

...ein nicht endendes Thema; immer wieder wird nach dem "richtigen" Schwerpunkt und nach der "richtigen" Einstellung von Tragfläche und Höhenleitwerk zueinander gefragt; ein Flugmodell, das in diesen Parametern grob falsch eingestellt ist, wird möglicherweise den allerersten Flug nicht überstehen. Die Unsicherheit bei Modellbau-Amateuren ist oft groß.

Die Sache ist wirklich nicht einfach. Selbst wenn man "nur" die einfachsten Berechnungen durchführt besteht durchaus Gefahr, sich in den vielen Details zu verlieren.

Die immer wieder unternommenen Versuche, das alles ohne Mathematik und Mechanik zu erklären, mögen dem einen oder anderen Modellflieger ein "Aha"-Erlebnis bescheren, aber ein offenes Problem bleibt: Mit Bildchen kann man keine EWD ausrechnen und dann ein neues Flugmodell sicher auf seine erste Reise schicken... Hier in dieser Übersicht schildere ich sehr kurz und anschaulich die wesentlichen Bedingungen für Gleichgewicht und statische Stabilität und gehe auf praktische Auswirkungen ein; diese Informationen sollten nützlich für's praktische Fliegen sein. Mechanische und mathematische Grundlagen werden in den Teilen 1 bis 4 mit einer gewissen Ausführlichkeit behandelt.

Ergebnisse ausrechnen ist eine Sache, zu wissen, was sie wert sind, eine andere. Ich lege daher auch Wert auf eine Diskussion der Fehler, die bei den relativ einfachen Rechnungen gemacht werden.

Einführung: Höhe halten, Gleichgewicht, Stabilität, Pendeln, Pumpen...

Thema dieses Aufsatzes ist das geradeaus fliegende Flugmodell. Das bedeutet, das Flugmodell fliegt keine Kurve und es hält Höhe und Geschwindigkeit. Um ersteres kümmern wir uns im Rahmen dieses Aufsatzes nicht: Ein symmetrisches, korrekt gebautes Flugzeug fliegt von selbst keine Kurve. Hingegen sind für stabiles Einhalten von Höhe und Geschwindigkeit einige Bedingungen zu erfüllen von denen die wichtigsten hier besprochen werden.

Das sieht im Überblick wie folgt aus:

- **Höhe halten:** Auftrieb muß gleich Gewicht sein (trivial, oder?)
- **Gleichgewicht:** Das Flugzeug darf nicht von alleine aus dem gewählten Flugzustand "kippen" (korrekt: "nicken") - Stichwort EWD.
- **Stabilität** (statisch): Wenn das Flugzeug durch einen äußeren Einfluß in der Bahn gestört wird muß es "das Bestreben haben", die Flugbahn wieder einzunehmen - Stichwort Schwerpunktwahl.
- **Pendeln** und **Pumpen:** Diese Flugeigenschaften (...-Eigenarten) werden hier in der Theorie nur gestreift.

Höhe halten

Die erste Bedingung wird meistens stillschweigend vorausgesetzt und soll hier ganz kurz angesprochen werden: Alle Auftriebskräfte (auch die negativen, nach unten gerichteten) sind in der Summe so groß wie die Gewichtskraft des Flugzeuges; dadurch ist sichergestellt, daß das Flugzeug nicht durchsackt (zu wenig Auftrieb) oder senkrecht zu seiner Flugbahn nach oben beschleunigt wird (zuviel Auftrieb). Hierbei gelten mit guter Näherung der reguläre Steigflug eines Motorflugzeuges ebenso wie die leicht nach unten geneigte Flugbahn eines Segler auch als "gestreckter Geradeausflug", denn hier wird lediglich zuviel oder zu wenig *Antrieb* durch Höhenänderungen ausgeglichen.

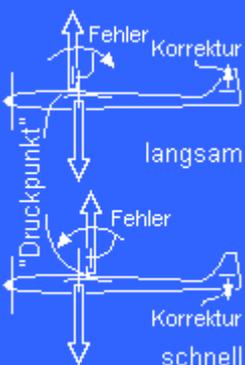
Genug Auftrieb kann für ein gegebenes Flugzeug - in Grenzen - durch verschiedene Maßnahmen erzeugt werden: den Anstellwinkel variieren oder die Fluggeschwindigkeit anpassen. Diese beiden Flugparameter gehören untrennbar zusammen. Beispiele: Der Pilot eines Segelflugzeuges möchte eine gewisse Fluggeschwindigkeit vorgeben und wählt dafür den passenden Anstellwinkel (z.B. "tiefer" trimmen); beim Motorflugzeug gibt man z.B. "mehr Gas", muß aber dann durch Höhenruder-Trimmung den zur Geschwindigkeit passenden Anstellwinkel einstellen, sonst steigt das Flugzeug bis es beim aufwärts fliegen den überschüssigen Antrieb verbraucht.

Gleichgewicht

Wenn einmal das Flugzeug so ausgerichtet wurde, daß es mit der gewünschten Geschwindigkeit fliegt, dann darf es nicht von alleine "wegnicken" (Auf-/ Ab-Drehungen um die Querachse werden als "Nicken" bezeichnet). Dieses "nicht schlecht Verhalten" des Flugzeuges wird **Gleichgewichtsbedingung** genannt. Um die Bedingung zu erfüllen muß das Höhenleitwerk alle Nickmomente am Flugzeug mit einem eigenen Nickmoment ausgleichen; zu diesem Zweck muß es mit einem anderen Anstellwinkel fliegen als der Tragflügel. Für einen bevorzugten Flugzustand kann man diesen Unterschied fest einbauen: die Einstellwinkeldifferenz (EWD).

Interessant ist natürlich die Frage, wie groß die EWD für den gewünschten Flugzustand sein muß; wie schon beschrieben ist ein Flugzustand durch den Anstellwinkel und die dazu passende Fluggeschwindigkeit gekennzeichnet. Folgende Einflüsse bestimmen die EWD:

- Leider ist das Nickmoment am Tragflügel nicht konstant; vielmehr ändert es sich für jeden Flugzustand. Auch dem Amateur ist der Begriff "Druckpunktwanderung" bekannt: Mit zunehmender



Geschwindigkeit sieht es so aus als würde die Auftriebskraft immer weiter hinten angreifen und so den Flugzeug so zum Abwärtsnicken bringen. Kurzform: Bei hoher Geschwindigkeit steigt die Tendenz des Modelles zum Abwärts-Nicken.

- Andererseits liegt der Anstellwinkel auch am Höhenleitwerk an (vereinfacht), ein größerer Anstellwinkel erzeugt also mehr Auftrieb am Höhenleitwerk und läßt das Flugzeug abwärts nicken (gilt nicht für Canards). Kurzform: Bei hoher Geschwindigkeit (kleiner Anstellwinkel) steigt die Tendenz des Modelles zum Aufwärts-Nicken.

Diese beiden Einflüsse arbeiten also gegeneinander, der zweite überwiegt aber.

- Ferner bedeutet natürlich ein Vorverlegen des Schwerpunktes ein zusätzliches Abwärtsnicken des Flugzeuges, das ausgeglichen werden muß.

Detailliertere Angaben zur Berechnung der EWD finden Sie in [Teil 1](#) und [Teil 2](#).

Da die EWD nur für einen bevorzugten Flugzustand eingestellt werden kann muß sie für andere Flugzustände durch Trimmung des Höhenruders ergänzt werden (z.B. "tief trimmen" = "schneller trimmen"). Durch Baumaßnahmen und Trimmung muß sichergestellt werden, daß alle Drehmomente um die Querachse (Nickmomente, Nickachse) für den eingestellten Flugzustand in der Summe Null werden.

Bei der "Trimmung" gibt es einen wesentlichen Unterschied zwischen "echtem" Flugzeug und Flugmodell: Beim Flugzeug soll im getrimmten Zustand das Höhenruder möglichst keine Kraft vom Piloten erfordern, denn das wäre auf die Dauer ermüdend und gefährlich; bei einem Flugmodell dagegen bedeutet Trimmung lediglich eine halbstarre Einstellung des Ruders in engen Grenzen - ob das Servo für diese Einstellung Kraft aufwenden muß ist dabei nicht so wichtig, die Belastung der Servos und Gestänge ist bei kleineren Modellen nicht kritisch.

Das Vorzeichen der EWD wird in der Literatur nicht einheitlich verwendet. In diesem Aufsatz ist die EWD wie folgt definiert: Einstellwinkel-Tragfläche minus Einstellwinkel-HLW; damit ist die EWD positiv, wenn die Tragfläche stärker angestellt ist als das HLW (siehe Bild links).

Als Faustregel für "übliche" Flugmodelle wurde die Näherungsformel genannt: (Profilwölbung (in %) minus 1) in ° ist die EWD. Beispiel: Das RG15 hat eine Wölbung von 1.76%, die EWD sollte also ein knappes ° betragen. Da die Benützung des im [dritten Teil](#) beschriebenen EXCEL-Sheets kein unüberwindliches Hindernis darstellen sollte, rate ich vom Gebrauch dieser ganz besonders groben Pi-mal-Daumen-Näherung ab.

Stabilität (statisch)

Das Gleichgewicht alleine reicht nicht. Das Flugzeug muß sogar Störungen, die "von außen" kommen, selbstständig korrigieren können. In diesem Zusammenhang versteht man unter "Störung" eine Veränderung des Anstellwinkels. Wenn die Flugbahn des Flugzeuges gestört wird muß sichergestellt sein, daß es aufgrund seiner Konstruktion und Gewichtsverteilung von selbst ein Nickmoment erzeugt, das der Störung entgegen wirkt. Dies wird **statische Stabilität** genannt. "Statisch" deshalb, weil noch keine Aussage gemacht wird, wie sich das Flugzeug dynamisch verhält (Schwingen, Beschleunigung, Pumpen...).

Hierzu einige sehr einfache, anschauliche Überlegungen:

Erstens: Ein Flugzeug nickt um die Querachse, die durch seinen Schwerpunkt geht.

Zweitens: Auftriebskräfte, die hinter der Nickachse (also hinter dem Schwerpunkt) erzeugt werden, lassen das Flugzeug abwärts nicken; Auftriebskräfte, die vor dem Schwerpunkt erzeugt werden, lassen das Flugzeug aufwärts nicken.

Also: Ein Flugzeug fliege *im Gleichgewicht* friedlich dahin, dann kommt eine Störung <Anstellwinkel verändert>; diese erzeugt nun *zusätzliche* Auftriebskräfte (wenn sich der Anstellwinkel verkleinert sind sie halt negativ, damit kommen *wir* doch klar, oder?); diese zusätzlichen Auftriebskräfte müssen nun so verteilt werden, daß sie

- das Flugzeug abwärts nicken lassen, wenn der Anstellwinkel durch die Störung vergrößert wurde, und
- das Flugzeug aufwärts nicken lassen, wenn der Anstellwinkel verkleinert wurde.

Beide Aufgaben werden erfüllt, wenn die durch die Störung verursachten zusätzlichen Auftriebskräfte, zusammen mit ihren Hebelarmen, mehr hinter der Nickachse (dem Schwerpunkt) als davor erzeugt werden. Je mehr Fläche (Tragfläche und HLW) *hinter* dem Schwerpunkt vorhanden ist, umso "deutlicher" wird das Flugzeug die einmal eingeschlagene Flugrichtung (den Anstellwinkel) einhalten. Ein weiter vorne liegender Schwerpunkt wird das Flugzeug also den eingestellten Anstellwinkel stabiler einhalten lassen.

Das Bild links zeigt die Situation an einem stabilen und an einem instabilen Flugzeug, bei denen der Anstellwinkel durch eine äußere Einwirkung vergrößert wurde. Bitte beachten: Die senkrechten Pfeile stellen nur die *zusätzlichen* Auftriebskräfte dar, die durch den vergrößerten Anstellwinkel erzeugt werden. Beim stabilen Flugzeug werden hinter der Nickachse mehr zusätzliche Auftriebskräfte erzeugt als vorne, daher wird das Flugzeug bei dieser Störung abwärts nicken, was den Fehler ausgleicht. Beim instabilen Flugzeug ist der Schwerpunkt (und damit die Nickachse) weit hinten, daher wirken die zusätzlichen Auftriebskräfte vermehrt vor der Nickachse, also aufwärts nickend, was den Fehler vergrößert und das Flugzeug praktisch unfliegbar macht. (In der Abbildung sind die Kräfte entsprechend ihren Abständen von der Nickachse gewichtet, die Pfeile stellen also eigentlich Nickmomente dar, aber die Details dazu finden Sie in [Teil 1](#)).



Dies ist die bekannte "Windfahnen-Erklärung" zur Stabilität; ich muß allerdings warnen, die anschauliche Vorstellung dieses einfachen Bildes kann einem schon mal einen Streich spielen; verschiedene aerodynamische Effekte bleiben bei dieser Betrachtung unberücksichtigt.

Es leuchtet sicherlich ein, daß es eine Schwerpunktlage gibt, bei der das Flugzeug weder stabil noch instabil ist (dann ist es indifferent). Diese Schwerpunktlage wird *Flugzeug-Neutralpunkt* genannt. Die bisherigen Erklärungen lassen es plausibel erscheinen, daß die Lage des Flugzeug-Neutralpunktes nur von der Geometrie des Flugzeuges abhängt. Für die Lage des Schwerpunktes wird als Erfahrungswert "zwischen 5% und 15% der mittleren Flächentiefe (Profillänge) vor diesem ominösen Flugzeug-Neutralpunkt" angegeben.

Da Flugmodell-Hersteller die Lage des Neutralpunktes (fast?) nie angeben kann der Praktiker mit dieser Aussage nicht sehr viel anfangen; nur: Der Bereich, in dem man den Schwerpunkt vernünftigerweise variieren kann hat also etwa die Größe von einem Zehntel der mittleren Flächentiefe. Hersteller tun gut daran, eine von 2 Möglichkeiten zu wählen:

- entweder sie geben eine Empfehlung des sinnvollen Bereiches für das spezielle Modell an (und der sollte dann deutlich kleiner als 10% der Flächentiefe sein), oder
- sie empfehlen eine Anfangs-Schwerpunkt-Lage im "sicheren" Bereich, also je nach Modell und Zielgruppe zwischen 10% bis 15% der mittleren Flächentiefe vor dem Neutralpunkt. Der geübte Modellpilot wird dann beim Einfliegen vorsichtig (!) den Schwerpunkt weiter zurückverlegen.

Wenn der ganze sinnvolle Schwerpunkt-Bereich etwa ein Zehntel der mittleren Flächentiefe groß ist sollte dies dazu anhalten, den Schwerpunkt um nicht mehr als 2% (vielleicht mal 3%) der mittleren Flächentiefe zu verlegen ohne einen neuen Probeflug zu machen, damit es keine bösen Überraschungen gibt.

Beide Bedingungen, Gleichgewicht und statische Stabilität, sind in den folgenden Seiten ausführlich behandelt:

Teil 1: Grundlagen und des Pudels Kern

Hier gebe ich ein paar Erläuterungen zu physikalischen Begriffen, die sich in Diskussionen schon einmal als falsch verstanden herausstellten. Ebenso erläutere ich grundlegende Eigenschaften des Tragflügel-Profiles, die uns die Aerodynamik liefert. Ferner gebe ich die Grund-Idee der Berechnung des Gleichgewichtes und der Stabilität an.

Teil 2: Verfeinerungen, Korrekturen

Die allgemeinen Überlegungen bedürfen einiger Verfeinerungen um zu brauchbaren Ergebnissen zu führen.

Teil 3: Rechenanleitung und Beispiele

Hier wird Schritt für Schritt beschrieben, wie man ein Modell "nachrechnet". Dieser Abschnitt baut natürlich auf den vorhergehenden Ausführungen auf.

Teil 4: Wie zuverlässig sind die Ergebnisse?

Eine Untersuchung der Fehlerquellen der beschriebenen Rechenmethode.

Beachten Sie auch noch die **Anhänge**:

Formelzeichen, Erklärungen zu ein paar häufig benützten Ausdrücken (Vokabeln) und ein Quellenverzeichnis.

Weitere Verhaltensweisen eines Flugmodelles werden von Modellbau-Amateuren gewöhnlich nicht mehr rechnerisch behandelt, denn die Rechnungen sind kompliziert und erfordern weitere Daten vom Modell, die nicht gemessen werden (z.B. das Trägheitsmoment um die Nickachse):

Pendeln

Wenn ein Flugzeug in den eingestellten Flugzustand zurückgeführt wird nimmt es diesen Zustand nicht einfach wieder ein sondern "pendelt sich ein"; diese Schwingung wird im Modellbereich gewöhnlich nicht untersucht. Man sollte bestrebt sein, ein rasches Abklingen der Schwingung zu erreichen; das probateste Mittel hierfür ist, die Masse des Flugzeuges möglichst eng um den Schwerpunkt zu konzentrieren.

Pumpen

Des weiteren bedeutet eine Störung ja nicht nur eine Änderung des Anstellwinkels sondern auch der Fluggeschwindigkeit etc. Die Geschwindigkeitsänderungen erfolgen mit zeitlicher Verzögerung; die tatsächlichen Störungen der Flugbahn sind daher nur mit relativ komplizierten Differenzialgleichungen zu beschreiben; nur ein theoretischer Sonderfall (verlustfreie, d.h. ungebremste Flugbahn) konnte mit einer Formel gelöst werden: die bekannten Phygoïden. Für den Flugmodellbau-Amateur wird hier nur die praktische Empfehlung ausgesprochen, das Modell nicht zu stark statisch stabil einzustellen, ich komme darauf zurück.

Eine ganze Reihe von speziellen Fragen werden in diesem Aufsatz nicht behandelt:

- Nurflügel: Die hier vorgestellte Stabilisierungsmethode bedarf eines Höhenleitwerkes; ein Flugzeug, das kein Höhenleitwerk besitzt, dem also was fehlt 😊, kann mit den hier beschriebenen Methoden nicht zu einem stabilen Flug gebracht werden, da muß man sich was anderes einfallen lassen. Sehen Sie z.B. auf den Internet-Seiten "[aerodesign](#)" von Hartmut Siegmann oder auch bei [Dr. Martin Hepperle](#) um, da werden Sie fündig.
- Canards (Enten): Die hier beschriebenen Stabilisierungsmethoden funktionieren auch bei Canards,



man muß nur einige Vorzeichenregeln beachten. Der Abwind-Effekt, dessen Berechnung schon bei Normal-Flugzeugen schwierig ist, erweist sich bei Canards als besonders undruchsichtig und ist mit den hier vorgestellten einfachen Rechnungen "nur sehr ungefähr" abzuschätzen; allerdings wirken sich diese Effekte nur auf einen Teil des Flügels aus und die Fehler verkleinern sich dadurch wieder ein wenig.

Mit den beschriebenen Rechenmethoden kann man eine Ente mehr oder weniger genau nachrechnen; was allerdings unternommen werden muß, um eine "schlechte" Ente "gut" zu machen, das werden Sie hier leider nicht finden (das wüßt' ich selber gerne...).

Vor mehr als 15 Jahren haben Gerd Hildmann und Dieter Schall in MFI eine Methode zum Entwurf und zur Optimierung von Canard-Modellen vorgestellt.

- Propeller: Die Auswirkungen von Propeller-Antrieben werden hier nicht behandelt.
- Hoch liegende Antriebe, z.B. Klapptriebwerke bei Seglern: Ist (noch) nicht behandelt, könnte später folgen.
- Doppeldecker: Das muß ich noch lernen und dann nachholen.

Und hier:

Erläuterungen zur Praxis

Wer nur Hinweise zum praktischen Fliegen benötigt, kann die ausführlichen Erklärungen (zunächst) überschlagen und hier weiterlesen. Es werden die allerwichtigsten Ergebnisse der Theorie zusammengefaßt und dann angewandt:

Was bedeutet statische Stabilität für ein Flugmodell?

Die statische Stabilität wurde wie folgt definiert:

1. Es gibt einen "eingestellten" Flugzustand; er wird durch den Anstellwinkel (und damit dem c_A) bestimmt, mit dem der Flügel betrieben wird. Dazu passend ist das Höhenleitwerk eingestellt (EWD incl. Trimmung), so daß das Flugzeug in diesem Flugzustand im Gleichgewicht ist.
2. Wenn durch eine externe Störung das Flugzeug mit einem anderen als dem eingestellten Anstellwinkel fliegt entwickelt es selbst ein rückführendes Nickmoment, das den Anstellwinkel wieder herstellt.

Sonst nichts. *Es wird nur ein korrigierendes Nickmoment erzeugt, das bestrebt ist, den Anstellwinkel wieder einzustellen.*

Diese simple Stabilisierung reicht aus, das Flugzeug bei nicht zu großen Störungen, also bei angenehmen Flugbedingungen, von alleine einen gestreckten Gleitflug fliegen zu lassen. Bei starken Störungen jedoch führt die statische Stabilisierung zu unangenehmen Reaktionen des Modelles und damit nicht immer zum gewünschten Ergebnis.

