

Längsstabilität von Flächenflugzeugen oder "Im Irrgarten von Druck- und Neutralpunkt"

Outline

Relevante Bezugspunkte

Längsstabilität von Flächenflugzeugen

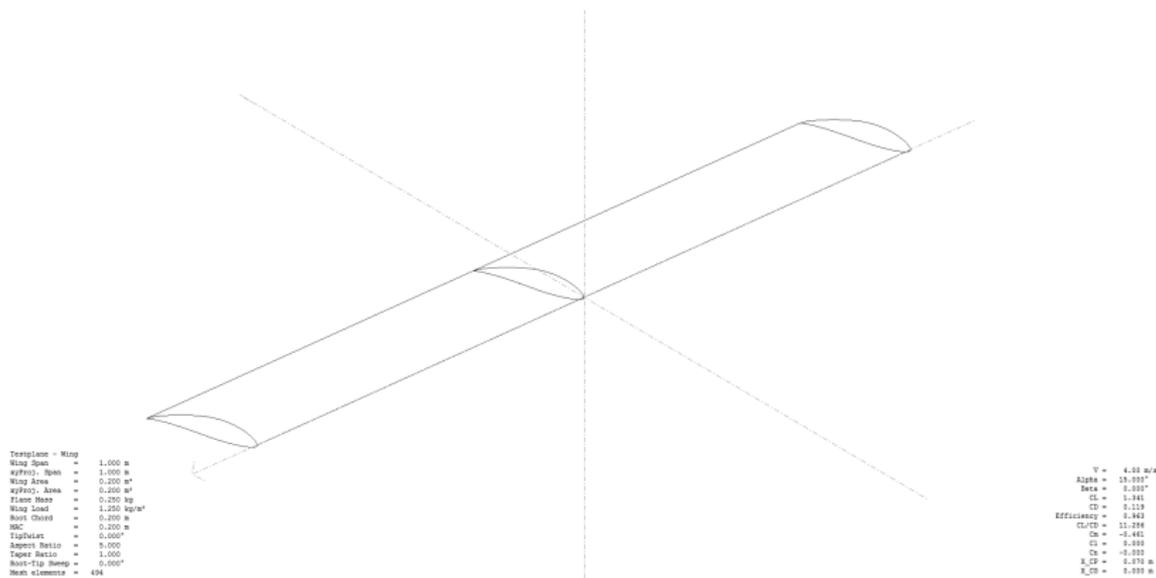
Sonderfall "Schwanzlose Flugzeuge"

Definitionen

1. Schwerpunkt (hier: Massenmittelpunkt):
 - ▶ Angriffspunkt der auf das Flugzeug wirkenden Schwerkraft
 - ▶ Natürlicher Bezugspunkt für auftretende Momente
2. Druckpunkt:
 - ▶ Momentenfreier Bezugspunkt
3. Neutralpunkt:
 - ▶ Punkt konstanten Moments (insbesondere bei Anstellwinkeländerung)

