

# 6 Flugsteuerung

## Flight Controls, ATA 27

### 6.1 Definition

*Die Einheiten und Komponenten die eine manuelle Steuerung der Flugzeuglage ermöglichen. Dazu gehören Teile wie ein hydraulischer Verstärker, Seitenruderpedale, Steuereinrichtungen, Befestigungsteile usw. Die Flugsteuerung enthält auch die Funktion und die Wartungsaspekte von Landeklappen und Lufibremsen und anderer Steuerflächen, jedoch nicht Teile der Struktur (ATA 100).*

Nach **ATA 100** werden folgende mechanische Teilsysteme voneinander unterschieden:

- Querruder (aileron)
- Seitenruder (rudder)
- Höhenruder (elevator)
- Höhenleitwerk (horizontal tailplane)
- Störklappen (spoiler)
- Rudersperre und Dämpfer (rust lock and dampener)
- Hochauftriebssystem (high lift system)

Hinzu kommt das

- elektronisches Flugsteuerungssystem (Electronic Flight Control System, EFCS)

Die Flugsteuerung beinhaltet für jede Steuerfläche bzw. Achse die gesamte *Signalkette des Flugsteuerungssystems*. Dazu gehören:

- die Steuerorgane,
- die Flugsteuerungsrechner mit den Flugregelgesetzen (control laws),
- die Übertragungselemente,
- die Kraftverstärker bzw. Aktuatoren,
- die Positionsgeber an den Steuerflächen.

Die Steuerflächen selbst gehören als Strukturbauteil nicht zum Flugsteuerungssystem. Aufgabe der Flugsteuerung ist die Umwandlung der Steuereingaben in die entsprechenden Steuerflächenausschläge.

*Die ATA-Definition* für die Flugsteuerung bezieht sich auf die „manuelle Steuerung“ und *grenzt* damit *das Flugsteuerungssystem ab vom Autopilotensystem*. Das Interface zwischen Autopilot und Flugsteuerung kann so gestaltet sein, dass die Flugsteuerung Signale vom Autopiloten genau so aufnimmt und weiterverarbeitet als wenn die Signale vom Piloten kommen würden.

## 6.2 Gliederung

### 6.2.1 Primäre und sekundäre Flugsteuerung

Flugsteuerungssysteme werden traditionell in die Bereiche der primären und sekundären Flugsteuerung unterteilt. Definition:

Die **primäre Flugsteuerung** dient der Regelung der Fluglage.

Die **sekundäre Flugsteuerung** ändert die Flugzeugkonfiguration (Start-, Reiseflug-, Landekonfiguration). Dabei soll die Fluglage möglichst unbeeinflusst bleiben.

Zur primären Flugsteuerung gehören klassischerweise Höhenruder, Querruder und Seitenruder. Beispiele für Aufgaben der sekundären Flugsteuerung sind die Änderung des Auftriebs, des Widerstands, der Trimmung und der Flügelpfeilung.

Durch die Einführung der elektronischen Flugsteuerung können heute primäre und sekundäre Flugsteuerung kaum noch auseinander gehalten werden, weil durch den Fortfall der festen Verbindung zwischen Steuerorgan und Steuerfläche prinzipiell alle Steuerflächen – erheblich leichter als bei mechanischen Flugsteuerungssystemen – für alle erforderlichen Aufgaben genutzt werden können. Beispiele:

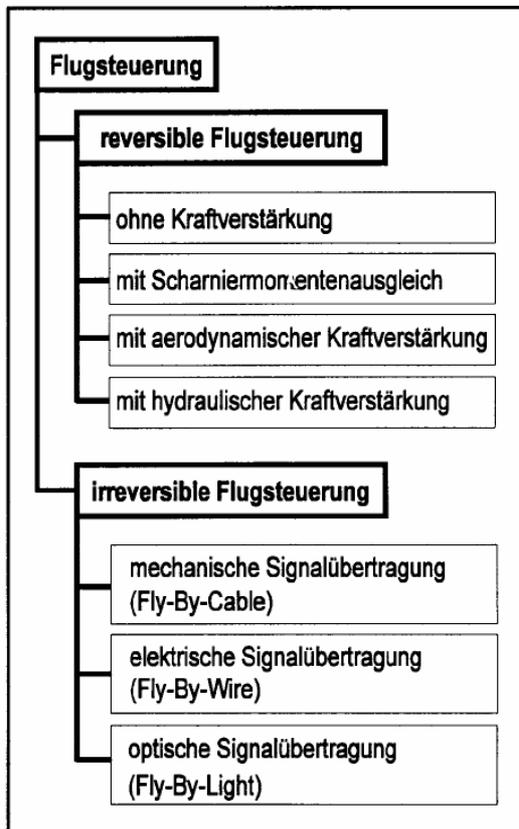
- Querruder werden zur Rollsteuerung und Auftriebserhöhung (aileron droop) eingesetzt
- Störklappen (spoiler) werden zur Rollsteuerung (roll spoiler), zur Gleitzahlreduzierung (speed brakes) und zum Abbau des Auftriebs nach dem Aufsetzen (lift dumper) eingesetzt.
- Das trimmbare Höhenleitwerk (trimmable horizontal stabilizer) kann zusammen mit dem Höhenruder (elevator) integraler Bestandteil der Nicksteuerung sein.

### 6.2.2 Reversible und irreversible Flugsteuerung

Bild 6.1 gliedert Flugsteuerungssysteme hinsichtlich ihres Prinzips und technischer Realisierung. Zunächst unterscheidet man reversible und irreversible Flugsteuerungssysteme. Formal können die beiden grundsätzlich verschiedenen Flugsteuerungsprinzipien so definiert werden:

*Reversible Flugsteuerungssysteme* (reversible flight control systems) besitzen eine Verbindung, die Kräfte mit einem bestimmten Übersetzungsverhältnis von Steuerorganen zur Steuerfläche und umgekehrt überträgt.

Als *irreversible Flugsteuerungssysteme* (irreversible flight control systems, fully powered flight control systems) werden solche bezeichnet, bei denen eine Kraft an den Steuerorganen eine Kraft an den Steuerflächen verursacht, jedoch eine Kraft an den Steuerflächen keine Kraft an den Steuerorganen.



**Bild 6.1:** Einteilung der Flugsteuerung nach technischen Merkmalen

**Reversible Flugsteuerungssysteme** können nach der *Art der Kraftverstärkung* weiter unterteilt werden. In Bild 6.1 sind die Methoden nach zunehmendem Kraftverstärkungspotential aufgelistet, dies geht einher mit zunehmender Komplexität:

- Ein Scharniermomentenausgleich kann erreicht werden z. B. durch einen großen Überhang der Profilvorderkante oder durch ein Horn (Bild 6.5) vor der Scharnierlinie des Ruders.
- Eine aerodynamische Kraftverstärkung kann mit einer Hilfsklappe (Bild 6.9) oder mit einer Flettner-Klappe (Bild 6.10) erreicht werden.
- Bei einer hydraulischen Kraftverstärkung wird die *Luftkraft* in einem definierten Verhältnis zwischen dem Piloten und einem hydraulischen Aktuator *aufgeteilt*. Pilot und Aktuator wirken gemeinsam auf das Ruder, greifen aber mit unterschiedlichem Hebelarm an einem Übertragungshebel an.

Die Kräfte an den Steuerflächen werden bestimmt durch:

- die Rudergröße,
- die geforderten Fluggeschwindigkeiten
- die geforderten Flugmanöver.

Das Verhältnis aus erforderlicher Ruderkraft und verfügbarer Pilotenkraft definiert den erforderlichen Verstärkungsfaktor und führt damit zur Auswahl bzw. zum Ausschluss bestimmter Prinzipien der Kraftverstärkung reversibler Flugsteuerungen.

**Irreversible Flugsteuerungssysteme** sind dadurch *definiert*, dass sie mit Aktuatoren ausgestattet sind, die die Ruderkräfte *unabhängig* von der Pilotenkraft aufbringen. Es können daher nahezu beliebig große Ruderkräfte beherrscht werden. Aus diesem Grund werden heute große Passagierflugzeuge mit irreversiblen Flugsteuerungen ausgestattet. Weil bei irreversiblen Flugsteuerungssystemen von den Steuerflächen keine Kräfte auf die Steuerorgane zurückwirken, muss ein als „Künstliches Gefühl“ bezeichnetes Gerät die fehlenden Kräfte nachbilden, die der Pilot zum sicheren Führen des Flugzeugs benötigt.

Irreversible Flugsteuerungen können nach der Art der **Übertragung der Steuersignale** gemäß Bild 6.1 weiter unterteilt werden:

- Die *mechanische* Signalübertragung (Fly-by-Cable, FBC) wird heute im Rahmen der Einführung von Flugsteuerungsrechnern durch
- die *elektrische* Signalübertragung (Fly-by-Wire, FBW) verdrängt.
- Die *optische* Signalübertragung (Fly-by-Light, FBL) hat vor allem Vorteile im militärischen Bereich durch ihre Unempfindlichkeit gegenüber elektromagnetischen Störungen (Electro Magnetic Interference, EMI).

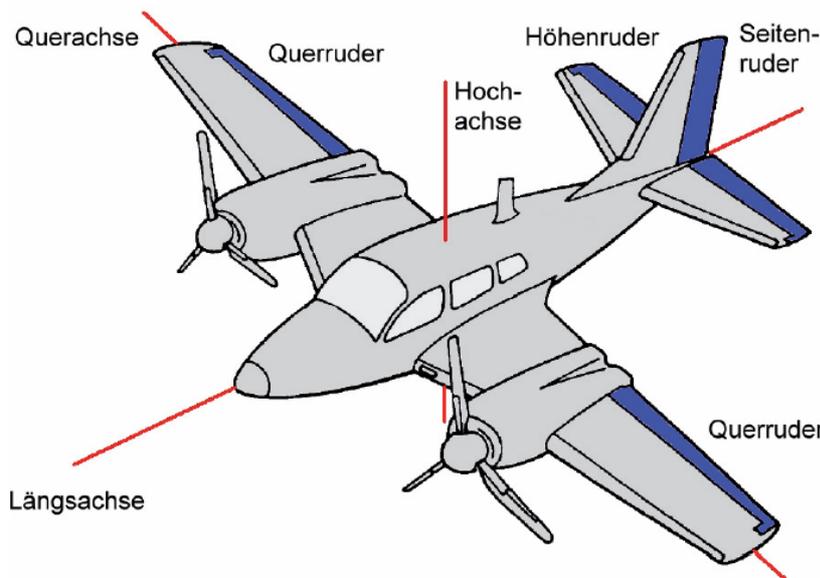
### 6.2.3 Funktionsprinzip und Energieversorgung

Die Aktuatoren der irreversiblen Flugsteuerungen können nach ihrem **Funktionsprinzip** unterteilt werden in *Linearantriebe und Rotationsantriebe*.

Die Aktuatoren der irreversiblen Flugsteuerungen können nach ihrer **Energieversorgung** unterteilt werden. Die an Bord vorhandenen Energiesysteme können Aktuatoren *versorgen mit hydraulischer, elektrischer oder pneumatischer Energie*. Heute kommt größtenteils noch die hydraulische Energieversorgung der Aktuatoren zur Anwendung. Beim Einsatz einer elektrischen Energieversorgung der Stellsysteme (Power-By-Wire, PBW) ist eine Umschaltung auf Energie von einem anderen der redundanten elektrischen Systeme besonders einfach. Pneumatische Stellsysteme spielen in der Luftfahrt nur eine untergeordnete Rolle. Der Antrieb der Vorflügel der Boeing 747 durch pneumatische Motore ist ein solches seltenes Beispiel.

## 6.3 Steuern, Trimmen, Stabilität

Zur Veränderung der Lage des Flugzeugs im Raum um die drei Achsen werden die primären Steuerflächen verwendet. Bild 6.2 zeigt die drei Achsen eines Flugzeuges und die primären Steuerflächen.



**Bild 6.2** Die Achsen des Flugzeugs und die primären Steuerflächen (Quelle: Hanser Verlag)

**Aufgabe der Steuerflächen** ist:

- das *Steuern* (control) des Flugzeug,
- das *Trimmen* (trim) des Flugzeugs.

Weiterhin muss das Flugzeug so gebaut sein, dass es auf äußere Störungen (möglichst) so reagiert, dass es von allein den ausgetrimmten Flugzustand wieder einnimmt. Das Flugzeug fliegt dann stabil. *Stabilität* (stability) wird erreicht durch die gesamte Flugzeugbauart, also durch die Positionierung der Flügel, die Wahl von V- und Pfeilwinkel sowie die Größe und Bauform der Leitwerke.

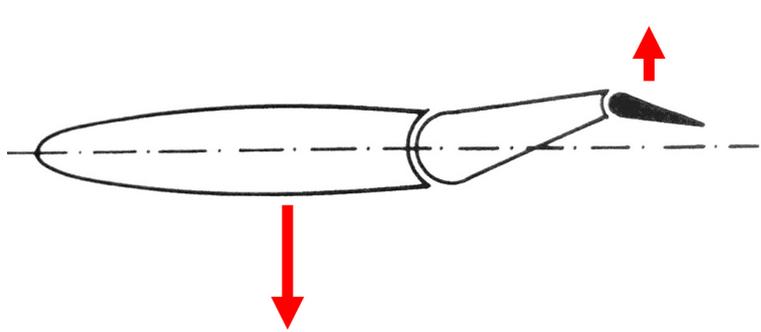
Ein **Flugzeug ist getrimmt**, wenn

1. um die jeweilige Achse *Momentengleichgewicht* herrscht (das wird i.d.R. durch Ruderaus-schläge erreicht),
2. das *Ruder* für diese Achse *kraftfrei* ist, der Pilot also keine Steuerkräfte aufbringen muss und das Steuerorgan somit auch loslassen könnte.

