

**BUNDESFACHSCHULE FÜR FLUGTECHNIK**

**FLUGZEUGE  
mit  
TURBINENTRIEBWERKEN**

***AERODYNAMIK,  
STRUKTUREN und  
SYSTEME***

**2. Klasse**

**Lehrinhalte nach European Aviation Safety Agency (EASA)**

**Part-66, Modul 11a**

**Unterrichtsvorbereitung**

**Dipl.-HTL-Ing.**

**Manfred HOLZER**

## INHALTSVERZEICHNIS

<b>1</b>	<b>FLUGTHEORIE</b> .....	<b>4</b>
<b>1.1</b>	<b>FLUGZEUGAERODYNAMIK UND FLUGSTEUERUNG</b> .....	<b>4</b>
<b>1.1.1</b>	<b>ROLLSTEUERUNG (Roll Control)</b> .....	<b>5</b>
<b>1.1.1.1</b>	<b>STEUERUMKEHR</b> .....	<b>6</b>
<b>1.1.1.2</b>	<b>NEGATIVES ROLL- / WENDEMOMENT</b> .....	<b>7</b>
	a) <b>DIFFERENTIALQUERRUDER (Differential Aileron)</b> .....	<b>8</b>
	b) <b>STÖR- und BREMSKLAPPEN (Spoilers, Speed brakes)</b> .....	<b>10</b>
<b>1.1.2</b>	<b>NICKSTEUERUNG (Pitch Control)</b> .....	<b>12</b>
<b>1.1.2.1</b>	<b>ENTENLEITWERK (Canard)</b> .....	<b>13</b>
<b>1.1.3</b>	<b>GIERSTEUERUNG (Yaw Control)</b> .....	<b>15</b>
<b>1.1.4</b>	<b>KOMBINATIONSTEUERUNGEN</b> .....	<b>16</b>
<b>1.1.4.1</b>	<b>ELEVON</b> .....	<b>16</b>
<b>1.1.4.2</b>	<b>TAILERON</b> .....	<b>17</b>
<b>1.1.4.3</b>	<b>V-LEITWERK (Ruddervator, V-Tail, Butterfly-Tail)</b> .....	<b>17</b>
<b>1.1.5</b>	<b>AUFTRIEBSERHÖHENDE EINRICHTUNGEN (High Lift Devices)</b> .....	<b>18</b>
<b>1.1.5.1</b>	<b>HINTERKANTENKLAPPEN (Flaps)</b> .....	<b>20</b>
	a) <b>WÖLBKLAPPE (Plain Flap)</b> .....	<b>20</b>
	b) <b>SPREIZKLAPPE (Split Flap)</b> .....	<b>21</b>
	c) <b>EINFACHSPALTKLAPPE (Slotted Flap)</b> .....	<b>22</b>
	d) <b>FOWLERKLAPPE (Fowler Flap, Single Slotted Flap)</b> .....	<b>23</b>
	e) <b>DOPPELT- und DREIFACHSPALTKLAPPE (Double- and Tripple Slotted Flap)</b> .....	<b>24</b>
	f) <b>FLAPERON</b> .....	<b>25</b>
<b>1.1.5.2</b>	<b>VORDERKANTENKLAPPEN (Leading Edge Flaps)</b> .....	<b>25</b>
	a) <b>VORFLÜGEL (Slat)</b> .....	<b>26</b>
	b) <b>KRÜGERKLAPPE (Kruger Flap)</b> .....	<b>27</b>
	c) <b>KNICKNASE</b> .....	<b>28</b>
<b>1.1.6</b>	<b>GRENZSCHICHTBEEINFLUSSUNG (Boundary Layer Control)</b> .....	<b>28</b>
<b>1.1.6.1</b>	<b>ALLGEMEINES</b> .....	<b>28</b>
<b>1.1.6.2</b>	<b>WIRBELERZEUGER (Vortex Generators)</b> .....	<b>30</b>
<b>1.1.7</b>	<b>TRIMM- und HILFSRUDER (Trim Control)</b> .....	<b>31</b>
<b>1.1.7.1</b>	<b>TRIMMBLECH, BÜGELKANTE (Fixed Trim Tab)</b> .....	<b>31</b>
<b>1.1.7.2</b>	<b>TRIMMRUDER (Adjustable Trim Tab)</b> .....	<b>32</b>
<b>1.1.7.3</b>	<b>FEDERTRIMMUNG (Bungee Spring Trim System)</b> .....	<b>33</b>
<b>1.1.7.4</b>	<b>AUSGLEICHSRUDER (Balance Tab)</b> .....	<b>34</b>
<b>1.1.7.5</b>	<b>GEGENAUSGLEICHSRUDER (Verstärkungsruder, Anti-balance Tab, Anti-servo Tab)</b> .....	<b>35</b>
<b>1.1.7.6</b>	<b>FLETTNERRUDER (Control Tab, Servo Tab)</b> .....	<b>36</b>
<b>1.1.7.7</b>	<b>FEDERGESTEUERTES RUDER (Spring Tab)</b> .....	<b>37</b>
<b>1.1.7.8</b>	<b>HÖHENFLOSSENTRIMMUNG (Adjustable Stabilizer)</b> .....	<b>38</b>
<b>1.1.7.9</b>	<b>KRAFTSTOFFTRIMMUNG (Longitudinal Balance Fuel System)</b> .....	<b>39</b>
<b>1.2</b>	<b>HOCHGESCHWINDIGKEITSFLUG</b> .....	<b>39</b>
<b>1.2.1</b>	<b>SCHALL (Sound)</b> .....	<b>40</b>
<b>1.2.2</b>	<b>SCHALLGESCHWINDIGKEIT (Speed of Sound)</b> .....	<b>40</b>

<b>1.2.3</b>	<b>AUSBREITUNG VON DRUCKWELLEN .....</b>	<b>41</b>
1.2.3.1	STILLSTEHENDE STÖRQUELLE .....	41
1.2.3.2	STÖRQUELLE MIT UNTERSCHALLGESCHWINDIGKEIT .....	42
1.2.3.3	STÖRQUELLE MIT SCHALLGESCHWINDIGKEIT .....	43
1.2.3.4	STÖRQUELLE MIT ÜBERSCHALLGESCHWINDIGKEIT .....	44
<b>1.2.4</b>	<b>MACHZAHL (Mach Number) .....</b>	<b>45</b>
<b>1.2.5</b>	<b>FLUG MIT HOHER UNTERSCHALLGESCHWINDIGKEIT - KRITISCHE MACHZAHL.....</b>	<b>45</b>
1.2.5.1	BEEINFLUSSUNG DER KRITISCHEN MACHZAHL DURCH DIE PROFILFORM.....	46
1.2.5.2	BEEINFLUSSUNG DER KRITISCHEN MACHZAHL DURCH DIE FLÜGELFORM .....	47
a)	PFEILFLÜGEL (Sweepback Wing) .....	48
➤	GRENZSCHICHTZAUN (Wing Fence, Boundary Layer Fence) .....	49
➤	SÄGEZAHNVORDERKANTE (Saw-tooth Leading Edge).....	49
b)	DELTAFLÜGEL (Delta Wing).....	50
c)	HYBRIDFLÜGEL (Strake Wing, Leading Edge Extension- LEX).....	52
d)	KURZ GEKOPPELTE ENTE (Canard).....	55
<b>1.2.6</b>	<b>FLUG IM SCHALLGRENZBEREICH .....</b>	<b>56</b>
<b>1.2.7</b>	<b>FLUG IM ÜBERSCHALLBEREICH.....</b>	<b>60</b>
<b>1.2.8</b>	<b>ZUSATZWIDERSTÄNDE IM HOCHGESCHWINDIGKEITSFLUG .....</b>	<b>62</b>
1.2.8.1	WELLENWIDERSTAND (Wave Drag).....	62
1.2.8.2	INTERFERENZWIDERSTAND – QUERSCHNITTSFLÄCHENREGEL (Area Rule) .....	64

**2 ZELLENSTRUKTUREN – ALLGEMEINE KONZEPTE..... 68**

<b>2.1</b>	<b>BAUVORSCHRIFTEN (Airworthiness Requirements).....</b>	<b>68</b>
2.1.1	BAUVORSCHRIFTEN - USA.....	68
2.1.2	BAUVORSCHRIFTEN - Europa.....	69
<b>2.2</b>	<b>BELASTUNGSGRENZEN DER FLUGZEUGSTRUKTUR .....</b>	<b>70</b>
2.2.1	SICHERE LAST .....	71
2.2.2	VERFORMUNGS- UND SYMMETRIEVERMESSUNG .....	72
2.2.3	BRUCHLAST .....	74
2.2.4	SICHERHEITSAKTOR .....	74
2.2.5	LASTVIELFACHES (Lastfaktor).....	74
2.2.6	BELASTUNGSDIAGRAMM (v-n Diagramm) .....	75
2.2.6.1	SCHAUBILD DER MANÖVERLASTEN .....	76
2.2.6.2	SCHAUBILD DER BÖENLASTEN.....	79
2.2.6.3	GESAMTSCHAUBILD .....	80
2.2.7	WIRKLASTSTEUERUNG (Active Load Control) .....	81
2.2.7.1	MANÖVERLASTABMINDERUNG.....	82
2.2.7.2	BÖENLASTABMINDERUNG.....	84
<b>2.3</b>	<b>EINTEILUNG DER LUFTFAHRZEUGSTRUKTUR (Structural Classification) ....</b>	<b>85</b>
2.3.1	PRIMÄRSTRUKTUR (Primary Structure).....	85
2.3.2	SEKUNDÄRSTRUKTUR (Secondary Structure) .....	86
2.3.3	TERTIÄRSTRUKTUR (Tertiary Structure) .....	86

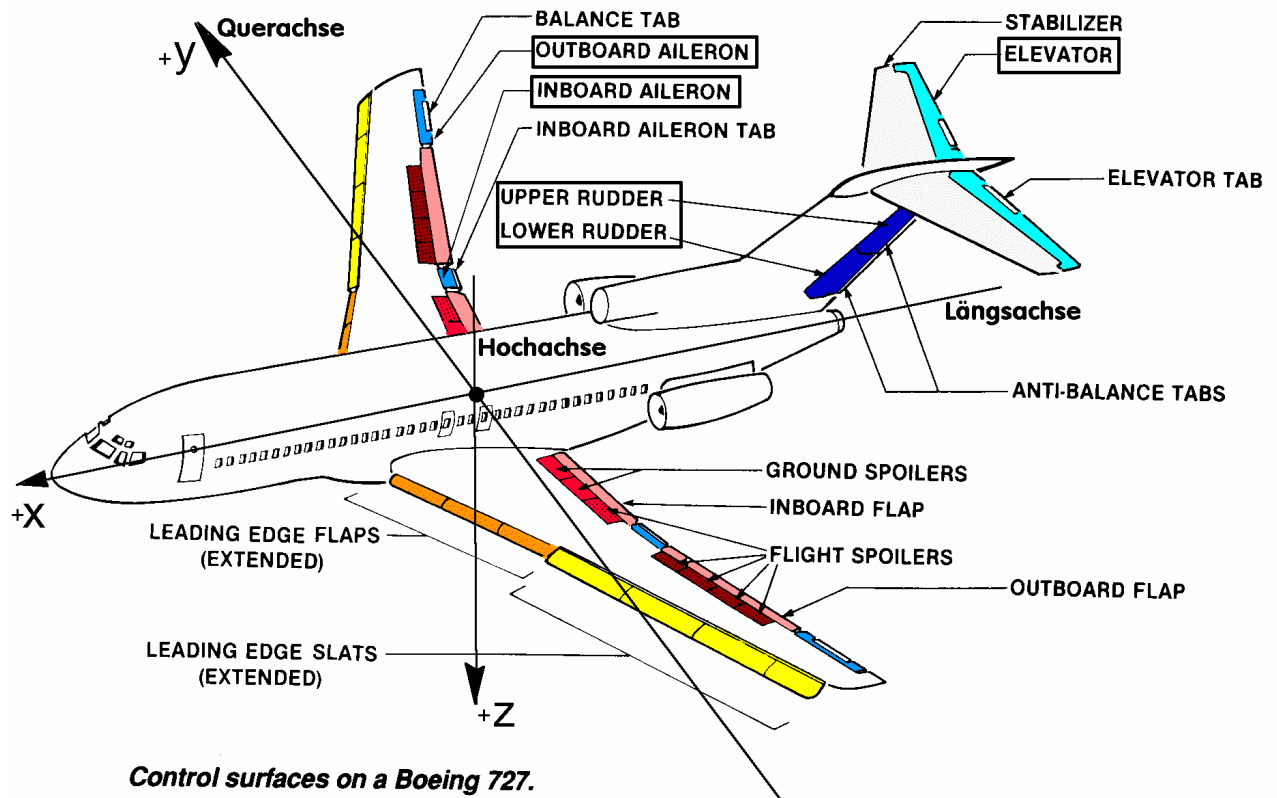
<b>2.4</b>	<b>LUFTFAHRZEUG-KONSTRUKTIONSPRINZIPIEN .....</b>	<b>87</b>
2.4.1	SAFE-LIFE DESIGN - Sicherheit auf Lebensdauer.....	87
2.4.2	FAIL-SAFE DESIGN - Ausfallsicherheit.....	88
2.4.3	DAMAGE TOLERANCE DESIGN - Schadenstolerierung .....	89
<b>2.5</b>	<b>LOKALISIERUNGSSYSTEM IM FLUGZEUGBAU .....</b>	<b>90</b>
2.5.1	STATIONENANGABE (Station Identification System) .....	91
2.5.2	ZONENANGABE (Zonal Identification System) .....	92
2.5.2.1	MAJOR ZONES (Hauptzonen).....	93
2.5.2.2	MAJOR SUB-ZONES (Unterhauptzonen) .....	94
2.5.2.3	ZONES (Zonen).....	94
2.5.2.4	ACCESS PANELS LOCATIONS (Positionen der Zugangsdeckel) .....	95
<b>2.6</b>	<b>LUFTFAHRZEUG-MASSEVERBINDUNGEN (Aircraft Bonding) .....</b>	<b>96</b>
<b>2.7</b>	<b>ABLEITEN STATISCHER AUFLADUNG (Static Discharger) .....</b>	<b>98</b>
<b>2.8</b>	<b>ZELLENMONTAGETECHNIKEN, NIETEN, VERSCHRAUBEN, VERKLEBEN ....</b>	<b>99</b>
<b>2.9</b>	<b>OBERFLÄCHENREINIGUNG (Surface Cleaning) .....</b>	<b>99</b>
<b>2.10</b>	<b>OBERFLÄCHENSCHUTZ (Surface Protection) .....</b>	<b>100</b>
2.10.1	CHEMISCHE VORBEHANDLUNG.....	100
2.10.1.1	ANODISATION (Anodische Oxidation).....	101
2.10.1.2	CHROMATIEREN .....	101
2.10.2	GRUNDANSTRICH (Primer) .....	102
2.10.3	DECKLACK (Top Coat) .....	102

Anmerkung:

Bei den folgenden Nummerierungen der Submodule wird die Modulnummerierung (11a) weggelassen.

# 1 FLUGTHEORIE

## 1.1 FLUGZEUGAERODYNAMIK UND FLUGSTEUERUNG



Zur Betrachtung von Bewegungsabläufen wird dem Flugzeug ein Achsensystem zugeordnet. Das Flugzeug kann durch die Primärsteuerung um drei flugzeugfeste Achsen gesteuert werden.

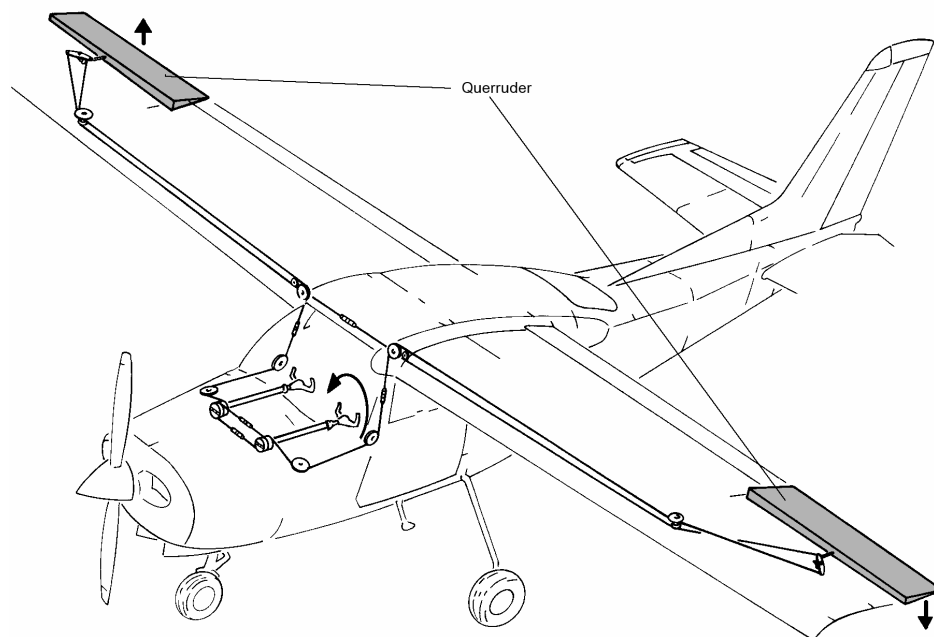
Zur Primärsteuerung zählen:

- Querruder (Aileron) – Steuerung um die Längsachse (Rollsteuerung)
- Höhenruder (Elevator) – Steuerung um die Querachse (Nicksteuerung)

- Seitenruder (Rudder) – Steuerung um die Hochachse (Giersteuerung)

Die Sekundärsteuerung (Trimmruder, Klappen usw.) dient dazu, die Bedienkräfte der Primärsteuerung zu verringern und deren Wirkung zu optimieren. Weiters kann durch entsprechende Einrichtungen (z.B. Hinterkantenklappen) Auftrieb und Widerstand des Flugzeuges den Erfordernissen angepasst werden.

### 1.1.1 ROLLSTEUERUNG (Roll Control)



*A typical aileron system.*

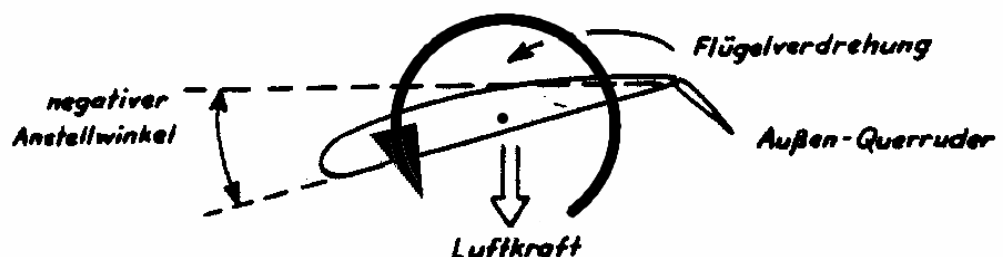
Sie erfolgt durch die Querruder (Aileron) und wird normalerweise zum Einleiten einer Kurve verwendet. Der Querruderausschlag erfolgt durch Betätigung eines Steuerhorns oder eines Steuerknüppels nach links oder rechts. Dadurch werden die Querruder

links und rechts entgegengesetzt ausgelenkt, es entsteht eine Auftriebsdifferenz zwischen linkem und rechtem Flügel und das Flugzeug rollt.

Da die Ruderwirksamkeit ebenso wie der Auftrieb quadratisch mit der Geschwindigkeitsänderung zunimmt, gibt es im Reiseflug keine Probleme mit der Ruderwirksamkeit. Bei großen Flugzeugen stellt jedoch der Langsamflug eine besondere Aufgabe dar.

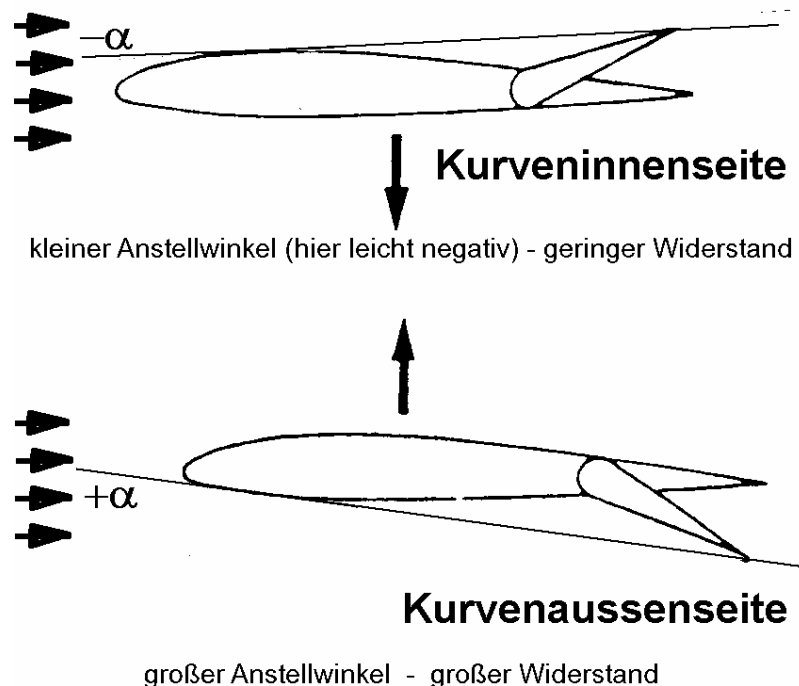
Um aber die Ruderwirksamkeit über den gesamten Geschwindigkeitsbereich annähernd konstant zu halten, benötigt man entsprechend große Querruder. Bei den meisten großen Flugzeugen sind diese in Innen- (Inboard- oder High speed Aileron) und Außenquerruder (Outboard oder Low speed Aileron – siehe Abbildung in 1.1) geteilt. Die Außenquerruder werden während des Reisefluges fixiert (z.B. beim Einfahren der Startklappen) und schlagen nur während des Langsamfluges aus. Aktive Außenquerruder würden nämlich im Reiseflug, bei dem relativ weichen Flügel eines Großflugzeuges, zu einer Steuerumkehr führen.

### 1.1.1.1 STEUERUMKEHR



Bei hoher Geschwindigkeit ist die zusätzliche Auftriebskraft am ausschlagenden Außenquerruder sehr groß. Das auftretende Torsionsmoment kann vom Flügel nicht vollständig aufgenommen werden. Er verwindet sich und bekommt einen negativen Anstellwinkel. Der daraus entstehende Abtrieb drückt, trotz nach unten ausgeschlagenem Querruder, diesen Flügel hinunter (Ruderumkehr).

### 1.1.1.2 NEGATIVES ROLL- / WENDEMOMENT



Eine weitere Problematik der Rollsteuerung ist, dass sich bei symmetrisch ausschlagenden Querrudern (Ausschlagwinkel nach oben und unten gleich groß), aufgrund der Profilwölbung, unterschiedliche Widerstände am linken



und rechten Flügel ergeben.

Das nach unten ausgelenkte Ruder (Kurvenaußenseite) erzeugt laut Polardiagramm einen höheren Widerstand (größerer Anstellwinkel). Dadurch wendet (giert) die Nase des Flugzeuges aus der Kurve. Es entsteht ein negatives Roll-/Wendemoment (negativ - da Roll- und Wenderichtung nicht gleichsinnig), das durch Seitenruderbetätigung in Kurvenrichtung ausgeglichen werden muss.

Bei allen modernen Verkehrsflugzeugen entsteht bei einem Querruderausschlag ein positives Roll-/Wendemoment. Es wird das Seitenruder zum Einleiten eines Kurvenfluges also nicht benötigt. Konstruktiv kann dies auf zwei Arten erreicht werden:

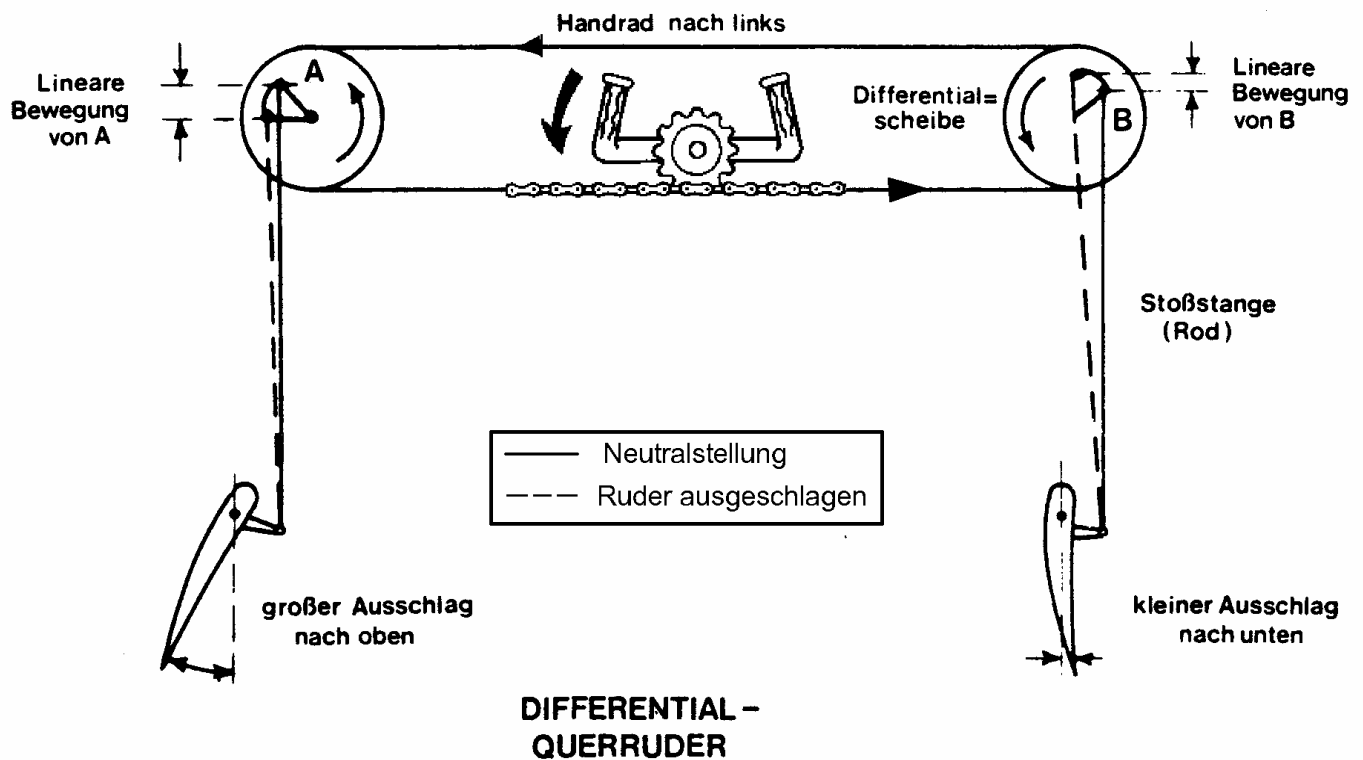
### a) DIFFERENTIALQUERRUDER (Differential Aileron)



Großer Ruderausschlag auf der Kurveninnenseite bedeutet: großer Widerstand und somit dreht das Flugzeug um die Hochachse mit der Nase in die Kurve;



kleiner Ruderausschlag auf der Kurvenaußenseite hebt den Flügel an und erzeugt dabei wenig Widerstand.



Die unterschiedlichen Ruderausschläge bei einer gemeinsamen Eingangsbewegung (Steuerhorn) ergeben sich durch die so genannten Differentialscheiben oder Differentialsegmente.

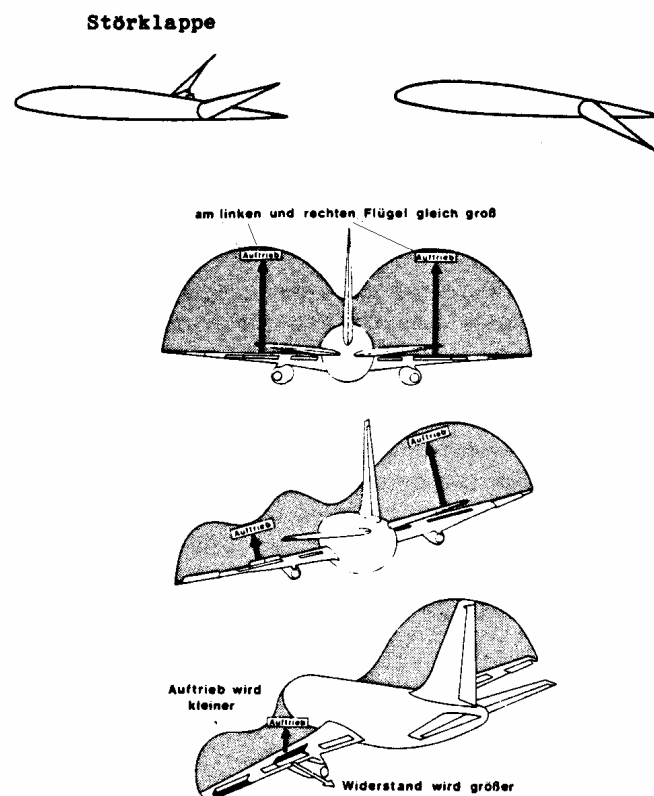
Wenn das Steuerhorn in der Neutralstellung steht, halten die Stoßstangen die Querruder ebenfalls in Neutralstellung (in Skizze Ausschlag gezeichnet). Die Stoßstangen sind in den Punkten A und B auf den Differentialscheiben befestigt.

