

Kapitel 1

Einführung

Am Beginn einer langen Reise ist es gut, das Ziel zu kennen. Dadurch sind die Zwischenstationen besser als Teile des Gesamtunternehmens einzuordnen. So soll auch diese Einführung einen Überblick über das geben, was uns in diesem Buch beschäftigen wird. Unser Ziel ist, das Flugzeug in seinem Verhalten genauer kennenzulernen, daraus den Bedarf für regelungstechnische Maßnahmen abzuleiten und schließlich die vielen Funktionen existierender Flugregler zu verstehen. Der Aufbau dieses Buches wurde so gewählt, daß jedes Kapitel ein Sachgebiet aus dem angesprochenen Themenkreis in kompakter Form behandelt. Dabei wurde der Systematik der Vorzug gegeben vor der Didaktik mit dem Ziel, die vielfältigen Gesichtspunkte und Zusammenhänge dieses komplizierten Prozesses zu ordnen und für die große Zahl existierender Einzellösungen übergeordnete Prinzipien aufzustellen.

Dieses einführende Kapitel soll den daraus entstehenden Konflikt abschwächen, indem es eine Kurzfassung des gesamten nachfolgenden Textes auf einem einführenden Niveau bietet. Dazu werden vier der sieben Hauptabschnitte des Buches (vgl. Inhaltsverzeichnis) in den folgenden Unterkapiteln skizziert:

- Kap.1.2: Physikalische Grundlagen (in Kap.2 – Kap.4),
- Kap.1.3: Mathematisches Prozeßmodell (in Kap.5 – Kap.8),
- Kap.1.4: Randbedingungen zur Flugreglerauslegung (in Kap.9 – Kap.11),
- Kap.1.5: Aufbau von Flugregelungssystemen (in Kap.14 – Kap.18).

Das soll dem Leser helfen, beim ersten Lesen der Kapitel über Definitionen, aerodynamische Kräfte, nichtlineare Bewegungsgleichungen usw. nicht von der konzentrierten Stofffülle überwältigt zu werden und den Überblick zu verlieren. Es erläutert dazu in vereinfachter, aber doch präziser Darstellung am Beispiel der (symmetrischen) Längsbewegung, wie ein Flugzeug fliegt, was es zu regeln gibt und wie Flugregler aufgebaut sind. Doch zuerst soll aus Sicht des Piloten geschildert werden, wie und warum er sich beim Führen des Flugzeugs durch Flugregler unterstützen läßt.

1.1 Pilot oder Autopilot?

Seit Beginn der Luftfahrt führen Piloten Flugzeuge verschiedenster Art in den vielfältigsten Situationen mit großer Sicherheit /Doetsch 55/, /Oppelt Vo 70/, /Howard 73/, /Abzug La 97/. Der Mensch war lange Zeit der geschickteste, vielseitigste und anpassungsfähigste Flugregler. Beim Erstflug jedes neuen Typs muß er mit einem ihm vorher wenig bekannten Flugverhalten fertig werden. Um die aus dieser Unsicherheit erwachsenden Risiken zu minimieren, wird das Flugverhalten neuer Flugzeugmuster heute vor dem Erstflug durch ausführliche Simulationen so weit wie möglich abgeschätzt. Die Flugerprobung wird nur in kleinen Schritten durchgeführt, die sehr sorgfältig mit Hilfe umfangreicher Bordmeßsysteme und Datenauswertung am Boden überwacht werden.

Auch heute noch werden viele Flugzeuge ausschließlich manuell geflogen, das gilt nicht nur für die „Allgemeine (Privat-) Luftfahrt“, sondern auch für den Kunst- und Segelflug. Der Mensch hat große Fähigkeiten, bei neuen Aufgaben neue Verhaltensweisen zu erlernen. Er kann sich hervorragend an unvorhergesehene Situationen anpassen, beispielsweise beim plötzlichen Ausfall von Flugregelungssystemen. Das wurde vielfach unter Beweis gestellt.

Der Pilot hat allerdings Grenzen, denen ein automatisches System nicht unterworfen ist. Diese betreffen im wesentlichen folgende Phänomene:

- begrenzte Reaktionsgeschwindigkeit,
- Ermüdung bei lange andauernder Belastung,
- begrenzte Möglichkeiten der „Messung“ von Größen der Flugzeugbewegung,
- körperlicher und psychischer Zustand.

Hier kann Automatisierung den Piloten unterstützen. Ein Beispiel für den ersten Punkt ist die Notwendigkeit automatischer Führung beim Schnellflug in sehr niedriger Höhe über unebenem Gelände (*terrain following*). Der zweite Punkt war schon 1914 der Grund für den Einsatz des ersten Flugreglers zur Stabilisierung von Fluglage und -geschwindigkeit (Sperry Aeroplane Stabilizer). Der dritte Punkt macht den Menschen abhängig von Anzeigegeräten. Der Mensch hat z. B. keine Sensoren zur Messung von Höhe, Fluggeschwindigkeit und Kurs, den Haupt-Regelgrößen der Flugbahnführung. Er kann diese Größen nur aus optischen Eindrücken abschätzen, die in großer Höhe oder im Wolkenflug fehlen. Erst die Einführung von Anzeigen für diese Größen (vgl. Bild 1.1) erlaubte Flüge über große Entfernungen. Der Mensch reagiert zwar sehr empfindlich auf Beschleunigungsänderungen, kann aber beispielsweise nicht immer richtig einschätzen, ob er sich in einer beschleunigten Flugphase befindet oder ob ihm das Auswandern des Scheinlots einen Steig- oder Sinkflug vortäuscht.