Wie das **Ruder kraftfrei** gestellt wird hängt von der Art der Flugsteuerung ab:

### A) Reversible Flugsteuerung:

- a) Eine **Trimmklappe** wird – wie in Bild 6.3 gezeigt – vom Piloten über das Bedienorgan für die Einstellung der Trimmung verstellt. Wird die Trimmklappe entgegengesetzt zum Winkel des Ruders ausgeschlagen, dann bewirkt das im Bildbeispiel eine kleine Kraft nach oben, die das Ruder nach oben ausschlagen lässt gegen die Luftkräfte, die das Ruder eigentlich nach unten zurück drücken wollen. Das Ruder hat also einen Ausschlagwinkel angenommen, der bewirkt, dass auf die ganze Fläche jetzt eine größere Kraft nach unten wirkt. Eine Pilotenkraft ist nicht mehr erforderlich für den Ruderausschlag. Die *Pilotenkraft* wird *von aerodynamischen Kräften übernommen*.
- b) Das Ruder wird durch eine **Feder** gehalten. Der Pilot muss gegen die Luftkräfte und gegen die Feder arbeiten. Der Punkt an dem die Feder strukturseitig befestigt ist wird vom Piloten über das Bedienorgan für die Einstellung der Trimmung verschoben. Die *Pilotenkraft* wird *von der Federkraft übernommen*.



**Bild 6.3** Ausschlag von Ruder und Trimmklappe

- B) **Irreversible Flugsteuerung mit künstlichem Gefühl:** Die Flugsteuerung ist mit kraftvollen Aktuatoren ausgestattet, die das Ruder in die erforderliche Position drücken. Dazu ist keine Pilotenkraft mehr erforderlich. Der Pilot kann das Flugzeug aber nur fliegen, wenn er Rückmeldungen vom Flugzeug bekommt. Die Sicht nach Außen, die Information vom künstlichen Horizont und die Beschleunigungskräfte am Pilotensitz reichen dafür allein nicht aus. Es müssen auch Kräfte am Steuerorgan zu spüren sein, die möglichst denen einer reversiblen Steuerung entsprechen. Diese Kräfte werden durch das künstliche Gefühl (artificial feel unit) erzeugt. Der Pilot arbeitet im Prinzip nur gegen eine Feder. *Trimmen bedeutet* jetzt lediglich, *die vom künstlichen Gefühl bereitgestellte Kraft auf null zu setzen*.
- C) **Irreversible Flugsteuerung mit FBW und EFCS:** Herkömmliche Flugzeuge sind aus Gründen der Fliegbarkeit und der Sicherheit so gebaut, dass sie „von allein den ausgetrimmten Flugzustand wieder einnehmen“ (siehe oben). Das bedeutet, dass immer dann, wenn ein anderer Flugzustand eingenommen werden soll, das Flugzeug auch neu getrimmt werden muss, weil es ansonsten (das war ja das Ziel) in den alten Flugzustand zurückkehren würde.

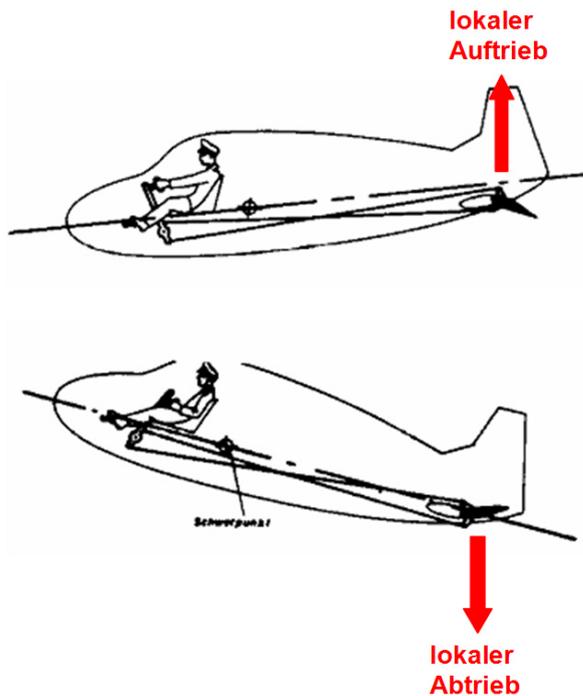
Ist die Flugsteuerung mit einem elektronischen Flugsteuerungssystem (EFCS) ausgestattet, dann kann sie im normalen Flugbereich (flight envelope) neutralstabil ausgelegt werden. Nur das Überschreiten des zulässigen Flugbereiches wird vom EFCS verhindert indem Betriebspunkte am Rande des zulässigen Bereichs auf sichere Betriebspunkte zurückgeführt werden. Neutralstabilität bedeutet: Jeder neue (sichere) Betriebspunkt wird so akzeptiert. Es besteht keine Tendenz zu einem bevorzugten Betriebspunkt zurück zu kehren. Da es gar keinen bevorzugten Betriebspunkt mehr gibt, ist es auch nicht mehr erforderlich, einen solchen einzustellen. *Es gibt kein Trimmen mehr!*

Wohl gemerkt, eine elektronische Flugsteuerung kann mit Neutralstabilität und somit ohne Trimmen ausgelegt werden (Beispiel: Airbus). Die elektronische Flugsteuerung kann aber auch so ausgelegt werden, dass ein reversibles Flugsteuerungsverhalten nachgebildet wird (Beispiel: Boeing). Dann ist auch in einer FBW Flugsteuerung ein Trimmen erforderlich.

## **6.4 Steuerflächen - primäre Flugsteuerung**

### **6.4.1 Höhenruder**

Das Höhenruder (elevator) ist der hintere bewegliche Teil am Höhenleitwerk (horizontal stabilizer) und ermöglicht Bewegungen um die Querachse. Dieses wird als Nicken (pitch) bezeichnet. Drücken (push) am Steuerhorn führt zu einem Ausschlag des Höhenruders nach unten. Der lokale Auftrieb am Höhenleitwerk wirkt nach oben. Das Flugzeug nickt nach vorn, wird kopflastig (nose down), der Anstellwinkel am Flügel verringert sich der Auftrieb verringert sich, das Flugzeug sinkt. Ziehen (pull) am Steuerhorn bewirkt das Gegenteil. Das Flugzeug wird schwanzlastig (tail down) und steigt (Bild 6.4).



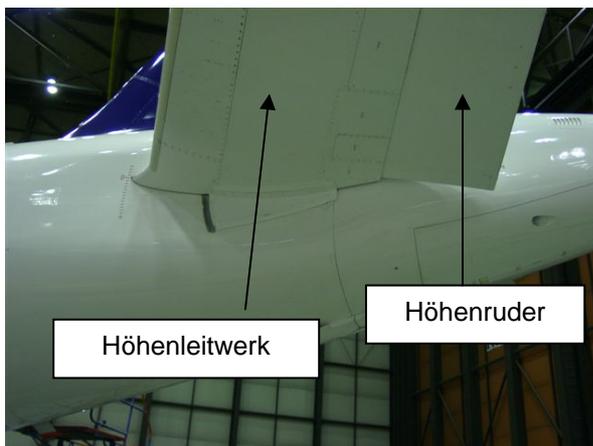
**Bild 6.4** Höhenrudersteuerung (nach LBA 1992)

Das Flugzeug muss für jede Fluggeschwindigkeit und für jeden Beladungszustand mit der Höhenrudertrimmung neu ausgetrimmt werden. Das ist der Grund, warum die Höhenrudertrimmung so wichtig ist und fast jedes Flugzeug eine Höhenrudertrimmung besitzt.

Kleinere Flugzeuge mit einem festen Höhenleitwerk werden im Sinne des Momentengleichgewichtes durch das Höhenruder ausgetrimmt. Dafür muss der Pilot (bei reversibler Flugsteuerung) zunächst Kraft am Steuerhorn aufwenden und das Höhenruder wie erforderlich ausschlagen (Bild 6.5). Mit der Trimmklappe wird das Höhenruder dann im ausgetrimmten Zustand kraftfrei eingestellt. Das Horn, welches nach vorn über die Scharnierlinie übersteht verringert die Steuerkräfte.



**Bild 6.5** Trimmung und Steuerung um die Nickachse bei kleinen Flugzeugen

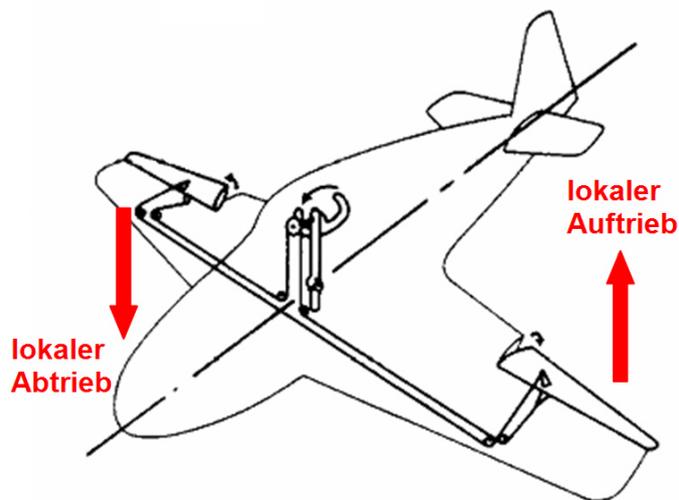


**Bild 6.6** Trimmung und Steuerung um die Nickachse bei großen Flugzeugen

Größere Flugzeuge werden dadurch getrimmt (im Sinne des Momentengleichgewichtes), dass das gesamte Höhenleitwerk im Einstellwinkel verändert wird und das Flugzeug so ein Momentengleichgewicht um die Querachse erreicht (Bild 6.6). Wenn das Flugzeug (mit irreversibler Flugsteuerung) mit dem Höhenleitwerk ausgetrimmt ist, dann sollten die Höhenruder den Ausschlagwinkel  $0^\circ$  einnehmen. Das Höhenleitwerk erhält damit sein aerodynamisches Grundprofil. Das Höhenruder ist jetzt nicht unbedingt kraftfrei, aber durch das künstliche Gefühl kann dem Piloten eine Steuerkraft von Null signalisiert werden.

## 6.4.2 Querruder

Das Querruder ermöglicht Bewegungen um die Längsachse (Bild 6.7). Dies wird als Rollen (roll) bezeichnet. Ausschlag des Steuerorgans nach rechts führt zu einem Ausschlag des linken Querruders nach unten und des rechten Querruders nach oben. Das Flugzeug rollt nach rechts. Ein Ausschlag nach links führt zur Umkehr der Ausschläge und zum rollen nach links.



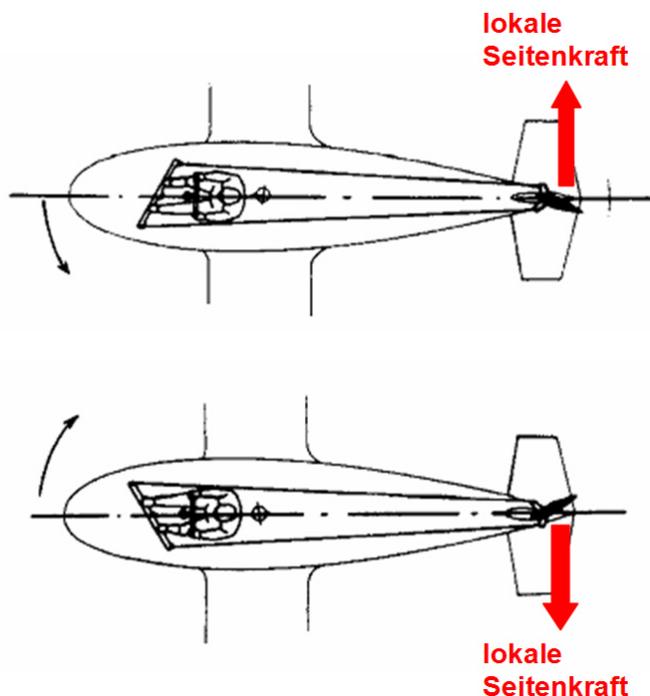
**Bild 6.7** Querrudersteuerung (nach LBA 1992)

Wenn keine Querrudertrimmung erforderlich ist, dann sollten die Querruder den Ausschlagswinkel  $0^\circ$  einnehmen. Der Flügel erhält damit sein aerodynamisches Grundprofil. Falls das Flugzeug eine Tendenz hat trotz Neutralstellung des Steuerhorns zu rollen (z. B. durch rechts und links stark unterschiedlich gefüllte Kraftstofftanks), kann dies durch den Querruderausschlag kompensiert werden, der zum Gleichgewicht der Rollmomente führt. Bei einer reversiblen Flugsteuerung wird dieser konstante Querruderausschlag mit Hilfe der Querrudertrimmung kraftfrei eingestellt. Nicht alle Flugzeuge sind mit einer Querrudertrimmung ausgestattet, weil Unsymmetrien bezüglich der Rollachse gering sind.

## 6.4.3 Seitenruder

Das Seitenruder (rudder) ist der hintere bewegliche Teil am Seitenleitwerk (vertical stabilizer, fin) und ermöglicht Bewegungen um die Hochachse. Dieses wird als Gieren (yaw) bezeichnet. Ein Tritt in das linke Seitenruderpedal führt zu einem Ausschlag des Seitenruders nach links und einen lokalen Auftrieb nach rechts. Dies bewirkt ein Gieren nach links. Umgekehrt führt ein Tritt in das rechte Seitenruderpedal zum Gieren nach rechts.