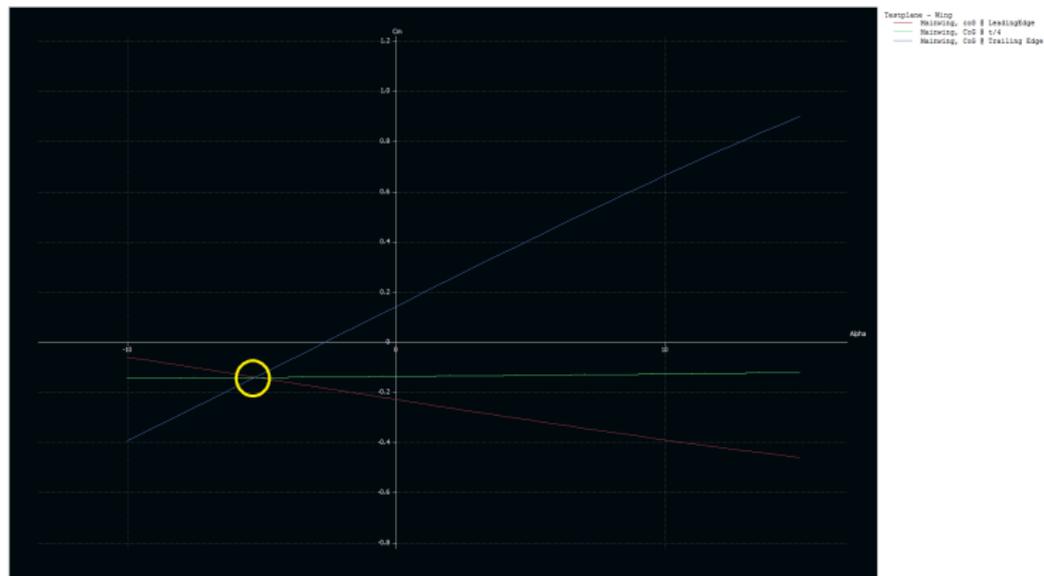
Neutralpunkt anschaulich - Vergleichsflügel

Einfacher Vergleichsflügel mit gewölbtem ($c_{m0} < 0$) Profil:



Neutralpunkt anschaulich - Momentenpolare

Momentenpolare (c_M über α) des Flügels bei Variation des Schwerpunkts:



Längsstabilität in Worten

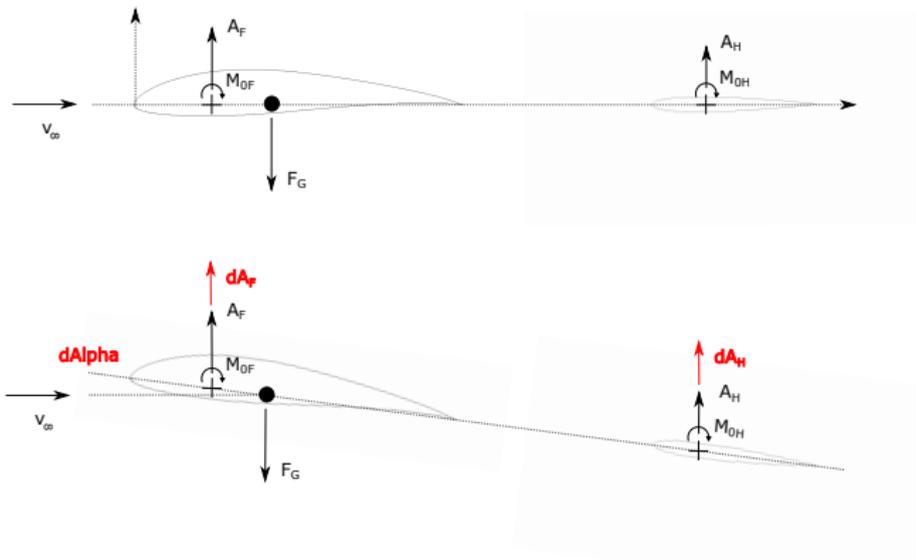
1. Statische Längsstabilität:

- ▶ Im getrimmten Zustand erzeugt das System aus Tragfläche und Höhenleitwerk eine nach oben gerichtete Luftkraft.
- ▶ Eine Abweichung vom Trimmwert des Anstellwinkels (z.B. Böe) bewirkt ein der Veränderung des Anstellwinkels entgegenwirkendes Moment um den Schwerpunkt.

