

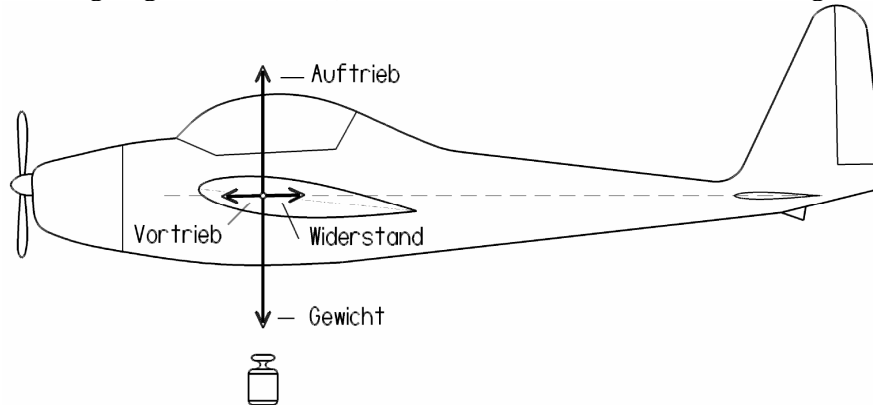
Wie funktioniert ein Nurflügelflugzeug?

Grundsätzlich muß ein Flugzeug um fliegen zu können eine Kraft erzeugen, die der Schwerkraft entgegenwirkt.

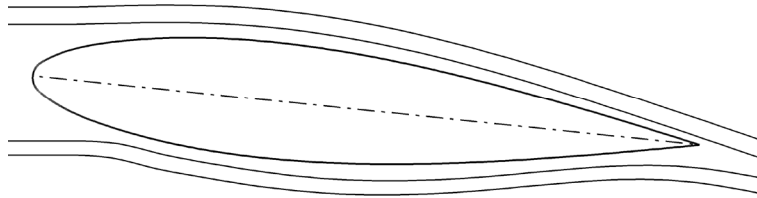
Das wird erreicht, indem die Luft durch die Vorwärtsbewegung des Flugzeuges dessen Flügel umströmen muß.

Die Funktion einer Flugzeugtragfläche beruht auf der vertikale Ablenkung der umgebenden Luft.

Die Vorgänge werden vom Flugzeug aus betrachtet, so daß die stehende Luft als Luftstrom gesehen wird.

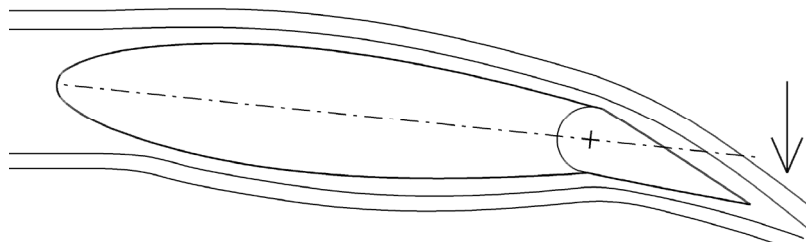


Der sog. Coandă-Effekt bewirkt, dass der Luftstrom an der Oberseite eines geeigneten Tragflächenprofils der Oberfläche folgt und dabei entsprechend dem Anstellwinkel abgelenkt wird. An der Unterseite erfolgt die Ablenkung weitgehend durch den Staudruck.



Die Luftteilchen setzen der Impulsänderung bei der Ablenkung des Luftstroms ihre Massenträgheit entgegen. Daraus resultieren Druck- und Dichteänderungen. An der Oberseite der Tragfläche entsteht Unterdruck, an der Unterseite Überdruck. Diese Druckdifferenz erzeugt neben dem Auftrieb auch eine Beschleunigung des Luftstroms an der Oberseite und eine entsprechende Verzögerung an der Unterseite. Die durch die Ablenkung verursachte, vertikale Impulsänderung des Luftstroms überträgt sich entsprechend dem Impulserhaltungssatz als kompensierend (actio = reactio) auf die Tragfläche.

Wegen der Dicke der Tragfläche ist zudem der resultierende Ablenkungswinkel an der Oberseite größer als an der Unterseite. Der Geschwindigkeitsunterschied und der unterschiedliche Ablenkungswinkel führten dazu, dass der Unterdruck an der Oberseite stärker ausgeprägt ist als der Überdruck an der Unterseite. Entsprechend trägt also die Profilerseite mehr zum gesamten Auftrieb bei als die Unterseite.



Die Beschleunigung der abgelenkten Luftmasse ist abhängig von der Fluggeschwindigkeit und vom Anstellwinkel der Tragfläche, da bei höherer Geschwindigkeit oder höherem Anstellwinkel im selben Zeitraum mehr Luft abgelenkt wird.

Bei konstantem Anstellwinkel ist die Auftriebskraft proportional zum Quadrat der Fluggeschwindigkeit. Bei 1,41-facher Fluggeschwindigkeit verdoppelt sich also der Auftrieb, somit kann der Anstellwinkel bei gleicher Flugzeugmasse halbiert werden. Bei doppelter Fluggeschwindigkeit genügt demnach ein Viertel des ursprünglichen Anstellwinkels.

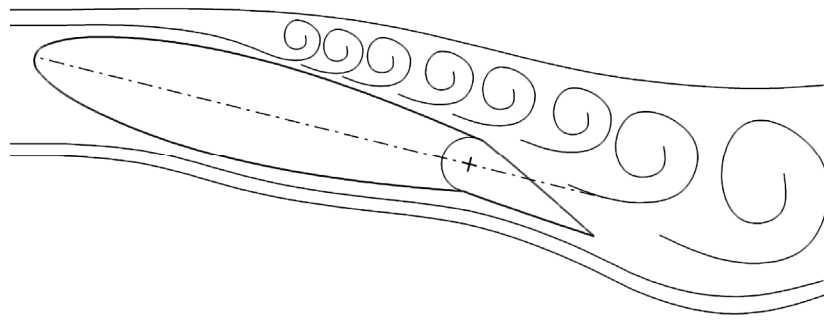
Umgekehrt muß der Anstellwinkel um so mehr erhöht werden, je langsamer das Flugzeug fliegt.

Bei konstanter Fluggeschwindigkeit ist der zur Auftriebserzeugung erforderliche Anstellwinkel umgekehrt proportional zum Quadrat der Fluggeschwindigkeit.

Im Geradeausflug entspricht der so entstehende Auftrieb der auf das Flugzeug wirkenden Gewichtskraft.

(Im Kurvenflug muß bei unveränderter vertikaler Komponente zusätzlich ein Teil des Auftriebes der Zentrifugalkraft entgegenwirken, was insgesamt mehr Anstellwinkel oder Geschwindigkeit erfordert.)

Der Coandă-Effekt kann an der Oberseite der Tragfläche nur bis zu einem bestimmten, von Profilform, Flügeltiefe, Strömungsgeschwindigkeit und Oberflächenqualität abhängigen Anstellwinkel, eine Ablenkung der Strömung gewährleisten. Jenseits dieses Anstellwinkels reißt die Strömung von der Oberfläche ab, wird turbulent und bewirkt so eine drastische Erhöhung des Profilwiderstands. Gleichzeitig bricht der größere Teil des Auftriebs zusammen, da das Profil den Luftstrom an der Oberseite der Tragfläche nicht mehr effektiv ablenken kann, sondern nur noch verwirbelt.



Anmerkung: Die Ablenkung des Luftstromes kann sowohl durch die schräge Anstellung eines symmetrischen Flügelprofils (Anstellwinkel) als auch durch eine Wölbung des Profils erreicht werden. Die einfachste Form wäre eine (Wölb)Klappe an einem symmetrischen Profil, wie bereits in den beiden vorausgehenden Zeichnungen dargestellt. Solch ein „gewölbtes“ Profil liefert bereits Auftrieb, wenn der Anstellwinkel der (ursprünglichen) X-Achse gleich null ist. Die Verbiegung eines symmetrischen Profiltropfens mit weiter vorne liegendem Wölbungsmaximum (folgende Zeichnung, links) verstärkt diesen Effekt.

Normalerweise wird die X-Achse des Profils als Bezugslinie für den Anstellwinkel gewählt.

Um den Auftriebsbeiwert eines Flugzeuges berechnen zu können, ist es sinnvoller den Anstellwinkel, Auftriebsanstieg etc. eines Flügelprofils, beginnend vom sog. **Null-Auftriebswinkel** her zu betrachten. Insbesondere für den für gepfeilten Nurfügel entscheidenden Verlauf der Schränkung ist dies wichtig. Hier die Profile in Nullauftriebsrichtung.



Durch die Wölbung des Profils ergibt sich noch ein weiterer, für Nurfügel sehr wichtiger Effekt. Das Profil erzeugt nun eine (negative) Profilmoment, welches die Nase des Flugzeuges nach unten zu drehen versucht.

Somit bedarf es einiger Kunstgriffe, um ein Fluggerät zu bauen, welches von selbst einen stabilen Flug ausführt.

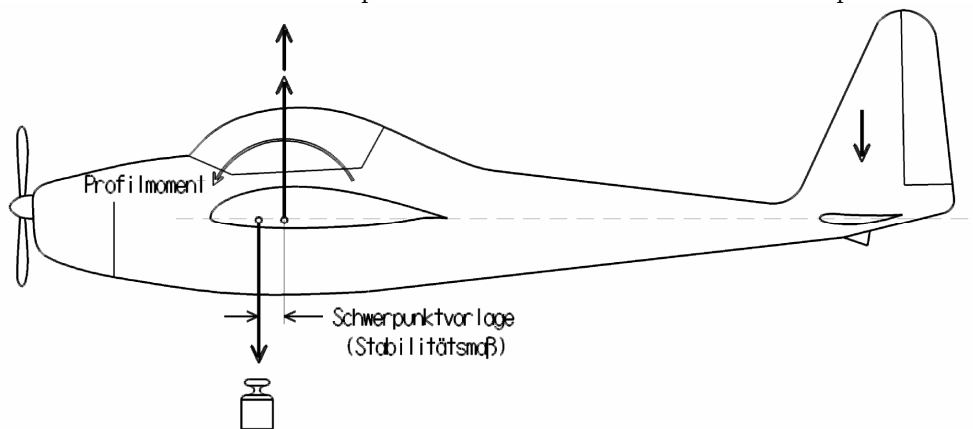
Stabilität um die Querachse

Für normale Flugzeuge mit Leitwerk, aber auch für Enten, Tandems und gepfeilte Nurfügel gilt ganz allgemein:

1. Der „voraus fliegende“ Flügel muß einen höheren spezifischen Auftrieb (Nullauftriebswinkel) haben.
2. Der Schwerpunkt muß für einen stabilen Flug vor dem Angriffspunkt der gesamten Auftriebskräfte liegen!

(Die Umkehrung dieser Regel, also ein Schwerpunkt hinter dem Auftriebsmittelpunkt und ein mittragendes Heckleitwerk, führt u.U. zu katastrophalen Flugeigenschaften. Dies könnte z.B. dazu führen, dass genau in dem Moment der Strömungsabriss im Höhenruderbereich auftritt, in dem der Pilot den Anstellwinkel durch nachdrücken verringern will. Durch den hinten fehlenden Auftrieb erhöht sich dann unweigerlich der Anstellwinkel weiter bis zum Abriß der Strömung über dem Flügel.)

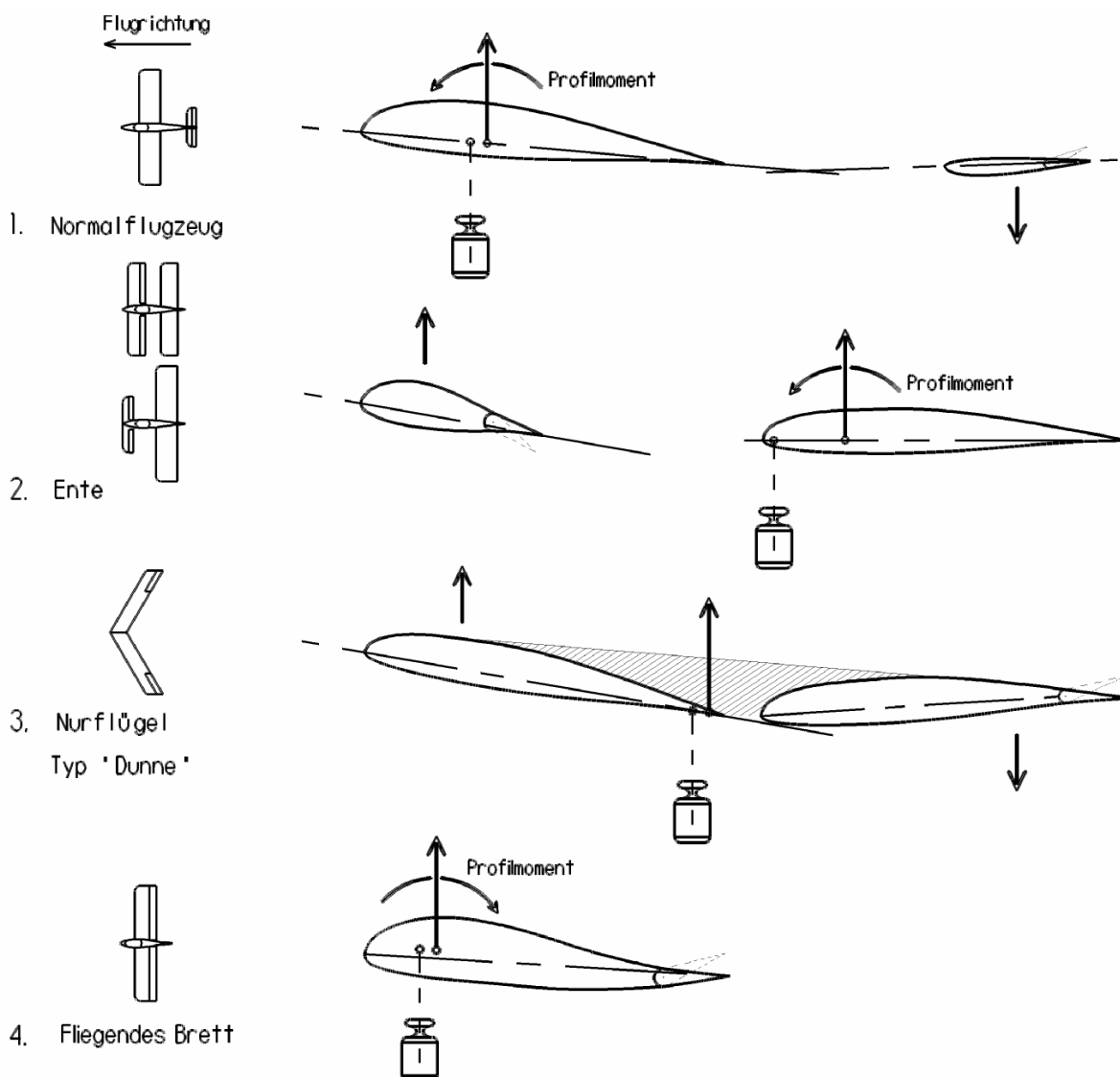
Beim **Normalflugzeug** dient das nachfliegende Leitwerk dazu, sowohl das kopflastige Moment der normalen Flügelprofile als auch die vor dem Auftriebsmittelpunkt ansetzende Gewichtskraft zu kompensieren.