Wird beispielsweise das Steuerhorn um  $45^\circ$  nach links gedreht, verlagern sich auch die Befestigungspunkte A

und **B** jeweils um  $45^\circ$ . Die lineare Bewegung bei **A** ist größer als die bei **B**, da die Bewegung von **A** an der Differentialscheibe überwiegend in Betätigungsrichtung der Stoßstange, und die von **B** überwiegend rechtwinkelig zur Betätigungsrichtung der Stoßstange erfolgt. Dadurch entsteht links ein großer Ausschlag nach oben und rechts ein kleiner Ausschlag nach unten.

Differentialquerruder werden sowohl bei kleinen, als auch bei mittelgroßen Flugzeugen verwendet.

### b) STÖR- und BREMSKLAPPEN (Spoilers, Speed brakes)



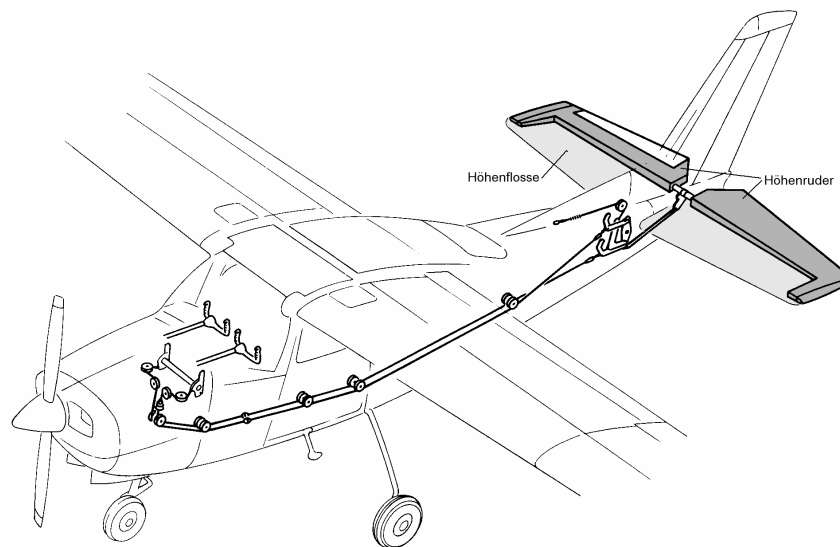
Bei Großflugzeugen unterscheidet man bei den Störklappen (Spoilers) zwischen "Flight- und Groundspoiler". Die "Flightspoilers" fahren als Bremsklappen (Speedbrakes) an beiden Flügeln symmetrisch aus, wenn sie vom Piloten betätigt werden. Durch die dabei entstehende Widerstandserhöhung wird die Flugeschwindigkeit verringert und/oder die Sinkgeschwindigkeit erhöht. Bei Militärjets sitzen die Bremsklappen meist im Rumpf.

Werden die Querruder betätigt, fahren die "Flightspoilers", zur Erzielung eines positiven Roll-/Wendemoents, nur einseitig aus. Dabei wird am kurveninneren Flügel der Auftrieb verringert und der Widerstand vergrößert. Dadurch senkt sich der Flügel und gleichzeitig dreht die Flugzeugnase in Kurvenrichtung (positives Roll-/Wendemoment). Dadurch muss das Seitenruder beim Kurvenflug nicht betätigt werden.

Bei der Ausführung einer Quersteuerung mit Störklappenunterstützung wird meist auf Differentialquerruder verzichtet.

Bei der Landung (Aufsetzen) werden "Flight-" und "Groundspoilers" ausgefahren (Lift dumpers). Dadurch wird der Restauftrieb des Flügels vernichtet.

## 1.1.2 NICKSTEUERUNG (Pitch Control)

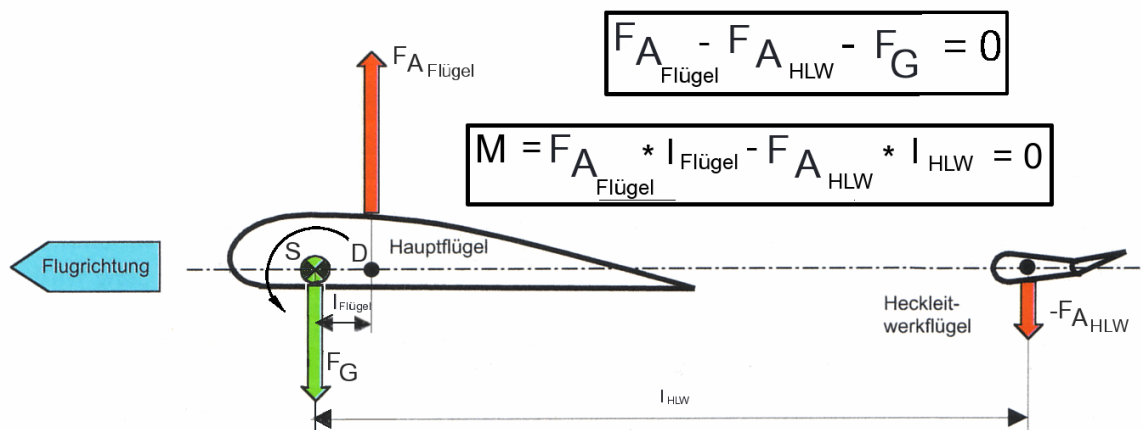


*A typical elevator control system.*

Die Nicksteuerung erfolgt durch das Höhenleitwerk am Flugzeugheck, welches aus der feststehenden Höhenflosse (Horizontal Stabilizer) und dem beweglichen Höhenruder besteht.

Beim Ziehen des Steuerhorns bzw. des Steuerknüppels schlägt das Höhenruder nach oben aus (Profilwölbung am Höhenleitwerk verändert sich) und erzeugt zusätzlich eine abwärtsgerichtete Auftriebskraft. Das Flugzeug dreht um die Querachse und die Nase geht hoch (beim Drücken umgekehrt).

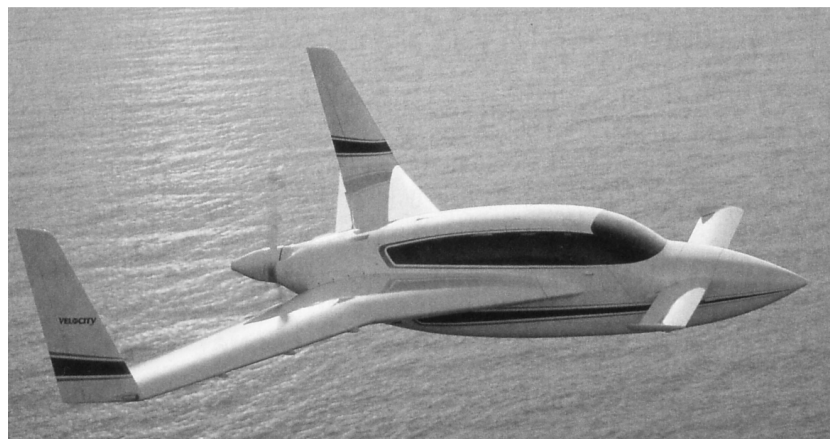
Moderne Kampfflugzeuge (auch einige Kleinflugzeuge) haben ein Pendelhöhenleitwerk (Flying Tail, All Moving Tail). Es besitzt keine feststehende Flosse (Stabilizer) sondern besteht nur aus den verdrehbaren Ruderhälften. Es ist dadurch besonders wirksam.



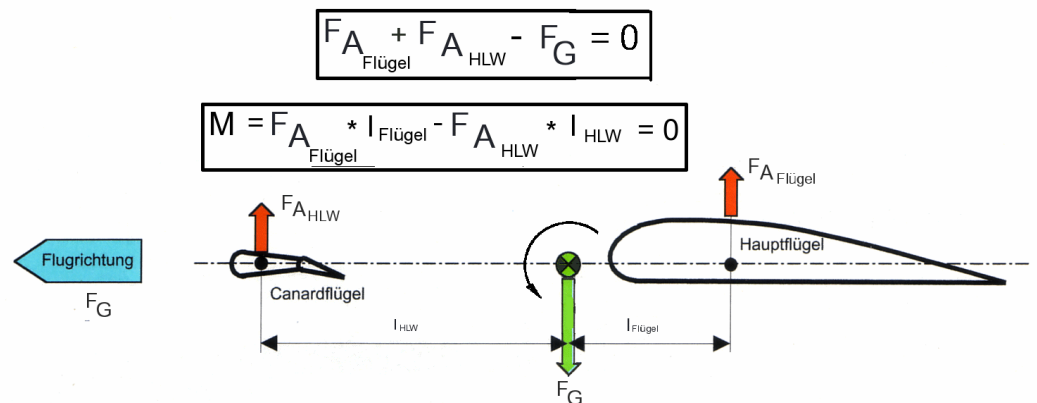
Das Höhenleitwerk eines klassischen Flugzeuges muss immer Abtrieb ( $-F_{A\ HLW}$ ) erzeugen, um ein Gleichgewicht der Momente infolge beider Auftriebskräfte zu erreichen.

Da beim stationären (unbeschleunigten) Flug der gesamte Auftrieb gleich dem Gewicht ( $F_G$ ) sein muss, muss der Flügel den negativen Auftrieb (Abtrieb) des Höhenleitwerkes ausgleichen, was den Wirkungsgrad dieser Bauweise verringert.

### 1.1.2.1 ENTENLEITWERK (Canard)

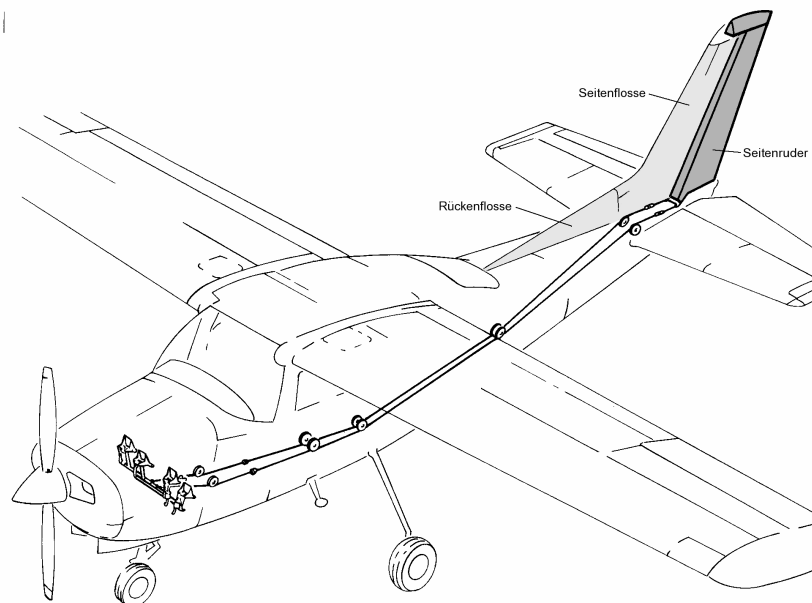


Entenflugzeuge haben den Hauptflügel und meist auch das Triebwerk im Heckbereich und das Höhenleitwerk am Bug. Das erste Motorflugzeug der Brüder Wright war ebenfalls ein Entenflugzeug.



Beim Entenflugzeug trägt das Höhenleitwerk mit zirka 20% zum Gesamtauftrieb bei, da sein Auftrieb zur Erzeugung des Momentengleichgewichtes nach oben gerichtet ist.

### 1.1.3 GIERSTEUERUNG (Yaw Control)



*A typical rudder control system.*

Die Giersteuerung erfolgt durch das symmetrische Seitenleitwerk, welches aus der feststehenden Seitenflosse (Vertical Stabilizer) und dem beweglichen Seitenruder besteht. Durch Treten des linken Seitenruderpedals schlägt das Seitenruder nach links aus (Profilwölbung am Seitenleitwerk verändert sich) und es entsteht eine nach rechts gerichtete "Auftriebskraft". Dadurch dreht (giert, wendet) die Flugzeugnase um die Hochachse nach links und umgekehrt.

Bei kleineren Flugzeugen findet hauptsächlich das Seitenruder, meist in Verbindung mit Differentialquerruder, Anwendung. Dadurch erreicht man ein positives Roll-/Wendemoment.

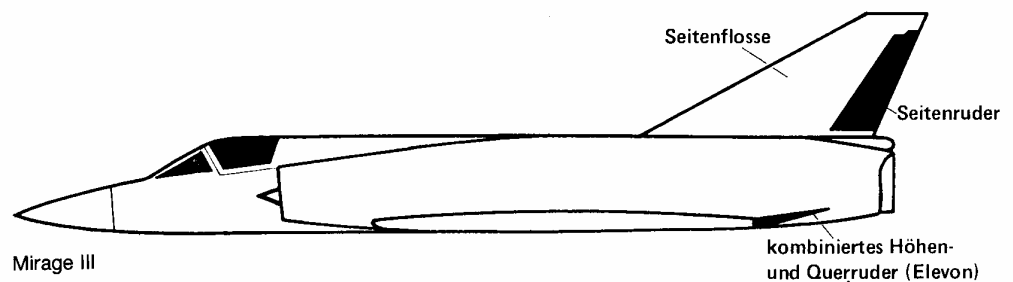


Ein eventuell vorhandener Gierdämpfer (Yaw Damper) wirkt auf das Seitenruder. Er dient zur automatischen Kursstabilisierung und verhindert Schwingungen um die Hochachse und in weiterer Folge auch um die Längsachse (Dutch Roll).

## 1.1.4 KOMBINATIONSTEUERUNGEN

Dabei werden einer Steuerfläche mehrere Funktionen zugeordnet.

### 1.1.4.1 ELEVON



Bei Kampfflugzeugen mit Deltaflügel (z.B. Saab Draken), die zu den Nurflüglern zählen, werden dieselben Steuerflächen an der Flügelhinterkante als Höhen- und Querruder verwendet.

Bei Verwendung als Höhenruder werden die Steuerflächen an beiden Flügeln gleichzeitig nach oben oder unten ausgeschlagen. Als Querruder schlagen sie links und rechts verschieden aus. Auch die Überlagerung beider Ruderfunktionen ist natürlich möglich.

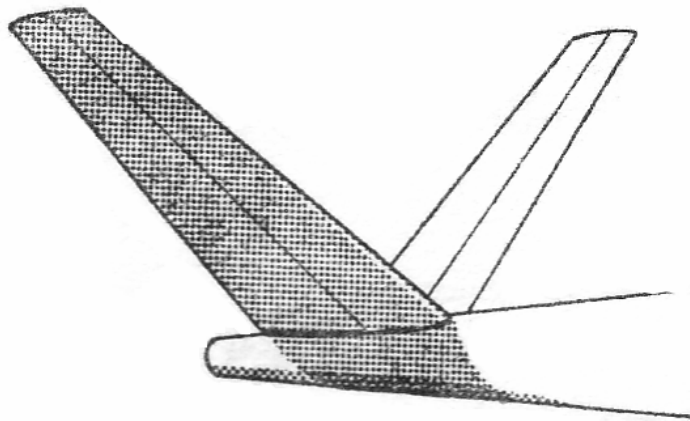
### 1.1.4.2 TAILERON

Es wird bei modernen Kampfflugzeugen mit Höhenleitwerk eingesetzt (z.B. Tornado, F-15, Su-27), wo die Querruder bei hohem Anstellwinkel (Luftkampf) in der abgelösten Strömung der Flügel liegen und dadurch wirkungslos sind.

Tailerons sehen aus wie konventionelle Höhenleitwerke. Sie übernehmen aber, wie Elevons, die Funktionen von Höhen- und Querruder, indem beide Höhenruderhälften entgegengesetzt ausgeschlagen werden (Auftriebsdifferenz  $\Rightarrow$  Rollbewegung).

Tailerons unterstützen entweder die vorhandenen, konventionellen Querruder oder ersetzen diese vollkommen. Das Höhenleitwerk ist dabei meist als Pendelleitwerk ausgeführt.

### 1.1.4.3 V-LEITWERK (Ruddervator, V-Tail, Butterfly-Tail)



Die bei konventionellen Leitwerken getrennten Funktionen von Höhen- und Seitenruder werden gemischt und von den beiden V-förmig angeordneten Steuerflächen gemeinsam übernommen (z.B. Beech Bonanza, Fouga Magister, Lockheed F-117, Standard Austria). Das V-Leitwerk hat sich jedoch nicht durchgesetzt.

**Vorteile (nur zwei Leitwerksflächen erforderlich):**

- Geringes Gewicht
- Weniger Druck- und Reibungswiderstand
- Weniger Interferenzwiderstand

**Nachteile:**

- Komplizierte Ansteuerung der Steuerflächen (Mixer) für die beiden Ruderfunktionen
- Begrenzte Seitenruderwirkung zum Ausleiten des Trudeln

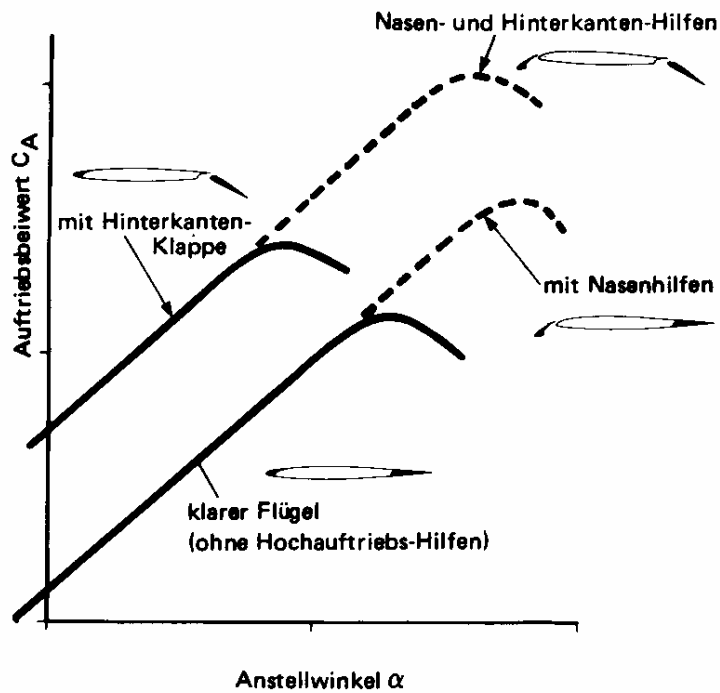
### 1.1.5 AUFTRIEBSERHÖHENDE EINRICHTUNGEN (High Lift Devices)

Auch bei der geringen Geschwindigkeit bei Start und Landung muss jener Auftrieb erzeugt werden, der dem Flugzeuggewicht entspricht. Der Auftrieb errechnet sich bekanntlich aus:

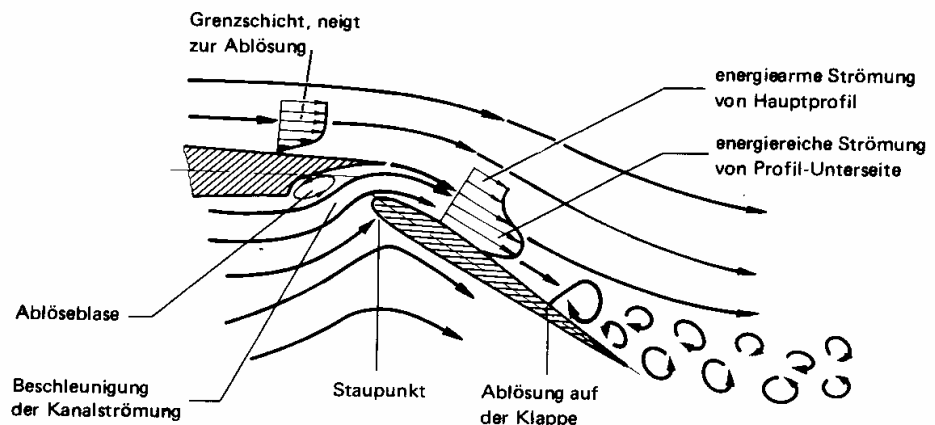
$$F_A = c_A \cdot q \cdot A = c_A \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot A$$

$\rho$ .... Luftdichte  
 $A$ .... Flügelfläche  
 $v$ .... Geschwindigkeit  
 $c_A$ .... Auftriebsbeiwert

Die Erzeugung des erforderlichen Auftriebes erfolgt, speziell bei Großflugzeugen, durch ein Hochauftriebssystem, dass aus zusammenwirkenden Klappen an Vorder- und Hinterkante des Flügels besteht und zur Sekundärsteuerung zählt.



● **Einfluß verschiedener Hochauftriebshilfen auf den  $C_A$ -Verlauf.**



● **Wirkungsweise der Spaltströmung bei Hinterkanten-Klappen**

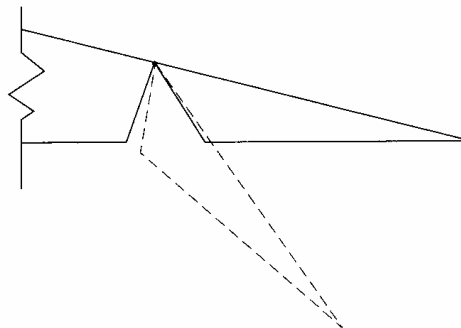
Die Auftriebserhöhung wird im Prinzip durch folgende Maßnahmen erreicht:

- Erhöhung der Profilwölbung ( $c_A$  steigt)
- Vergrößerung der Flügelfläche ( $A$  steigt)
- Beeinflussung der Grenzschicht durch die Spaltströmung ( $c_A$  steigt). Der Spalt bewirkt, dass energiereiche Strömung von der Flügelunterseite in die "müde" Grenzschicht der Klappenoberseite einströmt und dort die Luftteilchen wieder beschleunigt. Dadurch wird die Gefahr einer Strömungsablösung vermindert. Dieses Prinzip wird auch beim Vorflügel angewendet.

### 1.1.5.1 HINTERKANTENKLAPPEN (Flaps)

Um Herstellungs- und Wartungskosten zu sparen ist man bemüht, die geforderte Klappenleistung mit einer möglichst einfachen und kostengünstigen Lösung zu erreichen.

#### a) WÖLBKLAPPE (Plain Flap)



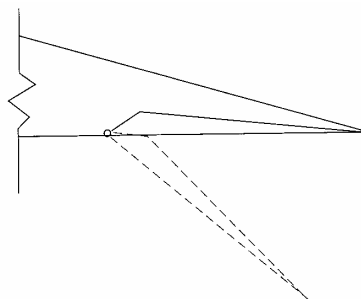
- Plain flaps are a hinged portion of the trailing edge of a wing inboard of the ailerons.

Sie ist die einfachste Form einer Hinterkantenklappe. Es wird der hintere Bereich des Profils um einen Punkt innerhalb der Flügelkontur gedreht.

Durch den Klappenausschlag wird die Profilwölbung vergrößert, sodass mehr Auftrieb entsteht. Leider steigt der Widerstand wegen der geknickten Profilform durch Strömungsablösungen stark an.

Die Wölbklappe wird bei modernen Verkehrsflugzeugen nicht verwendet, da wegen des hohen Widerstandes die Steigleistung bei Triebwerksausfall zu gering wäre. Bei Kampfflugzeugen dagegen hat die Wölbklappe weite Verbreitung gefunden, da der Schubüberschuss den Widerstandszuwachs leicht verkraftet. Auch bei Sportflugzeugen findet sie Anwendung.

### b) SPREIZKLAPPE (Split Flap)

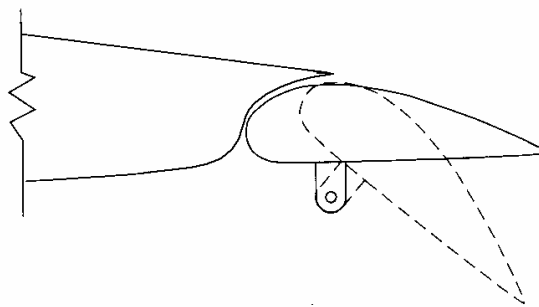


- A split flap is a plate that extends below the wing's lower surface. It increases both the lift and the drag.

**Sie erzeugt etwas mehr Zusatzauftrieb als die Wölbklappe, durch die starke Verwirbelung jedoch bedeutend mehr Widerstand.**

**Anwendungsbeispiel: Saab 91D "Safir"**

### c) EINFACHSPALTKLAPPE (Slotted Flap)

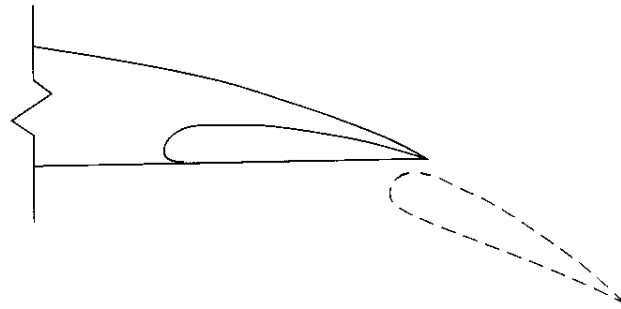


- *A slotted flap forms a slot between the flap and the flap well that ducts high-energy air back over the top of the flap to delay airflow separation.*

**Sie erzeugt mehr Auftrieb bei geringerem Widerstandsanstieg als die Wölbklappe. Bei ihr öffnet sich beim Ausfahren zwischen dem Flügel und der Klappe ein Luftspalt, der von energiereichen Luftteilchen durchströmt wird. Für Verkehrsflugzeuge ist die Klappenleistung jedoch zu gering.**

**Anwendungsbeispiel: Cessna 305 (L19)**

#### d) FOWLERKLAPPE (Fowler Flap, Single Slotted Flap)



- *Fowler flaps move aft along a set of tracks to increase the wing chord when they are lowered. They produce a large increase in lift and a minimum increase in drag.*

**Eine Fowlerklappe wird über Führungsschienen nach hinten ausgefahren, wodurch hauptsächlich die Flügel­fläche und weniger die Wölbung (zumindest in der Startstellung) vergrößert wird. Im Verkehrsflugzeugbau besitzt eine Fowlerklappe zur Leistungserhöhung meist auch einen einfachen Spalt. Man bezeichnet sie dann auch oft als "Einfachspaltklappe".**

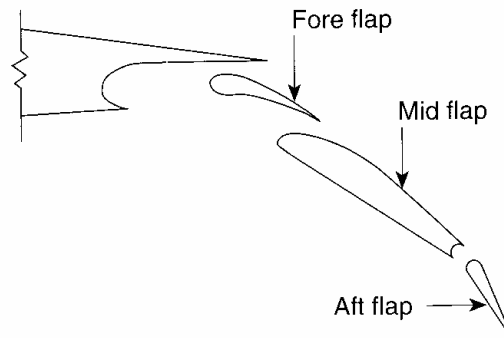
**Infolge der Flächenvergrößerung wird bereits mit ge­ringen Klappenausschlägen ein beträchtlicher Auf­triebsgewinn bei geringer Widerstandserhöhung er­zielt.**

**Anwendungsbeispiele:**

**Airbus A320, A340 Innen- und Außenflügel  
Boeing 767, 777 Außenflügel**



e) **DOPPELT- und DREIFACHSPALTKLAPPE (Double- and Triple Slotted Flap)**



- *A triple-slotted flap forms slots between the flap segments when it is lowered. Air flowing through these slots energizes the air above the flap surface and delays airflow separation while increasing the lift the flap produces.*

**Eine noch bessere Wirksamkeit wird mit Doppel- und Dreifachspaltklappen erzielt. Mit der Anzahl der Klappensegmente steigt zwar der Auftrieb, der Widerstand erhöht sich mit der Zahl der Spalte aber weitaus stärker, wodurch der Start mit Triebwerksausfall kritisch werden kann. Aus diesem Grund lassen sich derartige Klappensysteme nur bei genügend hoher Triebwerksleistung einsetzen.**

**Anwendungsbeispiele:**

**Doppelspaltklappe:**

**Airbus A310 Innenflügel**

**Airbus A321 Innen- und Außenflügel**

**Boeing 757, 777 Innen- und Außenflügel**

**Boeing 767 Innenflügel**

**Dreifachspaltklappe: {Zusatzfolie}**

**Boeing 727, 747 Innen- und Außenflügel**

#### **f) FLAPERON**

Der Auftrieb im Langsamflug ließe sich erhöhen, wenn sich die Klappen über die gesamte Spannweite erstrecken würden. Allerdings wird der Platz an den Flügelenden von den Querrudern beansprucht.

