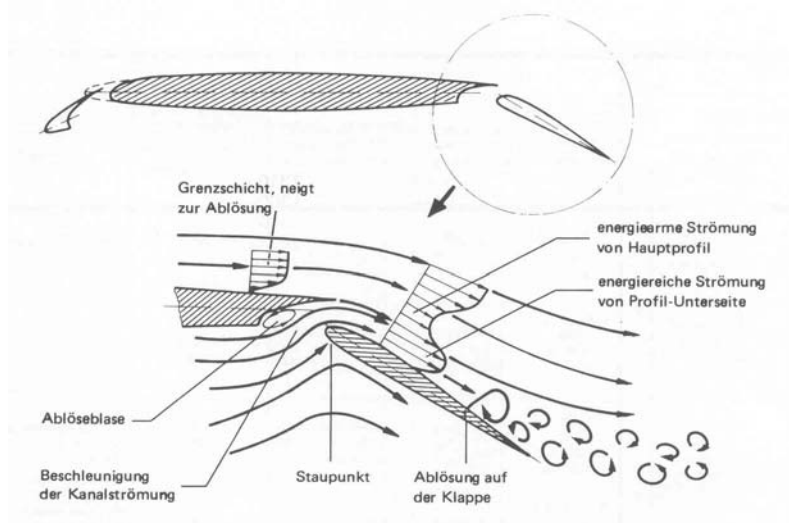


**Übungen zum Kapitel Fehler!** Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.

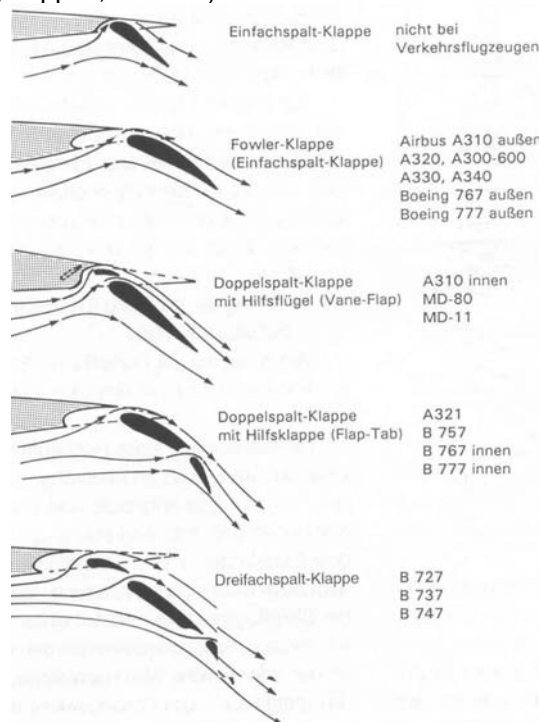
**A7.1 Hochauftriebshilfen**

1. Welche Effekte können zur Auftriebserhöhung genutzt werden? Nennen Sie je ein Beispiel.
  - Erhöhung der Profilwölbung durch Klappenausschlag (Wölbklappe)
  - Vergrößerung der Flügelfläche durch Ausfahren einer Klappe (Fowler-Klappe)
  - Verhinderung von frühzeitiger Strömungsablösung durch Zuführung energiereicher Strömung in die Grenzschicht (Spaltströmung), z.B. Spaltklappe
2. Was sollte bei der Geometrie eines Klappenspaltes beachtet werden?  
 Spaltquerschnitt muß sich verengen um eine Beschleunigung der Strömung im Spalt zu bewirken.
3. Skizzieren Sie die Geschwindigkeitsverteilung in der Grenzschicht an einer Hinterkantenklappe mit Spalt

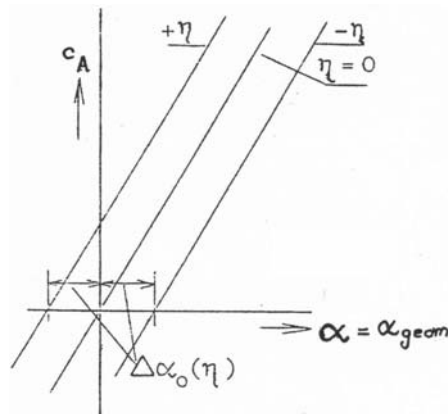


4. Benennen und skizzieren Sie unterschiedliche Bauformen von Hochauftriebshilfen an der Flügelhinterkante mit zunehmender Wirksamkeit

