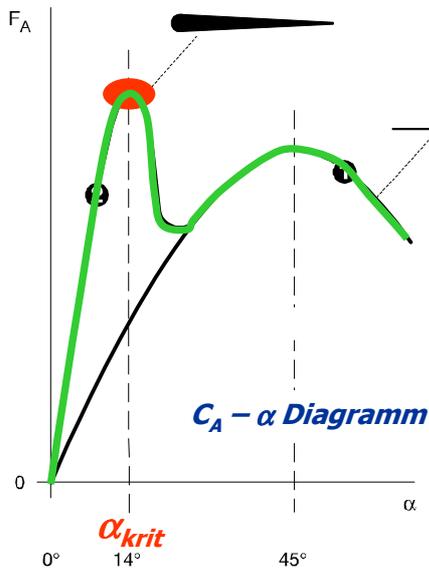
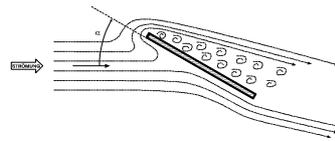


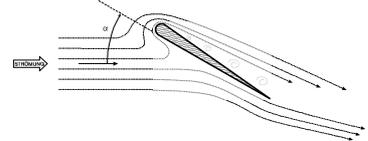
AUFTRIEBSKRAFT-Vergleich:



Ebene Platte



Profil-Platte



Die Profil-Platte...

- erreicht die max. Auftriebskraft bereits bei 14° (nicht erst bei 45°)
- das Auftriebs-Maximum ist deutlich grösser als bei der ebenen Platte
- Der Auftriebs-Anstieg ist deutlich steiler als bei der ebenen Platte
- Nach Überschreiten von α_{krit} fällt Auftriebsverlauf der Profil-Platte auf ebenen Platte zusammen

Ch. Decking, Januar 2010

Auftriebs – Formel

Was beeinflusst die Auftriebskraft eines Flügels?

- ✓ Fluggeschwindigkeit
- ✓ Flügelfläche
- ✓ Anstellwinkel
- ✓ Luftdichte

$$F_A = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_A \cdot A$$

Auftriebskraft

Luftdichte

Flug-Geschwindigkeit

Auftriebskoeffizient (Anstellwinkel)

Flügelfläche

Ch. Decking, Januar 2010

Auftriebs – Formel

$$F_A = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_A \cdot A_R$$

Im Geradeausflug ohne Änderung der Flaps-Stellung kann Auftriebs-Formel reduziert werden

$$F_A \cong V^2 \cdot C_A$$

$$F_A \cong \text{Geschw.}^2 \cdot \text{Auftriebskoeff}(\text{Anstellwinkel})$$

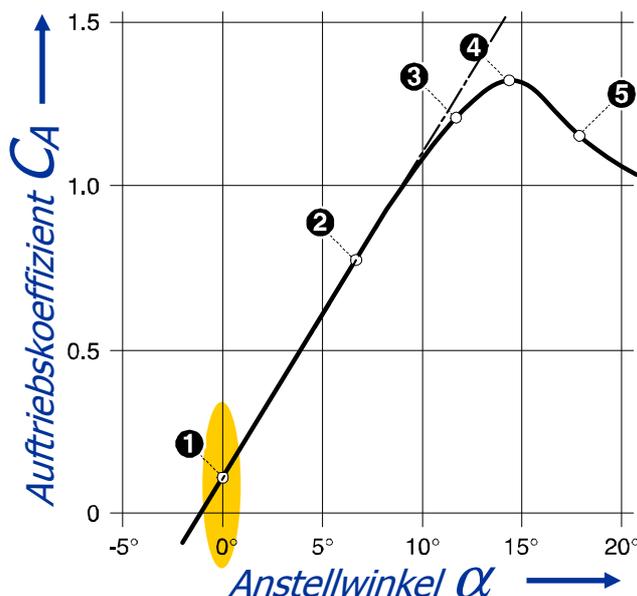
- Der Auftrieb ändert sich **quadratisch** zur Fluggeschwindigkeit
- Der Auftrieb ändert sich **proportional** zum **Auftriebs-Koeffizient C_A**
Anstellwinkel