1.1.1 Der Autopilot als Flugschüler

Autopiloten haben schrittweise Regelungsaufgaben vom Piloten übernommen, um ihn zu entlasten, ihn für andere Aufgaben freizustellen und um neue Flugaufgaben, z. B. den Langstreckenflug, zu ermöglichen. Ihre historische Entwicklung wurde

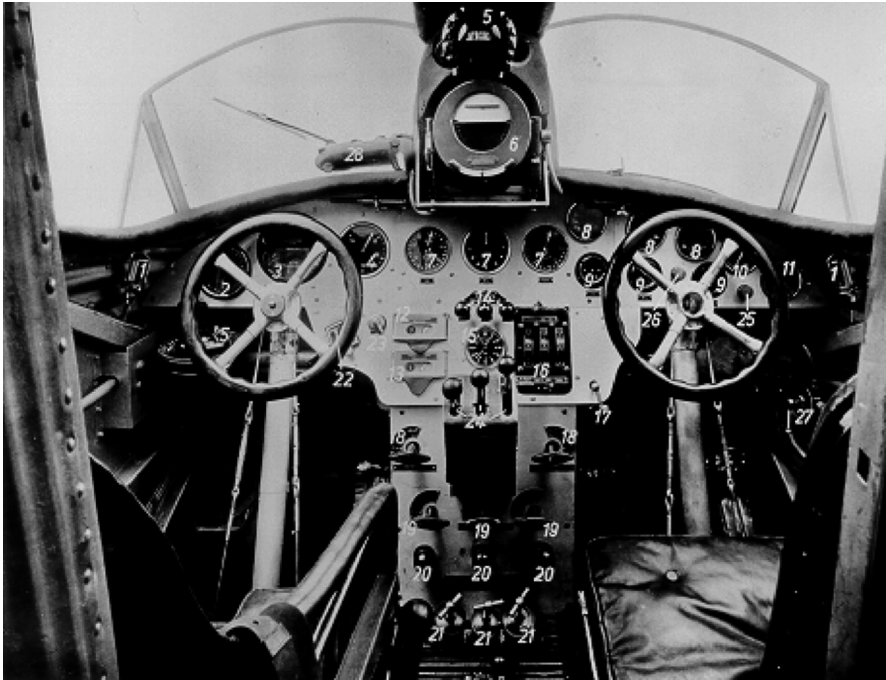


Bild 1.1 Cockpit einer Junkers G24 aus dem Jahre 1923 (Foto Deutsches Museum München)

bereits 1892 durch Sir Hiram Maxim (1840–1916) eingeleitet, als er einen Regler zur Stabilisierung der Längsbewegung vorschlug */Maxim 1908/*. Zur Geschichte der Autopiloten sei auf */Oppelt 37/*, */Wiren 58/*, */Oppelt 82/*, */McRuer As 73/*, */McRuer Gr 81/*, */Kracheel 93/*, */Abzug La 97/* verwiesen. Die einzelnen Entwicklungsschritte entsprechen recht gut den Lernphasen bei der Flugausbildung */Schänzer 86/*.

Die erste Aufgabe eines Flugschülers besteht darin, die Flugzeuglage in ihren drei Achsen (Rollen, Nicken und Gieren) zu halten. Schulflugzeuge haben günstige Flugeigenschaften, die diese Aufgabe erleichtern. Transport- und Militärflugzeuge mit großem Geschwindigkeitsbereich haben dagegen häufig schlecht gedämpfte Eigenbewegungen und reagieren deshalb auch empfindlich auf Luftturbulenz. Der Pilot hat dann die zusätzliche Aufgabe, die Dämpfung des Flugzeugs zu verbessern und Störungen auszuregulieren. Die ersten Flugregler übernahmen zunächst die Aufgabe der Lagestabilisierung. Später ging man zwecks Dämpfungserhöhung auf eine Regelung der Drehgeschwindigkeit über, die den zusätzlichen Vorteil hatte, den Piloten bei Flugmanövern nicht zu behindern.