- Starke Änderung des Anstellwinkels ohne Änderung der Fluggeschwindigkeit (die viel zitierte Thermik): Durch Einflug in ein Gebiet mit aufwärts gerichteter Strömung vergrößert sich der Anstellwinkel.
Stark vereinfachtes Beispiel: Ein Flugmodell fliege mit 10m/s aus ruhiger Luft in ein Gebiet mit 1m/s Aufwärts-Strömung ein (wir tun gelegentlich ganz schön lange rum um das zu erreichen): Dann vergrößert sich der Anstellwinkel um $\arctan(1/10) \approx 6^\circ$! So kraß und plötzlich kommt es in der Realität natürlich nicht vor, dennoch: Wenn das Modell nicht sofort reagiert reißt die Strömung ab. Das Modell muß abwärts nicken (und wenn der Schwerpunkt stimmt, dann tut's das auch). Das ist ja ganz in Ordnung, aber jetzt stellen Sie sich eine Bö von *oben* vor: Die Kiste wird aufwärts nicken. Also: Der beliebte "Duscherer" von oben und das Flugzeug versucht zu steigen, wird dadurch langsam und schmiert endgültig ab (Es hat schon tragische Unfälle gegeben, die auf diesen Effekt zurückzuführen waren).
Was kann man tun dagegen? Wenig. Man kann die Neigung des Modelles zum Nicken begrenzen, also es statisch nicht allzu stabil einstellen. Dann muß man aber solche Störungen "intelligent" aussteuern, besser als es das Modell von alleine machen würde.
- Falsche Fluggeschwindigkeit (gegenüber der Luft): Diese Störung kann z.B. durch eine von vorne kommende Bö hervorgerufen werden, sie hat unangenehme Störungen der Flugbahn zur Folge. Nehmen wir einmal der Einfachheit halber an, die Bö komme *genau* im Flugpfad entgegen (der "saubere", seltene Fall). Dann ändert das Flugmodell durch die Bö seinen Anstellwinkel nicht und bleibt erstmal im Gleichgewicht. Allerdings steigt der Betrag des Auftriebes stark an; ein Beispiel: Das Modell fliege mit 10m/s friedlich im Endanflug vor sich hin und wird plötzlich von einer Bö mit 2m/s exakt von vorne erfaßt. Damit steigt die Fluggeschwindigkeit auf das 1.2-fache und der Staudruck auf das $(1.2^2 = 1.44)$ -fache, entsprechend auch die vom Flügel gelieferte Auftriebskraft. Das Flugzeug wird also senkrecht zur Flugbahn nach oben beschleunigt, und zwar mit einer Kraft, die in diesem Beispiel knapp seinem halben Eigengewicht entspricht, also nennenswert. Dabei dreht es sich erstmal *nicht* um seine Nickachse, denn die Stabilitätsbedingung ist ja *noch* nicht verletzt. *Aber*: Durch die Beschleunigung nach oben erhält die Anströmung des Flugzeuges eine mit der Zeit wachsende von oben kommende Komponente: Allmählich wird der Anstellwinkel kleiner. *Jetzt* kommt die statische Stabilisierung in's Spiel: Der Anstellwinkel ist kleiner geworden, also muß das Flugzeug

aufwärts nicken. Schade, die Situation ist leider eine Reaktion, die uns garnicht gefällt... Wichtig daran ist, daß die Reaktion des Flugzeuges mit einer gewissen Verspätung eintritt, nämlich erst wenn der erhöhte Auftrieb das Flugzeug (entgegen seiner Trägheit) nach oben beschleunigt hat. Die vertikale Bewegung ist für den ungeübten Piloten nicht ohne weiteres sichtbar, er merkt erst das unerwünschte Aufwärts-Nicken.

Wie lange geht das so? Aufwärts-Nicken heißt ja, daß das Flugmodell allmählich Fahrt abbaut; erst wenn die Fluggeschwindigkeit wieder zur gerade getrimmten EWD "paßt", wird das Flugzeug nicht mehr nach oben beschleunigt und fliegt einen Augenblick so weiter... bis es zu langsam geworden ist, und das ganze blöde Spiel mit umgekehrtem Vorzeichen nochmal abläuft: Die Kiste sackt durch, nickt abwärts und nimmt wieder Fahrt auf, bis sie zu schnell ist und so weiter. Das nennt man **"Pumpen"**.

Welche Modelle sind Pump-gefährdet? Leichte Modelle (genauer: Modelle mit geringer Flächenbelastung), die durch eine Geschwindigkeits-Änderung rasch vertikal beschleunigt werden können. Und: Statisch sehr stabil eingestellte Modelle (Schwerpunkt weit vorne), bei denen schon kleine Änderungen des Anstellwinkels zum starken Nicken führen.

Was kann man dagegen tun? Nun, wer ein leichtes Modell hat will nicht unbedingt ein schweres Modell, er wird also nicht aufballastieren um G/F zu erhöhen. Klar. Aber den Schwerpunkt etwas nach hinten zu verlegen, damit die statische Stabilität geringer wird, das hilft gegen Pumpen. Garantiert.

Erhöhter Widerstand dämpft auch das Pumpen, aber ich glaube nicht daß irgendjemand jemals sein Modell absichtlich "schlechter" macht um das Pumpen loszuwerden - ich will dies nur hier erwähnen um nicht ein Rätsel entstehen zu lassen, warum "schlechte" Modelle leichter steuerbar erscheinen können...

Diese Punkte legen dar, daß ein statisch sehr stabil eingestelltes Modell in unruhiger Luft sehr "unartig" fliegt.

Ferner wird von vielen Modellfliegern als praktische Erfahrung mitgeteilt, daß die Steuerbarkeit eines Modelles bei übertriebener Stabilität leidet. Es ist schwer, den Begriff "Steuerbarkeit" exakt zu definieren; ein zu stark stabil eingestelltes Modell kann nicht einfach mal "schnell gemacht" werden, dazu ist eine neue Trimmung des Anstellwinkels (= Einstellung der EWD durch Höhenruder-Trimmung) erforderlich, dieser neue Anstellwinkel wird dann "sklavisch" eingehalten; das sehr stabile Modell ist zwar auf "schnell" (kleiner Anstellwinkel) trimmbar, aber es wird bei der sich einstellenden hohen Geschwindigkeit heftige Korrekturen ausführen um den Anstellwinkel einzuhalten - das kann im Extremfall die Struktur überladen. Ein nicht so stabiles Modell hingegen muß man nur kurz andrücken und es wird den neuen Flugpfad, obwohl nicht zur eingestellten EWD passend, nicht sofort wieder verlassen und wie gewünscht Fahrt aufnehmen - das ist sicherlich angenehmer.

Ein wenig stabil eingestelltes Flugmodell erfordert allerdings, daß der Pilot es aufmerksam steuert; er muß auf große Distanz Fehler in der Fluglage erkennen und sofort korrigieren können. Ein wenig stabiles Flugmodell nimmt nach einem Steuerfehler nicht mehr so schnell die eingestellte Fluglage wieder ein.

Letztendlich ist das also Sache des Piloten, seines Könnens und seiner bevorzugten Wetterlage, ob er sein Modell stabil (Anfänger) oder weniger stabil eingestellt fliegt.

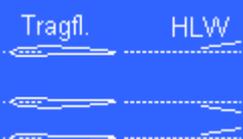
Kurvenflug

Das ist zwar nicht Thema dieses Aufsatzes, aber folgendes Detail sollte man nicht außer Acht lassen: Im Kurvenflug muß der Tragflügel nicht nur das Gewicht des Flugzeuges tragen sondern auch noch die Kraft für die horizontale, seitliche Beschleunigung aufbringen. Das hat z.B. zur Folge, daß in einer Kurve mit 45° Schräglage (ohne Schieben) der Tragflügel um etwa 40% erhöhten Auftrieb liefern muß; dies führt, wenn die Geschwindigkeit nicht erhöht wird, dazu, daß der Tragflügel sofort mit einem entsprechend größeren Anstellwinkel fliegen muß - ein stabil eingestelltes Flugmodell reagiert darauf mit Nicken nach unten/außen (=Absacken), das mit erhöhtem Ziehen kompensiert werden muß.

Rückenflug

Das Bild links zeigt eine Konfiguration mit einer reichlich übertriebenen EWD im Normalflug (oben) und im Rückenflug (Mitte). Folgendes ist sofort zu sehen: Im Rückenflug entsprechend der mittleren Konfiguration ist die EWD völlig falsch. Die Nickmomentebilanz gilt natürlich auch im Rückenflug und wenn man mal von den Effekten absieht, die sich einstellen, wenn das Tragflügelprofil verkehrt herum betrieben wird (geringerer Auftrieb, mehr Widerstand, anderes Profil-Nickmoment etc.) muß die EWD im Rückenflug so aussehen wie unten dargestellt. Dies erreicht man durch kräftig "Drücken".

Ferner ist leicht zu sehen, daß bei kleiner EWD das erforderliche Drücken geringer ausfallen wird; "kleine EWD" bedeutet auch "Schwerpunkt weiter hinten" und das wiederum "weniger stabil eingestellt". Akro-Flugmodelle werden aus mehreren Gründen sehr wenig stabil eingestellt, der Rückenflug ist also problemlos möglich; "normale" Flugzeuge sind jedoch stabil (im manntragenden Bereich oft auch sehr stabil) ausgewogen - das macht den Normalflug einfacher, den Rückenflug aber schwieriger oder sogar



unmöglich.

Der Flugzeug-Neutralpunkt ändert sich nicht im Rückenflug (jedenfalls soweit es unsere einfachen Betrachtungen betrifft), der Schwerpunkt auch nicht. Ein stabiles Flugzeug wird also auch auf dem Rücken stabil fliegen. Das Problem ist nur, das "Drücken" zur EWD-Korrektur sauber hinzukriegen; für Benutzer gut ausgestatteter RC-Anlagen lohnt es sich also, einen Flug-Zustand mit entsprechender Trimmung für den Rückenflug vorzusehen, dann muß er sich nur noch um die Querruder kümmern.

Der Abfangbogen-Test zur Überprüfung der Schwerpunktlage

Wichtig: Den Abfangbogen-Test machen wir erst, wenn wir mit ein paar vorsichtigen Flügen sichergestellt haben, daß das Modell im Gleichgewicht ist und wenigstens ein wenig stabil und geradeaus fliegt. Nochmal: Die allerersten Flüge machen wir "mit 10%". Da wir Ungenauigkeiten in den Rechnungen haben wissen wir ja nicht genau, ob es wirklich "10%" sind. Und jetzt: Der Abfangbogen-Test

...ist nichts weiter, als daß absichtlich eine hohe Fluggeschwindigkeit mit der Trimmung für normalen Flug kombiniert wird: Das Modell fliegt dann mit einem kleineren Anstellwinkel als durch die EWD vorgesehen und sollte aufwärts nicken ohne ins Pumpen überzugehen. Man sticht an (etwa 40°-60° Sturzflug), läßt das Modell schnell werden und bringt dann das Höhenruder in die Stellung, die man für den Normalflug vorgesehen hat (einfach Knüppel loslassen). Und jetzt schauen wir, was die Kiste macht:

- Sie fängt "hart" ab und geht evt. sogar in's Pumpen über: Sie ist eindeutig zu stabil eingestellt. Schwerpunkt nach hinten (nicht mehr als wenige % der mittleren Flächentiefe, z.B. 3%, wenn das Abfangen nicht allzu hart war) und dann die Trimmung (=EWD) wieder so einstellen, daß die Gleichgewichtsbedingung erfüllt ist (das Modell also sich im Normalflug nicht von selbst aufbäumt), notfalls wieder ein paar vorsichtige Starts machen, dann wieder versuchen.
- ...oder sie fängt überhaupt nicht ab: Das sollte eigentlich nicht vorkommen, denn wir haben den ersten Flug mit "10%" angefangen und die Änderungen am Schwerpunkt nur vorsichtig vorgenommen, er also sollte eigentlich nicht zu weit nach hinten kommen. Also: "Gesteuert" abfangen (nicht zu hart!) und vorsichtig landen; den Schwerpunkt wieder nach vorne verlegen und die EWD erneut trimmen. Wenn die Kiste zu sehr instabil geworden ist und auch mit Ihrer Hilfe nicht abfangen will: Drücken bis zum Rückenflug, dann halbe Rolle. Viel Glück! Ist jetzt klar, warum wir lieber mit einem zu stabilen Modell anfangen als mit einem instabilen?
- ...oder sie ist ordentlich fliegar. Gratuliere!
Bei kleinen Modellen (Segler bis 2m) sollte das etwa so aussehen: 10m..20m Höhendifferenz gesteuerter Sturzflug, nach weiteren 30m Höhenverlust sollte das Modell dann horizontal fliegen und anschließend wieder leicht steigen und wieder rechtzeitig in den Horizontalflug übergehen um nicht zu pumpen. Bei großen Modellen dauert es natürlich länger.



Bei diesem Test kann man einen ziemlich ungeschickten Fehler machen (und ich weiß wovon ich spreche 😊): Für den Abfangbogen-Test muß das Modell auf "Normalflug" getrimmt werden, also z.B. *bestes Gleiten*, *geringstes Sinken* oder *sonstwie optimal*, je nach Einsatzzweck des Modelles; wenn man das Modell auf *Sturzflug* trimmt (das ist ohne weiteres auch mit einem sehr stabil eingestellten Modell möglich) täuscht man sich aufgrund des stabil beibehaltenen Sturzfluges ein "wenig stabil" eingestelltes Modell vor. Also: Nach jedem Abfangbogen-Test müssen *beide* Schritte durchgeführt werden: Schwerpunkt verstellen, anschließend das Modell auf Normalflug trimmen (das ist eine neue Feineinstellung der EWD). Wenn Sie den 2. Schritt zwecks Arbeitersparnis abkürzen oder auslassen landen Sie möglicherweise nach mehreren Versuchen bei einem unsinnig stabil eingestellten Flugmodell. Ok?

Nun ist das Modell grob eingestellt; experimentieren Sie weiterhin mit der Schwerpunktlage (um +/-1% der mittleren Flächentiefe verlegen) um die Steuereigenschaften des Modelles auf Ihre persönlichen Bedürfnisse abzustimmen. Wenn Sie den Abfangbogen-Test richtig gemacht haben sollte mehr als "+/-2%" nicht mehr nötig sein - wenn's immer noch nicht stimmt dann ist was anderes faul am Modell.

Auf folgende Grenze des Abfangbogen-Tests sollte noch hingewiesen werden: Das Flugmodell fliegt natürlich gegen Ende des (gesteuerten) Sturzfluges ziemlich schnell. Bei der höheren Fluggeschwindigkeit ändern sich eventuel die aerodynamischen Eigenschaften der verwendeten Tragflügel- und Höhenleitwerk-Profile, z.B. sinkt der normierte Widerstand bei höherer Reynolds-Zahl. Falls es hierbei auch zu wesentlichen Änderungen bei den flugmechanischen Eigenschaften der Profile kommt, ist der Abfangbogentest nicht mehr repräsentativ für den Normalflug.

Eigentlich halte ich mich aus Profil-Diskussionen raus, aber bei folgenden Aussagen kann man sicherlich Einigkeit erzielen 😊:

Welche fundamentalen flugmechanischen Eigenschaften können sich ändern? Das Nickmoment der Tragfläche sowie der Auftrieb des Höhenleitwerkes; beide Eigenschaften werden bei geringen Fluggeschwindigkeiten aufgrund der kleineren Reynoldszahl beeinflusst; dies kann auf 2erlei Weise geschehen:

- durch das Entstehen einer nicht mehr vernachlässigbaren laminaren Ablösung. In diesem Fall muß man sich natürlich fragen, ob man sich das richtige Profil ausgesucht hat (gilt besonders für dicke Profile am Höhenleitwerk) und das Flugmodell wird immer Ärger machen.
- durch die dickere Grenzschicht (insbesondere auf der Saugseite): Dieser Fall ist "regulär", man kann ihn nicht vermeiden. Ich studiere auch Profil-Polaren (auch wenn ich nix sag'); solange keine laminare

Ablösung im Spiel ist bleiben die Auswirkungen der kleinen Reynoldszahl auf die genannten Parameter gering: Das Nickmoment der Tragfläche ändert sich kaum und beim Auftrieb (Abtrieb) des Höhenleitwerkes ändert sich vor allem das Maximum (bzw. Minimum). Man muß also bei der Auslegung des Höhenleitwerkes beim Langsamflug vom geringeren Maximalauftrieb ausgehen und die Reserven entsprechend planen. Dieser "reguläre" Einfluß des Unterschiedes in der Fluggeschwindigkeit sollte aber nicht die Aussagekraft des Abfangbogen-Tests beeinflussen.

Ferner wird allgemein betont (und ich schließe mich dem an), daß der Abfangbogen-Test nur eine grobe Einstellung des Schwerpunktes erlaubt. Beim normalen Flugbetrieb wird sich noch zeigen, ob das Modell "zuviel Eigenwillen" zeigt, nicht ordentlich kreisen will etc. Oft kann bei solchen Problemen eine geringfügige Verringerung der statischen Stabilität (deutsch: Schwerpunkt *ein wenig* nach hinten) hier Verbesserung bringen.

Das war's! Sicherlich habe ich Ihnen eine ganze Menge zugemutet, aber man sollte halt nie aus dem Auge verlieren: Modellflug ist auch **erlebte Physik** und kann auch auf diese Weise Spaß machen.

Herzlichen Dank für die konstruktive Hilfe möchte ich sagen an Christian Ückert, Michael Kiefer und Walter Sickinger! Herr Jürgen Benthack hat im Sommer 2002 einige Fehler im EXCEL-Sheet gefunden und gemeldet; ich hab's lange Zeit nicht eingesehen und Herr Benthack hat sie mir dann mit großer Geduld erklärt... Jetzt sind sie draußen. Herzlichen Dank!

EWD, Längs-Stabilität und all das

...ein nicht endendes Thema.

Teil 1: Grundlagen

Zuerst gebe ich ein paar Erläuterungen zu physikalischen Begriffen, die sich in Diskussionen schon einmal als falsch verstanden herausstellten. Ebenso erläutere ich grundlegende Eigenschaften des Tragflügel-Profiles, die uns die Aerodynamik liefert.

Kraft

Eine Kraft hat eine *Richtung*, eine *Stärke* (Betrag) und einen *Angriffspunkt*. Immer wird eine Kraft durch einen Pfeil symbolisiert, der die Richtung darstellt; der Betrag wird durch die Länge (selten auch die Dicke - ungeschickt) des Pfeiles angedeutet.

Oft wird der Angriffspunkt der Kraft mit eingezeichnet, an der Spitze oder am stumpfen Ende des Pfeiles, je nachdem man sich die Kraft als "schiebend" oder "ziehend" vorstellt. Der Unterschied zwischen Schieben und Ziehen ist ohne Bedeutung, aber manchmal hilft es ein wenig beim Verständnis, z.B. den Auftrieb als "schiebend" und die Gewichtskraft als "ziehend" darzustellen - aber nochmals: Eigentlich gibt es da keinen Unterschied. Solange ein System sich nicht bewegt kann man den Angriffspunkt einer Kraft entlang der Gerade verschieben, die durch den ursprünglich angegebenen Angriffspunkt und die Richtung der Kraft definiert ist. Das hilft manchmal, die verschiedenen Kräfte "auf die Reihe" zu bringen und die Übersicht zu behalten.

Wie Kräfte addiert werden ("Kräfteparallelogramm") ist allgemein bekannt.

Die Gewichtskraft eines Körpers denkt man sich gewöhnlich konzentriert im *Schwerpunkt* des Körpers angreifend. Diese Vereinfachung ist sehr nützlich und bei starren Körpern (die sich unter ihrem Gewicht nicht verformen) zulässig.

Drehmoment, Kraftwinder

Um ein Drehmoment zu spezifizieren muß man angeben: Die Richtung der Drehachse und die Drehrichtung sowie den Betrag des Drehmomentes.

In Schulbüchern wird gewöhnlich die Drehachse für ein Drehmoment als feststehend angenommen (also wie z.B. das Lager bei einer Kurbel). Man sagt dann auch, das Drehmoment "bezieht sich" auf diese (fixe) Drehachse und es wird spezifiziert durch die drehende Kraft und den Abstand des Angriffspunktes von der Drehachse (Hebelarm); dabei verschiebt man den Angriffspunkt der Kraft so, daß die Verbindung Angriffspunkt-Drehachse senkrecht zur Krafrichtung verläuft (siehe Fig.2a).

Bei einem frei im Raum beweglichen Körper macht diese Vorstellung Schwierigkeiten, denn es gibt keine feste Drehachse, auf die man sich "beziehen" könnte. Um hier ein wenig weiterzuhelfen stellen Sie sich einmal folgendes vor (Abb.2b): Wir "haben" so eine feste Drehachse A und im Abstand d_1 greift eine Kraft F_1 an; diese Kraft erzeugt ein Drehmoment D_1 , das "sich auf die Drehachse A bezieht". Jetzt lassen wir eine zweite Kraft F_2 angreifen: Der Einfachheit halber ist sie genauso stark wie F_1 und genau entgegengesetzt gerichtet; die Angriffspunkte der Kräfte und die Achse liegen auf einer Linie und die Kräfte wirken senkrecht auf dieser Linie (das alles macht die Rechnungen einfacher, aber das wesentliche Ergebnis gilt auch für die komplexeren Fälle). Lediglich der Abstand d_2 von F_2 zur Achse ist geringer als d_1 . Ok, F_2 erzeugt ein Drehmoment D_2 , das sich auch "auf A bezieht", entgegengesetzt wirkt und kleiner ist als D_1 . Da sich beide Drehmomente "auf die gleiche Achse beziehen" können wir sie addieren und das gesamte Drehmoment ist in diesem vereinfachten Fall (hier gilt $F_1 = -F_2 = F$): $D_{ges} = D_1 + D_2 = F \cdot (d_1 - d_2)$.