Die bei allen Rudern beschriebene Zuordnung zwischen Steuereingabe und Flugzeugreaktion ist bedingt durch die Ausführung der Mechanik und nur historisch begründbar. Die Zuordnung hätte im Prinzip auch anders gelöst werden können. Die historisch gewählte Zuordnung beim Höhenruder und beim Querruder erscheint logisch. Die Flugzeugbewegung folgt der Bewegung des Knüppels (stick) oder des Steuerrads (control wheel). Beim Seitenruder ist die Zuordnung (links treten, nach links gieren) nicht so klar zu begründen. Dies zeigt ein Vergleich mit der Anordnung von Lenker und Rad bei einem Fahrrad: links nach vorn drücken bedeutet nach rechts rollen. Hier folgt das Fahrzeug der Stellung der Steuerung wenn es um die Kurve geschoben wird. Das Flugzeug reagiert genau entgegengesetzt. Letztlich kommt es beim Flugzeug nur darauf an, wie die Steuerseile verlegt sind. Werden die Steuerseile nicht gekreuzt, so wie es einheitliche Praxis ist (siehe auch Bild 6.8), dann erhält man das bekannte Verhalten des Flugzeugs (links treten, nach links gieren).



**Bild 6.8** Seitenrudersteuerung (nach LBA 1992)

Im Reiseflug sollte das Seitenruder in Neutralstellung stehen. Es gibt aber Flugsituationen in denen das Flugzeug bezüglich der Hochachse nicht ausgetrimmt ist. Beispiele sind:

- einseitiger Triebwerksausfall,
- Steigflug mit einem Propellerflugzeug,
- Reiseflug mit einem Propellerflugzeug und Drall (rotational flow) im Nachlauf der Triebwerke, der aerodynamische Kräfte am Seitenleitwerk hervorruft,
- konstanter Querruderausschlag (zur Trimmung um die Rollachse).

In diesen Fällen wird das Seitenruder zur Kompensation so weit ausgeschlagen, bis ein Gleichgewicht der Giermomente vorliegt. Bei einer reversiblen Flugsteuerung wird dieser

konstante Seitenruderausschlag mithilfe der Seitenrudertrimmung kraftfrei eingestellt. Das Flugzeug kann dadurch z. B. bei einem Triebwerksausfall geradeaus fliegen, ohne dass eine ständige Steuereingabe des Piloten erforderlich wäre. Nicht alle Flugzeuge sind mit einer Seitenrudertrimmung ausgestattet.

#### 6.4.4 Trimmklappe, Hilfsklappe und Flettner-Klappe

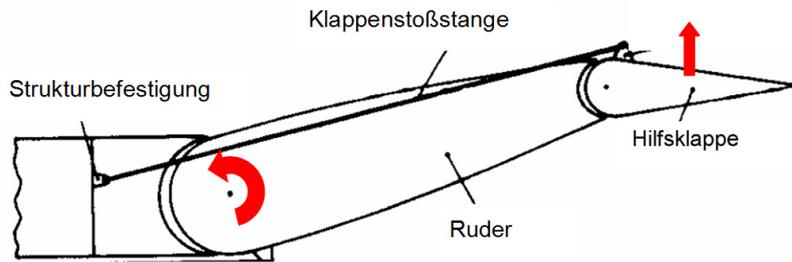
Bei der Trimmklappe (trim tab), Hilfsklappe (geared tab) und Flettner-Klappe (servo tab) handelt es sich jeweils um eine Klappe am Ende eines Ruders (Bild 6.3). Die Klappe kann in zwei Arten ausgeschlagen werden:

- Als **Gegenausgleichsklappe** (anti balance tab) wird die Klappe in der gleichen Richtung wie das Ruder ausgeschlagen. Die Klappe erzeugt eine Luftkraft, die das Auslenken und Halten des Ruders erschwert. So erhöht sich die die vom Piloten aufzubringende Steuerkraft. Dies kann bei leichten und langsamen Flugzeugen zu vorteilhaftem Steuerverhalten führen. Von Vorteil ist weiterhin, dass sich die Wirkung des Ruders erhöht.
- Als **Ausgleichsklappe** (balance tab) wird die Klappe entgegengesetzt zum Ruder ausgeschlagen. Die Klappe erzeugt eine Luftkraft, die das Auslenken und Halten des Ruders erleichtert. So verringert sich die die vom Piloten aufzubringende Steuerkraft. Jedoch verringert sich auch die Wirkung des Ruders etwas. In der Regel werden die Klappen in der Form der Ausgleichsklappe angewandt. Im weiteren Text wird ebenfalls dieser Klappentyp unterstellt.

Alle hier beschriebene Klappen sind nur für reversible Flugsteuerungen relevant. Nur bei diesen Flugzeugen ist von Bedeutung, dass die Bedienorgane (aerodynamisch) kraftfrei eingestellt werden können. Vollständig irreversible Flugsteuerungen kann man daran erkennen, dass an den Rudern keine derartigen Klappen zu finden sind.

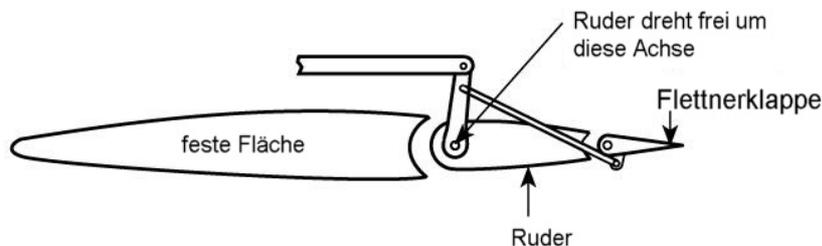
Die **Trimmklappe** (trim tab) wurde bereits in Abschnitt 6.3 am Beispiel des Höhenruders beschrieben. Die Trimmklappe wird vom Piloten *über das Bedienorgan für die Einstellung der Trimmung verstellt*. Dies geschieht oft mit einem Handrad.

Die **Hilfsklappe** (geared tab) wird *nicht vom Piloten verstellt, sondern wird über ein Gestänge an die Bewegung des Ruders gekoppelt und durch dieses zwangsgeführt* (Bild 6.9). Je stärker der Pilot das Ruder ausschlägt, desto stärker schlägt auch die Hilfsklappe aus. Dadurch werden die vom Piloten geforderten Kräfte reduziert.



**Bild 6.9** Funktionsweise der Hilfsklappe

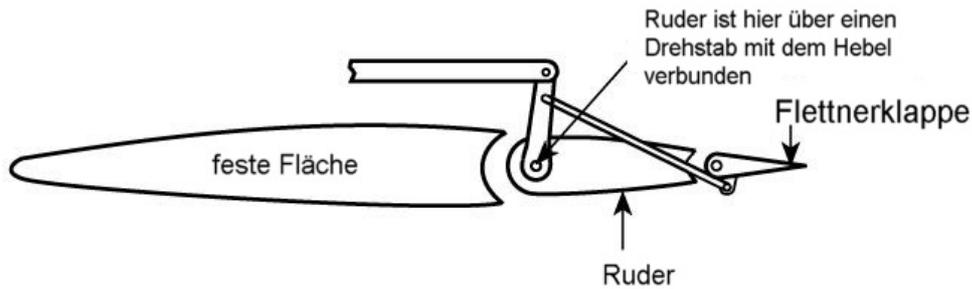
Die **Flettner-Klappe** (servo tab) wird vom Piloten über das Bedienorgan für die Einstellung des Ruders verstellt. Das Ruder wird nicht vom Piloten verstellt, sondern durch die sich einstellenden Luftkräfte. Je stärker der Pilot die Flettner-Klappe ausschlägt, desto stärker schlägt auch das Ruder aus. Es werden die vom Piloten geforderten Kräfte stark reduziert.



**Bild 6.10** Funktionsweise der Flettner-Klappe (servo tab)

Es gibt eine Reihe weiterer Klappenvarianten:

- Kombinierte Trimm- und Hilfsklappe: Die Klappenstoßstange wird durch das Bedienorgan für die Einstellung der Trimmung in seiner Länge verändert.
- Flettnerklappe mit Feder (spring tab): Das Ruder ist in irgendeiner Weise über eine Feder mit dem Eingangshebel verbunden. Zwei Wirkungen können als Grenzfall unterschieden werden:
  - Grosse Ruderkräfte (hohe Fluggeschwindigkeiten): Die Ruderkräfte dominieren gegenüber den Federkräften. Der Eingangshebel wirkt fast nur auf die Flettner-Klappe. Das *spring tab* arbeite fast so wie ein *servo tab*.
  - Kleine Ruderkräfte (niedrige Fluggeschwindigkeiten): Die Federkräfte dominieren gegenüber den Ruderkräften. Der Eingangshebel wirkt fast nur direkt auf das Ruder. Die Flettner-Klappe wird gegenüber dem Ruder fast nicht ausgeschlagen. Das *spring tab* arbeite wie ein normales Ruder.



**Bild 6.11** Funktionsweise der Flettner-Klappe mit Feder (spring tab)

Die Idee eine Klappe an ein Ruder anzuhängen wurde bereits 1918 von dem deutschen Ingenieur **Anton Flettner** weiterentwickelt und zum Patent angemeldet. In der Patentschrift hebt Flettner insbesondere darauf ab, dass „das Hilfsruder verstellt wird“ und darauf, dass die „erforderliche Kraft ... somit durch das Hilfsruder aufgebracht“ wird. Dies trifft im weitesten Sinne auf alle drei Grundtypen zu. Trotzdem wird die Flettner-Klappe hier nur mit dem *servo tab* gleich gesetzt.

## 6.5 Bedienorgane - primäre Flugsteuerung

Die Steuerung um die Quer- und Längsachse erfolgt mit einem Bedienorgan. In Segelflugzeugen oder Kampfflugzeugen (Bild 6.12) ist dies ein (Steuer-)Knüppel (stick). In Kleinflugzeugen ist es ebenfalls ein Steuerknüppel (Bild 6.13) oft aber ein klassisches Steuerhorn (yoke) (Bild 6.14). Flugzeuge mit irreversibler Flugsteuerung und mechanischer Signalübertragung nutzen ebenfalls das Steuerhorn (yoke) (Bild 6.15). Bei den Airbus Flugzeugen mit Fly-by-Wire Steuerung findet man seitlich in der Nähe der Fensters auf beiden Seiten einen Sidestick installiert (Bild 6.16), während Boeing in seinen Fly-by-Wire Flugzeugen B777 und B787 (Bild 6.17) beim klassischen Steuerhorn geblieben ist.



**Bild 6.12** Steuerknüppel in einem Jet-Trainer für Militärpiloten dem Northrop T-38 Talon  
(Quelle: Hanser Verlag)



**Bild 6.13** Steuerknüppel in einer Robin DR 400  
(Quelle: Hanser Verlag)



**Bild 6.14** Steuerhorn Cessna Skyhawk (Quelle: Hanser Verlag)



**Bild 6.15** Steuerhorn in der Cessna Citation X – irreversible Flugsteuerung, mechanische Signalübertragung (Quelle: Hanser Verlag)



**Bild 6.16** Sidestick des Airbus A350 – irreversible Flugsteuerung, FBW. Rechts im Bild: Das linke der beiden Seitenrudderpedale (Quelle: Hanser Verlag)



**Bild 6.17** Steuerhorn in der Boeing 787 – irreversible Flugsteuerung, FBW. Ebenfalls sichtbar: Die beiden Seitenrudderpedale (Quelle: Hanser Verlag)

Die Ansteuerung des Seitenruders wird über zwei Pedale im Fußraum realisiert (Bild 6.18). Dies ist sowohl bei Kampfflugzeugen als auch bei den zivilen Fly-by-Wire Flugzeugen so geblieben.



**Bild 6.18** Seitenruderpedale (Quelle: Hanser Verlag)

Die Trimmung erfolgt zumeist an so genannten Trimmrädern an der Mittelkonsole (Bild 6.19a). Für die Höhenrudertrimmung ist alternativ dazu eine Verstellmöglichkeit über einen Schalter am Steuerhorn (Bild 6.19b) vorgesehen. Dadurch kann der Pilot das Flugzeug mittels Daumen austrimmen ohne das Steuerhorn loslassen zu müssen.



**Bild 6.19** a) Links: Höhenrudertrimmung einer Cessna 172 (Quelle: Wikipedia / BenFrantzDale)  
b) Rechts: Trimmschalter (trim switch) Boeing 777 (Quelle: Hanser Verlag)

## 6.6 Steuerflächen - sekundäre Flugsteuerung

Unter sekundärer Flugsteuerung werden jene Steuerelemente verstanden, die nicht zur direkten Bewegung des Flugzeuges um alle drei Hauptachsen verwendet werden. Die *Störklappen* (spoiler) zählen zur sekundären Flugsteuerung. Im Wesentlichen geht es bei der sekundären Flugsteuerung aber um die Elemente zur Erhöhung des Auftriebs. Dies sind die *Hochauftriebshilfen* (high lift devices), die bei Start und Landung gebraucht werden.

