beginnend, danach voll ziehen und festhalten, um den überkritischen Anstellwinkel herzustellen, Rumpfbug bleibt immer unter dem Horizont;
4. Zum Trudeln Seiten- und Höhenruder in den Endlagen festhalten.
5. Das Querruder bleibt in Neutralstellung, wenn im Flughandbuch nichts anderes vorgeschrieben ist.

Das Trudeln kann bewußt auch aus anderen Flugzuständen, z.B. aus dem Kurvenflug, eingeleitet werden.

Oft wird beim beabsichtigten Einleiten des Trudeln nicht sorgfältig auf die Herstellung des für das Trudeln erforderlichen äußeren Schiebens geachtet, sondern Höhen- und Seitenruder werden gleichzeitig und ruckartig voll ausgeschlagen (gerissen). Das Flugzeug bäumt sich erheblich über den Horizont auf, der Flugzustand ähnelt dem Anfangsstadium einer gerissenen Rolle. Meist geht dann das Flugzeug nach dem Strömungsabriß in der Übergangsphase zum stationären Trudeln nochmals kurzzeitig zum inneren Schieben über. Trotz sorgfältigem Einleiten des Trudeln über äußeres Schieben kann, insbesondere bei Flugzeugen deren Strömung im Bereich von $c_{a\ max}$ langsam abreißt (siehe Bild 3b), Schieben nach innen eintreten, vor allen Dingen bei vorderen Schwerpunktlagen. Durch kurzzeitiges inneres Schieben kann dadurch der Übergang in das stationäre Trudeln verzögert werden und der Flugzustand ähnelt innerhalb der ersten Umdrehung mehr einem Spiralsturz (Steilspirale). Dabei kann es auch zum teilweisen Strömungsabriß am äußeren Flügel kommen, beginnend an der Flügelwurzel nach außen in Richtung zum Flügelende. Erst, wenn das Schiebegiermoment den inneren Schiebewinkel beseitigt hat, erfolgt der Übergang zum äußeren Schieben und der Beginn der Trudelbewegung. [7]. Abgesehen davon, daß bei Kunstflugbewertungen gerissen eingeleitetes Trudeln zur „Nullwertung“ führt, ist es auch für den Flugschüler methodisch wenig sinnvoll. Er wird das Aufbäumen des Flugzeuges mit dem Trudeln verbinden und diesen Zustand in der Praxis bei einem eventuellen unbeabsichtigten Trudeln nicht wieder vorfinden.

11. Wie wird das stationäre Trudeln beendet ?

Theoretische Untersuchungen und Trudelversuche [6] haben ergeben, daß beim Trudeln nur das Gleichgewicht der Giermomente gestört werden kann. Das Seitenruder ist somit das wichtigste Ruder zum Ausleiten des Trudeln. Darauf wurde bereits eingegangen.

Um das Trudeln zu beenden ist es erforderlich zuerst das äußere Schieben durch einen Seitenruderausschlag zu beseitigen. Durch ungenügende Seitenruderwirkung kann das erschwert werden.

Daraus ergibt sich das Standardausleitverfahren für das stationäre Trudeln, wenn im Handbuch des verwendeten Flugzeuges nichts anderes festgelegt ist:

1. Querruder bleibt bei unseren Segelflugzeugen in Neutralstellung;
2. Zur Störung des Gleichgewichtes der Giermomente Seitenruder voll gegen die Drehrichtung ausschlagen und festhalten. Flugzeug muss vom äußeren Schieben zum inneren Schieben übergehen. Deshalb ist offenbar bei einigen Segelflugzeugen (z.B. Swift, DG-500, Puchacz) zwischen Seiten- und Höhenruderausschlag eine kurze Zeitverzögerung in den Handbüchern angegeben);
3. Höhenruder nachlassen;
4. Nach beendeter Drehung Seitenruder normal stellen und weich abfangen.

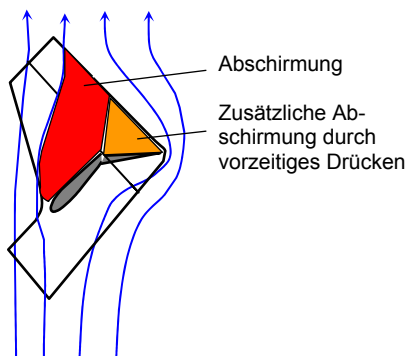


Bild 12. Zusätzliche Abschirmung des Seitenleitwerkes durch vorzeitiges Drücken des Höhenruders

Die Reihenfolge - **erst** Seitenruder, **dann** Höhenruder ausschlagen - ist **unbedingt** einzuhalten. Wird erst das Höhenruder gedrückt, so kann das Seitenleitwerk zusätzlich abgeschirmt werden. Dadurch kann das Gleichgewicht der Giermomente nur schwer gestört werden und das Beenden des Trudeln wird verzögert, im schlimmsten Fall wird es gar nicht beendet (Bild 12). Insbesondere beim Trudeln mit geringer Längsneigung ist die Gefahr der Abschirmung des Seitenleitwerkes durch ein zu früh gedrücktes Höhenruder groß. Ist ein Flugzeug, aus welchen Gründen auch immer, in flaches Trudeln geraten, was bei unseren Flugzeugen sehr selten ist, so bleibt nichts weiter übrig, als mit voll gezogenem Höhenruder und gegen die Drehrichtung voll ausgeschlagenem Seitenruder zu warten, bis das