Das Leitwerk erzeugt also Abtrieb. Außerdem zwingt es den Tragflügel dazu, sich mit einem bestimmten Winkel durch die Luft zu bewegen. Durch Betätigung des Steuers verändert der Pilot den Nullauftriebswinkel (Normalleitwerk) oder den Anstellwinkel (Pendelleitwerk) des Höhenleitwerks. Durch den langen Hebelarm ändert sich der Anstellwinkel des gesamten Flugzeuges. Der Abtrieb am Leitwerk muß allerdings durch einen erhöhten Auftrieb am Flügel ausgeglichen werden. Gleichzeitig hat das Höhenleitwerk natürlich einen eigenen Anteil am induzierten Widerstand, da es ja auch (negative) Auftrieb erzeugt.

Bei Tandems und den sog. **Enten** erzeugen alle horizontalen Flächen Auftrieb. Die vor dem Auftriebsmittelpunkt ansetzende Gewichtskraft und das Profilmoment müssen durch den Auftrieb des Entenflügels (Canard) ausgeglichen werden.

Bei Enten sitzt das Höhensteuer am vorderen Flügel und erhöht dessen Wölbung oder Anstellwinkel wenn der Pilot am Steuerknüppel zieht. Wird der maximale Anstellwinkel des vorderen Flügels überschritten, reißt die Strömung hier zuerst ab. Der hintere Flügel mit den Querrudern hat aber seinen maximalen Anstellwinkel noch nicht erreicht. Dadurch fehlt es vorne an Auftrieb, die Nase senkt sich, und das Flugzeug wird von selbst wieder steuerbar. Der Nachteil der Enten und Tandems ist, dass die hinteren Flügel im Wirbel der vorderen Flügel liegen. Das erhöht leider meistens den Luftwiderstand erheblich.



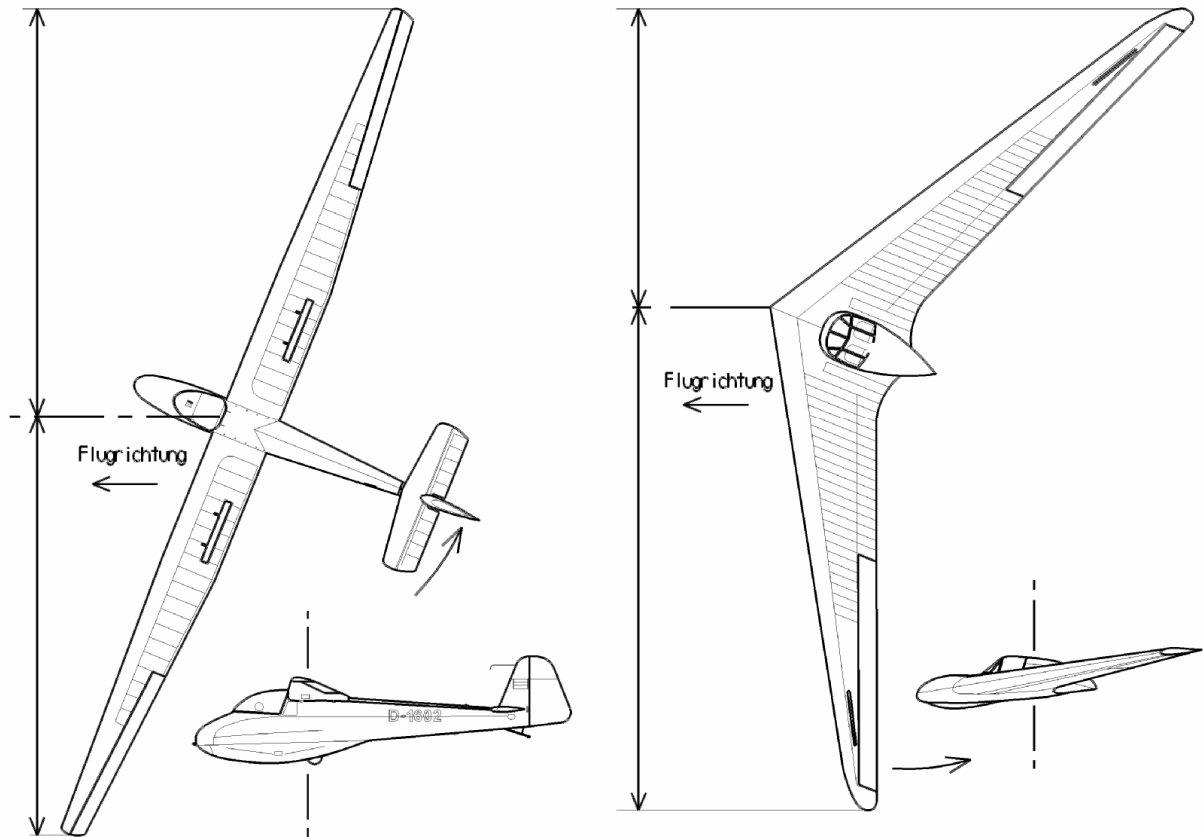
Wie funktioniert die Querstabilität bei einem Nurflügelflugzeug?

Man kann man sich die Flugstabilität bei stark gepfeilten und geschränkten (verwundenen) Nurflügeln vom Dunne-Typ durchaus ähnlich vorstellen wie bei den Normalflugzeugen, nur dass hier voraus- und hinterherfliegener Flügel eine Einheit bilden. Die „hinterher fliegenden“ Außenflügel übernehmen dabei die Rolle des Höhenleitwerkes. Hierdurch traben sie nicht viel zum Gesamtauftrieb bei. Zeitweise hat sich eine Profilierung mit momentfreien Profilen (symmetrischen oder leichter S-Schlag) und eine mäßige Verwindung besser bewährt, als Dunnes durchgehende Profilierung mit einem Normalprofil und sehr starker Schränkung. Heute kehrt man mehr und mehr zu einer verfeinerten Version von Dunnes Konzept zurück.

Bei den sog. fliegenden Brettern stellt sich die Situation gänzlich anders dar. Hier fliegt nichts voraus oder hinterher. Schließlich gibt ja keinen festen oder veränderlichen Winkel zwischen zwei Flächen. Um den Flügel, mit seiner für den stabilen Flug unerlässlichen Schwerpunktlage mit einem annehmbaren Anstellwinkel durch die Luft zu bewegen, bleibt einzig das aufrichtende(positive) Profilmoment, welches die sog. S-Schlag-Profile erzeugen. Bei diesen Profilen schlägt die auftriebserzeugende positive Wölbung der Skelettlinie im hinteren Teil in eine negative Wölbung um. Wenn man so will, schleppen sie den gesamten hinteren Bereich des Flügels an Stelle eines Leitwerks mit sich herum der, wie bei unserem Normalflugzeug, Abtrieb erzeugt. Der Null-Auftriebswinkel solcher Profile entspricht etwa dem von symmetrischen Profilen. Zieht der Pilot am Knüppel, so verstärkt sich der S-Schlag. Dadurch wird der Null-Auftriebswinkel negativ, das heißt Auftrieb wird überhaupt erst beim Erreichen eines größeren Anstellwinkels erzeugt. Tatsächlich fehlt für einen kurzen Moment an Auftrieb, was in Bodennähe unangenehm sein kann. Dieses Phänomen wird oft fälschlicherweise als „Ruderumkehr“ gedeutet. Die Steuerung durch Flügelklappen engt den Einsatzbereich von Nurflügeln allgemein und den von ungepfeilten Nurflügeln im Besonderen etwas ein. Die Vorteile des Nurflügels lassen sich nur bei geringeren Auftriebsbeiwerten und in einem eingeschränkten Anstellwinkelbereich wirklich ausnutzen. Später mehr dazu.

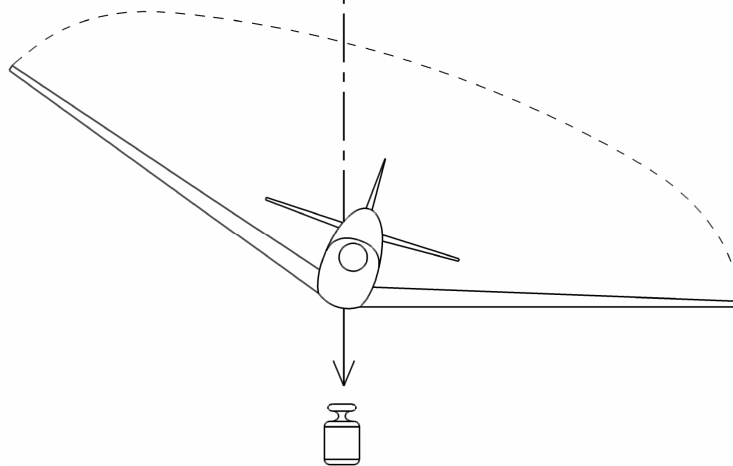
Stabilität um die Hochachse

Stabilität um die Hochachse kann durch vertikale Flächen hinter dem Schwerpunkt oder durch eine Pfeilung des Tragflügels erreicht werden. Die folgende Zeichnung zeigt die rückdrehenden Kräfte, die auf ein schiebendes Flugzeug einwirken. Beim Normalflugzeug rechts wird dieses Moment durch das schräg angeströmte Seitenleitwerk erzeugt, während links die verschiedenen Längen des dem Luftstrom ausgesetzten Flügels diesen Effekt bewirken.

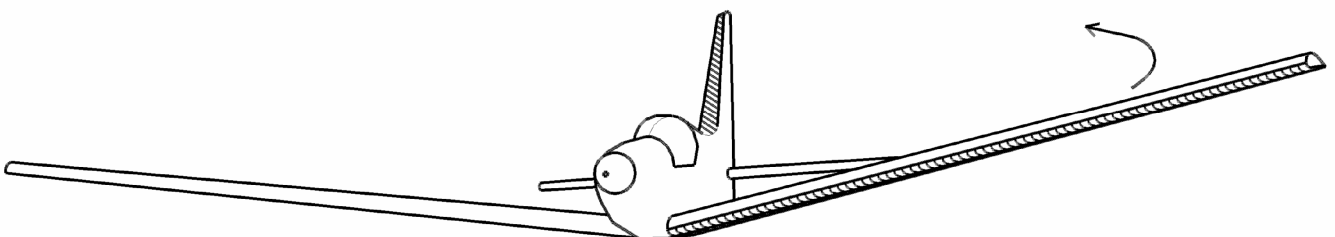


Stabilität um die Längsachse

Stabilität um die Längsachse wird durch eine sog. V-Form des Flügels erzeugt. Diese ergibt ein Mehr an Auftrieb am hängenden Flügel, welcher das Flugzeug wieder in die Horizontale dreht.



Sozusagen ein Zusatzeffekt der V-Form ist, dass im Schiebflug durch den erhöhten Auftrieb am voreilenden Flügel auch ein erhöhter Widerstand entsteht, der auch um die Hochachse eine rückführende Kraft erzeugt.