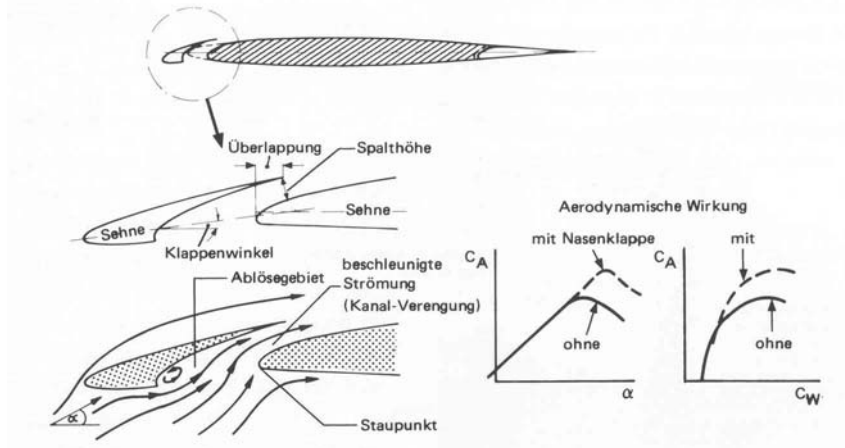
- Wölbklappe
- Spaltklappe
- Fowler-Klappe (einfach, doppelt, dreifach)



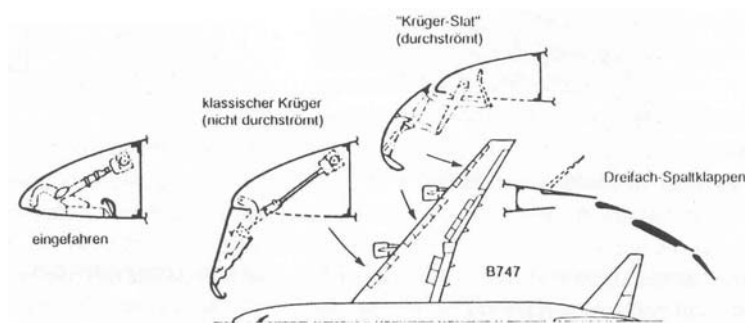
5. Wie wirkt sich der Ausschlag einer Hinterkantenklappe auf den Verlauf der Auftriebskurve aus?



6. Benennen und skizzieren Sie zwei Bauformen von Vorderkantenklappen

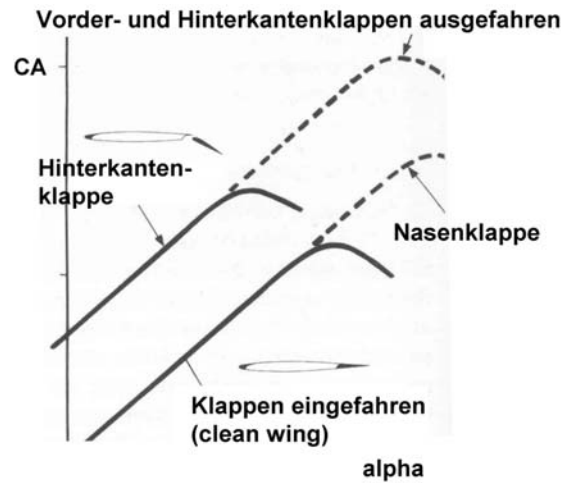


Vorfleger mit Spalt



Krügerklappe

7. Skizzieren Sie den Einfluß von Vorder- und Hinterkantenklappe auf den Verlauf der Auftriebskurve



## A7.2 Leitwerke

1. Worin bestehen die Aufgaben der Leitwerke?

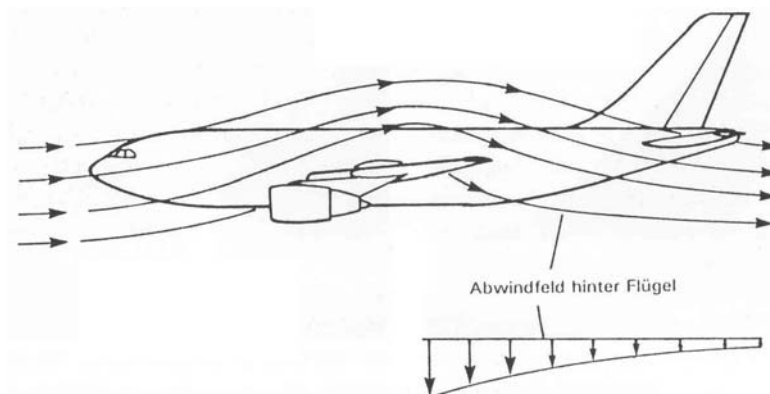
Die Hauptaufgabe der Leitwerke besteht darin, die zur *Steuerung* um die drei Hauptachsen des Flugzeugs erforderlichen Momente zu erzeugen, d.h. das Höhenleitwerk zur Steuerung um die Nickachse ( $y$ -Achse), das Seitenleitwerk zur Steuerung um die Hochachse ( $z$ -Achse) und die Querruder zur Rollsteuerung um die Flugzeuglängsachse ( $x$ -Achse). Darüber hinaus dienen die Leitwerke der *Stabilisierung* der Flugbewegung.

