

# THEORIE

## DER SCHWERPUNKT UND SEINE FOLGEN

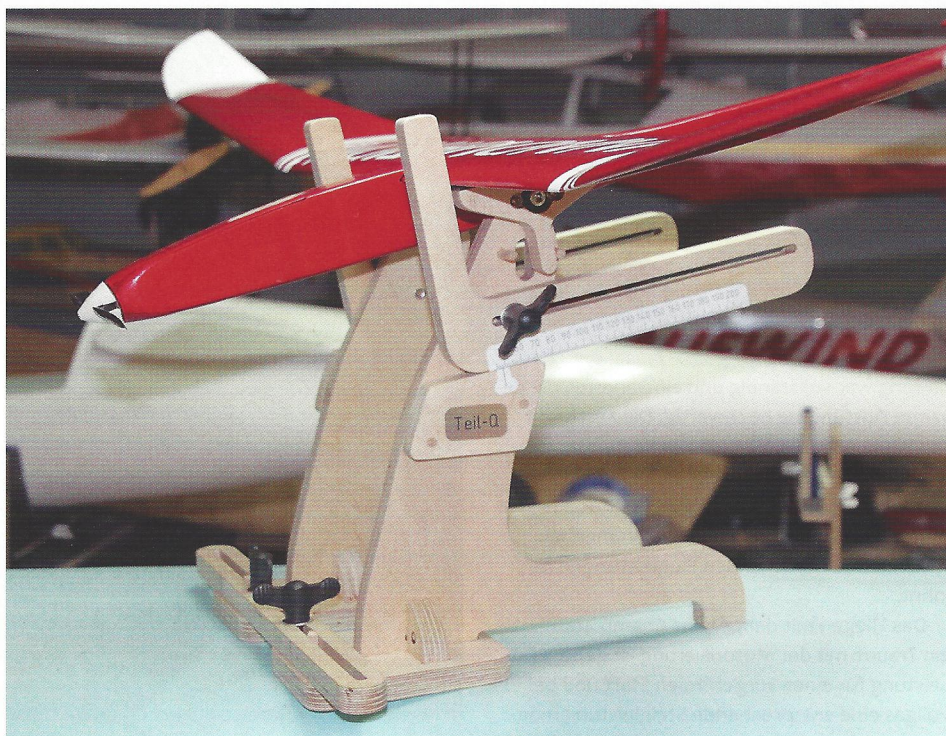
# UND PRAXIS

Nach den vergangenen, eher antriebslastigen Beiträgen wendet sich Markus Müller nun der Aerodynamik zu. Los geht es mit der rechnerischen Bestimmung des Schwerpunkts.

**Wer hat nicht schon Lehrgeld bezahlt** aufgrund eines suboptimalen Schwerpunktes? Und dabei hat das Modell dann nur mit Glück überlebt. Mein Schlüsselerlebnis hatte ich mit einem „Aero L159 ALCA“-Impellerjet. Die Schwerpunktangaben des Herstellers führten zu einem unberechenbaren Flugverhalten und es kam zum Totalverlust beim Erstflug. Es gibt wohl diesbezüglich nur zwei Kategorien von Modellpiloten: Jene, die das schon hinter sich, und jene, die es noch vor sich haben. Ich habe daraus meine Lehren gezogen: Kein Jungfernflug mehr ohne unabhängige Verifikation der Schwerpunktangaben. Das ist aber leichter gesagt als getan. Insbesondere wenn vom betreffenden Flugzeug keine Erfahrungsberichte vorliegen. Somit stellt sich die Frage, ob sich der Schwerpunkt nicht anderweitig überprüfen lässt.

