HANSER

Leseprobe

Handbuch der Luftfahrzeugtechnik

Herausgegeben von Cord-Christian Rossow, Klaus Wolf, Peter Horst

ISBN (Buch): 978-3-446-42341-1

ISBN (E-Book): 978-3-446-43604-6

Weitere Informationen oder Bestellungen unter

http://www.hanser-fachbuch.de/978-3-446-42341-1

sowie im Buchhandel.

© Carl Hanser Verlag, München

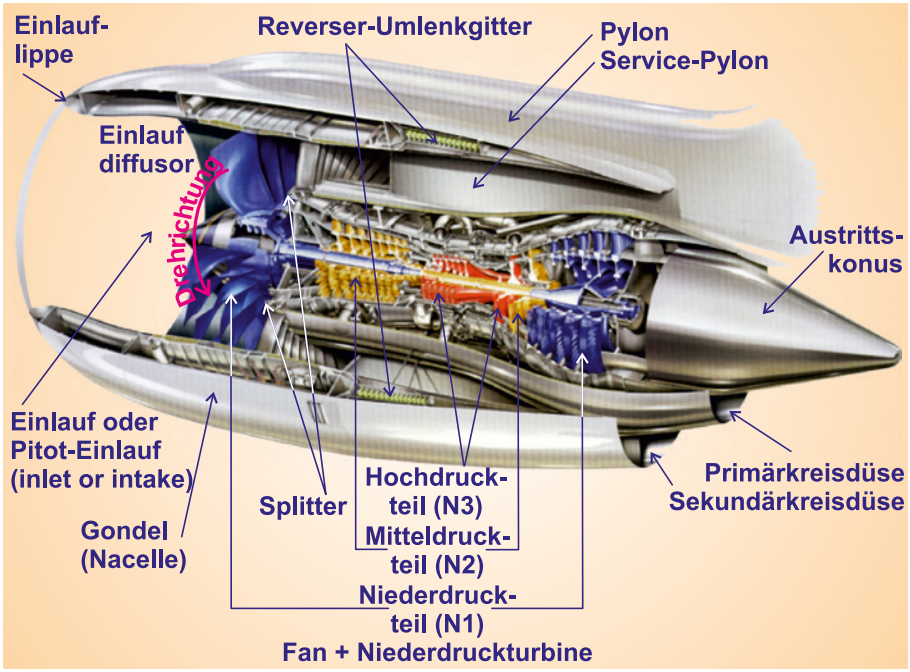

Bild 5.2.4: *Dreiwelliges Turbofan-Triebwerk der Triebwerksserie Trent der Firma Rolls-Royce.*

5.2.1.2 Fan und Nebenstromverhältnis

Der äußere und damit der größere Anteil der Fan-Rotorschaufeln gehört zum **Sekundärkreis** oder **Nebenstrom** und beschleunigt den größten Anteil der vom Triebwerk angesaugten Luftmasse am Gasgenerator vorbei. Wie viel Luftmasse am Gasgenerator vorbeigeführt wird, beschreibt das **Bypass**- oder **Nebenstromverhältnis** μ:

$$\mu = \frac{\dot{m}_{\mathrm{Fan}}}{\dot{m}_{\mathrm{Core}}} = \frac{\dot{m}_0 - \dot{m}_{\mathrm{Core}}}{\dot{m}_{\mathrm{Core}}} = \frac{\dot{m}_0 - \left(\dot{m}_0 - \dot{m}_{\mathrm{II}}\right)}{\dot{m}_{\mathrm{I}}} = \frac{\dot{m}_{\mathrm{II}}}{\dot{m}_{\mathrm{I}}} \qquad (5.2.4)$$

In der vorhergehenden Gleichung bedeuten:

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_{\mathrm{I}} + \dot{m}_{\mathrm{II}} = \dot{m}_{\mathrm{Core}} + \dot{m}_{\mathrm{Fan}}$$
$$= \text{gesamter angesaugter Luftmassenstrom} \qquad (5.2.5)$$

$$\dot{m}_{\mathrm{Fan}} = \dot{m}_{\mathrm{II}} = \text{Luftmassenstrom im Sekundär- oder Nebenstrom} \qquad (5.2.6)$$

$$\dot{m}_{\mathrm{Core}} = \dot{m}_{\mathrm{I}} = \text{Luftmassenstrom im Primärstrom (durch das Kerntriebwerk bzw. durch den Gasgenerator)} \qquad (5.2.7)$$

Daraus ergibt sich für die **Massenströme** durch Primär- und Sekundärkreis durch einfaches Umformen:

$$\dot{m}_{\mathrm{I}} = \frac{\dot{m}_0}{1+\mu} \qquad \dot{m}_{\mathrm{II}} = \frac{\mu \cdot \dot{m}_0}{1+\mu} \qquad (5.2.8)$$