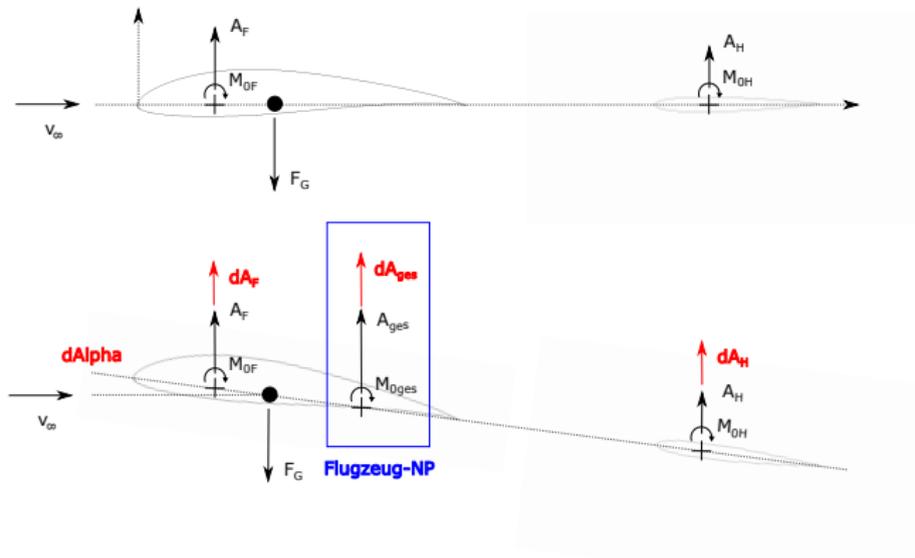
2. Dynamische Längsstabilität (im Folgenden nicht weiter behandelt):

- ▶ Nach einer Abweichung vom getrimmten Zustand kehrt das Flugzeug selbstständig (d.h. ohne Ausschlag von Steuerflächen) in endlicher Zeit in den getrimmten Zustand zurück.

Momentenbilanz



Momentenbilanz - Flugzeugneutralpunkt



- ▶ Hinreichende Bedingung für $\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} < 0$: Flugzeugneutralpunkt liegt hinter dem Schwerpunkt!

Momentenbilanz - rechnerisch

Momentenbilanz im getrimmten Zustand:

$$\Sigma M_{CoG} = A_F(x_{CoG} - x_{NF}) - A_H(x_{NH} - x_{CoG}) + M_{0F} + M_{0H} \stackrel{!}{=} 0$$

.. in Beiwerten:

$$C_{AF} \left(\frac{x_{CoG} - x_{NF}}{l_\mu} \right) - C_{AH} \left(\frac{x_{NH} - x_{CoG}}{l_\mu} \right) + c_{M0F} + \underbrace{c_{M0H}}_{\approx 0} \stackrel{!}{=} 0$$

... aufgelöst nach c_{AH} :

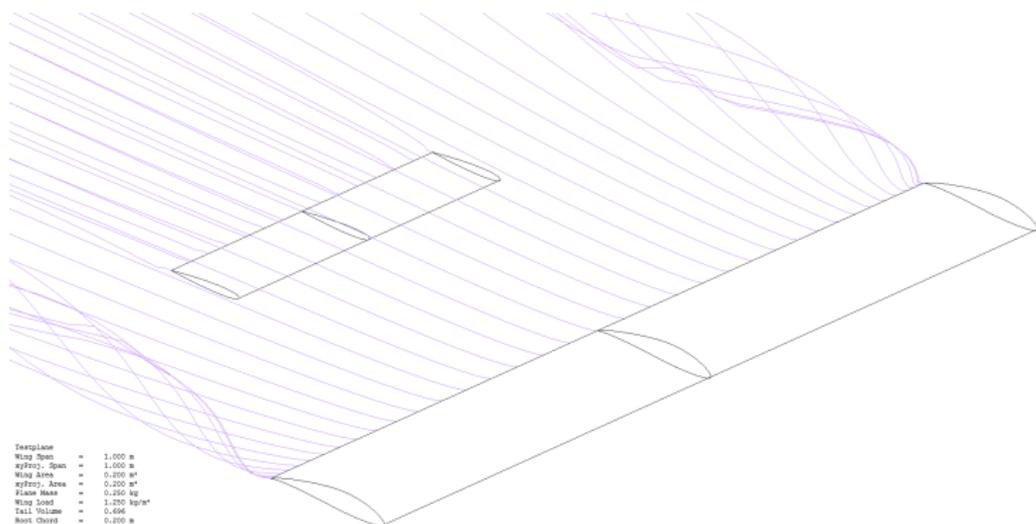
$$c_{AH} = \underbrace{\left(\frac{l_\mu}{x_{NH} - x_{CoG}} \right)}_{>0} \underbrace{\left[C_{AF} \left(\frac{x_{CoG} - x_{NF}}{l_\mu} \right) \right]}_{>0} + \underbrace{c_{M0F}}_{<0}$$