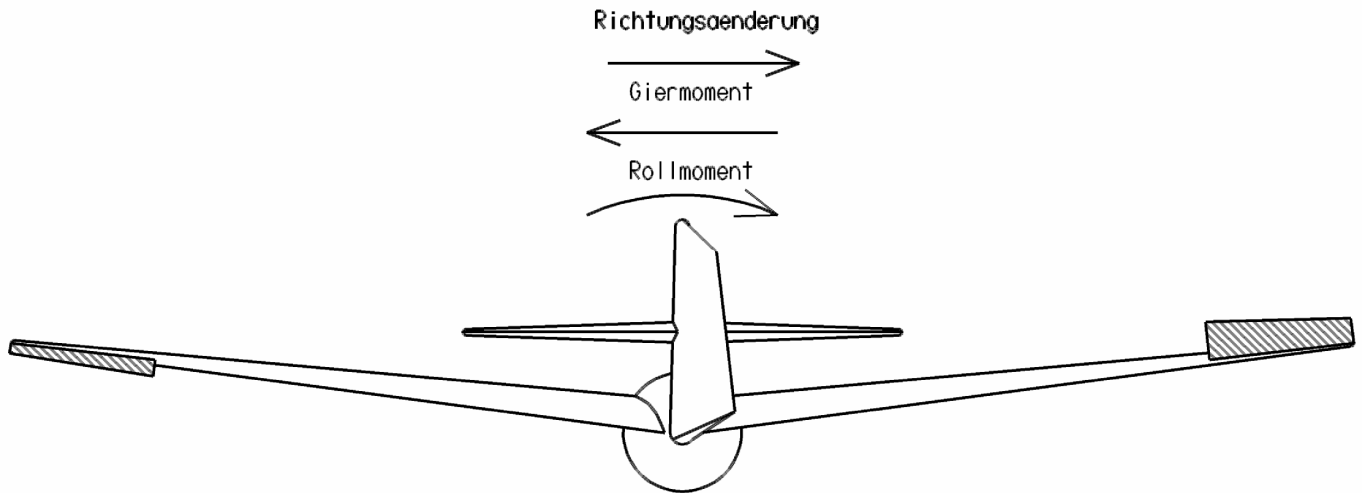


Ein geschränkter und gepfeilter Flügel mit zusätzlicher V-Form ist also um alle Achsen stabil.

Leider ist der Punkt, an dem die rückdrehenden Kräfte Null werden nicht so genau definiert wie bei vertikalen Stabilisierungsflächen. Das kann zu einem Überpendeln der Null-Lage führen, die sich schlimmstenfalls sogar aufschaukelt.

Zum Schluß des ersten Absatzes wollen wir den Begriff des sog. **negativen Wendemoments** kennen lernen. Das negative Wendemoment ist sozusagen der Feind jedes Flugzeugkonstruktors.

Bei jedem normalen Flugzeug wird eine Kurve durch das Querruder eingeleitet. Durch den Klappenausschlag rollt das Flugzeug in Kurvenrichtung in die gewünschte Schräglage. Gleichzeitig wird aber durch den erhöhten Auftrieb am kurvenäußeren Flügel, selbiger abgebremst. Dadurch wandert die Nase des Flugzeuges nach außen und es „schiebt“ durch die Kurve. Zur Verringerung des negativen Wendemomentes verwenden Normalflugzeuge meist ein sog. differenziertes Querruder. Hierbei hat die nach oben gehende Klappe einfach einen größeren Ausschlag als ihr Gegenstück. Den Rest muß ein Ausschlag des Seitenruders in Kurvenrichtung ausgeglichen werden. Wenn die gewünschte Kurvenlage erreicht ist, werden Quer- und Seitenruder wieder in Nullstellung gebracht, und der Kurvenradius durch das Höhenruder gesteuert. Die folgende Skizze eines von hinten betrachteten Normal-Seglers verdeutlicht diesen Zusammenhang.



Nurflügel haben hier ein besonderes Problem, denn auf Grund des geringen Hebelarmes ihrer Ruder ist ein sehr großer Seitenruderausschlag notwendig, um das negative Wendemoment zu kompensieren. Ein differenziertes Querruder hätte dabei immer auch eine Wirkung um die Querachse. Oft werden deshalb stark leistungsmindernde Steuersysteme wie z.B. Rollspoiler oder Bremsseitenruder mit Spreizklappen an den Flügelspitzen verwendet

*

Vielleicht ist es an dieser Stelle hilfreich, zuerst einige weitere gängige Begriffe aus dem Flugzeugbau und der Aerodynamik genauer zu definieren.

Widerstand

Durch die Bauteile eines Flugzeuges, deren Form und der gegenseitige Beeinflussung entsteht natürlich ein Summe von weiteren Widerständen. Dies wird als **schädliche Widerstand** bezeichnet. Durch das Wegfallen verschiedener Bauteile sollte der schädliche Widerstand beim Nurflügel natürlich besonders gering sein.

Durch die Auftriebserzeugung entsteht unvermeidlich auch der sog. **induzierter Widerstand**.

Bei Null-Auftrieb, also im Sturzflug ist der induzierte Widerstand null, im Langsamflug macht er dagegen den größten Teil des Gesamtwiderstandes aus. Dies erklärt sich beinahe selbstverständlich aus dem bisher Gesagten.

Schädlicher und induzierter Widerstand ergeben zusammen den **Gesamtwiderstand** eines Flugzeuges.

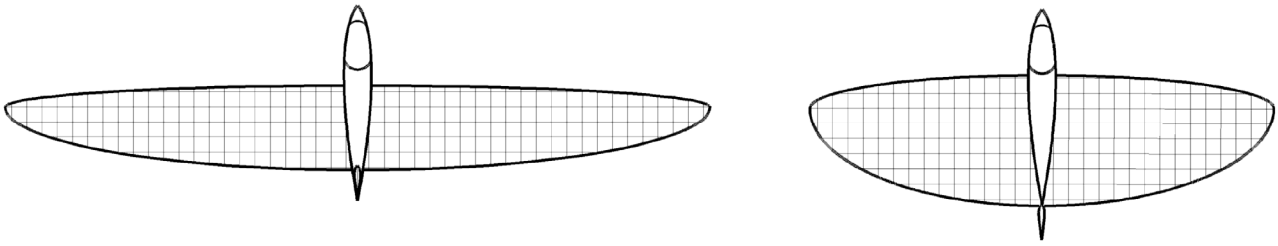
Um die nötige Fluggeschwindigkeit aufrecht zu erhalten, muß der Gesamtwiderstand eines Flugzeuges durch einen Motor oder durch permanente Höhenaufgabe (Gleitflug) ausgeglichen werden.

Der induzierte Widerstand ist dann am geringsten, wenn die Verteilung des Auftriebs über der Spannweite elliptisch ist. Die Faktoren Auftrieb und Widerstand bestimmen den aerodynamischen Wirkungsgrad eines Flugzeuges, der durch die sog. Gleitzahl beschrieben wird.

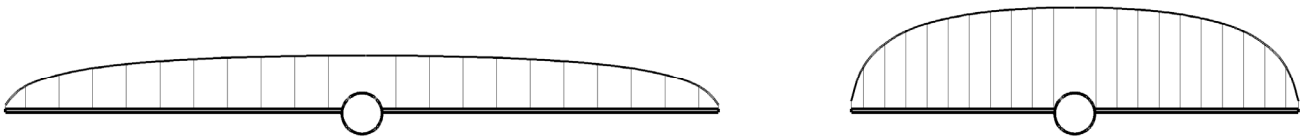
Alle folgenden Punkte haben einen Einfluß auf die Auftriebsverteilung und damit auf den Widerstand.

Streckung

Der Begriff Streckung bezeichnet die Schlankheit eines Flügels. Im folgenden Beispiel wird links ein ungepfeilter elliptischer Flügel mit hoher Streckung und rechts einer mit geringer Streckung gezeigt. Beide Flügel haben die gleiche tragende Fläche. Wie gesagt, ist im stationären Geradeausflug der Auftrieb immer gleich dem Gewicht des Flugzeuges.



Würden unsere beiden Flugzeuge gleich schwer sein, müssten die Flügel auch den gleichen Auftrieb erbringen. Allerdings würde sich der Auftrieb längs der Spannweite anders verteilen. Die schlankere Tragfläche erfasst eine größere Luftmasse und muß somit örtlich einen geringeren Impuls auf diese ausüben. Bildlich gesprochen, ist der induzierte Widerstand also um so geringer, je flacher die Auftriebsverteilung über dem Flügel ist.



Allerdings werden mit einem schlankeren Flügel meist auch die Überzieheigenschaften schlechter, weil die Fähigkeit eines Profils zur Ablenkung der Strömung mit abnehmender Tiefe (Reynoldszahl) schlechter wird. Je geringer die Streckung ist, um so höhere Anstellwinkel können im Allgemeinen geflogen werden.

Flügelgeometrie

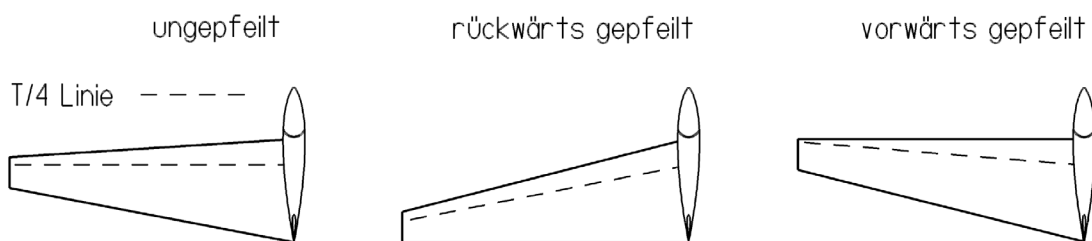
Die Form eines Flügels wird normalerweise durch geometrische Formen wie Rechteck, Trapez, Ellipse, Kreis etc. bezeichnet. Dabei wird normalerweise nur eine Flügelhälfte betrachtet. Werden mehrere geometrische Figuren kombiniert, so spricht man z.B. von Rechteck-Trapezflügeln, Doppeltrapezflügeln etc. Der innere Teil wird dabei zuerst benannt. Eine Ausnahme bildet das auf der Basis stehende Dreieck, das nach dem griechischen Buchstaben als Deltaflügel bezeichnet wird.

Allerdings reicht diese vereinfachte Methode nicht aus um komplexere Flügelformen zu beschreiben. Deshalb kommen weitere Beschreibungen hinzu.

Pfeilung

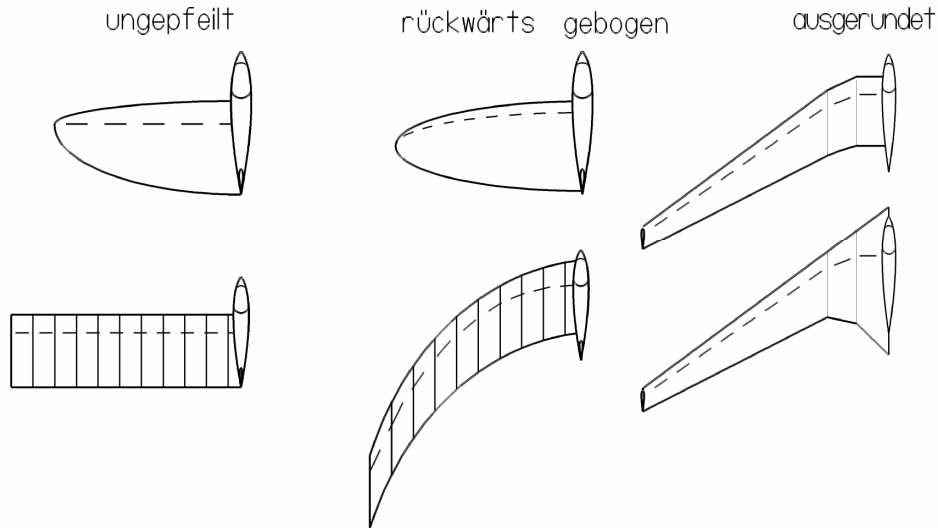
Die Pfeilung wird oft mit dem Winkel der Flügelnase zur Flugzeug-Längsachse angegeben. Richtig und sinnvoller ist es aber, die Pfeilung auf die sog. **T/4 Linie** zu beziehen. Die T/4 Linie verbindet alle Punkte bei 25 % der örtlichen Flügeltiefe und damit dem Angriffspunkt der jeweiligen örtlichen Luftkräfte. (Im englischsprachigen Raum wird allerdings oft die 50%-Linie gebraucht, was hin und wieder zu Mißverständnissen führen kann.)

Betrachten wir uns hierfür einen einfachen Trapezflügel.



Ist die T/4 Linie rechtwinklig zur Längsachse des Flugzeuges spricht man von einem ungepfeilten Flügel. Beim mittleren Flügel ist die Hinterkante gerade, also so ist die T/4 Linie rückwärts gepfeilt. Rechts ist die Flügelvorderkante gerade, und die T/4 Linie ist somit vorwärts gepfeilt. Hieraus ergeben sich noch einige weitere Besonderheiten.

T/4 Linie - - - -

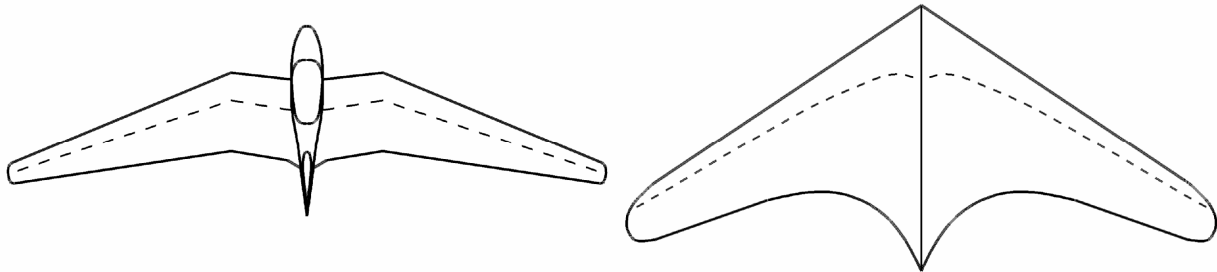


Der elliptische Flügel, links oben in der vorherigen Zeichnung, erscheint uns vorwärts gebogen obwohl er ungepfeilt ist. Ein Flügel mit dem genauen Grundriß einer Ellipse (Mitte oben), hat dagegen eine rückwärts gebogene T/4-Linie. Damit gehört er zu den rückwärts gepfeilten Flügelgeometrien. Besonders stark wird dieser Effekt natürlich mit geringerer Streckung, also z.B. bei einem Kreisflügel.