Die zweite Ausbildungsstufe des Flugschülers besteht in der Stabilisierung eines vom Fluglehrer ausgetrimmten Flugzustandes, d. h. im Konstanthalten der Anzeigegrößen Höhe, Flugeschwindigkeit (Fahrt) und Steuereurs (Ausrichtung der Flugzeuglängsachse relativ zum Erdmagnetfeld). Hierfür hat er im Sinne einer Kaskadenregelung die Flugzeuglage und den Triebwerksschub als Steuergrößen einzusetzen. Die Lageregelung mit Hilfe der aerodynamischen Ruder ist dazu also

Voraussetzung. Genau diese Aufgabe wurde von den ersten Autopiloten (ca. 1950) übernommen und wird auch heute noch von den Betriebsarten „*altitude hold*“, „*speed hold*“ und „*heading hold*“ erfüllt. In der Praxis sieht es so aus, daß der Flugzeugführer einen neuen Flugzustand, z. B. eine neue Flughöhe, manuell erfliegt und stabilisiert und dann den Autopiloten einschaltet, der diesen Zustand aufrechterhält.

Der dritte Ausbildungsschritt des Flugschülers besteht im Einhalten einer erdbezogenen Flugbahn (vorgegebener Kartenkurs). Hierfür nimmt er den Kompaß zu Hilfe und korrigiert den Kurs gelegentlich auf Grund von Positionsbestimmungen, um die Windversetzung auszugleichen. Später muß er das Flugzeug auf einer festen Referenzlinie (Standlinie) an ein Funkfeuer heranführen. Hierzu steht ihm der Steuerkurs als Steuergröße zur Verfügung, so daß er eine weitere Kaskaden-Regelschleife zu schließen hat.

Im vierten Schritt lernt der Flugschüler schließlich, neue Flugzustände und Flugbahnen zu erfliegen. Zunächst geht es nur um das Erreichen neuer Festwerte für Höhe, Fahrt und Über-Grund-Kurs, wobei Beschleunigung, Vertikalgeschwindigkeit und Hängewinkel zu begrenzen sind, um möglichst „weiche“ Übergänge zu erfliegen. Das entspricht den Autopiloten der zweiten Generation (ca. 1960) mit den Betriebsarten „*altitude acquire*“ und „*heading acquire*“. Es handelt sich dabei um Standardmanöver mit fest vorgegebenem Ablauf, die jeweils Transitionen zwischen zwei stationären, geradlinigen Flugabschnitten darstellen. Auch Anflug und Landung sind standardmäßig aus stationären Flugphasen aufgebaut mit Übergängen, in denen jeweils nur eine Bahngröße (Höhe, Fahrt oder Kurs) geändert wird. Erschwerend kommen hier allerdings die mit Annäherung an den Boden wachsenden Genauigkeitsforderungen der Flugbahnführung hinzu. Diese Ausbildungsstufe entspricht dem Stand der Autopiloten seit etwa 1970.

Die Meisterschaft des Flugschülers ist erreicht, wenn er in der Lage ist, auf einer stetig gekrümmten Bahn und unter kontinuierlicher Geschwindigkeitsanpassung ein Ziel genau zum vorgesehenen Zeitpunkt mit fester Endgeschwindigkeit zu treffen. Diese Ausbildungsstufe charakterisiert die militärische Zielverfolgung, aber auch z. B. Anflug und Landung des Space Shuttle, die vom Wiedereintritt in die Erdatmosphäre bis zum Aufsetzen auf der Landebahn ohne Triebwerksschub unter Ausnutzung der potentiellen und kinetischen Energie (*energy management*) erfolgen müssen. In eingeschränktem Maße wird eine solche Bahnführung auch bei der Präzisionslandung ziviler Transportflugzeuge auf stark belasteten Flughäfen angestrebt. Sie bestimmt die derzeitige Entwicklung von Autopiloten und Flugmanagementsystemen zur Steigerung der Flexibilität der Bahnführung, u. a. um die Lärmbelastung beim Überfliegen bewohnter Gebiete zu reduzieren.

1.1.2 Der Pilot als Flugmanager

Der Arbeitsplatz der Piloten muß so gestaltet sein, daß sie das Flugzeug vom Start bis zur Landung je nach Erfordernissen sowohl manuell als auch automatisch über ein Flugregelungssystem oder mit Hilfe eines Flugmanagementsystems „gemanagt“ führen können. Bild 1.2 zeigt ein modernes Cockpit als Beispiel. Der Flug eines Verkehrsflugzeugs hat heute folgenden typischen Ablauf /*Pélegrin* 91 und 93/.



Bild 1.2 Cockpit des Airbus A330 (Foto Airbus Industrie, 1992)

Während des Starts, vom Lösen der Bremsen bis zum Stabilisieren der Längslage im Startsteigflug, wird das Flugzeug vom Piloten oder Copiloten manuell gesteuert. Sind Längsneigung und Fluggeschwindigkeit für den Startsteigflug (*initial climb*) wenige Sekunden nach dem Abheben erreicht, schaltet der Pilot den Autopiloten mit der Betriebsart Lagehaltung (*attitude hold*) ein. Ist das Flugzeug mit einem Vortriebsregler (*auto throttle*) zur Regelung der Fahrt mit Hilfe von Schubmodulation ausgestattet, so kann er zusätzlich die Betriebsart Fahrhaltung (*airspeed hold*) einschalten. Der Pilot kann stattdessen auch die Betriebsartenkombination Fahrt und Vertikalgeschwindigkeit (*vertical speed hold*) wählen. Er hat in beiden Fällen die Sollwerte am Bediengerät des Autopiloten manuell einzustellen. Wählt er bei fortschreitendem Flugverlauf neue Sollwerte, so werden diese nach Bestätigung der Eingabe verzögert an den Flugregler weitergegeben, um einen weichen Übergang auf den neuen Zustand zu gewährleisten. Hierzu dienen einfache Filter erster Ordnung, die die maximal auftretende Beschleunigung begrenzen.