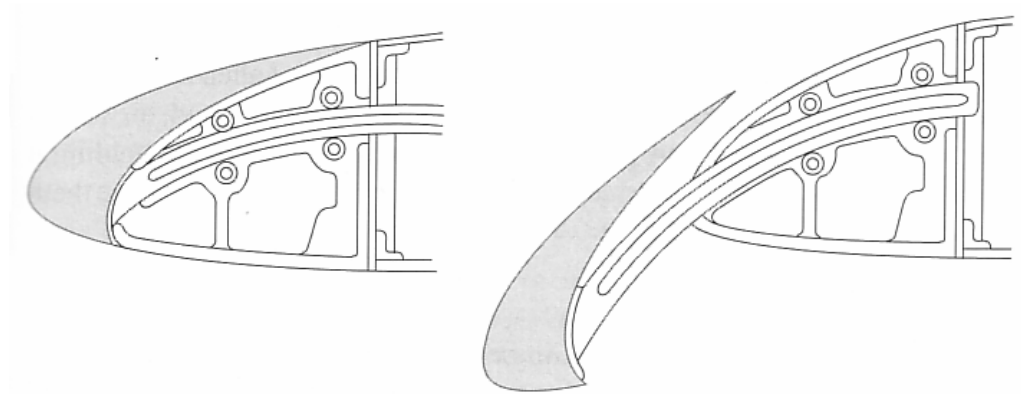
Durch eine Kombination von Klappe und Querruder (Flap/Aileron) konnte dies erreicht werden. Flaperons sind spezielle Querruder, welche die Landeklappenfunktion mit übernehmen und in Landekonfiguration leicht abgesenkt werden. Ihre Steuerfunktion bleibt dabei jedoch erhalten.

**Anwendungsbeispiele: Airbus A330, A340**

#### **1.1.5.2 VORDERKANTENKLAPPEN (Leading Edge Flaps)**

Die modernen Hinterkantenklappensysteme wären ohne Vorderkantenklappen weitaus weniger wirksam. Ihre Aufgabe ist es, ein vorzeitiges Ablösen der Strömung zu verhindern. Die Winkelstellungen der Vorderkantenklappen stehen mit den Stellungen der Hinterkantenklappen in fester Zuordnung. Bei Verkehrsflugzeugen kommen Vorflügel und Krügerklappen zum Einsatz.

### a) VORFLÜGEL (Slat)



When slat is retracted, it forms leading edge of wing.

When slat is extended, it increases camber of wing and forms duct that directs high-energy air back over upper surface of wing.

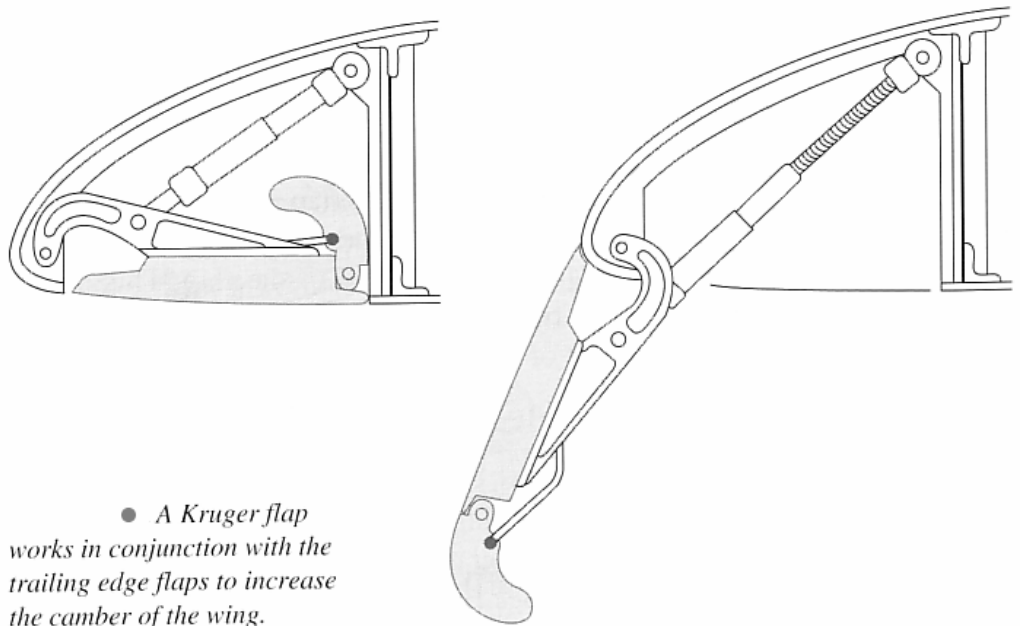
- Automatic slat used on high-performance fighter aircraft

**Die wirksamste Vorderkantenklappe ist der Vorflügel. Werden sie bei hohem Anstellwinkel ausgefahren, strömen energiereiche Luftteilchen von der Unterseite zur Oberseite und verhindern dort die Strömungsablösung.**

**Vorflügel werden auf Kreisbogensegmenten ausgefahren, wobei die Maximalstellung für die Landung optimiert wird. Für den Start wird der Vorflügel in eine Zwischenstellung gefahren, bei welcher der Widerstand gering und die Wirksamkeit noch ausreichend ist.**

**Der Vorflügel hat sich als Vorderkantenklappe bei neueren Verkehrsflugzeugen ausnahmslos durchgesetzt.**

## b) KRÜGERKLAPPE (Kruger Flap)



**Dieser Vorderkantenklappentyp wirkt ähnlich wie ein Vorflügel und ist auch aerodynamisch ähnlich wirksam (Wölbungsvergrößerung). Er lässt in seiner klassischen Form ein Durchströmen aber nicht zu, sondern ist zum Hauptflügel hin dicht. Eine Variante der Krügerklappe, bei der zwischen Klappe und Hauptflügel ein durchströmter Spalt existiert (Kruger-Slat), besitzt die Boeing 747 am Mittel- und Außenflügel, während am Innenflügel die klassische Krügerklappe Verwendung findet.**

### c) KNICKNASE

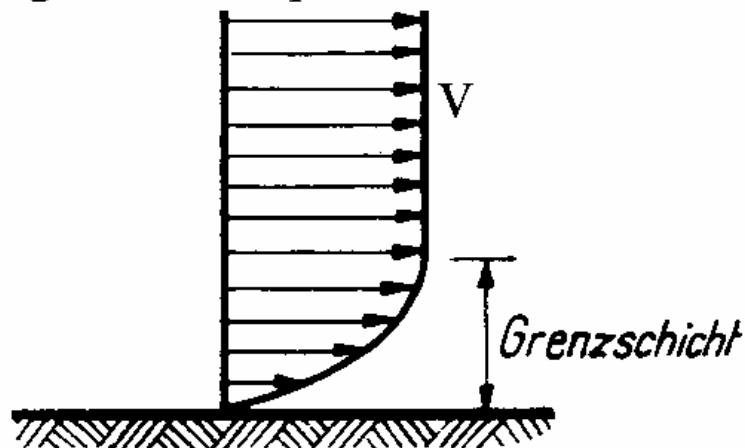


Bei einigen Kampfflugzeugen (z.B. F-16, F-18) wird der vordere Teil des Flügels, ähnlich einer Wölbklappe, bei hohem Anstellwinkel etwas abgesenkt. Sie ist eine einfache, robuste und wartungsfreundliche Methode zur Verhinderung von Strömungsablösungen.

## 1.1.6 GRENZSCHICHTBEEINFLUSSUNG (Boundary Layer Control)

### 1.1.6.1 ALLGEMEINES

Geschwindigkeitsprofil der Strömung längs einer Körperwand.

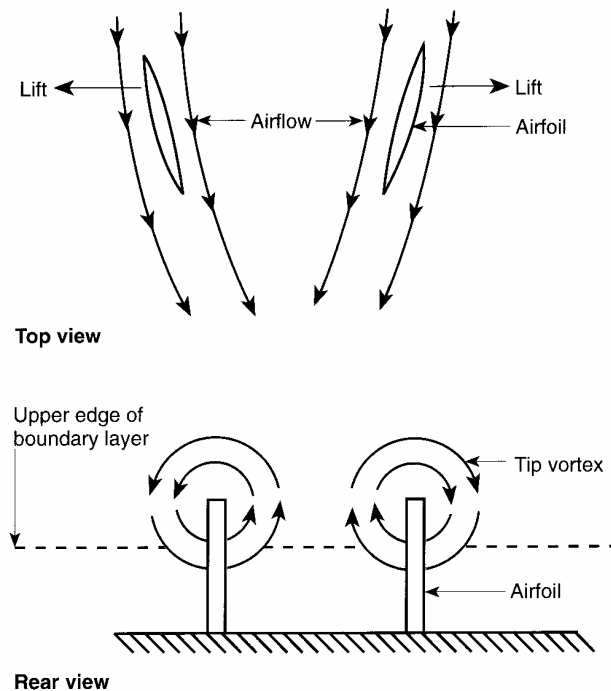


**Infolge der Zähigkeit der Luft (innere molekulare Kräfte), haften die Strömungsteilchen an der Oberfläche eines umströmten Körpers (Profil). Dadurch werden die darüber fließenden Strömungsteilchen abgebremst und Reibungswiderstand erzeugt. Diese oberflächennahe Schicht, in der die Strömungsgeschwindigkeit verzögert wird, heißt Grenzschicht.**

**Die Strömung in der Grenzschicht ist im vorderen Drittel laminar (Strömungsteilchen fließen parallel). Danach schlägt sie auf turbulent um (Strömungsteilchen fließen durcheinander) und es erhöht sich der Reibungswiderstand.**

**Allerdings liegt eine turbulente Strömung länger am Profil an weil durch die Turbulenz energiereiche Strömungsteilchen von außen in die Grenzschicht eingebracht werden. Dadurch löst sich diese, trotz Anstieg des Druckes im hinteren Profilbereich, etwas später ab.**

### 1.1.6.2 WIRBELERZEUGER (Vortex Generators)



- Vortex generators pull high-energy air down to the surface to energize the boundary layer

**Wirbelerzeuger sind kleine Flügel oder schräge Blechplättchen mit geringer Streckung, die senkrecht auf der Flügeloberseite, an der Seitenflosse oder an der Unterseite der Höhenflosse befestigt sind. Sie können zueinander parallel oder gegeneinander gerichtet (Skizze) sein.**

**Durch ihre Randwirbel, die durch den Druckausgleich entstehen werden schnelle, energiereiche Strömungsteilchen in die Grenzschicht befördert und diese wird turbulent. Dadurch liegt die Strömung auch bei geringer Geschwindigkeit (großer Anstellwinkel) noch am Flügel an.**

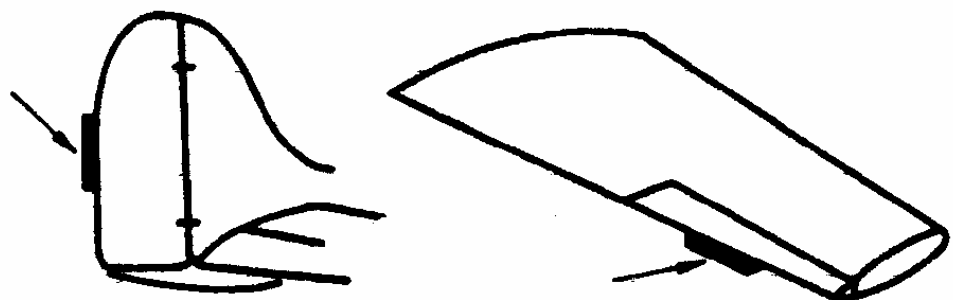
Bei schnellen Flugzeugen sind Wirbelerzeuger oft in Doppelreihe vor den Querrudern angebracht. Sie verhindern im Schallgrenzbereich eine, durch den Verdichtungsstoß hervorgerufene Ablösung der Strömung im Querruderbereich.

### 1.1.7 TRIMM- und HILFSRUDER (Trim Control)

Flugzeuge benötigen, sofern sie auf Grund ihrer Größe und Geschwindigkeit nicht schon Hydraulikunterstützung brauchen, Hilfsrunder (Hilfsklappen) an den Steuerflächen um die Steuerkräfte kontrollierbar zu halten.

Weiters dienen die Hilfsrunder zur Trimmung. Sie verändern dabei die Nullstellung des jeweiligen Ruders und zählen ebenfalls zur Sekundärsteuerung. Die folgenden Bezeichnungen der Hilfsrunder entsprechen den amerikanischen Bezeichnungen.

#### 1.1.7.1 TRIMMBLECH, BÜGELKANTE (Fixed Trim Tab)

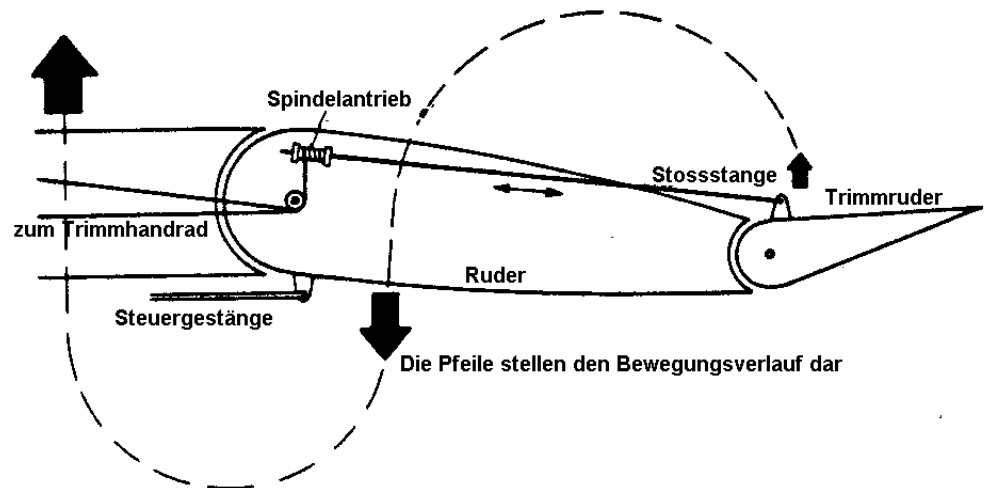


Ist ein, meist am Seitenrunder oder an einem Querruder angenietetes Blech, das am Boden verbogen werden



kann, um Drehtendenzen des Flugzeuges auszugleichen.

### 1.1.7.2 TRIMMRUDER (Adjustable Trim Tab)



Findet man an allen Rudern, bei Kleinflugzeugen meist jedoch nur am Höhenruder. Seine Funktion entspricht der des Trimbleches. Das Trimmeruder kann jedoch vom Piloten verstellt werden.

Wird beispielsweise das Trimmeruder des Höhenruders nach oben ausgeschlagen, dann schlägt das Steuerruder nach unten aus. Der größere Anstellwinkel des Höhenruders bewirkt nun, dass sich das Leitwerk nach oben bewegt und das Flugzeug um die Querachse dreht (kopflastig - Skizze).

Der Antrieb des Trimmeruders kann mechanisch über Seil und Seiltrommel, Kette und Zahnrad, beides mit Innen-

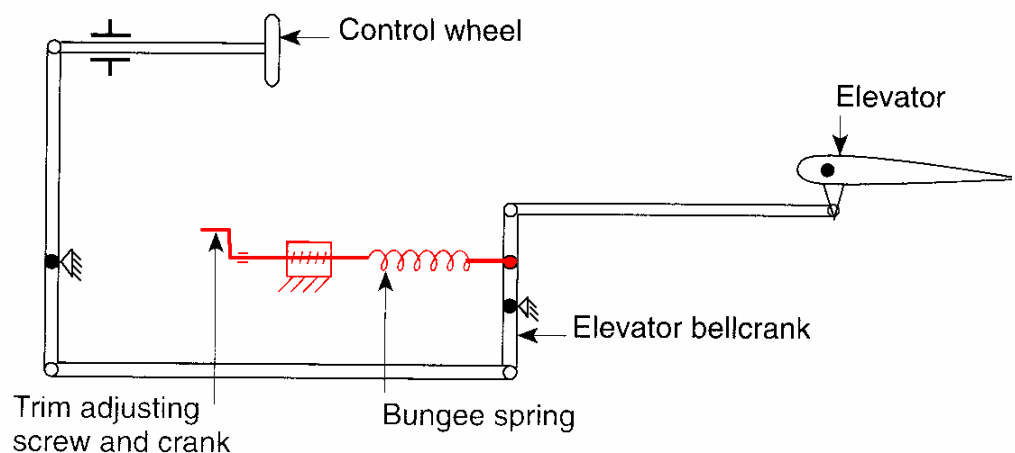
gewinde und Gewindespindel oder mittels Elektrospindel erfolgen.

Innerhalb des erlaubten Schwerpunktbereiches muss jeder Flugzustand durch die Höhentrimmung so ausgeglichen werden können, dass die Höhensteuerung (Knüppel) kräftefrei ist.

Die Trimmruderbetätigung ist selbsthemmend. Dadurch ist ein Verändern der Trimmstellung, durch den Luftkraftangriff auf das Trimmruder, nicht möglich. Weiters muss sichergestellt sein, dass sich die Trimmruderstellung bei Ausschlag des Steuerruders nicht verändert.

Bei Ausfall der Primärsteuerung kann das Flugzeug mit dem Trimmruder noch eingeschränkt gesteuert werden.

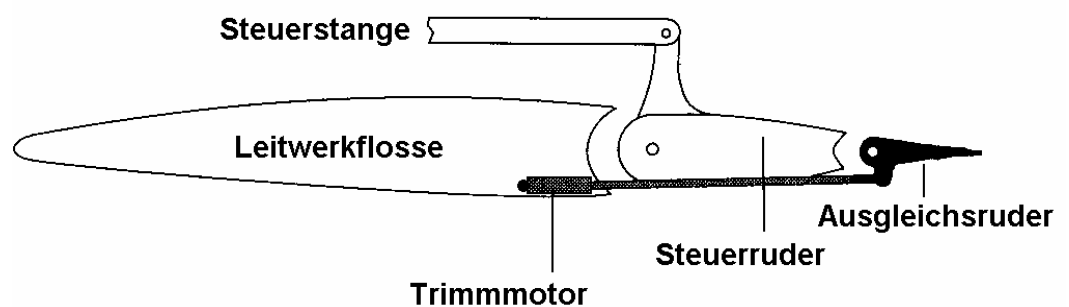
### 1.1.7.3 FEDERTRIMMUNG (Bungee Spring Trim System)



Bei der Federtrimmung (oft Höhenrudertrimmung bei Klein- und Segelflugzeugen), werden die Steuerkräfte, die auf Knüppel oder Steuergestänge einwirken, durch Federn ausgeglichen (Federkraft vom Piloten einstellbar).

Bei Ausfall der Primärsteuerung kann, im Gegensatz zu einem Flugzeug mit Trimmruder, eines mit Federtrimmung nicht mehr gesteuert werden.

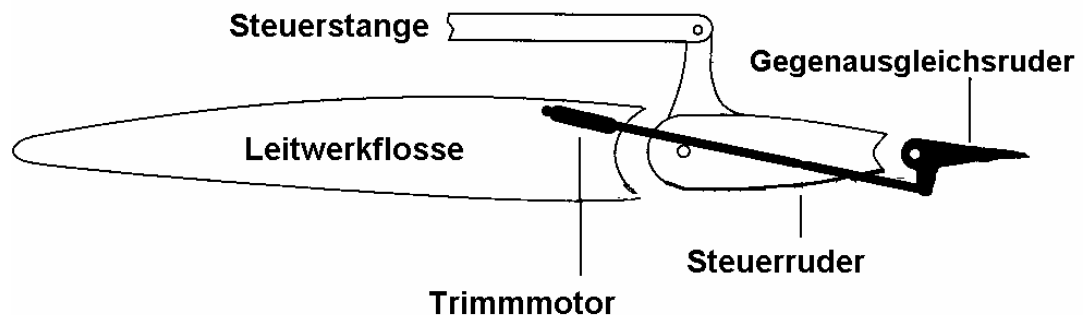
#### 1.1.7.4 AUSGLEICHSRUDER (Balance Tab)



Das Ausgleichsruder {gleich} entstehende Steuerkräfte etwas aus} erzeugt eine Luftkraft, welche das Auslenken und Halten des Steuerruders erleichtert. Es ist über ein Gestänge mit der fixen Struktur (Flosse) verbunden und schlägt in die entgegengesetzte Richtung aus wie das Ruder. Wird das Steuerruder beispielsweise nach oben ausgelenkt, schlägt das Ausgleichsruder zwangsläufig nach unten aus und verringert so aerodynamisch die notwendige Betätigungskraft für das Steuerruder.

Durch den Einbau einer Längenverstellung (Schraubspindel) in das Gestänge, kann das Ausgleichsruder gleichzeitig als Trimmung wirken.

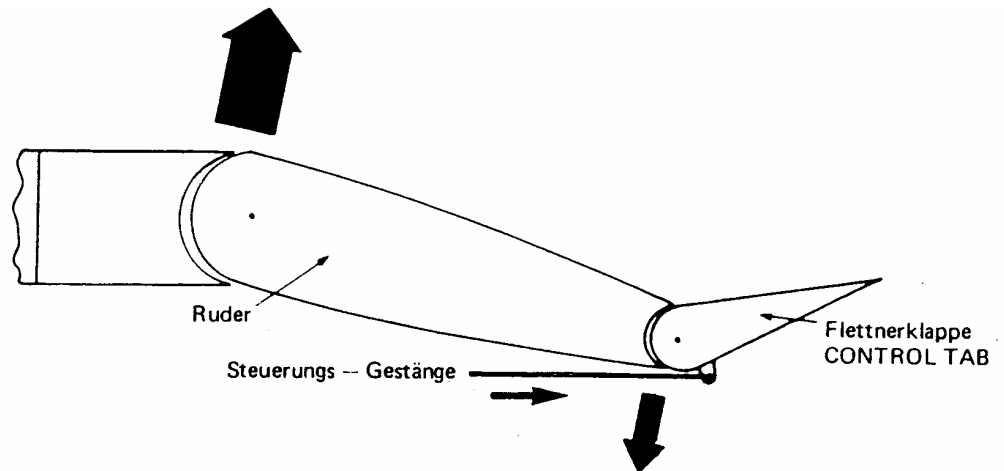
#### 1.1.7.5 GEGENAUSGLEICHRUDER (Verstärkungsruder, Anti-balance Tab, Anti-servo Tab)



Es schlägt mit einem größeren Winkel in die gleiche Richtung aus wie das Ruder und dient zur Erhöhung der Ruderwirkung (Steuerruder können kleiner sein), sowie zur progressiven (zunehmenden) Verstärkung der Betätigungskräfte. Weiters wird die Rückstellkraft in die Ruderneutralstellung vergrößert.

Zusätzlich dient es, mit der entsprechenden Gestängeverstellung ausgerüstet, auch als Trimmruder.

### 1.1.7.6 FLETTNERRUDER (Control Tab, Servo Tab)

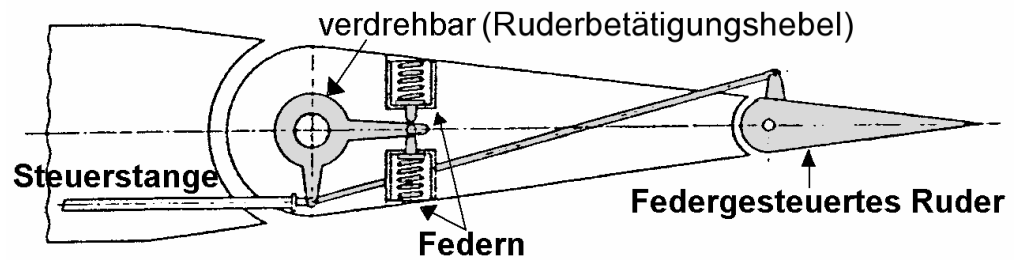


Es ist im Gegensatz zu anderen Hilfsrudern nicht über Gestänge oder Seile mit einer Hilfsrunderbetätigung im Cockpit (z.B. Trimmrad) verbunden sondern wird direkt von der Steuerung betätigt (z.B. Querruder B-707). Das Flettnerrunder erzeugt eine Luftkraft, die das Steuerruder entgegengesetzt zum Flettnerruderausschlag auslenkt.

Das Steuerruder selbst benötigt keine direkte Verbindung zum Steuerungssystem, sondern wird nur durch die Luftkraft des Flettnerruders ausgeschlagen.

Die Trimmmöglichkeit muss durch eine gesonderte Konstruktion (z.B. Federtrimmung) gewährleistet werden.

### 1.1.7.7 FEDERGESTEUERTES RUDER (Spring Tab)

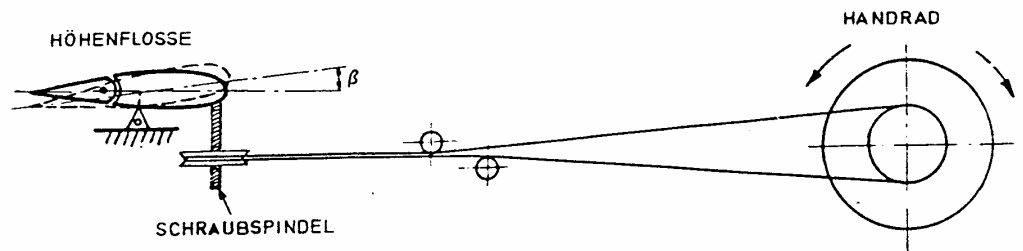


Diese Bauart stellt eine Kombination zwischen einer direkten Steuerung ohne Kraftunterstützung und einer Steuerunterstützung durch ein Ausgleichsruder dar.

Im Langsamflug wird das gesamte Steuerruder direkt betätigt (Federn werden nicht zusammengedrückt - federgesteuertes Ruder wird nicht ausgeschlagen). Wird jedoch das Steuerruder bei höherer Geschwindigkeit ausgeschlagen, wirken größere, aerodynamische Kräfte auf das Steuerruder und der Pilot muss die Betätigungskraft erhöhen. Dadurch werden die Federn verformt und der Ruderbetätigungshebel, unabhängig vom Ruder, verdreht sich. In der Folge schlägt das federgesteuerte Ruder, wie ein Ausgleichsruder, entgegengesetzt zum Steuerruder aus und die Steuerkräfte werden auch bei hohen Geschwindigkeiten kleiner gehalten.

Die Bemessung der Federelemente muss einen gleichmäßigen Übergang zwischen direkter Steuerung und jener mittels Hilfsruder gewährleisten.

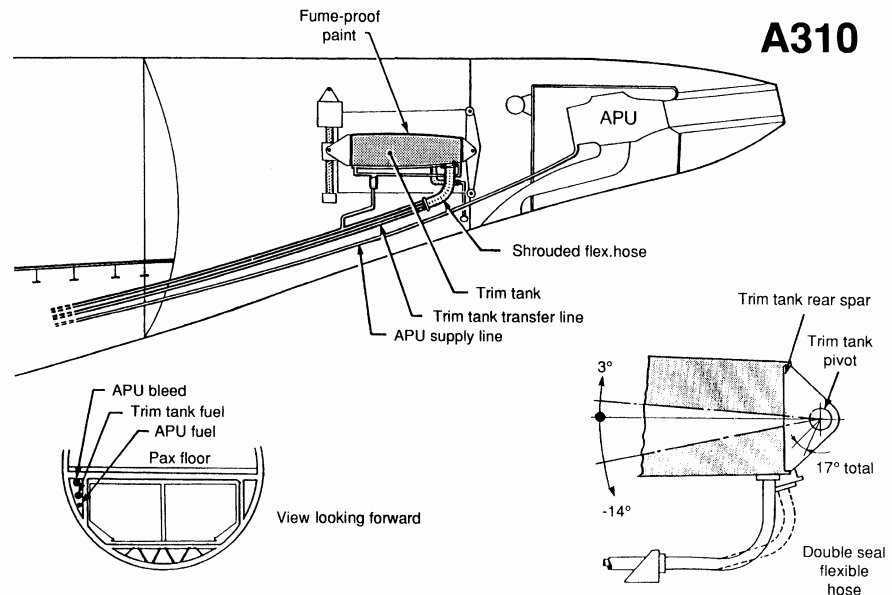
### 1.1.7.8 HÖHENFLOSSENTRIMMUNG (Adjustable Stabilizer)



Die Trimmung um die Querachse kann, vor allem bei Großflugzeugen, durch die Veränderung des Einstellwinkels  $\beta$  des Höhenleitwerkes erreicht werden. Dazu ist die Höhenflosse im hinteren Teil drehbar gelagert. Die Flossenvorderkante ist mit einer Schraubspindel verbunden, die manuell, elektrisch oder mittels Hydraulikmotor angetrieben werden kann.

Durch die große Flossenfläche können auch größere Lastigkeitsänderungen des Flugzeuges ausgeglichen werden.

### 1.1.7.9 KRAFTSTOFFTRIMMUNG (Longitudinal Balance Fuel System)



Die Trimmung um die Querachse mittels Trimmruder oder Höhenflossentrimmung erhöht den Luftwiderstand. Dies führt im Reiseflug zu erhöhtem Kraftstoffverbrauch. Die gewünschte Trimmlage kann aber auch ohne Widerstandserhöhung durch Umpumpen von Kraftstoff vom Flügeltank in einen Trimmtank in der Höhenflosse und umgekehrt eingenommen werden.

## 1.2 HOCHGESCHWINDIGKEITSFLUG

Bei den bisherigen aerodynamischen Betrachtungen der Unterschallströmung, wurde die Luft als nicht zusammendrückbar (inkompressibel) angenommen. In der Hochgeschwindigkeitsaerodynamik sind jedoch die durch Kompression und Expansion hervorgerufenen Dichteänderungen zu berücksichtigen.