Modellflugzeuge sollen einfach zu fliegen sein. Dieses Ziel wird erreicht, wenn das Flugzeug eigenstabil ist. Kehrt ein stabiles und ausgetrimmtes Flugzeug nach einer kurzen Störung auf einer der drei Achsen (Längs/Rollen, Hoch/Gieren, Quer/Nicken) wieder selbständig in seine Ausgangslage zurück, ist es stabil. Die Stabilität kann durch konstruktive Massnahmen beeinflusst werden, wie zum Beispiel:

- Rollen: Flügel mit V-Form
- Gieren: Seitenleitwerk
- Nicken: Schwerpunkt und Einstellwinkeldifferenz (EWD)



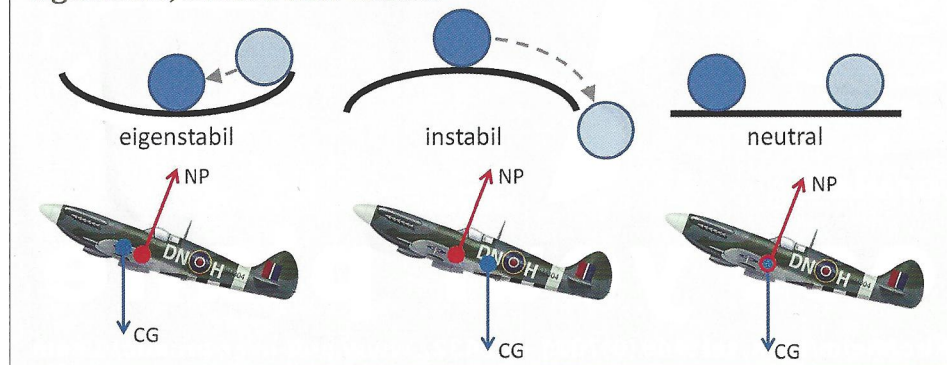
Das Bestimmen und Auswiegen des Schwerpunkts ist von elementarer Wichtigkeit. Die Schwerpunktwaage von Teil-Q wird noch in der nächsten Ausgabe von AUFWIND ausführlich vorgestellt. Foto: Ph. Gardemin

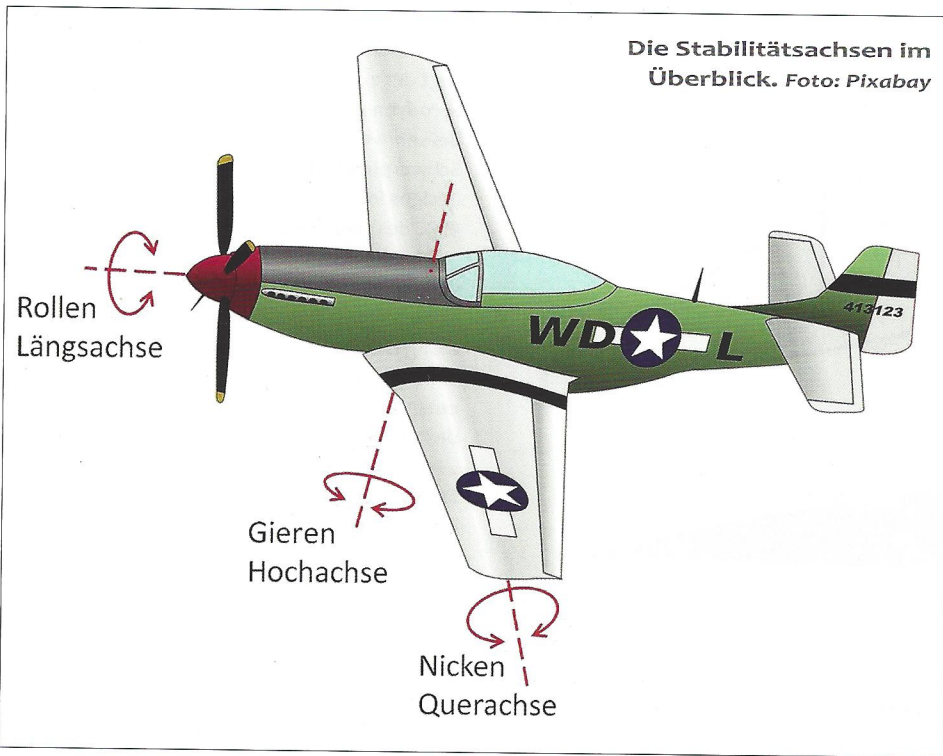
Stabilität kann wie folgt definiert werden: Eigenstabil (das Flugzeug kehrt selbständig in seine Ausgangslage zurück), Instabil (die initiale Störung des Fluglage wird verstärkt) und Neutral (das Flugzeug nimmt eine neue, stabile Fluglage ein).