Was haben wir da angerichtet? Der Term $(d_1 - d_2)$ ist nur die Distanz zwischen den beiden Angriffspunkten; wenn wir die Angriffspunkte von F_1 und F_2 gemeinsam verschieben ändert sich am Drehmoment D_{ges} gar nichts, der "Bezug auf A" ist verschwunden. Die beiden gleich starken, gegeneinander gerichteten, versetzt angreifenden Kräfte erzeugen ein Drehmoment, das den Körper drehen wird, aber die Drehachse ist nur in der Richtung, nicht jedoch im Ort festgelegt. Es ist sicherlich einsichtig (und ich gehe nicht näher darauf ein) daß ein frei im Raum schwebender Körper sich um seinen Schwerpunkt drehen wird.

(Anmerkung: Bevor Sie jetzt an der Definition des Drehmomentes, wie Sie sie möglicherweise gelernt haben (die Kurbel!), verzweifeln: Das feste Lager, das man in Schulbüchern stillschweigend annimmt, erzeugt die erforderliche Gegenkraft F_2).

Man kann natürlich nur in Sonderfällen davon ausgehen, daß die Beträge von F_1 und F_2 gleich groß sind. Das angegebene Beispiel wird ein wenig modifiziert (Abb.2c): Wir vergrößern $F_1 = F_{1a} + F_{1b}$ so daß $F_{1b} = -F_2$. Das Drehmoment ist jetzt $F_{1b} \cdot (d_1 - d_2)$ und der Anteil F_{1a} "bleibt übrig".

Um ein mechanisches Subsystem zu beschreiben gibt man beides *gemeinsam* an: Das Drehmoment D (ohne "Bezugsachse") und die "übrig gebliebene" Kraft (im Beispiel F_{1a}) mitsamt ihrem Angriffspunkt. Für diese Kombination Kraft & Drehmoment habe ich (aber bisher nur in [1]) den Begriff "**Kraftwinder**" gelesen.



Abb.1



Abb.2a

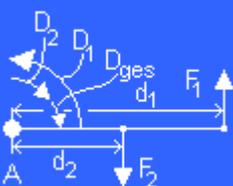


Abb.2b

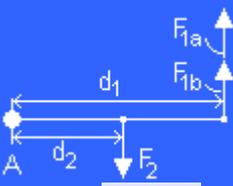


Abb.2c

Ohne vorzugreifen: Ein Subsystem <Tragfläche> werden wir als Kraftwinder beschreiben. Was machen wir aber mit der übrig gebliebenen Kraft und mit den anderen, einzelnen Kräften (z.B. der Gravitationskraft)? Die müssen wir ja auch noch zu Drehmomenten zusammensetzen.

Nun, es ist inzwischen sicherlich klar, daß wir diese "übrig gebliebenen" Kräfte wie oben kurz geschildert wieder zu Kraftwindern kombinieren können; wir werden das im Folgenden machen, auch wenn es kaum zu sehen ist. Für den einfachen Fall des stationären Geradeausfluges, bei dem wir uns ausschließlich um Nickbewegungen kümmern, können wir folgende vereinfachende Annahmen machen:

- Alle betrachteten Kräfte (Auf-/Abtriebe, Gewichtskraft) wirken senkrecht nach oben oder unten und ergeben in der Summe 0, denn das Flugzeug wird ja nicht nach oben oder unten beschleunigt.
- Sie greifen versetzt an und gestatten uns, wie oben geschildert, Drehmomente zu definieren.

Drehmomente können sehr einfach addiert werden (Stärken vorzeichenrichtig addieren) solange die Richtungen der Drehachsen gleich sind.

Drehmomente werden in Diagrammen gerne als Kreissegment-Pfeile dargestellt (siehe Abb. 2d): Die Drehachse wird senkrecht zur Zeichenfläche angenommen und daher als Punkt angegeben, Drehrichtung und Betrag werden durch einen längeren und/oder dickeren Pfeil symbolisiert (der Radius des Kreissegmentes sollte *nicht* zur Darstellung des Drehmoment-Betrages benutzt werden).

Beim Kraftwinder kommt in der Darstellung der Kraft-Anteil hinzu (siehe Abb. 2d); die symbolische Darstellung verführt zu der Vorstellung, der Punkt sei auch die "Bezugsachse" des Drehmomentes - das ist **nicht** so, das Drehmoment ist "frei", es dreht den frei schwebenden Körper um eine Achse, die dieser "sich selbst aussucht" und die geht, wie schon angemerkt, durch den Schwerpunkt. Der Kraft-Anteil greift aber im durch den Knubbel angegebenen Punkt an.

Wir werden uns hier nur mit Nickmomenten beschäftigen, Drehmomente also, die um die Querachse verlaufen. Eine positive Drehrichtung wird hier "aufwärtsnickend" definiert. Nickmomente werden in Formeln mit dem Buchstaben M bezeichnet. Siehe Abb.2e.

Ersatzbild für eine Tragfläche

Jetzt betrachten wir ein vereinfachtes mathematisches Modell der Tragfläche: Es resultiert aus der Art, wie man eine Versuchsfläche in einen Windkanal einspannt (jedenfalls stellt sich der Laie das so vor):

Das Tragflächenstück wird an einem Punkt innerhalb des Profiles so befestigt, daß man die im Versuch wirkenden Kräfte mit speziellen Waagen senkrecht zur Strömungsrichtung (Auftrieb) und entlang der Strömungsrichtung (Widerstand) messen kann (in modernen Windkanälen werden diese Kräfte wesentlich raffinierter gemessen). Ferner mißt man das Drehmoment, das das Meßstück auf die Achse ausübt. Eine symbolische Darstellung ist links abgebildet; dabei wurde auf die Darstellung der Widerstandskraft verzichtet - diese wird bei Stabilitätsrechnungen aufgrund der geringen Beträge vernachlässigt.

Kurz: Wenn man einen Tragflügel an einer bestimmten Achse einspannt, dann erzeugt er je nach Anstellwinkel und Fluggeschwindigkeit zweierlei:

- eine Auftriebskraft A deren Angriffspunkt in Flugzeug-Mitte und der angenommenen Drehachse liegt und
- ein Nickmoment M_F das der Flügel zusätzlich erzeugt wenn der Auftrieb an der angegebenen Stelle angreift.

Da haben wir's: Der Tragflügel kann also als Kraftwinder betrachtet werden.

Eine Alternative für dieses Ersatzbild wäre es, den Auftrieb und dessen *sich ändernden* Angriffspunkt, das ist der "Druckpunkt", anzugeben (selbstverständlich kann man aus dem einen Ersatzbild das andere ausrechnen: den Angriffspunkt der Kraft um M/A verschieben); jedoch hat sich gezeigt, daß das Kraftwinder-Ersatzbild leichter zu handhaben ist, weil die Natur ein paar kleine Geschenke für uns bereithält...

Wir müssen jetzt als allererstes damit klar kommen, wie die sich mit dem Anstellwinkel ändernde Auftriebskraft und das sich ändernde Nickmoment in den Griff zu bekommen sind. Wir brauchen möglichst einfache Formeln, die den Auftrieb und das Nickmoment über den nutzbaren Anstellwinkelbereich liefern.

Die Aerodynamik liefert uns Formeln für den Tragflügel-Auftrieb A (Formel (1)), den Auftrieb des Höhenleitwerkes A_H (1b) und das Nickmoment M_F des Tragflügels (2). Die einzelnen Terme in diesen Formeln sind:

- F: Fläche des Flügels
- F_H : Fläche des Höhenleitwerkes
- q: Staudruck; dieser Term enthält vor allem das Quadrat der Fluggeschwindigkeit; das bedeutet, daß die "Wirkung der Strömung", also Auftrieb und auch die Drehmomente, sich vervierfachen, wenn sich die Fluggeschwindigkeit verdoppelt. Da sich der Staudruck bei allen Formeln sehr bald rauskürzt wird er hier nicht besonders ausführlich behandelt (das ist eher ein Thema der Aerodynamik, nicht der Flugmechanik).
- l: Profil-Länge, also die Tiefe des Flügels. Das l kommt immer mit verschiedenen Indices vor um anzugeben, welche Flügeltiefe gemeint ist; in diesem Aufsatz kommt fast nur l_μ vor, die mittlere

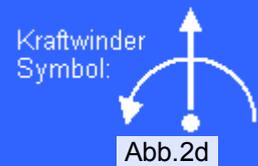


Abb.2d



Abb.2e



Abb.3

$$A_F = c_A \cdot q \cdot F \quad (1)$$

$$\text{mit } c_A = c_a \cdot \frac{\Lambda}{\Lambda+2} \quad (1a)$$

$$A_H = c_{AH} \cdot q \cdot F_H \quad (1b)$$

$$M_F = c_M \cdot l_\mu \cdot q \cdot F \quad (2)$$

$$\text{mit } c_M = c_m \cdot \frac{\Lambda}{\Lambda+2} \quad (2a)$$

aerodynamische Flügeltiefe (mittlere wirksame Flügeltiefe).

- $\Lambda = b^2/F$ ist die Streckung des Flügels. Die Streckung des HLW wird mit Λ_H bezeichnet.
- c_a und c_m : Eigenschaften des Flügel-Profiles, siehe weiter unten.
- c_A und c_M : Mit dem großgeschriebenen Index bezeichnet man die c 's, die sich auf den ganzen Flügel beziehen, nicht auf das Profil. Die Korrekturen, die an c_a (Profil) angebracht werden müssen um das c_A (Eigenschaften des Tragflügels) zu erhalten sind sehr komplex; hier (Formeln 1a und 2a) gebe ich nur die Korrektur aufgrund der endlichen Spannweite des Flügels an; dies ist der bei weitem größte Brocken, aber nicht der einzige. Wenn man's genauer haben will muß an nennenswert Aufwand betreiben.

Wenn Aerodynamiker vom "Auftrieb" sprechen meinen Sie meistens nicht die Auftriebskraft A sondern das c_A aus Formel (1): Das c_A ist der Auftrieb, allerdings ohne Berücksichtigung der Fluggeschwindigkeit und der Masse der Luft (das ist in q) und ohne besondere Beachtung der Größe des Flugzeuges (Tragfläche F); es ist mit Formel (1) zu ergänzen, wenn man reale Zahlen haben will, doch meistens lohnt sich das garnicht. Viele merken das nicht mal mehr. Die Zahlenwerte für c_a (und c_A) bewegen sich für übliche Tragflügel gewöhnlich zwischen -0.3 (Rückenflug) über 0 (senkrechter Sturzflug), 0.7 (rasches Gleiten) bis in die Nähe von 1.1 oder 1.2 (je nach Profil, kurz vor dem Abschmieren). Bei symmetrischen Leitwerksprofilen hat c_{aH} (und c_{AH}) meist einen Wert zwischen -0.4 und +0.4; darauf komme ich nochmal zurück.

Das c_a bezeichnet den Auftrieb an einem Profil; ein Profil ist ein Ausschnitt aus einem rechteckigen "Flügel" mit unendlicher Spannweite - sowas gibt's garnicht. Das Profil- c_a muß auf das c_A für die Tragfläche bzw. Leitwerk umgerechnet werden; diese Umrechnung wird von vielen Effekten beeinflusst:

- Der dickste Brocken kommt von der endlichen Spannweite: Man korrigiert das c_a mit der "Streckung" Λ , dem Verhältnis von Spannweite zu mittlerer Flächentiefe, entsprechend (1a).
- Natürlich beeinflusst auch die Grundrißform diese Korrektur, aber der Einfluß ist bei üblichen Tragflächen nicht sehr groß (Stichwort "elliptische" Auftriebsverteilung) und wird hier vernachlässigt.
- Die geometrische Schränkung beeinflusst diese Umrechnung wenig und wird vernachlässigt.
- Winglets könnte man überschlägig berücksichtigen indem man die Streckung um ein paar % vergrößert annimmt (das ist die Aufgabe der Winglets), aber das macht kaum einer.

Für unsere einfachen Rechnungen können wir uns also auf (1a) beschränken.

Ganz ähnliches gilt für das Nickmoment: das Profil- c_{m0} wird mit (2a) auf das Tragflächen- c_M umgerechnet. Auch hier muß eine geometrische Schränkung nicht berücksichtigt werden; eine aerodynamische Schränkung (Profilstrak) macht Probleme, es muß ein "geeignetes mittleres" Zwischenprofil- c_{m0} zugrundegelegt werden.

Alles so einfach machen wie möglich ...

Eine ganz besonders extrem sinnvolle 😊 Vereinfachung ist es, alle Winkel am Profil auf die Nullauftriebsrichtung zu beziehen anstatt auf die Profilesehne. Damit erreichen wir, daß bei $\alpha=0$ auch $c_a=0$ und damit der Auftrieb des Flügels $=0$ ist. Dieser Kniff schadet nicht, denn den Winkel zwischen der Null-Auftriebsströmung und der Profilesehne (gemeinhin als Nullauftriebswinkel α_0 bezeichnet) müssen wir ja erst berücksichtigen, wenn wir tatsächlich den Flügel an den Rumpf anformen/montieren bzw. vermessen. Also: Im Folgenden bedeutet stets $\alpha=0$ auch $c_a=0$.

Im Bereich des "normalen" Fluges (also *nicht* im überzogenen Flugzustand) verhalten sich die Koeffizienten c_a und c_m eines Tragflügels "linear" (siehe Abb.4). Eine sehr gute Näherung für c_a erhält man mit der Beziehung (1c); der Faktor 0.11 ist weitestgehend unabhängig vom Profil. Das bedeutet: Wenn der Anstellwinkel um 1° erhöht wird, dann vergrößert sich der Wert von c_a um ziemlich genau 0.11. (1d) und (1e) sind Folgerungen aus (1a) und (1c), sie erlauben uns, aus einem Flügel- c_A den Anstellwinkel und umgekehrt zu berechnen.

$0.11 = 2 \cdot \pi / (360 / (2 \cdot \pi))$ ist der Wert aus der Theorie dünner Profile, auf Grad ($^\circ$) umgerechnet. Dicke Profile können (angeblich) etwas "mehr als" 0.11, aber das lassen wir hier; Modellprofile sind selten dicker als 10% und dann wirken Reibungseffekte und die bessere (theoretische) Performance gegeneinander.

Auch c_m verhält sich weitgehend linear, nur ist der Wert nicht so einfach zu bestimmen, siehe unten.

Durch einen simplen Algebra-Trick kann man nun für das oben skizzierte Ersatzbild des Tragflügelprofils einen besonderen Punkt finden: Wenn man das Profil dort "einspannt" ändert sich c_m über den nutzbaren Anstellwinkel-Bereich garnicht (siehe Abb. 4).

Ok, da is' der Trick (Express-Form): Die verallgemeinerte Gerade für das c_m schreibt man so hin:

$c_m = c_{m0} + c_{m\alpha} \cdot \alpha$. Wir verschieben den Angriffspunkt um Δx und führen damit ein zusätzliches Nickmoment ein:

$c_{m(\text{neu})} = c_{m0} + c_{m\alpha} \cdot \alpha + \Delta x \cdot 0.11 \cdot \alpha$ (entsprechend Formel 1c). Wenn wir die vom Anstellwinkel abhängigen Teile eliminieren wollen muß $c_{m\alpha} = -\Delta x \cdot 0.11$ gelten; aus der Steigung der "schiefen" c_m -Gerade (das $c_{m\alpha}$, das man aus den Messungen herausbekommt) kann man also mit $\Delta x = -c_{m\alpha} / 0.11$ ausrechnen, um wieviel man den Kraftwinder verrücken muß damit das c_m konstant wird. Wer das im Detail durchdringen will kann ja mal versuchen, ein wenig Ordnung in die Vorzeichen zu bringen...



Abb.4

$$c_a \approx 0.11 \cdot \alpha \quad (1c)$$

$$c_A \approx \frac{\alpha \cdot 0.11 \cdot \Lambda}{\Lambda + 2} \quad (1d)$$

$$\alpha \approx c_A \cdot \frac{\Lambda + 2}{0.11 \cdot \Lambda} \quad (1e)$$

$$= 9.119 \cdot c_A \cdot \left(1 + \frac{2}{\Lambda}\right)$$

Dieser so gefundene Punkt (mit einem Nickmoment, das vom Anstellwinkel unabhängig ist) wird "**Neutralpunkt**" des Profils genannt. Der Begriff ist wohl etwas irreführend: Was soll da schon "neutral" werden? Im angelsächsischen Sprachraum sagt man etwas geheimnisvoller "**Aerodynamic Center**" dazu, auch nicht gerade ein sprechender Begriff. Etwas besser ist da der Name "**Viertel-Punkt**", denn er sagt wenigstens etwas aus über die Lage des Neutralpunktes:

Schon bei den frühesten Messungen hat sich auffällig gezeigt (und selbstverständlich gibt es auch theoretische Beweise dafür), daß bei allen gebräuchlichen Profilen der Neutralpunkt *sehr* nahe bei 25% der Profiltiefe liegt; die sehr geringen Abweichungen haben ihre Ursache vor allem in Reibungseinflüssen. Etwas Training für die grauen Zellen: Wenn wir das Profil bei dem Anstellwinkel messen, bei dem es keinen Auftrieb erzeugt dann erzeugt es ein gewisses Nickmoment, man nennt es das "**Nullmoment**" (Nickmoment bei Null Auftrieb). Bei Auftrieb Null ist es egal, wo wir den Flügel festmachen um den Auftrieb (0) zu messen, wir können ihn also auch im Neutralpunkt einspannen, dann aber bleibt das Drehmoment konstant. Also: Das bei Null Auftrieb "irgendwie" gemessene Drehmoment (Nullmoment c_{m0}) gilt über den ganzen Anstellwinkel-Bereich, wenn der Auftrieb im Neutralpunkt angreift. (Uff, bitte mehrfach durchlesen - dieses kleine Geheimnis lag jahrelang zwischen mir und dem Verständnis von dem ganzen...).

Zusammenfassung (und Wiederholung): Bei 25% der Profiltiefe ist der Neutralpunkt des Profils; das Profil erzeugt je nach Anstellwinkel eine Auftriebskraft, die im Neutralpunkt angreift. Zusätzlich erzeugt das Profil ein Nickmoment, das sich aber *nicht* mit dem Anstellwinkel ändert.

Ein Nickmoment wird als positiv angesehen, wenn es das Flugzeug aufwärts nicken läßt; "übliche" Profile erzeugen ein abwärts gerichtetes Nicken (siehe nochmal Abb.3), also sind die c_{m0} -Werte gewöhnlich negativ; Ausnahmen sind die bekannten S-Schlag-Profile für Brett-Nurflügel.

Es ist ohne weiteres einzusehen, daß ein symmetrisches Profil bei Null Auftrieb kein Nickmoment erzeugt, daß also $c_{m0(sym.)}=0$ gilt. Damit erzeugt ein symmetrisches Profil eine Auftriebskraft mit einem Angriffspunkt im Neutralpunkt (also bei 25% der Profiltiefe) und kein Nickmoment über den ganzen nutzbaren Anstellwinkel-Bereich.

Das Nullmoment eines Profils ist eine sehr wichtige Eingangsgröße für Gleichgewichtsberechnungen. Eine gute Profiltabelle sollte zu jedem Profil auch den Wert c_{m0} enthalten. Leider ist dies nicht immer der Fall, denn Nickmoment-Messungen bei niederen Re-Zahlen (also im Flugmodellbereich) sind sehr schwierig, es müssen extrem kleine Meßwerte aus vergleichsweise starkem "Rauschen" herausgefischt werden. Wenn ein c_{m0} fehlt kann man sich zur Not mit einer theoretischen Näherungsformel behelfen (3); h/l ist die relative Wölbung des Profils.

Beispiel: Für das RG15 habe ich in den Daten von Wiechers $c_{m0}=-0.069$ gefunden, in den [UIUC Low Speed Airfoil Tests](#) heißt's $c_{m0}=-0.058$ (und je mehr man sucht umso mehr verschiedene Ergebnisse wird man finden) und die Näherungsformel (3) liefert bei einer relativen Wölbung des RG15 von 1.76% ein $h/l=0.0176$ und damit ist $c_{m0}=-0.055$ (naja, besser als würfeln...).

Des Pudels Kern

Um rasch auf das Wesentliche zu kommen stelle ich jetzt schon die Bedingungen für Gleichgewicht und Stabilität vor; die erforderlichen Verfeinerungen und Korrekturen werden dann in [Teil 2](#) behandelt.

Das Flugzeug im Gleichgewicht

Zählen wir einmal die wesentlichen Nick-Drehmomente auf, denen das Flugmodell während des Geradeaus-Fluges ausgesetzt ist:

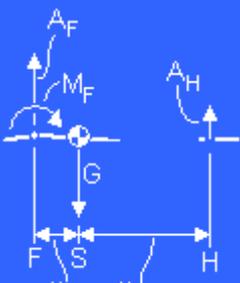


Abb.5

- Das Nickmoment M_{F0} des Kraftwinders "Tragfläche" (Formel (2), siehe oben),
- das zusätzliche Nickmoment, das sich ergibt, wenn der Schwerpunkt nicht mit dem Neutralpunkt zusammenfällt, M_S (Formel (4), das Auftrieb-/Schwerkraft-Nickmoment - sehen Sie sich nochmal Abb.2c an, wie wir aus A_F und G einen neuen Kraftwinder machen), sowie
- das Nickmoment, das das Höhenleitwerk aufgrund seines Auf- oder Abtriebes erzeugt: M_H (siehe (5), das wird aus A_H und "dem Rest" von G gebildet; da alle Auf- und Abtriebe und G in der Summe 0 ergeben bleibt bei diesem Schritt von G "nichts mehr übrig"). Wenn ein Standard-Höhenleitwerk Auftrieb erzeugt, dann nickt das Flugzeug abwärts, daher kommt das Minus-Zeichen in (5); bei Canards wird die Distanz zwischen dem Schwerpunkt und dem Höhenleitwerk negativ gezählt, so daß auch hier das Minus-Zeichen korrekt ist.