Wird auf eine so entstandene gebogene T/4 Linie die Tiefenverteilung eines Rechteckflügels übertragen, entsteht der sog. Sichelflügel (Mitte unten). Die eingezeichneten Flügelrippen sind alle identisch, wie bei seinem ungepfeilten Gegenstück links daneben.

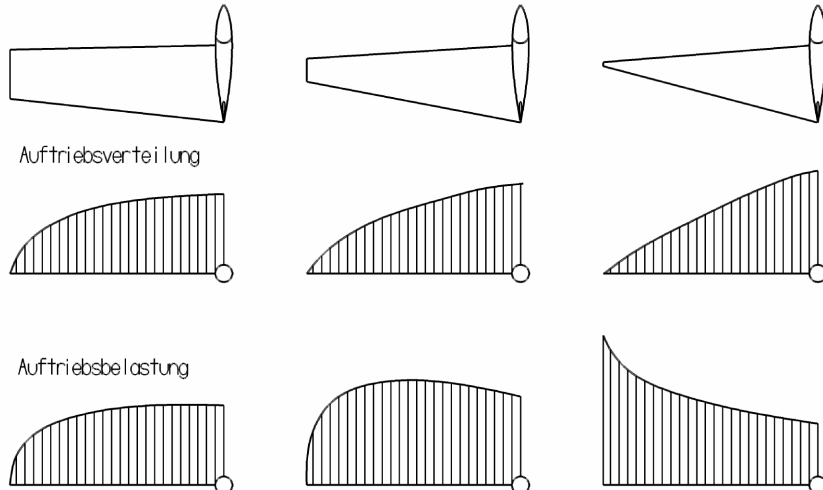
Eine Entpfeilung bzw. Ausrundung der T/4 Linie in der Flügelmitte versuchten sich einige Konstrukteure im Hinblick auf den noch zu betrachtenden Pfeilungseffekt zu Nutze zu machen (rechts oben). Die Gebrüder Horten fanden eine bessere Lösung, indem sie bei durchgehend gerader Flügelnahe die Tiefe des Flügelmittelteils erhöhten (rechts unten). Dies ist bis Heute die gebräuchlichste Form für einen Pfeilflügel.

Im einigen Fällen wurde sogar eine Umkehrung der Pfeilung in der Flügelmitte angestrebt, wie es in der nachfolgenden Zeichnung der SZD6x und der Horten IX dargestellt ist. Die SZD6 (links) hat einen Rechteck-Trapezflügel mit vorgepfeiltem Innenteil und rückgepfeiltem Außenteil. Schwierig, oder?



Zuspitzung

Der Begriff der Zuspitzung erklärt sich eigentlich von selbst. Allerdings können wir die folgenden drei Trapezflügel unterschiedlicher Zuspitzung gut für die Erklärung eines weiteren Phänomens benutzen. Die drei dargestellten Flügel sollen hierfür ungeschränkt (= durchgehend gleiches Profil, keine Verwindung) sein.



Der linke Flügel erzeugt eine fast perfekte elliptische Verteilung des Auftriebes, die bei den anderen Flügeln nach rechts zu natürlich immer flacher wird. Wir erkennen, dass eine Elliptisch Auftriebsverteilung nicht einfach durch eine elliptische Flügelform zu erreichen ist.

Gleichzeitig erhöht sich aber bei starker Zuspitzung die örtliche Auftriebsbelastung wie gezeigt.

Oft wird leider die Auftriebsverteilung und die Auftriebsbelastung (Verteilung der örtlichen Auftriebsbeiwerte) verwechselt.

Erklären kann man sich das in etwa so:

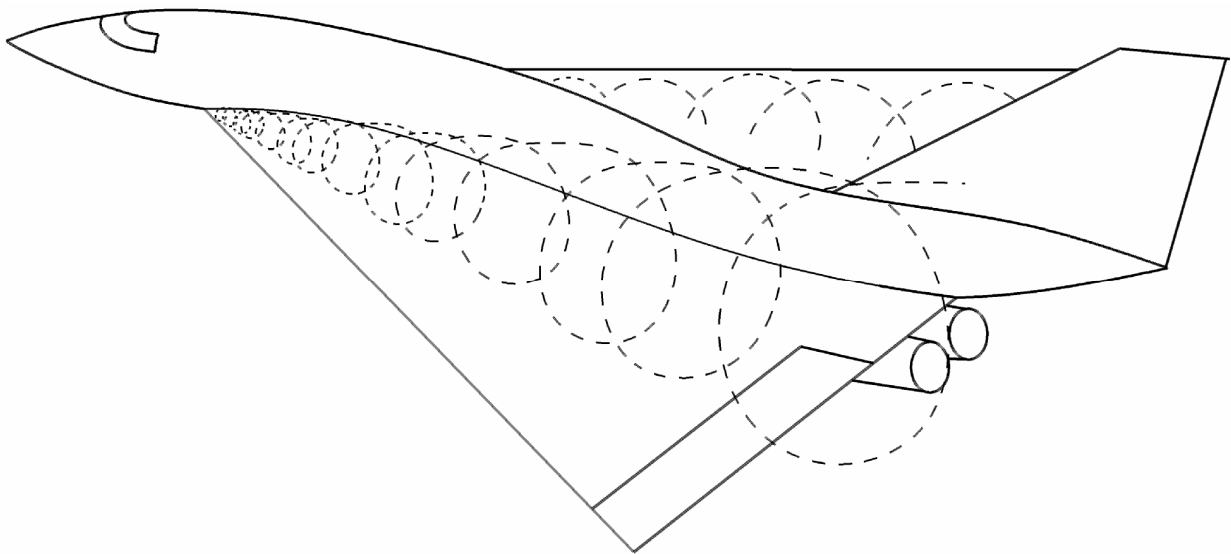
Der rechte Flügel muß nahe seiner Spitze immer noch etwas zum Auftrieb beitragen, obwohl die Flügeltiefe praktisch schon null ist. Daraus können wir schließen, dass das Profil einen unendlich hohen Auftriebsbeiwert erbringen müßte, was natürlich unmöglich ist. Soweit die graue Theorie. Sicher ist aber zumindest, dass der rechte Flügel extrem Anfällig gegen Strömungsabriss im Außenbereich ist.

Beim Deltaflügel mit extrem geringer Streckung und extremer Zuspitzung verändern sich die aerodynamischen Gegebenheiten dahin, dass sich an Stelle der herkömmlichen Umströmung ein Wirbelsystem auf der Flügeloberseite bildet, in dem (wie in jedem Wirbelsystem) ein verringerter Druck herrscht. Dieser Druckunterschied sorgt dann für den Auftrieb.

Dieser Effekt wird nach seiner kegelförmigen, von der Pfeilspitze ausgehenden, Form als Tütenwirbel bezeichnet.

Nur deshalb läßt sich in Hinblick auf die extreme Zuspitzung der Deltaflügel überhaupt nutzen und lässt sogar besonders hohe Anstellwinkel zu. Das Flügelprofil spielt hier kaum mehr eine Rolle.

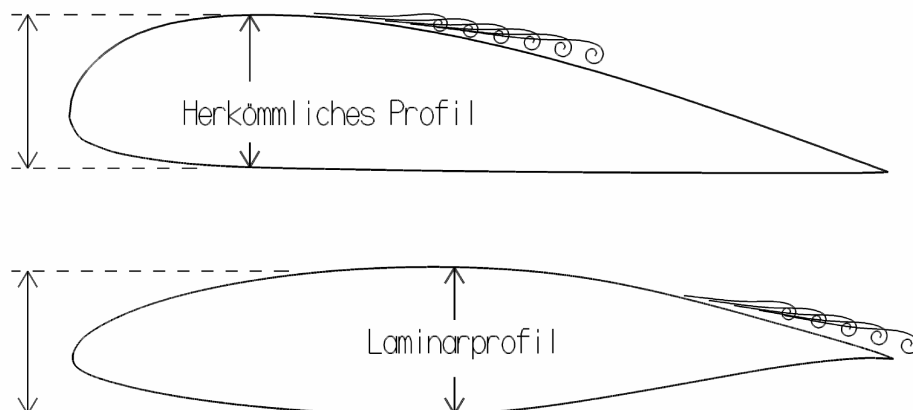
Bei modernen Kampjets wird die Bildung von Tütenwirbeln oft auch durch einen weit nach vorn gezogenen Innenflügel mit scharfkantiger Profilnase (engl. Strake) provoziert, um extreme Kurvenmanöver zu erlauben.



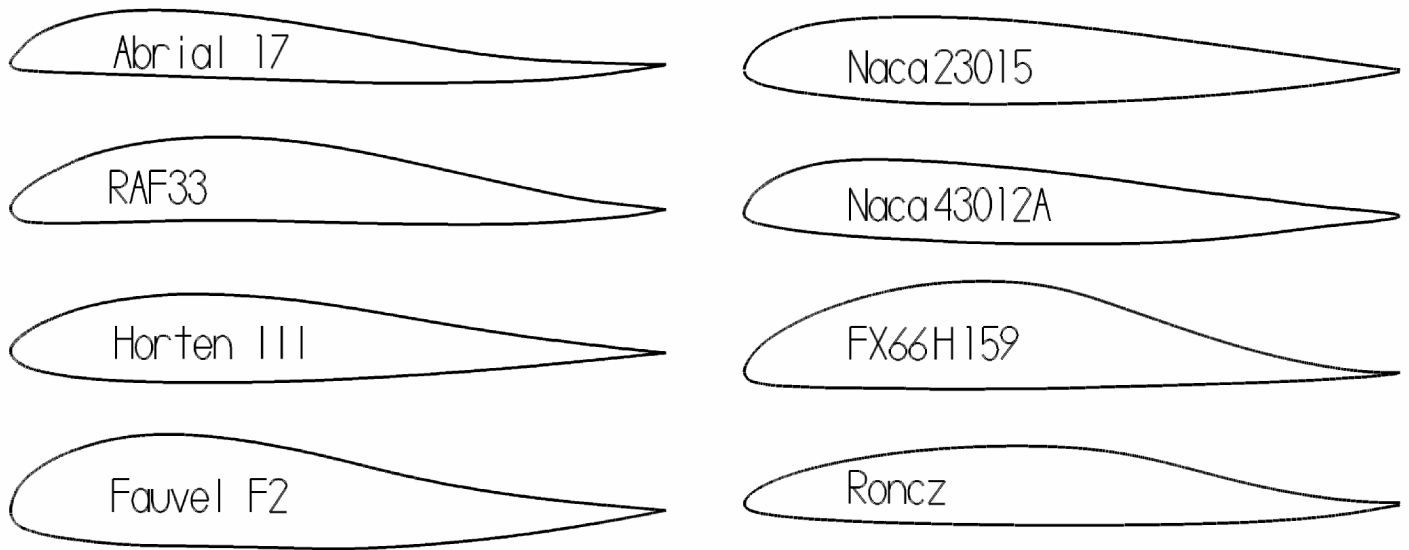
Profilierung

Bei geringeren Geschwindigkeiten und Tragflächen geringer Pfeilung sind die Tragflächenprofile dagegen sehr wichtig. Sie sind oft der Schlüssel für gute oder schlechte Flugeigenschaften und Leistungen.

Am Anfang der Fliegerei waren Flügelprofile sozusagen Gefühlssache. Bald schon wurden aber umfangreiche Versuche und Messungen durchgeführt, um verbesserte Profile anbieten zu können. Man erkannte bald, dass sich Profileigenschaften durch Veränderung von Wölbungs- und Dickenverteilung in weiten Bereichen verändern lassen. Mitte der Dreißiger Jahre wurde eine Zurückverlegung der größten Profildicke als Mittel zur Leistungssteigerung gefunden. Hierdurch wandert der Punkt, an dem die Strömung der Profilform nicht mehr folgen kann weiter nach hinten. Die unverwirbelte (laminare) Zone an der Flügelnase wird größer und damit der Luftwiderstand geringer. Das erste Serienflugzeug, welches mit einem Laminarprofil ausgerüstet wurde, war der berühmte amerikanische Kolbenmotorjäger North American P51 „Mustang“. Anfang der sechziger Jahre brachten Laminarprofile in Verbindung mit der sehr formgenauen Kunststoffbauweise einen ungeheueren Leistungssprung (ca. 30%) im Segelflugzeugbau.



Natürlich lag nun auch der Wunsch der Nurflügelkonstrukteure nahe, Laminarprofile für ihre Kreationen zur Verfügung zu haben. Durch das geringe Interesse an der Nurflügel-Idee blieben laminare S-Schlagprofile allerdings Mangelware. Lediglich für die Rotorblätter von Hubschraubern wurden einige solcher Profile entwickelt. Nachfolgend sind einige der wichtigsten Nurflügelprofile aufgezeigt.