- ▶ c_{AH} positiv für: $C_{AF} \left(\frac{x_{CoG} - x_{NF}}{l_\mu} \right) > -c_{M0F}$
- ▶ Am HLTW auftriebsbegünstigend wirkende Faktoren¹:
 - ▶ hoher Gesamtauftriebsbeiwert: $C_{AF} \uparrow$
 - ▶ Schwerpunktrücklage: $\left(\frac{x_{CoG} - x_{NF}}{l_\mu} \right) \uparrow$
 - ▶ Geringe Profilwölbung am Flügel: $c_{M0F} \uparrow$

¹Achtung: Vereinfachte Darstellung - die Faktoren sind allesamt gekoppelt.

Beispiel am Vergleichsflugzeug

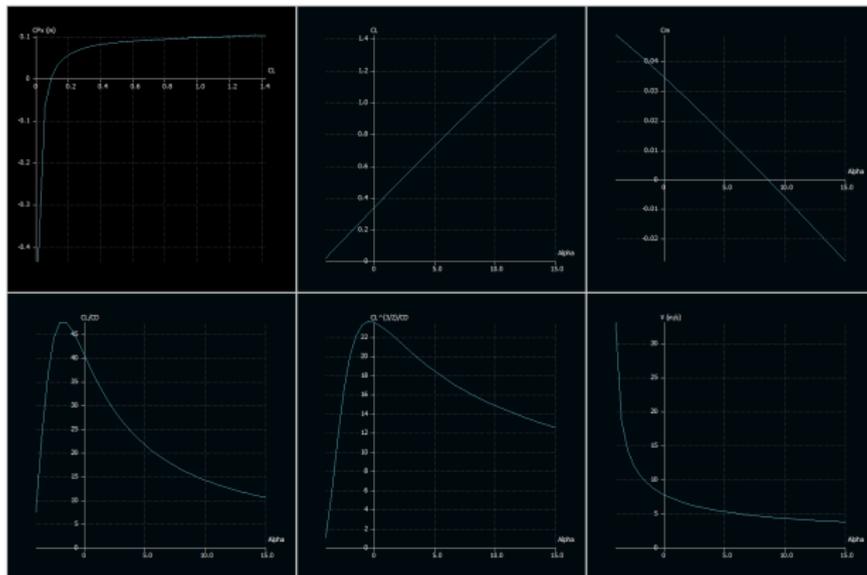
Vergleichsflügel wie vorher + Höhenleitwerk im getrimmten Zustand:



Example
 Wing Span = 1.000 m
 w_{Proj} , Span = 1.000 m
 Wing Area = 0.200 m²
 w_{Proj} , Area = 0.200 m²
 Flapc Mass = 0.250 kg
 Wing Load = 1.250 kg/m²
 Tail Volume = 0.094
 Root Chord = 0.200 m
 MAC = 0.200 m
 TipPitch = 0.000°
 Aspect Ratio = 5.000
 Taper Ratio = 1.000
 Root-Tip Sweep = 0.000°
 Mean c-Elements = 50%