### 1.2.1 SCHALL (Sound)

Druckimpulse auf die Luftteilchen (z.B. wenn Luft von einem Propellerblatt verdrängt wird) setzen sich in der Atmosphäre von einem Luftmolekül zum nächsten fort. Über unser Innenohr und Gehirn vernehmen wir diese Druckimpulse als Schall.

### 1.2.2 SCHALLGESCHWINDIGKEIT (Speed of Sound)

Sie entspricht der Geschwindigkeit mit der sich die Druckimpulse in der Luft fortpflanzen. Luft hat bei 15°C eine Schallgeschwindigkeit von 341 m/s (1228 km/h). In Vakuum werden, wegen der fehlenden Luftteilchen, keine Druckimpulse übertragen und somit kein Schall erzeugt.

Die Schallgeschwindigkeit anderer Medien hängt in erster Linie von ihrer Dichte ab:

Stahl	5189 m/s (18680 km/h)
Wasser	1450 m/s (5220 km/h)
Gummi	45 m/s (162 km/h)

Die Schallgeschwindigkeit der Luft berechnet sich wie folgt:

$$a = \sqrt{\kappa * R * T}$$

$\kappa$  ... Verhältnis der spezifischen Wärmen = 1,4

R ... Gaskonstante Luft = 287 J/kg K

T ... absolute Temperatur in K

Da  $\kappa$  und R konstant sind, ist die Schallgeschwindigkeit der Luft

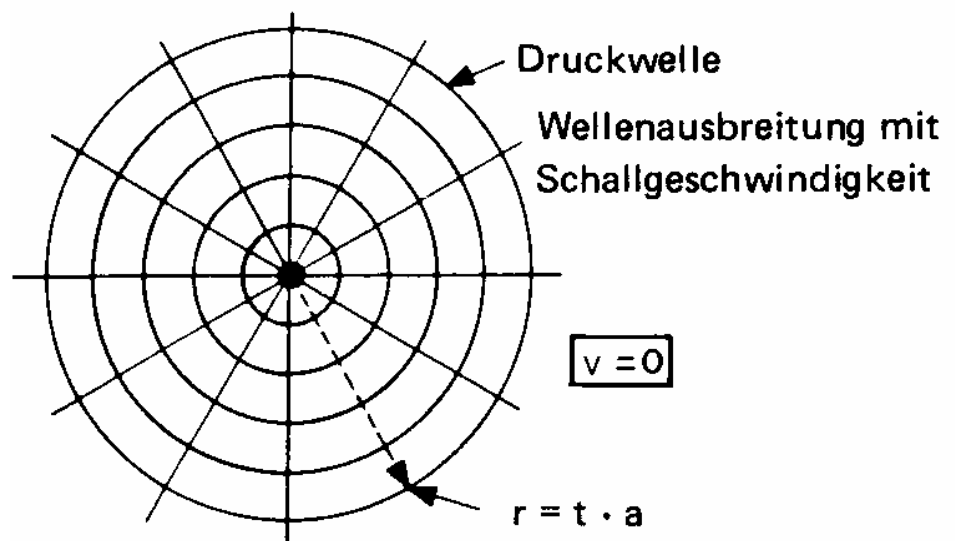
nur von der Lufttemperatur abhängig. Daher kann die Schallgeschwindigkeit annähernd wie folgt ermittelt werden:

$$a \cong 20 \cdot \sqrt{T}$$

Je kälter die Luft mit zunehmender Höhe wird, desto kleiner ist die Schallgeschwindigkeit (z.B. in 12 km Höhe bei  $-56,5^{\circ}\text{C}$  beträgt die Schallgeschwindigkeit  $295 \text{ m/s} = 1062 \text{ km/h}$ ).

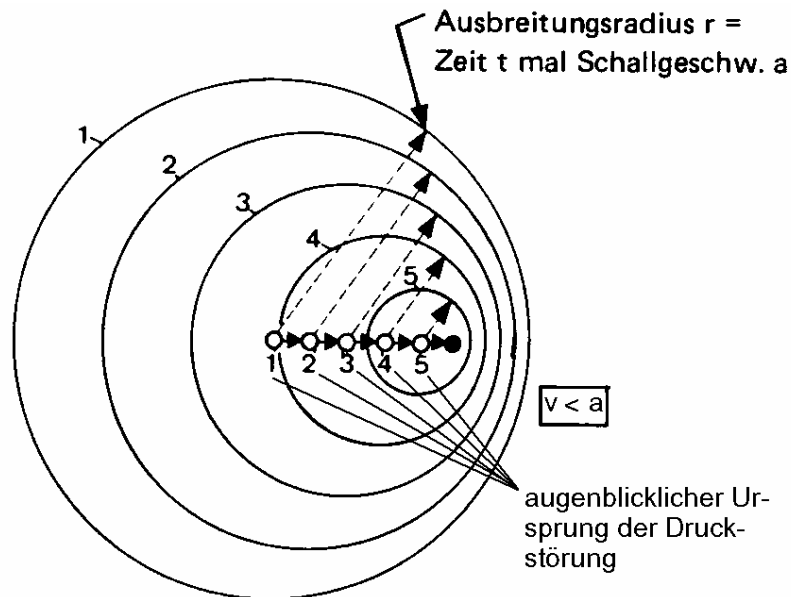
## 1.2.3 AUSBREITUNG VON DRUCKWELLEN

### 1.2.3.1 STILLSTEHENDE STÖRQUELLE



Eine unbewegte Schallquelle (z.B. schwebender Hubschrauber) erzeugt gleichmäßige, konzentrische Druckwellen, die sich mit Schallgeschwindigkeit nach allen Seiten hin kugelförmig ausbreiten.

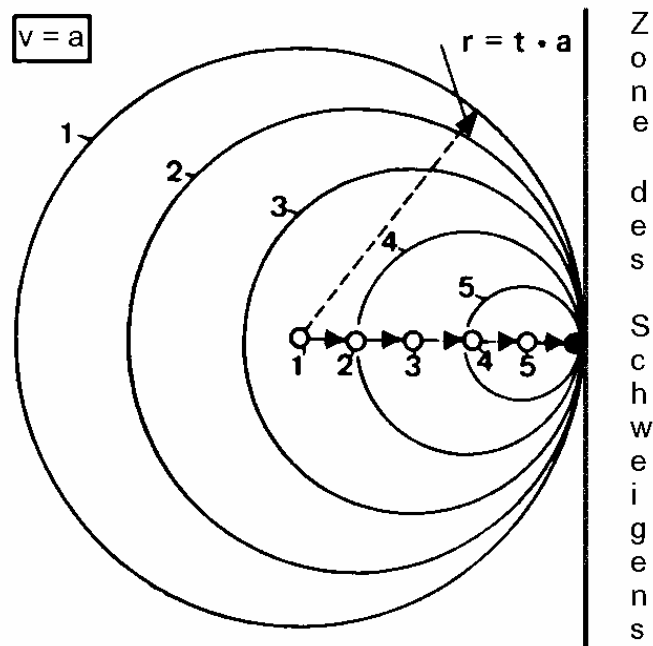
### 1.2.3.2 STÖRQUELLE MIT UNTERSCHALLGESCHWINDIGKEIT



**Bewegt sich die Schallquelle (Flugzeug) mit Unterschallgeschwindigkeit durch ruhende Luft, so werden die entstehenden Druckimpulse ebenfalls nach allen Richtungen abgestrahlt. Jedoch ist das Druckfeld nicht mehr konzentrisch. Vor der Quelle folgen die Druckimpulse in kürzeren Abständen als hinter ihr. Dies ist gleichbedeutend mit unterschiedlichen Frequenzen vor und hinter der Quelle.**

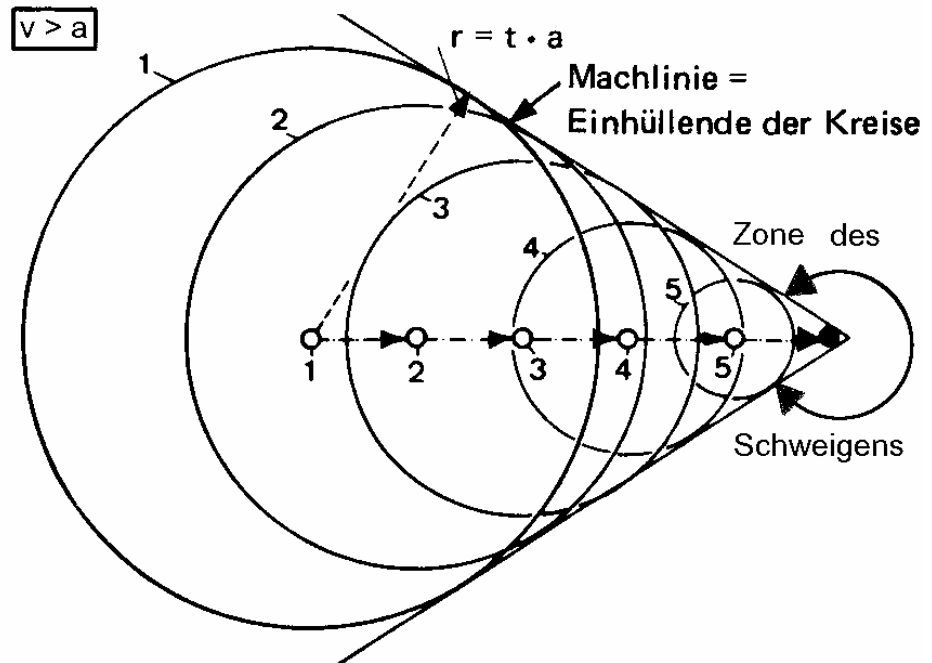
**Beispiel: Die Hupe eines sich nähernden Autos wird, wegen der dichteren Folge der Schallwellen, als hoher Ton wahrgenommen. Nach dem Vorbeifahren nimmt die Tonhöhe (Frequenz) plötzlich ab. Diese Erscheinung wird als Dopplereffekt bezeichnet.**

### 1.2.3.3 STÖRQUELLE MIT SCHALLGESCHWINDIGKEIT



Ist die Fluggeschwindigkeit gleich der Schallgeschwindigkeit, dann können sich die Druckimpulse nach vorne nicht schneller als die Schallquelle (Flugzeug) selbst bewegen und sich nur nach hinten ausbreiten. Es entsteht unmittelbar vor dem Flugzeug eine senkrechte Wellenfront (hier treffen sich sämtliche Druckwellen) und die Störquelle ist für einen davor befindlichen Beobachter unhörbar. Diesen Bereich nennt man daher auch "Zone des Schweigens".

### 1.2.3.4 STÖRQUELLE MIT ÜBERSCHALLGESCHWINDIGKEIT



**Bewegt sich die Schallquelle (Flugzeug) mit Überschallgeschwindigkeit, so beschränkt sich der Wirkungsraum der Druckwellen auf das Innere eines Kegels, in dessen Spitze sich die Quelle selbst befindet. Den Kegel selbst kann kein Schallsignal verlassen.**

**Das Flugzeug ist erst dann hörbar, wenn sich der Beobachter innerhalb des Kegels befindet, der die Druckwellen einhüllt. Der Öffnungswinkel dieses so genannten Machkegels ist umso kleiner, je höher die Überschallgeschwindigkeit ist.**

**Wird der Beobachter jedoch von der konzentrierten Wellenfront getroffen, empfindet er sie als Überschallknall.**

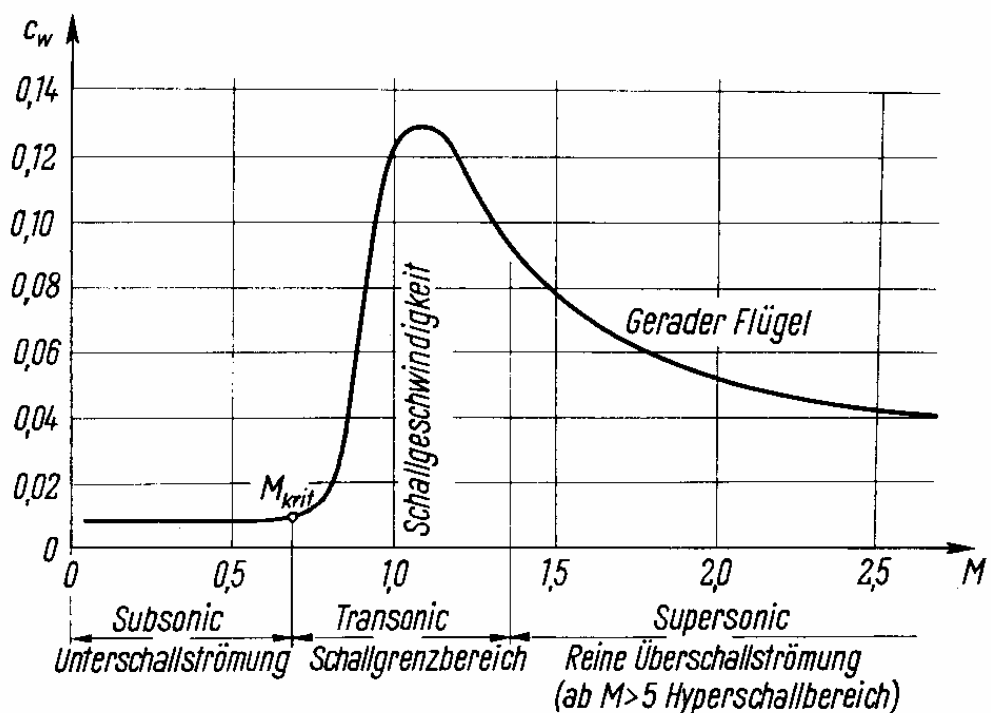
## 1.2.4 MACHZAHL (Mach Number)

Für schnellfliegende Unterschallflugzeuge (z.B. Verkehrsflugzeuge) braucht man eine Information darüber, wie dicht die momentane Fluggeschwindigkeit an der Schallgeschwindigkeit liegt. Diese Information liefert die Machzahl.

$$M = \frac{\text{momentane Fluggeschwindigkeit}}{\text{momentane Schallgeschwindigkeit}} = \frac{v}{a}$$

- Bei Unterschallgeschwindigkeit ist die Machzahl kleiner als 1.
- Bei  $M=1$  ist somit die Fluggeschwindigkeit gleich der Schallgeschwindigkeit.
- Bei Überschallgeschwindigkeit ist die Machzahl größer als 1.

## 1.2.5 FLUG MIT HOHER UNTERSCHALLGESCHWINDIGKEIT - KRITISCHE MACHZAHL (Critical Mach Number)



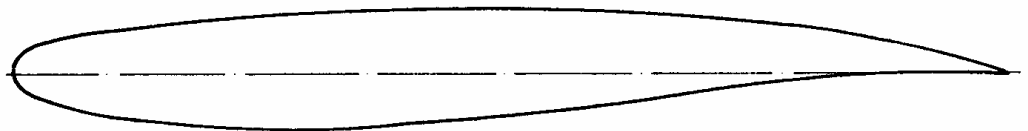
Von der Entstehung des Auftriebes wissen wir, dass der Luftstrom beschleunigt wird, wenn er über den Flügel hinweggeht. Die Machzahl wird daher in diesem Bereich immer größer sein als am Rest des Flugzeuges.

Vergrößert sich nun die Machzahl des Flugzeuges weiter, wird irgendwann an einem **Punkt** der Profiloberseite die Schallgeschwindigkeit erreicht, obwohl das Flugzeug noch Unterschall fliegt. Die dabei am Machmeter angezeigte Machzahl ist die kritische Machzahl (z.B.  $M_{krit} = 0,7$ ).

### 1.2.5.1 BEEINFLUSSUNG DER KRITISCHEN MACHZAHL DURCH DIE PROFILFORM

Im Unterschallbereich ist das Flügelprofil wichtiger als der Flügelgrundriss. Zur Erhöhung der kritischen Machzahl sind Profile schneller Unterschallflugzeuge im Verhältnis zur Flügeltiefe

- relativ dünn,
- wenig gewölbt,
- und haben ihre maximale Dicke möglichst weit hinten (bei zirka 50% der Flügeltiefe).



überkritisches Profil

Eine moderne Profilentwicklung für Verkehrsflugzeuge mit hoher kritischer Machzahl wird als "über-" oder "superkritisches" Profil bezeichnet. Es ist etwas dicker als die Vorgängerprofile, wodurch die Flügelstruktur leichter und steifer konstruiert werden kann und größere Flügeltanks machbar sind.

Bei Überschallflugzeugen spielt die kritische Machzahl und die Profilform eine untergeordnete Rolle. Wichtig ist nur, dass das Profil dünn ist. Es könnte auch gerade Linien, Ecken und Kanten besitzen (innerhalb vernünftiger Grenzen).

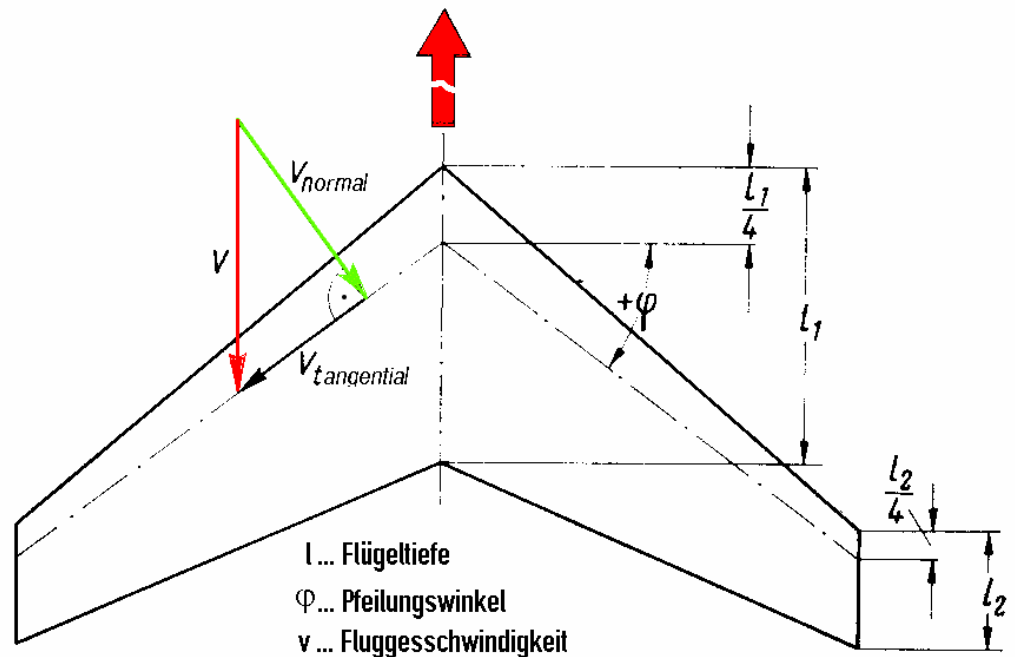
Allerdings muss ein Überschallflugzeug auch im Unterschallbereich gute Flugeigenschaften aufweisen (z.B. Start, Landung).

#### 1.2.5.2 BEEINFLUSSUNG DER KRITISCHEN MACHZAHL DURCH DIE FLÜGELFORM

Im Schallgrenz- und im Überschallbereich ist der Flügelgrundriss wichtiger als die Profilform. Durch die Auswahl einer entsprechenden Flügelform können kritische Machzahl, Widerstand und Flugeigenschaften nach Wunsch beeinflusst werden.



## a) PFEILFLÜGEL (Sweepback Wing)



Maßgeblich für den Geschwindigkeitsverlauf der Strömung am gepfeilten Trapez- und Rechtecksflügel ist die Geschwindigkeitskomponente normal auf die 1/4-Linie (bei gepfeilten Rechtecksflügeln normal auf die Vorderkante). Diese Komponente ( $v_{normal}$ ) wird umso kleiner, je größer die Pfeilung ist. Somit kann erreicht werden, dass, obwohl sich das Flugzeug bereits im Überschallbereich befindet, am Tragflügel noch Unterschallverhältnisse herrschen ( $M_{krit}$  noch nicht erreicht).

Der Pfeilflügel hat jedoch den Nachteil, dass sich von innen nach außen eine Querströmung bildet (Ursache ist  $v_{tangential}$ ). Diese bewirkt, speziell im Langsamflug, ei-

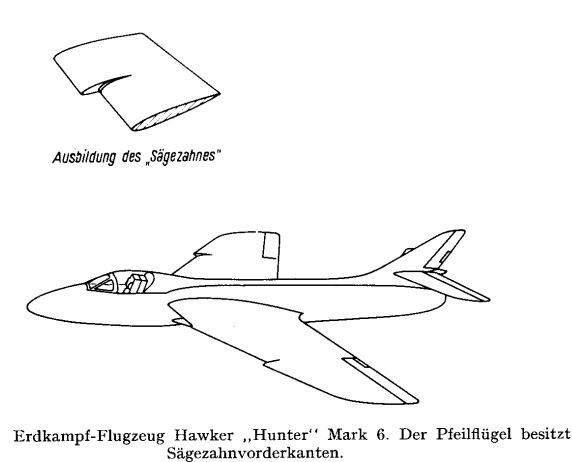
ne Verdickung der Grenzschicht im Flügelaußenbereich und führt zum Ablösen der Strömung beim Querruder. Die Querruder werden unwirksam und das Flugzeug wird unsteuerbar. Dies kann durch folgende Maßnahmen verhindert werden:

➤ **GRENZSCHICHTZAUN (Wing Fence, Boundary Layer Fence)**



Durch einen oder mehrere Grenzschichtzäune wird bei gepfeilten Flügeln das Ablenken der Strömung zu den Flügelspitzen hin verhindert.

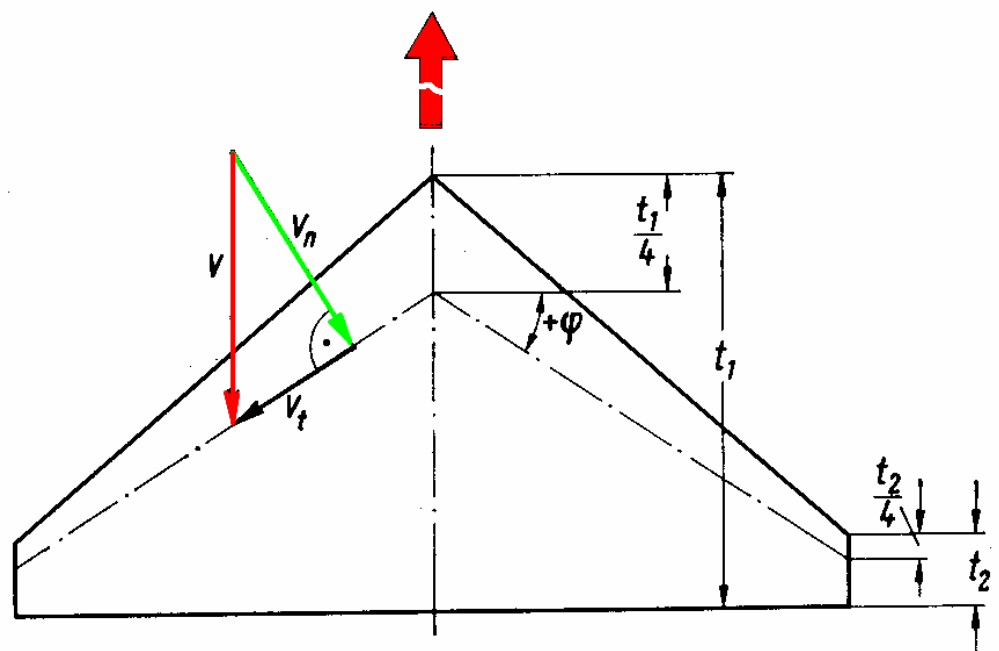
➤ **SÄGEZAHNVORDERKANTE (Saw-tooth Leading Edge)**



Hier wird die Flügelnase des Außenflügels nach vor gezogen wodurch die vorspringende Sägezahnkante, ähnlich wie ein Grenzschichtzaun wirkt (z.B. Alpha Jet).

Außerdem wird dadurch das Profil, bezogen auf die Flügeltiefe, schlanker. Dadurch erhöht sich auch die kritische Machzahl (siehe Punkt 1.2.5.1).

### b) DELTAFLÜGEL (Delta Wing)



Er ist ein Spezialfall des Pfeilflügels und ermöglicht nach dem gleichen Prinzip eine Erhöhung der kritischen Machzahl.

**Vorteile:**

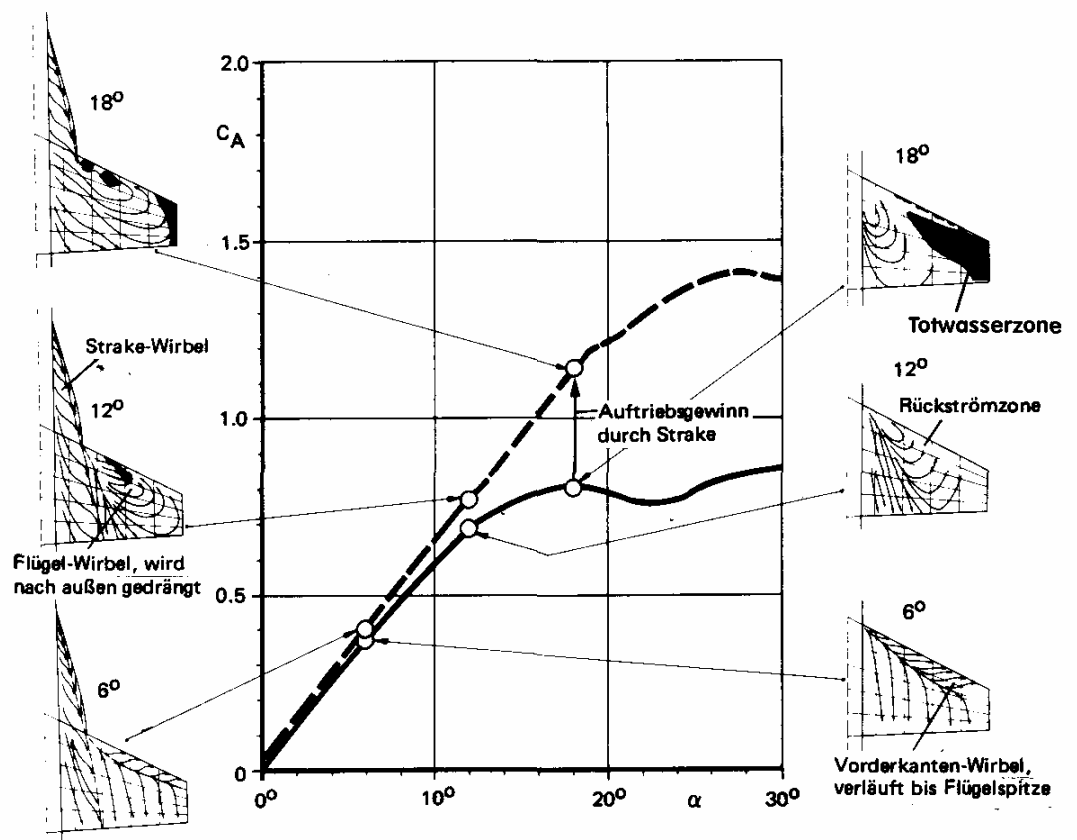
- **Relativ unproblematisches Abreißverhalten der Strömung bei hohem Anstellwinkel.**
- **Ein Flugzeug mit Deltaflügel kann ohne Höhenleitwerk gebaut werden. Die Höhenruder werden an der Flügelhinterkante angebracht und sind gleichzeitig die Querruder (Elevons = Elevator/Aileron).**
- **Die Wanderung des Druckpunktes beim Durchgang durch die Schallgrenze ist kleiner als beim Pfeilflügel (geringere Lastigkeitsänderungen).**
- **Durch seine große Flügeltiefe an der Flügelwurzel kann der Konstrukteur Profile mit geringem Dickenverhältnis verwenden und hat trotzdem genügend Bauhöhe für die Kraftaufnahme zur Verfügung.**

**Nachteile:**

- **Auftriebserhöhende Klappen und Grenzschichtzäune sind wirkungslos. Eine Erhöhung des Maximalauftriebes ( $c_{Amax}$ ) ist aber durch ein Entenleitwerk am Rumpfbug möglich.**
- **Er erreicht im Vergleich zum geraden Flügel die hohen Auftriebsbeiwerte erst bei extrem hohem Anstellwinkel. Beim Start und besonders bei der Lan-**

ding müssen diese Flugzeuge stark angestellt werden. Die Sicht des Piloten auf die Landebahn ist eingeschränkt (Abhilfe: Cockpit nach unten gezogen oder absenkbar).

c) HYBRIDFLÜGEL (Strake Wing, LeadEdge Extension- LEX)

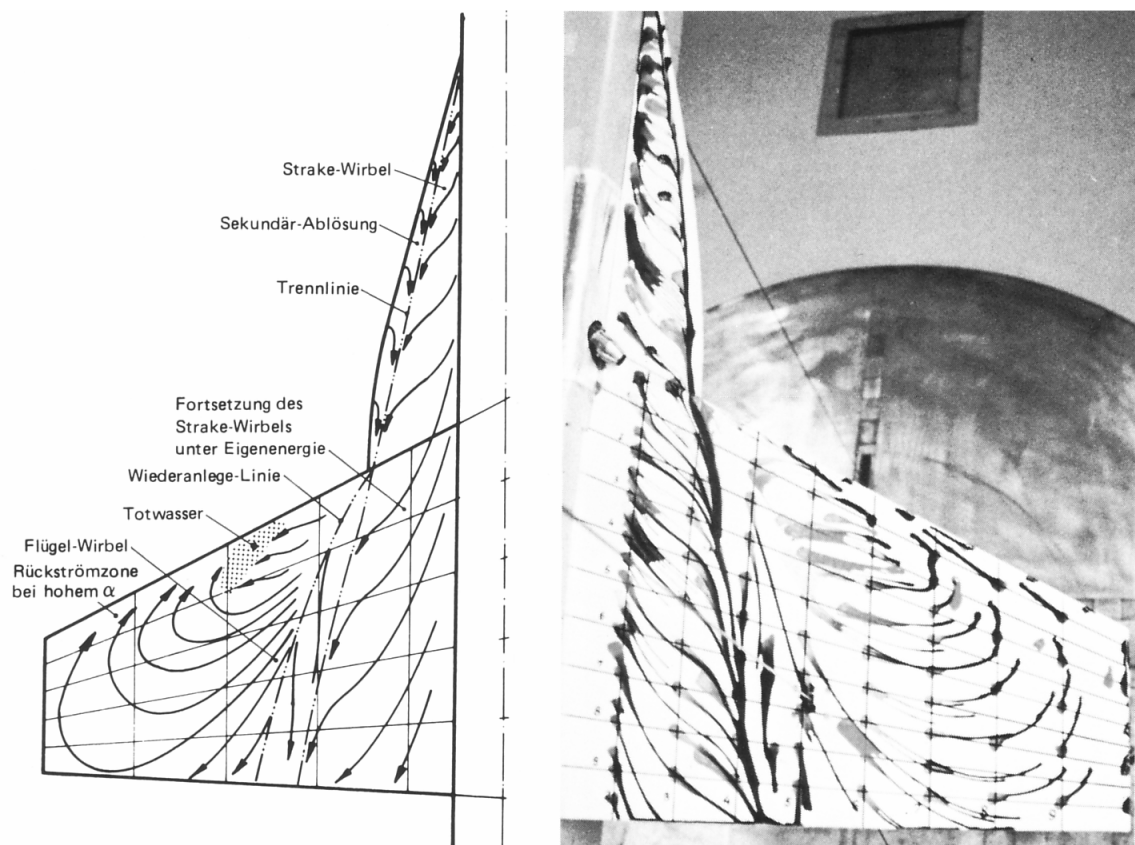


Vergleich von Strömungsfeld und Auftriebsverlauf am Tragflügel mit und ohne Strake.