Das Abrial 17 war eines der ersten gemessenen Nurflügelprofile, und kam bei dem Sitzgleiter A12 zum Einsatz.

Das RAF 33 ist ein von der Royal Air Force vermessenes Profil von 1930.

Die Gebrüder Horten verwendeten sehr dicke, momentfreie Profile in der Flügelmitte, die nach außen auf symmetrische Profile geringerer Dicke ausliefen.

Fauvel's Profil F2 basiert auf einer Entwicklung Georges Abrials und kam bei der AV36, AV22 und auch bei Jim Marskes XM1 zum Einsatz. Auch das Profil von Al Backströms EPB1 basiert auf einem Profil von Abrial.

Die Naca 23er- Reihe mit 2% Wölbung war und ist sehr verbreitet. Auch Normalflugzeuge wurden damit ausgestattet.

Interessant an dieser Profilerie ist, dass durch die gerade Profiloberseite der S-Schlag äußerlich nicht sofort erkennbar ist. Dies gilt auch für das folgende Profil mit 4% Wölbung. Bei dem Naca-43012 handelt es sich um ein, von Jim Marske modifiziertes Profil für den Nurflügel Pioneer 2 und den offenen Ultraleicht-Segler „Monarch“

Das Hubschrauber-Profil FX 66-H156 von Franz Xaver Wortmann wurde auch bei der AV48 eingesetzt.

John Roncz entwarf dieses moderne, sehr dünne Laminarprofil für Nurflügel.

Steuerung

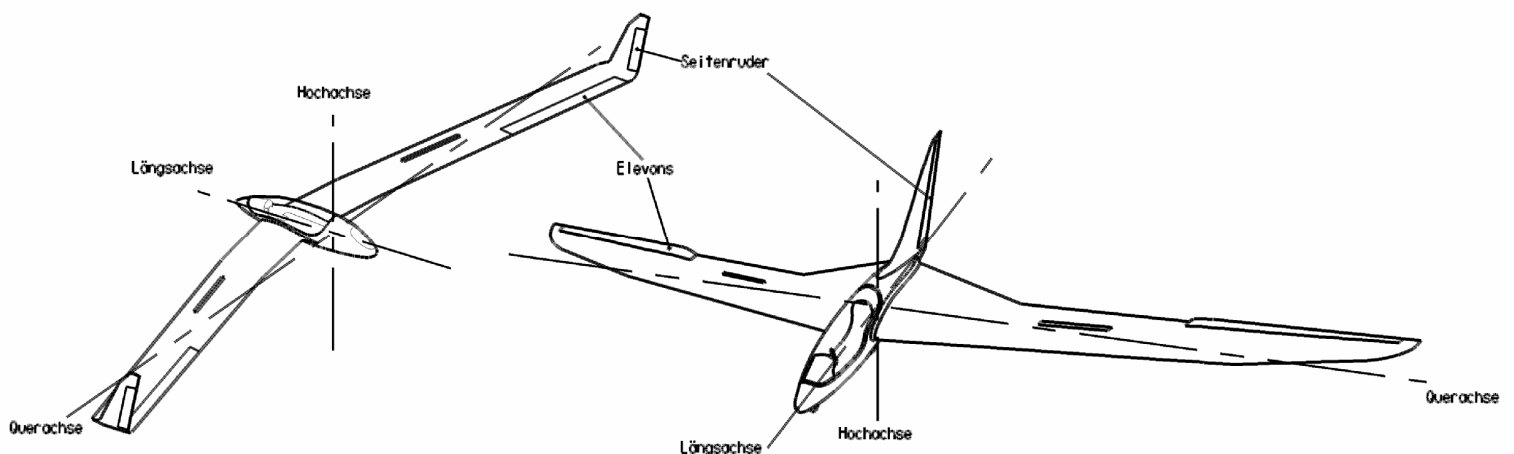
Zunächst die Funktion der einzelnen Steuerflächen. Diese entspricht weitgehend der von Normalflugzeugen.

Das **Seitenruder** steuert um die **Hochachse**, führt aber nicht zum Kurvenflug. Erst in Verbindung mit einer sog. V-Form oder einer Rückwärtspfeilung des Flügels kann es auch zur Einleitung einer Kurve genutzt werden.

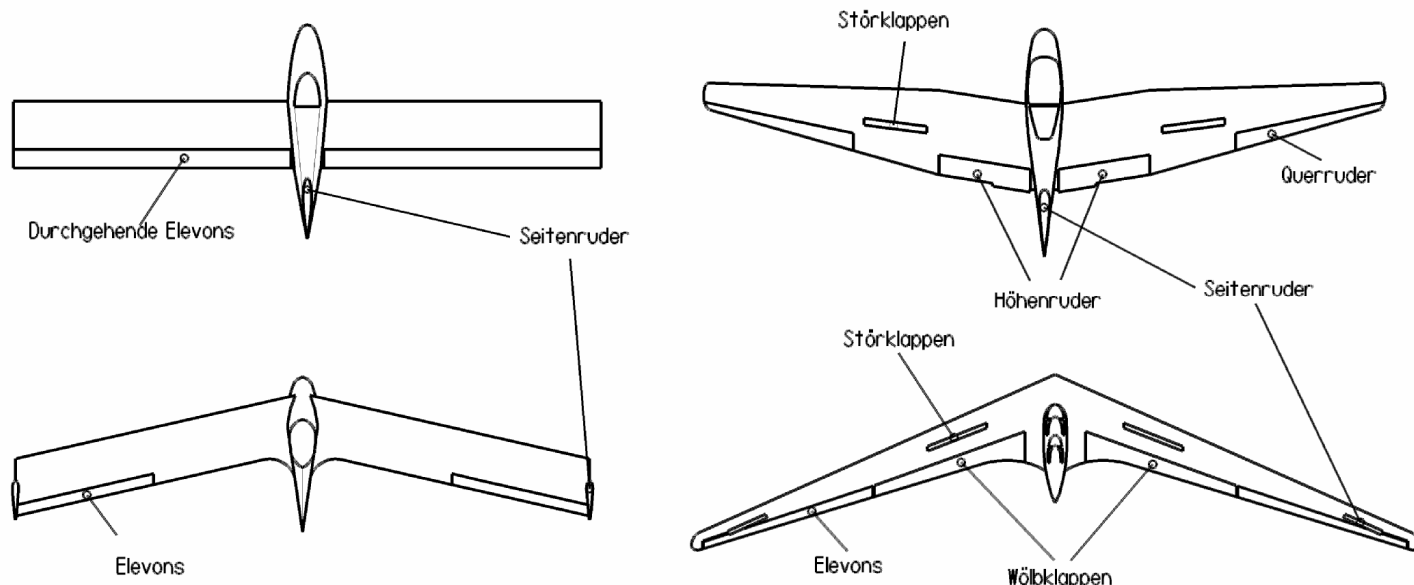
Das **Höhenruder** steuert des Flugzeuges um die **Querachse**, und verändert die Neigung der Flugbahn.

Das **Querruder** wirkt um die **Längsachse**, verändert also die Schräglage.

Bei schwanzlosen Flugzeugen wird oft die Funktion des Höhenruders (engl. Elevator) mit der des Querruders (engl. Aileron) überlagert. Die so entstandenen Steuerklappen werden allgemein als **Elevon** bezeichnet.



Im folgenden Bild sehen wir typische Ruderanordnungen am Beispiel verschiedenen Nurflügeln der fünfziger Jahre.



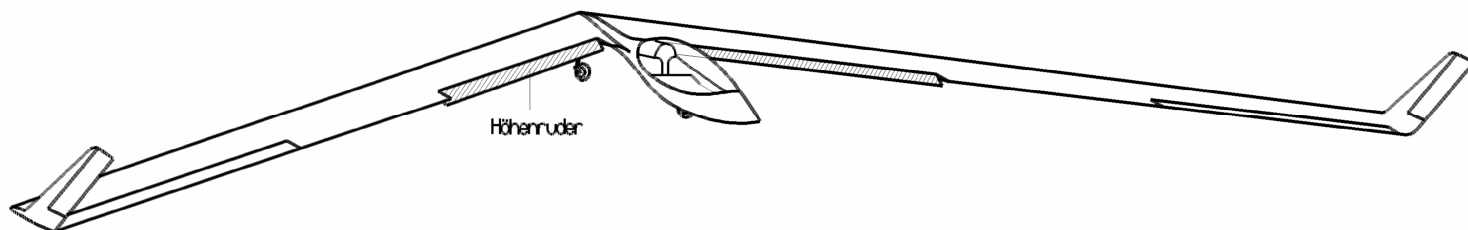
Die beiden linken Skizzen stellen die sog. Einklappen-Maschinen dar. Die Elevons übernehmen hier die Quer und Höhenrudernfunktion. Bei der linken oberen Darstellung eines Brett nurflügels ist ein zentrales Seitenleitwerk eingezeichnet. Die untere, stärker gepfeilte Maschine hat dagegen zwei Seitenruder an den Flügelspitzen. Diese Anordnung scheint auf Grund des etwas größeren Hebelarmes sinnvoll. Gleiches gilt natürlich für die Elevons die sich nun nicht mehr über die ganze Spannweite erstrecken. Die Seitenruder des linken unteren Nurflügels könnten entweder mit einer normalen Ruderklappe oder mit einer Hinterkanten-Spreizklappe versehen sein. Letztere würde dann den kurveninneren Flügel abbremsen.

Rechts oben ist ein typischer Vertreter der leicht vorwärts gepfeilten Brett nurflügel zu sehen. Oft wird hier, trotz der theoretischen Nachteile, das innen liegende Höhenruder verwendet. Am Außenflügel sind ganz normale, gegensinnig ausschlagende Querruder angebracht. Das Seitenruder befindet sich am Rumpfe, aber auch zwei Seitenruder an der Flügelhinterkante sind hier denkbar. Normale Störklappen dienen als Landhilfe.

Die Maschine rechts unten hat keine vertikalen Seitenflächen, ist also ein „reiner“ Nurflügel. Als Landhilfe sind wieder normale Störklappen vorhanden. An den Flügelspitzen sind weitere Bremsklappen eingezeichnet die als Seitenruder dienen und den kurveninneren Flügel abbremsen.

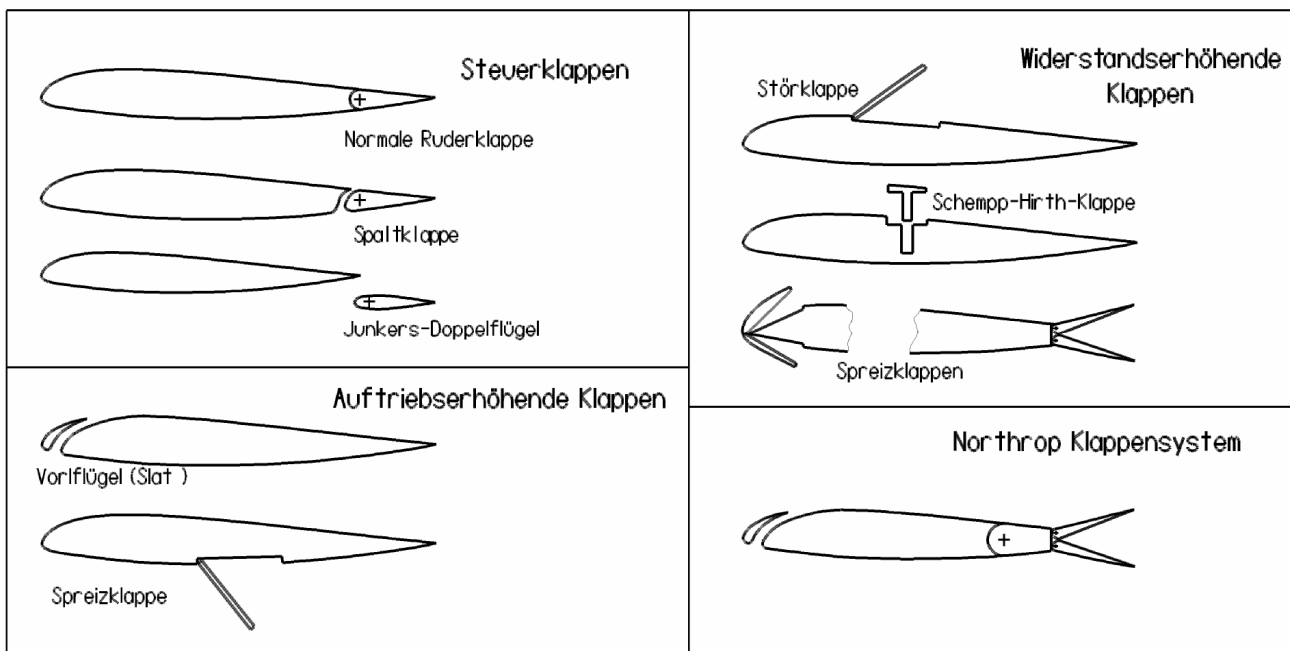
Bei dieser Maschine sind auf Grund der starken Pfeilung und der hohen Streckung des Flügels Wölbklappen eingezeichnet. Der Zusatzauftrieb dieser Klappen greift etwa im Schwerpunkt an. Gleichzeitig erhöht der Ausschlag den Nullauftriebswinkel des Flügelmittelteils, was einer erhöhten Schränkung entspricht. Somit wird das gleichzeitig entstehende negative Profilmoment kompensiert und es entsteht keine Höhenrudernwirkung beim Verstellen der Klappen. Die Ultraleicht-Segelflugzeuge Flair 30 und Swift verfügen schon über sehr große, lastigkeitsfreie Wölbklappen. Hierbei kann die Wölbung des Profils verändert werden, ohne das sich dabei die Neigung des Flugzeuges gegenüber dem Horizont ändert. Somit ist eine recht gute Anpassung an verschiedene Flugeschwindigkeiten möglich.