### 6.6.1 Hochauftriebshilfen

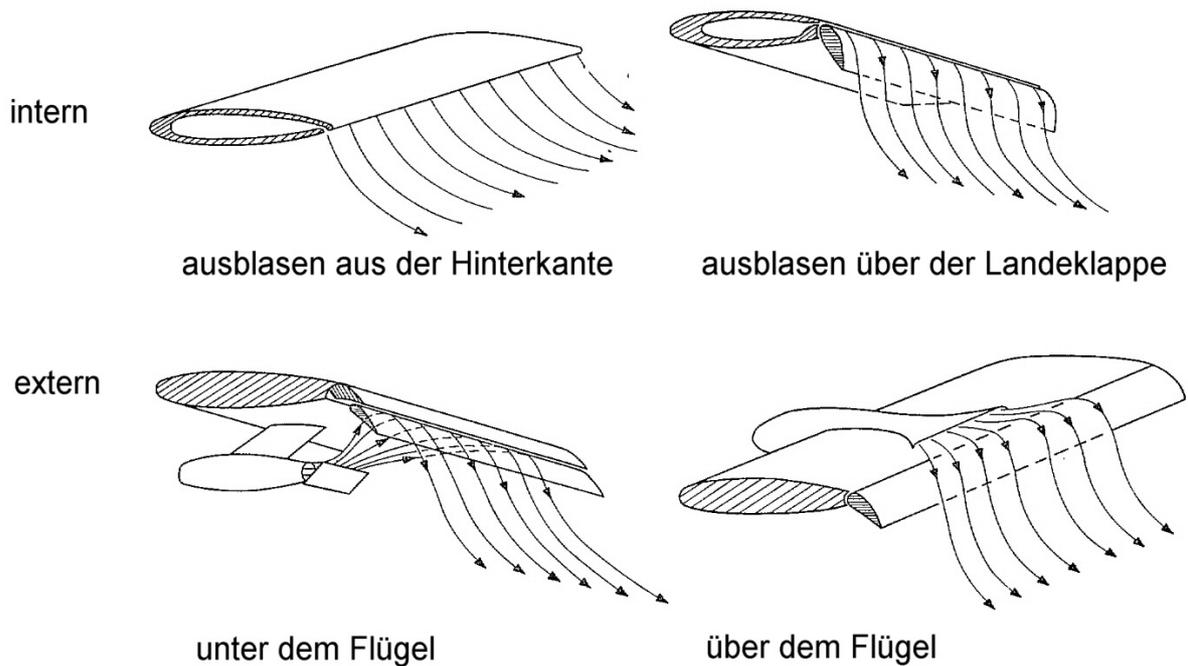
Hochauftriebshilfen dienen der *Vergrößerung des Maximalauftriebs*. Das bedeutet Auftrieb bei maximalem Auftriebsbeiwert und somit bei maximalem Anstellwinkel vor dem Strömungsabriss (stall). Unter Auftrieb wird in diesem Zusammenhang dynamischer Auftrieb verstanden. Dynamischer Auftrieb ist der Anteil der auf einen umströmten Körper wirkenden Kraft, der senkrecht zur Anströmrichtung steht. Senkrecht wirkender Schub fällt nach dieser Definition nicht unter Hochauftrieb.

Hochauftriebssysteme werden eingeteilt in

- **passive Hochauftriebssysteme**, die (außer dem Antriebssystem zum Ein- und Ausfahren der Klappen) keine weitere Energiezufuhr benötigen und
- **aktive Hochauftriebssysteme**, die von externer Energiezufuhr abhängig sind.

*Aktive Hochauftriebssysteme* nutzen energiereiche Luft vom Triebwerk zur Erzeugung von Hochauftrieb im Zusammenhang mit dem Flügel. Man unterscheidet:

- **Strahlklappen** (jet flaps) (Bild 6.20). Sie nutzen mehr als 10% der Triebwerksleistung oder des Triebwerkmassenstroms für Hochauftriebszwecke. Dabei wird
  - Luft durch den Flügel geleitet mittels interner Strömung (internally blown flap, IBF)
  - Luft außen am Flügel entlang geleitet mittels externer Strömung (externally blown flap, EBF)
    - Ausblasen über dem Flügel
    - Ausblasen unter dem Flügel
- **Aktive Grenzschichtbeeinflussung** (boundary layer control, BLC):
  - Grenzschichtabsaugung (boundary layer suction) durch Absaugen (Beseitigen) der abgebremsten Grenzschicht mit dem Ziel, dass sich eine neue energiereichere Schicht von weiter außen in der Strömung an das Profil anlegt.
  - Grenzschichtaktivierung durch Ausblasen (boundary layer blowing) nutzt im Gegensatz zu den Strahlklappen nur einen geringen Anteil der Triebwerksleistung.



**Bild 6.20** Strahlklappen (jet flaps) (nach **Willims 1963**)

Die weitere Darstellung beschränkt sich auf die üblichen *passiven Hochauftriebssysteme*, die außer dem Antriebssystem zum Ein- und Ausfahren der Klappen keine weiteren Zusatzaggregate benötigen.

*Passive Hochauftriebssysteme* verbessern die Aerodynamik des Flügels und arbeiten nach folgenden Prinzipien:

- A) Vergrößern der Flügelfläche
- B) Vergrößern der Profilwölbung
- C) Kontrolle der Grenzschicht (boundary layer control) durch verbesserte Druckverteilung (ohne Nutzung externer Energie)

Die Aerodynamik des Flugzeuges ist für den Reiseflug ausgelegt. Für Start und Landung muss die Aerodynamik des Flugzeugs auf die jeweiligen Anforderungen angepasst werden.

Um sicher auf der verfügbaren Länge der Landebahn **landen** zu können, muss die Landegeschwindigkeiten schneller Flugzeugen weit unter der Reisefluggeschwindigkeit liegen. Um einen Landeanflug bei erforderlicher langsamer Fluggeschwindigkeit zur ermöglichen, muss der maximale Auftriebsbeiwert des Flugzeuges gegenüber dem im Reiseflug erhöht werden. Steiles Anfliegen verringert die Landestrecke über Hindernissen. Um steiler anfliegen zu können muss die Gleitzahl verringert werden, was durch Erhöhung des Widerstands möglich wird. Zum Landen wird also der größtmögliche Auftriebsbeiwert gesucht. Widerstand hilft dabei und schadet nicht. Ein höherer Widerstand durch die Hochauftriebshilfen verkürzt wei-

terhin die Bremsstrecke auf der Landebahn (wenn der restliche Auftrieb durch Störklappen vernichtet wird).



**Bild 6.21** Landeklappen (flaps) an der Hinterkante des Flügels und Vorflügel (slats) an der Vorderkante des Flügels am Airbus A300 (Quelle: Hanser Verlag)

Um sicher auf der verfügbaren Länge der Startbahn **starten** zu können, muss die Startgeschwindigkeiten schneller Flugzeugen weit unter der Reisefluggeschwindigkeit liegen. Während des Starts muss das Flugzeug beschleunigt werden. Hebt es schon bei geringer Geschwindigkeit ab, so ist die Beschleunigungsstrecke bis zum Erreichen der Abhebegeschwindigkeit gering. Um aber eine hohe Beschleunigung zu erreichen darf das Hochauftriebssystem nur geringen Widerstand aufweisen. Weiterhin ist zu beachten, dass bereits direkt nach dem Abheben (bei noch unveränderter Klappenstellung) das Flugzeug möglichst schnell steigen soll. Dies erfordert eine hohe Gleitzahl, also ein hohes Verhältnis aus Auftriebsbeiwert und Widerstandsbeiwert. Die beste Gleitzahl erreicht ein Flugzeug mit seinem Basisprofil (ohne Klappenausschlag). Deshalb ist der Klappenausschlag beim Start nicht der Vollausschlag wie bei der Landung, sondern ein mittlerer Klappenausschlag. Dieser erhöht den Auftrieb für den Startvorgang, aber dies mit Rücksicht auf Start und Steigflug bei geringer Widerstandzunahme. Die optimale Klappenstellung beim Start hängt u. a. ab von der Länge der Startbahn und den Hindernissen im Abflug und ist daher keine konstante Größe aus dem Flugzeugentwurf, sondern für jeden Start ein anderer Winkel.

Aerodynamisch wirkende Hochauftriebshilfen können eingeteilt werden nach ihrem Ort am Flügel (Bild 6.21):

- Hochauftriebshilfen an der Flügel*hinter*kante: Landeklappen (flaps)
- Hochauftriebshilfen an der Flügel*vorder*kante: Vorflügel (leading edge flap, slats)

Bei den **Hochauftriebshilfen an der Flügelhinterkante** unterscheidet man verschiedene Bauformen (Bild 6.22):

Die **Wölbklappe** oder auch Normalklappe (plain flap) ist einfach ein drehbar gelagerter hinterer Teil eines Profils. Typischerweise beträgt die Klappentiefe etwa 30% der Profiltiefe. Die Normalklappe erhöht den Auftrieb durch Vergrößerung der Profilwölbung. Beispiele für Normalklappen sind Querruder, Höhenruder und Seitenruder.

Die **Spreizklappe** (split flap) wird heute nicht mehr angewandt, weil sie bei gleichem Auftriebszuwachs mehr Widerstand produzieren als eine Normalklappe. Vorteil der Spreizklappe waren ihre einfache Bauweise und die Möglichkeit, die Klappe durchgehend von einer Flügel-seite zur anderen auch unter dem Rumpf ausführen zu können.

Die **Spaltklappe** (slotted flap) erhielt ihren Namen durch den Spalt zwischen Flügel und Klappe. Durch den speziell geformten Spalt kann Luft von der Profilunterseite auf die Profiloberseite strömen. Durch diese energiereiche Strömung entsteht eine neue Grenzschicht (boundary layer) auf der Oberseite der Klappe, die große Klappenausschläge ohne ein Ablösen der Strömung erlaubt. Durch den Spalt wird folglich der Maximalauftrieb erhöht.

Die **Doppelspaltklappe** (double slotted flap) und Dreifachspaltklappe (triple slotted flap) setzen das Prinzip der Einfachspaltklappe fort. Durch jeden Spalt wird energiereiche Strömung auf die Oberseite der Klappe geleitet um jeweils eine neue Grenzschicht entstehen zu lassen. Dadurch wird die Strömung auf der Oberseite der Klappe veranlasst, der starken Wölbung ohne Ablösung zu folgen. Der Maximalauftrieb wird weiter erhöht.

Die **Fowler-Klappe** (Fowler flap) haben wie Spaltklappen einen Spalt zwischen Flügel und Klappe. Fowler-Klappen werden zunächst gerade nach hinten ausgefahren und erhöhen dadurch die Flügelfläche und somit auch den Auftrieb. Dabei wird ein überproportionaler Anstieg des Widerstands vermieden. Die entsprechende Klappenstellung ist daher besonders geeignet für den Start. Wird die Fowler-Klappe weiter gefahren, so wird der Klappenkörper zusätzlich nach unten gedreht, was jetzt die Profilwölbung erhöht. Der Auftrieb steigt weiter, jetzt aber bei stärker zunehmendem Widerstand. Die entsprechende Klappenstellung ist daher für die Landung geeignet.

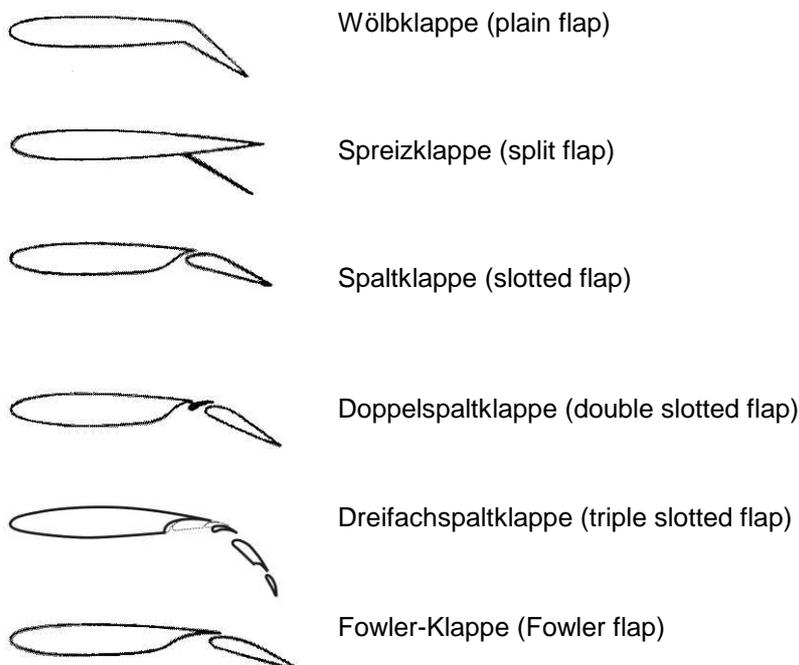
Bei den **Hochauftriebshilfen an der Flügelvorderkante** unterscheidet man ebenfalls verschiedene Bauformen (Bild 6.23):

Wird ein **fester Vorflügel** vor die Flügelvorderkante gesetzt, so entsteht ein Spalt (leading edge slot) zwischen Vorderkante und Flügel. Wie bei einem Spalt einer Landeklappe wird energiereiche Strömung auf die Profiloberseite gebracht. Jetzt aber nicht um eine größere Wölbung zu ermöglichen, sondern um bei vorliegender Wölbung des Flügelprofils einen höheren Anstellwinkel nutzen zu können.

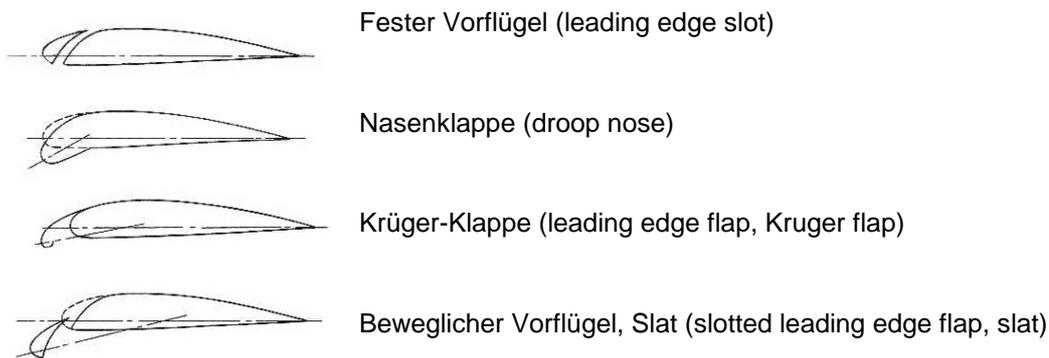
Eine **Nasenklappe** (droop nose) vergrößert die Krümmung (curvature) der Profiloberseite. Dadurch wird der Auftriebsbeiwert maßgeblich erhöht.