2. Erläutern Sie den Begriff 'eigenstabiles Verhalten'

Unter einem statisch eigenstabilen Verhalten versteht man die Fähigkeit eines Systems nach der Auslenkung aus der Ruhelage infolge einer Störung, also im Falle eines Flugzeugs infolge einer Böe oder einer unbeabsichtigten Steuereingabe, durch selbständiges Erzeugen von der Störung entgegengerichteten Kräften und Momenten, wieder von selbst in die Ausgangslage zurückzukehren. Dabei dient das Höhenleitwerk der Stabilisierung der *Längsbewegung* und das Seitenleitwerk der Stabilisierung der *Seitenbewegung*.

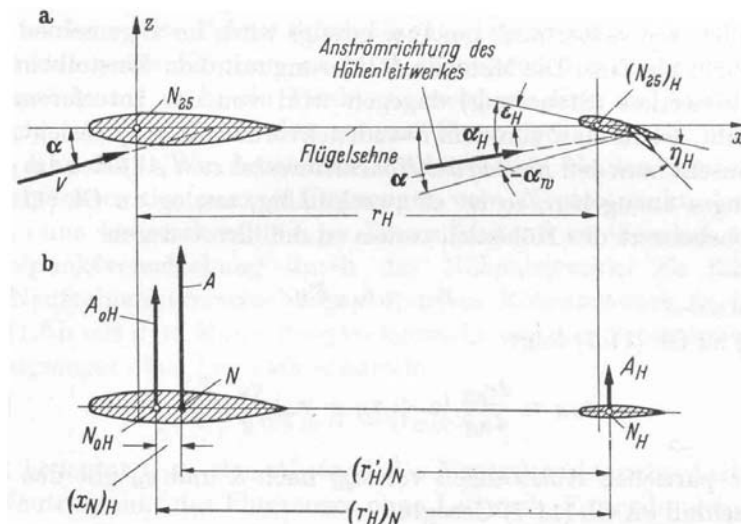
## A7.3 Höhenleitwerk

1. Skizzieren Sie die Strömungsverhältnisse an einem Höhenleitwerk, welches am Flugzeugheck angebracht ist.



2. Aus welchen Anteilen setzt sich der effektive Anströmwinkel am Höhenleitwerk zusammen? Anstellwinkel der Flügelsehne, Einstellwinkel des Höhenleitwerks und induzierter Anstellwinkel infolge des Abwindfelds des Tragflügels.

$$\alpha_H = \alpha + \varepsilon_H + \alpha_w$$



3. Was ist das Auslegungskriterium für ein Höhenleitwerk?

Auslegungspunkt für das Höhenleitwerk ist die Startphase bei vorderer Schwerpunktlage. Bei der Kombination von ungünstigstem Hebelarm und geringer Geschwindigkeit  $V_r$  (= Rotationsgeschwindigkeit) ist noch ein ausreichendes Moment zu erzeugen um die Rotation um die Nickachse (y-Achse) zu ermöglichen und den Anstellwinkel zu erhöhen. Zusätzlich wird die Anströmung und damit die Wirksamkeit des Höhenleitwerks durch das infolge des Tragflügels erzeugte Abwindfeldes, sowie durch den Ausschlag der Hinterkantenklappen weiter verschlechtert.

#### A7.4 Seitenleitwerk

1. Erläutern Sie die Begriffe 'Windfahnenstabilität' und 'Schieberollmoment'

Da das Seitenleitwerk in der Regel in Strömungsrichtung hinter dem Schwerpunkt des Flugzeugs angeordnet ist, wird bei asymmetrischer Anströmung, also bei einem Schiebewinkel, eine Seitenkraft am Leitwerk und dadurch ein rückstellendes Moment um die Hochachse erzeugt, die das Flugzeug wieder in seine Ausgangslage zurückdreht. Dieses Verhalten wird als *Windfahnenstabilität* bezeichnet. Zusätzlich wird durch die Anordnung des Seitenleitwerks über der x-Achse noch ein Rollmoment um die Flugzeuglängsachse (x-Achse), das sog. *Schieberollmoment* erzeugt.