Wenn das Höhenleitwerk ein nicht symmetrisches Profil hat, dann hat es (als Kraftwinder) auch ein eigenes Nickmoment; dies ist jedoch praktisch immer so klein, daß es ohne weiteres vernachlässigt werden kann.

Auf besondere Nickmomente (z.B. sehr weit oben montierte Triebwerke), will ich hier nicht eingehen. Die anderen Nickmomente (z.B. aufgrund des Flügel- oder Rumpfwiderstandes oder, wie schon erwähnt, das eigene Nickmoment des Höhenleitwerkes) haben sehr kleine Beträge und werden bei den einfachen Betrachtungen einfach weggelassen.

Wenn das Flugzeug den einmal eingestellten Flugwinkel nicht **selbständig** verläßt ist es im **Gleichgewicht**.

$$c_{m0} = -\pi \cdot \frac{h}{l} \quad (3)$$

$$M_S = A_F \cdot x_{FS} = c_A \cdot x_{FS} \cdot q \cdot F \quad (4)$$

$$M_H = -c_{AH} \cdot x_{SH} \cdot q \cdot F_H \quad (5)$$

$$M_{F0} + M_S + M_H = 0 \quad (6)$$

Um das zu erreichen muß ganz einfach die Summe der Nickmomente Null sein (6).

Sehen wir uns mal die einzelnen Teile an, aus denen die Momente zusammengesetzt sind - das ist jetzt jede Menge Kleinarbeit:

- c_M (in Formel (2)) ist mit der Wahl des Flügelprofils und der Streckung des Flügels vorgegeben, also ein Konstruktionsmerkmal des Flugmodelles. Bitte beachten Sie, daß ausgeschlagene Wölbklappen das c_M des Flügels verändern, daß also die folgenden Abschätzungen für verschiedene Wölbklappenstellungen vorgenommen werden müssen.
- l_μ (ebenfalls (2)) wird aus der Tragflächengeometrie abgeleitet (siehe unten) und ist ein Konstruktionsmerkmal des Flugmodelles.
- F , die Flügel-Fläche, ist ebenfalls fix.
- c_A (in (4)) ändert sich mit dem Anstellwinkel. Da wir für einen vorgegebenen Flugzustand (Schleichen, flott fliegen) die Stabilitätsbedingung erfüllen müssen ist das c_A eine Eingangsgröße.
- x_{FS} (in (4)): Der Abstand (nur in Längsrichtung) zwischen dem Neutralpunkt des Flügels und dem Schwerpunkt. x_{FS} wird positiv gezählt wenn der Schwerpunkt hinter dem Flügel-Neutralpunkt liegt. Da wir selbst bei einem fertig aufgebauten Flugmodell den Schwerpunkt in Grenzen einstellen können ist x_{FS} eine wichtige Eingangsgröße. Es ist sinnvoll, durch einen (anfangs blöd aussehenden) Algebra-Kniff x_{FS} nicht direkt anzugeben, sondern in "Bruchteilen der mittleren Flügeltiefe", also x_{FS}/l_μ anstelle x_{FS} . Formel (4) wird also in (4a) geändert. (Den Unterschied zwischen Profil- und Flügel-Neutralpunkt lernen wir in **Teil 2** kennen - hier betrachten wir der Einfachheit halber beide als gleich).
- c_{AH} (Formel (5)) ändert sich mit dem Anstellwinkel des Höhenleitwerkes (und Trimmung). c_{AH} ist die einzige Größe, mit der auch während des Fluges kleinere "Gleichgewichtsstörungen" korrigiert werden können. Aus c_{AH} kann man den erforderlichen Anstellwinkel des Höhenleitwerkes ausrechnen. c_{AH} ist ein Zwischenergebnis der (Gleichgewichts- und) EWD-Berechnung.
- x_{SH} (in (5) und Abb. 5) ist der Abstand des Höhenleitwerkes vom Schwerpunkt. Der Abstand wird bei Normalflugzeugen positiv gemessen (Höhenleitwerk hinter dem Flügel-Neutralpunkt), bei Canards aber negativ. Auch hier tut man lieber etwas umformulieren und x_{SH} lieber in "Vielfachen der Tragflächentiefe" angeben, also x_{SH}/l_μ anstelle von x_{SH} . Formel (5) wird also in (5a) geändert.
- F_H : Die Fläche des Höhenleitwerkes. Und wieder: Man gibt die Fläche des Höhenleitwerkes lieber in "Bruchteilen der Flügelfläche" an, also F_H/F anstelle von F_H , und (5a) ändert sich in (5b).
- q : Den Staudruck können wir ausklammern und, da er selbst nicht Null wird, weglassen. Daraus folgt: Aussagen zu Gleichgewicht und Stabilität sind nur in ganz geringem Maße abhängig von der Fluggeschwindigkeit: Aufgrund der Fluggeschwindigkeit errechnen wir das nötige c_A (Formel (1)), danach kommen wir ohne den Staudruck aus.

So! Jetzt schreiben wir 'mal (2), (4a) und (5b) untereinander, addieren sie, und dann muß Null herauskommen; dabei klammern wir " $l_\mu \cdot q \cdot F$ " aus und lassen es weg (denn es ist ohne Bedeutung für die Bedingung " $=0$ ") und daraus ergibt sich Gleichung (6a). Das Ding ist lang, aber nicht mehr besonders kompliziert. Wir lösen die Gleichung nach c_{AH} auf und erhalten (6b) - das war doch garnicht so schlimm, oder?

Was bedeutet das? Wir setzen in (6b) die Größen, die durch die Konstruktion des Flugmodelles vorgegeben sind ein, sowie die zwei frei wählbaren Parameter

- Schwerpunktlage x_{FS} , die Distanz zwischen Flügel-Neutralpunkt und dem Schwerpunkt (x_{SH} ergibt sich dann), und den
- Flugzustand, gekennzeichnet durch das c_A .

Und was kriegen wir dann? Das c_{AH} , mit dem das Höhenleitwerk fliegen muß, damit die Kiste nicht von selbst aus dem gewünschten Flugzustand herausfällt.

Ich schätze, das sollten wir einmal üben.

x_{FS}	x_{SH}	l_μ	F/F_H	Λ	c_M	$c_A 1$	$c_{AH} 1$	$c_A 2$	$c_{AH} 2$	$c_A 3$	$c_{AH} 3$	$c_A 4$	$c_{AH} 4$
20	850	253	10	10	-0.05	0.01	-0.12	0.3	-0.07	0.7	0.01	1.0	0.07
20	850	253	10	14	-0.10	0.01	-0.26	0.3	-0.20	0.9	-0.08	1.2	-0.01
27	853	253	10	14	-0.10	0.01	-0.26	0.3	-0.18	0.9	-0.01	1.2	0.07
-30	-370	253	10	10	-0.05	0.01	0.29	0.3	0.49	0.7	0.76	1.0	0.96

Obige Tabelle enthält ein paar Rechnungen (Diese Beispiele wurden mit den bisher entwickelten einfachen Formeln gerechnet; sie geben Trends wieder liefern aber keine brauchbaren Ergebnisse; das Modell: Flügel und Leitwerk sind so montiert, daß zwischen den beiden Neutralpunkten $x_{FS}+x_{SH}=870\text{mm}$ liegen und die Tragfläche ist 10mal so groß wie das Höhenleitwerk):

1. Ein eher schnelles Modell mit einem relativ flachen Profil ($c_M=-0.05$, RG15-Verschnitt mit zu dicker Hinterkante;-) braucht in der Nähe des "flotten Fliegens" bei $c_A=0.7$ (bitte nicht allzu genau nehmen!) fast keinen Auftrieb am Höhenleitwerk (nur 0.013). Beim Schnellflug muß das Leitwerk Abtrieb liefern (ca. -0.1) und beim langsamsten Flug, knapp vor dem Abschmieren kommt ein positives c_{AH} (Auftrieb) heraus.
2. Das 2. Beispiel ist ein langsames Segelflugmodell, mit höherer Streckung und vor allem einem stärker gewölbten Profil ($c_M=-0.1$). Das stärkere (negative) Nickmoment der Fläche erfordert, wenn

$$M_S = c_A \cdot \frac{x_{FS}}{l_\mu} \cdot l_\mu \cdot q \cdot F \quad (4a)$$

$$M_H = -c_{AH} \cdot \frac{x_{SH}}{l_\mu} \cdot l_\mu \cdot q \cdot F_H \quad (5a)$$

$$M_H = -c_{AH} \cdot \frac{x_{SH}}{l_\mu} \cdot \frac{F_H}{F} \cdot l_\mu \cdot q \cdot F \quad (5b)$$

$$c_A \cdot \frac{x_{FS}}{l_\mu} - c_{AH} \cdot \frac{x_{SH}}{l_\mu} \cdot \frac{F_H}{F} + c_M = 0 \quad (6a)$$

$$c_{AH} = c_A \cdot \frac{x_{FS}}{x_{SH}} \cdot \frac{F}{F_H} + c_M \cdot \frac{l_\mu}{x_{SH}} \cdot \frac{F}{F_H} \quad (6b)$$

$$\frac{F_H}{F} = \frac{c_M \cdot l_\mu}{c_{AHmin} \cdot x_{SH}} \quad (7)$$

Beispiel

1
2
3
4

nichts unternehmen wird, ein stärkeres aufrechtendes Nickmoment am Höhenleitwerk, daher kommt für c_{AH} in allen beabsichtigten Flugzuständen (c_A im Bereich von 0.3 bis 1.2) ein negativer Wert heraus. Das ist natürlich unfug ...

3. ...und wir verlegen den Schwerpunkt ein wenig nach hinten, damit das Flugmodell "vom Gewicht her von selbst" ein wenig aufwärts nickt. Zusätzlich sollten wir auf keinen Fall versäumen, zu kontrollieren, was beim Schnellflug herauskommt, denn auch ein Thermik-Schleicher kann einmal versehentlich zu schnell werden. Wir erkennen, daß bei $c_A=0.01$ das Höhenleitwerk Abtrieb mit $c_{AH} \approx -0.26$ liefern muß. Das ist riskant, denn bei $c_{AH} \approx -0.4$ könnte schon die Grenze $c_{AH \min}$ sein, und Störungen der Flugbahn können die Reserve ohne weiteres aufbrauchen. Was ist passiert? Sehen Sie sich (6b) nochmal genauer an: Die rechte Seite besteht aus 2 Summanden: Der eine wird mit zunehmender Fluggeschwindigkeit immer kleiner, denn das c_A nähert sich der 0. Der zweite Summand bleibt konstant und ist negativ (c_M ist vom Anstellwinkel unabhängig und bei gewölbten Profilen <0 , siehe oben). Wir können uns dies zunutze machen und entsprechend (7) ausrechnen, wie groß das Höhenleitwerk sein muß, damit es bei vorgegebenem *minimalem* c_{AH} (auf deutsch: größter negativer Wert von c_{AH}) das im Schnellflug extreme Nickmoment noch ausgleichen kann. Man muß, das kann nicht oft genug gesagt werden, beim $c_{AH \min}$ große Reserven vorsehen, denn die Lasten am Leitwerk sind ja nicht konstant, sondern unterliegen oft starken Schwankungen. Wenn die Strömung am Höhenleitwerk bei Schnellflug abreißt, dann kippt das Flugzeug schneller nach unten als man es wahrnehmen kann.
4. Das letzte Beispiel ist ein Entenflugzeug: Die Längen werden negativ gezählt, denn die X-Koordinate wird von vorne nach hinten gemessen. Ganz egal, wie realistisch die Beispielergebnisse sein mögen: Das Höhenleitwerk eines Canard-Flugzeuges muß stets vergleichsweise hohen Auftrieb liefern, spätere Rechnungen verbieten uns, den Schwerpunkt so weit nach hinten zu verlegen, daß das Höhenleitwerk wenig belastet wird. Außerdem setzt man das Abreißen der Strömung am Höhenleitwerk als Sicherung des ganzen Flugzeuges ein: Wenn die Ente zu langsam wird soll die Strömung am Höhenleitwerk eher abreißen als am Tragflügel, dadurch wird das Flugzeug abwärts nicken, bevor der Tragflügel "stallt", ein sicheres Verhalten. Das liest sich sehr einfach, aber es ist nicht einfach einzuhalten, man braucht dafür genaue (und garantiert richtige) Daten für $c_{a \max}$ für beide Flügel, für jeden Ruderausschlag, bei z.T. sehr kleinen Re-Zahlen.

Wir haben jetzt ein grobes Verfahren herauszufinden, wie das Höhenleitwerk im Vergleich zum Tragflügel anzustellen ist damit bei gegebener Schwerpunktlage und bei vorgegebenem Flugzustand (c_A) das Flugmodell im Gleichgewicht ist, also nicht von selbst wegnickt. Daraus berechnen wir dann die Einstellwinkel-Differenz.

Es ist nun sofort ersichtlich, daß bei stärker gewölbtem Profil, wenn das c_{m0} größere (negative) Werte hat, die Fläche des Höhenleitwerkes oder dessen Hebelarm größer werden muß.

Zusätzlich gilt folgendes: Aus dem bisher gesagten und natürlich auch aus der Flugpraxis ist zu ersehen, daß für den Schnellflug das Höhenruder "tief", also nach unten zu trimmen ist. In diesem Zustand muß aber das HLW **Abtrieb** erzeugen - entsprechend Abb.6 verschiebt sich bei "tief" getrimmtem HR der nutzbare c_{AH} -Bereich; aber gerade auf der verschlechterten Seite ($\alpha_H < 0$) muß das HLW maximalen Abtrieb leisten! Ein Argument mehr, mindestens einen Zahlenbereich von 0.2 Reserve für c_{aH} vorzusehen! In Abb.6 ist das alles übertrieben dargestellt, aber der Trend stimmt.

Warnung: Formel (6b) ist noch nicht vollständig, sie bedarf einiger Verfeinerungen, die in Teil 2 dargestellt werden - aber "im Prinzip" sind wir da durch.

Längsstabilität

Die Bedingung "Gleichgewicht" reicht noch nicht aus. Jede kleine äußere Störung kann unser Flugmodell aus dem Gleichgewicht und damit aus der Flugbahn bringen und wir müssen sicherstellen, daß das Flugmodell nach einer Störung wieder den gewünschten Flugzustand einnimmt.

Die wichtigste Reaktion, die ein Flugzeug "selbständig" erbringt, ist die Beibehaltung des Anstellwinkels, damit es nicht "versehentlich" überzieht und abschmiert oder in den Sturzflug übergeht. Was muß das Flugzeug tun wenn durch einen äußeren Einfluß der Anstellwinkel größer geworden ist? Es muß sofort die Nase runternehmen um dadurch den nun zu großen Anstellwinkel wieder zu reduzieren, also abwärts nicken.

Die selbständige Reaktion des Flugzeuges ist also: Anstellwinkel steigt \Rightarrow abwärts nicken oder umgekehrt: Anstellwinkel wird kleiner \Rightarrow aufwärts nicken. Dies ist die *allererste* Reaktion, die ein Flugzeug auf eine Störung bringen kann. Natürlich folgt auf das Abwärts-Nicken auch eine Beschleunigung, ferner schwingt das Flugzeug um seine Querachse, diese weiteren Folgen der Stabilisierung werden hier jedoch nicht betrachtet. Daher kommt auch die Bezeichnung "Statische Längsstabilität", denn dynamische Folgen bleiben unberücksichtigt. Das bedeutet nun nicht, daß wir "in's Blaue" fliegen, wenn wir die wesentlich umfangreicheren und schwierigeren Berechnungen der dynamischen Effekte unterlassen.

Die hier skizzierte Reaktion des Flugzeuges ist mit einfachen Mitteln herbeizuführen, aber sie ist nicht immer ideal; besser wäre möglicherweise, die Fluggeschwindigkeit gegenüber der umgebenden Luft konstant zu

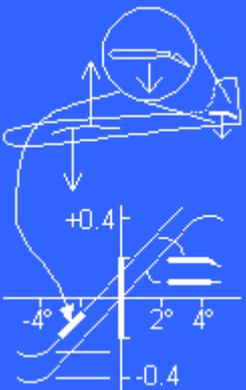


Abb.6

halten, aber das ist nur mit komplexerer Flugregelung zu erreichen.

Mathematisch formuliert man die Forderung nach stabilem Anstellwinkel so:

Wenn der Anstellwinkel α größer wird muß das Nickmoment M negativ werden (bei korrektem Flug ist es ja $=0$). Sehen Sie sich nochmal (6a) an, da stehen die 3 Drehmomente drin sowie die Bedingung, daß sie zusammen 0 sein müssen (Gleichgewichtsbedingung). Wir verändern diese Gleichung nun so, daß sie angibt, um wieviel sich das gesamte Nickmoment *ändert* wenn sich der Anstellwinkel um 1° erhöht; ferner schreiben wir die Bedingung hin, daß die Änderung des gesamten Nickmomentes negativ (Abwärtsnicken) sein muß.

Mathe ab Jahrgangstufe 11: Wir *differenzieren* die Nickmomente nach α : $dc_M/d\alpha = dc_{MF}/d\alpha + dc_A/d\alpha + dc_{AH}/d\alpha$. Die Stabilitätsbedingung ist $dc_M/d\alpha < 0$.

- c_{MF} "rührt sich nicht" wenn sich der Anstellwinkel verändert. Es ist also uninteressant für die Sicherstellung der statischen Stabilität. ($dc_{MF}/d\alpha = 0$)
- c_A steigt bei steigendem Anstellwinkel. Um wieviel? Beachten Sie Formel (1c): c_a steigt um 0.11 pro $^\circ$ Anstellwinkel; c_A steigt dementsprechend um $0.11 \cdot \Lambda / (\Lambda + 2)$. ($dc_A/d\alpha = 0.11 \cdot \Lambda / (\Lambda + 2)$)
- c_{AH} steht mit negativem Vorzeichen in (6a) drin; bei steigendem Anstellwinkel vermindert dieser Teil das Nickmoment, was erwünscht ist. (Dazu braucht man keine Algebra, das kann man sich auch so vorstellen, daß ein weiter von unten angeblasenes Höhenleitwerk das Flugzeug abwärts nicken läßt...). Wieder die Frage: Um wieviel? Der Betrag von c_{AH} steigt um $0.11 \cdot \Lambda_H / (\Lambda_H + 2)$. ($dc_{AH}/d\alpha = -0.11 \cdot \Lambda_H / (\Lambda_H + 2)$)

Das Ergebnis ist (8); wenn das Flugmodell stabil fliegen soll muß diese Ungleichung erfüllt sein (den Faktor 0.11 habe ich gleich rausgekürzt, er ist für die Bedingung " <0 " nicht wichtig).

Nun, der g'standene Inschinör kratzt sich da am Hinterkopf und es drängen sich sofort 2 Fragen auf: Um **wiev**iel muß die linke Seite von (8) kleiner sein als 0? Und was passiert wenn die beiden Terme zusammen **gleich** 0 sind?

Die zweite Frage zuerst: Wir setzen "=" statt "<" ein, lassen der Einfachheit halber die Korrekturfaktoren für die Streckung weg, kürzen das l_μ raus und erhalten (8a). Diese Gleichung beschreibt für den Schwerpunkt eine Stelle zwischen der Tragfläche und dem Höhenleitwerk, die Abstände verhalten sich umgekehrt wie die Größen von Tragfläche und Höhenleitwerk. Diese Stelle hängt *nur von der Geometrie des Flugzeuges* ab. Wenn der Schwerpunkt an dieser Stelle ist, dann hat das Flugzeug keine Eigenstabilität, denn das "=" bedeutet ja, daß das Nickmoment des Höhenleitwerkes nicht schneller steigt als das Nickmoment aus Auftrieb und Schwerkraft.

Diese Stelle wird **Flugzeug-Neutralpunkt** genannt. Über diese Namensgebung bin ich auch nicht gerade glücklich, "Indifferenzpunkt" hätte mir besser gefallen, denn wenn der Schwerpunkt an dieser Stelle ist, verhält sich das Flugzeug indifferent: Es hat zwar keine eigene Neigung, den eingestellten Flugzustand zu verlassen, es wird ihn nach einer Störung auch nicht wieder selbständig einnehmen.

Wir werden in **Teil 2** sehen, wie man den Flugzeug-Neutralpunkt etwas genauer ausrechnet; (8a) und die Skizze sind grob ungenau und dienen nur dem Aha-Erlebnis.

Wenn das Flugzeug stabil fliegen soll muß das "<" gelten, also der Schwerpunkt weiter vorne liegen. Die Kenntnis der Lage des Flugzeug-Neutralpunktes ist also Voraussetzung zur Bestimmung des Schwerpunktes für einen stabilen Flug.