Theoretisch wäre bei einem gepfeilten Nurflügel mit extrem schlanken Tragflächen sogar ein Klappensystem in der Flügelmitte denkbar, das sinngemäß wie das Höhenruder eines Entenflugzeuges wirkt. Hier ist ein solcher hypothetischer Enten-Nurflügel dargestellt.



Das Höhenruder befindet sich nun am Innenflügel weit vor dem Schwerpunkt, der durch die Pilotenkabine dargestellt wird. Zieht der Pilot am Knüppel, so schlagen die Ruder nach unten aus und erhöhen die Wölbung bzw. den örtlichen Anstellwinkelnahe der Pfeilspitze. Dadurch entsteht vor dem Schwerpunkt ein zusätzlicher Auftrieb. Leider ist eine solche „Idealer Nurflügel“ in Hinblick auf die Torsionssteifigkeit der Flügel mit den heutigen Materialien noch nicht realisierbar. Zudem verringert leider der noch zu besprechende Pfeilungseffekt die Effizienz einer solchen Ruderanordnung.

Im Folgenden nun die verschiedenen, für schwanzlose Flugzeuge in Frage kommenden Klappensysteme.



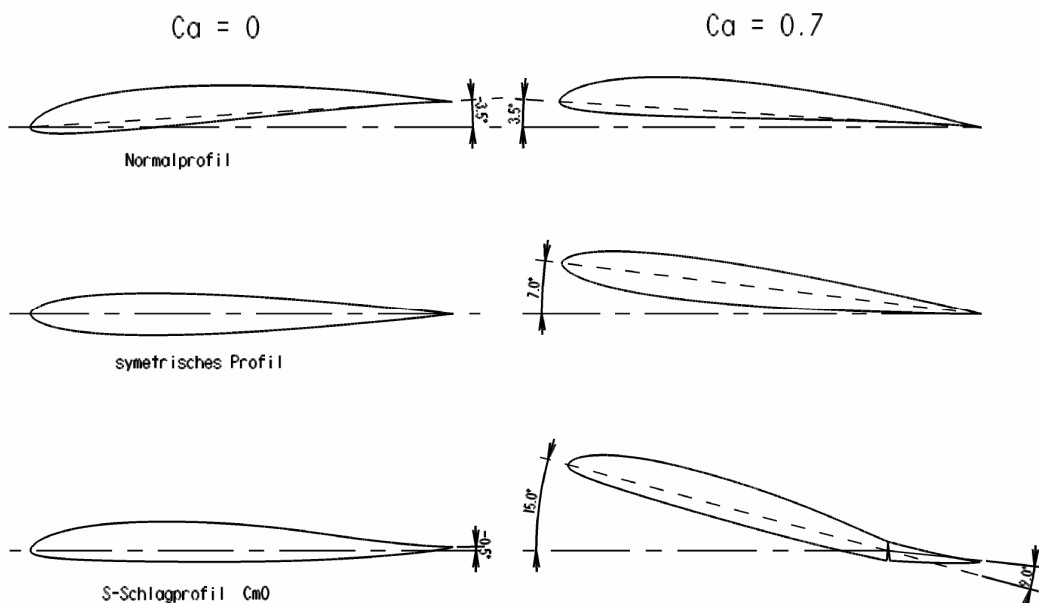
Die **Steuerklappen** links oben können bei Nurflügeln als Höhenruder und Querruder Verwendung finden. Die Spaltklappe und vor allem der Junkers-Doppelflügel ermöglichen durch die Düsenwirkung des Spaltes höhere Auftriebsbeiwerte, was sie besonders als Klappensystem für den Außenflüge prädestiniert. Allerdings ist auch der Profilwiderstand erheblich größer, als bei der spaltfreien Klappe.

Als **Auftrieberhöhende Klappen** kommen bei ungefeilten Nurflügeln normale Wölbungsclappen nicht in Frage. Der Grund hierfür ist, dass sie ja wie ein Höhenruder wirken würden. Die beiden gezeigten Klappentypen können dagegen bei allen Nurflügel verwendet werden. Beim Vorflügel, der fest oder einziehbar sein kann, erhöht die Düsenwirkung wider den maximalen möglichen Anstellwinkel. Die Unterseiten-Spreizklappen erhöht sowohl den Widerstand, als auch in geringen Maße den Auftrieb. Weiter nach hinten versetzt würde die auftriebserhöhende Wirkung besser, aber die Klappe wäre dann nicht mehr momentfrei und würde wieder Kopflastig wirken.

Widerstandserhöhende Klappen können als Landehilfe verwendet werden, wie bei Segelflugzeugen üblich. Allerdings werden sie bei Nurflügeln oft auch an den Flügelspitzen eingebaut, um dort durch einseitiges Abbremsen die Funktion des Seitenruders zu übernehmen oder zu unterstützen. Bei den beiden oberen Klappentypen wird der Widerstand erhöht gleichzeitig und der Auftrieb verringert. Der untere Typ erhöht lediglich den Widerstand. Teilweise wird der oberste Klappentyp auch statt eines Querruders als sog. Rollspoiler verwendet. Meist wandert er dabei etwas nach hinten. Rollspoiler werden auch an den meisten modernen Transport und Verkehrsflugzeugen verwendet.

Das **Northrop-Klappensystem** an den Flügelspitzen der N9M und XB 35/49 vereint alle Funktionen in einem. Die Hauptklappe dient als kombiniertes Höhen-Querruder (Elevon). Spreizen des hinteren Klappenteils erzeugt Zusatzwiderstand, der einseitig geöffnet als Seitenruder und beidseitig als Luftbremse dient. Der vorgelagerte Spaltflügel hält dabei die Strömung auch bei hohen Anstellwinkeln möglichst lange „gesund“.

Spezifische Probleme beim Nurflügler

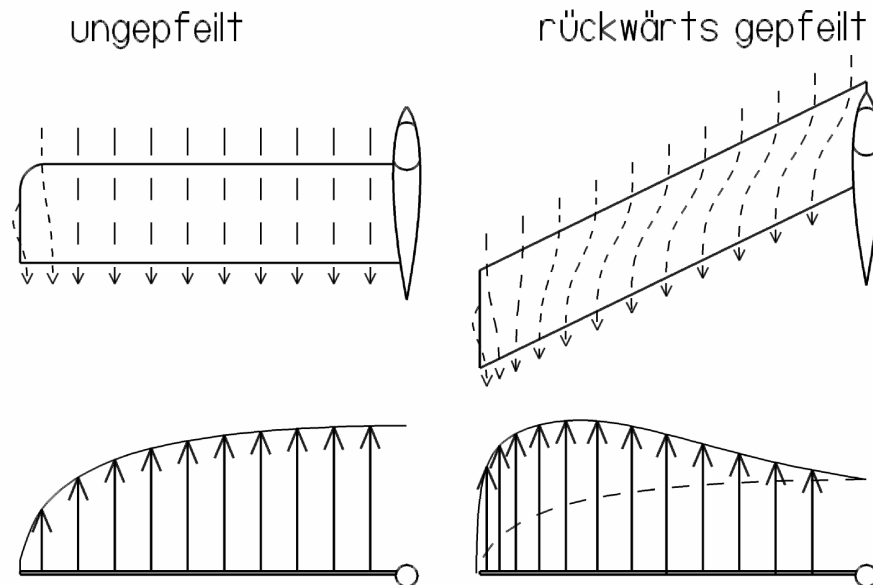


Beginnen wir unsere Betrachtung mit einem Vergleich zwischen einem herkömmlichen Flugzeug und einem einfachen Brettflügel. Links sehen wir die Anstellwinkel im auftriebslosen Sturzflug (Nullauftrieb), rechts die für den Langsamflug.

Bei den oberen beiden Profilen wird der Anstellwinkel durch ein normales Höhenleitwerk erzwungen.

Das S-Schlagprofil dagegen erhöht den Anstellwinkel durch einen Ausschlag der Ruderklappe nach oben. Jede weitere Erhöhung des S-Schlages z.B. durch „ziehen“ des Höhenruders verringert den Nullauftriebswinkel und den möglichen Maximalauftrieb (Ca. max.) des Profils weiter. Durch diese ungünstige Veränderung des Flügelprofils benötigen ungepfeilte schwanzlose Flugzeuge zur Erlangung des gleichen Auftriebswertes im Langsamflug allgemein einen weit höheren Anstellwinkel als Normalflugzeuge. Meist erreichen sie diese hohen Auftriebsbeiwerte jedoch erst gar nicht, weil die Wirkung der Ruder mit teilweise abgelöster Strömung auf der Oberseite abnimmt. Dies engt zwar den ausfliegbaren Geschwindigkeitsbereich ein, macht aber in gewisser Weise auch unanfällig gegen Überziehen.

Man sollte nun annehmen, dass bei einem gepfeilten Nurflügel durch den größeren Hebelarm der Steuerflächen die Auftriebsbilanz besser wird. Leider tritt aber durch einen aerodynamischen Effekt am Pfeilflügel eine Deformierung der Auftriebsverteilung auf, der sich in etwa wie folgt auswirkt.



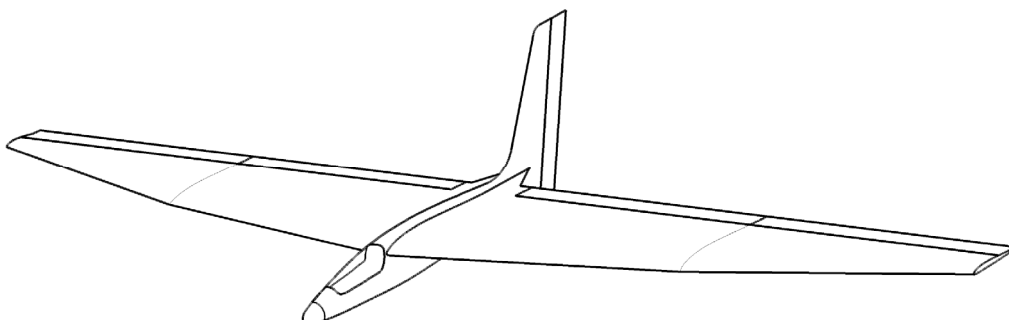
Der ungepfeilte Rechteckflügel links hat von sich aus eine näherungsweise elliptische Auftriebsverteilung, und ist somit sehr effizient. Dagegen entsteht in der Flügelmitte des Pfeilflügels ein Auftriebsloch und ein erhöhter Auftrieb an den Spitzen. Abhilfe kann zwar durch eine entsprechende Verwindung des Flügels geschaffen werden, wie rechts gestrichelt eingezeichnet. Allerdings ist nun der Auftrieb geringer als beim linken Flügel, was letztlich eben wieder durch einen höheren Anstellwinkel ausgeglichen werden muß. Der Pfeilungseffekt führt aber auch zu einer stärkeren aerodynamischen Belastung des Außenflügels, mit den gleichen Ergebnissen wie im Abschnitt „Zuspitzung“ geschildert.

Viele frühe Nurflügelkonstrukteure, hatten Probleme mit der Schwerpunktberechnung bei ihren gepfeilten Geräten. Da es vorne an der Pfeilspitze an Auftrieb fehlte, vermuteten viele von Ihnen, dass ihre Berechnungen falsch wären und das Flugzeug zu kopflastig sei. Einige versuchten, dieses Problem durch eine Rückverlagerung des Schwerpunktes zu beseitigen, meist mit katastrophalen Folgen. Gleich noch mehr dazu.

Teilweise in direktem Zusammenhang mit dem eben gesagten stehen die Auswirkungen verschiedener Ruderanordnungen, auf die wir als nächstes eingehen wollen.

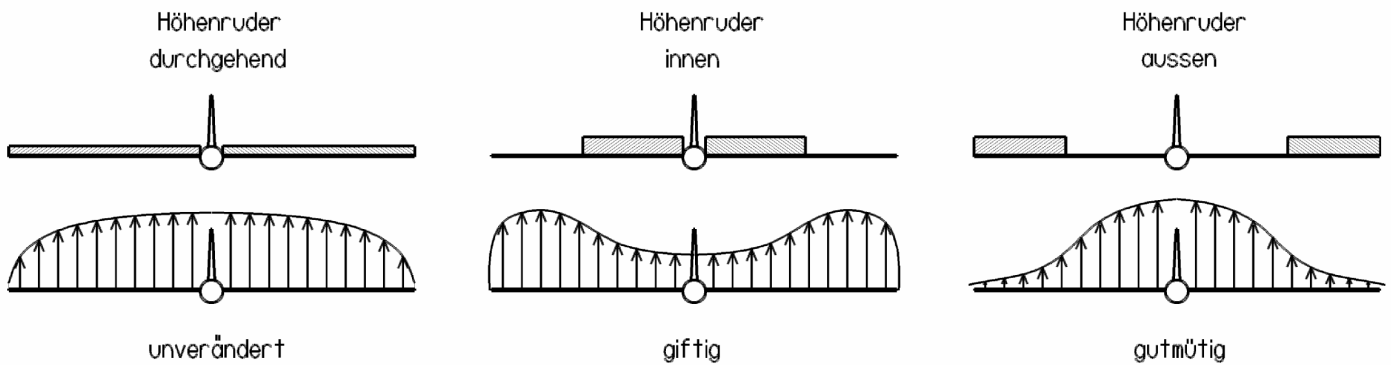
Wie gesagt ist der induzierte Widerstand am geringsten, wenn die Auftriebsverteilung elliptisch ist.