Eine **Krüger-Klappe** (Kruger flap) zwingt die Strömung vermehrt den Weg über die Profiloberseite zu nehmen. Krüger-Klappen können einfacher und leichter gebaut werden als Slats. Nachteilig ist jedoch ihr hoher Widerstand bei kleinen Anstellwinkeln. Bei großen Passagierflugzeugen werden Krüger-Klappen oft am Innenflügel eingesetzt zusammen mit Slats am Außenflügel.

Ein **beweglicher Vorflügel** (slotted leading edge flap = slat) erhöht den Auftrieb durch eine Kombination aus vergrößerter Flügelfläche, vergrößerter Wölbung und durch die Beeinflussung der Strömung mit Hilfe des Spalts.



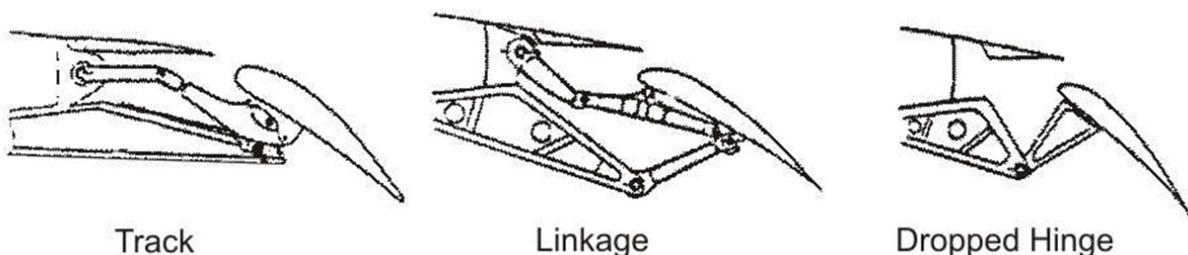
**Bild 6.22** Hochauftriebshilfen an der Flügelhinterkante (trailing edge high lift devices)



**Bild 6.23** Hochauftriebshilfen an der Flügelvorderkante (leading edge high lift devices)

Landeklappen und Vorflügel müssen mit dem Flügel beweglich verbunden werden. Drei Arten der Klappenkinematik werden verwandt (Bild 6.24). Alle Systeme verfolgen das gleiche Ziel die Landeklappe nach hinten zu führen (wie eine Fowler Klappe) und nach unten abkippen zu lassen um die Wölbung des Flügels zu vergrößern:

- Klappen können über ein Drehgelenk (**dropped hinge system**) ausgeschlagen werden. Der Drehpunkt der Klappe liegt dabei unter dem Flügel.
- Wird eine aerodynamisch optimale Spaltgeometrie bei allen Klappenstellungen verlangt, so kann dies in der Regel mit einem Dropped-Hinge-System nicht erreicht werden. Eine andere (aufwendigere) Variante bietet mehr Möglichkeiten: Die Klappe wird auf einen Wagen (carriage) montiert, der selbst auf einer Schiene (track) verfahren wird (**track system**).
- Eine dritte Art der Klappenführung, quasi als Kompromiss der beiden oberen Varianten, arbeitet mit einem Gelenkmechanismus (**linkage system**).



**Bild 6.24** Kinematiken zur Führung von Landeklappen

Bei allen Hochauftriebsmechanismen muss berücksichtigt werden, dass die Klappenhalterungen in **Verkleidungen** (fairings) (Bild 6.25) untergebracht werden müssen. Die Verkleidungen stellen über dem gesamten Flug einen Zusatzwiderstand dar, der die Vorteile des Hochauftriebsystems nicht kompromittieren darf.



**Bild 6.25** Die aerodynamischen Verkleidungen der Landeklappenkinematik werden als Flap Track Fairings bezeichnet (Quelle: Hanser Verlag)

## 6.6.2 Störklappen und Bremsklappen

Störklappen und Bremsklappen unterscheiden sich in ihrer Charakteristik:

- Bremsklappen (air brakes) erhöhen den *Widerstand* eines Flugzeugs.
- Störklappen (spoiler) erhöhen den *Widerstand* und vermindern den *Auftrieb* eines Flugzeugs.

Bremsklappen haben die Aufgabe die Gleitzahl im Anflug zu reduzieren und dadurch steiler sinken zu können. Weiterhin wird die Landestrecke verkürzt. Bremsklappen z. B. vom Typ Schempp-Hirth werden auch bei Segelflugzeugen eingesetzt und dienen zur Gleitwegsteuerung beim Anflug.

Kleinflugzeugen, die über Landeklappen verfügen setzen keine Brems- oder Störklappen ein. Der Widerstand, der durch die Landeklappen entsteht ist für diese Flugzeuge ausreichend.



**Bild 6.26** Bremsklappen (air brakes) ausgefahren am Heck eines Flugzeugs  
(Quelle: Hanser Verlag)



**Bild 6.27** Störklappen (spoiler) befinden sich hinter dem Hinterholm am Flügel und werden nach oben ausgeschlagen (Quelle: Hanser Verlag)

Bei Transportflugzeugen werden **Störklappen** für verschiedene Aufgaben eingesetzt und haben dann in der jeweiligen Funktion einen eigenen Namen (obwohl es sich um das gleiche Strukturbauteil handeln kann):

Die **Luftbremsen** (speedbrake) können manuell während des Fluges in verschiedenen Stufen ausgefahren werden. Der Widerstand erhöht sich entsprechend dem Ausschlagwinkel und die Geschwindigkeit wird reduziert (daher der Name „Luftbremse“). Treffender beschrieben ist es so, dass sich durch die Widerstandserhöhung die Gleitzahl verringert und das Flugzeug daher steiler sinken kann, ohne dass es dabei zu einer Geschwindigkeitserhöhung kommt.

Die **Bodenbremsklappen** (ground spoiler) werden nach dem Aufsetzen auf den maximalen Ausschlagwinkel ausgefahren. Die Bodenbremsklappen erhöhen den Widerstand. Wichtiger ist aber, dass die Flächen des Flügels, die hinter der Scharnierlinie der ausgeschlagenen Spoiler liegen keinen Auftrieb mehr liefern. Durch den stark verringerten Auftrieb wird die Kontaktkraft zwischen Rädern und Landebahn vergrößert was die Bremswirkung verbessert.

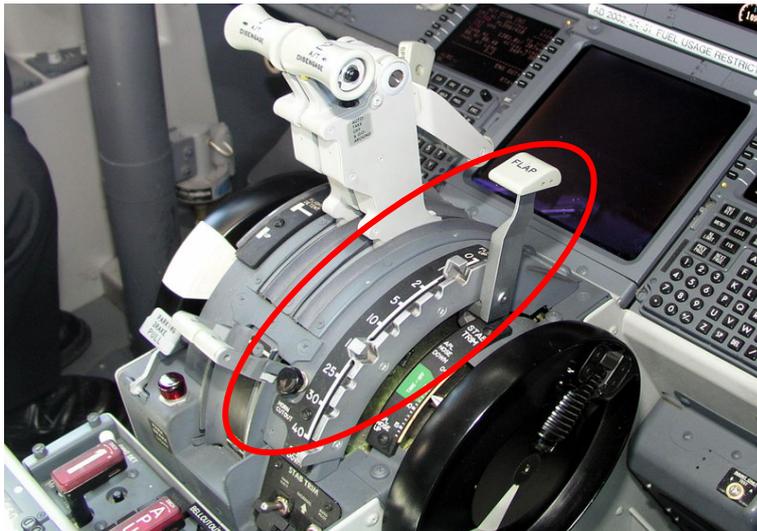
Die **Rollbremsklappen** (roll spoiler) werden einseitig entweder nur auf dem linken oder nur auf dem rechten Flügel ausgeschlagen. Der Ausschlag erfolgt auf der Seite, auf der auch das Querruder nach oben ausgeschlagen wurde. Durch den einseitigen Auftriebsverlust beginnt das Flugzeug zu rollen und leitet einen Kurvenflug ein. Wenn beispielsweise auf dem linken Flügel die Rollspoiler ausgeschlagen werden, dann rollt das Flugzeug durch Auftriebsverlust nach links. Weiterhin wird der Widerstand am linken Flügel erhöht und das Flugzeug giert nach links.

#### **Böenlastminderung** (gust load alleviation)

Bei Flugzeugen mit elektronischer Flugsteuerung besteht die Möglichkeit die Störklappen zur Regelung der Lasten am Flügel einzusetzen. Vertikalböen von unten erhöhen den Anstellwinkel des Flugzeugs und dadurch auch Auftrieb und Luftlasten. Durch einen schnellen Ausschlag der Störklappen können diese Luftlasten vermindert werden. Wird dies bei der Auslegung des Flugzeugs berücksichtigt, so kann der Flügel leichter gebaut werden.

## **6.7 Bedienorgane - sekundäre Flugsteuerung**

Das Ausfahren von Landeklappen, Nasenklappen und Vorflügeln erfolgt über nur einen **Landeklappenhebel** (flap lever). Damit werden vorgegebene Kombinationen der Ausschläge der Hochauftriebssysteme an der Vorder- und der Hinterkanten gewählt. Der Bedienhebel ermöglicht das Ausfahren der Klappen in verschiedene Stellungen. Entweder werden Klappenstufen eingestellt wie z. B. „eingefahren“, „1“, „2“, „3“, „voll ausgefahren“, oder die Landeklappenstellung wird über den Klappenwinkel in Grad definiert (Bild 6.28).



**Bild 6.28** Landeklappenhebel der Boeing 737

Die Störklappen können manuell nur als Luftbremsen (speedbrake) und Bodenbremsklappen (ground spoiler) ausgefahren werden. Die Funktionen der Rollbremsklappen (roll spoiler) und der Böenlastminderung werden automatisch kommandiert. Das Ausfahren der Luftbremsen erfolgt mit dem **Luftbremshebel** (speed brake lever). Das Ausfahren der Bodenbremsklappen kann an eine Logik gekoppelt sein, bei der das Einfedern des Fahrwerks oder die Drehung der Räder am Hauptfahrwerk eine Voraussetzung für das Ausfahren der Bodenbremsklappen ist. Der Flugzeugführer trifft eine Vorauswahl über das Ausfahren der Bodenbremsklappen (ground spoiler armed). Wenn die Bedingungen für das Ausfahren nach dem Aufsetzen erfüllt sind fahren die Bodenbremsklappen dann selbstständig aus.

Bei Verkehrsflugzeugen befinden sich die Bedienhebel der Landeklappen und der Störklappen auf der Mittelkonsole.

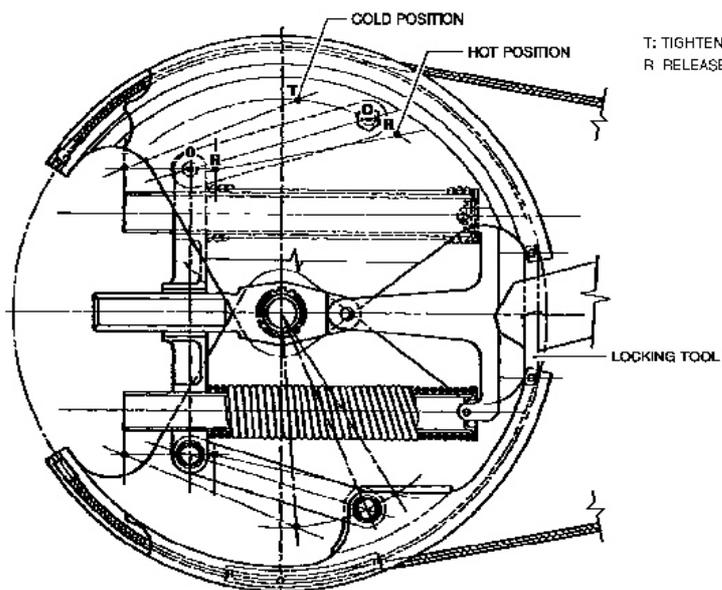
## 6.8 Mechanische Signal- oder Kraftübertragungselemente

Sowohl bei einer reversiblen Flugsteuerung als auch bei einer irreversiblen Flugsteuerung mit mechanischer Signalübertragung werden Kräfte bzw. Signale über mechanische Komponenten übertragen. Zu diesen mechanischen Komponenten zählen:

- Seilzüge (cable)
- Stoßstangen (push pull rod)
- Drehwellen (torque tube)
- Ketten (chain).

## Seilzüge

Verwendung finden Stahlseile bestehend aus mehreren Litzen. Seile werden durch *Spannschlösser* verbunden und in der Länge eingestellt. Seile können nur Zugkräfte übertragen. Um dennoch Kräfte in beiden Richtungen zu übertragen, werden die Seile doppelt laufend verlegt und an beiden Enden der Übertragungsstrecke zu einem *Seilquadranten* geführt an dem die Seile enden. Die Seilquadranten sind in der Struktur auf einer Drehwelle gelagert. Am Seilquadranten erfolgt die Krafteinleitung bzw. Kraftausleitung. Die Seilquadranten besitzen dazu einen Hebel, der die Kraft bzw. das Signal über eine Stoßstange an einem Ende von den Bedienorganen im Cockpit aufnimmt und am anderen Ende an ein Ruder oder das Ventil eines Hydraulikaktuators abgibt. Einer der beiden Quadranten ist als Seilspanner ausgelegt, der Längenänderungen ausgleichen kann. Längenänderungen ergeben sich durch Temperaturänderungen im Zusammenhang mit unterschiedlichen Ausdehnungskoeffizienten des Stahls der Seile bzw. des Aluminiums des Rumpfes. Auf der zu überbrückenden Länge muss das Doppelseil aufgrund der Flugzeugarchitektur mehrfach umgelenkt werden. Eingesetzt werden dazu *Seilführungen* und *Seilabstützungen*. Auch *Seilquadranten* (Bild 6.29) können ein Seil sowohl umlenken als auch Bewegungen auf ein neues Seil übertragen. Weiterhin müssen Bereiche unterschiedlichen Druckniveaus passiert werden. Am Druckschott erfolgt die druckdichte *Seildurchführung*.