Für die gestiegenen Anforderungen bezüglich Manövrierfähigkeit erweist sich sowohl der Pfeilflügel als auch der Trapezflügel (siehe rechte Seite der Skizze) weniger geeignet.

Schon bei  $6^\circ$  Anstellwinkel kommt es zur Wirbelbildung an der Vorderkante. Bei  $12^\circ$  kommt es am Außenflügel bereits zu einer Rückströmung. Bei  $18^\circ$  erreicht der Trapezflügel bereits seinen Maximalauftrieb ( $C_{Amax}$ ), da sich eine "Totwasserzone" ausbildet, die zu hohem Widerstand und Strömungsabriss führt.

Der Hybridflügel verbindet die Vorteile des gepfeilten Flügels (höheres  $c_{Amax}$ , geringerer Anstellwinkel bei  $C_{Amax}$  und höhere Klappenwirksamkeit) mit denen des Deltaflügels (besseres Strömungsabreißverhalten).



Erläuterung des beobachteten Strömungsverlaufs am Strake-Flügel bei  $12^\circ$  Anstellung.

**Der Flügel hat im Rumpfbereich eine weit nach vorne gezogene, stark gepfeilte und scharfkantige Vorderkante.**

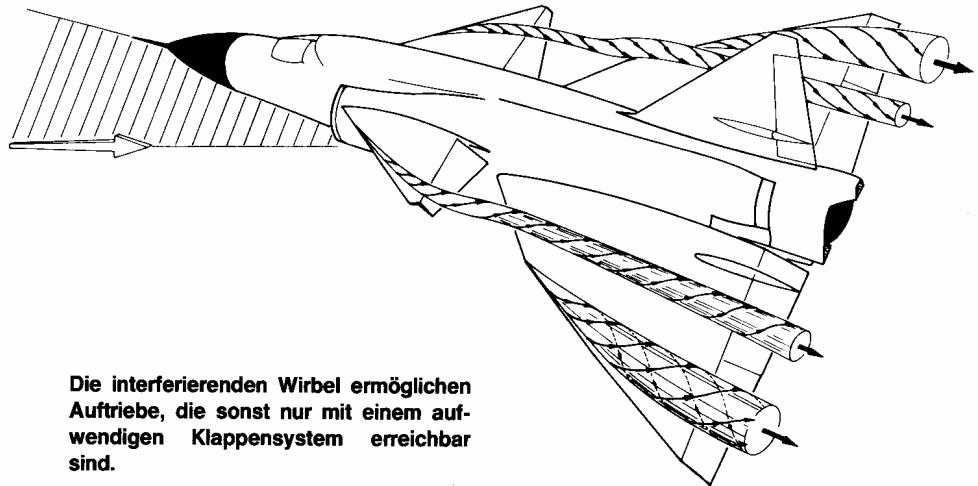


**F-16 beim Abfangvorgang; durch den Unterdruck im Kern des Strakewirbels kondensiert die Luftfeuchtigkeit aus.**

**Bei höheren Anstellwinkeln ( $12^\circ$ ) entsteht an diesem ein energiereicher Wirbel (Strake-Wirbel), der sich entlang der Strake-Vorderkante und über den Hauptflügel nach hinten bewegt. Dadurch wird die in Ablösung begriffene Hauptflügelströmung nach außen abgedrängt und ihr Wirbelsystem stabilisiert. Dadurch existieren zwei Wirbelsysteme nebeneinander. In ihren Kernen treten hohe Unterdrücke auf, die große Auftriebskräfte erzeugen.**

Bei  $18^\circ$  Anstellwinkel verhindert der Strake-Wirbel die Ausbildung von "Totwasserzonen" am Außenflügel und der Auftrieb bleibt noch weitgehend erhalten.

#### d) KURZ GEKOPPELTE ENTE (Canard)



Die interferierenden Wirbel ermöglichen Auftriebe, die sonst nur mit einem aufwendigen Klappensystem erreichbar sind.

Hier wurde der Deltaflügel bezüglich der Langsamflug- und Luftkampf Eigenschaften, sowie der Richtungsstabilität (Stabilität um die Hochachse) weiterentwickelt.

Kurz vor und etwas über dem Hauptflügel ist das Höhenleitwerk angebracht (z.B. SAAB-Viggen, Rafale). Zusätzlich zum Vorteil, dass diese Konfiguration zum Gesamtauftrieb beiträgt (siehe 1.1.2.1), entsteht bei hohem Anstellwinkel am Leitwerk ein Wirbel (ähnlich dem Hybridflügel).

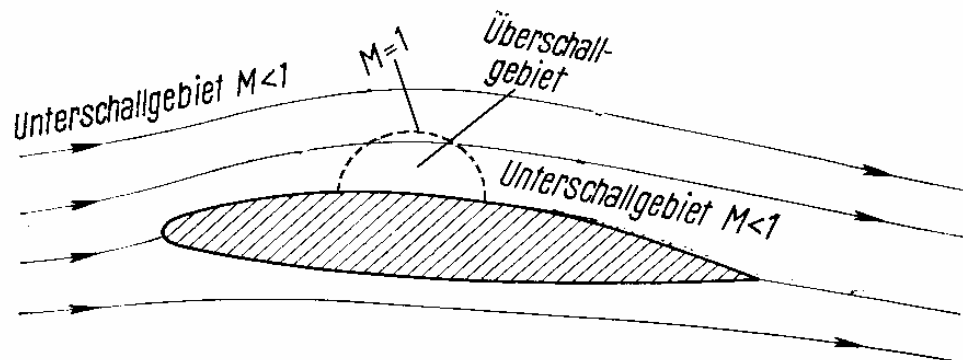
Zusammen mit dem, am Vorderkantenknick des Deltaflügels entstehenden Wirbel, wird durch den Unter-



druck im Wirbel der Auftrieb so stark vergrößert, wie dies sonst nur durch ein aufwändiges Klappensystem möglich wäre.

Die Erzeugung von Wirbeln ist jedoch immer mit großem Zusatzwiderstand verbunden und erfordert ausreichend Triebwerksschub.

## 1.2.6 FLUG IM SCHALLGRENZBEREICH

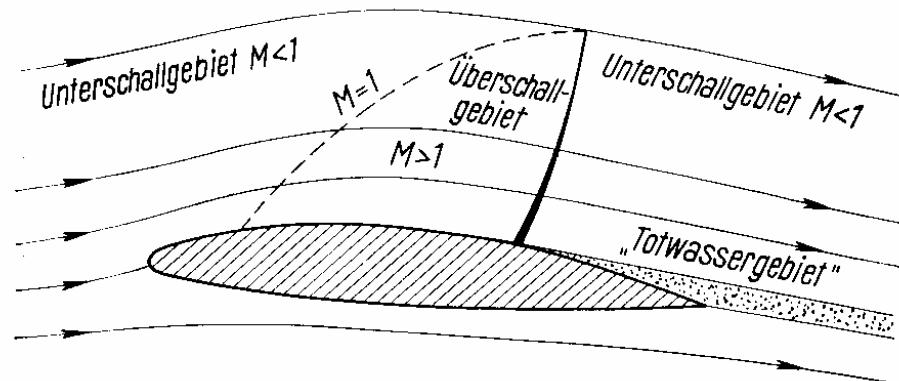


- Unter- und Überschallgebiete auf der Flügeloberseite

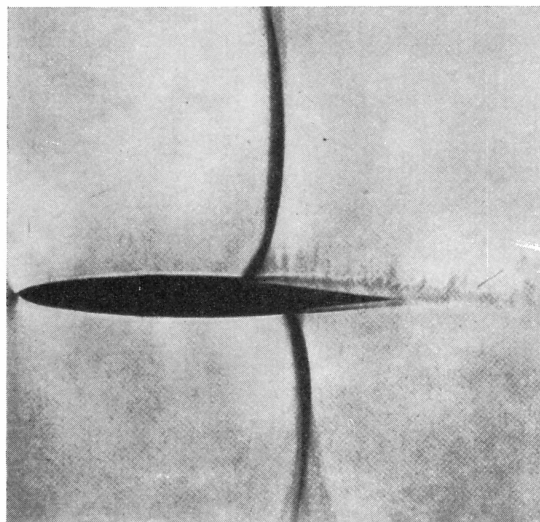
Bei weiterer Erhöhung der Fluggeschwindigkeit entwickelt sich aus dem Punkt auf der Profiloberseite, an dem erstmalig die Schallgeschwindigkeit erreicht wurde ( $M_{krit}$  - siehe 1.2.5), ein Überschallgebiet. Außerhalb dieser Zone wird die Strömung ohne Verdichtungsstoß auf Unterschallgeschwindigkeit verzögert.

Verkehrsflugzeuge sind so ausgelegt, dass sie im Reiseflug knapp oberhalb der kritischen Machzahl operieren, wobei auf der Flü-

geloberseite dieses Überschallgebiet existiert.



- Unter- und Überschallgebiete auf der Flügeloberseite nach dem Auftreten eines geraden Verdichtungsstoßes.



- Schlierenaufnahme von geraden Verdichtungsstößen an einem um  $2^\circ$  angestellten Tragflügelprofil. Strömungsrichtung von links nach rechts.

Bei weiterer Erhöhung der Fluggeschwindigkeit wird die Strömung nicht mehr langsam auf Unterschall verzögert sondern durch eine explosionsartige Verdichtung der Luft in Form eines geraden (senkrechten) Verdichtungsstoßes.

Die dazu erforderliche Energie wird der bewegten Strömung ent-

**nommen (kinetische Energie). Dies führt beim Stoßdurchgang zu einer Verzögerung der Strömung auf Unterschallgeschwindigkeit. Hinter einem geraden Verdichtungsstoß herrscht in jedem Fall Unterschallgeschwindigkeit, egal wie hoch die Überschallgeschwindigkeit vor dem Stoß gewesen ist.**

**Zusätzlich steigen Druck und Temperatur an. Die Wärmeenergie geht in die Atmosphäre über und ist für die Aerodynamik verloren. Die aus diesen Gründen energiearm gewordene Grenzschicht löst sich nun vorzeitig ab (Totwassergebiet).**

**Der Stoß erscheint unbewegt während die Luft hindurch strömt. Bei Auftreten des Stoßes tritt eine sehr starke Zunahme des Widerstandes ein („Schallmauer“). Eine weitere Steigerung der Geschwindigkeit erfordert viel Triebwerksleistung.**

**Bei Flugzeugen, die nicht für den schallnahen Flug konstruiert sind, verändert der Verdichtungsstoß an der Flügeloberseite das Flugverhalten extrem. Es kommt zu unregelmäßigen Grenzschichtablösungen, welche starkes Schütteln (Buffeting) des Tragflügels hervorruft. Verschiebt sich der Verdichtungsstoß in den Ruderbereich kann es zum Blockieren der Ruder kommen (Betätigungskraft reicht nicht aus, um die Steuer zu bewegen).**

**Während im Unterschallflug mit zunehmender Geschwindigkeit vorerst die Ruderwirksamkeit zunimmt, kann sie im Schallgrenz-**

**bereich rasch absinken (Grenzschichtablösung - Totwassergebiet). Dies ist vor allem beim Quer- und Höhenruder problematisch, bedingt große Ruderausschläge und kann durch Hochgeschwindigkeits-Wirbelerzeuger vermieden werden. Die Höhenruder sind meist hochwirksame Pendelruder.**

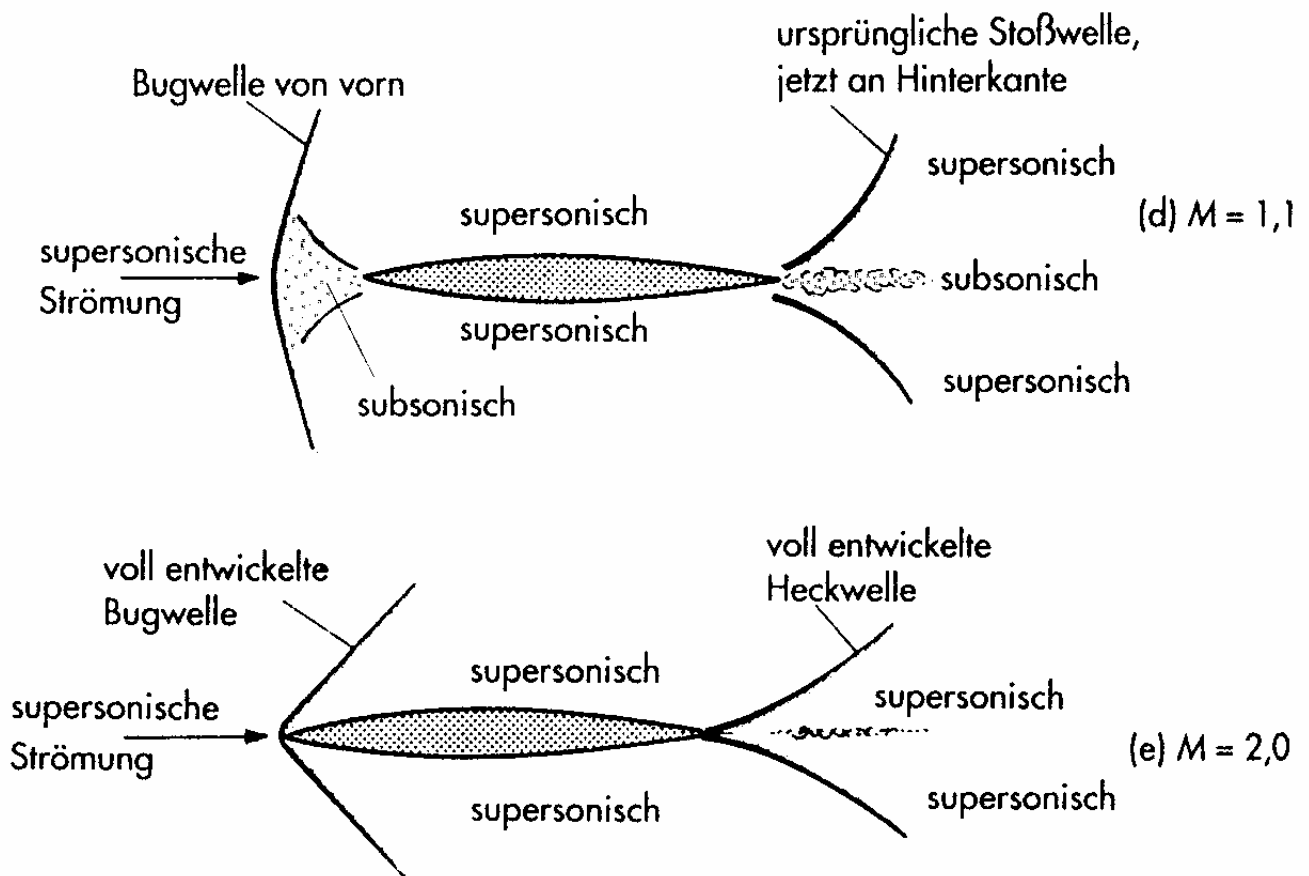
**Der Druckpunkt (Angriffspunkt der Luftkraft am Profil) wandert nach hinten und führt zu einer Kopflastigkeit. Diese wird meist automatisch vom Höhenleitwerk ausgetrimmt.**

**Für moderne Überschallflugzeuge ist die Überwindung des Schallgrenzbereiches und der Überschallflug dank dafür ausgelegter Aerodynamik, hoher Triebwerksleistung und elektronischer Flugregelung (Fly-by Wire) vollkommen problemlos.**



In der Abbildung ist eine F-18 im Schallgrenzbereich zu sehen. Die kegelförmige Kondensation entsteht im Überschallgebiet vor dem Verdichtungsstoß (siehe Skizze "Gerader Verdichtungsstoß"). Der dort vorhandene starke Unterdruck (Expansion) führt zu starker Abkühlung der Luft. Bei Vorhandensein von Feuchtigkeit kondensiert dabei das Wasser (Taupunkt wird erreicht) und eine Wolke entsteht. Der Verdichtungsstoß (schlagartige Kompression) erwärmt die Luft wieder und beendet die Kondensation.

## 1.2.7 FLUG IM ÜBERSCHALLBEREICH



**Überschreitet die Fluggeschwindigkeit die Schallgeschwindigkeit (z.B.  $M=1,1$ ), dann bildet sich vor dem Profil eine Kopf- oder Bugwelle in Form eines geraden Stoßes mit darauf folgender Unterschallzone (subsonic) aus. Die ursprünglichen Stöße an Profilober- und Profilunterseite wandern an die Profilhinterkante und bleiben dort stationär.**

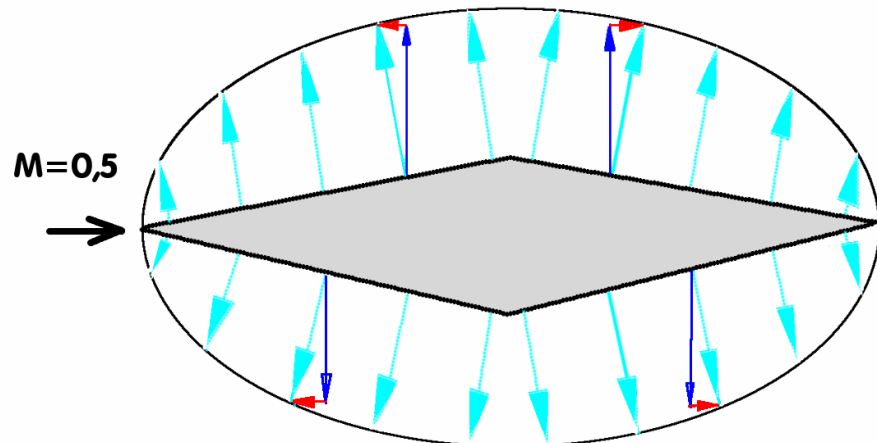
**Mit steigender Überschallmachzahl werden die Verdichtungsstöße schräg und die Unterschallzonen verkleinern sich. Im Gegensatz zum geraden Stoß herrscht hinter schrägen Verdichtungsstößen nicht zwangsweise Unterschallgeschwindigkeit.**

**Bei weiterer Geschwindigkeitssteigerung (z.B.  $M=2,0$ ) und scharfkantigem Flügelprofil legt sich die Kopfwelle an der Nase an und die Unterschallzone verschwindet. Am gesamten Profil herrscht nun Überschall.**

**Im Überschallflug entsteht durch die Reibungshitze der Luft eine starke Erwärmung der Flugzeugoberfläche (z.B. Concorde-Flügelvorderkante:  $105^{\circ}\text{C}$ ).**

## 1.2.8 ZUSATZWIDERSTÄNDE IM HOCHGESCHWINDIGKEITSFLUG

### 1.2.8.1 WELLENWIDERSTAND (Wave Drag)



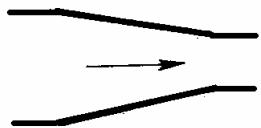
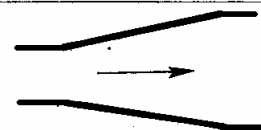
Druckverteilung bei Unterschall (Anstellwinkel=0°)

Zum besseren Verständnis der Entstehung dieser Widerstandsart, wird ein einfaches, rhomboidförmiges Profil ohne Anstellwinkel vorerst mit Unterschallströmung beaufschlagt. Die Druckverteilung und die daraus entstehenden Kräfte sind vereinfacht dargestellt.

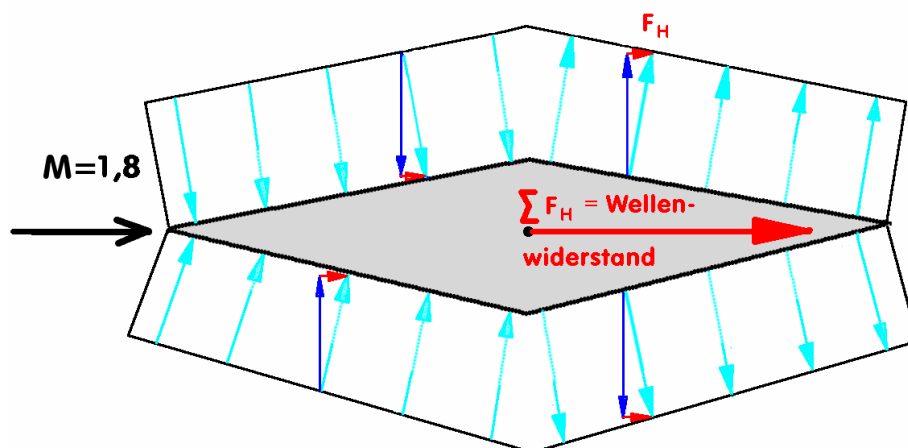
Zerlegt man nun die senkrecht auf die Oberfläche wirkenden Kräfte in vertikale und horizontale Komponenten, dann heben sich alle, für einen Zusatzwiderstand in Frage kommenden, horizontalen Komponenten auf. Außer den bekannten Widerständen (siehe Grundlagen der Aerodynamik – 1. Klasse) entsteht kein Zusatzwiderstand.

Im Schallgrenz- und Überschallbereich tritt jedoch an einem umströmten Körper ein zusätzlicher Widerstand, der so genannte Wellenwiderstand auf.

*Geschwindigkeits- resp. Druckverlauf bei Unterschall- und Überschallgeschwindigkeit*

Stromlinienverlauf	Unterschall $M < 1$		Überschall $M > 1$	
	Druck	Geschwindigkeit	Druck	Geschwindigkeit
	nimmt ab	nimmt zu	nimmt zu	nimmt ab
	nimmt zu	nimmt ab	nimmt ab	nimmt zu

Seine Entstehung erklärt sich aus dem Umstand, dass sich Geschwindigkeit und Druck der Überschallströmung, in einem Rohr mit veränderlichem Durchmesser, umgekehrt zur Unterschallströmung verhält.



Druckverteilung bei Überschall (Anstellwinkel=0°)

Da man die Strömung an der Profilloberseite bis zur maximalen Profildicke mit einem sich verengendem Rohr



und dahinter mit einem sich erweiterndem vergleichen kann, kommt es bei einem symmetrischen Profil beidseitig zu folgendem Geschwindigkeits- und Druckverlauf:

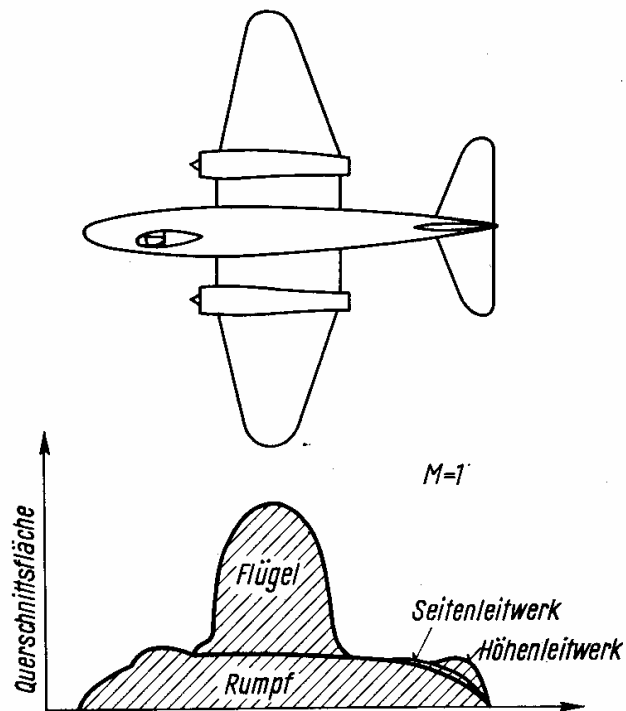
- Vorne: Geschwindigkeit sinkt - Überdruck
- Hinten: Geschwindigkeit steigt - Unterdruck

Zerlegt man nun die aus dieser Druckverteilung entstandenen Kräfte wiederum in vertikale und horizontale Komponenten, dann summieren sich alle horizontalen Komponenten zum Wellenwiderstand.

### 1.2.8.2 INTERFERENZWIDERSTAND – QUERSCHNITTSFLÄCHENREGEL (Area Rule)

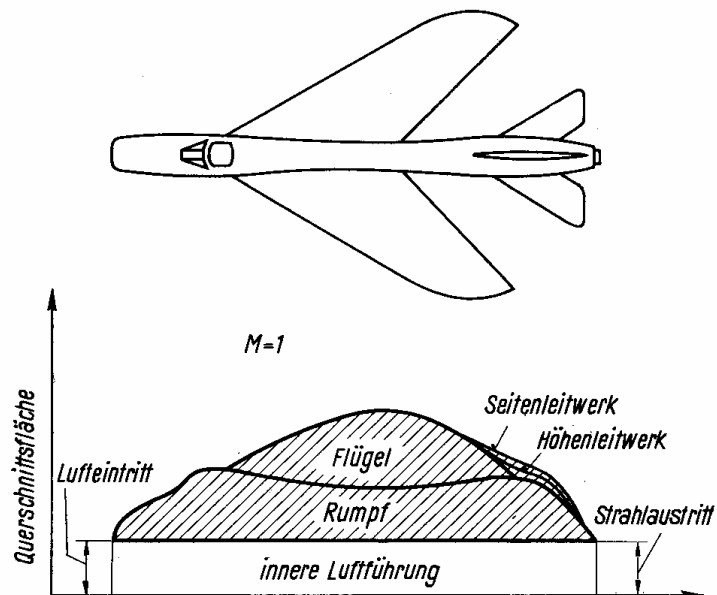
Im Unterschallbereich beeinflussen sich bekanntlich die Grenzschichten einzelner Flugzeugbauteile (z.B. Flügel-/Rumpfübergang) so, dass ein zusätzlicher Widerstand, der sogenannte Interferenzwiderstand entsteht.

Analog zu diesem, werden beim Überschreiten der Schallgeschwindigkeit (bis ca.  $M=1.3$ ) einzelne Bauteile von den Druckwellen anderer getroffen. Dadurch entsteht ein, wiederum als Interferenzwiderstand bezeichneter, zusätzlicher Widerstand.

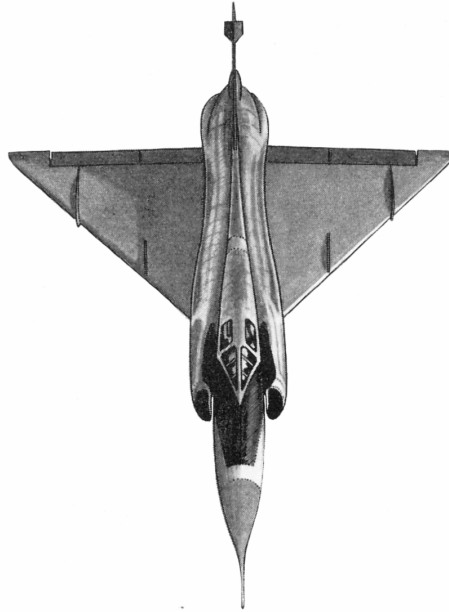


Querschnittsflächenverlauf eines Flugzeuges konventioneller Art

Dieser ist umso größer, je plötzlicher die Querschnittsfläche in Anströmrichtung zu- und wieder abnimmt.