Bypassverhältnisse von derzeit praktisch ausgeführten Turbofan-Triebwerken liegen in einem Bereich von etwa $0{,}3 \le \mu \le 9$. Die thermodynamische Basisauslegung von Zweistromtriebwerken bringt es mit sich, dass zu einem kleinen Bypassverhältnis μ stets ein großes Fandruckverhältnis ($\pi_{\mathrm{Fan}} > 2$) mit mehreren Fanstufen (2 ... 5) und zu einem großen Bypassverhältnis μ ein kleineres Fandruckverhältnis π_{Fan} mit nur einer Fanstufe gehört. Typische militärische Turbofan-Antriebe – **RB199** (Tornado), **PW F100-PW-229** (F-15 Eagle), **EJ200** (Eurofighter-Typhoon) – haben Nebenstromverhältnisse von $\mu \approx 1{,}1$ oder 0,4, jeweils drei Fanstufen und Fandruckverhältnisse zwischen drei und vier. Die zu der in Bild 5.2.4 dargestellten zivilen Triebwerksfamilie **Rolls-Royce Trent** gehörenden Triebwerke haben Bypassverhältnisse von $\mu = 5 \ldots 9$, Fandruckverhältnisse von $\pi_{\mathrm{Fan}} \approx 1{,}7$ und dementsprechend auch nur eine einzige Fanstufe. Für zukünftige zivile Turbofan-Triebwerke sind Bypassverhältnisse bis etwa $\mu = 12$ geplant. Um einen stabilen Fanbetrieb in allen Leistungsbereichen gewährleisten zu können, werden es noch höhere Nebenstromverhältnisse erforderlich machen, dass die Fanrotorschaufeln und/oder die Sekundärdüse verstellbar konstruiert sein müssen.

Von Sonderbauformen abgesehen, ist derzeit der Fan immer **vor** dem Kerntriebwerk angeordnet und verdichtet mit seinen nabennahen Schaufelbereichen die dem Gasgenerator (Niederdruckverdichter) zuströmende Luft vor. Der vom Triebwerk insgesamt angesaugte Luftmassenstrom wird hinter dem rotierenden Teil des Fans – aber noch vor dessen Leitapparat – durch einen sog. **Splitter** real in einen sekundären und einen primären Luftmassenstrom aufgeteilt.

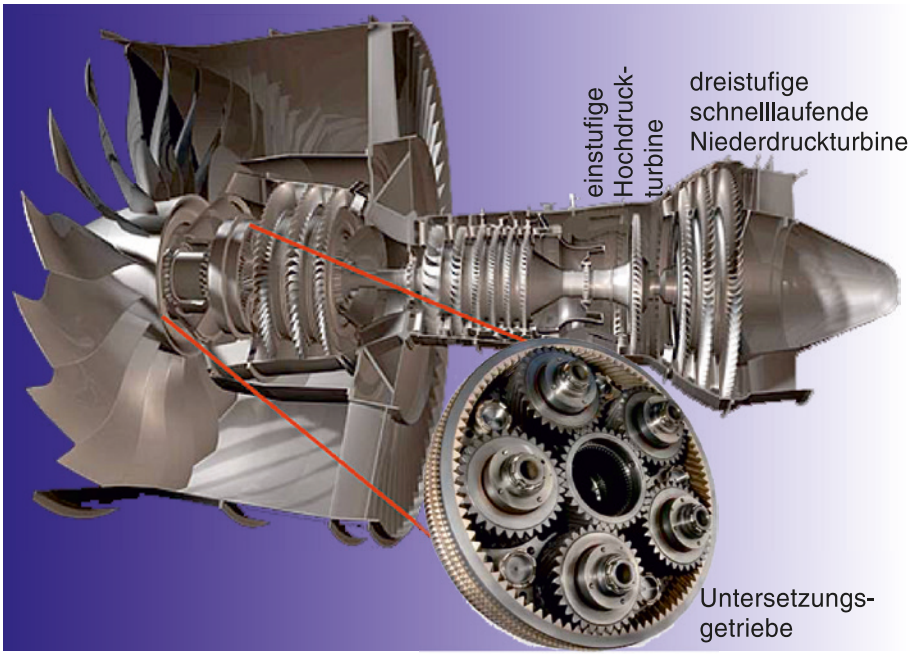

Bild 5.2.5: *Geared-Turbofan (GTF) der Firma Pratt & Whitney, PW1000G (PurePower) – unter Beteiligung der MTU Aero Engines. Das Bild zeigt eine frühe Demonstratorversion, bei der die Hochdruckturbine noch einstufig ist.*

Da der Außendurchmesser des Fans größer als der Eintrittsdurchmesser des Kerntriebwerks ist, darf – damit an den Spitzen der Fanbeschaufelung aus aerodynamischen und lärmtechnischen Gründen keine zu hohen Umfangsgeschwindigkeiten auftreten – die N1-Welle, auf der der Fan sitzt, nicht so schnell drehen wie die anderen Wellen des Gasgenerators. Eine relativ geringe Fandrehzahl ist die Folge. Im Vergleich zur Hochdruckturbine erhält die **Niederdruckturbine** dazu eine größere Anzahl von Stufen (5 ... 7), was eine Gewichtszunahme für das Triebwerk bedeutet. Eventuell kann es günstiger sein, anstelle einer Vielzahl von Turbinenstufen besser zwischen Niederdruckturbine und Fan ein **Untersetzungsgetriebe** zur Drehzahlreduzierung anzuordnen (Bild 5.2.5). Moderne Auslegungs- und Herstellungsverfahren erlauben es inzwischen, kompakte und damit auch leichte und dennoch leistungsfähige Untersetzungsgetriebe zu fertigen. So sieht z. B. der **Geared-Turbofan (GTF)** (PW1000G) der Firma Pratt & Whitney unter Beteiligung der MTU Aero Engines eine dreistufige, schnelllaufende transsonische Niederdruckturbine vor, die über das Getriebe den Fan und einen ebenfalls schnelllaufenden zwei- oder dreistufigen Niederdruckverdichter antreibt. Zum Fan hin wird die Drehzahl durch ein kompaktes **Planetengetriebe** (Übersetzung: 3 : 1, Systemgewicht 113 kg) reduziert. Das Getriebegewicht, dessen Schmierungszubehör und Wärmemanagement fallen dabei u. U. geringer aus als das Gewicht der eingesparten Turbinenstufen, sodass es in der Gesamtgewichtsbilanz zu einem Gewichtsvorteil kommt (Bild 5.2.5). Der GTF ist derzeit für die drei Flugzeuge **Bombardier C-Series** (F = 104 kN), **Mitsubishi Regional Jet** (F = 76 kN) und **Irkut MS-21** (F = 147 kN) vorgesehen. Ab 2016 soll es auch möglich sein, dieses Triebwerk für den **Airbus A320neo** (*New Engine Option*) als eine mögliche Triebwerksoption wählen zu können (F = 147 kN).