Ch. Decking, Januar 2010

Aerodynamischer Grenzbereich: Stall

Darstellung des Auftriebs-Koeffizient in Abhängigkeit von Anstellwinkel α

$C_A - \alpha$ - Diagramm



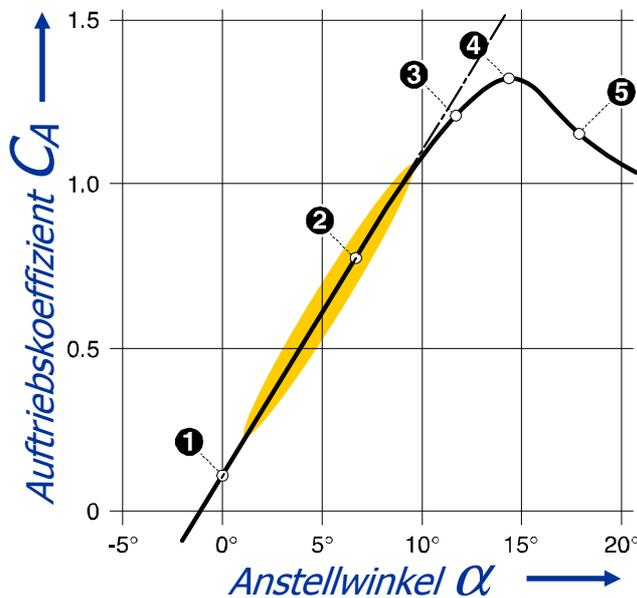
- 1 Asymmetrische Profile erzeugen auch bei Anstellwinkel 0° bereits Auftriebskraft

$C_A - \alpha$ - Kurve geht nicht durch Null-Null-Punkt

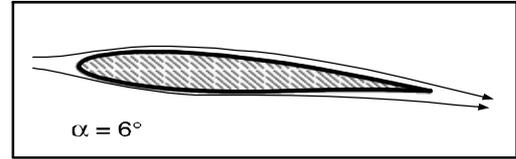
Ch. Decking, Januar 2010

Darstellung des Auftriebs-Koeffizient in Abhängigkeit von Anstellwinkel α

$C_A - \alpha$ - Diagramm



2 Strömung liegt am Profil an, keine Strömungsablösung

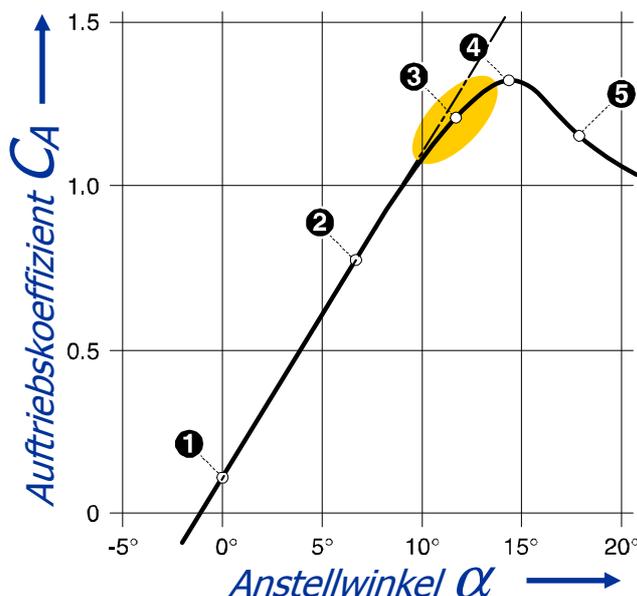


$C_A - \alpha$ - Kurve linear
Proportionale Zunahme des Auftriebskoeffizienten bei zunehmendem Anstellwinkel