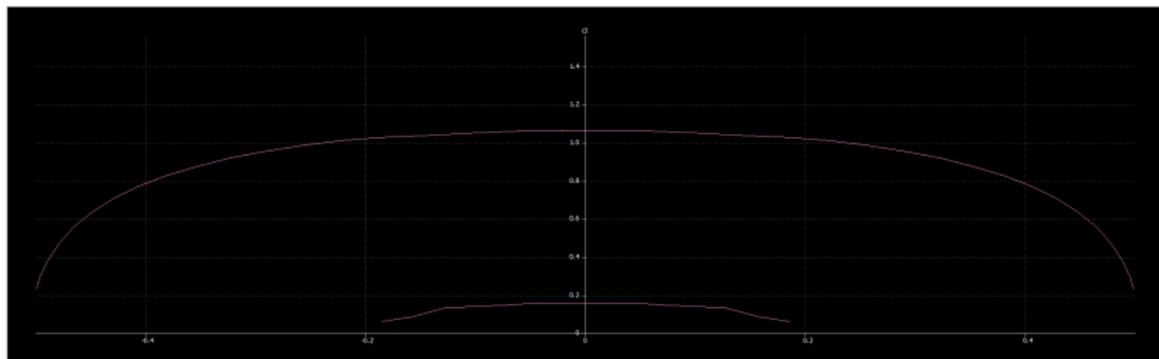
V = 4.60 m/s
 Alpha = 8.000°
 Beta = 0.000°
 CL = 0.945
 CD = 0.027
 Efficiency = 0.993
 CL/CD = 34.702
 Cm = 0.023
 Ci = 0.000
 Cm = 0.000
 L_CD = 0.194 m
 L_CG = 0.194 m

Schneller Blick auf die Polare



Testplan
Vergleichsflugzeug, getrimmt, fixed lift

Auftriebsbeiwertsverteilung am Vergleichsflugzeug



Textplane = 1,000 m
 Wing Span = 1,000 m
 w_{FZ0j} , Span = 1,000 m
 Wing Area = 0,200 m²
 w_{FZ0j} , Area = 0,200 m²
 Plane Mass = 0,250 kg
 Wing Load = 1,250 kg/m²
 Tail Volume = 0,694
 Root Chord = 0,200 m
 MAC = 0,200 m
 Ighubar = 0,000°
 Taper Ratio = 5,000°
 Paper Ratio = 1,000
 Root-Tip Sweep = 0,000°
 Mesh elements = 592



$V = 4,43$ m/s
 $\alpha = 0,000^\circ$
 $\beta = 0,000^\circ$
 $C_L = 0,948$
 $C_D = 0,017$
 $E_{Efficiency} = 0,908$
 $C_L/C_D = 54,922$
 $C_m = 0,222$
 $C_L = 0,000$
 $C_D = 0,000$
 $x_{CP} = 0,046$ m
 $x_{CG} = 0,194$ m

- ▶ Sowohl Hauptflügel als auch Höhenleitwerk liefern einen positiven Auftriebsbeitrag!

Belastetes Höhenleitwerk - Wünschenswert?

Auftrieb am HLTW: $c_{AH} > 0$

- ▶ Liefert Beitrag zu Gesamtauftrieb
- ▶ Achtung:
Höhenleitwerk "schlechterer
Auftriebserzeuger"