Die andere Frage: *Wiev*iel? Die Formel (8) gibt zur Beantwortung nichts her. Und wenn man das tatsächlich theoretisch lösen wollte hätte man einen Haufen Probleme vor sich. Gottseidank kann man für diesen Parameter vernünftige Erfahrungswerte angeben, jedenfalls soweit es den allerersten Flug betrifft. Man nimmt also einen Standard-Wert und probiert ihn aus und verbessert ihn je nach den Flugeigenschaften, die das Flugmodell mit dem Standard-Wert zeigt. Wichtig ist ja vor allem, daß das Flugmodell mit dem Erfahrungswert den allerersten Wurf überlebt...

Der Standard-Wert heißt "**10%**", es wird allgemein empfohlen, für den ersten Flug den Schwerpunkt 10% von l_μ vor dem berechneten Flugzeug-Neutralpunkt festzulegen.

Wie wir noch sehen werden ist es mit einfachen Mitteln allgemein nicht möglich, die Lage des Flugzeug-Neutralpunktes ganz genau zu berechnen oder anders vorherzubestimmen; 5% von l_μ Fehler sind ohne weiteres "drin", daher sollte auch der erfahrene Pilot hier nicht zu viel Mut beim Erstflug zeigen: Nehmen Sie "10%", nicht weniger. Welche Einstellung für ein eingeflogenes Modell und dessen Pilot "gut" ist, steht auf einem anderen Blatt, darauf komme ich noch zurück.

Folgendes sollte aus Formel (8) deutlich werden: Je kleiner das x_{FS} wird, umso "mehr gilt das '<' " und umso stärker nickt das Flugzeug nach unten, wenn sich der Anstellwinkel erhöht. Auf deutsch: Wenn der Schwerpunkt z.B. 15% vor dem Flugzeug-Neutralpunkt liegt reagiert das Flugzeug wesentlich "heftiger" auf eine Änderung des Anstellwinkels als wenn der Schwerpunkt näher beim Flugzeug-Neutralpunkt liegt. Es ist dann stabiler.

Nochwas: Die Lage dieses Flugzeug-Neutralpunktes hängt nicht vom Nickmoment des Tragflügels (c_M) ab - dieser Term ist beim Differenzieren verschwunden; auch die später noch eingeführten Verfeinerungen

$$\frac{\Lambda}{\Lambda+2} \cdot \frac{x_{FS}}{l_\mu} - \frac{\Lambda_H}{\Lambda_H+2} \cdot \frac{x_{SH}}{l_\mu} \cdot \frac{F_H}{F} < 0 \quad (8)$$

$$x_{FS} \cdot F = x_{SH} \cdot F_H \quad (8a)$$

Abb.7

bringen keine Abhängigkeit vom Profil in's Spiel. Die Schwerpunktlage, die wir zur Erreichung einer guten Stabilität berechnen, hängt also ebenfalls **nicht** vom verwendeten Tragflügel-Profil ab; das Tragflügel-Profil beeinflusst nur die erforderliche EWD.

So! Das Größte haben wir hinter uns. Jetzt müssen wir noch einige "Effekte" berücksichtigen und die Formeln entsprechend verfeinern. Wir sehen uns im **nächsten Abschnitt**...

Oft werden in Aufsätzen zu diesem Thema c_M - c_A -Diagramme gezeigt. Ich will hier den Zusammenhang des oben Gesagten zu solchen Diagrammen schildern, um das Lesen dieser Aufsätze zu erleichtern. Ich werde solche Diagramme hier **nicht** benutzen, sie sind nicht mehr zeitgemäß.

Ein c_M - c_A -Diagramm ist in Abb.8 angedeutet: Die Abszisse ist der c_A -Wert, mit dem das Flugmodell fliegen soll; er wird vom Piloten durch Trimmung (=EWD-Feineinstellung) vorgegeben. Die Ordinate ist der Wert des Nickmomentes c_M , positive Werte bedeuten Aufwärts-Nicken.

Die Gleichgewichtsbedingung verlangt, daß bei einem bestimmten, vorgegebenen Flugzustand das Flugmodell nicht von selbst aufwärts oder abwärts nickt. In Abb.8 ist also beim vorgegebenen Flugzustand auf der Abszisse ein Knubbel einzutragen: Dort soll das Nickmoment 0 sein (in Abb.8 sind 3 Fälle eingetragen: c_A 0.9, 0.8 und 0.4). Die statische Stabilität fordert nun, daß bei Vergrößerung des Anstellwinkels das Flugzeug abwärts nicken soll; größerer Anstellwinkel bedeutet größeres c_A wie weiter oben schon angegeben. Das Verhalten des Nickmomentes ist also durch eine Linie zu kennzeichnen, die bei größerem c_A nach unten geht und entsprechend bei kleinerem c_A nach oben. Diese Stabilitäts-Bedingung ist für jeden sinnvollen Flugzustand einzuhalten, deshalb gibt es ein ganzes Bündel von c_M -Linien. Bei unseren einfachen Rechnungen sind diese Linien alle gerade und parallel, siehe Abb.8. Daher sind solche Diagramme für uns auch ziemlich uninteressant; das könnte sich ändern, wenn wir die Stabilität detaillierter ausrechnen würden und diese dann entstehenden Kurven-Bündel eher was aussagen würden. Je steiler die Geraden (Kurven) verlaufen umso stabiler ist das Modell eingestellt.

Jetzt kann man z.B. die Summanden von Gleichung (6) auch noch eintragen und dann graphisch addieren... und das ganze mit Tusche und Normschrift verschönern und kein Mensch kennt sich mehr aus.

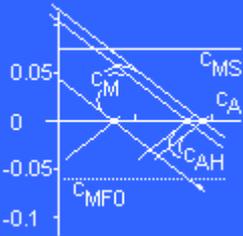


Abb.8

EWD, Längs-Stabilität und all das

...ein nicht endendes Thema.

Teil 2: Verfeinerungen, Korrekturen

In Teil 1 haben wir die grundsätzlichen Gleichgewichts- und Stabilitätsbedingungen kennen gelernt; selbstverständlich sind die Verhältnisse an einem Flugmodell durch verschiedene erschwerende Bedingungen gekennzeichnet, deren Berücksichtigung ich hier erläutere.

Die genaue (?) Lage des Flügel-Neutralpunktes

Wenn man nur das Tragflächen-*Profil* betrachtet liegt dessen Neutralpunkt bei 25% der Profiltiefe. Die Eigenschaften einer Tragfläche unterscheiden sich jedoch z.T. wesentlich von den Profileigenschaften, denn die Tragfläche ist nur endlich lang und sie ist verdreht, zugespitzt und außerdem noch gepfeilt. Wir müssen den Profil-Neutralpunkt und das Profil-Nickmoment auf den Flächen-Neutralpunkt und das Flächen-Nickmoment umrechnen.

Für das Nickmoment funktioniert das ganz ähnlich wie für den Auftrieb, ein einfacher (aber erstaunlich guter) Korrekturfaktor ist $\lambda/(\lambda+2)$, mit dem das c_m des Profiles in das c_M der Fläche umgerechnet wird (das haben wir in Formel (2) schon erledigt).

Wesentlich schwieriger kann es sein, den Profil-Neutralpunkt auf den Tragflächen-Neutralpunkt umzurechnen. Doch zuerst die einfachen Fälle:

- Wenn die 25%-Linie der Tragfläche gerade und rechtwinklig zur Rumpfachse verläuft (z.B. Rechteckflächen), dann ist der Flächen-Neutralpunkt auch bei 25% der Profiltiefe.
- Wenn die Tragfläche geometrisch geschränkt ist verändern sich deshalb weder die Nickmomente (sind vom Anstellwinkel unabhängig) noch die Lage des Neutralpunktes.
- Wenn die Tragfläche aerodynamisch geschränkt ist (Profilveränderung), ändert sich deswegen der Neutralpunkt nicht, wohl aber das Nickmoment entsprechend dem sich in Spannweitenverlauf ändernden Nickmoment des Profiles.

Schluß mit den einfachen Dingen, jetzt wird die Tragfläche gepfeilt, jetzt ändert sich der Neutralpunkt. Die *einfachen* Formeln und Verfahren funktionieren wie folgt: Suche den Schwerpunkt einer Flächenhälfte; das Profil an dieser Stelle definiert das l_μ und den Flügel-Neutralpunkt.

Ein Standard-Formelpaket für einfache Trapez-Flächen ist (9a) und (9b). Das Zeichen λ ist das Verhältnis l_a/l_i , die geometrische Zuspitzung der Tragfläche. Für Mehrfachtrapez-Flächen verlängern sich die Dinger zu endlosen, abschreckenden Würmern. Na, dafür gibt's Tabellen-Programme und ein gaaaanz simples EXCEL-Sheet habe ich vorbereitet ([Download](#)). Und die unten erwähnten Programme können das noch viel besser; es gibt heutzutage wirklich keinen Grund mehr sich mit den Ausrechnen abzuplagen.

Für einfache Trapez-Grundrisse gibt es ein handhabbares **zeichnerisches Verfahren** für den, der mit dem Taschenrechner auf Kriegsfuß steht; auch dieses Verfahren beruht auf der Ermittlung des Schwerpunktes einer Flächenhälfte und liefert daher das gleiche Ergebnis wie (9a) und (9b).

Zeichnen sie einen Aufriß des Flügels (genauer: einer Tragflächenhälfte) und verunstalten Sie ihn wie folgt:

- Verlängern Sie das äußere Ende des Flügels nach vorne um l_i (Linie 1).
- Verlängern Sie das innere Ende des Flügels nach hinten um l_a (Linie 2).
- Verbinden Sie die Endpunkte der Verlängerungen (Linie 3).
- Zeichnen Sie die Mittellinie des Flügels (die Linie auf 50% der Flächentiefe, Linie 4).
- Wo sich die Linien 3 und 4 schneiden ist der Schwerpunkt des Flügels, dort nimmt man auch die mittlere aerodynamisch wirksame Flächentiefe, l_μ , an (Linie 5).
- Zeichnen Sie eine Linie 25% hinter der Nasenleiste (Linie 6, dies ist die Verbindungslinie aller Profil-Neutralpunkte).
- Projizieren Sie den Schnittpunkt der Linien 5 und 6 auf die Mitte der (ganzen) Tragfläche: Voilà, der Flügel-Neutralpunkt.

Es ist unschwer zu erraten, daß ich von dieser Pinselei nicht begeistert bin (aber das ist meine rein private Abneigung gegen spitze Bleistifte). Bei [Curmudgeon Paul](#) können Sie nachschauen, wie man sowas für Mehrfach-Trapezflügel macht.

$$l_\mu = \frac{2}{3} l_i \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \quad (9a)$$

$$x_F = \frac{l_\mu}{4} + \frac{b \cdot r \cdot (l_i + 2 \cdot l_a)}{6 \cdot F} \quad (9b)$$

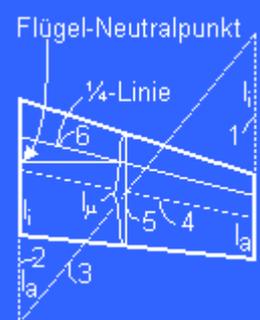


Abb.9

Ein genial simples Programm **A.C. Calculator** zur Ermittlung des Flächen-Neutralpunktes hat [Dr. Martin Hepperle](#) veröffentlicht. Die Dateneingabe für die Flächengeometrie erfolgt mittels einer Pixel-Graphik. Verwenden Sie irgendein Malprogramm, das .bmp-Dateien erzeugen kann oder das die Graphik in die Zwischenablage kopieren kann; ideal ist ein Programm, das auch die Koordinaten der gemalten Striche und Flächen anzeigt (Windows-Paint reicht schon aus). Man könnte z.B. ein Pixel für einen Zentimeter "nehmen"; beim hier diskutierten Beispiel-Flügel habe ich einen Maßstab von 2Pixel/Zentimeter verwendet. Die Flugrichtung ist von rechts nach links, alle X-Maße gelten vom linken Zeichnungs-Rand aus. Verschiedene Flächen, z.B. Tragfläche und Höhenleitwerk, werden durch verschiedene Farben gekennzeichnet. Die für unsere Beispiel-Tragfläche berechneten Ausgaben von A.C. Calculator sind:

Object	X C.G.	Z C.G.	X A.C.	Area
blue	22,00	80,00	15,7	4000,00
total	22,0	80,00	15,67	4000,00

(Die gelben Flecken in der Abbildung sind die beiden übereinander geschriebenen Texte "A.Z. (blau)" und "A.Z. (total)").

In der rechten (im Bild oberen) Tragflächenhälfte habe ich zusätzlich die geometrische Konstruktion des Flügel-Neutralpunktes eingetragen; das Ergebnis ist natürlich praktisch identisch mit dem von A.C. Calculator berechneten.

Ein weiteres Programm dieser Klasse ist [Win_Schwer](#) von Dietrich Meißner. Darin sind für die Berechnung des Flügel-Neutralpunktes die gleichen Formeln implementiert wie im EXCEL-Sheet; die Bedienung und die Eingabe der Maße sind so einfach, daß es nicht mehr überboten werden kann. Ich komme auf dieses Programm weiter unten noch zurück.

Ein ähnliches Programm, [Schwerpunkt_WH](#), gibt's bei Walter Holzwarth.

Allen diesen Methoden (auch A.C. Calculator) ist gemein, daß nur die geometrischen Eigenschaften der (Trag-) Flächen benützt werden, daß aber aerodynamische Effekte nicht berücksichtigt werden. Der wichtigste der unterschlagenen Effekte ist der **Auftriebsabfall** im äußeren Tragflächenbereich; es wird so getan, als ob der Tragflügel im äußeren Bereich gleich viel Auftrieb pro Flächeneinheit liefert als innen - das ist jedoch aufgrund der Umströmung der Tragflächenenden nicht der Fall. Dieser Fehler macht sich bei gefeilten Tragflächen bemerkbar: Der ermittelte Flächen-Neutralpunkt liegt weiter hinten als in der Realität. Dies ist etwas gefährlich, denn für den ersten Flug könnte diese vereinfachte Theorie mehr Stabilität vortäuschen als tatsächlich vorhanden ist. Es lohnt sich also, für den Erstflug ein Stabilitätsmaß von "10%" vorzusehen, selbst wenn man später die Nase über diese "Warmduscher-Einstellung" rümpfen mag... Bei starker Pfeilung (>20° oder so) kommt der Mitteneffekt hinzu, der Abfall des Auftriebes in der Mitte des Flügels; siehe hierzu [Teil 4](#).

Winglets bleiben unberücksichtigt, allerdings verringern Winglets die Umströmung der Tragflächenenden und gleichen den Auftriebsabfall ein wenig aus; sie kompensieren also teilweise den oben genannten Fehler. Ferner können mit diesen Methoden nur **plane Flächen** behandelt werden, große V-Winkel etc. bleiben unberücksichtigt, bei den kleinen V-Winkeln ist er Fehler jedoch sehr gering. Bei einem V-Leitwerk kann man das korrigieren indem man die V-Leitwerk-Fläche mit $\cos^2((180^\circ - \varphi)/2)$ multipliziert (φ : "Öffnungswinkel" des V-Leitwerkes).

Wenn man den Neutralpunkt genauer haben will muß man ein Programm benützen, das die oben genannten Fehler vermeidet (oder es wenigstens versucht).

Ein frei erhältliches Programm für diesen Zweck ist **AZTEC** (sieht so aus, als gäb's die WWW-Site nicht mehr - schade). Dieses Programm zerlegt die Flügel-Geometrie in schmale Streifen ("Panels") und berechnet, wie diese sich gegenseitig beeinflussen. Dadurch kann es den Auftriebsabfall an den Tragflächenenden berechnen, ebenso (genähert) auch die Wirkungen von V-Winkeln und Winglets. AZTEC ist ein sehr einfaches Programm in dieser Klasse, jedoch reicht es für Berechnungen zum Gleichgewicht und zur statischen Stabilität aus. Die Benutzerschnittstelle ist eher zum Abgewöhnen, jedoch kostet das Programm nichts und es funktioniert (meistens). Zur Berechnung des Neutralpunktes eines Flügels mit AZTEC geht man so vor:

- Geben Sie die Geometrie der Tragfläche ein; es mag sich der eine oder andere darüber wundern, warum die Amis zum Messen von Längen immer noch ihre Füße benützen anstatt eines Metermaßes wie der Rest der Welt, aber das ist hier nicht so schlimm: Sie können z.B. alle Zahlen in Meter interpretieren, auch wenn "ft" dabeisteht, Sie brauchen nicht umrechnen - die absolute Größe ist unerheblich. Das obige Beispiel hat folgende geometrische Kennzahlen:

root chord	0.3	Profiltiefe innen
tip chord	0.2	Profiltiefe außen
panel length	0.8	Teilspannweite des Trapezes, da dieses Beispiel nur ein Trapez hat ist dies auch gleich die Halbspannweite des ganzen Flügels
dihedral	0	V-Winkel
twist	0	Geometrische Schränkung

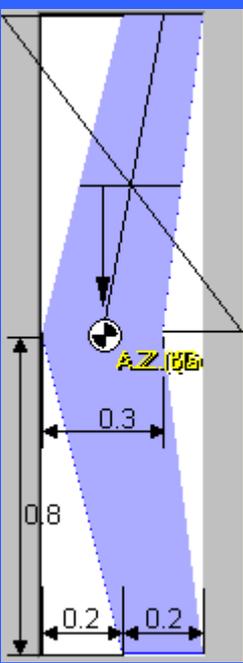


Abb.10

origin x	0.075001	Alle Angaben beziehen sich auf den Punkt bei 25% Profiltiefe innen; bei 0.3m Profiltiefe ist das innen 7.5cm von der Nasenleiste entfernt. Um bequeme Zahlen zu bekommen wollte ich die Nasenleiste innen als X-Koordinatenursprung (0,0,0) verwenden; den Viertelpunkt müßte ich also auf 7.5cm in X-Richtung "legen". Da AZTEC allergisch auf X-Koordinatenzahlen < oder =0 reagiert und auch ohne Hemmungen schon mal durch 0 dividiert habe ich 7.5001cm genommen, um auch bei Rundungsfehlern dem Ärger aus dem Weg zu gehen.
origin y	0	
origin z	0	
quarter chord sweep	12.34	Pfeilwinkel der 25%-Linie; da mußte der Taschenrechner herhalten: $\text{atan}(\frac{(\text{<Rücklage-außen>} + l_a/4 - l_i/4)}{(b/2)})$ $= \text{atan}(\frac{(200+200/4-300/4)}{(800)}) = 12.34^\circ$ 😊
incidence	0	Einstellwinkel dieses Trapezes (innen)

- Ok, wenn das drin ist und gesichert ist, dann stellen wir noch einen Anstellwinkel ein (z.B. 10°) und drücken dann "Solve". Die dann resultierende Auftriebsverteilung kann man sich anschauen (Menü VIEW/Lift distribution)... hübsch... und
- dann tippen wir auf "LIFT" (und sehen eine lange Zahlenkolonne die uns zumindest jetzt nicht interessiert), tippen dann die berühmte "Any"-Taste und sehen unter anderem: Inviscid center of pressure **xcp=0.153697**... Sauba sog i'!

Da wir kein Profil angegeben haben hat AZTEC vernünftigerweise die ebene Platte angenommen. Die hat ein $c_{m0}=0$, also ist - rein vom Profil her - der Druckpunkt auch im Neutralpunkt und AZTEC hat den Druckpunkt bei 0.153697 (wir machen 15.4cm daraus) lokalisiert.

Vergleichen Sie dieses Ergebnis mit den 15.7cm von A.C. Calculator und aus Formel (9). Die Unterschiede in den Ergebnissen betragen bei diesem Beispiel weniger als 2% von l_μ . Bei schwach gepfeilten Flächen (z.B. die heute so beliebten Flächen mit geraden Hinterkanten) ist der Fehler geringer als 1% von l_μ und dem Einsatz der Näherungsformeln und von A.C. Calculator steht nichts im Wege.

Bei größerer Pfeilung "arbeiten" 2 Effekte "gegeneinander": Daß aufgrund des Auftriebsabfalles die äußeren Flächen-Anteile des Flügels allein aufgrund der Geometrie "überbewertet" sind, bedeutet, daß der reale Flügel-Neutralpunkt weiter vorne liegt als berechnet. Andererseits tritt mit zunehmender Pfeilung der "Mitteneffekt" auf, der den Auftrieb in der Mitte des Flügels absenkt; dadurch wandert der Flächen-Neutralpunkt wieder nach hinten.

Bei stark zugespitzten Flügeln überwiegt der Mitteneffekt.

Winglets verringern den Auftriebsabfall am Flügelende, sie werden selbst nicht als Auftrieb liefernde Flächen gezählt (jedenfalls tu' ich das hier nicht). Winglets verringern den Fehler aufgrund des Auftriebsabfalles am Flügelende, sie können ihn jedoch nicht beseitigen.

Für ausgefallene Konstruktionen sollte man AZTEC oder bessere Programme einsetzen und sich mit deren Macken vertraut machen.

Die Ermittlung des Flügel-Neutralpunktes erfolgt "extra", die Formeln (6b) und (8) werden nicht direkt modifiziert, es wird lediglich anstelle des Profil-Neutralpunktes der Flächen-Neutralpunkt benützt.