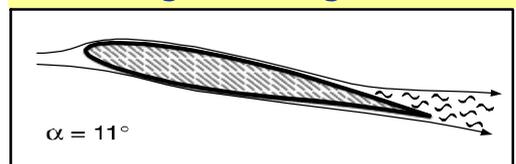
Ch. Decking, Januar 2010

Darstellung des Auftriebs-Koeffizient in Abhängigkeit von Anstellwinkel α

$C_A - \alpha$ - Diagramm



3 Strömung folgt nicht mehr der Profil-Kontur, Strömungsablösung setzt ein

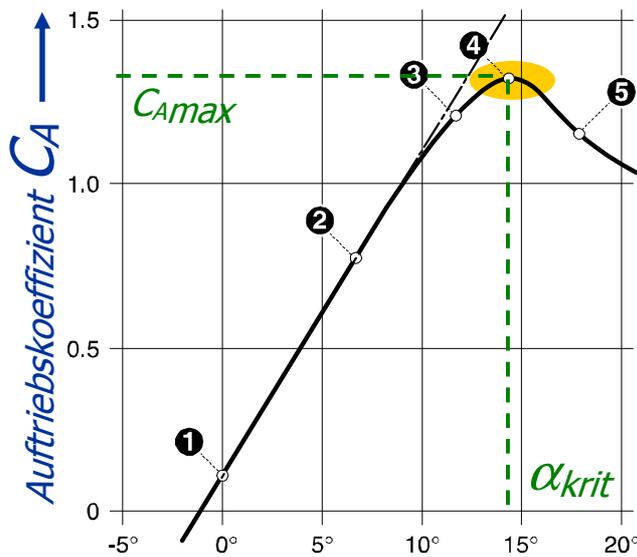


$C_A - \alpha$ -Kurve wird flacher:
Bei Strömungsablösung verringert sich der C_A -Wert

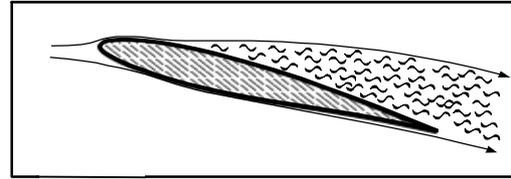
Ch. Decking, Januar 2010

Darstellung des Auftriebs-Koeffizient in Abhängigkeit von Anstellwinkel α

$C_A - \alpha$ - Diagramm



4 Strömungsablösung ist weit fortgeschritten, Auftrieb bricht zusammen



$C_A - \alpha$ -Kurve am Maximum:

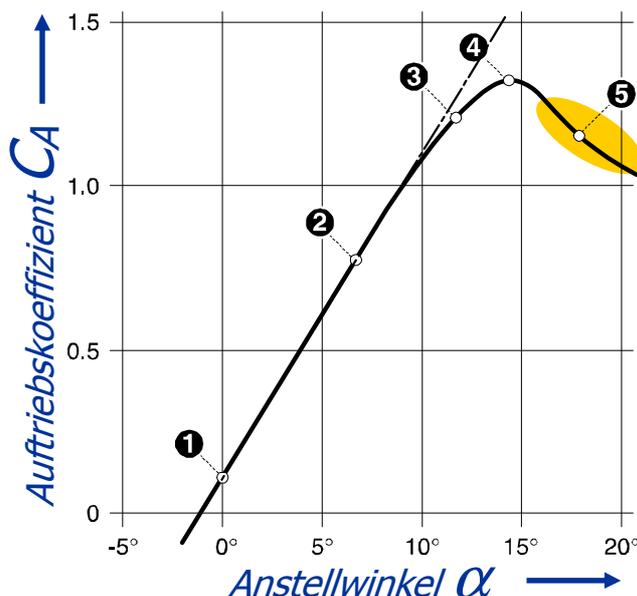
C_{Amax} und α_{krit} sind Geschwindigkeit-unabhängig

→ Strömungsablösung (Stall) ist einzig und alleine abhängig von Anstellwinkel-Überschreitung α_{krit}

Ch. Decking, Januar 2010

Darstellung des Auftriebs-Koeffizient in Abhängigkeit von Anstellwinkel α

$C_A - \alpha$ - Diagramm



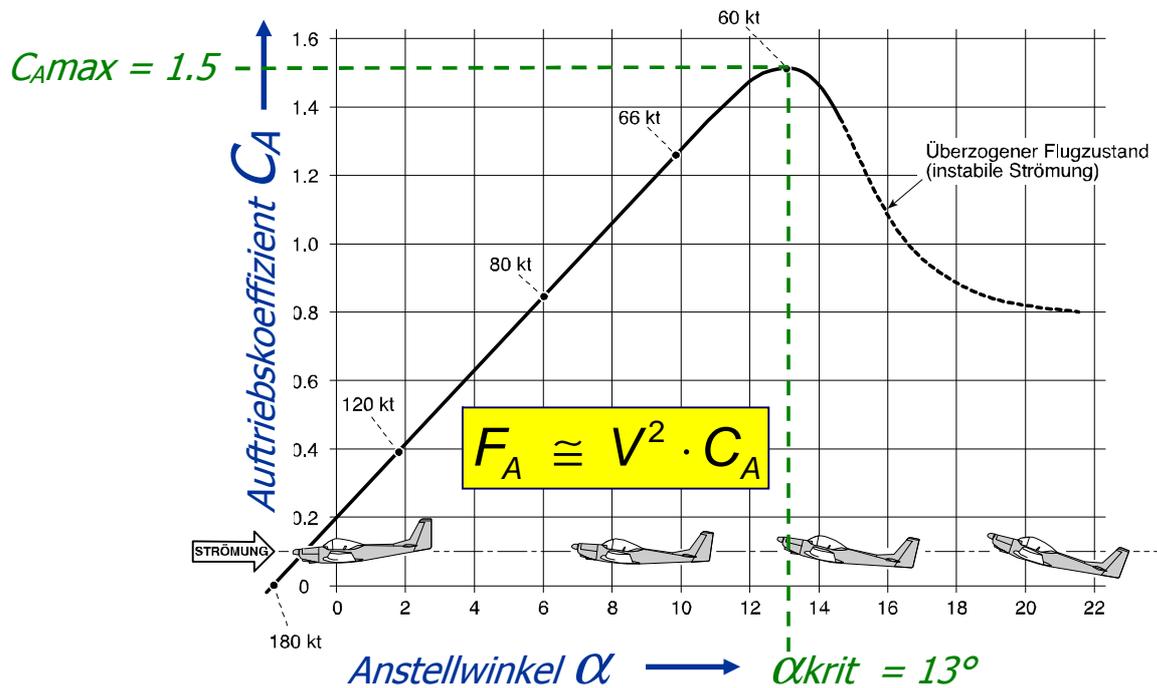
5 Strömung auf Profilloberseite nahezu vollständig abgelöst