Der Angriffspunkt der Gewichtskraft – der Schwerpunkt (auch CG oder Center of Gravity) – spielt bei diesem Stabilitätskonzept eine zentrale Rolle. Die korrekte Position des CGs ist Voraussetzung für ein stabiles und kontrollierbares Flugverhalten. Um eine gute Stabilität zu erreichen, muss der CG immer vor dem aerodynamischen Angriffspunkt, dem Neutralpunkt (auch NP oder Neutral Point) liegen, damit vor Erreichen eines Strömungsabrisses über dem Flügel (rote Auftriebskraft nimmt ab) das konstante Eigengewicht des Flugzeuges (blaue Gewichtskraft) die Nase des Flugzeuges wieder nach unten „zieht“. Würde der CG hinter dem NP liegen (hecklastig) wird das Flugzeug dabei die Nase noch weiter anheben und schließlich unkontrollierbar nach hinten abkippen.

Wird der Schwerpunkt zu sehr vor dem Neutralpunkt angesetzt, wird das Flugzeug zwar extrem eigenstabil, aber auch kopflastig und dadurch träge. Starten und landen wird erschwert, da erst durch eine höhere Geschwindigkeit die

Wird eine Kugel leicht angestossen, reagiert sie je nach Unterlage eigenstabil, instabil oder neutral





nötigen Steuerbefehle auch umsetzbar werden. Im Extremfall reicht die Steuerautorität des Leitwerks nicht mehr aus, um beim Start zu rotieren und abheben zu können.

Die Winkeldifferenz vom Leitwerk zum Hauptflügel nennt man EWD (Einstellwinkeldifferenz). Eine optimale EWD trägt zur Flugzeugstabilität bei. Das Leitwerk wird teilweise auch abgesetzt vom Hauptflügel angebracht um eine bessere Steuerautorität zu erreichen (z.B. V- oder T-Leitwerk).

Aber jetzt verlassen wir die Stabilität und machen uns auf den Weg, den Schwerpunkt eines stabilen Modellflugzeuges zu ermitteln.

Die Theorie wie auch Experimente haben gezeigt, wenn die aerodynamische Kraft bei 25 Prozent der Profilschne (Chord Line) eines rechteckigen Flügels angreift, bleibt das aerodynamische Moment beinahe konstant bei unterschiedlichen Anstellwinkeln (Angle of Attack). Diesen Punkt nennt man aerodynamisches Zentrum

(AC, Aerodynamic Center). Ein optimaler CG liegt somit in der Nähe des aerodynamischen Zentrums. Leider hat der Flügel selten die einfache Form eines simplen Rechtecks. Bei komplexen Flügelformen ist die Bestimmung des ACs nicht trivial. Wir müssen die „mittlere aerodynamische Profilschne“ (MAC, Mean Aerodynamic Chord) ermitteln. Dabei behelfen wir uns eines Tricks, indem wir einen Flügel in mehrere trapezförmige Segmente aufteilen. Der MAC eines Trapezes lässt sich am einfachsten zeichnerisch ermitteln:

**Schritt 1:** Verlängern Sie die Profilschne unten und oben um die gegenüberliegende Profilschne. Verbinden Sie die Endpunkte der verlängerten Profilschnen über Kreuz und Sie erhalten im Schnittpunkt die Position des MAC. Bei 25 Prozent MAC ab Eintrittskante liegt das Aerodynamische Zentrum (AC) des Flügelsegments.

**Schritt 2:** Für jedes trapezförmige Flügelseg-

ment ist analog der MAC und AC zu bestimmen. Wir erhalten  $MAC_1, AC_1, MAC_2, AC_2 [, MAC_n, AC_n]$ .

**Schritt 3:** Nun kombinieren wir beide Flügelsegmente zu einem Ganzen. Dazu verbinden wir die Enden beider MAC's und die beiden AC's. Die Position des AC beider Flügelsegmente liegt auf dieser imaginären (roten) Verbindung. Die Verbindungslinie muss umgekehrt proportional zur entsprechenden Segmentfläche  $F (x:y = F_2:F_1)$  aufgeteilt werden.