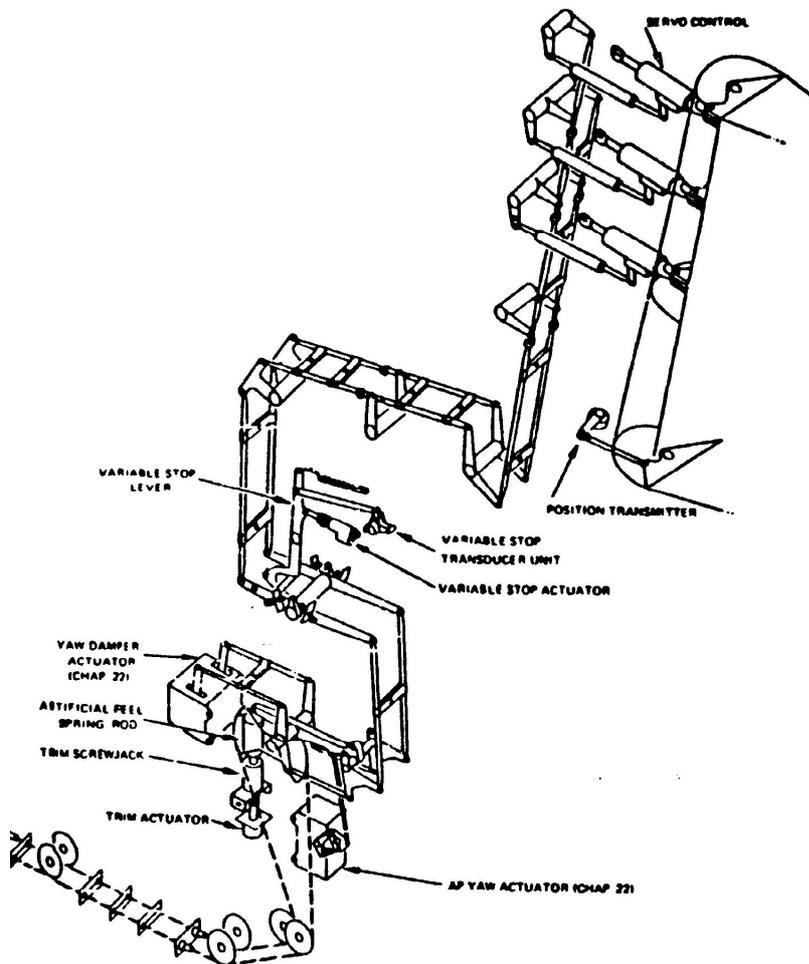


**Bild 6.29** Seilquadrant A320 zur Regelung der Seilspannung (AMM A320)

## Stoßstangen und Drehwellen

Stoßstangen haben in Verbindung mit Drehwellen im Gegensatz zu Seilen den Vorteil Druck- und Zugkräfte übertragen zu können. Stoßstangen erlauben eine direktere Kraftübertragung, weil bei ihnen eine Dehnung unter Belastung wie beim Seil nicht ins Gewicht fällt. Im Gegensatz zur Seilführung ist eine Flugsteuerung mit einfachen Stoßstangen jedoch nicht spielfrei. Erst Systeme von doppelten Stoßstangen arbeiten spielfrei, wenn die zwei Stoßstangen gegeneinander etwas verspannt werden. Wenn Drehwellen zusammen mit Stoßstangen eingesetzt

werden führen sie nur Schwenkbewegungen aus. Ein Beispiel für eine Stoßstangen- und Drehwellenanordnung ist in Bild 6.30 die Signalübertragung eines irreversibel angesteuerten Seitenruders dargestellt. Von den Pedalen erfolgt die Übertragung auf Seile. Die Seile übergeben die Kräfte am Ende des Flugzeuges auf Stoßstangen. Über mehrere Umlenkungen gelangt so die Signalübertragung auf den Eingang des hydraulischen Aktuators.

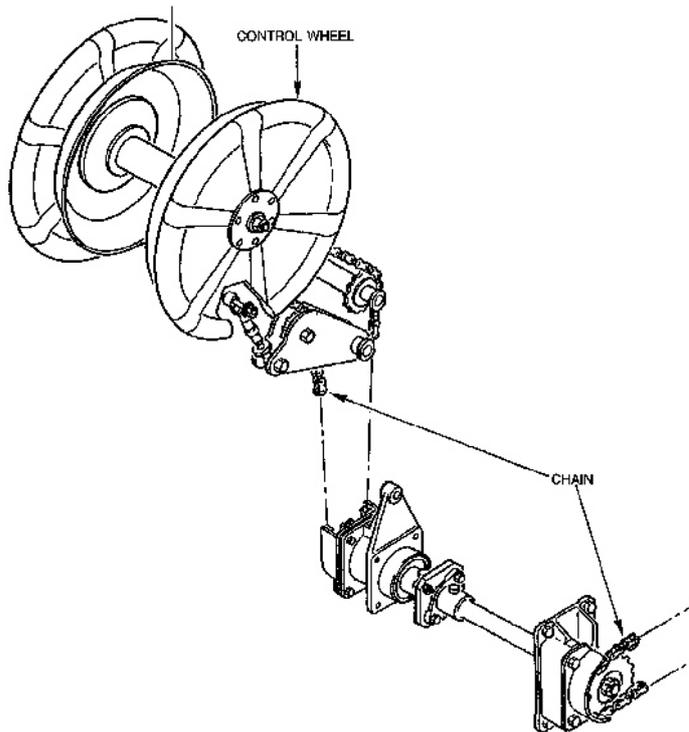


**Bild 6.30** Signalübertragung über Stoßstangen und Drehwellen, A310 Seitenrundersteuerung (MBB 1985)

Nicht zuletzt werden *Drehwellen zur Übertragung von Drehmomenten* eingesetzt. Leichtbau wird dadurch erreicht, dass die Wellen mit hoher Drehzahl arbeiten und die Leistung dabei mit geringem Drehmoment übertragen werden. Derartige Drehwellen werden z. B. zum Antrieb von Landeklappensystemen benutzt.

### Ketten

Ketten werden eingesetzt, wenn die Kraftübertragungsgeschwindigkeit sehr gering ist. Dies ist vor allem beim Verstellen der Trimmung der Fall (Bild 6.31). Zur Ansteuerung von Steuerflächen finden Ketten kaum eine Anwendung.



**Bild 6.31** Signalübertragung mit Kette, mechanische THS Steuerung, A320 (AMM A320)

## 6.9 Elektrische Signalübertragung (Fly-by-Wire)

Im Unterschied zur oben beschriebenen klassischen Steuerung, bei der die Steuerbewegungen des Piloten durch Seilzüge, Stoßstangen, Drehwellen, und Ketten übertragen werden, wird bei einer Fly-by-Wire Flugsteuerung die Stellungen der Bedienorganen durch Sensoren aufgenommen und weitergeleitet. In der Regel wird unterstellt, dass die Signale nicht einfach nur direkt zum Aktuator an der Steuerfläche per Draht (wire) übermittelt werden (über die so genannte „elektrische Stange“), sondern die Signale vielmehr noch in einem Flugsteuerungscomputer (flight control computer) verarbeitet werden. Hierdurch wird der Pilot zusätzlich unterstützt und von Routineaufgaben befreit:

- automatische Trimmung
  - automatische Einstellung der Höhenflosse
  - automatische Seitenrudertrimmung bei längerem Seitenrudereinsatz
- Kurvenkoordination durch automatischen Einsatz des Seitenruders
- paralleler Einsatz weiterer Steuerflächen
  - Rollbremsklappen (roll spoiler) als Unterstützung der Querruder
  - Querruder (aileron droop) als Unterstützung der Landeklappen.

Durch die irreversiblen Flugsteuerung (fully powered) wurde die Technik bereits damit beauftragt die Kraftübertragung zu übernehmen und die Steuerflächen auszuschlagen, ohne dass es noch eine Möglichkeit für den Piloten gäbe helfend mit dem Pilotenmuskel einzugreifen. Mit der Fly-by-Wire Flugsteuerung wird ein ähnlicher weiterer Schritt auf der Ebene der Signalübertragung gegangen: Der Pilot wird entkoppelt von der Übertragung der Signale von den Bedienorganen zum Aktuator (irreversible Flugsteuerung) bzw. zur Steuerfläche (reversible Flugsteuerung). Die Verbindung besteht lediglich über die Elektronik. Ein mechanischer Signalpfad mag parallel noch aus Sicherheitsgründen beibehalten worden sein.

Die **Vorteile** einer Fly-by-Wire Flugsteuerung:

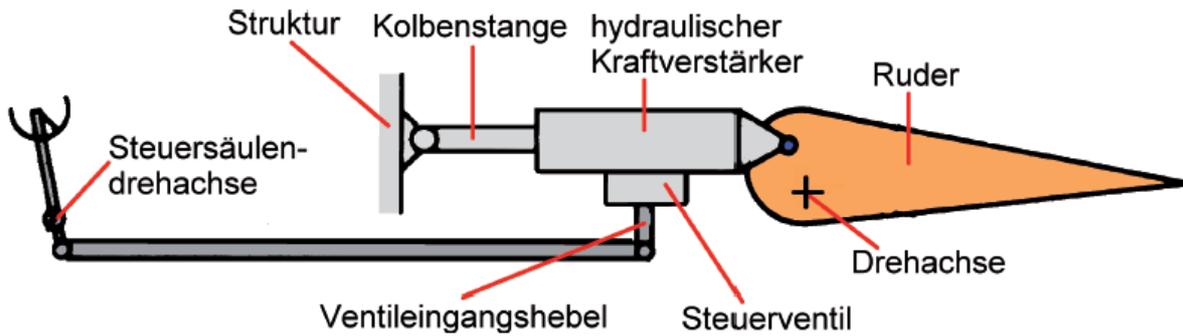
- *Installationsaufwand* wird verringert (einfache Kabelverlegung statt komplizierter Mechanik).
- *Masse und Volumen* werden eingespart.
- *Zuverlässigkeit* wird erhöht.
- Aufwand der *Wartung* wird reduziert.
- *Flugeigenschaften* werden verbessert.
- *Schutzfunktionen* verhindern das Verlassen des zertifizierten Flugbereiches. Strukturelle Überlastung werden vermieden.
- Verbesserte *Sicht auf Instrumente* durch Wegfall einer großen Steuersäule
- Vereinfachte *Verbindung mit dem Autopiloten*.

## 6.10 Aktuatoren

Unabhängig von der Art der Signalübertragung (mechanisch oder Fly-by-Wire) erfolgt der Signaleingang in einen Stellmotor, der letztendlich die betreffende Steuerfläche in die geforderte Position bringen soll.

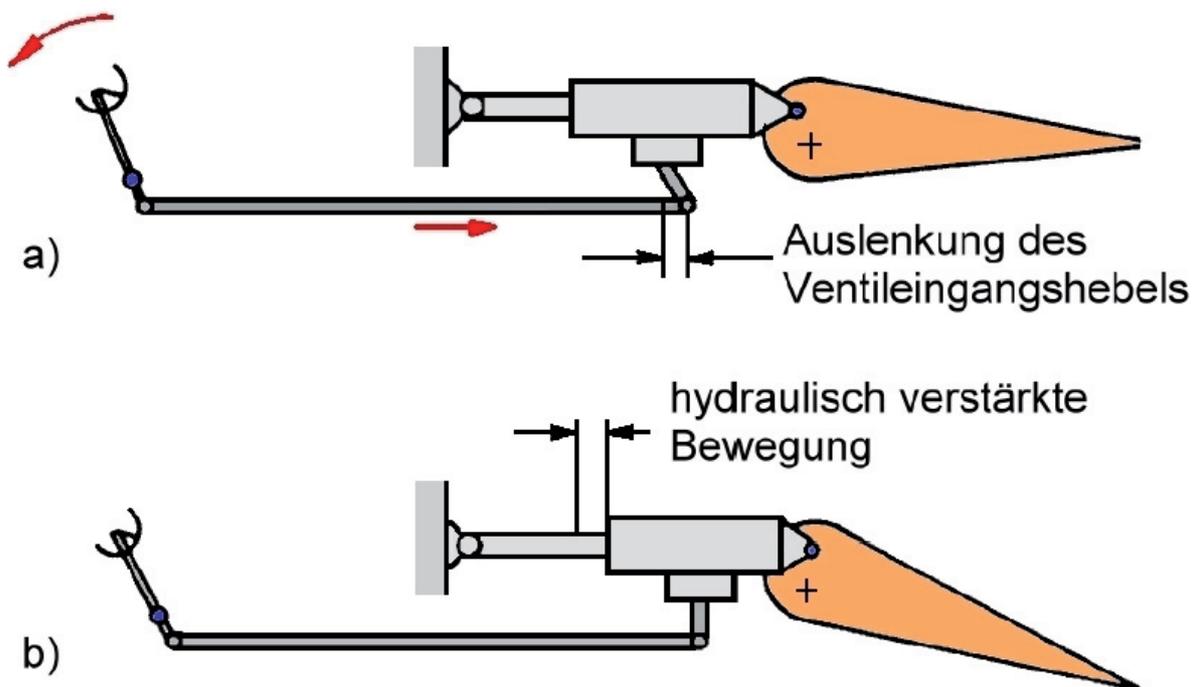
### 6.10.1 Hydraulische Aktuatoren mit mechanischer Ansteuerung

Wesentliche Vertreter sind hierbei hydraulische Aktuatoren. Am Beispiel der mechanischen Ansteuerung ist ein solcher Aktuator in Bild 6.32 dargestellt. In der gezeigten Darstellung ist die Kolbenstange des Aktuators mit der Flugzeugstruktur verbunden. Das Gehäuse ist mit der Steuerfläche verbunden. Diese Anordnung wird auch als *Moving Body Actuator* bezeichnet.