Jede weitere Erhöhung des Anstellwinkels α reduziert den Auftriebs-Koeffizient C_A

→ Steuerbarkeits- und Stabilitäts-Probleme treten auf

Ch. Decking, Januar 2010

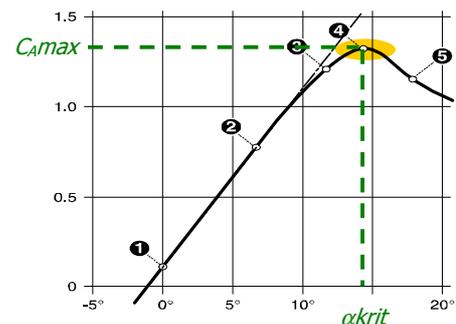
Zusammenhang: Anstellwinkel α \leftrightarrow Fluggeschwindigkeit



Ch. Decking, Januar 2010

Mindest-Geschwindigkeit V_{stall}

- V_{stall} = Mindestgeschwindigkeit des Flzgs
- d.h.
 - Maximaler Auftriebs-Koeff. C_A
 - Auftriebskraft = Gewichtskraft
 - Horizontaler Geradeausflug
 - Keine Querlage / Keine Kurve



- V_{stall} ist im AFM nur für Horizontalflug definiert (ev. Korrekturwerte)

- Beim Überschreiten des max. Anstellwinkels (α_{krit}) tritt unabhängig von der Fluglage und unabhängig von Geschwindigkeit der Stall ein

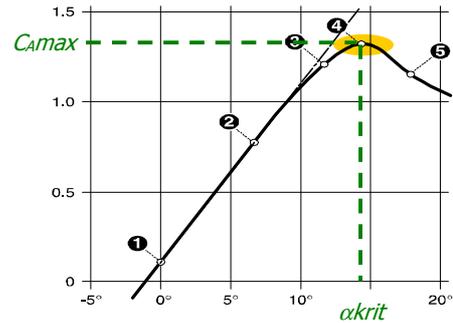
Ch. Decking, Januar 2010

Aerodynamischer Grenzbereich: Stall

Einflussfaktoren auf Mindest-Geschwindigkeit V_{stall}

Relevante Auftriebs-Formel

$$F_A \cong V^2 \cdot C_A$$



- Aus Polare weiss man: Stall tritt immer beim gleichen Anstellwinkel auf
- Die im Kurvenflug benötigte höhere Auftriebskraft kann also nur noch durch Geschwindigkeits-Erhöhung erzeugt werden!
- Fazit: Fliegt man im Horizontalflug knapp über V_{stall} , so wird beim Einleiten einer Kurve Stall eintreten, dh. die im Kurvenflug ansteigende V_{stall} wird unterschritten!
 - ➔ Häufiger fataler Fehler beim Fliegen im Gebirge!