Der Pilot wählt daraufhin die Flughöhe, die er einzuhalten wünscht und schaltet die Betriebsart *altitude acquire* ein, wobei die Differenz zwischen Ist- und Sollwert zunächst noch sehr groß sein kann. Der Regler initiiert einen Steigflug mit begrenzter Vertikalbeschleunigung und -geschwindigkeit. Damit der Übergang in den Horizontalflug nicht zu abrupt erfolgt, muß der Autopilot ca. 60 m vor Erreichen der Sollhöhe damit beginnen, das Flugzeug auf den neuen Flugzustand auszutrimmen. Auch dazu wird ein verzögerndes Filter mit Begrenzung der Vertikalbeschleunigung eingesetzt. Dieser Vorgang wiederholt sich jedesmal, wenn dem Flugzeug eine neue Flughöhe zugewiesen wird.

Für die automatische Führung in der Horizontalebene wählt der Pilot eine der Betriebsarten *heading hold* oder *VOR route*. Hierzu hat er einen Steuerkurs vorzuwählen oder die Frequenz eines VOR-Funkfeuers und den Winkel, unter dem er dieses anfliegen will, einzugeben. Nach dem Startsignal des Piloten führt der Autopilot das Flugzeug mit Hilfe eines Standardmanövers (das von der anfänglichen Kursabweichung abhängt) auf den neuen Steuerkurs oder die neue Standlinie. Auch hierbei werden Verzögerungsfilter erster Ordnung mit Begrenzung des Hängewinkels eingesetzt, damit die Übergänge ohne unnötig hohe Flugzeuglasten erfolgen und der Passagierkomfort akzeptabel bleibt.

Für den Abstieg von der Reiseflughöhe (*initial descent*) wählt der Pilot zunächst die Betriebsart *Mach hold* und später *indicated airspeed (IAS) hold*, deren Sollwert er bis zum Erreichen des Flughafennahbereichs (*terminal manoeuvring area*, TMA) mehrfach schrittweise reduziert. Entsprechendes gilt für die Flughöhe. Zwischendurch wählt er Funkstationen und Flugrichtungen (*radials*) nach den Anweisungen der Flugsicherung (*air traffic control*). Vor Erreichen der Anfluggrundlinie des Flughafens wählt er die Frequenz des Instrumenten-Landesystems (ILS) und wartet auf den Empfang des entsprechenden Radiosignals. Dann schaltet er die Betriebsart *ILS-capture* ein, und der Autopilot führt das Flugzeug mit einem Standardverfahren in die ILS-Leitebene. Kurz vor Erreichen der Gleitpfadenebene (*glide slope*) initiiert der Autopilot den End-Sinkanflug (*final descent*) und stabilisiert das Flugzeug auf den ILS-„Leitstrahl“. Ist das Flugzeug mit einem automatischen Landesystem nach Kategorie III ausgerüstet, so leitet der Autopilot kurz vor dem Aufsetzen den Abfangbogen (*flare*) ein und hält das Flugzeug während des Abbremsens auf der Landebahn-Mittellinie. Der Pilot muß dann ohne automatische Hilfen und ohne Bordanzeigen das Flugzeug von der Landebahn bis zur Parkposition steuern, eine Aufgabe, die nachts und bei reduzierter Sicht nur von der Befeuerung der Rollbahn unterstützt wird.

Aus dieser Situation wird deutlich, daß die Führung moderner Flugzeuge aus einer Aufeinanderfolge einzelner automatischer Flugphasen besteht, die vom Piloten manuell geschaltet werden. Selbst wenn die einzelnen Phasen jede für sich optimiert sind, ist der Flugablauf alles andere als ein optimaler Flug von A nach B.

Seit etwa 1980 werden Verkehrsflugzeuge mit einer übergeordneten Flugführungsebene, dem „Flight-Management-System“ (FMS) ausgestattet. Dieses System übernimmt einen großen Teil der Ablaufsteuerung, d. h. der Auswahl von Funkstationen und Reglerbetriebsarten. Es ist darüber hinaus auf Grund seiner großen Rechenleistung und Speicherkapazität in der Lage, optimale Steig- und Sinkraten, optimale Flughöhen und -geschwindigkeiten zur Minimierung des Treibstoffverbrauchs und vieles mehr zu berechnen. Navigationssysteme übernehmen nach Eingabe des Flugplans in Form von Wegpunkten und Funkstationen die horizontale Führung auf dem gesamten Flug vom Ausgangsflughafen bis in das Zielgebiet. Diese automatischen Systeme befinden sich in ständiger Weiterentwicklung und führen dazu, daß der Pilot von einem „Fahrzeugführer“ mehr und mehr zu einem „Systemmanager“ wird, dem die Flugplanung und Systemüberwachung obliegt, und der nur noch in besonderen Situationen und z. B. beim Start in die Flugzeugsteuerung direkt eingreifen muß. Trotz wachsenden Automatisierungsgrades wird aber der Pilot als Entscheidungsträger an Bord auch in weiterer Zukunft unverzichtbar bleiben.