5.2.1.3 Wellenanzahl und Drehrichtung

Bei herkömmlichen Turbofan-Triebwerken dreht der Fan (N1-Welle) je nach Fanaußendurchmesser bei voller Startleistung zwischen 3 000 und 5 000 Umdrehungen pro Minute. Der Hochdruckteil erreicht dabei dann Drehzahlen von bis zu 15 000 min^{-1}. Im Cockpit werden beide Drehzahlen in diesem Fall als 100 % Drehzahl angezeigt.

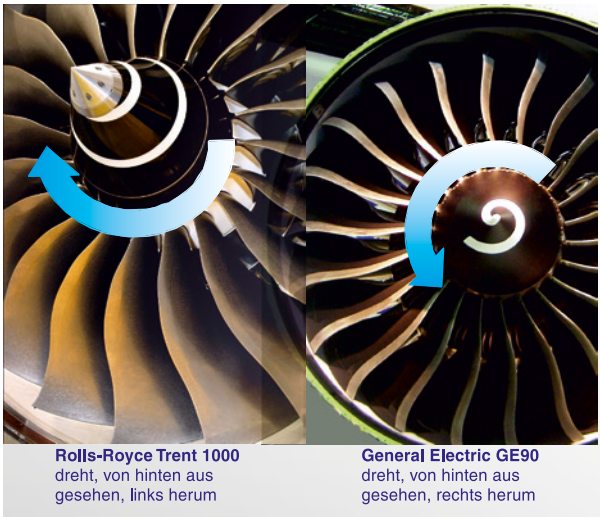

Bild 5.2.6: *Frontansicht auf den Fan, zur Erläuterung der Drehrichtung des Fans.*

5.3.3 Triebwerk-Leistungssteuerung

Bild 5.3.22 zeigt den Aufbau eines **Gashebelmechanismus** (*thrust lever mechanism*), der auf dem Prinzip einer feststehenden Gashebelposition (*fixed throttle concept*) basiert. Es gibt keinerlei motorisiertes Verfahren oder Nachfahren des Gashebels, auch wenn über die EEC Änderungen an der Triebwerksleistung vorgenommen werden. Jeder einzelne der beiden in Bild 5.3.22 dargestellten Gashebel ist jeweils mit einem dualen **Gashebel-Resolver** (Winkellagegeber) in der mechanischen Box (Bild 5.3.21) ausgestattet. Die prinzipielle Funktionsweise eines Resolvers ist im vorhergehenden Kapitel dargestellt worden. Über ihn wird die **Winkellage** des Gashebels bestimmt (*TLA, throttle lever angle*). Jeder dieser Dual-Resolver hat zwei Ausgänge, die jeweils mit den Kanälen A uns B der EEC koordiniert sind. Der tatsächliche Gashebelstellungswinkel TLA (*Input*) wird vom Resolver in einen *TRA-Output* (*throttle resolver angle*) gewandelt. An die EEC wird deswegen unmittelbar der TRA-Wert übergeben. Der Zusammenhang zwischen dem *TLA* und dem *TRA* ist linear und gehorcht der Beziehung:

$$1° \text{ TLA} = 1{,}9° \text{ TRA} \tag{5.3.1}$$

Bild 5.3.22 zeigt den Gesamtaufbau eines **Gashebelmechanismus**, der aus dem Gashebel, einer mechanischen Box (*mechanical box*) und einer Gashebel-Steuerungseinheit (*throttle control unit*) besteht. Die Bewegung des Gashebels wird mithilfe eines Gestänges (*rod*) auf die mechanische Box übertragen, die ihrerseits Rasten (*detents*) enthält, die der jeweils angewählten Schubleistungsstufe entsprechen und damit dem Cockpitpersonal eine Art künstliches Gefühl (*artificial feel*) für das Gashebel-Regelungssystem (*throttle control system*) vermitteln. Der Ausgang der mechanischen Box wird über ein weiteres Gestänge (*rod*) an die Gashebel-Steuerungseinheit (*throttle control unit*) übermittelt, die ihrerseits die Kanäle der EEC mit den Gashebel-Stellungsinformationen versorgt. Dazu befinden sich in der Gashebel-Steuerungseinheit zwei Resolver und mehrere Potenziometer. Der **Potenziometergeber** ist ein Positionssensor nach der Bauart eines Potenziometers. Er dient der Winkelmessung. Entsprechend der Stellung eines beweglichen Teiles (Schleifer) ändert sich der elektrische Widerstand, und man erhält eine sich relativ zur Stellung des beweglichen Teils ändernde elektrische Spannung. Die Potenziometer geben den TLA-Wert an den ***Flight Management Computer*** (FMC) des Flugzeugs weiter. Zwischen Gashebel und EEC gibt es also keinerlei unmittelbare mechanische Verbindung. Die EEC enthält eine Logik, die einen Triebwerksbetrieb mit dem ***Flight Management Computer*** (FMC) auch dann noch sicherstellen kann, wenn der originäre TRA-Wert fehlerhaft ist oder sogar vollkommen ausgefallen sein sollte. Der Schubhebel kann in optionalen Fällen auch mit ***Bump Rating Pushbuttons*** ausgestattet sein (Bild 5.3.22 unten links). Diese können dazu genutzt werden, der EEC mitzuteilen, dass ein zusätzlicher Betrag an Schub (ca. 2 %) benötigt wird, was einem Flugzeug z. B. ermöglicht, mit einem erhöhten Startgewicht von geografisch hoch liegenden Flugplätzen zu starten.

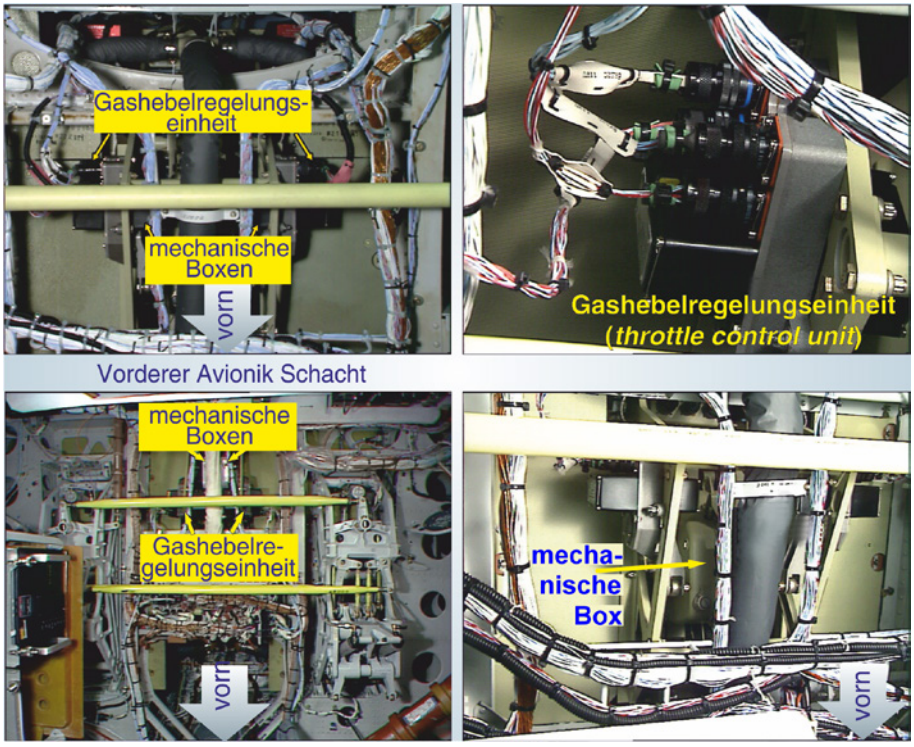

Bild 5.3.21: *Zum Gashebelmechanismus eines zweimotorigen Flugzeugs mit Strahltriebwerk zugehörige Anordnung der mechanischen Box und der Gashebel-Regelungseinheit.*

Bild 5.3.22 und Bild 5.3.24 zeigen, dass der Schubhebel insgesamt über einen Winkelbereich von 65° verfahren werden kann. Für den Vorwärtsschub wird dabei der Bereich zwischen 0° und 45° genutzt, wobei 0° dem Leerlauf (*idle*) entspricht. Bei 45° wird der maximale Startschub **TOGA** (*maximum take-off thrust and go around*) erreicht. Triebwerke sind so zertifiziert, dass dieser Maximalschub auf eine Zeitdauer von 5 Minuten beschränkt ist. Optional ist auch eine zehnminütig Betriebsdauer möglich, aber nur dann, wenn ein anderes Triebwerk ausgefallen sein sollte. Für den Schubhebel gibt es in dem genannten Winkelbereich zwei weitere Stellungen mit Einrastung:

- *max. climb* bei 25°,
- *max. continuous* and *flex. take-off* bei 35°.