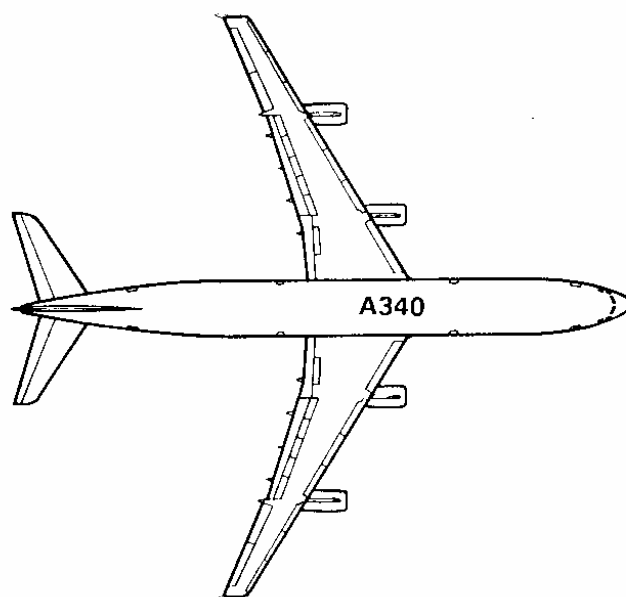


- Querschnittsflächenverlauf eines Flugzeuges mit im Rumpf eingebautem Strahltriebwerk, bei Respektierung der Querschnittsflächenregel (Area Rule).

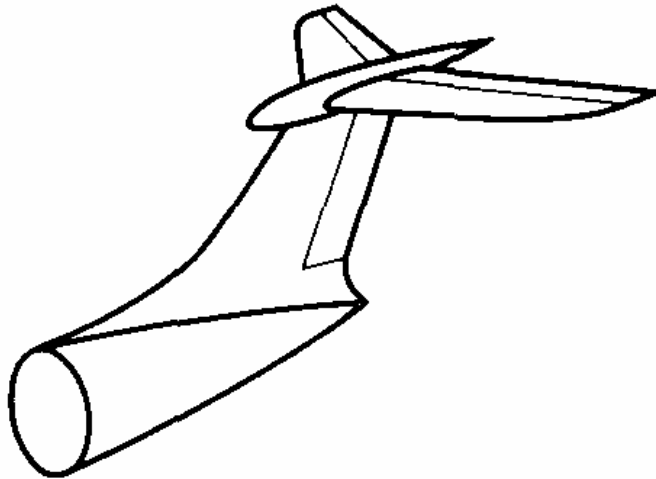


● Anwendung der Querschnittsflächenregel beim Deltajäger Convair F-102 A, durch Einschnürung des Rumpfes im Flügelbereich sowie Anbringung von Wülsten zu beiden Seiten des Hecks.

**Durch entsprechende Formgebung mit sanften Änderungen der Querschnittsflächen kann der Interferenzwiderstand verringert werden. Diese Erkenntnis ist als Querschnittsflächenregel in die Geschichte der Luftfahrttechnik eingegangen.**



Bei Verkehrsflugzeugen, die auf Grund ihrer schallnahen Reisegeschwindigkeit ideal für die Anwendung der Querschnittsflächenregel wären, ist eine Einschnürung des Rumpfes aus Platzgründen nicht möglich. Durch Vorziehen der Triebwerke vor den Flügel und die bereits vorhandene Flügelpfeilung wird der Interferenzwiderstand verkleinert.



- Verdrängungskörper an der Zusammenbaustelle von Seiten- und Höhenleitwerk.

Beim Zusammenbau von Höhen- und Seitenleitwerk vermeidet man eine plötzliche Veränderung der Querschnittsfläche durch Einbau eines so genannten "Verdrängungskörpers".

## 2 ZELLENSTRUKTUREN – ALLGEMEINE KONZEPTE

### 2.1 BAUVORSCHRIFTEN (Airworthiness Requirements)

Durch das Verordnen und Überwachen von Bauvorschriften (Lufttüchtigkeitsforderungen), an die sich jeder Hersteller bei der Konstruktion und beim Bau von Luftfahrzeugen strikt halten muss, wird in den meisten Staaten der Bau von Luftfahrzeugen in Richtung mehr Sicherheit beeinflusst. Staaten, die keine eigenen Bauvorschriften erlassen, erkennen die anderer Länder (meist USA) an. In Bauvorschriften wird beispielsweise folgendes verbindlich vorgeschrieben:

- **Betriebsverhalten**      Flugleistungen, Steuerbarkeit, Trimmbarkeit, Stabilität, Überziehverhalten, Trudeleigenschaften, usw.
- **Festigkeit**              Sicherheitszahl, Festigkeitsnachweis, Belastungen im Fluge und am Boden, Notlandebedingungen, usw.
- **Gestaltung und Bauausführung**      Werkstoffe, Herstellungsverfahren, Flattersicherheit, Ermüdungssicherheit, usw.
- **Betriebsgrenzen**      Fluggeschwindigkeitsgrenzen, Manövergeschwindigkeit, Masse- und Schwerpunktgrenzen, Triebwerks-grenzwerte, usw.
- **Ausrüstung**              Mindestinstrumentierung, sonstige Ausrüstung, usw.

#### 2.1.1 BAUVORSCHRIFTEN - USA

Die US-Bauvorschriften (Federal Aviation Regulations – FAR) zählen weltweit zu den wichtigsten. Sie werden von der US-Luffahrtbehörde (Federal Aviation Authority – FAA) herausgegeben. Die

**FAR ist, entsprechend der verschiedenen Luftfahrzeugkategorien, in Parts eingeteilt (auch als FARs bezeichnet – z.B. FAR 23).**

**Beispiele:**

- **Part 1: Begriffsbestimmungen**
- **Part 23: Flugzeuge bis 5700kg Abflugmasse und maximal 9 Passagiersitzplätzen in folgenden Lufttüchtigkeitsgruppen:**

**Normalflugzeug (Normal): Manöver bis max. 60° Querneigung, kein Kunstflug und ein sicheres Lastvielfaches n von +3,8 und -1,52.**

**Nutzflugzeug (Utility): Manöver über 60° Querneigung, beschränkter Kunstflug (wenn zugelassen) und ein sicheres Lastvielfaches n von +4,4 und -1,76.**

**Kunstflugflugzeug (Aerobatics): Keine Einschränkungen bei den Flugfiguren und ein sicheres Lastvielfaches n von +6,0 und -3,0.**

- **Part 25: Transportflugzeuge**
- **Part 27: Drehflügler nicht gewerblich**
- **Part 29: Drehflügler gewerblich**
- **Part 33: Flugtriebwerke**
- **Part 35: Propeller**
- **usw.**

## **2.1.2 BAUVORSCHRIFTEN - Europa**

**In Europa hatten alle großen Luftfahrtationen eigene Bauvorschriften, die sich stark voneinander unterschieden. Dies erschwerte die gegenseitige Anerkennung von Lufttüchtigkeitszeugnissen und somit den Handel mit Luftfahrzeugen beträchtlich. Aus diesem Grunde einigten sich die Luftfahrtbehörden der meisten**

westeuropäischen Länder im Jahre 1970 auf einen gemeinsamen Luftfahrt Ausschuss (Joint Aviation Authorities Committee – JAA), der für die Erstellung von gemeinsamen Bauvorschriften (Joint Airworthiness Requirements – JAR) zuständig ist. Grundlage für diese Bauvorschriften sind im Prinzip die amerikanischen FARs, die auf europäische Erfordernisse angepasst wurden.

#### Beispiele:

- **JAR VLA** (Very Light Aeroplanes) - Für Flugzeuge bis 750kg Abflugmasse, max. 1 Kolbentriebwerk, Überziehgeschwindigkeit max. 83km/h und max. 2 Sitzplätze.
- **JAR 21** - Zertifikationsverfahren für Luftfahrzeuge und verwandte Produkte und Teile.
- **JAR 22** - Lufttüchtigkeitsforderungen für Segelflugzeuge und Motorsegler.
- **JAR 23** - Entspricht etwa FAR 23
- **JAR 25** - Entspricht etwa FAR 25
- **EASA Part 66** - Zertifikation von Wartungspersonal (Ausbildungsinhalte) (früher JAR 66)
- usw.

Im Jahre 2002 wurde von der EU die europäische Luftfahrtbehörde "European Aviation Safety Agency" (EASA) gegründet. In den nächsten Jahren werden die Zuständigkeiten und Bauvorschriften der JAA an die EASA übergehen.

## 2.2 BELASTUNGSGRENZEN DER FLUGZEUGSTRUKTUR

Luftfahrzeugstrukturen werden im Fluge von folgenden Lasten beaufschlagt:

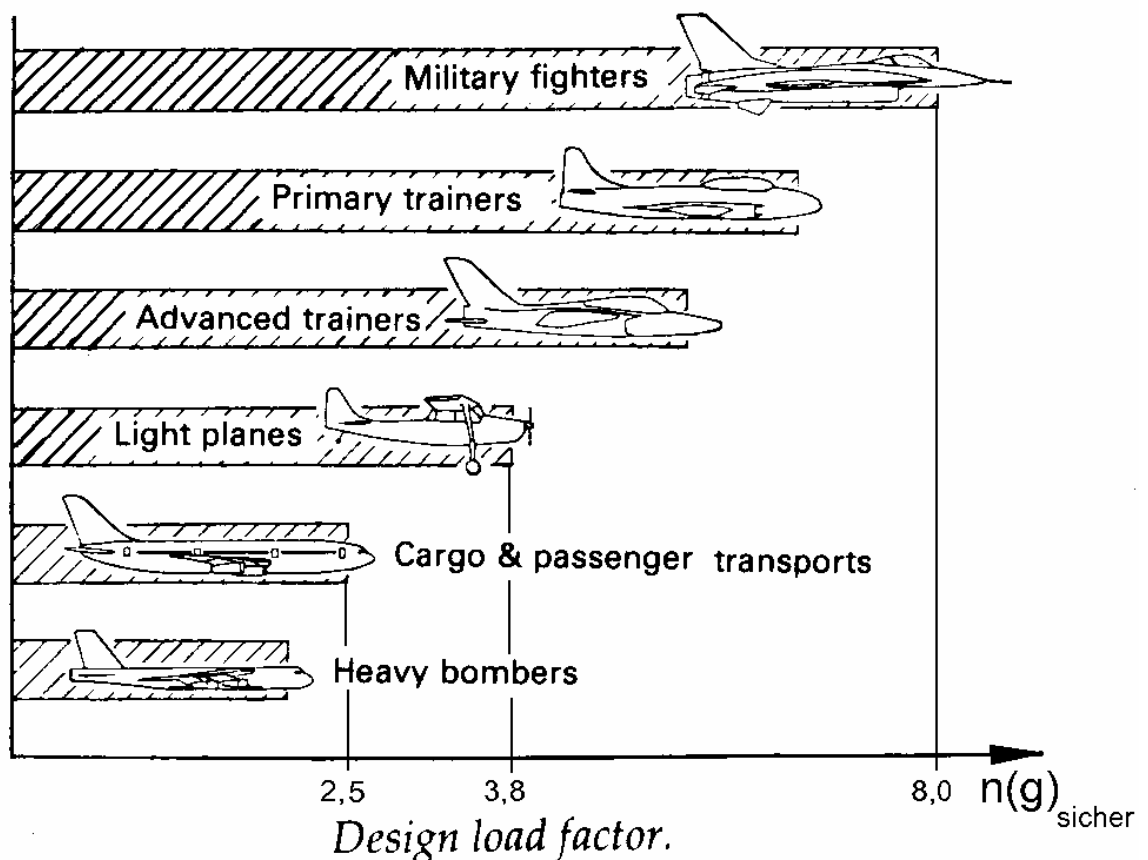
- **Manöverlasten**, die durch Luftkräfte aus Steuermanöver (z.B. Ab-

fangen, Kurvenflug) entstehen.

- Belastungen durch die Fluggeschwindigkeit (Auftrieb, Widerstand).
- Böenlasten durch vertikale und horizontale Luftströmungen.

Die Bauvorschriften geben die Größen dieser Lasten vor, die der Hersteller bei der Konstruktion der Flugzeugstruktur berücksichtigen muss. Zusätzlich müssen noch Kräfte, die durch Triebwerke (Schubkräfte, Schwingungen) und Bodenbewegungen (Landestoß, Rollen, Bremsen, Schleppen, Aufbocken) entstehen, berücksichtigt werden.

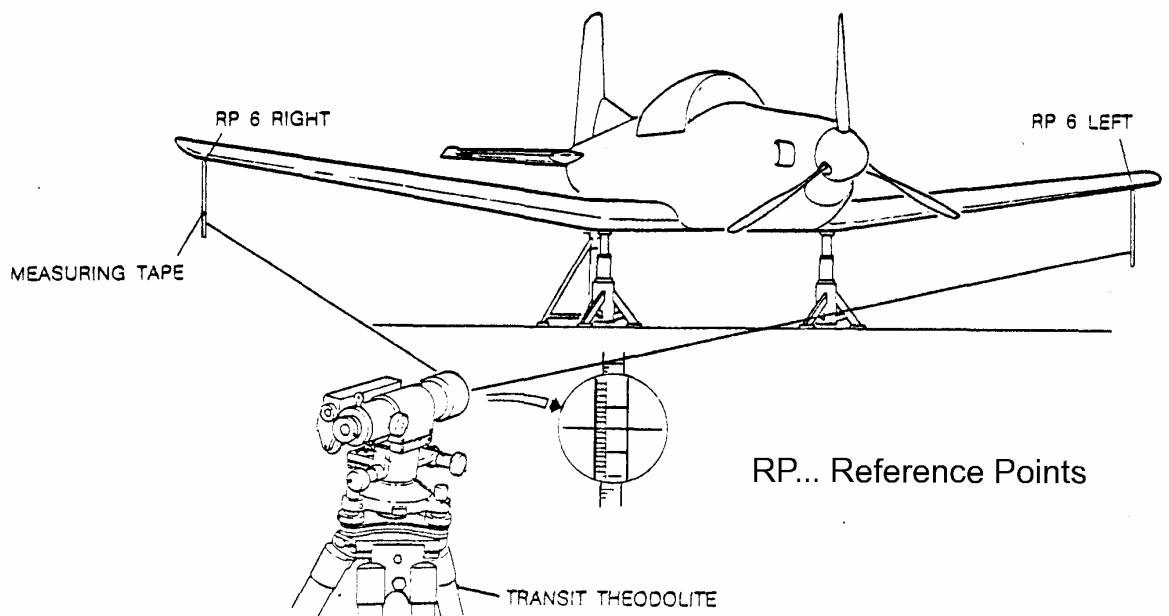
## 2.2.1 SICHERE LAST



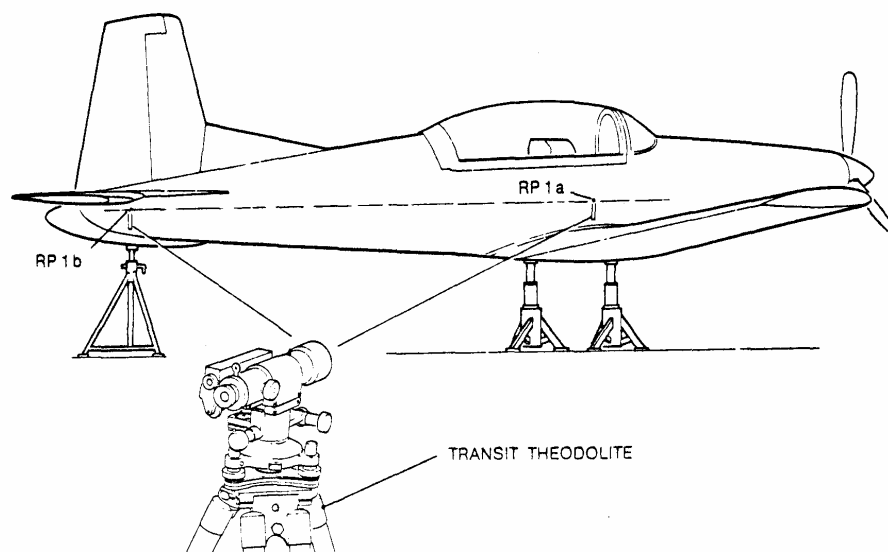


Als sichere Last definieren die Bauvorschriften jene Belastung, die an Luftfahrzeugen der verschiedenen Kategorien im Normalbetrieb auftreten darf (in der Skizze ist allerdings, das mit der sicheren Last zusammenhängende, sichere Lastvielfache aufgetragen – siehe Punkt 2.2.5). Die Struktur muss diese Last ohne Beschädigung (z.B. bleibende Verformung) aufnehmen können.

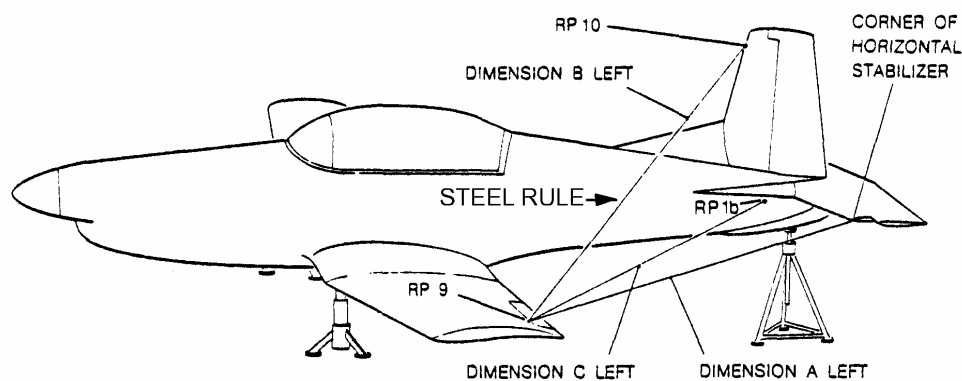
## 2.2.2 VERFORMUNGS- UND SYMMETRIEVERMESSUNG



**WARNING:** IF DIFFERENCE BETWEEN THE TWO READINGS IS MORE THAN 5MM, RECHECK LATERAL LEVEL AT COCKPIT SILLS ENSURING INTEGRITY OF LEVELING EQUIPMENT AND SURFACE OF COCKPIT SILLS. IF DIFFERENCE IS STILL MORE THAN 5MM IT WOULD INDICATE THAT WING/FUSELAGE STRUCTURAL DEFORMATION HAS OCCURRED AND PILATUS SHOULD BE CONTACTED FOR FURTHER ADVICE.



**WARNING:** IF DIFFERENCE IS MORE THAN 5MM, RECHECK LONGITUDINAL LEVEL AT COCKPIT SILLS ENSURING INTEGRITY OF LEVELING EQUIPMENT AND SURFACE OF COCKPIT SILLS. IF DIFFERENCE IS STILL MORE THAN 5MM, IT WOULD INDICATE THAT FUSELAGE STRUCTURAL DEFORMATION HAS OCCURRED AND PILATUS SHOULD BE CONTACTED FOR FURTHER ADVICE.



**WARNING:** IF PERMITTED DEVIATIONS ARE EXCEEDED, THE AIRCRAFT SHOULD NOT BE OPERATED UNTIL IT HAS BEEN RECTIFIED AND BROUGHT WITHIN ITS DESIGN STRENGTH, SHAPE AND ALIGNMENT TOLERANCES.

**Wurde die sichere Last überschritten, so ist eine Sichtkontrolle auf bleibenden Strukturverformungen (Beulen, Dellen, lose Niete)**

usw.) sowie Verformungs- und Symmetrievermessungen durchzuführen (*Durchführung in Flugzeugwerkstätte 4. Klasse*).

### 2.2.3 BRUCHLAST

Diese Last muss beim Bruchversuch mindestens 3 Sekunden ohne Versagen der Struktur getragen werden. Sie errechnet sich aus sicherer Last mal dem Sicherheitsfaktor.

$$\text{Bruchlast} = \text{Sichere Last} * \text{Sicherheitsfaktor}$$

### 2.2.4 SICHERHEITSAKTOR

Ist jener Faktor, um den die Bruchlast mindestens größer sein muss als die Sichere Last. In der Regel beträgt der Sicherheitsfaktor ( $j$ ) in der Luftfahrzeugtechnik 1,5 (1,5-fache Sicherheit).

### 2.2.5 LASTVIELFACHES (Lastfaktor)

Bei bestimmten Flugmanövern (Abfangen, Kurvenflug) wird ein Luftfahrzeug mit einem Vielfachen der Last belastet, die beim Horizontalflug wirkt. Dabei wird das Gleichgewicht der Kräfte ( $F_A = F_G$ ) gestört. Es wirkt zusätzlich zum Gewicht eine Fliehkraft (Zentrifugalkraft -  $F_z$ ) auf das Luftfahrzeug:

$$F_z = \frac{m * v^2}{r} \quad [\text{N}]$$

$m$ ...Flugzeugmasse

$v$ ...Fluggeschwindigkeit

$r$ ...Abfang- oder Kurvenradius

Um beispielsweise beim Abfangen ein Durchsacken des Luftfahrzeuges zu verhindern, muss das Gleichgewicht wieder hergestellt werden indem die nach unten gerichtete Fliehkraft durch Erhöhung des Auftriebes ausgeglichen wird (Erhöhung des Anstellwinkels). Der dadurch entstehende, vergrößerte Auftrieb beträgt aber nun ein Vielfaches des Gewichtes.

Dieses sogenannte Lastvielfache ( $n$ ) errechnet sich folglich aus dem Verhältnis vom momentan wirkenden, wegen der Fliehkraft vergrößerten, Auftrieb zum Luftfahrzeuggewicht.

$$\boxed{n = \frac{F_A}{F_G}} \quad [1]$$

$F_A$  ... Auftrieb nach Kompensation der Fliehkraft  
 $F_G$  ... Gewicht

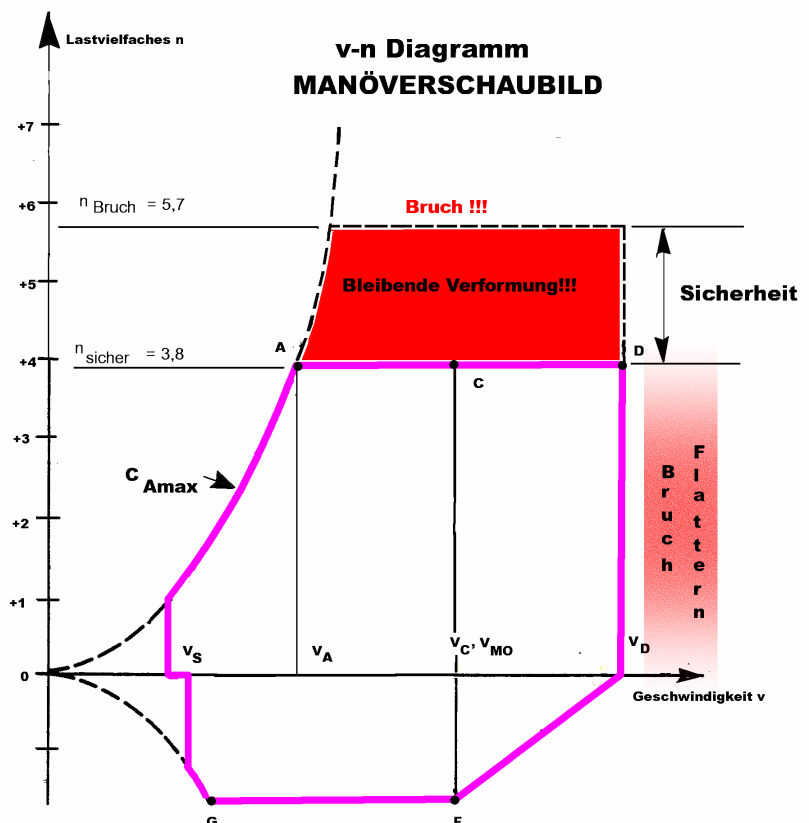
Ein höheres Lastvielfaches führt zu einer erhöhten Belastung der Flugzeugstruktur und seiner Insassen. Im horizontalen Geradeausflug gilt  $F_A = F_G \Rightarrow n$  ist daher 1.

### 2.2.6 BELASTUNGSDIAGRAMM (v-n Diagramm)

Die Belastung einer Flugzeugstruktur ergibt sich aus der Kombination von Fluggeschwindigkeit ( $v$ ) und Lastvielfachem ( $n$ ). Der erlaubte Flugbereich wird daher im v-n Diagramm dargestellt und ist eine wichtige Information für Pilot und Techniker.

Bei ungestörter Atmosphäre im Reiseflug werden die auftretenden Belastungen nur vom Flugzeuggewicht bestimmt. Dieser Zustand entspricht dem 1g-Flug ( $n = +1$ ) und ist gewissermaßen die Grundlast für ein Luftfahrzeug.

### 2.2.6.1 SCHAUBILD DER MANÖVERLASTEN



Manöverlasten treten zusätzlich auf, wenn das Höhenrudder betätigt wird (z.B. Ziehen, Drücken, Kurvenflug). Dadurch erhöht sich das Lastvielfache gegenüber jenem im Reiseflug.

Das obige Manöverschaubild ist beispielsweise für ein FAR Part 23 - Normalflugzeug vorgeschrieben. Das Last-

**vielfache bei sicherer Last ( $n_{\text{sicher}}$ ) beträgt  $+3,8/-1,5$ . Verkehrsflugzeuge (Part 25) haben aus Gewichtsgründen ein sicheres Lastvielfaches von nur  $+2,5/-1$ .**

**Die Geschwindigkeitspunkte im v-n Diagramm sind so genannte Bemessungsgeschwindigkeiten (Design speed) bei denen eine bestimmte Festigkeit der Flugzeugstruktur vorgeschrieben wird. Sie bilden die Grundlage für die Dimensionierung (Bemessung) der Strukturkonstruktion.**

**$v_s$  ... Überziehgeschwindigkeit (Stalling Speed)**

**Niedrigste Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug mit maximalem Fluggewicht und ohne Klappen noch fliegen kann und steuerbar ist.**

**$v_A$  ... Bemessungs-Manövergeschwindigkeit (Design Maneuvering Speed)**

**Geschwindigkeit, bis zu der noch ein Vollausschlag des Höhenruders ohne Beschädigung oder Bruch des Flugzeuges möglich ist. Dabei wird  $C_{A \text{ max}}$  erreicht ( $C_{A \text{ max}}$  verläuft entlang einer Halbparabel). Vereinfacht bedeutet dies, dass bis zur  $v_A$  zuerst die Strömung abreißt bevor dies der Flügel tut!**

**$v_c$  ... Bemessungs-Reisefluggeschwindigkeit (Design Cruising Speed)**

Sie wird so hoch gewählt, dass ein wirtschaftlicher Reiseflug durchgeführt werden kann. Andererseits muss sie aber niedrig genug sein, dass bei einer Böe von 15m/s das zulässige, sichere Lastvielfache (z.B. 3,8) nicht überschritten wird.

$V_{MO}$ ...Maximale Reisefluggeschwindigkeit (Maximum Operating Speed)

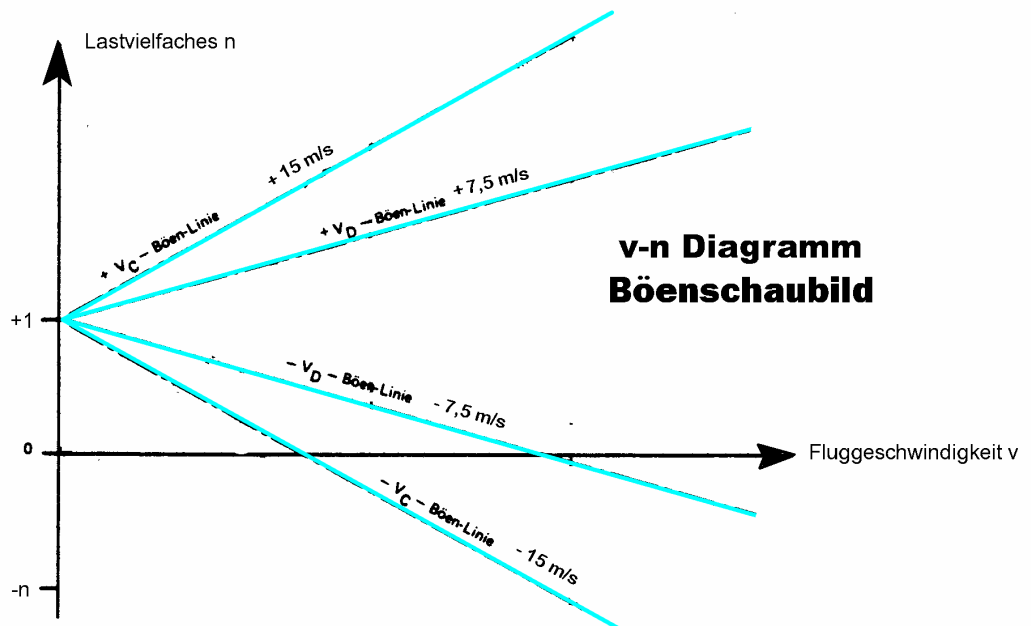
Über dieser Geschwindigkeit kann es bei schnellen Flugzeugen zu Machzahleffekten (Schütteln, usw.) kommen. Sie ist meist mit  $v_c$  identisch.