Beim Nurflügelflugzeug ist eine elliptische Auftriebsverteilung meist nur für einen Flugzustand möglich, da die Höhenruder Bestandteil des Flügels sind. **Höhenruderausschläge verändern also, außer bei durchgehenden Klappen, die Auftriebsverteilung.** Betrachten wir hierfür einen Nurflügel, mit je zwei Ruderklappen pro Flügel.



Diese Klappen sollen gleich groß sein. Die Ausgangs-Auftriebsverteilung sei optimal, also genau elliptisch. Die Steuerfunktionen sollen unterschiedlich auf die einzelnen Klappen verteilt werden.

Was passiert nun, wenn der Pilot am Steuerknüppel zieht?



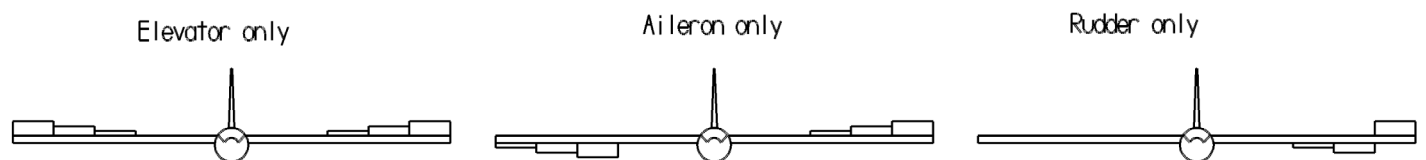
Beim linken Nurflügel werden alle vier Klappen als Höhenruder genutzt und haben hierfür alle den gleichen, relativ kleinen Ausschlag. Die Auftriebsverteilung bei gezogenem Höhenruder bleibt elliptisch. Damit bleiben auch die Überzieheigenschaften unverändert, also nicht besonders gut.

Beim mittleren Nurflügel werden nur die inneren Klappen als Höhenruder genutzt. Der notwendige Ausschlag ist jetzt deutlich größer. Die Auftriebsverteilung verändert sich dahingehend, dass der Innenflügel entlastet wird. Damit wird natürlich auch der induzierte Widerstand größer. Durch den erhöhten Beitrag, den der Außenflügel zum Gesamtauftrieb beisteuern muß werden die Langsamflug- und Überzieheigenschaften kritisch.

Viele unangenehme Flugeigenschaften von frühen Nurflügelflugzeugen sind auf die Anordnung der Höhenruder am Innenflügel zurückzuführen!

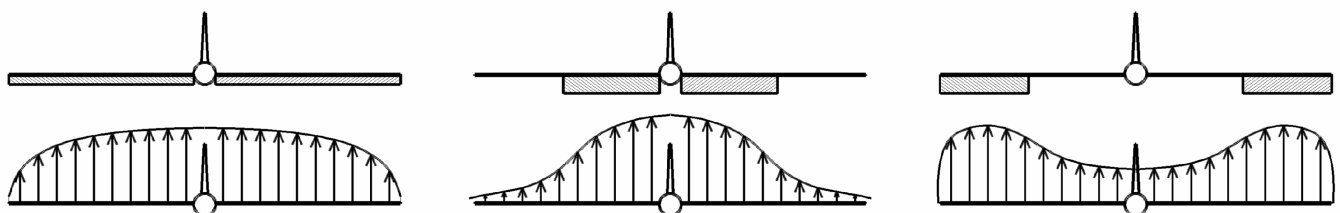
Beim rechten Nurflügel werden nur die äußeren Klappen als Höhenruder genutzt. Der notwendige Ausschlag ist aus aerodynamischen Gründen sogar noch etwas größer als beim innenliegenden Höhenruder. Damit wird der induzierte Widerstand zwar ebenfalls größer, aber die schädlichen Auswirkungen auf die Leistung sind nicht so stark. Fast wichtiger ist aber, dass durch die unterelliptische Auftriebsverteilung der Außenflügel entlastet wird. Dadurch wird durch den Klappenausschlag genau der Effekt einer starken Schränkung erzielt, obwohl der Flügel geometrisch nicht verwunden ist. Das führt zu sehr gutmütigen Flugeigenschaften im Langsamflug.

Auch zur Verringerung des negativen Wendmomentes haben außenliegende Elevons einen recht positiven Zusatzeffekt. Leitet nämlich der Pilot eine Kurve mit dem Querruder ein, und zieht gleichzeitig, um den im Kurvenflug notwendigen Zusatzauftrieb zu erhalten, so ergibt sich automatisch ein stark differenzierter Ausschlag. Im Idealfall bleibt das äußere Ruder sogar in Nullstellung., während dafür das Innere einen sehr großen Ausschlag nach oben macht. Durch Unterteilung der Elevons mit unterschiedlich differenzierten Ausschlägen lässt sich u.U. sogar eine Umkehrung des negativen Wendmomentes erreichen. Eine Veränderung der Ruderkinematik solcher unterteilten Elevons könnte z.B. durch die Seitenrudderpedale gesteuert werden. Somit wäre dann sogar eine Steuerung um alle drei Achsen nur mit den äußeren Flügelklappen möglich.



Der Vollständigkeit halber soll hier noch der Fall eines bereits erwähnten schwanzlastigen Nurflügels betrachtet werden. Wird ein Nurflügel stark Schwanzlastig ausgewogen, so versucht der Pilot dies durch drücken des Höhensteuers auszugleichen. Damit verliert der Nurflügel sowohl seine stabilisierenden Eigenschaften (S-Schlag und/oder Schränkung als auch die mit der Schwerpunktvorlage verbundene Dämpfung. Das Höhenruder wird extrem empfindlich.

Zudem sähe nun die Auftriebsverteilung so aus wie in der folgenden Skizze. Rechts und in der Mitte ist die Auftriebsbelastung im Bereich der Ruder stark erhöht.



Dies kann dazu führen, dass genau in dem Moment der Strömungsabriss im Höhenruderbereich auftritt, in dem der Pilot den Anstellwinkel durch nachdrücken verringern will. Besonders kritisch ist dies bei einem rückwärts gepfeilten Nurflügel. Hier addieren sich schlimmstenfalls Pfeilungseffekt und Tiefenruderausschlag. Dann tritt der gleich Effekt ein, wie am Anfang beim tragenden Höhenleitwerk eines Normalflugzeuges angedeutet. Das Flugzeug bäumt sich unkontrolliert weiter auf und kann irreversibel ins Flachtrudeln geraten.

Die meisten Unfälle mit Nurflügelflugzeugen entstanden also durch zu rücklastiges Auswiegen!

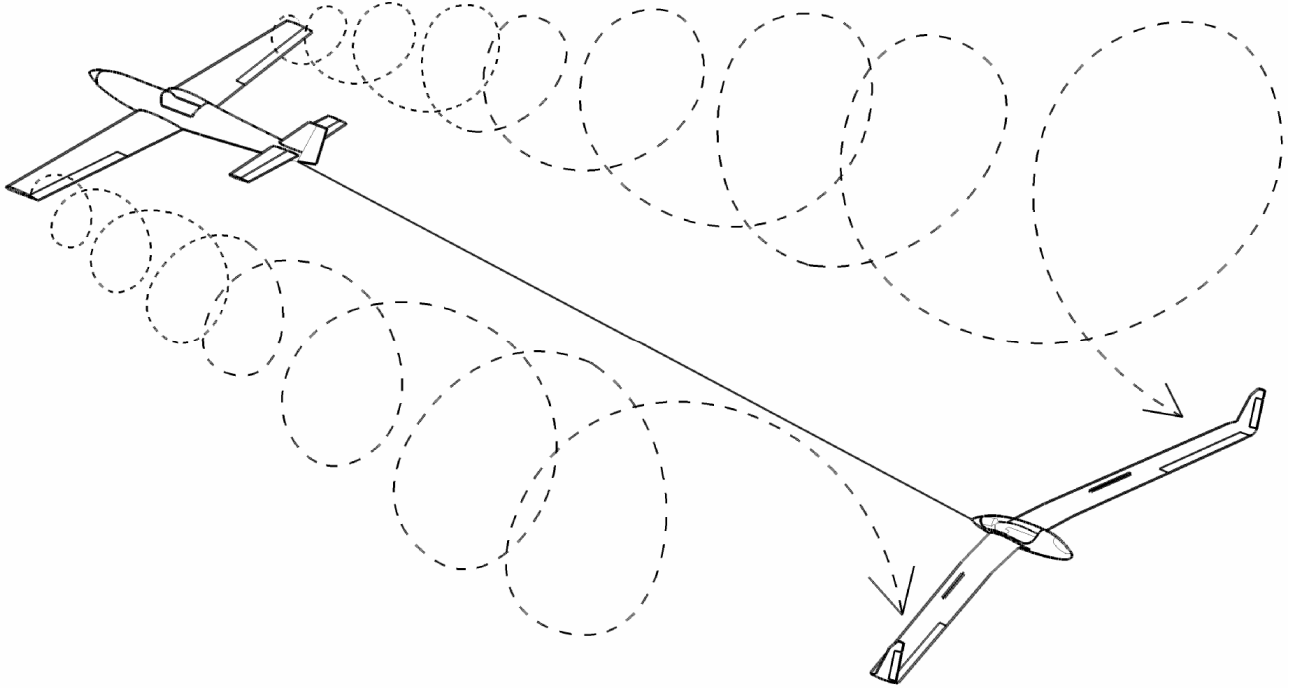
Stellvertretend seien die Unfälle von Rudolf Opitz mit der DFS40 und der von Robert Kronfeld mit der GAL56 genannt, bei dem letzterer zu Tode kam.

Als nächstes noch ein Problem das ausschließlich stärker gepfeilte Nurflügel betrifft.

Am Anfang des Kapitels haben wir den Nurflügel vom Dunne-Typ mit Normalprofil dargestellt, der seine Flugstabilität ausschließlich durch die Schränkung der Tagflächen erzeugt. Die exakte Einhaltung der Verwindungswinkels ist für die Flugstabilität ausschlaggebend.

Ist der Flügel nicht ausreichend Torsionssteif aufgebaut, so kann er sich unter der Einwirkung der Luftkräfte (z.B. unterschiedliche Profilmomente durch Klappenausschlag) verdrehen. Das wäre vergleichbar mit einem Normalflugzeug, bei dem das Höhenleitwerk lose ist. Die Maschine wäre also unbeherrschbar.

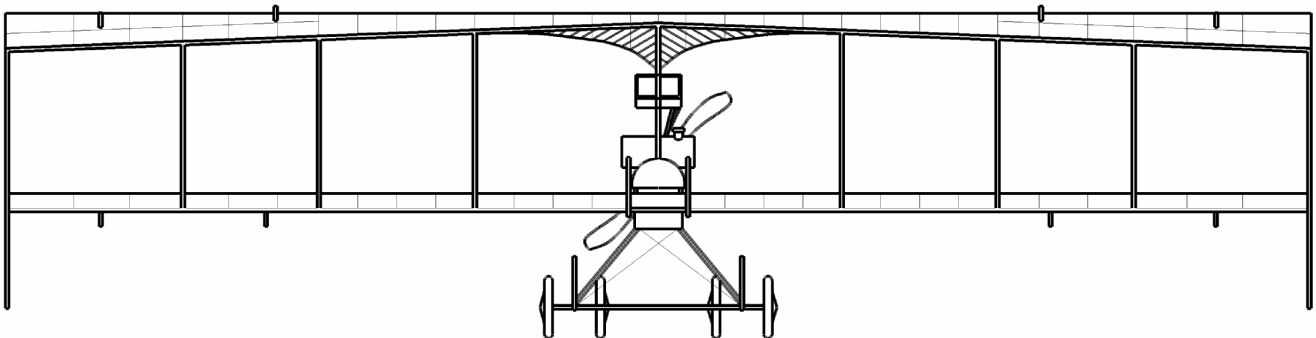
Ein vergleichbarer Effekt kann auch dann eintreten, wenn Teile des Flügels unter verschiedenen Winkeln angeströmt werden. Dies ist besonders im Flugzeugschlepp zu beobachten, wo der Randwirbel des Motorflugzeuges dazu führt, dass die Luft am Flügel des Seglers mit verschiedenen Vektoren auftrifft. Dies gilt auch für andere, räumlich eng begrenzte Turbulenzen z.B. beim Hangflug. Ungepfeilte Nurflügel sind gegen dieses Phänomen völlig immun.



Problemlösungen beim Nurflügel

Wie bereits gesagt führt die Pfeilung zu einem verringerten Auftrieb im Bereich der Pfeilspitze.

Dies kann z.B. durch einen erhöhten Anstellwinkel beim Mittelteil kompensiert werden. William Dunne versuchte bereits 1911 diese Lösung bei seinen Doppeldeckern.



Es kann ganz allgemein gesagt werden:

Durch entsprechende Verwindung (Schränkung) des Tragflügels kann jede beliebige Auftriebsverteilung erreicht werden. Allerdings wird es nahezu unmöglich sein mit einer derartig verwundenen Flügelgeometrie einen größeren Geschwindigkeitsbereich abzudecken.