Durch Betätigung der Entriegelungshebel für den Schubumkehrer kann der Schubhebel im Winkelbereich zwischen 0° und 25° bewegt werden. Bei 6° ist die Stellung *Reverse Idle* erreicht, mit der auch das Entriegelungskommando an den Reverser gegeben wird. Bei 20° ist der maximal mögliche **Umkehrschub** erreicht. Das ist der Schub, der zusätzlich zu den Radbremsen eines Flugzeuges für den Bremsvorgang auf der Rollbahn genutzt werden kann. Befindet sich der Schubhebel in der maximalen Umkehrschubstellung, so liefert das Triebwerk eine Leistung, die etwa mit der beim Steigflug vergleichbar ist (Bild 5.3.24). Diese Leistungsstufe ist gewöhnlich auf eine Dauer von etwa drei Minuten begrenzt. Die automatische **Gashebelverstellung** (*auto throttle or auto thrust*) (Bild 5.3.23) kann alternativ die Machzahl (*MACH-HOLD*) oder die Geschwindigkeit (*IAS-HOLD; IAS, indicated air speed*) regeln und nur dann zum Einsatz kommen, wenn sich der Gashebel im Winkelbereich zwischen 0° und 35° befindet. Die automatische Gashebelverstellung ist nicht mit dem Autopiloten zu verwechseln, der die Aufgabe hat, die laterale und vertikale Bahnführung des Flugzeuges zu gewährleisten.

Bewegungen (Leistungsanforderungen, *power settings*), die die Cockpitbesatzung am Schubhebel vornimmt (*TLA*), werden durch die zuvor beschriebenen Dual-Resolver wahrgenommen und als TRA-Wert zur EEC weitergeleitet. Aus dieser Information und weiteren zusätzlichen Daten (Umgebungstemperatur T_0, Flughöhe H_0, Flug-Machzahl Ma_{c0}, Totaltemperatur im Triebwerkseintritt T_{t2}) berechnet die EEC den Brennstoff-Massenstrom, der für den angeforderten Schub erforderlich ist. Dieser Brennstoff-Massenstrom wird dazu in einen elektrischen Strom kon-

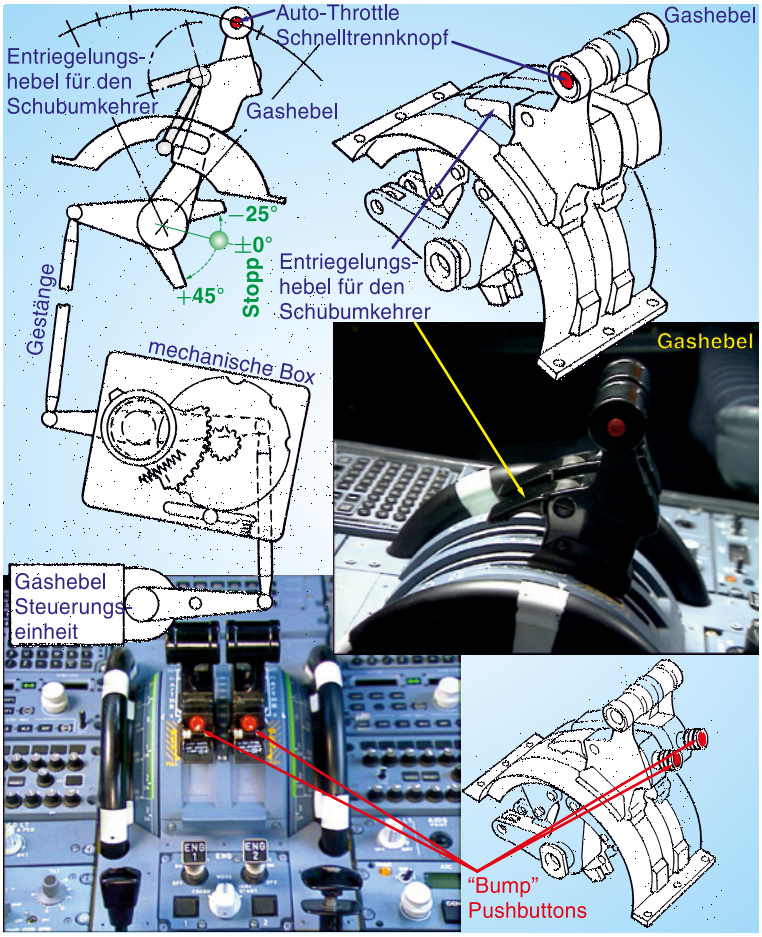

Bild 5.3.22: *Gashebelmechanismus eines zweimotorigen Strahlflugzeugs.*

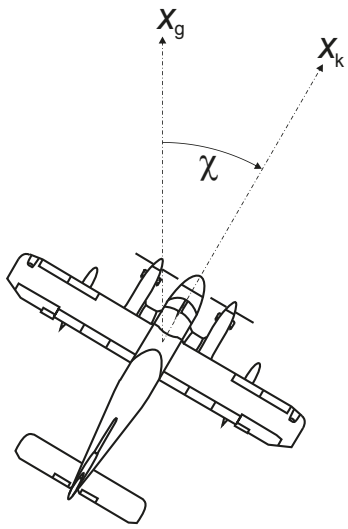

Bild 6.1.4: *Definition des Bahnazimutwinkels.*

6.1.1.4 Aerodynamisches Koordinatensystem

Das aerodynamische Koordinatensystem mit dem Index a wird durch die Richtung der Fluggeschwindigkeit $\boldsymbol{V}$ festgelegt. Die z_a-Achse liegt so in der Symmetrieebene des Flugzeugs, dass die y_a-Achse nach Steuerbord zeigt.