Genauere Formeln zur Berücksichtigung der Streckung

(1a) gilt für die "elliptische" Tragflügel-Geometrie; heute übliche Flugzeuge nähern diese relativ gut an. Man hat früher mehr oder weniger geheimnisvolle Korrektur-Faktoren benützt um (1a) auch für einfache Trapezflügel brauchbar zu machen; diese Korrekturfaktoren wurden tabellarisch gelistet oder in Graphiken aufgezeichnet, damit will ich Sie verschonen. Wer's ganz genau wissen will sollte heutzutage ein Panel-Programm benützen (z.B. AZTEC). Ich gebe hier nur eine Verfeinerung von (1a) an für stark gepfeilte Flügel. Der Pfeilwinkel φ_{25} wird entsprechend Abb.11 gemessen und bei der Umrechnung von c_a nach c_A (1d') berücksichtigt; umgekehrt geht's mit (1e'). Diese beiden Formeln sollten für überschägige Rechnungen wirklich ausreichen. Es macht keinen Sinn, an der einen Stelle mit 4 Dezimalen hinter dem Komma zu rechnen und an anderen Stellen aufgrund vereinfachter Rechenmethoden bis zu 5% Fehler (und manchmal auch mehr) in Kauf zu nehmen.

$$c_A \approx \frac{\alpha \cdot 0.11 \cdot \Lambda \cdot c_\varphi}{\Lambda + 2 \cdot c_\varphi} \quad (1d')$$

$$\alpha \approx \frac{c_A \cdot (\Lambda + c_\varphi)}{0.11 \cdot \Lambda \cdot c_\varphi} \quad (1e')$$

mit $c_\varphi = \cos^2 \varphi_{25}$



Abb.11



Abb.12

$$\alpha_w = \alpha_{w\alpha} \cdot \alpha \quad (10a)$$

Der Flügel-Abwind

Die Luftströmung wird hinter dem Flügel nach unten abgelenkt; mit zunehmendem Anstellwinkel verstärkt sich dieser Effekt, mit größer werdender Entfernung nimmt er ab (Abb.12). Es gibt 2 Gründe für diesen Effekt:

- Die Tragfläche wirkt als "Leitschaufel", dies ist ihre Aufgabe (genauer: die Wirkung des tragenden Wirbels); in Abb. 12 ist dies dargestellt. Diese Wirkung der Tragfläche nimmt mit zunehmender Entfernung ab.
- Die Randwirbel (freie Wirbel) erzeugen im Bereich hinter der Tragfläche ein Feld mit abwärts gerichteter Strömung; dieses Feld ist sehr stabil und ändert sich nicht in der Nähe des Flugzeuges

(siehe Abb. 13).

Beide Wirkungen überlagern (addieren) sich.

Auch hier setzt man mit ausreichender Genauigkeit ein lineares Verhalten an:



Abb.13

- Es ist unmittelbar einzusehen, daß ein unverwundener Tragflügel, der keinen Auftrieb erzeugt, auch den Luftstrom hinter sich nicht nach unten ablenkt. Falls der Flügel geometrisch geschränkt ist gibt es bei Null Auftrieb hinter dem Flügel verschiedene Bereiche in denen die Strömung nach unten als auch nach oben abgelenkt wird; da die Schränkungswinkel nicht sehr groß sind bleiben auch die Fehler klein und werden daher vernachlässigt.
- Die Ablenkung nach unten ist das Wesen des Auftriebes: Als Reaktion dieser Ablenkung erzeugt ja der Flügel den Auftrieb (Newton's 2. Gesetz). Man darf also annehmen, daß die Ablenkung der Strömung nach unten im gleichen Maße zunimmt wie der Auftrieb des Flügels. Da der Auftrieb des Flügels ebenfalls linear vom Anstellwinkel abhängt darf man annehmen, daß der Winkel, um den die Strömung an einem bestimmten Punkt hinter dem Flügel nach unten abgelenkt wird, ein gewisser Anteil (α_{wa}) des Anstellwinkels ist (Puhhh!). Die geläufige Bezeichnung für die Ablenkung ist "Abwind" (engl. "Washdown"). Der Abwind-Winkel wird mit α_w bezeichnet; der Zusammenhang zwischen α_w und α_{wa} ist $\alpha_w = \alpha_{wa} \cdot \alpha$ (10a).

Mit α_{wa} haben wir ein Maß, wieviel vom Anstellwinkel α an einer Stelle hinter dem Flügel noch "ankommt"; ebenso sind Änderungen im Anstellwinkel hinter dem Flügel kleiner als vorne. Ein hinter dem Flügel angeordnetes Höhenleitwerk ist also um den Faktor $(1-\alpha_{wa})$ weniger wirksam, als es seiner Größe und Streckung nach ausschaut. Bei Canards (Enten) gilt dies nicht, da ist der Tragflügel in einem Teil geringfügig in seiner Wirksamkeit eingeschränkt.

Der Betrag von α_{wa} hängt von vielen Eingabegrößen ab: Als wichtigste Größen sind natürlich Größe und Form der Tragfläche zu nennen sowie die Entfernung zwischen HLW und Tragfläche. Auch die vertikale Anordnung des HLW gegenüber der Tragfläche spielt eine Rolle. Ferner ist das Abwindfeld nicht homogen, der Abwind ist außen bei den abgehenden Randwirbeln stärker als innen, aber das wird gewöhnlich gemittelt und dann ignoriert.

Zur Berechnung von α_{wa} habe ich in der Literatur mehrere Formeln gefunden, die allerdings sehr verschiedene Ergebnisse liefern. Es handelt sich um empirisch aufgestellte Formeln, die aus Messungen oder Vergleichen durch "Hineinlegen" von "passenden" mathematischen Ausdrücken entstanden sind - das klingt lästerlich, ist aber nicht so gemeint, denn sorgfältig aufgestellte "Regressionen" sind sehr oft das einzige Mittel, mit endlichem mathematischen Aufwand zu anwendbaren Rechenverfahren zu kommen. Ich habe in Abb. 14 einige Formeln graphisch aufgetragen:

- Die DATCOM-Formeln sind sicherlich aus einer großen Anzahl von Meßwerten aufgestellt worden (gelb). Das etwas komplizierte mathematische Modell berücksichtigt die Streckung, Zuspitzung und Pfeilung des Tragflügels sowie den Abstand des Höhenleitwerkes hinter und über/unter dem Tragflügel. In der Graphik wurde für die Zuspitzung 0.6 und für die Höhe des HLW über dem Flügel 0 angenommen um vergleichbare Zahlen zu den anderen Formeln zu erhalten.
- Die 2 Werte mit den x-Zeichen habe ich mit AZTEC mit $\Lambda=6$ ausgerechnet (so lange am Einstellwinkel des Höhenleitwerkes rumfummeln bis es keinen Auftrieb liefert - das Ding braucht ja nicht zu fliegen...). Ich möchte AZTEC jetzt nicht als *die* Referenz hinstellen wo die "richtigsten" Ergebnisse zu finden sind, auch das hier verwendete Rechenverfahren ist nicht vollständig.
- Die Formel (10d) habe ich in [2] gefunden, wo sie gleich 3 verschiedenen Autoren zugeordnet wurde; sie liefert Werte, die etwa 60% von den DATCOM-Formeln ausmachen (schwarz, ---).
- In Win_Schwer ist eine Formel von J. Russow implementiert (10e, rot, ...).
- Die z.B. in [1] angegebene Formel (10b) aus der reinen Traglinientheorie (die ich nicht ganz nachvollziehen kann, da sie den Einfluß des tragenden Wirbels nicht berücksichtigt) "interessiert" sich nicht für den Abstand des Höhenleitwerkes vom Flügel und liefert relativ große Werte (nicht eingetragen, 0.5 bei Streckung 6 und 0.29 bei Streckung 12).

Verschiedene Autoren geben auch graphische Methoden zur Bestimmung von α_{wa} an: Perseke [4] nennt Werte in Abhängigkeit von den Streckungen des Flügels *und* des Höhenleitwerkes (aber unabhängig von der Länge des Leitwerk-Hebelarmes l_{ac}); Martin Hübner [5] gibt ein Verfahren an, das mit einem Beispielergebnis in Abb. 14 ($\Lambda=6$, Abstand 3, weißer Knubbel) eingetragen ist. Graphische Verfahren sind heutzutage unpraktisch.

Welche Formel nehmen wir jetzt? Tatsächlich liefert die Unsicherheit bei der Berechnung des Abwind-Faktors die größte Fehlerquelle in der Stabilitätsrechnung; Beispielrechnungen an "normalen" Flugmodellen belegen, daß die verschiedenen Formeln Unterschiede in den empfohlenen Schwerpunktlagen von mehr als 5% der mittleren Flächentiefe liefern können (vielleicht gibt's noch schlechtere Beispiele...). Es ist schwer rauszukriegen, welche der Werte die "richtigeren" sind. Das Nachrechnen von erfolgreich ausgewogenen Modellen bringt nicht sofort Klarheit, denn immer können sich mehrere kombiniert auftretende Fehler kompensieren.

Ich werde später nochmal darauf eingehen.

Was fangen wir jetzt mit den α_{wa} -Werten an?

$$\alpha_{wa} = \frac{4}{\Lambda+2} \quad (10b)$$

(Traglinien-Theorie)

$$\alpha_{wa} = \frac{0.73}{\Lambda} \left(1 + \sqrt{1 + \left(\frac{\Lambda}{2 \frac{l_{ac}}{b}} \right)^2} \right) \quad (10d)$$

mit $l_{ac} = x_{FS} + x_{SH}$
(Schmitz / Otto / Pröll)

$$\alpha_{wa} = 4.44 \cdot (K_{\Delta} K_{\lambda} K_H \sqrt{\cos(\varphi_{25})})^{1.19} \quad (10c)$$

$$K_{\Delta} = \frac{1}{\Lambda} - \frac{1}{1+\Lambda^{1.7}}$$

$$K_{\lambda} = \frac{10 \cdot 3 \cdot \lambda}{7}$$

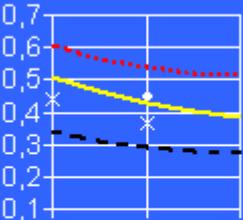
$$K_H = \frac{1 - \frac{|h_H|}{b}}{\sqrt[3]{2 \frac{l_{ac}}{b}}}$$

mit $l_{ac} = x_{FS} + x_{SH}$
(DATCOM)

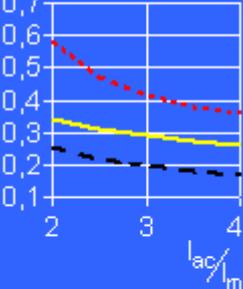
$$\alpha_{wa} = \frac{1}{f+2} \left(f - 2 - \frac{1}{8 \left(\frac{l_{ac}}{b} \right)^2} \right) \quad (10e)$$

mit $f = 2 \cdot \sqrt{\Lambda^2/4 + 1}$
(Russow)

α_{wa} $\Lambda=6$



α_{wa} $\Lambda=12$



- Russow
- DATCOM
- Schmitz...
- AZTEC
- M. Hübner

Abb.14

- α_{wa} gibt an, wie groß der Downwash-Winkel im Vergleich zum Anstellwinkel ist. Daraus folgt, daß bei einem Anstellwinkel von z.B. 10° am Tragflügel nur $10^\circ - \alpha_{wa} \cdot 10^\circ$ am Höhenleitwerk anliegen (Normalflugmodell). In der Formel (6b), mit der letztlich die EWD ausgerechnet wird, muß also das C_{AH} korrigiert werden.
- Ähnlich muß Formel (8) (Berechnung des Flugzeug-Neutralpunktes) angepaßt werden: Die Reaktion des Höhenleitwerkes verringert sich um den Faktor $(1 - \alpha_{wa})$.

Canards (Enten)

Bei Canards beeinflußt das relativ kleine Höhenleitwerk den ca. 10mal so großen Tragflügel; ein paar Probleme:



- Der Flächenanteil des Tragflügels, der vom Canard-Flügel beeinflusst wird, muß "extra" aus der Geometrie ermittelt werden; dies ist der Faktor k_C , der wohl irgendwo in der Nähe von 0.2 bis 0.3 liegen wird (Abb.14: Anteil des schraffierten Bereiches an der gesamten Fläche des Tragflügels).
- Die diskutierten Formeln für den Flügel-Abwind sind natürlich "andersrum" zu berechnen (Streckung u.s.w. von Canard-Flügel nehmen, dürfte wohl klar sein).
- Die diskutierten Formeln für den Flügel-Abwind taugen nicht besonders gut für die Rechnungen an einer Ente: Sie geben den Abwind-Winkel im Zentrum des Abwind-Feldes an - es wird vorausgesetzt, daß die Spannweite des vorausfliegenden Flügels mehr als 3mal so groß ist wie die des anderen. Bei Canards ist es aber genau andersrum.
- Das Abwind-Feld ist inhomogen, außerhalb der Spannweite des Canard-Flügels herrscht sogar Aufwind (...die Sache mit den gestaffelt fliegenden Gänsen).

Berechnen Sie damit mal die Wirkung des Canard-Flügels auf den Tragflügel...

Auch wird in geringem Maße die Strömung vor dem Tragflügel nach oben abgelenkt; dieser Effekt ist auf einen sehr engen Raum ($\frac{1}{2}l_i$ oder weniger) beschränkt und wird daher nicht beachtet.

V-Leitwerke

Für ausführliche Angaben zu V-Leitwerken verweise ich auf einen extra [Aufsatz](#). Hier soll nur der Hinweis erfolgen, daß die Wirkung des V-Leitwerkes als Höhenleitwerk um den Faktor $\cos^2((180^\circ - \varphi)/2)$ verringert ist (φ ist der "Öffnungswinkel").

[Zum zentralen Artikel](#)



EWD, Längs-Stabilität und all das

...ein nicht endendes Thema.

Teil 3: Rechenanleitung

Ich beziehe mich auf das [EXCEL-Sheet](#), mit dem die folgenden Berechnungen durchgeführt werden können.

Anmerkung: Leider enthielt die frühere Version des EXCEL-Sheets einige Fehler; dafür bitte ich um Entschuldigung. Herr Jürgen Benthack hat mich darauf aufmerksam gemacht. Leider passiert es immer wieder, daß Fehler sich so gering auf die Ergebnisse auswirken (oder sich gegenseitig kompensieren), daß sie nicht erkannt werden, wenn keine Referenzrechnungen zur Verfügung stehen. Dieses EXCEL-Sheet erzeugte "falsche" Ergebnisse, allerdings waren die Fehler so gering, daß sie kein mit entsprechenden Reserven ausgestattetes Flugmodell beim Erstflug zum Absturz gebracht hätten. Am 10. September 2002 wurde die neueste Version des EXCEL-Sheets bereitgestellt.

Flügel-Daten:

Geben Sie die geometrischen Daten für Flügel und HLW ein (beachten Sie die [Legende](#)); es werden dann die **Flügel-Neutralpunkte** für die Tragfläche und das HLW berechnet. Das EXCEL-Sheet benützt eine für max. 3 Trapeze erweiterte Formel (9b); in einfachen Fällen können Sie auch Formel (9b) oder das gleichwertige geometrische Verfahren verwenden. Geben Sie sich beim Messen größtmögliche Mühe um eine passable Genauigkeit zu erhalten. Das benötigte Ergebnis ist x_F (Zelle D30) und x_{FH} (Zelle G30). Die **mittlere aerodynamische Flügeltiefe** l_μ wird nicht von allen Programmen (z.B. A.C. Calculator) berechnet; in diesem Fall verwenden Sie die Näherung (π -Daumen) $l_\mu \approx l_m \cdot 1.05 = b/\Lambda \cdot 1.05$; das EXCEL-Sheet liefert l_μ in Zelle D29.

Falls Sie ein V-Leitwerk benützen geben Sie dessen V-Winkel (von der Horizontalen zur Fläche gemessen, nicht den "Öffnungswinkel") in Feld G17 ein.

Weitere Flugzeug-Daten:

Es werden noch Profildaten für die spätere Berechnung der EWD benötigt: $c_{a \max}$, α_0 und α_{0H} (Nullauftriebswinkel für Tragfläche und HLW) und c_{m0} , das Nickmoment des Flügelprofils. Die Geometrie des Flugzeuges wird noch durch die Länge des Leitwerkträgers komplettiert; der Einfachheit halber gibt man die Distanz zwischen den Nasenleisten an.

Die Angabe der Flugmodell-Masse wird nur für die Fluggeschwindigkeiten benötigt; dies hat zwar nichts mit der EWD und der Stabilität zu tun, aber ein EXCEL-Sheet für die überschlägigen Berechnungen am Flugmodell ohne die Fluggeschwindigkeiten ist einfach nix.

Abwind, Flugzeug-Neutralpunkt:

Berechnen Sie als Zwischengröße den Downwash-Faktor $\alpha_{w\alpha}$ mit einer der Formeln (10b) bis (10d); das EXCEL-Sheet läßt Ihnen die Wahl: Tragen Sie in Zelle G35 ein '=' und dann einen Bezug auf eine der Zellen D34 (Russow_daw_da_F), D35 (DATCOM_daw_da_F) oder D36 (Schmitz_Otto_Pröll_daw_da_F) ein. Experimentieren Sie ein wenig und finden Sie heraus, wie sich die Unterschiede in diesen Formeln auf den berechneten **Flugzeug-Neutralpunkt** x_N und damit auf die empfohlene Schwerpunktlage auswirken. Falls Sie das EXCEL-Sheet nicht benützen wollen verwenden Sie für x_N die verfeinerte Formel (11).

Canards: Ich habe schon dargestellt, daß die Berechnung des Abwindes des Canard-Flügels mit unseren "Bordmitteln" nicht genau möglich ist. Zusätzlich ist die Beeinflussung des Tragflügels durch den Canard-Flügel nicht homogen (also nicht gleichmäßig über die Tragflügel-Spannweite) und die hier entwickelten Rechenverfahren sind schlichtweg überfordert. Sie können die gewonnenen Ergebnisse für überschlägige Berechnungen verwenden, sollten sich aber auf die eine oder andere Überraschung beim Erstflug einstellen; zusätzlich gestehe ich freimütig ein, daß ich nicht über praktische Erfahrungen mit Canards verfüge (Ende des Extra-Disclaimers). Zusätzlich zur bisher spezifizierten Geometrie des Flugmodelles muß noch der Anteil der Tragfläche angegeben werden, der vom Abwind des Canard-Flügels überstrichen wird; dieser wird als Faktor (k_c , muß <1 sein) in Gleichung (11a) ausgewertet. k_c können Sie im EXCEL-Sheet in Zelle D20 eintippen; das Sheet selber ist (noch) zu doof für einen eigenen brauchbaren Schätzwert.

Schwerpunktlage:

Damit erhalten Sie einen Rahmen für die Schwerpunkt: Er muß zwischen 5% und 15% von l_μ vor dem Flugzeug-Neutralpunkt liegen; im EXCEL-Sheet können Sie das gewünschte Stabilitätsmaß in in Zelle D39 eintippen. Da Sie nicht sicher sein können, daß Sie den Flugzeug-Neutralpunkt wirklich genau berechnet haben, sollten Sie für den ersten Flug wirklich mindestens SM=10% vorsehen. Also: $x_S = x_N - l_\mu \cdot 0.10$
Die empfohlene Lage des Schwerpunktes wird in D40 bzw. G40 angezeigt.

Berechnen Sie die Zwischengrößen $x_{FS} = x_S - x_F$, die Distanz zwischen dem Flügel-Neutralpunkt und dem Schwerpunkt, sowie $x_{SH} = x_{FH} - x_S$, die Distanz zwischen Schwerpunkt und Höhenleitwerk. Achten Sie auf die Vorzeichen: Bei Canards sind x_{FS} und x_{SH} negativ.

EWD etc.:

$$x_N = x_F + \frac{c_{A\alpha H} \cdot w \cdot F_H \cdot x_{FH}}{c_{A\alpha F} \cdot F + c_{A\alpha H} \cdot w \cdot F_H} \quad (11)$$

$$x_N = x_F + \frac{c_{A\alpha H} \cdot F_H \cdot x_{FH}}{c_{A\alpha F} \cdot w_c \cdot F + c_{A\alpha H} \cdot F_H} \quad (11a)$$

mit $c_{A\alpha F} = \frac{0.11 \cdot \Lambda \cdot c_{\varphi}}{\Lambda + 2 \cdot c_{\varphi}}$
und $c_{\varphi} = \cos^2 \varphi_{25}$
und $c_{A\alpha H} = \frac{0.11 \cdot \Lambda_H}{\Lambda_H + 2}$
sowie $w = (1 - \alpha_{w\alpha})$
und $w_c = (1 - \alpha_{w\alpha} \cdot k_c)$

$$c_{AH} = \left(c_{aF} \cdot \frac{x_{FS}}{x_{SH}} + c_{m0} \cdot \frac{l_\mu}{x_{SH}} \right) \cdot \frac{F \cdot \Delta \cdot c_{\varphi}}{F_H \cdot (\Lambda + 2 \cdot c_{\varphi})} \quad (12)$$

(c_{φ} siehe oben)

$$\alpha_H = c_{AH} \cdot \frac{\Lambda_H + 2}{0.11 \cdot \Lambda_H} + \alpha_{w\alpha} \cdot \alpha \quad (12a)$$

$$EWD = \alpha_F - \alpha_H - \alpha_{0H} + \alpha_{0F} \quad (12b)$$

Nun berechnen Sie für diese Schwerpunktlage und verschiedene, sinnvoll verteilte Flugzustände (c_A -Werte) die erforderlichen c_{AH} und die **EWD** entsprechend den verfeinerten Formeln (12), (12a) und (12b). Lassen Sie die Zwischenergebnisse c_{AH} nicht aus, sie sind die einzige Möglichkeit zur Kontrolle, ob das Höhenleitwerk das Flugmodell im Gleichgewicht halten kann:

- Normal-Flugzeug: Das c_{AH} darf für alle Flugzustände (incl. Sturzflug mit $c_A=0$) nur etwa die Hälfte des für das Höhenleitwerks-Profil zulässigen Bereich ausnützen; ein symmetrisches, dünnes HLW-Profil hat gewöhnlich einen c_a -Bereich von -0.4 bis +0.4, also soll c_{AH} nur den Bereich -0.2 bis -0.2 ausnützen.
- Canard: Wie schon erwähnt dient der Strömungsabriß am Höhenleitwerk dem sicheren Verhalten des ganzen Flugzeuges; der Schwerpunkt sollte also derart gelegt werden, daß $c_{AH \max}$ erreicht wird bei einem Flugzustand (c_A), der für den Tragflügel noch sicher ist. Ein negatives c_{AH} gibt's bei Canards nicht.