$v_D$  ...Bemessungs-Stechfluggeschwindigkeit (Design Diving Speed)

Sie ist die Endgeschwindigkeit, für die die Struktur ausgelegt ist. Darüber (ab 20%) kann es zu Flattererscheinungen oder zum Bruch kommen. Diese Geschwindigkeit wird nur bei der Flugerprobung geflogen.

Im normalen Flugbetrieb darf höchstens etwa 90% von  $v_D$  erreicht werden. Diese höchstzulässige Geschwindigkeit (Never-exceed Speed,  $v_{NE}$ ) ist am Fahrtmesser durch einen radialen, roten Strich gekennzeichnet (siehe Punkt 2.2.6.3).

## 2.2.6.2 SCHAUBILD DER BÖENLASTEN



Böen sind Luftturbulenzen die durch eine unregelmäßige Erdoberfläche (Gebirgszüge) oder Thermik (aufsteigende warme Luft) entstehen. Sie sind in Bodennähe am stärksten. Von Ausnahmen abgesehen treten Böen in größeren Flughöhen nicht oder nur abgeschwächt auf.

Eine vertikale Böe kann eine beträchtliche Vertikalgeschwindigkeit besitzen. Ein Flugzeug, das in diese Böe einfliegt, erfährt eine plötzliche Erhöhung des Lastvielfachen durch Änderung des Anstellwinkels.

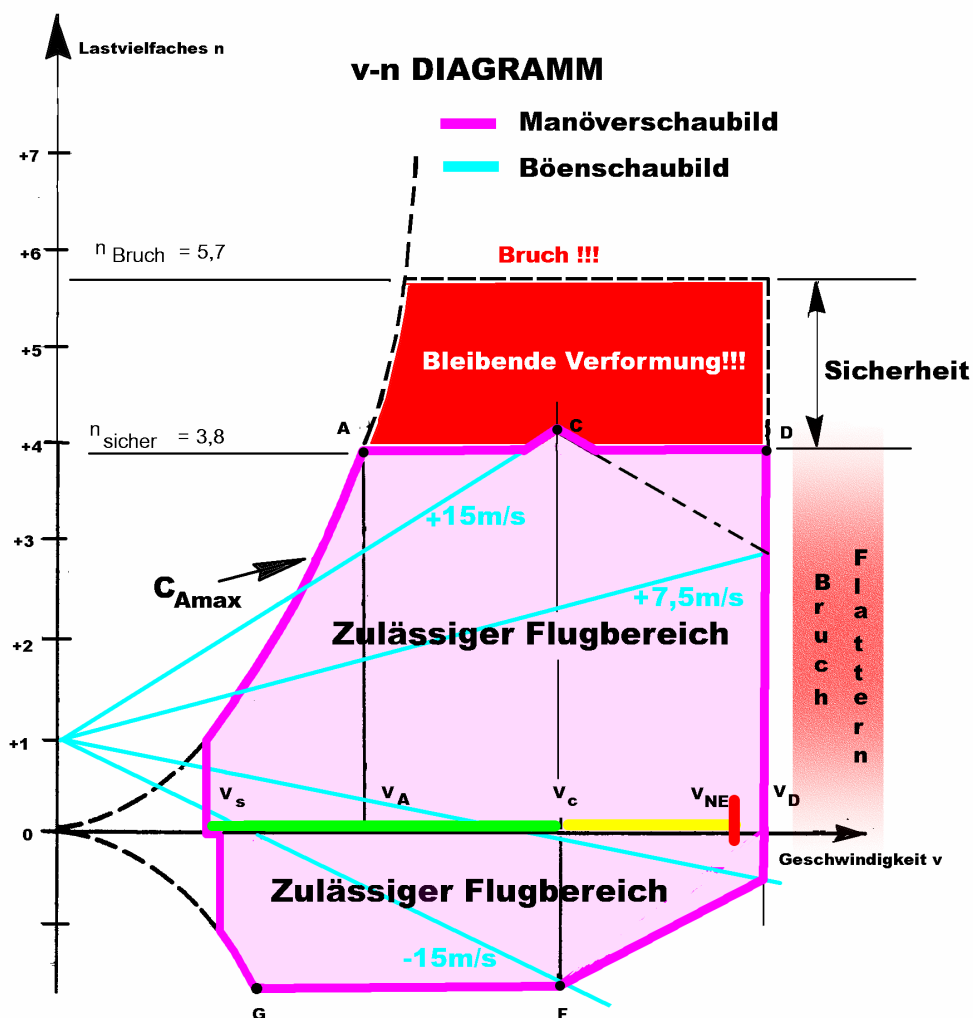
Statistische Daten belegen, dass die stärksten Böen eine Strömungsgeschwindigkeit von  $20 \text{ m/s}$ , ( $72 \text{ km/h}$ ) aufweisen. Verkehrsflugzeuge müssen solche Böen, zumindest



bei geringer Geschwindigkeit ( $v_B$ ), ohne bleibende Verformung ertragen können.

Kleine Flugzeuge müssen bis zur  $v_C$  Böen mit 15 m/s (54 km/h) und von  $v_C$  bis  $v_D$  Böen mit 7.5 m/s (27 km/h) aushalten.

### 2.2.6.3 GESAMTSCHAUBILD



Das Gesamtschaubild des v-n Diagramms zeigt Böen- und Manöverlasten gemeinsam. Aufgetragen werden

**Lastvielfache und Grenzgeschwindigkeiten, für die das Flugzeug bemessen wurde und die im Betrieb nicht überschritten werden dürfen. Am Fahrtmesser sind diese Geschwindigkeiten und Bereiche markiert.**

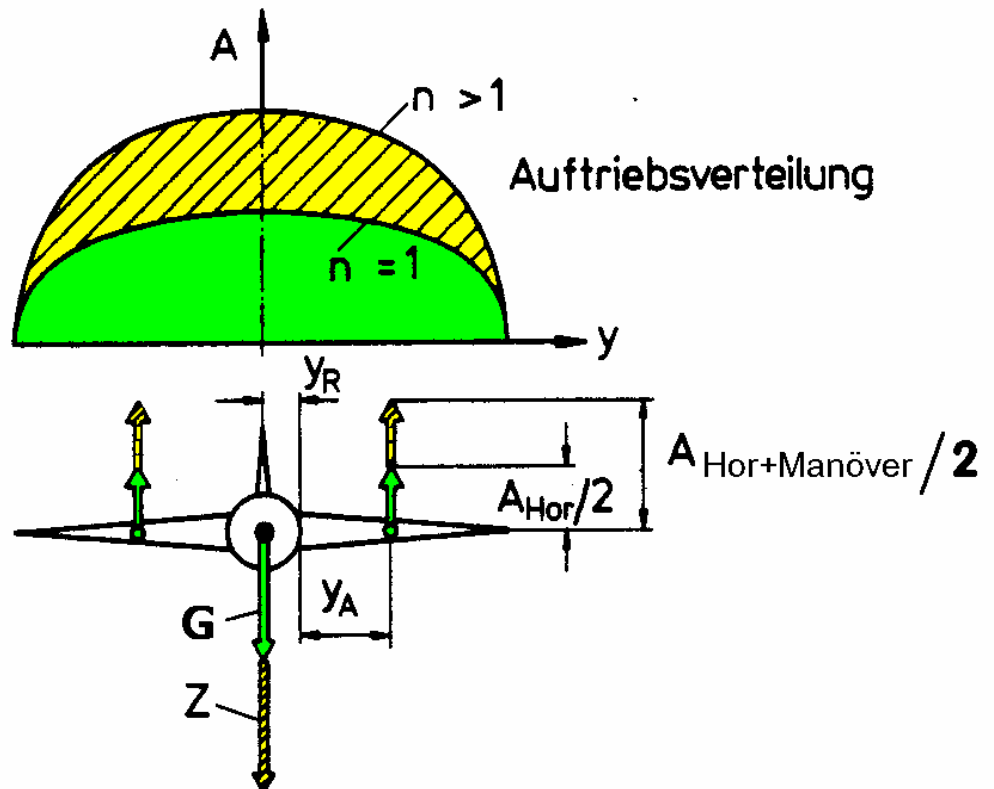
**Dass ein neu konstruierter Flugzeugtyp diese Grenzen ertragen kann, muss der Hersteller durch Bruch- und Flugversuche im Zulassungsverfahren nachweisen.**

### **2.2.7 WIRKLASTSTEUERUNG (Active Load Control)**

**Ein Flugzeug muss zusätzlich zu den Belastungen im Reiseflug auch jene Kräfte, die durch Steuermanöver (z.B. Abfangen) und Böen entstehen, aufnehmen können. Dies erfordert stärker dimensionierte Strukturbauteile (z.B. Flügelholm) und somit höheres Gewicht, welches im Reiseflug unproduktiv mitgeschleppt werden muss.**

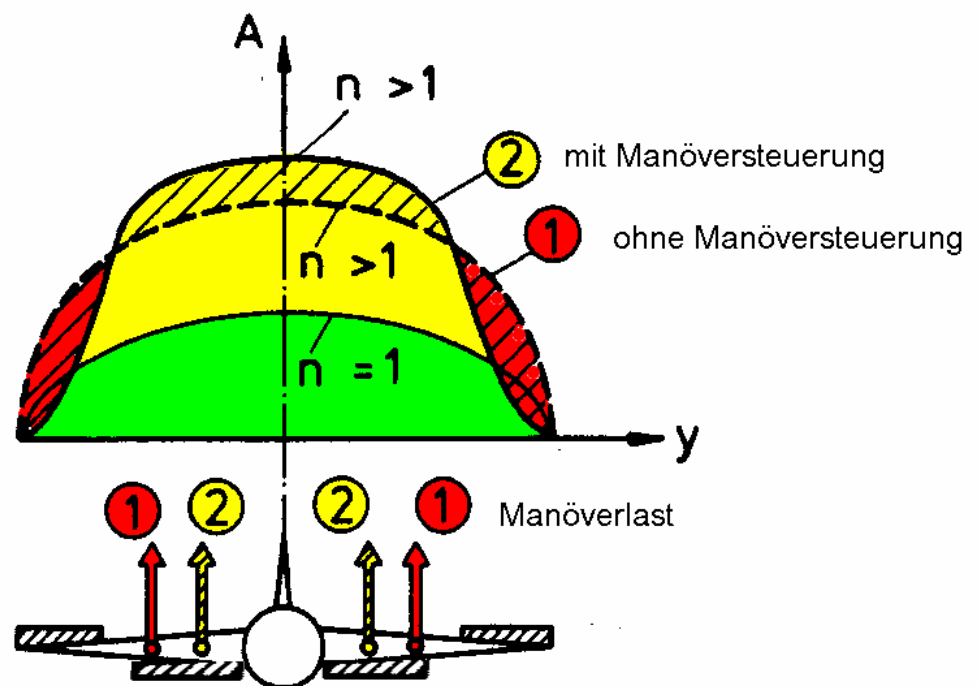
**Bei modernen, computergestützten Großflugzeugen ("Fly-by-Wire" Steuerung) werden die Zusatzbelastungen, die durch Manöver und Böen entstehen, durch die Wirklaststeuerung abgemindert. Dadurch kann man Konstruktionsgewicht einsparen.**

### 2.2.7.1 MANÖVERLASTABMINDERUNG



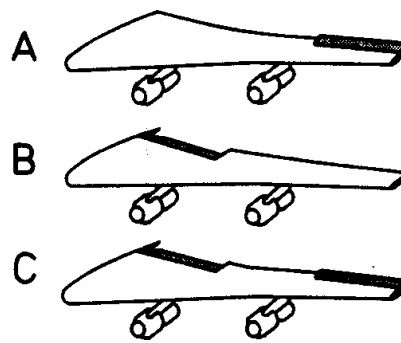
Auftriebsverteilung und Biegemoment im geradlinigen Horizontal- und im Manöverflug

Verkehrsflugzeuge werden so ausgelegt, dass die Auftriebsverteilung des Flügels nahezu elliptisch ist (grün) um im Horizontalflug möglichst geringen Widerstand zu erzeugen. Bei Flugmanövern wie Abfangen und Kurvenflug muss der Flügel, wegen der auftretenden Fliehkraft ( $Z$ ), mehr Auftrieb ( $A$ ) erzeugen (grün+gelb). Dadurch erhöht sich das Biegemoment an der Flügelwurzel ( $M_b = \frac{A_{Hor+Manöver}}{2} \cdot y_A$ ). Die Struktur muss für diese höhere Beanspruchung ausgelegt sein.



### Beeinflussung der Auftriebsverteilung

Durch die Manöverlastabminderung wird der höhere Auftrieb während des kurzzeitigen Manövers mehr in den rumpfnahen Bereich des Flügels verlagert und der Auftrieb am Außenflügel vernichtet. In der Summe bleibt jedoch der für den Manöverflug erforderliche Auftrieb erhalten, die Auftriebsverteilung hat jedoch einen anderen Verlauf. Weil der große Auftrieb des Innenflügels nur einen kurzen Hebelarm zum Flügelanschluss hat, ist das Biegemoment an der Wurzel nicht größer als beim Reiseflug, sodass Materialverstärkungen nicht nötig sind.



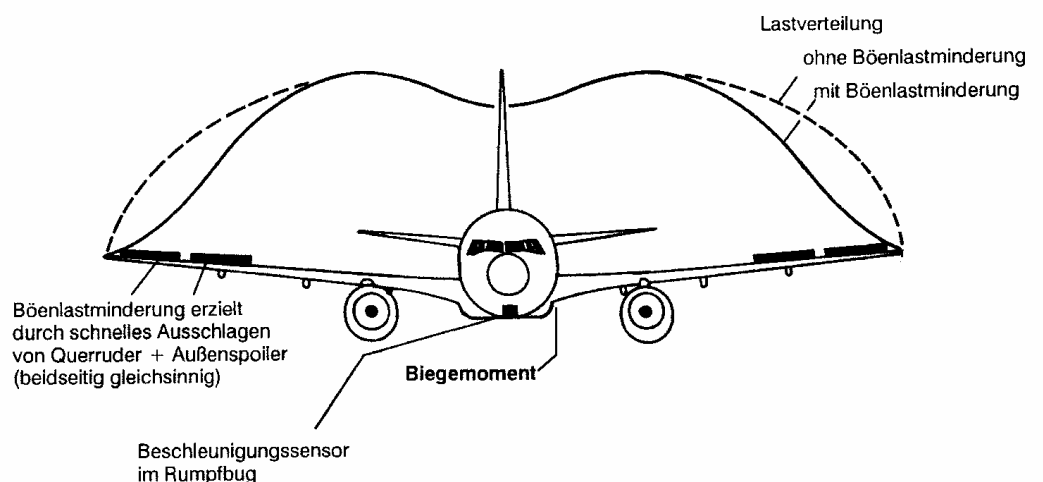
Stellflächen zur Manöverlaststeuerung

Strukturgewichtseinsparung der tragenden Flügelstruktur:

A: 8,2 % B: 4,4 % C: 12,2 %

Die Manöverlastabminderung wird durch die vorhandenen Klappen, Spoiler und/oder Querruder bewerkstelligt. Diese werden durch das computergeregelte "Fly-by-Wire" - Steuersystem so angesteuert, dass beispielsweise die Hinterkantenklappen im Innenbereich ausfahren und dadurch den Auftrieb vergrößern, während die Spoiler und/oder Querruder am Außenflügel Auftrieb vernichten.

### 2.2.7.2 BÖENLASTABMINDERUNG



Die Böenlastabminderung verringert die, durch Böen verursachten, zusätzlichen Auftriebskräfte. Dies bedingt extrem schnelle Verstellmöglichkeiten der Querruder und Spoiler. Die Abminderung der Böenlasten erhöht den Passagierkomfort, verlängert die Lebensdauer der Zelle (Ermüdungsbelastung ist geringer) und spart Gewicht, weil die Struktur für geringere Böenbelastung ausgelegt werden kann.

## 2.3 EINTEILUNG DER LUFTFAHRZEUGSTRUKTUR (Structural Classification)

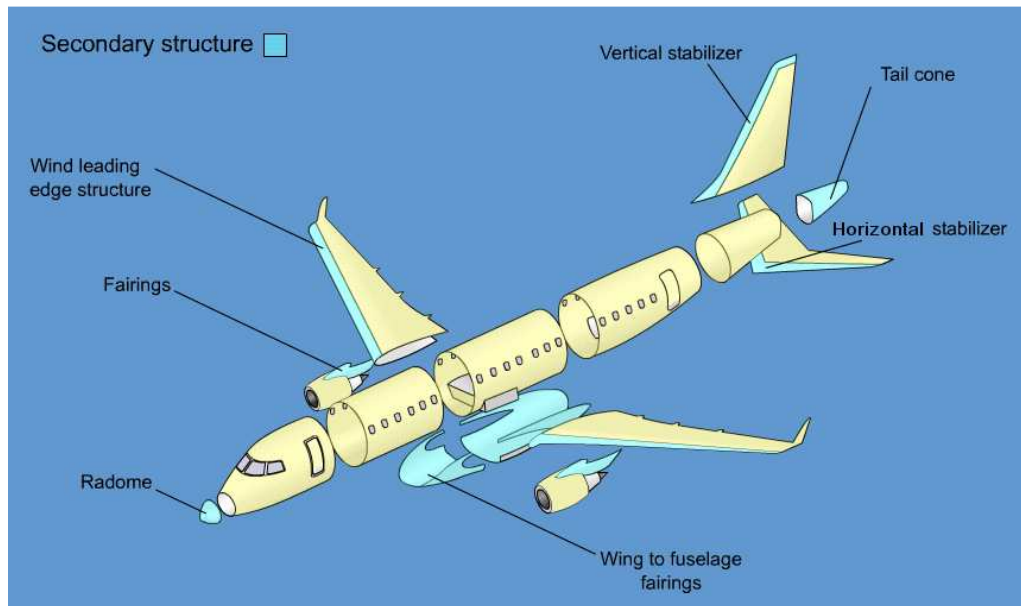
Die Luftfahrzeugstruktur (Luftfahrzeugzelle) unterteilt sich wie folgt:

### 2.3.1 PRIMÄRSTRUKTUR (Primary Structure)



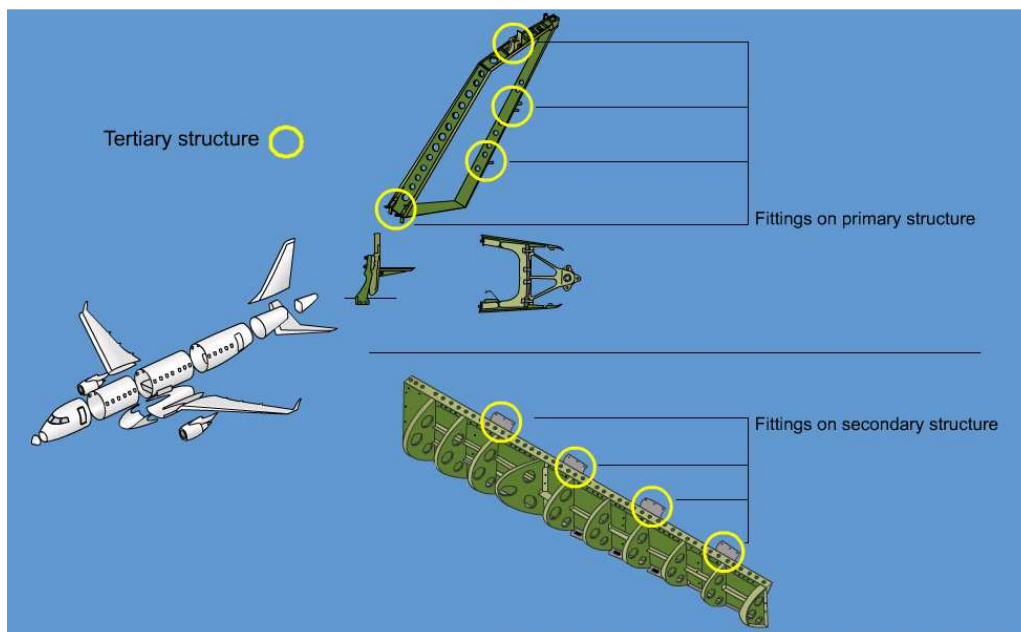
Sie nimmt jene Lasten auf, die durch Kabinendruck, Böen, Start, Flugmanöver, Landung und Rollen entstehen.

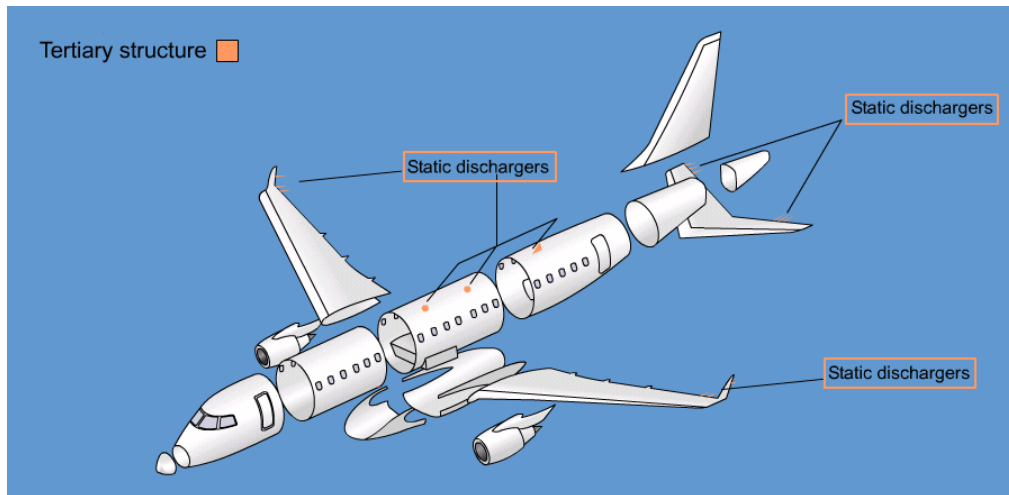
## 2.3.2 SEKUNDÄRSTRUKTUR (Secondary Structure)



Sie dient der aerodynamischen Formgebung und der Befestigung von Bauteilen.

## 2.3.3 TERTIÄRSTRUKTUR (Tertiary Structure)





Darunter versteht man untergeordnete Bauteile oder Ausrüstung, die an der Primär- oder Sekundärstruktur befestigt sind.

## 2.4 LUFTFAHRZEUG-KONSTRUKTIONSPRINZIPIEN

Die Primärstruktur eines Luftfahrzeuges soll die auftretenden Lasten während der gesamten Lebensdauer ohne Totalausfall aufnehmen. Drei Konstruktionsphilosophien finden Anwendung:

### 2.4.1 SAFE-LIFE DESIGN - Sicherheit auf Lebenszeit

Die Luftfahrzeugstruktur ist so massiv konstruiert, dass nur geringe Spannungen in den Festigkeitsverband einfließen. Diese Spannungen können beliebig oft ertragen werden, sodass die Luftfahrzeugstruktur während der gesamten Lebensdauer frei von Ermüdungsbrüchen und Rissen bleibt. Eine Safe-Life-Konstruktion ist relativ schwer.

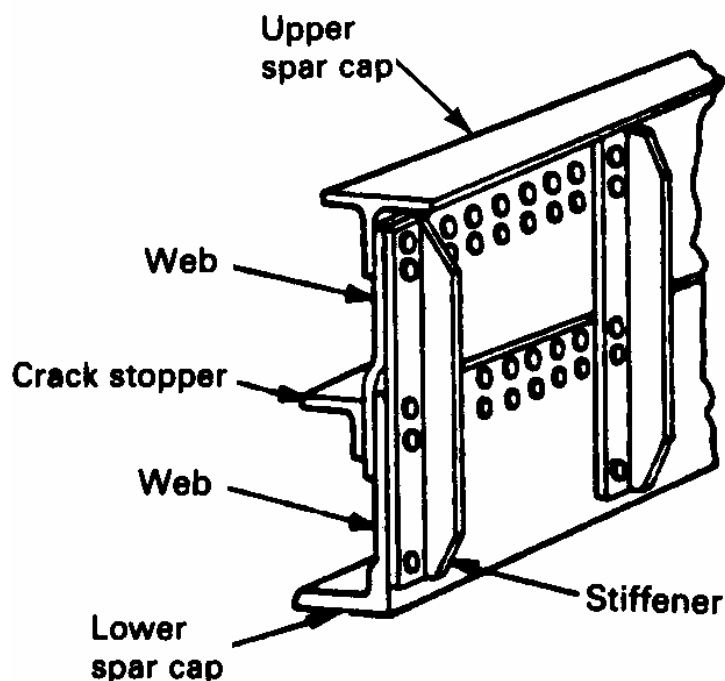


Dieses klassische Bauprinzip wird bei kleinen und mittleren Luftfahrzeugen angewendet.

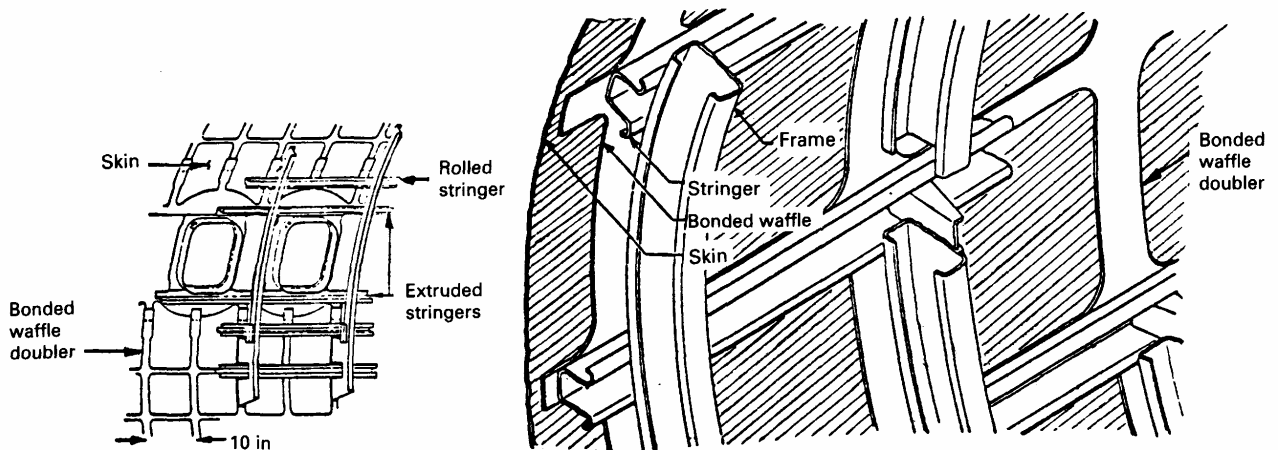
## 2.4.2 FAIL-SAFE DESIGN - Ausfallsicherheit

Aus Gewichtsgründen ist es, speziell bei Verkehrsflugzeugen, nicht möglich die Konstruktion absolut dauerhaft auszulegen.

Man nimmt in Kauf, dass Risse an der tragenden Struktur (z.B. Holm) auftreten können. Durch Aufteilung der Lastpfade mit Rissstoppfunktion wird ein Totalausfall des Bauteils vermieden. Die Risse können bei der Wartung festgestellt und repariert werden bevor sie die Flugsicherheit gefährden.