Für den Sonderfall der störungsfreien Luft, also ohne Wind, fallen die x-Achsen des aerodynamischen Koordinatensystems und des Bahnachsensystems zusammen. Obwohl es konsequent wäre, die Fluggeschwindigkeit mit $\boldsymbol{V}_a$ zu bezeichnen, wird aus historischen Gründen in der LN 9300 der Index weggelassen und somit die Fluggeschwindigkeit mit $\boldsymbol{V}$ bezeichnet. Anzumerken ist ebenfalls, dass in der Flugführung die Geschwindigkeit **vom Flugzeug aus gesehen** wird und diese somit in Flugrichtung **positiv** ist, während in der Aerodynamik von der **Anströmgeschwindigkeit** gesprochen wird. Diese ist vom Betrag her mit der Fluggeschwindigkeit identisch, hat aber ein umgekehrtes Vorzeichen.

Die Flugzeugachse x_f ist gegenüber der Anströmrichtung x_a um den **Anstellwinkel** α geneigt. Der Luftkraftvektor $\boldsymbol{R}^A$ ist im aerodynamischen System definiert. Zusammenfassend lassen sich die anfallenden Winkel mit den folgenden Bildern verdeutlichen. Die in Bild 6.1.5 definierten Winkel sind der Tabelle 6.1.1 zu entnehmen, die in Bild 6.1.6 auftretenden Winkel der Tabelle 6.1.2. Im Bild 6.1.7 wird der Rollwinkel definiert (Tabelle 6.1.3).

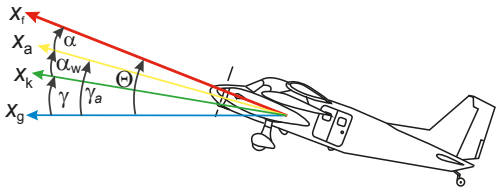

Bild 6.1.5: *Winkeldefinitionen in der Seitenansicht.*

Tabelle 6.1.1: *Winkel in der x-z-Ebene.*

Winkel	Bezeichnung	Winkel zwischen KOS
Θ	Längslagewinkel	geodätisch, flugzeugfest
γ	Bahnneigungswinkel	geodätisch, kinetisch
γ_a	Flugwindneigungswinkel	geodätisch, aerodynamisch
α	Anstellwinkel	aerodynamisch, flugzeugfest
α_w	Windanstellwinkel	aerodynamisch, kinetisch

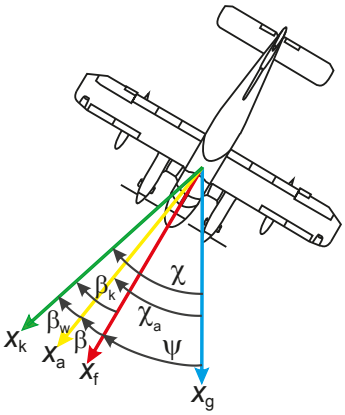

Bild 6.1.6: *Winkeldefinitionen in der Draufsicht.*

Tabelle 6.1.2: *Winkel in der x-y-Ebene.*

Winkel	Bezeichnung	Winkel zwischen KOS
χ	Bahnazimutwinkel	geodätisch, kinetisch
χ_a	Flugwindazimut	geodätisch, aerodynamisch
Ψ	Gierwinkel	geodätisch, flugzeugfest
β	Schiebewinkel	aerodynamisch, flugzeugfest
β_w	Windschiebewinkel	aerodynamisch, kinetisch
β_k	Bahnschiebewinkel	flugzeugfest, kinetisch

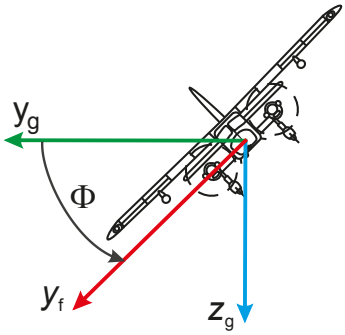

Bild 6.1.7: *Winkeldefinitionen in der Vorderansicht.*

Tabelle 6.1.3: *Winkel in y-z-Ebene.*

Winkel	Bezeichnung	Winkel zwischen KOS
Φ	Rollwinkel	geodätisch, flugzeugfest

6.1.1.5 Transformation zwischen den Koordinatensystemen

Damit die auftretenden Kräfte und Momente auch in anderen Koordinatensystemen wiedergegeben werden können, müssen diese von einem System in das andere überführt werden. Dies geschieht über die **Euler-Winkel** zwischen den Koordinatensystemen mittels **Koordinatentransformationen**. Diese Transformationen sind für die flugmechanischen Koordinatensysteme ebenfalls in der Luftfahrtnorm 9300 beschrieben.

Als Beispiel für die Transformation zwischen flugmechanischen Koordinatensystemen dienen hier das geodätische und das körperfeste Koordinatensystem. Zwischen diesen beiden Achsenkreuzen liegen der **Rollwinkel** Φ, der **Nickwinkel** Θ und der **Gierwinkel** Ψ. Für die Überführung vom geodätischen ins körperfeste Koordinatensystem gibt es die Möglichkeit, die x_g-Achse in die x-Achse zu überführen (x-Folge) oder die y_g-Achse in die y-Achse (y-Folge). Hier wird nur die im Bild 6.1.8 dargestellte x-Folge beschrieben, die y-Folge ist zusätzlich in der LN 9300 zu finden.

Bei dieser Transformation müssen drei Drehungen ausgeführt werden, die in Tabelle 6.1.4 aufgeführt sind.