2. Was ist das Auslegungskriterium für ein Seitenleitwerk?

Der Auslegungsfall für das Seitenleitwerk ist wie beim Höhenleitwerk der Start mit asymmetrischem Triebwerksausfall und Seitenwind. Aufgrund der noch geringen Geschwindigkeit in der Startphase ist die Wirksamkeit des Seitenleitwerks sehr begrenzt und wird dadurch zum limitierenden Faktor.

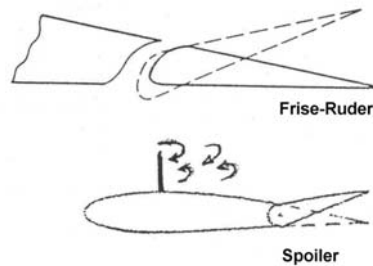
## A7.5 Querruder

### 1. Erläutern Sie den Begriff Querrudergegengiermoment (Schieberollmoment)

Generell gilt, daß jede Rotation um eine der drei Hauptachsen des Flugzeugs immer zwei weitere Momente um die beiden anderen Hauptachsen induziert, sogenannte *Koppelmomente*. Ein Querruderausschlag erzeugt ein Rollmoment um die Flugzeuglängsachse und induziert ein zusätzliches Giermoment um die Flugzeughochachse, das sog. *Schieberollmoment* oder auch *negative Wendement*. In einer Linkskurve z.B. erfolgt ein Klappenausschlag am rechten Flügel nach unten zur Auftriebserhöhung, während am linken Flügel das Querruder nach oben ausgeschlagen wird und der Auftrieb auf dieser Seite verringert wird. Da der induzierte Widerstand quadratisch vom Auftrieb abhängt, wird auf der Seite mit erhöhtem Auftrieb, in diesem Fall auf der rechten Seite, ein größerer induzierter Widerstand erzeugt, während auf der linken Seite der induzierte Widerstand sinkt.

### 2. Beschreiben Sie mögliche Maßnahmen zur Reduzierung des Schieberollmoments.

Gegenmaßnahmen bestehen in einem *differenzierten Querruderausschlag*, d.h. es erfolgt ein kleinerer Klappenausschlag nach unten als nach oben im Verhältnis von (1 : 1.5 - 2.5). Zusätzlich kann eine Widerstandserhöhung und Auftriebsverringern an der Seite an der die Klappe nach oben ausgeschlagen wird, z.B. durch Spoiler oder sog. 'Frise-Querruder' erfolgen.



## A7.6 Veränderung des erforderlichen Auftriebsbeiwerts im Landefall

Bestimmen Sie für ein Verkehrsflugzeug mit einer Gesamtmasse von  $m = 70$  [t] und  $S_{ref} = 122.6$  [m<sup>2</sup>] den erforderlichen Auftriebsbeiwert für die Reiseflugkonfiguration und die Landekonfiguration. Es gelten die Werte nach ISA

Reiseflug in  $H = 12000$  [m] mit  $M = 0.82$

Landung auf einem Flugplatz in  $H = 500$  [m] mit  $V = 1.1 \cdot V_S$ ,  $V_S = 195$  [km/h]

H	T	p	ρ	c	v · 10 <sup>4</sup>	p/p <sub>H=0</sub>	ρ/ρ <sub>H=0</sub>	T/T <sub>H=0</sub>
[km]	[K]	[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]	[m/s]	[m <sup>2</sup> /s]	[-]	[-]	[-]
0.5	284.900	95462.203	1.166606	338.468	0.15208	0.942139	0.952332	0.988721
12.0	216.650	19331.115	0.310659	295.155	0.45777	0.190783	0.253599	0.751865

### 1. Reiseflug

$$\bar{q} = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 = \frac{0.310659}{2} \cdot (0.82 \cdot 295.155)^2 \Rightarrow \bar{q}_{Reise} = 9099 [Pa]$$

$$C_{A,Reise} = \frac{m \cdot g \cdot n_z}{\bar{q} \cdot S_{ref}} = \frac{77 \cdot 10^3 \cdot 9.81 \cdot 1.0}{9099 \cdot 122.6} \Rightarrow C_{A,Reise} = 0.677$$

### 2. Landeanflug

$$\bar{q} = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 = \frac{1.166606}{2} \cdot \left(1.1 \cdot \frac{195}{3.6}\right)^2 \Rightarrow \bar{q}_{Landung} = 2071 [Pa]$$

$$C_{A,Landung} = \frac{m \cdot g \cdot n_z}{\bar{q} \cdot S_{ref}} = \frac{77 \cdot 10^3 \cdot 9.81 \cdot 1.0}{2071 \cdot 122.6} \Rightarrow C_{A,Landung} = 2.975$$

bzw.

$$C_{A,Landung} = C_{A,Reise} \cdot \frac{\bar{q}_{Reise}}{\bar{q}_{Landung}}$$