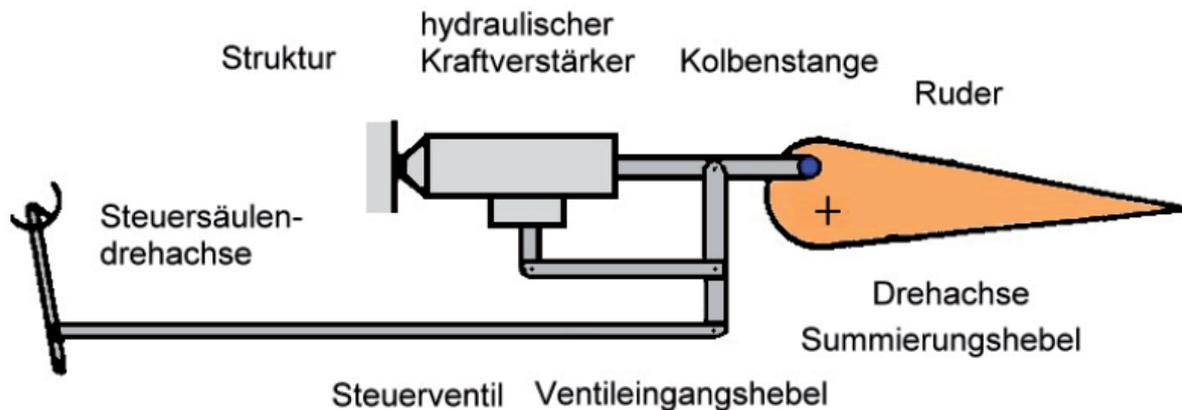
**Bild 6.32** Steuersäule, Moving Body Actuator und Steuerfläche (Quelle: Hanser Verlag)

Das vom Piloten übertragene Eingangssignal verstellt den Eingangshebel eines Steuerventils oder Servoventils (servo valve). Das Ventil öffnet und es erfolgt entsprechend ein Zufluss von Hydraulikflüssigkeit in eine der beiden Zylinderkammern (Bild 6.33, oben). Da das Ventil auf dem Zylinder sitzt, bewegt es sich mit dem Zylinder. Erfolgt keine weitere Steuereingabe, fährt der Aktuator so lange weiter, bis sich das Gehäuse des Aktuators und das Ruder in die Position bewegt haben, die vom Piloten vorgegeben wurde. Der Ventileingangshebel steht dann wieder senkrecht über seinem Drehpunkt. Damit wird auch der Hydraulikdruck in dieser Neutralstellung wieder abgesperrt. Die Steuerfläche verbleibt in ihrer Position stehen (Bild 6.33, unten).



**Bild 6.33** Rückführung der Ruderstellung auf den Ventileingangshebel beim Moving Body Actuator (Quelle: Hanser Verlag)

Ist das Gehäuse an der Struktur befestigt (Bild 6.34) spricht man von einer *Fixed Body Actuator*. Konstruktiv muss für diese Anordnung ein so genannter Summierungshebel hinzugefügt werden. Nur so lässt sich der Aktuator mechanisch regeln.



**Bild 6.34** Steuersäule, Fixed Body Actuator und Steuerfläche (Quelle: Hanser Verlag)

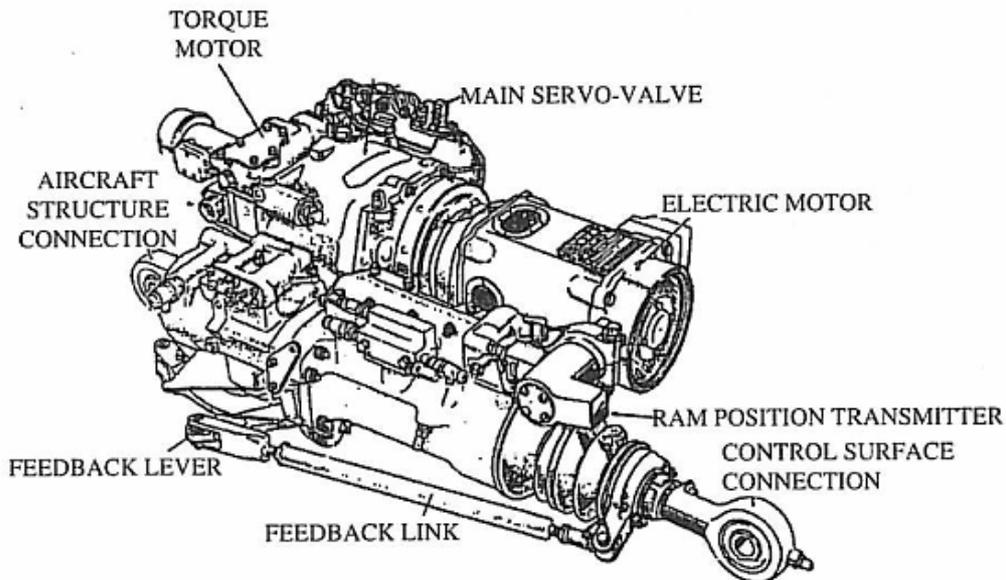
Bei Ausschlag des Steuerhorns dreht der Summierungshebel um den Drehpunkt an der Kolbenstange. Bei Stillstand des Steuerhorns wird durch die Bewegung der Kolbenstange der Summierungshebel um den unteren Drehpunkt bewegt. Der Hydraulikdruck wird gestoppt sobald der Ventileingangshebel wieder gerade steht.

Die oben gezeigte Form von Aktuatoren wird eingesetzt für alle Flächen der primären Flugsteuerung: Höhenruder, Querruder, Seitenruder, Spoiler und ermöglicht sehr schnelle Reaktionen der Steuerflächen.

Zur Trimmung der gesamten Höhenflosse wird oft ein *Aktuortyp mit mechanischer Schraubenspindel* eingesetzt (mechanical screw jack actuator). Die Spindel wird von zwei Hydraulischen Motoren über ein Getriebe angetrieben.

## 6.10.2 Integrated Actuator Package (IAP)

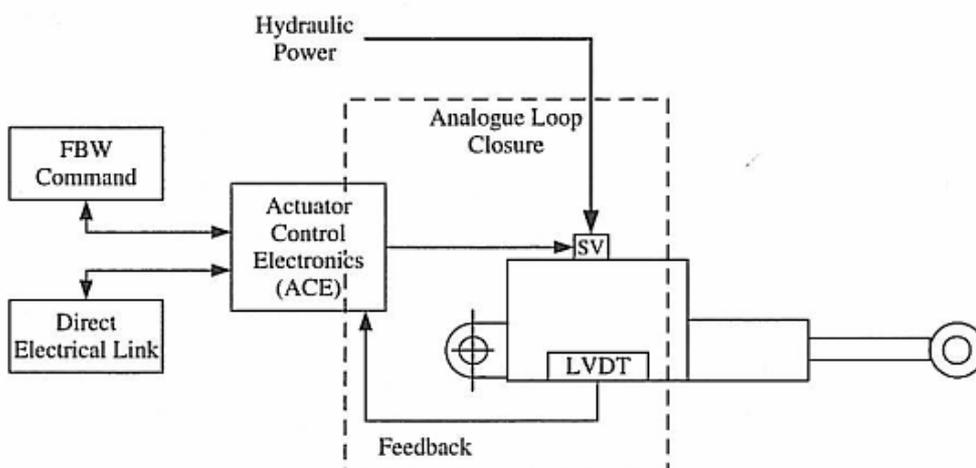
Ein Nachteil der beschriebenen Hydraulikaktuatoren ist, dass stets Hydraulikdruck zur Verfügung stehen muss, damit ein Eingangssignal jederzeit umgesetzt werden kann. Die Integration einer eigenen Pumpe in den Aktuator sorgt dafür, von der Bordhydraulik unabhängig zu sein. Auch wenn das Prinzip auf einem hydraulischen Ausfahren beruht, so ist die einzige Energiequelle das Bordstromnetz. Der Grundtyp dieses Aktuators, der ebenfalls noch mechanisch angesteuert wird, wurde in Großbritannien entwickelt und heißt integrierter Aktuator (Integrated Actuator Package, IAP). Siehe Bild 6.35.



**Bild 6.35** Integrated Actuator Package, IAP (Moir 2008)

### 6.10.3 Fly-by-Wire Aktuator

Der grundlegende Fly-by-Wire Aktuator (Bild 3.36) benötigt kein mechanisches Eingangs-  
gestänge. Die Aufgabe, die Kolbenstellung zu regeln wird von einer Aktuator Kontrolleinheit  
(Actuator Control Electronics, ACE) in der Nähe des Aktuator übernommen oder auch direkt  
von einem der zentralen Flugsteuerungscomputer. Die Information über die Stellung des Ak-  
tuators kommt vom Linear Variablen Differential Transformer (LVDT).



**Bild 6.36** Fly-by-Wire Actuator (Moir 2008)

### 6.10.4 Electro-Hydrostatic Actuator (EHA)

Ähnlich wie beim Integrated Actuator Package ist bei der Entwicklung von Elektro-Hydrostatischen Aktuatoren (Electro-Hydrostatic Actuator, EHA, Bild 6.37) die Motivation, als einzige Energiequelle Strom zu verwenden. Auch hier wird der Hydraulikdruck lokal durch einen Elektromotor aufgebaut. Im Gegensatz zum IAP jedoch wird nur noch dann Energie aufgewendet, wenn ein Ausschlag einer Steuerfläche nötig ist. Damit ist der EHA sehr energiesparend und ebnet den Weg in Richtung des ausschließlich elektrischen Flugzeugs (All Electric Aircraft, AEA).

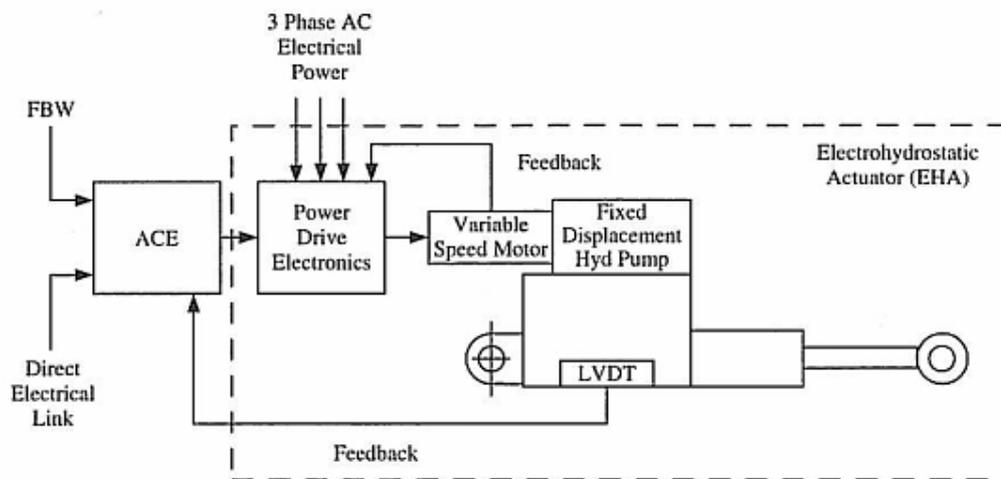
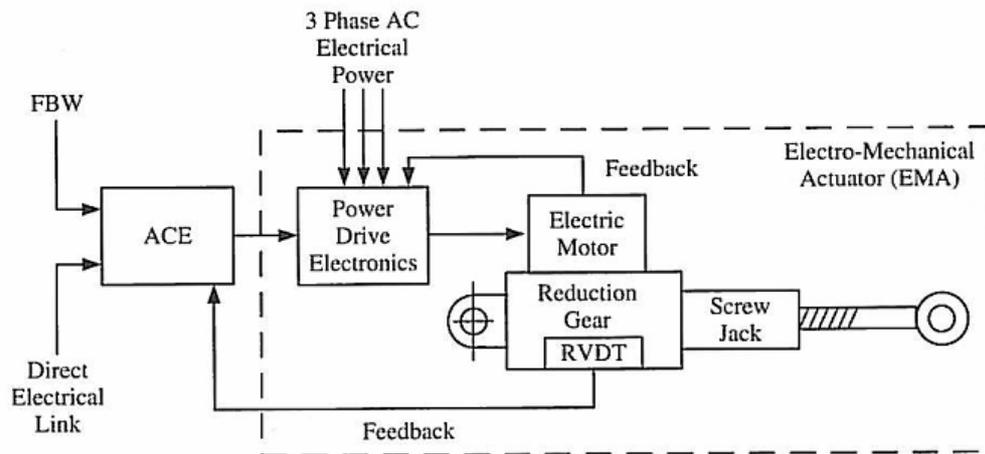


Bild 6.37 Electro-Hydrostatic Actuator, EHA (Moir 2008)

### 6.10.5 Electro-Mechanical Actuator (EMA)

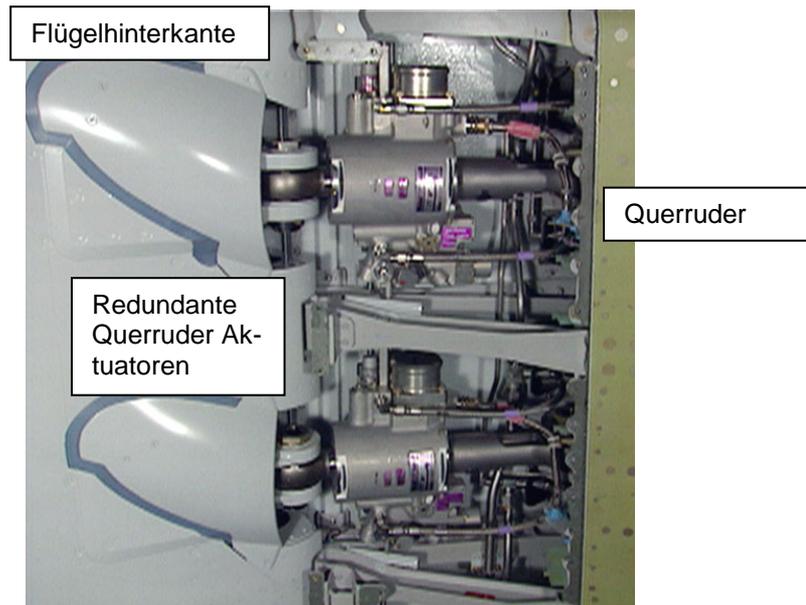
Der letzte Schritt zu einem All Electric Aircraft ist der Wegfall des lokalen Hydrauliksystems am Aktuator. In der Umsetzung des elektromechanischen Aktuators (electro-mechanical actuator, EMA, Bild 6.38) ist dies erfolgt. Das Hydrauliksystem wird durch einen Elektromotor ersetzt. Aufgrund der Reaktionszeit und der Zuverlässigkeit eines solchen Systems beschränkt sich bei EMA die Anwendung aktuell auf den Ersatz der Schraubenspindel Aktuatoren zur Ansteuerung der Höhenruderflosse.