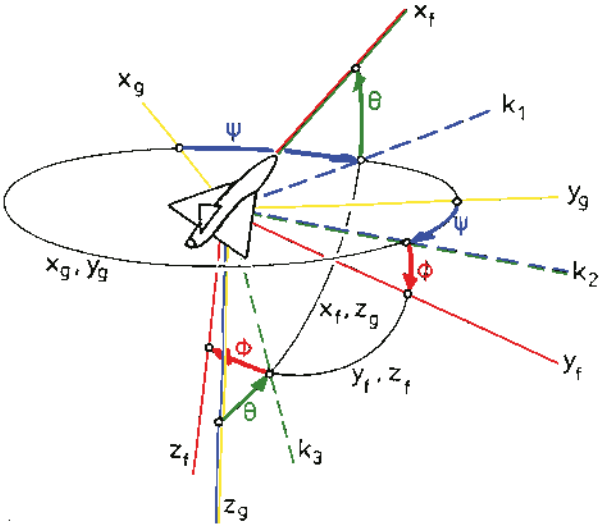

Bild 6.1.8: *Transformation vom geodätischen in das flugzeugfeste Achsenkreuz.*

Tabelle 6.1.4: *x-Folge.*

Drehung	Drehachse	Winkel	Achsenüberführung
1	z_g	Ψ	$x_g, y_g, z_g \rightarrow k_1, k_2, z_g$
2	k_2	Θ	$k_1, k_2, z_g \rightarrow x_f, k_2, k_3$
3	x_f	Φ	$x_f, k_2, k_3 \rightarrow x_f, y_f, z_f$

Die drei **Drehmatrizen** für die drei Einzeldrehungen lauten wie folgt:

1. Drehung:

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{lg}} = \begin{pmatrix} \cos\Psi & \sin\Psi & 0 \\ -\sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \tag{6.1.1}$$

2. Drehung:

$$\boldsymbol{M}_{21} = \begin{pmatrix} \cos\Theta & 0 & -\sin\Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\Theta & 0 & \cos\Theta \end{pmatrix} \tag{6.1.2}$$

3. Drehung:

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{f2}} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & \sin\Phi \\ 0 & -\sin\Phi & \cos\Phi \end{pmatrix} \tag{6.1.3}$$

Die **Gesamtmatrix** für die Transformation berechnet sich aus der Multiplikation der Einzelmatrizen

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{fg}} = \boldsymbol{M}_{\mathrm{f2}} \cdot \boldsymbol{M}_{21} \cdot \boldsymbol{M}_{\mathrm{lg}} \tag{6.1.4}$$

und ergibt sich zu:

$$M_{\mathrm{fg}} = \begin{pmatrix} \cos\Theta\cos\Psi & \cos\Theta\sin\Psi & -\sin\Theta \\ \sin\Phi\sin\Theta\cos\Psi - \cos\Phi\sin\Psi & \sin\Phi\sin\Theta\sin\Psi + \cos\Phi\cos\Psi & \sin\Phi\cos\Theta \\ \cos\Phi\sin\Theta\cos\Psi + \sin\Phi\sin\Psi & \cos\Phi\sin\Theta\sin\Psi - \sin\Phi\cos\Psi & \cos\Phi\cos\Theta \end{pmatrix} \tag{6.1.5}$$

Die Transformation vom flugzeugfesten in das geodätische Koordinatensystem ergibt sich durch das Bilden der Inversen von $\boldsymbol{M}_{\mathrm{fg}}$:

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{gf}} = \boldsymbol{M}_{\mathrm{fg}}^{-1} \tag{6.1.6}$$

Weil alle Drehmatrizen orthonormal sind, gilt:

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{gf}} = \boldsymbol{M}_{\mathrm{fg}}^{\mathrm{T}} \tag{6.1.7}$$

Ähnliche Transformationsmatrizen für die Überführungen zwischen den Koordinatensystemen mit ihren Ursprüngen im Flugzeugschwerpunkt findet man ebenfalls in der LN 9300.

7.6.1.2 Reversible und irreversible Flugsteuerung

Im Bild 7.6.1 sind die Flugsteuerungssysteme hinsichtlich ihres Prinzips und ihrer technischen Realisierung gezeigt. Zunächst unterscheidet man reversible und irreversible Flugsteuerungssysteme:

- **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.

Reversible Flugsteuerungssysteme können nach der Art der Kraftverstärkung weiter unterteilt werden. In Bild 7.6.1 sind die Methoden nach zunehmendem Kraftverstärkungspotenzial aufgelistet, dies geht einher mit zunehmender Komplexität:

- Ein **Scharniermomentenausgleich** kann z. B. durch einen großen Überhang der Profilvorderkante vor der Scharnierlinie der Stellfläche erreicht werden.
- Eine **aerodynamische Kraftverstärkung** kann mit einer Hilfsklappe oder mit einer Flettner-Klappe 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 ursächlich bestimmt durch:

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

Das Verhältnis von erforderlicher Ruderkraft zu 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, welche 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. Da bei diesen Systemen 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 7.6.1 weiter unterteilt werden: Die **mechanische Signalübertragung** (*Fly-by-Cable*, FBC) wird heute im Rahmen der Einführung von Flugsteuerungsrechnern durch **elektrische Signalübertragung** (*Fly-by-Wire*, FBW) verdrängt. Die **optische Signalübertragung** (*Fly-by-Light*, FBL) hat durch ihre Unempfindlichkeit gegenüber elektromagnetischen Störungen (*electro-magnetic interference*, EMI) vor allem Vorteile im militärischen Bereich.