Trudeln steiler geworden ist oder die Drehung beendet wird. Dabei ist das Seitenruder als Notmaßnahme ruckartig (unter Umständen auch mehrmals!) auszuschlagen, um die dynamische Wirkung der Drehung des Ruders um seine Lagerachse auszunutzen. Ist das Trudeln steiler geworden,

die Wahrscheinlichkeit ist bei unseren Flugzeugen gering, so kann versucht werden, durch starkes Drücken das Trudeln zu beenden. Ist das alles ohne Erfolg, oder die Flughöhe zu gering, so hilft nur noch die rechtzeitige Benutzung des Fallschirmes.

Hat der Flugzeugführer vor dem Start den Beladeplan kontrolliert und eingehalten und ist das Flugzeug technisch in Ordnung, so kann diese Situation (Flugerprobungen ausgeschlossen) nicht eintreten.

Es muss noch auf folgendes aufmerksam gemacht werden. Unsere Segelflugzeuge trudeln stationär in der Regel mit konstanter Längsneigung und konstanter Rotationsdrehzahl um die Trudelachse. Ausnahmen bestätigen auch hier die Regel. Es gibt Flugzeuge (z.B. Fox, Jantar) die verändern beides (mitunter recht heftig) periodisch. Bei dieser Art des Trudelns ist die Ausleitverzögerung (das Nachdrehen) geringer, wenn in der Phase größerer Längsneigung und geringerer Rotationsdrehzahl ausgeleitet wird.

12. Woran erkennt man das Trudeln und wie unterscheidet es sich vom Spiralsturz (Steilspirale)?

Zusammenfassend die wichtigsten Merkmale für die Praxis:

12.1 Erkennen des Trudelns:

- Abkippen des Flugzeuges über eine Tragflügelhälfte und einsetzende Rotation um eine Achse außerhalb des Schwerpunktes;
- Längsneigung und Rotationsdrehzahl sind konstant oder verändern sich periodisch;
- die Trudelachse steht nach ca. 1 – 3 Umdrehungen senkrecht zur Erdoberfläche;
- wegen des Schiebens meist keine reale Anzeige der Fluggeschwindigkeit.

Bei **jedem** unkontrolliertem Abkippen des Flugzeuges ist **sofort** in der bekannten Weise zu reagieren:

Seitenruder gegen die Drehrichtung und ohne Zeitverzögerung aber danach Höhenruder nachlassen. Geschieht das rechtzeitig und stimmt die Schwerpunktlage, so wird in den meisten Fällen stationäres Trudeln verhindert. **Darauf kommt es an!**

12.2 Unterschied des Trudelns zur Steilspirale:

Das Trudeln unterscheidet sich wesentlich von der Steilspirale (in der Flugmechanik als Spiralsturz bezeichnet). Bei der Steilspirale erhöhen sich im Gegensatz zum Trudeln ständig die Fluggeschwindigkeit, sowie die Quer- und Längsneigung. Der Kurvenradius wird enger, das Lastvielfache (der Sitzdruck) wächst und kann die zulässigen Werte überschreiten. Der Faden weht in der Regel nach der Außenseite der Kurve, die Kugel liegt meist innen.

13. Quellenverzeichnis:

- [1] Seidler, F.: ABC des Fliegens; Einführung in die Flugmechanik II, Verlag Sport und Technik Neuenhagen, 1960
- [2] Seidler, F.: ABC des Fliegens; Die Stabilität in der Flugmechanik, Franckh'sche Verlagsbuchhandlung Stuttgart, 1962; Lizenzausgabe
- [3] Richter, W.: Flugmechanik, B.G. Teubner Verlagsgesellschaft Leipzig, 1959
- [4] Wassiljew, G.S., Lyssenko, N.M., Mirkirtumow, E.B.: Aerodynamik und Flugmechanik bei schallnahen Geschwindigkeiten, Verlag des Ministeriums für Nationale Verteidigung Berlin, 1960
- [5] Schlichting, H., Truckenbrodt, E.: Aerodynamik des Flugzeuges I, II, Springer Verlag Berlin, 1969
- [6] Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt: Maßnahmen zum Beenden des Abkippens und Trudelns, Lehrfilm
- [7] Ambros, G.: Strömungsuntersuchungen beim Trudeln mit dem doppelsitzigen Segelflugzeug SZD - 9 bis 1E „Bocian“, beim Verfasser
- [8] Neumann, J.: Trudeln-1-2.avi (Video-Clip)

[9] Ambros, G.: Trudeln ist ein Unfallschwerpunkt, Unterrichtsmaterial Luftsportverband Sachsen, 1996