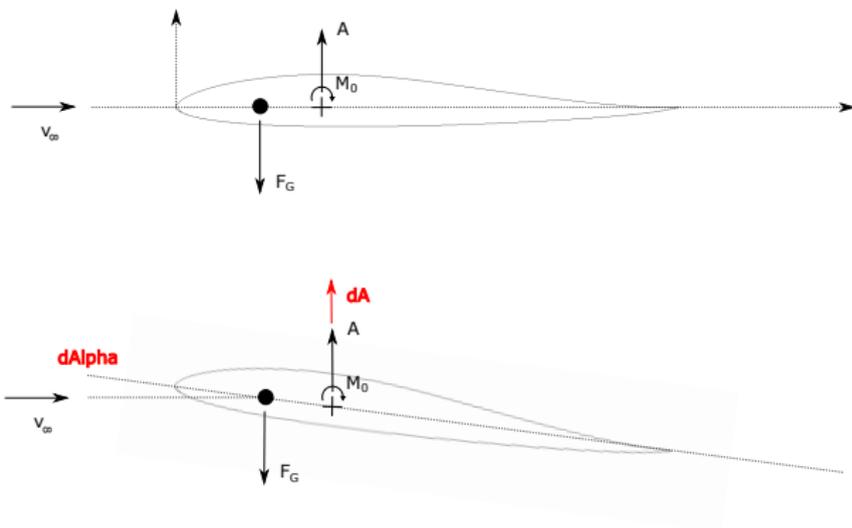
Abtrieb am HLTW: $c_{AH} < 0$

- ▶ Auftriebskomponente in Flugrichtung ("Schub")
- ▶ Achtung:
Minimiert Maximalauftrieb
 c_{Amax}

Zusammenfassung: Äquivalente Aussagen

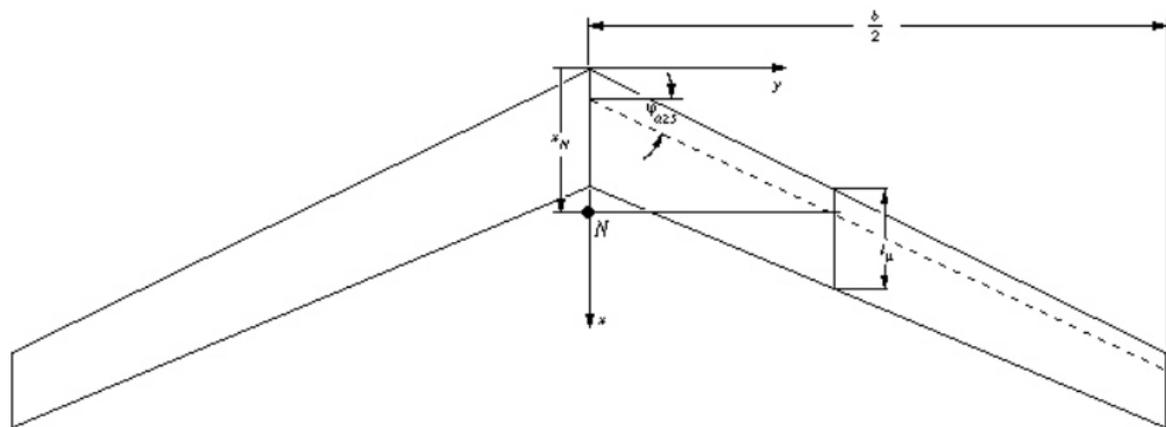
1. Eine Abweichung vom Trimmwert des Anstellwinkels (z.B. Böe) bewirkt ein der Veränderung des Anstellwinkels entgegenwirkendes Moment um den Schwerpunkt.
 - = Der Flugzeugneutralpunkt liegt hinter dem Schwerpunkt.
 - = Das Stabilitätsmaß ist positiv.
 - = Die Nicksteifigkeit ist negativ.
 - = Der Druckpunkt wandert bei Auftriebserhöhung nach hinten.
2. Im getrimmten Zustand erzeugt das System aus Tragfläche und Höhenleitwerk eine nach oben gerichtete Luftkraft.
 - = Das Nullmoment des Flugzeugs ist positiv.

Möglichkeit 1: $c_{m0} > 0$ Profil ("S-Schlag")



- ▶ Problem: Profilpolare "weniger effizient"

Möglichkeit 2: Gepfeilter Flügel



- ▶ Verhältnisse sind äquivalent zu konventioneller Konfiguration.
- ▶ In der Regel sehr effizient im Auslegungspunkt!