Die größten Probleme, die heute noch ein vollautomatisches Fliegen in der bemannten Fliegerei verbieten, ergeben sich aus den bodengebundenen Flugphasen. Diese betreffen folgende Vorgänge:

1. Beim Start: Beschleunigung des Flugzeugs auf der Startbahn, Rotation zum Abheben und erster Steigflugabschnitt bis zum Einziehen des Fahrwerks. Besondere Bedingungen herrschen bei Seitenwind oder Triebwerksausfall.
2. Bei der Landung: Endanflug (erschwert bei Seitenwind oder Windscherung), Ausrollen auf der Landebahn, Verlassen bzw. Kreuzen der Landebahn und Abrollen (evtl. über mehrere Kilometer) zur Parkposition bei schlechter Sicht.

Die Verbesserung der Rollfeldführung nach der Landung ist ein wichtiges aktuelles Forschungsthema. Weitere Probleme ergeben sich aus der heutigen Funktion der Flugsicherung, und zwar in drei Bereichen:

1. Die nationale Struktur der Flugsicherung behindert besonders im engen Europa eine effektive Flugbahnplanung, das wirkt sich besonders in Zeiten der Überlastung des Luftraumes aus.
2. Anweisungen der Flugüberwachung werden heute noch per Sprechfunk zum Flugzeug übertragen und von dort beantwortet. Die Verständigung ist z. T. schlecht, eine automatische Überprüfung ist nicht möglich. Hier kann nur die seit langem geforderte Datenübertragung (*data link*) Boden-Bord-Boden Abhilfe schaffen.
3. Das Fehlen von Automatisierung in der Flugüberwachung steht im Gegensatz zu den ausgefeilten und leistungsfähigen Bordsystemen. Ansatzweise gibt es Werkzeuge, die z. B. den Fluglotsen beim Planen von Anflugreihenfolgen unterstützen oder ihn warnen, wenn sich Flugzeuge unzulässig annähern, aber eine weitergehende Automatisierung liegt in der Zukunft.

Eine Automatisierung und großräumige Koordinierung auf dem Gebiet der Flugüberwachung ist eine weitere Voraussetzung für eine vollautomatische Flugführung, die von den technischen Voraussetzungen her möglich ist.

In der militärischen Luftfahrt gibt es vollautomatisch fliegende, unbemannte Flugzeuge, wie den Global Hawk und den Predator. Sie fliegen vom Start bis zur Landung automatisch, aber ihre Regelungssysteme erreichen noch lange nicht die für den bemannten Flug geforderte Zuverlässigkeit. Deshalb und weil sie nicht in der Lage sind, anderen Flugzeugen autonom auszuweichen, ist ihr Betrieb im zivilen Luftraum nur in Ausnahmefällen erlaubt.

1.2 Physikalische Grundlagen

Die ersten Luftfahrzeuge, die Ballone und Luftschiffe, fliegen auf Grund von aerostatischem Auftrieb. Ihnen ist gemeinsam, daß sie sich nur langsam fortbewegen, daß ihre Flugbahn stark vom herrschenden Wind abhängt und daß ihre Steuerung schwierig ist.

Flugzeuge, wie sie hier behandelt werden sollen, fliegen auf Grund von aerodynamischem Auftrieb. Sie sind schwerer als Luft und besitzen zur Auftriebserzeugung Flügel mit speziell ausgebildetem Profil, die zur Steuerung von Lage und Flugbahn mit Klappen (Rudern) versehen sind. Diese Flugzeuge sind mit einem starken Antrieb ausgerüstet, dessen Schub bei Transportflugzeugen ca. 30%, bei Kampfflugzeugen durchaus über 100% ihrer Gewichtskraft beträgt. Auf Grund dessen erreichen sie hohe Geschwindigkeit (bis zum Mehrfachen der Schallgeschwindigkeit), große Höhe (bis ca. 20 km) und stellen eine erhebliche Transportleistung zur Verfügung (beim Airbus A300 beträgt die Nutzlast ca. 25% des Gesamtgewichts).

Eine weitere Klasse von Flugzeugen erzeugt Auftrieb durch einen angetriebenen Rotor: die Hubschrauber. Sie haben vieles mit den hier behandelten Starrflügelflugzeugen gemeinsam. Durch die komplizierte Rotormechanik und -dynamik und die Ausdehnung ihres Flugbereichs bis zum Schwebeflug unterscheiden sie sich aber wesentlich von diesen /*Seckel 64*/, /*Bramwell 76*/, /*Johnson 80*/, /*Stepniewski Ke 84*/. Bei Raumtransportern, wie dem Space Shuttle, ist der Flugbereich dagegen in den Hyperschall ausgeweitet. Sie sind außerhalb der Atmosphäre auf Raketenantrieb und Reaktionssteuerung angewiesen. Ihr Wiedereintritt in die Erdatmosphäre ist mit besonderen flugmechanischen und führungstechnischen Problemen verbunden /*Pélegrin 91 und 93*/, /*Wiesel 89*/, /*Oertel Kö 91*/. Auf beide Flugzeugklassen wird in diesem Buch nicht besonders eingegangen.