7.6.1.3 Funktionsprinzip und Energieversorgung

Die Aktuatoren der irreversiblen Flugsteuerungen können unterteilt werden nach:

- ihrem Funktionsprinzip in **Linearantriebe** und **Rotationsantriebe**,
- ihrer **Energieversorgung**. Die an Bord vorhandenen Energiesysteme können Aktuatoren mit hydraulischer, elektrischer oder pneumatischer Energie versorgen. Heute kommt größtenteils noch die hydraulische Energieversorgung der Aktoren zur Anwendung. Beim Einsatz einer elektrischen Energieversorgung der Stell-

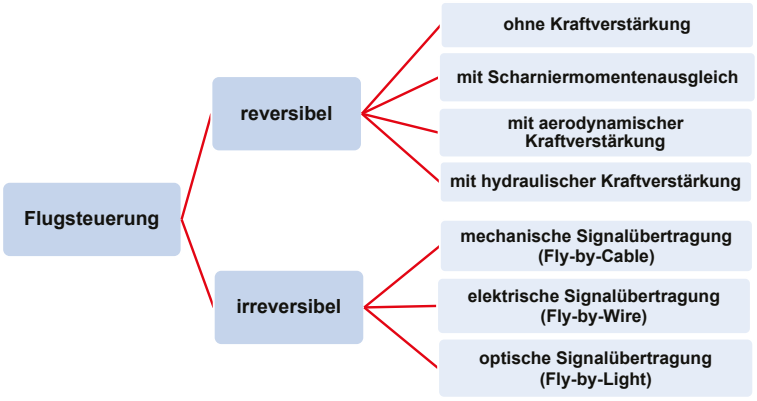

Bild 7.6.1: *Einteilung der Flugsteuerung nach technischen Merkmalen.*

systeme (*Power-by-Wire*, PBW) ist eine Umschaltung der Versorgung der Stellsysteme auf Energie von anderen redundanten Systemen besonders einfach. Pneumatische Stellsysteme spielen in der Luftfahrt nur noch eine untergeordnete Rolle. Der Antrieb der Vorflügel der **Boeing 747** durch pneumatische Motoren ist ein solches seltenes Beispiel.

7.6.2 Steuern, Trimmen, Stabilität

Zur Veränderung der Lage des Flugzeugs im Raum um die drei Achsen werden die **primären Steuerflächen** verwendet. Bild 7.6.2 zeigt die drei Achsen eines Flugzeugs und die primären Steuerflächen (s. auch Bild 3.2.1).

Aufgaben der Steuerflächen sind:

- 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 durch die gesamte Flugzeugbauart erreicht, also durch die Positionierung der Flügel, die Wahl von V- und Pfeilwinkel sowie die Größe und Bauform der Leitwerke (s. a. Kapitel 2.6).

Ein Flugzeug ist getrimmt, wenn

1. um die jeweilige Achse **Momentengleichgewicht** herrscht (das wird i. d. R. durch Ruderausschläge 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:

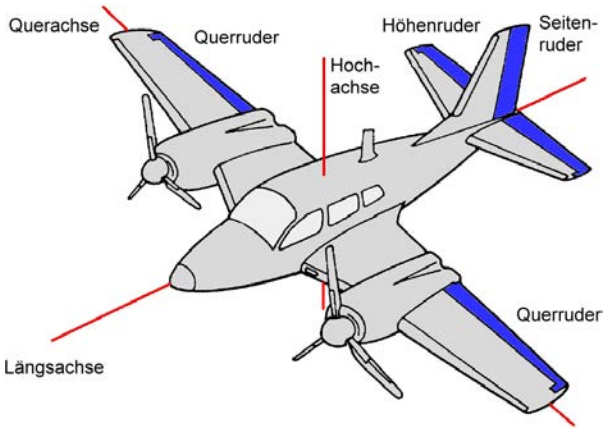

Bild 7.6.2: *Die Achsen des Flugzeugs und die primären Steuerflächen (FAA 1993).*

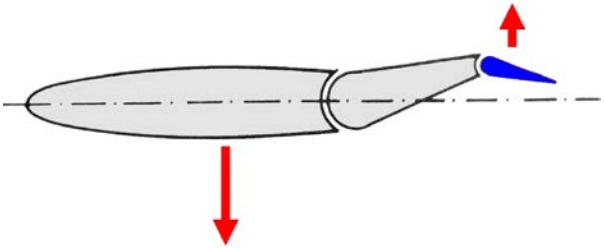

Bild 7.6.3: *Ausschlag von Ruder und Trimmklappe (nach [7.6.1]).*

Reversible Flugsteuerung

a) Eine **Trimmklappe** wird (Bild 7.6.3) 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 gegen die Luftkräfte nach oben ausschlagen lässt, obwohl diese das Ruder eigentlich nach unten zurückdrücken 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 für den Ruderausschlag nicht mehr erforderlich. 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.

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.

Irreversible Flugsteuerung mit FBW und EFCS

Herkömmliche Flugzeuge sind aus Gründen der Fliegbarkeit und Sicherheit so gebaut, dass sie „von allein den ausgetrimmten Flugzustand wieder einnehmen“. Das bedeutet, dass das Flugzeug immer dann, wenn ein anderer Flugzustand eingenommen werden soll, auch neu getrimmt