Das EXCEL-Sheet liefert diese Ergebnisse in den Zeilen 44 bis 48.

Sie müssen beim Vermessen bzw. Einbauen noch den Nullauftriebswinkel sowohl für die Tragfläche als auch für das Höhenleitwerk berücksichtigen, denn bisher haben wir alle Winkel auf den Nullauftrieb bezogen. Die Nullauftriebswinkel α_0 und α_{0H} sind den Profildaten zu entnehmen; Höhenleitwerke bei Normalflugzeugen haben gewöhnlich symmetrische Profile, deren $\alpha_{0H}=0$ ist. Im EXCEL-Sheet tippen Sie die Nullauftriebs-Winkel in D16 bzw. G16 ein, sie werden in der EWD-Spalte berücksichtigt.

Falls Sie ein V-Leitwerk benützen beziehen sich die berechneten EWD-Werte auf die Mittel-Linie des V-Leitwerkes, sind also von allen Einflüssen des V-Winkels befreit.

Noch ein paar allgemeine Bemerkungen zum Schluß:

- Ein Ergebnis $EWD > 0$ bedeutet, daß der Tragflügel stärker angestellt ist als das Höhenleitwerk.
- Wir wählen die EWD aus, die für den bevorzugten Flugzustand berechnet wurde; die EWDs für die anderen Flugzustände sind durch die Trimmung des Höhenleitwerkes zu erreichen.
- Die Rechnung bleibt (im angegebenen Rahmen) korrekt für geometrisch geschränkte Flügel: Da das Profil-Nickmoment (c_m) vom Anstellwinkel unabhängig ist verändert es sich nicht bei geometrischer Schränkung; der Null-Auftriebswinkel (für die EWD) muß für den Flügel gesondert berechnet werden. Anders ist es bei aerodynamischer Schränkung: Das c_m des Profiles ändert sich über die Spannweite; das EXCEL-Sheet ist für diesen Fall nicht ausgelegt! Benützen Sie für die EWD-Berechnung die Werte des Wurzelprofiles und für die Berechnungen an der statischen Stabilität... brauchen Sie's nicht.
- Und noch eine allerletzte 😊: Das Stück Rumpf zwischen den Tragflächen wird zu den Tragflächen zugehörig betrachtet; damit macht man kleinere Fehler als wenn man's anders macht. Bitte beachten Sie, daß der Rumpf luftundurchlässig ist (auch wenn er bei den Flächen keine ordentliche Hinterkante hat).

...immer noch weiche Knie beim Erstflug? Jetzt kann doch garnichts mehr schiefgehen... 🤖

Beispiele

In **Teil 2**, bei der Berechnung des Flügel-Neutralpunktes, habe ich in Abbildung 10 schon eine Beispiel-Tragfläche vorgestellt. In den schwarzen Feldern sind die Maße des Flügels angegeben.

Im **2. Beispiel** verpassen wir dem dargestellten Modell noch ein Leitwerk; die Maße sind in der Abb. 16 angegeben. Die entsprechende Bitmap für A.C. Calculator ist in dieser [Graphik](#) zu finden (bitte über's Clipboard in A.C. Calculator bringen oder in eine .bmp-Datei umwandeln; Maßstab 5 angeben). Die Show, die A.C. Calculator während der Analyse abzieht, ist beeindruckend, dann kommt das Ergebnis: der Neutralpunkt für die (blaue) Tragfläche wird wieder mit 157mm angegeben, der Neutralpunkt des HLW ist 46mm hinter dessen Nasenleiste; der Flugzeug-Neutralpunkt wird mit 256mm hinter der Nasenleiste angegeben.

Das gleiche Flugmodell mit dem EXCEL-Sheet begutachtet ergibt: Neutralpunkt der Tragfläche, wie gehabt, bei 157mm. Der Flugzeug-Neutralpunkt kann mit verschiedenen Abwind-Formeln berechnet werden; die von mir bevorzugte DATCOM-Formel liefert $x_N=217\text{mm}$, das ist volle 15% von l_f weiter vorne als bei A.C. Calculator! Der Unterschied ist zu groß, er kann durch die "10%" Sicherheitsmarge nicht abgedeckt werden. Wo liegt das Problem? Da A.C. Calculator nur die geometrischen Eigenschaften des Flugzeuges berücksichtigt wird der Abwind-Winkel nicht in die Rechnung einbezogen; bei diesem Beispiel ist das Höhenleitwerk relativ nah hinter einer Tragfläche mit relativ großer mittlerer Tiefe angeordnet (der Hebelarm ist nur das 2.7-fache von l_f hinter der Tragfläche); hier bewirkt der Washdown, daß das Höhenleitwerk nur mit gut der Hälfte (55%) seiner "geometrischen" Wirksamkeit zur Stabilisierung beitragen kann. Diesen Effekt unterschlägt A.C. Calculator, es ist zur Bestimmung des Flugzeug-Neutralpunktes daher nicht geeignet (zur Bestimmung des Flügel-Neutralpunktes ist es hingegen bequem nutzbar, besonders bei "komischen" Flächen-Geometrien).

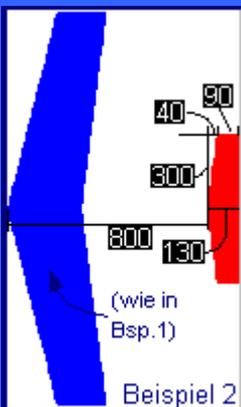


Abb. 16



Bei der anfangs empfohlenen Stabilität-Einstellung von "10%" ergibt sich ein Schwerpunkt bei 192mm hinter der Nasenleiste (innen).

Die Rechnung mit **Win_Schwer** lieferte **Ergebnisse**, die mit dem Ergebnis des EXCEL-Sheets vergleichbar sind (Flugzeug-Neutralpunkt bei 205mm); das Programm benützt die Russow-Formel zur Bestimmung des Downwash-Faktors, das können wir für Vergleiche auch im EXCEL-Sheet so einstellen (Flugzeug-Neutralpunkt dann bei 207mm).

Ich möchte nochmals anmerken, daß ich keine der Formeln (10c) bis (10e) für "richtig" und die anderen für "weniger richtig" halte (obwohl ich die DATCOM-Formel (10c) bevorzuge); ich habe keine Kenntnisse über die Datensätze, die der Erstellung dieser (empirischen) Formeln zugrunde lagen. Es wäre kein ernstes Problem, die Formeln durch Veränderung weniger Konstanten nahezu "deckungsgleich" zu bekommen, nur: Welche Korrektur ist denn die "richtige"?

EWD-Ergebnisse: Ich habe das Stabilitätsmaß "10%" vorgesehen und dem entsprechend den Schwerpunkt bei 192mm hinter der Nasenleiste (innen) festgelegt. Damit liefert das EXCEL-Sheet für verschiedene Flugzustände die EWD und das c_{AH} , mit dem das HLW das Nickmoment ausgleichen muß. Nochmal: Die Werte für c_{AH} sollen bei Normalmodellen den Bereich von -0.2 bis +0.2 wirklich nicht verlassen!

	c_A	x_D [mm]	v [m/s]	EWD [°]	c_{AH}
Heizen	0,1	>290	32,5	-0,4	-0,07
Schnellflug	0,3	201	>18,7	>0,3	>-0,02
Gleiten	0,8	173	11,5	2,2	0,10
Thermik	0,9	171	10,8	2,6	0,13
überzogen>	1,00	170	10,3	2,9	0,15

$c_A=0,8$ (Gleiten) wurde als "Soll-Flugzustand" gewählt, die konstruktionsbedingte EWD ist also 2° (Tragfläche um 2° stärker anstellen als das HLW), die Unterschiede in der EWD für die anderen Flugzustände müssen durch "schneller" oder "langsamer" trimmen erbracht werden. Für Pendel-HLWs ist der Trimmwinkel sofort ersichtlich: z.B. ein knappes halbes Grad für das langsame Fliegen (das zusätzliche "Ziehen" für den Thermik-Kreisflug ist darin noch nicht berücksichtigt, nur die Verringerung der Fluggeschwindigkeit). Bei üblichen Klappen-HLWs muß etwas mehr als das doppelte als Klappen-Trimmwinkel vorgesehen werden, bei korrekt dimensionierten **V-Leitwerken** weniger. Die angegebenen Fluggeschwindigkeiten wurden für eine Masse des Modelles von $2\frac{1}{2}$ kg berechnet; dies hat mit dem Gleichgewicht und der Stabilität aber nix zu tun.

Machen Sie mal ein kleines **Experiment** (rechnen Sie mit der DATCOM-Formel):

Setzen Sie für die gewünschte statische Stabilität nur 5% ein (nein, nicht für den Erstflug, nur um zu sehen was sich tut). Der empfohlene Schwerpunkt wird dann mit 204mm hinter der Nasenleiste berechnet. Wenn Sie das Modell entsprechend auswiegen verändern Sie natürlich das Gleichgewicht und damit die EWD: Sie verringert sich um 1° . Das alles fällt noch nicht besonders auf; aber: Der veränderte Momenten-Haushalt erfordert nun vom Höhenleitwerk im Langsamflug mehr Auftrieb. Der stieg im Flugzustand "Thermik" von $c_{AH}=0.13$ auf 0.21, im überzogenen Flugzustand (den das Modell ja auch sicher beherrschen muß) sogar auf $c_{AH}=0.25$. Nun mag einer sagen "Sei nicht so ängstlich, das Profil kann 0.4"... ok, aber diese Rechnung sagt ja nicht alles: Es kommen Toleranzen, Störungen und Maneuver-Ausschläge dazu, und ehe man sich umsieht ist die Strömung am HLW weg und die Kiste schmiert dann ab.

Was tun? Na klar, is' doch ganz einfach: das Leitwerk oder den Leitwerk-Hebelarm vergrößern. Wirklich? Probieren wir's aus: Da $c_{AH\max}$ vom unerwünscht hohen Wert 0.25 auf maximal 0.20 gesenkt werden muß können wir entweder das Leitwerk um 20% vergrößern oder den Leitwerk-Hebelarm um 20% verlängern. Erst das Leitwerk vergrößern: $b_H=330$ mm, $l_{H0}=143$ mm und $l_{H1}=99$ mm (das ist ca. 21% größer). Und jetzt nochmal rechnen: $c_{AH\max}$ ist auf 0.29 *gestiegen* - äha (oops)! Warum? Wenn wir nur das Leitwerk vergrößert und sonst nichts gemacht hätten, dann wäre natürlich $c_{AH\max}$ kleiner geworden, daran gibt es keinen Zweifel (größere Fläche, also weniger c_{AH} für den gleichen Auftrieb); *aber* der Flugzeug-Neutralpunkt ist nennenswert nach hinten gewandert: von 217mm auf 230mm, entsprechend müssen wir natürlich den Schwerpunkt nach hinten verlagern um wieder die gewünschte Stabilität von "5%" zu erhalten (von 204 auf 217mm) und damit haben wir die Kiste schneller schwanzlastig gemacht als die Vergrößerung des Leitwerkes helfen konnte. Schöner Mist. Den Leitwerk-Hebelarm zu verlängern können wir uns sparen, das bringt ähnliche Ergebnisse.

Was jetzt? Doch nicht etwa... ein Höhenleitwerk, das sich als möglicherweise überlastet herausgestellt hat, *verkleinern*?? Wenn uns da der Computer nicht einen gehörigen Streich spielt... Aber im EXCEL-Sheet können wir's ja mal probieren, wenn das abstürzt, dann starten wir's eben neu...

Also: $s_H=270$ mm, $l_{H0}=117$ mm und $l_{H1}=81$ mm (das ist 19% kleiner). Das Ergebnis ist wie gewünscht: Nach erneut korrektem Auswiegen ($x_S=192$ mm) wird nun im überzogenen Flug das HLW nur mit $c_{AH}=0.20$ belastet. So kann's gehen. Wir haben während der ganzen Zeit natürlich auch die anderen c_{AH} -Werte nicht aus dem Auge verloren, aber da passiert nix: Im Schnellflug wird jetzt das HLW zwar stärker in Anspruch genommen (-0.09 anstelle -0.06), aber das ist noch weit von der Sicherheitsgrenze weg.

Ich kann förmlich fühlen, wie die Ganglien von etlichen kreativen Software-Freaks warmlaufen und schöne Programme mit automatischen Optimierungen hervorbringen: Welche HLW-Größe ist für ein bestimmtes Stabilitätsmaß am besten? Ich hab's nicht gemacht. Hier ist das Feld derjenigen, die ein Modell *einfliegen* können, seine Unarten über größere Distanzen sehen (möcht' fast sagen "fühlen") können und diese Optimierung mit sagenhafter Präzision am fliegenden Objekt vornehmen... Und das Optimum ist sehr wahrscheinlich woanders als wir mit dem EXCEL-Sheet ausrechnen können. Diese einfachen Rechnungen können uns vor groben Fehlern bewahren, aber sie können kein Supermodell hervorzaubern - das sollten

wir nie vergessen.

Im 3. Beispiel ergänzen wir den Flügel zu einem **Canard** (Ich werde nie behaupten, daß das Ding jemals ordentlich fliegt 😊). Für einen ersten Versuch habe ich einfach das Höhenleitwerk aus Beispiel 2 vor dem Tragflügel montiert (...ganz schön naiv) und geschaut, was rauskommt. Der Leitwerk-Hebelarm ist jetzt -500mm lang; in Abb.17 ist erkennbar, wie ich den Anteil des Tragflügels, der vom Abwind des Canard-Flügels überstrichen wird, abgeschätzt habe (grüne Fläche, für die Berechnung der Prozentzahl kann man A.C.Calculator recht gut benutzen). Als erste Schätzung habe ich auch einen Nullauftriebswinkel für das Canard-Profil von -3° eingesetzt (was aber die Berechnungen nur am Rande tangiert). Nun, es kam nichts gescheites dabei heraus.

Wie schon angemerkt sollte beim Überziehen unbedingt die Strömung am Canard-Flügel abreißen, bevor sie am Tragflügel anreißt; ein Canard, das am Tragflügel "stallt", hat keine nennenswerten Überlebenschancen. Andererseits möchte man natürlich den c_A -Bereich des Tragflügels möglichst gut ausnützen, um nicht Fähigkeiten des Flugmodelles im Langsamflug zu verschenken.

Das EXCEL-Sheet liefert für die oben genannte Konfiguration folgende Werte beim Langsamflug: siehe Tabelle. Im kleinen Re-Zahl-Bereich des Modellfluges (der Canard-Flügel bringt kaum mehr als 100 000 zusammen) ist ein c_{AH} von 0,2 bis 1.4 eigentlich nicht zu erreichen; 0,2 bis 1,2 ist sicherlich der größtmögliche Bereich. Wenn die Ente also auch schnell fliegen soll, dann wird sie in der obigen Konfiguration über ein c_{AF}

	c_A	v [m/s]	c_{AH}
Gleiten	0,8	10,8	1,20
Langsamflug	0,9	10,2	1,33
überzogen	1,00	9,6	1,47

von 0,8 nicht hinaus kommen und eine hohe Grundgeschwindigkeit brauchen. Wenn das ok ist, dann können wir ein widerstandsärmeres Profil für den Tragflügel wählen und schnell fliegen. Wenn wir aber eine Ente mit einem möglichst großen Geschwindigkeitsbereich haben wollen, dann geht die Suche nach Parametern los, an denen wir experimentieren können um den "enorm hohen c_{AH} -Bedarf" im Langsamflug zu verringern.

- Höhenleitwerk (Canard-Flügel) vergrößern: Das hilft ein wenig, aber nicht so durchschlagend wie erwünscht; der Grund: Mit der Vergrößerung wandert der Flugzeug-Neutralpunkt nach vorne und wenn wir die gewünschte Stabilität einhalten wollen, dann müssen wir weiter kopflastig auswiegen und verlieren damit den größten Teil der "Erleichterung", die wir dem Höhenleitwerk verschaffen wollten.
- Leitwerk-Hebelarm vergrößern: Bewirkt fast das gleiche (also auch zu wenig); der Haupt-Unterschied liegt in der verringerten Beeinflussung des Tragflügels durch den Canard-Flügel.
- Variationen in der vertikalen Anordnung des Höhenleitwerkes gegenüber dem Tragflügels bringen wenig; der Abwind des Höhenleitwerkes im Bereich des Tragflügels wird dadurch nur wenig beeinflusst. In der Literatur ist zu lesen, daß der Canard-Flügel vertikal so anzuordnen ist, daß sein Abwind den Tragflügel nicht "trifft" - dies ist ein wenig mißverständlich: Selbstverständlich soll die Nachlaufströmung des Canard-Flügels den Tragflügel nicht berühren, daran will ich garnicht rütteln; aber überhalb und unterhalb dieses Nachlaufes ist die Strömung so gut wie genauso stark nach unten abgelenkt wie mitten im Nachlauf, die Beeinflussung des Tragflügels durch den Abwind des Canard-Flügels bleibt also die gleiche.
- Wenn, wie schon angedeutet, der Langsamflug nicht ganz so wichtig ist, kann man ein Tragflügel-Profil mit einem geringeren Nickmoment (und geringerem Widerstand) wählen und damit etwas weniger Auftrieb am Canard-Flügel erfordern.
- Überraschend großen (günstigen) Einfluß hatte die Verringerung der Streckung des Canard-Flügels (bei gleicher Fläche); zuerst konnte ich das nicht glauben und suchte nach dem Fehler im EXCEL-Sheet, aber ich fand keinen. Die Kontrolle der Zwischenergebnisse lieferte folgendes: Die verringerte Streckung des Canard-Flügels macht ihn weniger wirksam bei der Stabilisierung, daher wandert der Neutralpunkt nach hinten, wir können also schwanzlastiger auswiegen. Das verringert den c_{AH} -Bedarf; daß dieses $c_{AH\max}$ allerdings mit einem höheren Anstellwinkel des Canard-Flügels erreicht werden muß ist nicht gar so schlimm. Diese Rechnung gilt nur solange die Streckung des Canard-Flügels über 4 bleibt.

Alle diese Tricks wirken ein wenig an den Haaren herbeigezogen, können in der Rechnung ein wenig Verbesserung bringen, die aber in der Flugpraxis erst noch verifiziert werden müssen. Generell aber sehe ich keinen Weg, eine Ente mit dem angegebenen Tragflügel-Grundriß mit einer überzeugenden Maßnahme langsamer fliegbar zu machen; so eine Ente muß schnell fliegen.

Ich habe noch andere Konfigurationen mit höher gestreckten Tragflügeln und größeren Canard-Abständen durchgerechnet - diese Dinger konnten dann ein $c_{A\max}$ (am Tragflügel) von 1.0 mit einem $c_{AH\max}$ von knapp über 1.2 erreichen. Aber mal ganz ehrlich: Gut aussehen tut sowas nicht. Es ist sicherlich auch klar geworden, daß die hier vorgestellten einfachen Rechenverfahren bei Canards an ihre Grenzen stoßen.

[Zum zentralen Artikel](#)

□

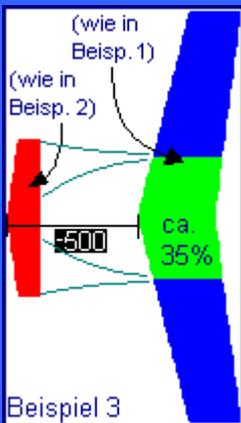


Abb.17

EWD, Längs-Stabilität und all das

...ein nicht endendes Thema.

Teil 4: Wie zuverlässig sind die Ergebnisse?