Die Flugzeugbewegung ist ein dynamischer Vorgang, bei dem mehrere physikalische Prozesse miteinander in Wechselwirkung stehen. An ihrer mathematischen Beschreibung sind verschiedene wissenschaftliche Disziplinen beteiligt, das sind im wesentlichen:

- Strömungsmechanik und Meteorologie (Luftbewegung),
- Aerodynamik (Auftriebserzeugung),
- Flugmechanik (Flugzeug-Starrkörperbewegung),
- Aeroelastik (elastische Freiheitsgrade des Flugzeugs),
- Strömungsmechanik und Thermodynamik (Triebwerke).

Es ist unmöglich, den Gesamtprozeß „Flugzeugbewegung“ vollständig zu beschreiben. Je nach Aufgabenstellung muß das mathematische Modell auf Grund vereinfachender Annahmen auf einen Teilprozeß beschränkt werden. In diesem Buch steht die Beschreibung der Regelstrecke für die Auslegung von Flugregelungssystemen im Vordergrund. Dazu wird nur die Starrkörperbewegung unter Windeinfluß behandelt. Auf die Modellierung der aeroelastischen Strukturbewegungen muß aus Platzgründen verzichtet werden, obwohl es durch Flugregler zu unerwünschten Kopplungen zwischen der Starrkörperbewegung und aeroelastischen Schwingungen kommen kann und obwohl es Regler zum Dämpfen und Unterdrücken der Strukturdynamik gibt (z.B. Flatterregler). Selbst dieser Ansatz erfordert weitgehende Vereinfachungen, insbesondere, was die Wirkung der Flugzeugrotation, der Windgradienten, des Flügelabwindes, des Triebwerksstrahls und anderer instationärer Einflüsse auf die aerodynamischen Kräfte betrifft. Wie sich zeigen wird, ist selbst dieser Teilprozeß noch so komplex, daß er für analytische Rechnungen weiter reduziert werden muß.

1.2.1 Schreibweisen

Alle Kräfte, Momente und Geschwindigkeiten am Flugzeug sind vektorielle Größen. Zur Beschreibung ihrer Komponenten werden verschiedene Koordinatensysteme definiert. Die Vektorkomponenten werden durch leicht merkbare Buchstabenfolgen bezeichnet, wie in Bild 1.3 dargestellt. Dazu wird ein orthogonales, rechtshändiges Koordinatensystem x, y, z gewählt, dessen z -Achse nach unten zeigt. Ein Kraftvektor hat in diesen Achsen die Komponenten X, Y, Z , die Geschwindigkeitsvektoren V haben die Komponenten u, v, w . Dabei unterscheidet man zwischen der Absolutgeschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber der Erde (V_K) und seiner Relativgeschwindigkeit gegenüber Luft (V_A).

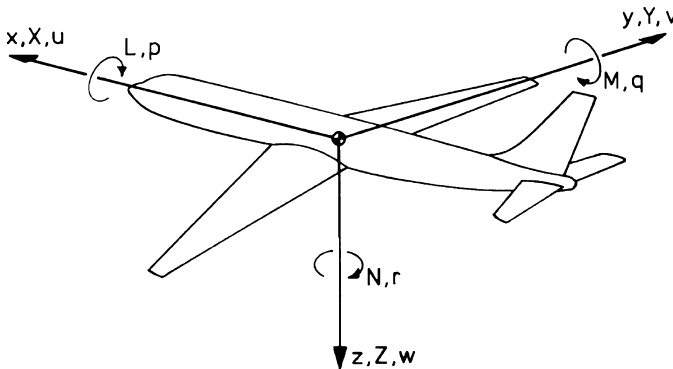


Bild 1.3 Bezeichnungen am Flugzeug

Die Komponenten eines Momentenvektors sind jeweils positiv in Richtung der Koordinatenachsen („Korkenzieherregel“), sie werden mit L, M und N bezeichnet. Die Komponenten der Rotationsgeschwindigkeit des Flugzeugs erhalten die Bezeichnung p, q, r und zwar positiv bei rechter Drehung um die Achsen x, y, z . Die aerodynamischen Ruder an Flügel und Leitwerk werden in Anlehnung an die Achse des erzeugten Moments mit ξ, η und ζ bezeichnet, vgl. Bild 1.8. Diese und weitere Größen, die zur Beschreibung der Flugzeugbewegung benötigt werden, müssen sauber definiert werden, wie es in den Normen DIN 9300 und ISO 1151 Part 1 bis 9 geschehen ist. Sie werden in Kap.2 ausführlich erläutert.