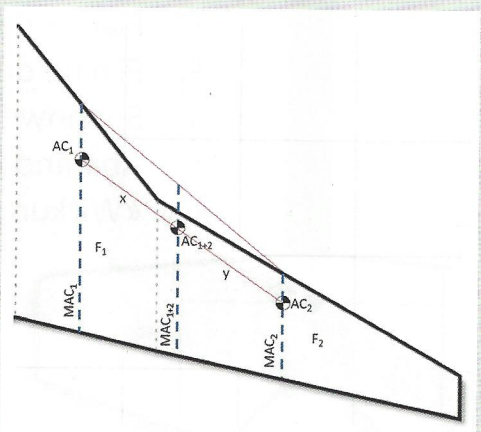
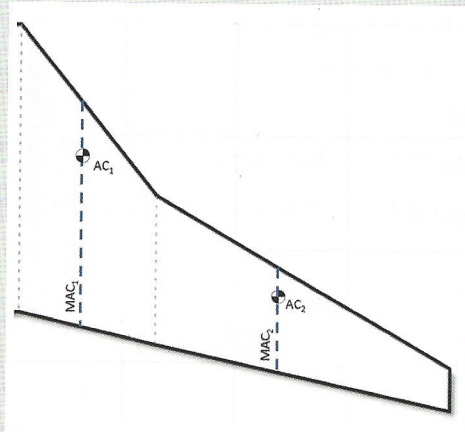
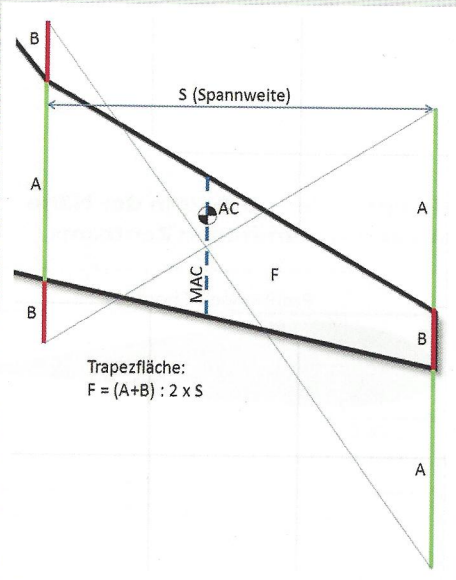
**Schritt 4:** Bei mehr als zwei Segmenten wird das Prozedere wiederholt, wobei der bereits kombinierte Teilflügel um das nächste Segment erweitert wird (von aussen nach innen).

**Schritt 4b:** Für den Spezialfall Doppeldecker – analog zu den Flügelsegmenten oben, kombinieren wir die resultierenden MACs und ACs beider Hauptflügel zu einem „virtuellen Hauptflügel“ wie im Bild dargestellt.