Zunächst einmal erfordert es eine gewisse Menge Mut, sich mit dem spitzen Bleistift, dem Taschenrechner, oder, Gipfel der *<Hmmm, das Wort hierfür fehlt mir noch>*, mit dem Computer einen Schwerpunkt auszurechnen, und mit diesem Resultat dann das Ergebnis vieler Stunden Arbeit und oft auch eine nicht geringe Menge Investitionen **fliegen zu lassen**. Haben die Rechenresultate so viel mit der Realität zu tun, daß das Flugzeug sich in etwa wie erwartet verhält? Gehen wir einmal denkbare Fehlerquellen durch und klopfen sie auf deren Einflüsse auf das Rechenergebnis ab:

Vereinfachungen:

Im ganzen Aufsatz ist immer wieder die Aussage zu finden: "...wird vernachlässigt...". Das kann natürlich nicht die Genauigkeit der Rechenergebnisse verbessern. Sehen wir uns einmal an, was denn da alles vernachlässigt wird:

- Wir setzen bei den Eigenschaften des Ersatzbildes von Profil und Tragflügel **lineares Verhalten** an. In der Nähe des Grenzbereiches (Stall) trägt der Tragflügel weniger als angenommen; wenn für das HLW genug Reserven da sind, wird das Flugzeug abwärts nicken, sich also sicher verhalten. Bei Canards wird man, wie schon angemerkt, darauf achten, daß das HLW eher in den Abriß-Bereich kommt als der Tragflügel.
- Nickmomente, die aufgrund von Widerständen entstehen, sind ausdrücklich beiseite gelassen worden. Ihre Werte sind sehr klein gegenüber den anderen Nickmomenten und außerdem schwer erfaßbar (wer kennt schon die Wahrheit über die Widerstände an seinem Modell?)
- Das Nickmoment des HLWs (sofern es kein symmetrisches Profil hat) wird nicht berücksichtigt. Es ist verschwindend gering.
- Antriebe: Ein "ganz normales" Motorflugzeug mit einem Propeller (vorne) hat wenig genug "Macken", sodaß es mit den hier vorgestellten Rechnungen wenigstens zum Fliegen gebracht werden kann. Jedoch ist die Umströmung des Leitwerkes durch den Propellerstrahl rechnerisch mit einfachen Mitteln nicht zu erfassen; man baut den Motor mit etwas Seitenzug ein (Erfahrungswerte) um dies zu kompensieren.
- Man nimmt (mit ausreichender Genauigkeit) an, daß der Propeller exakt in seiner Drehachse auf das Flugzeug wirkt; wenn diese nicht durch den Schwerpunkt des Flugzeuges verläuft wird ein parasitäres Nickmoment erzeugt. Kompensation: Den Motor mit Sturz, also etwas geneigt (meistens nach unten) einbauen.
- Hochdecker, Tiefdecker: Wenn der Schwerpunkt des Flugzeuges nennenswert über oder unter den Tragflächen (und damit dem Druckpunkt) liegt, dann wirkt dies zusätzlich als ganz normales Pendel: beim Tiefdecker destabilisierend und beim Hockdecker stabilisierend (die Hängegleiter und ähnliche Geräte nützen dies aus). Selten macht sich ein Flugmodellbauer die Mühe und mißt aus, wie hoch der Schwerpunkt des Modelles unter/über den Tragflächen liegt; damit und mit dem Gewicht könnte man das (de)stabilisierende Nickmoment berechnen, das auf das Modell einwirkt sobald es die waagrechte Fluglage verläßt. Beispiel (siehe Abb.18 - hierbei wurde die Auftriebskraft gleich mit dem Widerstand addiert, so daß eine zur Gewichtskraft parallele Resultierende entsteht): Ein Tiefdecker wiege $G = 2.5$ kg und der Schwerpunkt liege $h = 30$ mm über der Tragfläche. Bei einem Abwärtsnicken um den Nickwinkel θ "wandert" der Schwerpunkt um $x_{\theta} = h \cdot \sin(\theta)$ nach vorne; bei 5° Nickwinkel sind das immerhin $x_{\theta} \approx 2.5$ mm. $x_{\theta} \cdot G \approx 0.06$ Nm ist dann das destabilisierende (weil das Abwärtsnicken verstärkende) Nickmoment. Es verstärkt sich mit der Neigung der Flugbahn, kann in die hier vorgestellte Rechnung also nicht einbezogen werden. Man wird für Tiefdecker eine stabilere Schwerpunktlage vorsehen als für ansonsten gleiche Hochdecker.



Abb.18

Diese Liste kann keinen Anspruch auf Vollständigkeit erheben, ich weiß ja auch nicht alles und außerdem gibt's Flugzeuge (und Modelle davon), das glaubt man garnicht und keiner kann sagen, wie sich die eine oder andere ganz besondere Eigenart so eines eigenartigen Bauwerkes auf die Flugstabilität auswirkt, ohne je in einer Rechnung erschienen zu sein.

Systematische Fehler:

- Das Schwerpunkt-Verfahren zur Bestimmung des Flügel-Neutralpunktes berücksichtigt nicht den Auftriebsabfall am Flügel-Ende. Qualität und "Vorzeichen" des resultierenden Fehlers im Ergebnis habe ich schon ganz grob (ganz besonders grob) angedeutet: Bei positiv (nach hinten) gepfeilten Flächen ist der reale Flügel-Neutralpunkt weiter vorne als die Berechnung ergibt; und: der Fehler ist "im Normalfall nicht groß". Naja, manchmal wünscht man sich schon mal etwas präzisere Angaben... Man kann nun theoretische Untersuchungen über die Fehlerschranken anstellen, jedoch ist das eine große Menge Arbeit und meine aerodynamische Ausbildung (ich bin Amateur) reicht dazu bei weitem nicht aus (und meine Freude an solchen Tätigkeiten schon gleich garnicht 😊). Aber ich habe mal den Begriff "Normalfall" ein wenig präzisiert und wenigstens einige Vergleichsrechnungen angestellt, die dem interessierten Amateur helfen könnten, sich ein Bild von den Fehlern zu machen.



Abb.19

Der **Normalfall** (Abb.19) ist die Trapezfläche mit geringer Pfeilung. Die Streckung hat, solange sie groß genug ist, wenig Einfluß auf den Fehler (nur bei großer Pfeilung). Ferner ist natürlich der relative Fehler unabhängig von der absoluten Größe des Tragflügels.

Nun habe ich ein paar Vergleiche gerechnet mit Trapezflügeln: Die eine Rechnung erfolgte mit dem EXCEL-Sheet (das auch das zeichnerische Verfahren, Win-Schwer und, in Maßen, A.C.Calculator repräsentiert), die Vergleichsrechnung habe ich mit AZTEC gemacht. Die Beispiele umfassen verschiedene Zuspitzungen ($\lambda=1$ ist das Rechteck, $\lambda=0$ wäre das Dreieck) und verschiedene Pfeilungen (φ_{25}). Interessant, weil "modern", sind natürlich Geometrien mit gerader Hinterkante; hier liegen die Fehler zwischen 0 und +1%.

Abb.20 gibt für verschiedene Zuspitzungen und Pfeilwinkel (an der 25%-Linie) den relativen Fehler der einfachen geometrischen Rechnungen gegenüber AZTEC an; die Kurven geben im Bereich großer Pfeilung Trends an, nicht exakte Ergebnisse. "+2% Fehler" bedeutet, daß der mit AZTEC berechnete Neutralpunkt um 2% von I_{μ} weiter vorne liegt als der mit dem EXCEL-Sheet berechnete.

Wenn die Flächengeometrie "normaler" ist als das einfache Trapez (also näher an der elliptischen Auftriebsverteilung), dann stellen die angegebenen Fehler Obergrenzen dar.

Ein generelles Problem ist hierbei, daß AZTEC auch nicht unbedingt 100%ig richtige Ergebnisse liefert; das Programm berücksichtigt zwar den Auftriebsabfall und Winglets, aber es werden nur 10 Streifen pro Fläche benützt und das Wirbelgitter-Verfahren hat auch seine Grenzen, aber ich möchte hier die Vermutung anstellen, daß die Fehler von AZTEC in dieser Diskussion bestimmt "deutlich kleiner" sind als die der Schwerpunkt-Verfahren. Die Verwendung von AZTEC verbot auch das Rumrechnen an Dreiecken (Deltas) und bei allzu großen Pfeilungen.

- Die Abwindformeln sind mehr oder weniger ausführliche Regressionen ("hineingelegte Kurven") über einem Satz von Messergebnissen. Hier spricht es sehr für den Entwickler der Formel, wenn er angibt, auf welchen Messungen die Regressionen beruhen, welche Dinge berücksichtigt wurden (z.B. berücksichtigen nur die DATCOM-Formeln die Höhe des Höhenleitwerkes über der Tragfläche), oder generell den Gültigkeitsbereich der Formel und die festgestellten Abweichungen der Messungen von der Formel. Solche Informationen liegen mir leider nicht vor (vielleicht schaffe ich es doch noch mal, wenigstens die DATCOM-Schinken in die Finger zu bekommen, ohne als Flugzeug-Hersteller auftreten und viel Geld ausgeben zu müssen...).

Wie schon angemerkt wäre es kein ernstes Problem, durch gerinfügige Änderungen die verschiedenen Formeln halbwegs deckungsgleich zu bekommen, das kann aber nicht Sinn dieses Aufsatzes sein. Vergleichsrechnungen mit AZTEC haben die geringsten Abweichungen zur DATCOM-Formel geliefert; ich würde dieser Formel also am ehesten "vertrauen".

Die Russow-Formel liefert größere Abwind-Winkel, macht das HLW also weniger wirksam und führt daher zu relativ weit vorne liegenden Flugzeug-Neutralpunkten; ihr Einsatz ist also insofern "ungefährlich" (vorsichtig) als sie kein instabiles Modell verursacht: Das Modell wird stabiler sein als berechnet. Da die gleiche Abweichung mit dem richtigen Vorzeichen auch die EWD "trifft" wird das Modell mit dem vielleicht zu weit vorne liegenden Schwerpunkt richtig etwas stärker aufwärts nickend getrimmt.

- Das Rechenverfahren ist "empfindlich": Kleine Meßfehler können große Fehler in den berechneten Ergebnissen verursachen. Es sollte schon klar sein, daß man nicht unnötig Fehler in die Rechnungen einbringen sollte, allein durch - Verzeihung - schlampige Messungen. Kontrollieren Sie sich doch einmal selbst: Wie genau können Sie die Pfeilung der Tragfläche Ihres Modelles messen? Versuchen Sie's mal an verschiedenen Tagen hintereinander und evtl. mit verschiedenen Meßmethoden! Kommen Unterschiede von mehr als 1cm vor? Das wäre nicht selten!
Ein Trick: Messen Sie die Rücklagen der Trapez-Eckpunkte wie in Abb.21 angedeutet an einer geraden Wand; dabei kann es sinnvoll sein, das Modell auf den Rücken zu legen. Die Rücklage des gemessenen Punktes wird dann mit $(r_1 + r_r)/2 - r_m$ berechnet. Ein Meßfehler in der Pfeilung wirkt sich mit bis zur Hälfte seiner Größe auf den berechneten Schwerpunkt aus!

Andere Fehler:

- Programmfehler kommen leider immer vor: Auch oft und sorgfältig getestete Programme liefern gelegentlich absurde Ergebnisse oder, schlimmer, irgendwie plausible, aber dennoch falsche Ergebnisse. Hmmm, das kann ärgerlich werden. Ein gewisses Maß an Skepsis gegenüber den Rechenergebnissen ist natürlich immer angebracht, manche Amateure rechnen ein Flugmodell mit mehreren Methoden nach und machen sich dann Gedanken über die Differenzen in den Ergebnissen...
- Rundungsfehler: Die hier beschriebenen Rechenverfahren sind *nicht* empfindlich gegen Rundungsfehler.

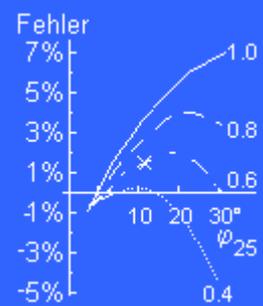


Abb.20



Abb.21

EWD, Längs-Stabilität und all das

...ein nicht endendes Thema.

Anhänge

Formelzeichen

F	Fläche
b	Spannweite
λ	Zuspitzung einer Fläche (Tragflügel oder Leitwerk) Bei Einfach-Trapezen ist $\lambda = l_a/l_i$
Λ	Streckung b^2/F
l_μ	Mittlere (aerodynamische) Flügeltiefe; sie ist etwas größer als die mittlere geometrische Flügeltiefe $(l_a+l_i)/2$.
l_a	Flügeltiefe außen; bei Mehrfachtrapez-Flügeln werden an den Knickstellen die Flächentiefen gemessen und von 0 (innen) an ansteigend durchnummeriert.
l_i	Flügeltiefe innen
φ_{25}	Pfeilungswinkel der 25%-Linie (siehe Bild links); eine Pfeilung nach hinten ist positiv.
l_{ac}	Entfernung zwischen den Neutralpunkten von Tragfläche und Höhenleitwerk (bei Canards negativ)
α	Anstellwinkel; hier wird der Anstellwinkel zur Vereinfachung zwischen der Anströmrichtung und der Nullauftriebsrichtung gemessen.
α_0	Nullauftriebswinkel: Winkel zwischen der Sehne eines Profils und der Anströmrichtung, bei der das Profil keinen Auftrieb liefert.
c_a	Kennzahl, die im Wesentlichen den Anstellwinkel an einem Profil charakterisiert (stark vereinfachte Beschreibung 😊); $c_a=0$ gilt beim Nullauftriebswinkel
C_A	c_a auf die Geometrie des Flügels umgerechnet (wird hauptsächlich durch die Streckung, aber auch durch die Form des Tragflügels beeinflusst). Es ist immer $C_A < c_a$
C_m	Kennzahl für das Nickmoment, das vom Profil erzeugt wird.
C_{m0}	C_m , das bei Nullauftrieb gemessen wird; wenn man den Auftrieb als im Neutralpunkt des Profils angreifend annimmt, ist C_m gleich C_{m0} konstant.
C_M	C_m auf den Flügel umgerechnet
α_{wcr}	Gibt an, welcher Anteil des Flügel-Anstellwinkels hinter dem Flügel als Abwind wirksam ist.
α_w	Abwindwinkel
k_C	Anteil (Fläche) des Trag-Flügels, der vom Abwind des Canard-Flügels beeinflusst wird (siehe Skizze links)
x_F	Distanz zwischen Flügelnase (innen) und dem Flügel-Neutralpunkt
x_{FH}	Distanz zwischen Höhenleitwer-Nase und dem Neutralpunkt des Höhenleitwerkes
x_N	Distanz zwischen Flügelnase (innen) und dem Flugzeug-Neutralpunkt
x_S	Distanz zwischen Flügelnase (innen) und dem festgelegten Schwerpunkt
x_{FS}	Distanz zwischen Flügel-Neutralpunkt und Schwerpunkt
x_{SH}	Distanz zwischen Schwerpunkt und Neutralpunkt des Höhenleitwerkes
x_D	Distanz zwischen Flügelnase (innen) und dem Druckpunkt, dem gedachten Angriffspunkt aller Auftriebskräfte des Tragflügels

Der zusätzliche Index "H" bezeichnet die entsprechende Größe jeweils für das Höhenleitwerk.

Vokabeln

Einige oft benützte Ausdrücke sollte ich vielleicht noch auflisten, weil sie in Diskussionen immer wieder zu hören sind (dann können Sie mitreden... 😊):

- **Druckpunkt:** Da der oben erwähnte "Kraftwinder" nicht besonders anschaulich ist verwendet man auch oft den "Druckpunkt": Dies ist der Angriffspunkt für die Auftriebskraft des Tragflügels. Wenn Sie nochmal (1) beachten: Wenn das Modell schneller fliegt steigt q quadratisch an. A_F bleibt gleich, denn der Flügel muß ja nur das Gewicht des Flugzeuges tragen (das Flugzeug "fliegt mit einem kleineren c_a "). Anders sieht es bei (2) aus: q steigt, C_M bleibt gleich (Profileigenschaft, siehe oben), das Nickmoment M_F steigt also an. Gleicher Auftrieb, steigendes Nickmoment heißt aber, der Druckpunkt "wandert nach hinten". Gleichung (13) ermöglicht die Berechnung der Druckpunktlage,



$$x_D = x_N - \frac{l_\mu \cdot C_{m0}}{c_a} \quad (13)$$

aber die ist eigentlich nur interessant, jedoch nicht wichtig. Beispiel: Ein Flugzeug mit einem RG15 mit $c_{m0}=-0.068$ fliege mit $c_a=0.9$, da ist dann der Druckpunkt bei $l_{\mu}=0.066/0.9=ca. 7.3\%$ von l_{μ} hinter dem Flügel-Neutralpunkt. Bei schnellerem Flug mit $c_a=0.2$ ist der Druckpunkt 33% von l_{μ} hinter dem Flügel-Neutralpunkt.

- **(Normiertes) Leitwerksvolumen:** Die Größe $F_H \cdot x_{FH}$ kommt gelegentlich vor (z.B. in (11)) und wird als typische Kenngröße von Flugmodellen einer gewissen Klasse betrachtet. Da als Benennung m^3 herauskommt glauben einige Leute, daß man sich das leichter merken kann, wenn man "Volumen" dazu sagt (ich nicht). Es ist eine "Fläche mal Hebelarm". In (11) (Berechnung des Flugzeug-Neutralpunktes) ist es egal, auf welche Weise das Leitwerk-Volumen zustandekommt: durch eine große Leitwerk-Fläche oder durch einen langen Hebelarm. Auch bei der EWD-Berechnung kommt es weniger auf die einzelnen Komponenten Fläche oder Leitwerksträger-Länge an, sondern auf deren Produkt (probieren Sie's an Zahlenbeispielen aus). Das Leitwerk-Volumen wirkt stabilisierend. Wenn man es jetzt noch durch das (destabilisierende) Tragflächenvolumen $F \cdot l_{\mu}$ dividiert, dann kann man mit anderen Flugmodellen vergleichen: Modelle einer gewissen Kategorie (z.B. mit Tragflächen-Profilen mit einer gewissen Wölbung) haben überwiegend ein $F_H \cdot x_{FH} / F \cdot l_{\mu}$ (normiertes Leitwerksvolumen) innerhalb eines gewissen Bereiches. Beispiel: Dieter Schall gibt für Normal-Segelflugmodelle den Bereich 0.4 bis 0.7, selten bis 0.9 an; der Sambal XXL hat als Ausreißer nur 0.3.
- **Unterschneiden:** Leider wird in deutsch geführten Diskussionen dieser Begriff für verschiedene Dinge benutzt:
 - Das Höhenleitwerk kann im Schnellflug das Nickmoment des Tragflügels nicht mehr ausgleichen; der Konstrukteur hat den c_{aH} -Bedarf für das Höhenleitwerk (Formel (12)) nicht ausreichend berücksichtigt. Das Modell kippt schneller nach unten als man es wahrnehmen kann. Ich habe sowas 'mal beim Pacheiner, 5m vor den Zuschauern, im Tiefstflug gehört (sehen tut man's nicht) und dann dem Piloten beim Ausgraben geholfen. Sowas kommt gottseidank nicht allzu häufig vor.
 - Das Modell ist instabil ausgewogen, der Schwerpunkt befindet sich hinter dem Flugzeug-Neutralpunkt. Im Sturzflug richtet sich das Modell nicht von selbst auf sondern kippt immer weiter nach unten. Da unsere Theorie sehr vereinfacht ist kann es durchaus sein, daß so ein Modell im Normalflug noch irgendwie beherrschbar erscheint (ganz bestimmt nicht sehr stabil, aber manche meinen, das sei das wahre Fliegen...).
Es ist meines Wissens nicht richtig, diesen Flugzustand mit "Unterschneiden" zu bezeichnen.
 - Gelegentlich hört man auch schon "Unterschneiden" für das simple Abnicken eines Modelles, wenn es ganz einfach hoffnungslos kopflastig ausgewogen ist.
- **Mitteneffekt (Hartmut Siegmann, genannt Sigg, seines Zeichens Nurflügel-Mod im [rc-network Forum](#), mag das garnicht, er hätte lieber, daß wir "**Pfeilungseffekt**" dazu sagen...):** Bei gepfeilten Flügeln stellt sich eine merkwürdige 3-dimensionale Strömung ein: Einerseits fließt auf der Oberseite des Flügels die flügelnahe Grenzschicht nach außen ab (und wird sehr oft mit Grenzschichtzäunen daran gehindert, siehe bei Sigg), andererseits fällt in der Mitte der Auftrieb geringer aus, als durch Flächentiefe etc. zu erwarten wäre (und das ist der Mitten-Effekt ('ziehung, Sigg)); das heißt, daß weiter weg von der Flügeloberfläche, außerhalb der Grenzschicht, die Strömung auf der Oberseite nach innen gerichtet ist. Das sollte uns alle davon abhalten, Flächen zu pfeilen, wenn es nicht unbedingt sein muß...

Literatur, Verweise

[1] Carl Traenkle: Flugmechanik II - Stabilität und Steuerung, Minerva Publikation Saur GmbH, 3-597-00002-9

[2] Bertermann: Konstruktion von RC-Segelflugmodellen, VTH 1983, 3-8880-105-7

[3] Dieter Schall: Formeln für den Flugmodellbau, div. Ausgaben von Modellflug International, 1986; in diesem MFI-Jahrgang hat er auch gemeinsam mit Gerd Hildmann die Auslegung von Canard-Modellen besprochen.

[4] Dieter Schall's Graphische Methode zur Canard-Berechnung FMT-Kolleg

[5] Franz Perseke: Das Segelflugmodell (1), Neckar Verlag 1979, 3-7883-0154-5 und (3), 1984, 3-7883-0197-X

[6] Martin Hübner: Die rechnerische Ermittlung des Neutralpunktes, FMT-Kolleg

[7] Dr. Martin Hepperle: [Basic Design of Flying Wing Models](#).

[8] Hartmut Siegmann's Seiten [aerodesign](#) für Nurflügel-freaks und andere, die Spaß wollen.

[9] [PJB's Seriously Aeronautical Stuff](#): Wer Balsastaub mag oder sonstwie ein traditionsbewußter Flugmodellbauer ist wird sich bei Paul wohlfühlen (Englischkenntnisse vorausgesetzt).