1.2.2 Auftrieb und Widerstand

Wie aerodynamische Kräfte und Momente entstehen, wird in Kap.3 beschrieben. Die wichtigsten Zusammenhänge sollen hier kurz eingeführt werden. Lässt man Kompressibilitätseinflüsse und instationäre Effekte zunächst beiseite, so ist die Auftriebserzeugung von zwei Faktoren bestimmt /Thomas 84/:

- von der Form des umströmten Körpers und
- von Betrag und Richtung der Relativgeschwindigkeit zwischen Körper und umgebender Luft.

Wird ein positiv gewölbter Flügel mit der Geschwindigkeit V_A angeströmt, so entsteht auf seiner Oberseite ein Unterdruck und auf seiner Unterseite ein Überdruck. Aus deren Integration über den Flügel ergibt sich eine nach oben gerichtete Luftkraft, der Auftrieb A . Der gleiche Effekt stellt sich natürlich ein, wenn der Flügel durch ein ruhendes Luftfeld bewegt wird. Maßgebend ist offenbar nur die Relativgeschwindigkeit, die sich als Differenz von Flugzeuggeschwindigkeit und Luftgeschwindigkeit ergibt. Der erzeugte Auftrieb ist dem Quadrat von V_A proportional und steigt mit wachsender Luftdichte ρ , er ist genau proportional dem Staudruck $\bar{q} = \rho/2 V_A^2$ und steht nach Definition senkrecht auf der Anströmrichtung, vgl. Bild 1.4a. Bezieht man A zusätzlich auf die Flügelfläche S , so kann man mit dem dimensionslosen Beiwert C_A schreiben

$$A = \frac{\rho}{2} V_A^2 S C_A. \quad (1.2.1)$$

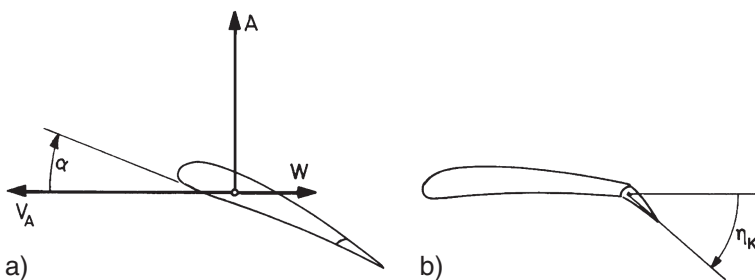


Bild 1.4 Auftriebs-Einflußgrößen, a) Anstellwinkel b) Klappen ausschlag

Im stationären Geradeausflug muß der Auftrieb A gleich dem Gewicht $G = mg$ sein. Damit gilt für den Auftriebsbeiwert C_A die Bedingung

$$C_A = \frac{mg}{(\rho/2) V_A^2 S}. \quad (1.2.2)$$

Durch Steuerung von C_A läßt sich für unterschiedliche Werte der Fluggeschwindigkeit V_A das Gleichgewicht $A = G$ erreichen. Der Auftriebsbeiwert erhöht sich, wenn man den Flügel gegenüber der Anströmrichtung „anstellt“ wie in Bild 1.4a; C_A ist (bis ca. 15°) linear vom Anstellwinkel α abhängig. Außerdem kann der Auftriebsbeiwert vergrößert werden durch Ausschlagen oder Ausfahren einer Klappe η_K an der Flügelhinterkante, vgl. Bild 1.4b. Auch dieser Zusammenhang ist näherungsweise linear, so daß man schreiben kann

$$C_A = C_{A(\alpha=0)} + C_{A\alpha}\alpha + C_{A\eta_K}\eta_K. \quad (1.2.3)$$

Bei positiv gewölbtem Flügel ist auch $C_{A(\alpha=0)}$ positiv, Bild 1.5a zeigt hierfür eine typische Auftriebskennlinie.

Die Anwendung des „Satzes von der Erhaltung des Ärgers“ auf die Aerodynamik sagt uns, daß gleichzeitig mit dem Auftrieb stets Widerstand erzeugt wird. Dieser

1.4.3 Auslegungskriterien

Die Auslegung von Flugreglern hat sich weitgehend nach den Wünschen des Piloten als dem übergeordneten Regler auszurichten (vgl. Kap.11). Auf Grund von Erfahrung, Simulationsstudien und Flugversuchen wurden hierzu Flugeigenschaftskriterien erstellt, unter denen im militärischen Bereich vorwiegend die amerikanischen „*Military Specifications*“ Anwendung finden. Die Flugeigenschaftsforderungen sind im „*Military Standard – Flying qualities of piloted aircraft – MIL-STD-1797A*“ festgelegt, das auf dem früheren Dokument MIL F 8785C aufbaut. Forderungen für die Reglerfunktionen, Regelgenauigkeit und Stabilitätsreserve enthält die Spezifikation „*Flight control system design – MIL F 9490*“. Beide werden auch im zivilen Bereich als Referenz herangezogen. Grundlagen für die Zulassung von Reglern für Zivilflugzeuge sind die „*Federal Aviation Regulations, FAR*“ der amerikanischen Federal Aviation Administration (FAA), und zwar Part 23 und 25 und die europäischen Zulassungsvorschriften (*Certification Specifications*) CS-23, CS-25 und CS-AWO, die von der European Aviation Safety Agency (EASA) herausgegeben werden und mit den amerikanischen Vorschriften weitgehend harmonisiert sind. Sie werden ständig der technischen Entwicklung angepaßt.