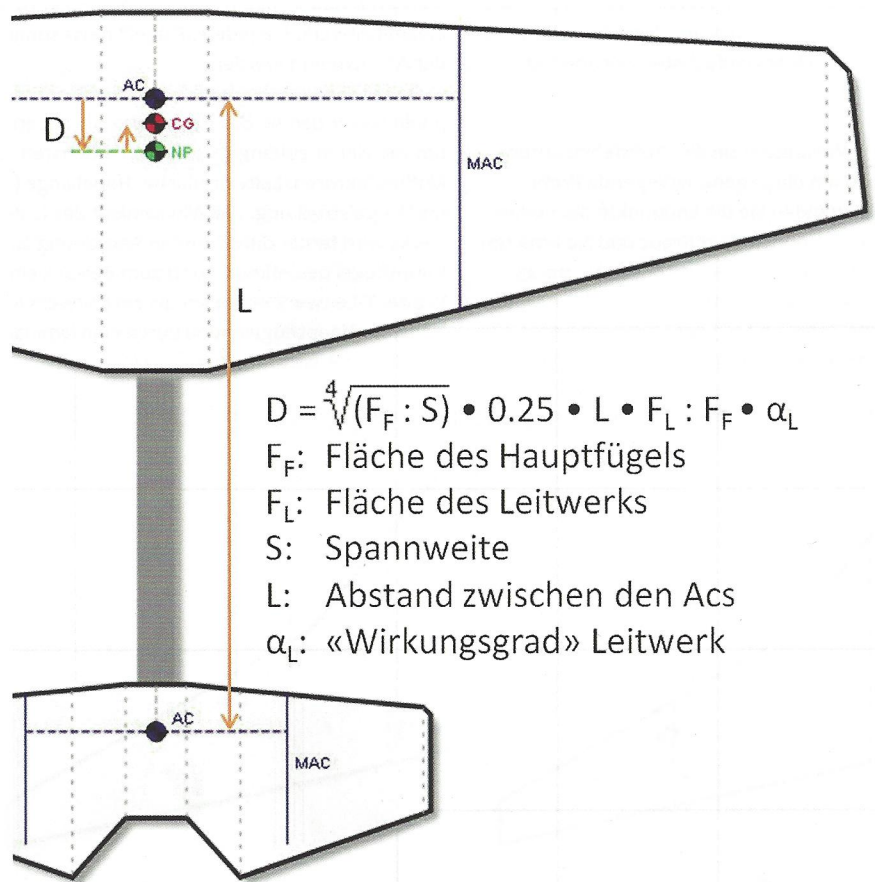
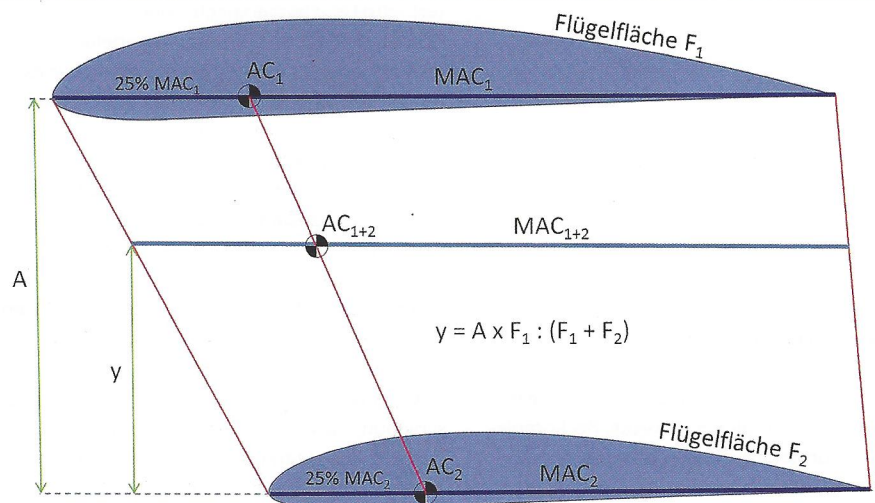
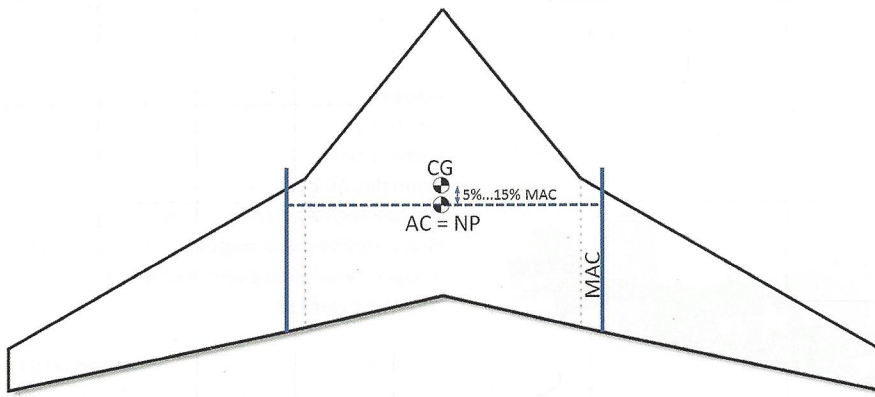
So erhält man iterativ das aerodynamische Zentrum des gesamten Flügels. Für einen Nurflügler sind wir damit bereits am Ziel, da der Neutralpunkt (NP) mit dem aerodynamischen Zentrum (AC) identisch ist. Nun wählen wir den Schwerpunkt, welcher zwischen 15 Prozent (sehr stabil) und fünf Prozent (agil stabil) der MAC-Länge vor dem Neutralpunkt liegt. Die Verschiebung des CGs um 5 bis 15 Prozent MAC vor den NP wird „Stabilitätsreserve“ (Static Margin) genannt und verleiht dem Modell die gewünschte Stabilität auf der Querachse (nicken).