Ch. Decking, Januar 2010

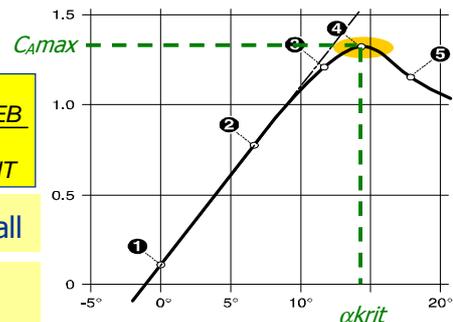
Aerodynamischer Grenzbereich: Stall

Einflussfaktoren auf Mindest-Geschwindigkeit V_{stall}

Lastvielfaches (load factor):

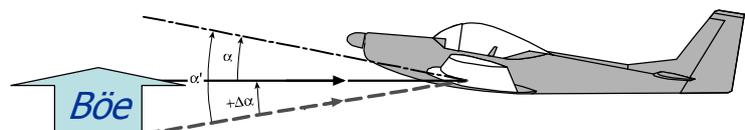
$$n = \frac{F_{AUFTRIEB}}{F_{GEWICHT}}$$

- Grosses Lastvielfaches erhöht angezeigte V_{stall}
- Kleines Lastvielfaches verringert angezeigte V_{stall}



Lastvielfaches ist stark abhängig von:

- Kurvenflug
- Abfangen aus Stechflug
- Grobe Steuerführung
- Turbulenzen / Böen



...bei Langsamflug und Schnellflug gefährlich!

Ch. Decking, Januar 2010

Überziehungswarnung (stall warning)

Anzeichen des bevorstehenden Stalls:

- Extreme Nose-Up Fluglage
- Weiche Steuer
- Stall-Warning (elektrisch, pneumatisch, ...)
- Buffeting (Schütteln des Flugzeuges)
- Starker Nose-Down Drang des Flugzeuges

Bei Nicht-Beachtung all dieser Signale durch den Piloten darf das Flugzeug stallen!

Ch. Decking, Januar 2010

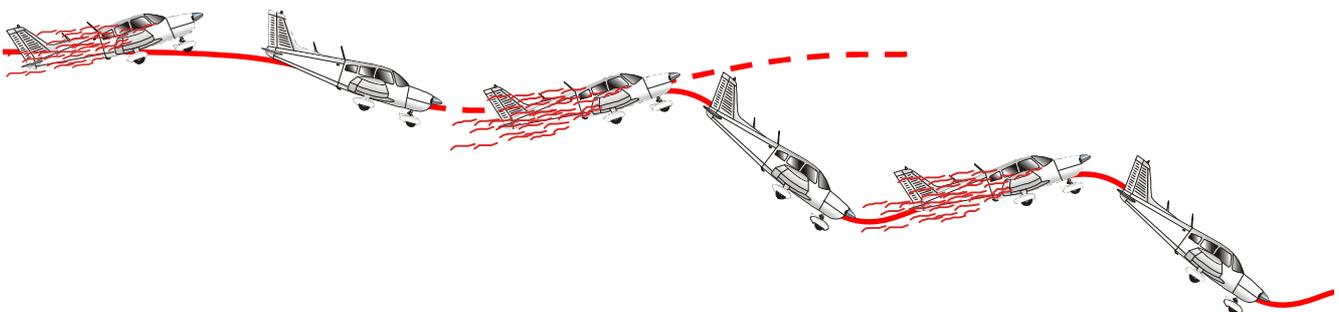
Aerodynamischer Grenzbereich: Stall

Einleiten und Beenden des Stalls

Power-Off Stall



Secondary Power-Off Stall

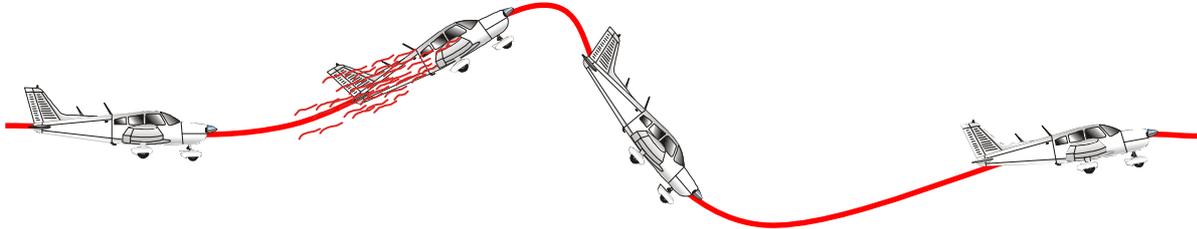


Ch. Decking, Januar 2010

Einleiten und Beenden des Stalls

Power-On Stall

→ *Full Power schützt nicht vor Stall*



Der Lagewechsel, nicht die Erhöhung der Triebwerksleistung ist der entscheidende Punkt beim Wiederherstellen der Normalfluglage!