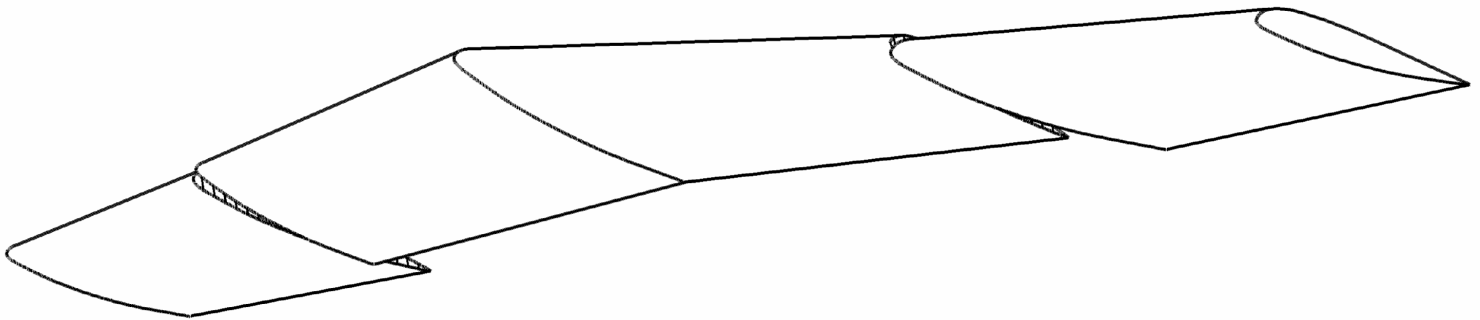


Die effektive aerodynamische Verwindung kann natürlich auch durch einen geometrisch unverwundenen Tragflügel mit mehrfach unterteilten Ruderklappen entlang der ganzen Spannweite erzeugt werden. Dieser ermöglicht weitaus bessere Möglichkeiten der optimalen Anpassung.

Eine weitere Optimierungsmöglichkeit stellt ein Ausgleich von Unstetigkeiten in der Auftriebsverteilung durch die bereits angedeutete Tiefenvergrößerung dar (z.B. bei den Horten-Typen). Die sog. „**Goldene Regel der Auftriebsverteilung**“ besagt nämlich:

„Was örtlich an Anstellwinkel fehlt, kann durch eine größere Flügeltiefe ausgeglichen werden“ und umgekehrt.

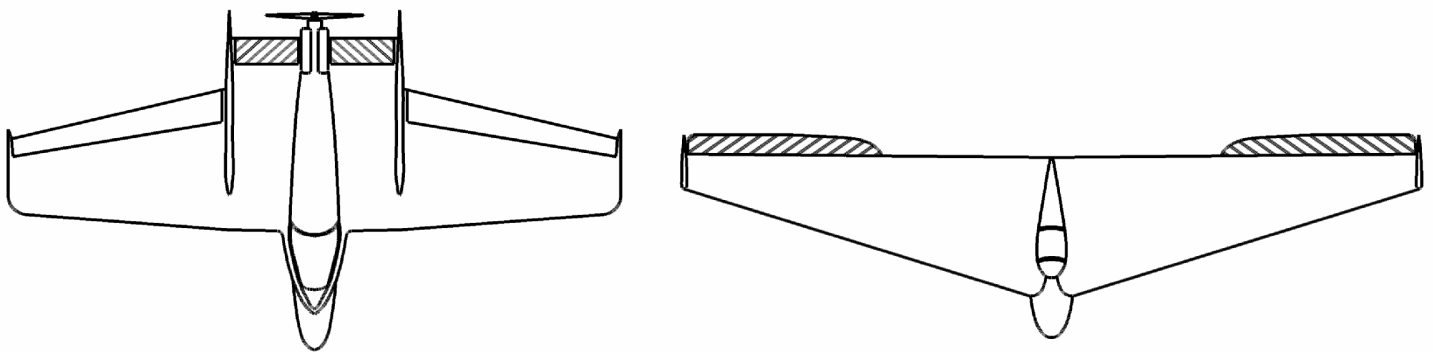
Das könnte z.B. zu folgender hypothetischer Flügelform führen:



Der sprunghaft geringere Anstellwinkel des Außenflügels wird hier durch eine entsprechende Vergrößerung der Flügeltiefe ausgeglichen. Die **Auftriebsverteilung** entspricht dabei der eines ganz einfachen ungeschränkten Trapezflügels. Die **Auftriebsbelastung** am Außenflügel ist jedoch stark verringert.

Nach oben ausgeschlagene örtliche Ruderklappen oder ein Profil mit mehr S-Schlag entsprechen aus aerodynamischer Sicht wieder einem solchen Schränkungssprung. Es kann auch hier durch entsprechende Tiefenverteilung jede beliebige Auftriebsverteilung erreicht werden. Als Beispiele hierfür sollen uns die folgenden Flügelgrundrisse des UL's Sgian Dubh von 1998 und des russischen Seglers TsAGI BP1 von 1934 dienen.

Das Bestechende dabei ist, dass es einen Wert für die Kombination Ruder/Tiefensprung gibt, bei dem Ruderausschläge zu keiner Veränderung der Auftriebsverteilung mehr führt. Sgian Dubh kommt dieser Sache schon sehr nahe.

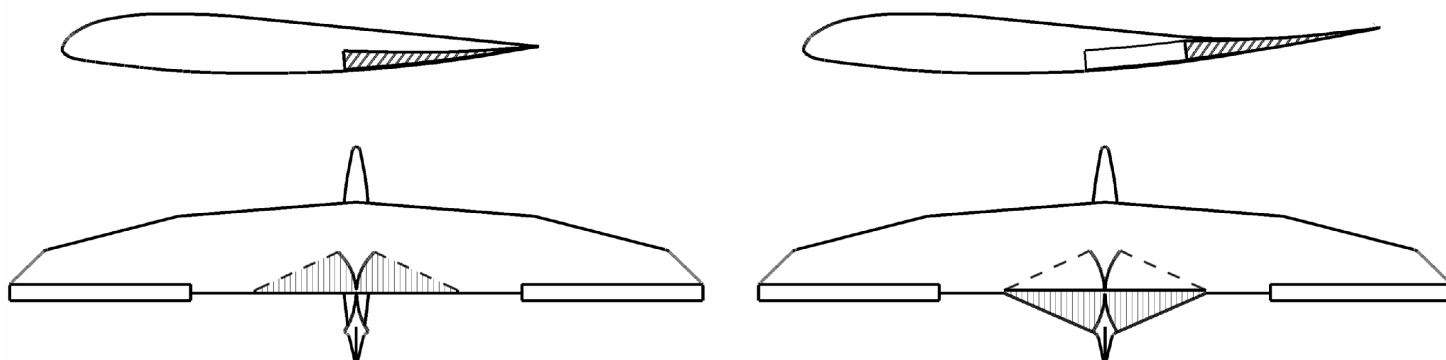


Das funktioniert natürlich auch bei der TsAGI BP1 rechts. Auch hier verringert die Tiefenerhöhung die ungünstige Auswirkung eines Höhenruderausschlages auf die Auftriebsverteilung. Hinzu kommt hier wieder, dass die örtliche Auftriebsbelastung im Bereich der Querruder stark verringert ist, was sich günstig auf die Flugeigenschaften auswirkt. Allerdings muß gesagt werden, dass eine solche Auslegung nur dann optimal funktioniert, wenn das Fluggerät von vorne herein einen niedrigen Auftriebsbeiwert ausgelegt ist, der durch ziehen des Höhenruders erhöht wird. Anders gesagt, die Ruder sollen im Schnellflug in der konstruktiven Nullstellung stehen.

Wäre die BP1 von vorne herein auf einen höheren Auftriebsbeiwert ausgelegt (starker S-Schlag) und müßte durch nachdrücken in einen höheren Geschwindigkeitsbereich gebracht werden, so würde die Kombination von größerer Tiefe und erhöhter Wölbung am Außenflügel ein überproportionales Ansteigen des induzierten Widerstandes bewirken.

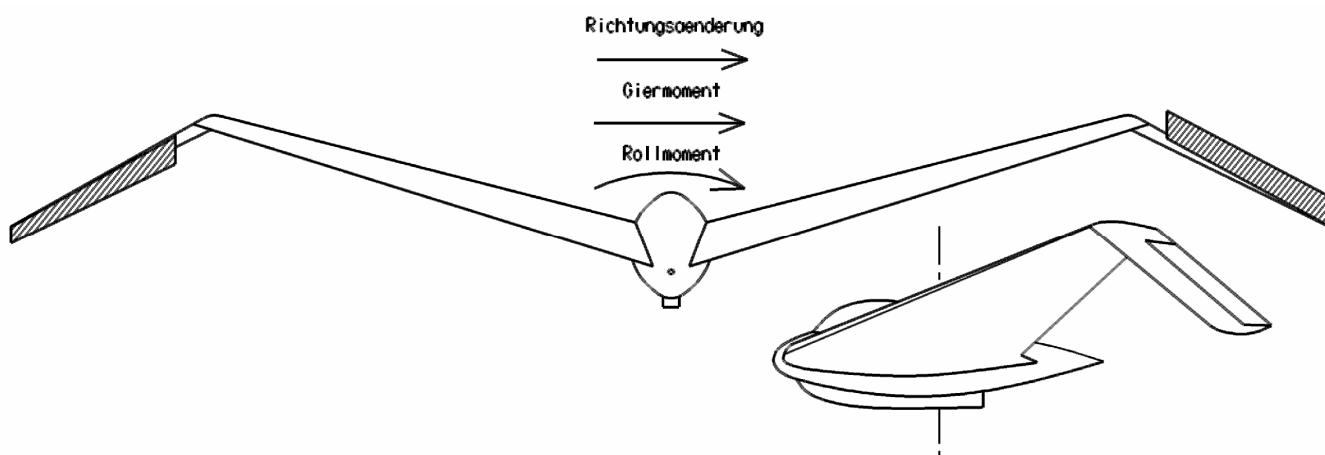
Eine optimale Ausnutzung der „**Goldenen Regel**“ könnte demnach z.B. das folgende Klappensystem ermöglichen. Diese taschenmesserartig ausfahrbare Klappe würde bei richtiger Auslegung folgende Vorteile bieten:

Vergrößertes positives Profilmoment, vergrößerte Flügelfläche, Verlagerung des Schwerpunktes nach hinten und keine permanente Handkraft für den Piloten. Das alles bei unveränderter Auftriebsverteilung. Also eine ideale Trimmung z.B. für Segelflugzeuge beim Thermikkreisen. Die Steuerung erfolgt dabei weiterhin durch die Elevons.



Bisher wurde eine räumliche Gestaltung des Flügels nicht in Betracht gezogen. Eine solche Detaillösung die sich durch die gesamte Geschichte der Nurflügel zieht, soll aber auch noch betrachtet werden. Es handelt sich um die nach unten hängenden Flügelspitzen, die erstmalig bei Dunnes Eindeckern D6 und D7 verwendet wurden. In Deutschland werden sie (nach den Gleitern von Dr. Wenk) auch als **Weltensegler-Knick** bezeichnet.

Diese hängende Anordnung bietet theoretisch einen bestechenden Vorteil



Beim Weltenseglerknick entsteht durch die hinter dem Schwerpunkt befindliche Seitenfläche, die durch die Flügelspitzen gebildet werden eine Kraft um die Hochachse, die wie ein Seitenruder eines normalen Flugzeuges wirkt. Idealerweise ist somit ein zusätzlicher Seitenruderausschlag ganz unnötig. Allerdings hat auch dieses System wieder einen gravierenden Nachteil, den z.B. bei der Landung sind die weit herunterhängenden Flügelspitzen stark gefährdet. Bei ungefeilten Flügeln funktioniert dieses System, wegen des fehlenden Hebelarms, leider überhaupt nicht.

Diese ausführliche Betrachtung der aerodynamischen Eigenheiten von schwanzlosen Flugzeugen soll vor allem aufzeigen, dass diese eben nur äußerlich die einfachste Form des Flugzeuges darstellen.

Da es eine Vielzahl von Problemen und Kopplungen gibt, die bei Normalflugzeugen kaum ins Gewicht fallen, ist es nicht weiter verwunderlich, dass es bisher nur wenige erfolgreiche Nurflügelflugzeuge gibt.

Dazu kommt, dass bei der Menge von Kompromissen die Konstrukteure von Nurflügelflugzeugen eingehen müssen. Der Vorteil des geringeren schädlichen Widerstandes ist sehr schnell aufgezehrt, z.B. wenn:

1. Zugunsten von guten Flugeigenschaften auf eine unterelliptische Auftriebsverteilung zurückgegriffen wird
2. Zugunsten von gutmütigen Flugeigenschaften eine große Schwerpunktvorlage gewählt wird.
3. Durch Anbauten wie Pilotenkabine und Motoren kaum Vorteile zu Normalflugzeugen vorhanden sind.

Andererseits kommen den Nurflügeln einige Vorteile zu Gute.

1. Der strukturelle Aufbau ist meist einfacher als bei Normal-Flugzeugen.
2. Nurflügel können ein sehr gutmütiges Flugverhalten haben und sind zudem meist sehr wendig.
3. Der Wegfall ganzer Baugruppen ermöglicht eine geringe Flächenbelastung (geringerer Auftriebsbeiwert).
4. S-Schlafprofile Profile sind bei geringen Auftriebsbeiwerten fast optimal (geringer Widerstandsbeiwert).