**Auch durch Strukturvervielfachung (man nimmt statt eines großen Elementes zwei kleinere - z.B. der Flügelholm besitzt zwei Halbstege) wird die Totalausfallsicherheit erreicht. Wenn ein Element ausfällt, wird die von ihm zu tragende Belastung auf die verbleibenden Elemente verteilt.**



*Use waffle doubler design instead of fail- safe straps.*

**Die Ausfallsicherheit wird beispielsweise auch durch Aufkleben von rasterförmigen, dünnen Blechen (waffelförmige Aufdoppelung, Fail-Safe Straps) auf die Rumpfhaut erreicht. Ein, in der Außenhaut fortschreitender Riss stoppt beim Erreichen der Aufdoppelung. Zusätzlich kann die Aufdoppelung die Kräfte von der beschädigten Außenhaut übernehmen.**

### **2.4.3 DAMAGE TOLERANCE DESIGN - Schadenstolerierung**

**Dies ist eine Weiterentwicklung des "Fail-safe Design". Aufgetretene Risse werden nicht sofort repariert um das Flugzeug weiterhin nutzen zu können (z.B. bis zur nächsten, planmäßigen War-**

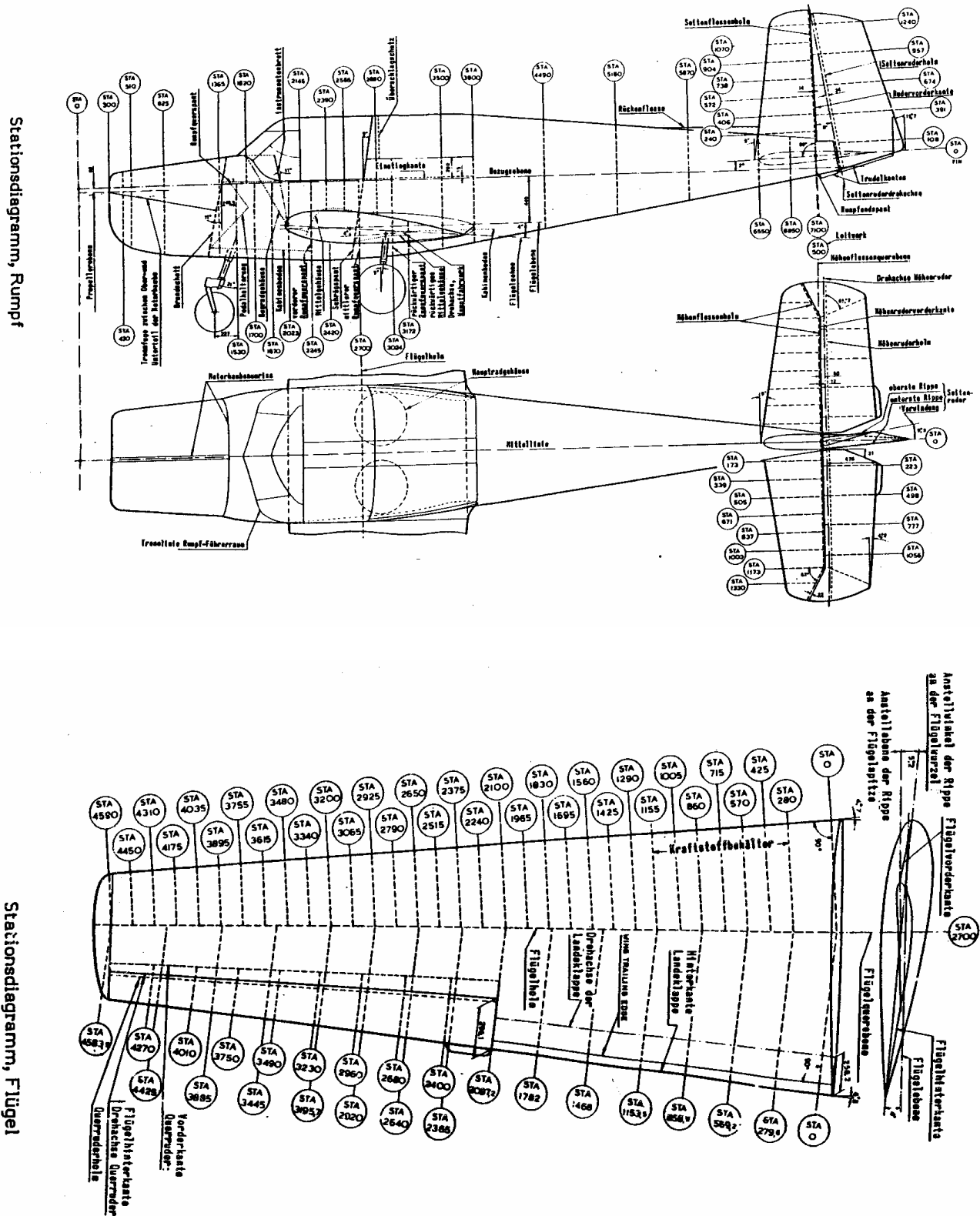
tung). Das Risswachstum wird beobachtet und analysiert. Parallel dazu werden Ermüdungsversuche mit künstlich beschädigten Bauteilen durchgeführt um den Verlauf der Risse vorherbestimmen zu können.

Bei Flugzeugen, die für Schadenstolerierung ausgelegt sind, werden Werkstoffe verwendet, die besonders Rissunempfindlich sind.

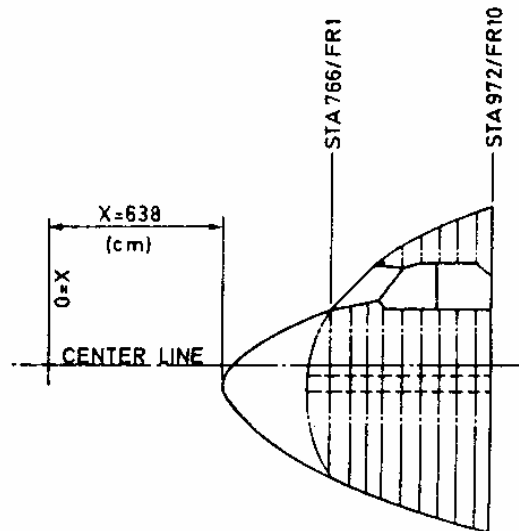
## **2.5 LOKALISIERUNGSSYSTEM IM FLUGZEUGBAU**

Um bei einem Flugzeug schnell bestimmte Strukturabschnitte, Bauteilpositionen oder Zugangsdeckel finden und Schadensorte dokumentieren zu können, hat man verschiedene Lokalisierungssysteme eingeführt. Diese sind jedoch bei den einzelnen Herstellern unterschiedlich aufgebaut. Grundsätzlich unterscheidet man folgende Verfahren:

## 2.5.1 STATIONENANGABE (Station Identification System)



Unter Stationen (STA) versteht man Rumpfspante sowie Flügel- und Leitwerksrippen, denen Nummern zugeordnet sind, die ihre Entfernung zu einer Bezugsebene (Station 0 – sie liegt beispielsweise beim Airbus A 300 638cm vor der Radarnase) bezeichnen. Sie werden in Millimeter, Zentimeter oder Zoll (inch) angegeben.



Stationspläne zum Lokalisieren und Bezeichnen der Bauteile am Flugzeug.

Stationsangaben werden beim Airbus durch FRAME - Bezeichnungen (Frame = Spant) ergänzt und mit FR abgekürzt. Die Bezeichnung STA 766/FR 1 bedeutet, dass sich 766cm von der Nullebene entfernt der erste Spant befindet.

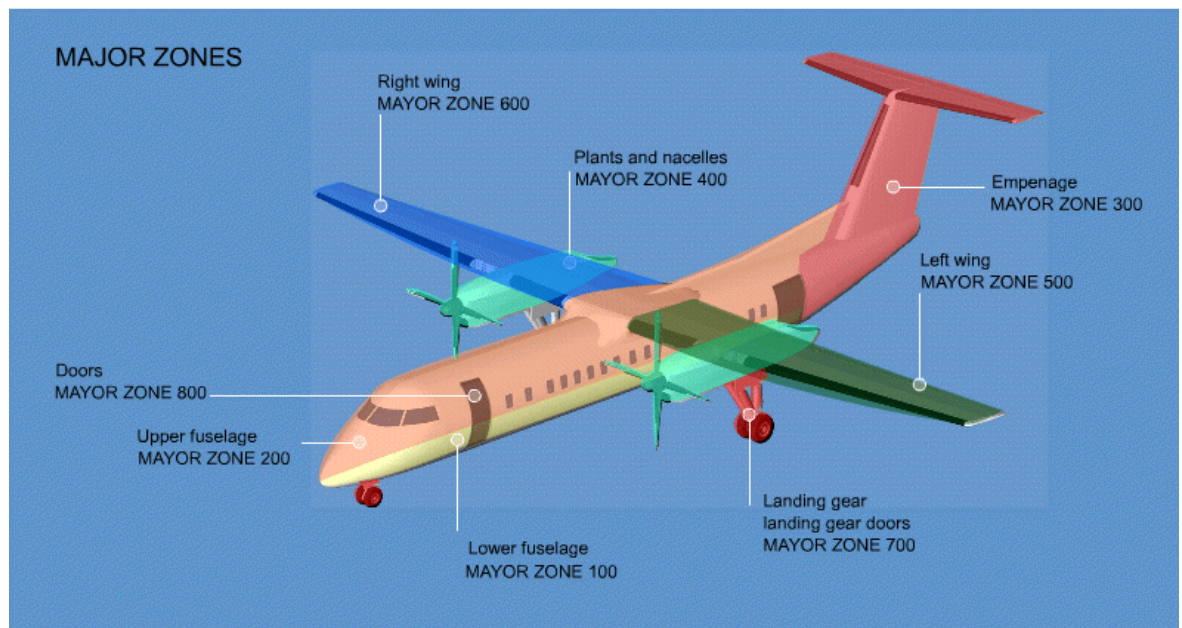
### 2.5.2 ZONENANGABE (Zonal Identification System)

Wegen der Größe moderner Verkehrsflugzeuge hat man zur übersichtlicheren Bauteilgliederung zusätzlich dieses Lokalisierungsverfahren eingeführt. Dieses System bedeutet, insbesondere für

das Wartungswesen, eine erhebliche Erleichterung.

Man unterscheidet drei Arten von Zonen:

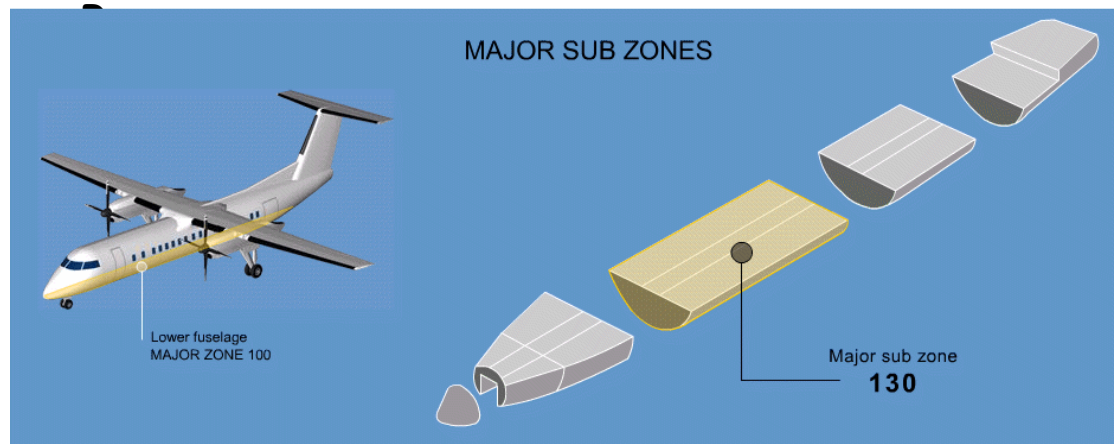
### 2.5.2.1 MAJOR ZONES (Hauptzonen)



Die "Major Zones" werden durch große Strukturen gebildet, die mit den Zahlen 100, 200, 300 bis 900 nummeriert sind.

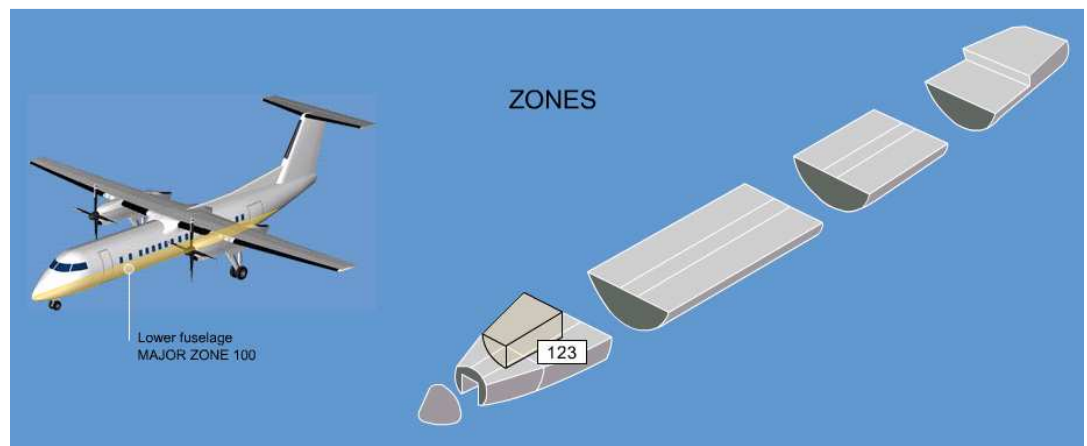
Die Zonen werden dabei nach einem besonderen Schema nummeriert. Beispielsweise bezeichnen in der Skizze die ungeraden Zahlen die linke Seite des Flugzeugs und umgekehrt.

### 2.5.2.2 MAJOR SUB-ZONES (Unterhauptzonen)



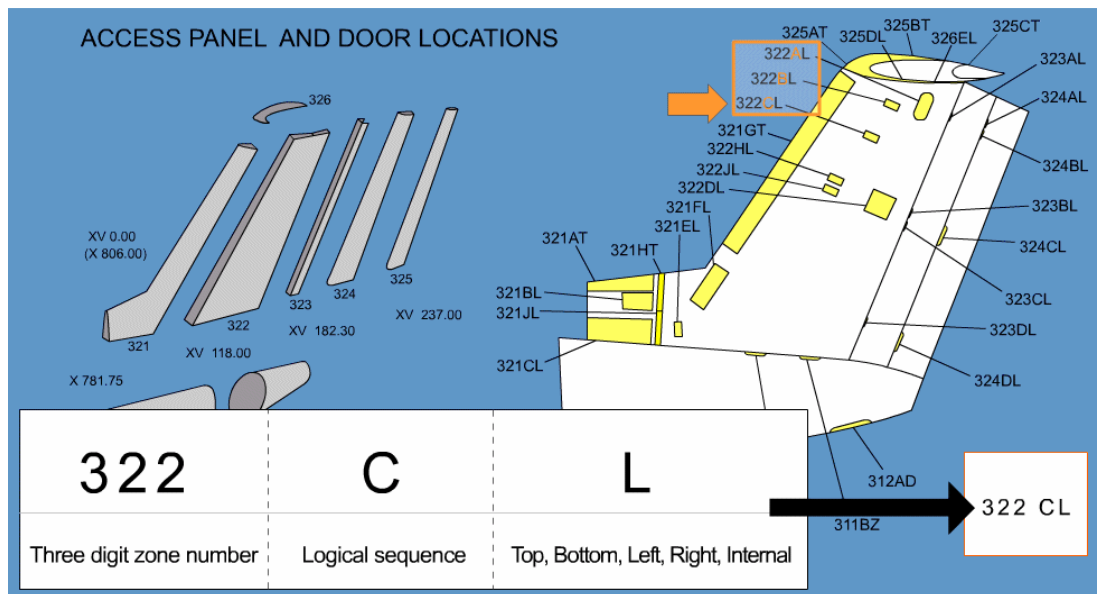
"Major Subzones" sind wiederum Unterteilungen der "Major Zones". Sie werden durch die zweite Ziffer der dreistelligen Zahl gekennzeichnet (z.B. Lower Fuselage Zone 100 unterteilt sich in die Major Sub Zones 110, 120, 130 usw.).

### 2.5.2.3 ZONES (Zonen)



"Zones" sind weitere Unterteilungen der "Major Subzones". Es handelt sich dabei um kleinere Gebiete die dann beispielsweise mit 123, 143, usw. gekennzeichnet sind.

## 2.5.2.4 ACCESS PANELS LOCATIONS (Positionen der Zugangssdeckel)



Jeder Deckel und jede Türe ist in das Lokalisierungssystem eingebunden.

Im obigen Beispiel folgen der Zonenbezeichnung "322" (Seitenflosse) die Buchstaben CL. Das "C" bezeichnet den 3. Deckel von oben. Der zweite Buchstabe "L" ist einer von fünf möglichen Positionscodes (T = oben, B = unten, L = links, R = rechts, usw.).



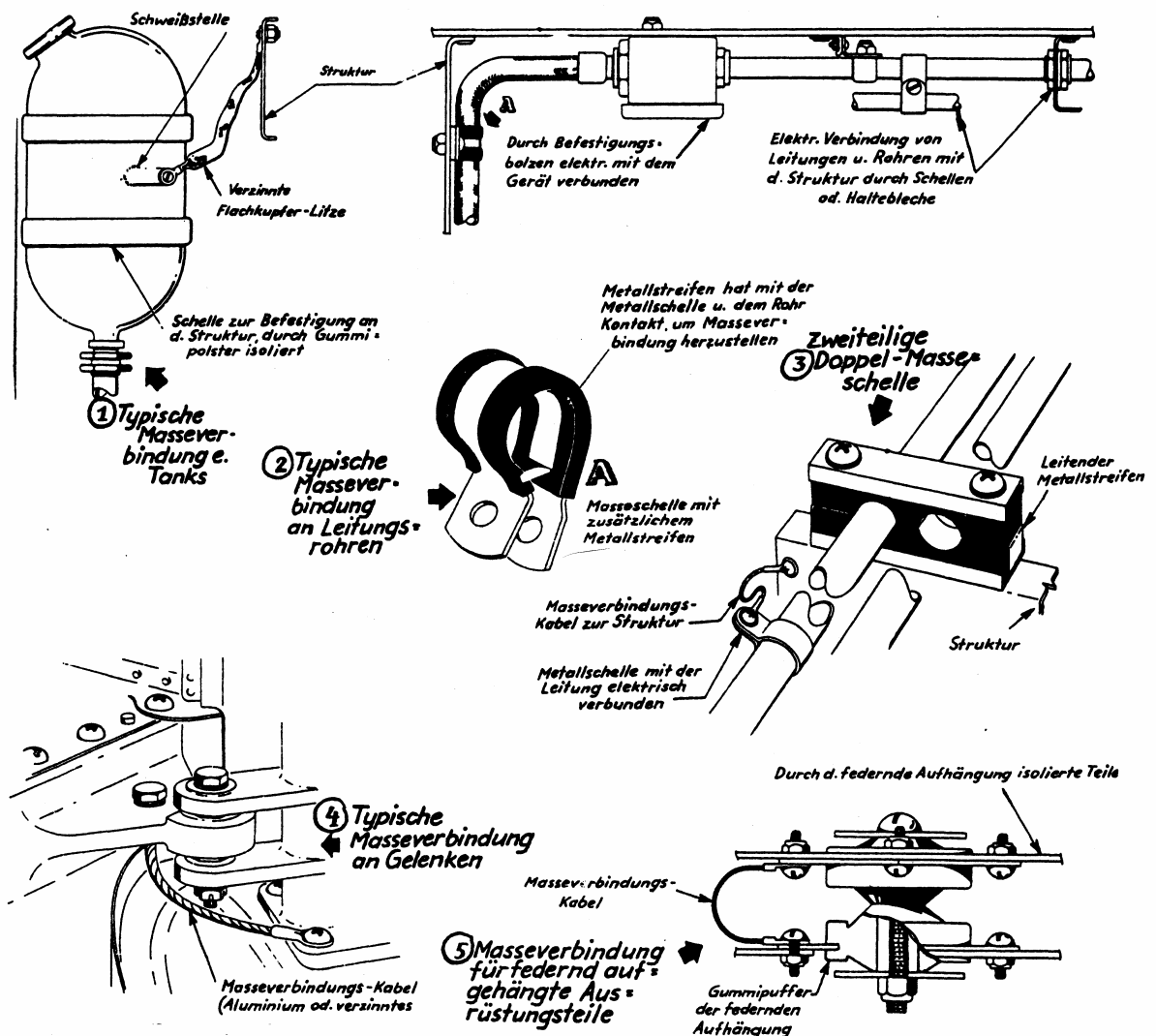
## 2.6 LUFTFAHRZEUG-MASSEVERBINDUNGEN (Aircraft Bonding)

Unter Masseverbindung versteht man die elektrisch leitende Verbindung aller leitenden Teile (aus Aluminium, Glare, Kohlefaser, u.s.w.) der Luftfahrzeugstruktur.

Diese gesamte, verbundene "Masse", gewährleistet, dass alle Stellen der Flugzeugstruktur das gleiche elektrische Potential besitzen. Die Masseverbindung dient auch in elektrischen Systemen mit einadrig verlegtem Leitungssystem als Rückleitung des elektrischen Stromes.

Die Masseverbindungen erfüllen noch folgende Aufgaben:

- Einwandfreie Rückleitung des Stromes.
- Schutz der Insassen gegen elektrische Schläge durch ungleichmäßige, statische Aufladungen.
- Schutz gegen statische Aufladung, die Radiostörungen und Explosionen hervorrufen können.
- Schutz des Flugzeuges und der Insassen bei Blitzschlag (Faradayscher Käfig).



Die gebräuchlichsten Methoden der Masseverbindungen sind:

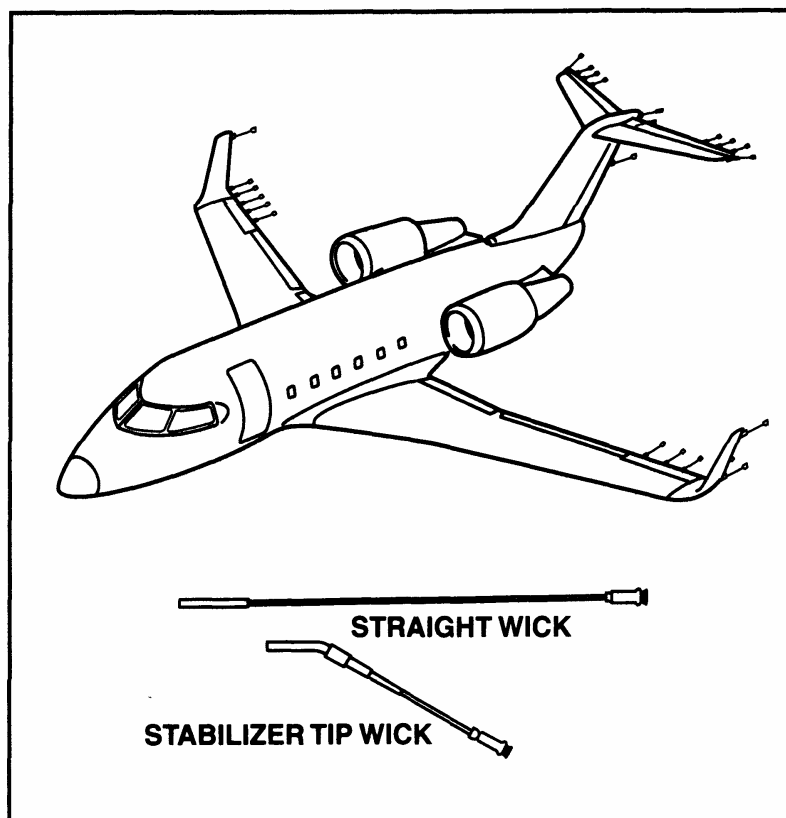
- Metallschellen an Rohrleitungen, die durch ein Verbindungskabel mit der Flugzeugzelle verbunden werden.
- Gummigepolsterte Schellen mit zusätzlichem Metallstreifen.
- Masseverbindungskabel zwischen beweglichen Teilen usw.

Insbesondere ist darauf zu achten, dass alle Kraftstoff-, Hydraulik-

und andere Rohrleitungen mit der Flugzeugzelle verbunden sind, um die Bildung von statischen Aufladungen zu verhindern (Explosionsgefahr!).

## 2.7 ABLEITEN STATISCHER AUFLADUNG (Static Discharger)

Durch Reibung zwischen der Flugzeugbeplankung und der Luft kann eine hohe statische Aufladung von über 80.000 Volt entstehen. Diese, speziell bei schnellen Flugzeugen auftretende Erscheinung, würde zu einer plötzlichen Entladung mit Funkenabrissen führen. Dies würde beträchtliche Störungen in der Flugzeugelektronik (Avionic) verursachen.



● The locations of the static dischargers for a business jet are shown in this illustration.

Durch flexible (Static Wick{Docht} oder Wire Braid{Geflecht} Discharger) oder starre Ableiter (Null Field Discharger), die an Flügel- und Leitwerkhinterkanten montiert werden, wird die Ladung kontrolliert und kontinuierlich an die Atmosphäre abgeleitet.

Da sich Flugzeuge oft zwischen zwei Zonen mit unterschiedlicher Ladung befinden, lösen sie oft Blitze aus, die dann meist über Nase oder Triebwerkeinlässe eintreten, die leitende Hülle (Faradayscher Käfig) durchlaufen und am Heck wieder austreten. Dabei kann es zu leichten Schäden beim Ein- und beim Austrittspunkt kommen. Das Flugzeug muss nach einem Blitzschlag einer speziellen Kontrolle unterzogen werden.

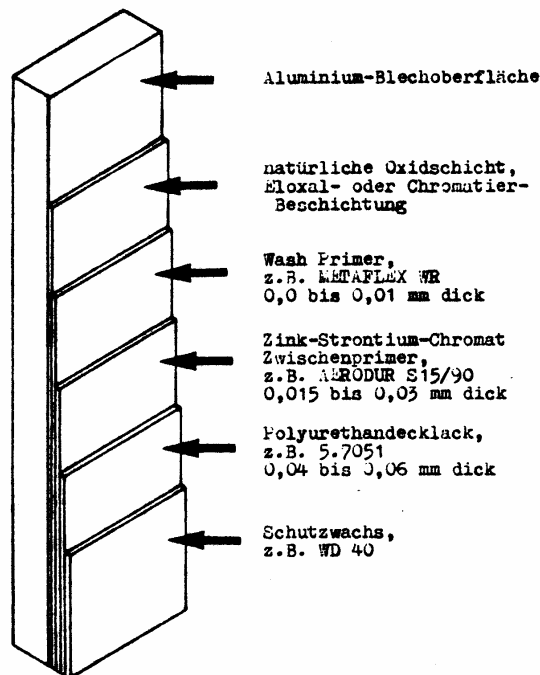
## 2.8 ZELLENMONTAGETECHNIKEN, NIETEN, VER-SCHRAUBEN UND VERKLEBEN

(Durchführung in Luftfahrzeugtechnik-, Kunststoff- und Blechbearbeitungswerkstätte)

## 2.9 OBERFLÄCHENREINIGUNG (Surface Cleaning)

(Durchführung in Luftfahrzeugtechnikwerkstätte)

## 2.10 OBERFLÄCHENSCHUTZ (Surface Protection)



### ● Aufbau eines Oberflächenschutzsystems auf Aluminiumblechteilen

Lufffahrzeuglacke sind größten Beanspruchungen ausgesetzt (niedrige Temperatur, große Temperaturschwankungen, hohe Wärmedehnungen der Lufffahrzeugzelle, mechanische Beanspruchungen durch Regen, Hagel und Eis).

Der Oberflächenschutz umfasst das gesamte System von der Vorbehandlung der metallischen und nichtmetallischen Materialoberflächen über die Grundierung bis zum Decklack im gewünschten Farbton. Die Lackkette ist in der Regel ein exakt aufeinander abgestimmtes System eines Lackherstellers.

### 2.10.1 CHEMISCHE VORBEHANDLUNG

Grundsätzlich werden im Flugzeugbau unplattierte und plattierte

**Bleche (beim Plattieren wird als erste Korrosionsschutzschicht eine dünne Reinaluminiumschicht aufgewalzt) aus Aluminiumlegierungen (z.B. AlCuMg) verwendet. Plattierte Bleche bilden nach einigen Monaten eine natürliche, jedoch nicht sehr widerstandsfähige, dünne Oxidhaut.**

**Die chemische Vorbehandlung führt zur Bildung einer zusätzlichen Oxidschicht. Sie schützt gegen Korrosion und ist ein ausgezeichneter Haftgrund für die Lackierung.**

**Folgende Verfahren gelangen zur Anwendung:**

#### **2.10.1.1 ANODISATION (Anodische Oxidation)**

**Dieser, beispielsweise von Airbus angewandte, elektrochemische Prozess, ist mit dem in der Metallindustrie angewandten ELOXAL-Verfahren (Elektrolytische Oxidation von Aluminium) praktisch identisch.**

**Dabei wird die Aluminiumoberfläche in eine harte, leider jedoch auch spröde Oxidschicht umgewandelt.**

#### **2.10.1.2 CHROMATIEREN**

**Amerikanische Flugzeughersteller bevorzugen dieses stromlose Tauchverfahren (z.B. ALODINE) zur chemischen Umwandlung von Aluminiumoberflächen.**

**Beim Chromatieren entsteht, im Gegensatz zum Ano-**

disieren eine, bis zu einem gewissen Grad elastische Schicht. Die korrosionshemmende Wirkung ist jedoch geringer. Chromatierverfahren eignen sich auch gut für Reparaturen (Pinselauftrag).

**ACHTUNG:** *Alodine 1200, Iridite XE, Kemia 9602 und Turco 3002 zerstören hochfeste Stähle, Magnesium, Titan sowie Kadmiumschichten.*

### 2.10.2 GRUNDANSTRICH (Primer)

Die Aufbringung erfolgte früher durch Aufwaschen mittels Schwamm. Aus dieser Zeit hat sich vielfach die Bezeichnung "Washprimer" erhalten. Heute erfolgt jedoch die Verarbeitung durch Aufspritzen, der auf Polyurethan basierenden Zweikomponentenprimer.

### 2.10.3 DECKLACK (Top Coat)

Moderne Decklacke sind ebenfalls auf Polyurethanbasis aufgebaut. Firmenlogos, Kennzeichen usw. werden oft als Spezialfolie aufgeklebt.