**Bild 6.38** Electro-Mechanical Actuator, EMA (Moir 2008)

### 6.10.6 Redundanz der Ansteuerung

Um sicherzustellen, dass eine Bewegung um die jeweilige Achse bzw. das Fahren von Klappen auch unter partiellem Systemausfall (Hydraulik, Aktuator) möglich ist, sind die Steuerflächen mindestens mit zwei Aktuatoren verbunden (Bild 6.39). Diese liegen meist direkt neben einander. Es wird oft nur ein Aktuator aktiv (active mode) eingesetzt. Der verbleibende ist jederzeit einsetzbar und ist in einem Ruhemodus (standby mode). Dabei folgt er den Bewegungen der Steuerfläche im Luftstrom (damping mode). Störklappen haben hingegen nur einen Aktuator je Klappe. Hier ist die Auslegungsphilosophie, dass aus Gewichtsgründen auf eine doppelte Ansteuerung verzichtet wird. Dafür sind mehrere Störklappen vorhanden, so dass der Ausfall einer Klappe geringere Folgen hat. Seitenruder werden oftmals sogar von drei Aktuatoren bewegt, weil es zum Seitenruder keine redundante Steuerfläche gibt. Jeder Aktuator wird von einem anderen Hydrauliksystem versorgt.



**Bild 6.39** Querruder Aktuatoren, A330

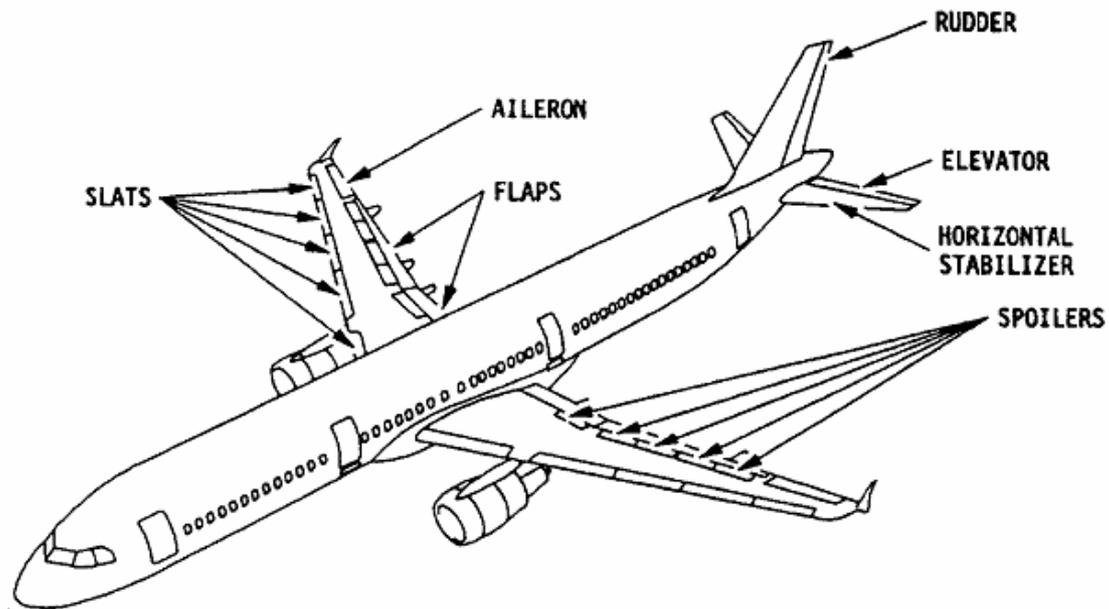
### 6.10.7 Ruderdrucksimulation

Das wesentliche Problem der Ansteuerung über Aktuatoren ist die Entkoppelung vom Flugzeugführer und Steuerfläche. Beim Bewegen der Steuersäule gibt es kein direktes „Gefühl“ für die Geschwindigkeit und die damit verbundenen Kräfte eines (zu) großen Ausschlages einer Steuerfläche. Um diesem entgegenzuwirken werden dem Piloten Kräfte vermittelt (artificial feel), die über Federn oder hydraulische Gegendrücke erzeugt werden und an der Steuersäule, am Sidestick oder im mechanischen Übertragungsweg aufgebracht werden. Je größer der Ausschlag, desto stärker auch die Kraft, die der Pilot überwinden muss.

## 6.11 Beispiel: Airbus A321

### Steuerflächen

Der A321 verfügt über je ein Querruder je Flügel, je ein Höhenruder je Seite sowie ein Seitenruder. Die sekundären Steuerflächen werden von je zwei Flaps, 5 Slats und 5 Spoilern gebildet. Dabei werden die äußeren vier Spoiler als Roll Spoiler, die mittleren drei als Speed Brake und alle fünf als Ground Spoiler genutzt (Bild 6.40).



**Bild 6.40** Steuerflächen am A321 (AMM A320)

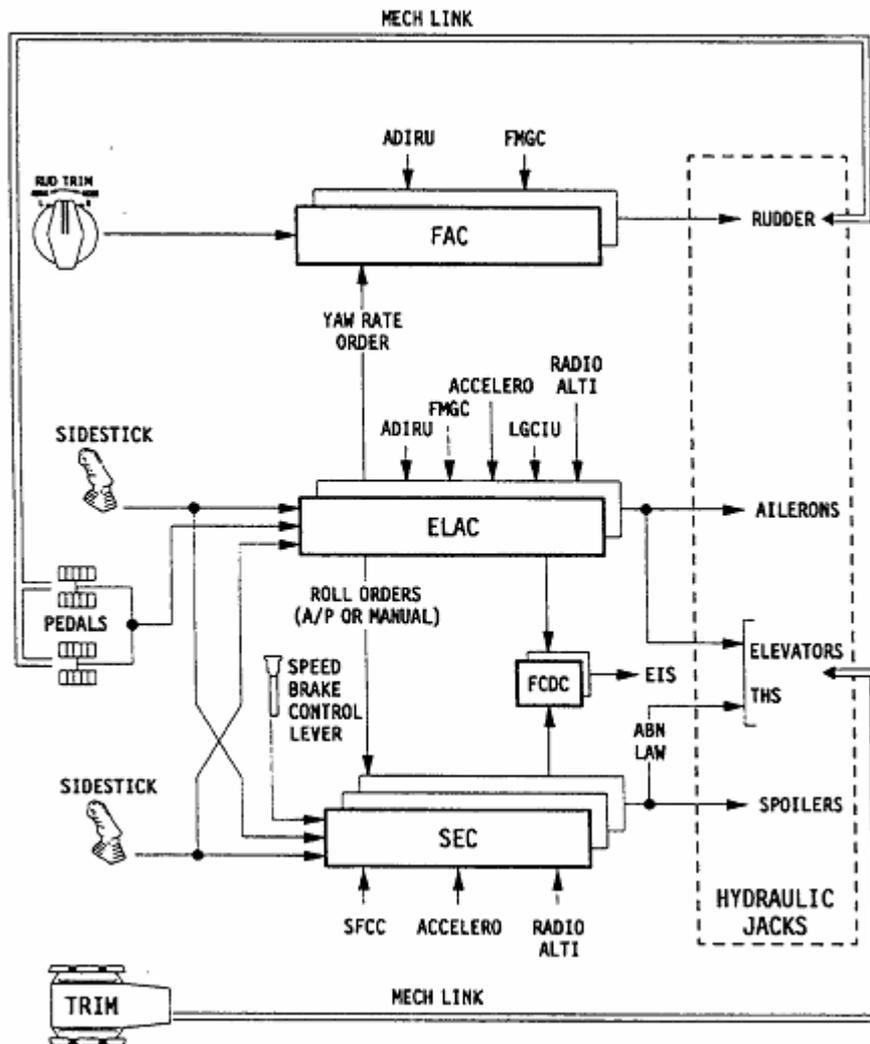
### Steuereingaben

Der A321 wird wie alle Airbus-Flugzeuge mit FBW über einen Sidestick um die Quer- und Längsachse gesteuert. Die Bewegungen eines Sidesticks (z. B. des Flugkapitäns) werden nicht automatisch auf den anderen Sidestick (z. B. des Ersten Offiziers) übertragen. Der nicht fliegende Pilot kann lediglich auf den Displays die Steuereingaben verfolgen.

### Signalübertragung

Der A321 überträgt Signale für alle primären Steuerflächen und Spoiler als Fly-by-Wire (Bild 6.41). Dabei kommen folgende Flight Control Computer zum Einsatz:

- 3 Spoiler Elevator Computer (SEC),
- 2 Elevator Aileron Computer (ELAC),
- 2 Flight Augmentation Computer (FAC).
- Die Slats und Flaps werden ebenfalls per Fly-by-Wire und zwar vom Slat Flap Control Computer (SFCC) angesteuert.



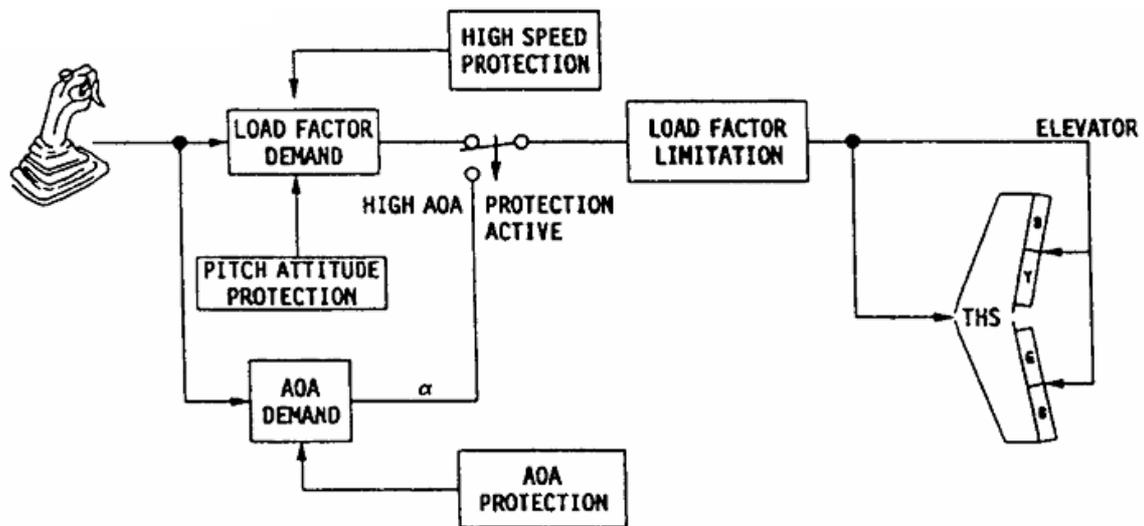
**Bild 6.41** Überblick über die Ansteuerung der primären Steuerflächen (AMM A320)

### Backup

Obwohl das Fly-by-Wire-System normalerweise alle Steuerflächen mit Signalen versorgen kann, verfügt das Seitenruder über eine mechanische Ansteuerung. Die Trimmung der Höhenruderflosse ist ebenfalls mechanisch realisiert. Die mechanische Ansteuerung dieser beiden Steuerflächen wird im A321 als Mechanical Backup bezeichnet und würde im Notfall auch einen Reiseflug ohne die Fly-by-Wire-Computer ermöglichen.

### Control Laws and Protections

Liegen keine Fehler im Flugzeug vor, steht den Piloten im Rahmen des Normal Law eine umfassende Unterstützung beim Fliegen des A321 zur Verfügung. Im Folgenden ist ein Überblick der Protections gegeben (Bild 6.42).



**Bild 6.42** Protections im Normal Law (AMM A320)

- Zu starkes Ziehen am Sidestick wird beschränkt, um das max. zulässige Lastvielfache von 2,5g nicht zu überschreiten.
- Die Nicklage ist auf einen Nicklagewinkel (pitch) von 30° bis -15° beschränkt.
- Das Erliegen eines Stalls ist nicht möglich. Die Anstellwinkel-Schutzfunktion (protection) verhindert, dass ein maximaler Anstellwinkel (AoA) überschritten werden kann.