Ein Flugzeug besteht jedoch aus einem oder mehreren Hauptflügeln (z.B. Doppeldecker) und einem Leitwerk. Für jeden „Flügel“ muss somit der AC bestimmt werden.

Der Einfluss des Leitwerks lässt den Neutralpunkt hinter den AC des Hauptflügels wandern – um wie viel ist abhängig von verschiedensten Einflussfaktoren: Leitwerkfläche, Hebellänge (L) und Flügelstreckung. Die Wirksamkeit des Leitwerks wird ferner durch dessen Anordnung zum Hauptflügel beeinflusst. So ist zum Beispiel ein V- oder T-Leitwerk effektiver als ein Leitwerk in Nähe der Hauptflügelebene durch eine laminar optimalere Anströmung.



**Schritte 1-3** | Schritt 1: MAC und AC grafisch ermitteln · Schritt 2: Bestimmung des ACs pro Segment · Schritt 3: Kombination der Flügelsegmente



$$D = \sqrt[4]{(F_F : S) \cdot 0.25 \cdot L \cdot F_L : F_F \cdot \alpha_L}$$

$F_F$ : Fläche des Hauptflügels  
 $F_L$ : Fläche des Leitwerks  
 $S$ : Spannweite  
 $L$ : Abstand zwischen den Acs  
 $\alpha_L$ : «Wirkungsgrad» Leitwerk

**Schritte 4-5** | Schritt 4: MAC, AC und CG des gesamten Flügels · Schritt 4b: Der Spezialfall Doppeldecker · Schritt 5: Schwerpunkt aus Neutralpunkten ermitteln

Da bei Modellflugzeugen der Einfluss des Leitwerkes auf den Neutral Punkt relativ gering ist, liegt der zu erwartende Schwerpunkt nahe am aerodynamischen Zentrum des Hauptflügels. Bei sehr vereinfachter Betrachtung liegt der Schwerpunkt eines konventionellen Flugzeugdesigns in der Regel zwischen 28 und 33 Prozent MAC des Hauptflügels.

Bei genauerer Betrachtung müssen die erwähnten Einflussfaktoren des Leitwerkes berücksichtigt werden, was die Neutral Punkt Bestimmung des gesamten Flugzeuges nicht gerade einfach macht. Man findet in der Fachliteratur entsprechend verschiedenste Ansatzpunkte. Die besten Ergebnisse werden mit dem Ansatz des „Tail Volume Ratio (Vbar)“ erzielt. Eine vereinfachte Variante dieses Ansatzes ist die Berechnung von D – den Abstand zwischen AC und NP.

**Schritt 5:** Der Neutralpunkt liegt damit um die Distanz D hinter dem Aerodynamischen Zentrum des Hauptflügels. Analog zum Nurflügler und ausgehend vom NP berücksichtigen wir nun die Stabilitätsreserve von 5 bis 15 Prozent MAC und erhalten den Schwerpunkt (CG) des Modells.

**Mithilfe der hier vorgestellten Methode** lässt sich ein fehlender Schwerpunkt ermitteln oder eine Schwerpunktangabe überprüfen. Glücklicherweise gibt es Online Calculatoren, wie jenen von eCalc.ch ([www.eCalc.ch](http://www.eCalc.ch), siehe unter Toolbox cgCalc), der Ihnen diese beschwerliche Berechnung abnimmt. Der errechnete Schwerpunkt bildet eine optimale Ausgangslage für eine weitere Schwerpunktoptimierung, welche jedoch nur im Flug weiter verfeinert und erfolgen werden kann. Verwenden Sie beim Erstflug NIE vermeintliche Schwerpunktangaben, welche nahe oder gar hinter dem Neutralpunkt liegen – dies hat aus Gründen der fehlenden Stabilitätsreserve schwerwiegende Folgen.

Im nächsten Heft zeigen wir Ihnen, wie Sie die Ausgangsdaten an ihrem Modell zuverlässig ermitteln, komplexe Flügelformen abbilden und den cgCalc praktisch und effektiv anwenden. ■

Markus Müller  
www.eCalc.ch

**Ein optimaler CG liegt in der Nähe des aerodynamischen Zentrums**