Neben den Pilotenwünschen sind die Gegebenheiten der Flugphysik wesentliche Grundlage für die Auslegung von Flugreglern. Flugreglerstrukturen lassen sich deshalb weitgehend aus flugmechanischen Zusammenhängen erklären, wie es auch in diesem Buch geschieht. Auch die Anpassung von Reglerparametern an den Flugzustand und die neuesten Ansätze für nichtlineare Reglerfunktionen basieren auf Gesetzmäßigkeiten der Flugmechanik, der Physik der Atmosphäre und der Navigationssysteme.

Der dritte Komplex der Auslegungskriterien umfaßt Forderungen bezüglich der Genauigkeit der Lagehaltung und der Flugbahnführung. Er betrifft sowohl Toleranzgrenzen der Regelgenauigkeit unter verschiedenen Turbulenzbedingungen oder beim Wechsel der Flugbahn, als auch die Einhaltung einer vorgegebenen Flugbahn nach Ort und Zeit. Dabei sind die Genauigkeitsforderungen auf die Flugsituation abgestimmt. Sie sind relativ gering im Streckenflug und verschärfen sich mit Annäherung an den Boden bei Anflug und Landung.

Es ist sehr schwierig, die vielen, häufig sich widersprechenden Einzelforderungen in einem mathematisch formulierten Gütekriterium auszudrücken. Der Flugreglerentwurf kann sich deshalb auch nicht als globale Optimierung des Gesamtsystems vollziehen, sondern besteht vielmehr in einer schrittweisen (häufig iterativen) Auslegung der einzelnen Reglerfunktionen. Wegen der begrenzten Gültigkeit des mathematischen Modells ist ein rechnerischer Entwurf stets in Simulation und Flugversuch zu überprüfen und weiterzuentwickeln.

1.5 Aufbau von Flugregelungssystemen

Ein heutiges Flugregelungssystem faßt eine große Zahl von Reglerfunktionen zusammen, die aufeinander abgestimmt sind und vom Piloten in wechselnder Kombination eingesetzt werden können. Es ist eng mit dem Anzeigesystem verknüpft,

benutzt die gleiche Meßinformation und ist mit dessen Hilfe vom Piloten zu überwachen. Selbst die Betriebsarten- und Sollwertvorgabe ist häufig in die Anzeigen integriert. In modernen Verkehrsflugzeugen ist folgende typische Arbeitsteilung zwischen Pilot und Flugregler wählbar (vgl. Bild 1.34):

1. manueller Flug mit teilweiser Reglerunterstützung (*flight control*),
2. automatischer Flug: Bahn-Sollwertvorgabe mit automatischer Regelung aller untergeordneter Funktionen (*flight guidance*),
3. „gemanagter“ Flug: automatische Bahnführung einschließlich aller untergeordneten Regelungsaufgaben ohne Beteiligung des Piloten (*flight management*).

Dabei läßt sich der Pilot -wenn möglich- durch den Flight-Director unterstützen, der ihm die Kommandosignale des Autopiloten anzeigt, denen er im manuellen Flug selbst folgen kann oder die er im automatischen Flug zur Überwachung des Regelungssystems nutzt.

Die zugehörigen Systeme werden ausführlich in den Kapiteln 14 bis 18 behandelt. Um die Grundprinzipien dieser Flugreglertypen und ihr Zusammenwirken kennenzulernen, wird im folgenden je ein einfaches Beispiel auf der Grundlage der Gleichungen von Kap.1.3 eingeführt. Zur gerätetechnischen Ausführung von Flugregelungssystemen vgl. /Collinson 03/, /Moir Se 06/ und /Jukes 04/.

1.5.1 Dämpfer (*stability augmentation system*)

Die erste Aufgabe von Flugreglern besteht darin, mangelnde Dämpfung der Eigenbewegungen zu verbessern und den Einfluß von Böen abzumindern. Als Beispiel für die Behandlung solcher Regler in Kap.14 sei ein sogenannter Nickdämpfer vorgestellt. In Kap.1.3.3 ergab sich der Dämpfungsexponent der Anstellwinkelschwingung zu $\sigma = 1/2(M_q + Z_\alpha)$. Das legt den Gedanken nahe, durch regelungstechnische Maßnahmen

- a) ein von q_K abhängiges Moment – künstliches M_q – oder
- b) einen von α abhängigen Zusatzauftrieb – künstliches Z_α

zu erzeugen. Eine Betrachtung des SFD's von Bild 1.21 ergibt, daß die erste Möglichkeit einfach realisierbar ist, sie ist in Bild 1.24 dargestellt. Abgesehen von einer evtl. Stellmotorverzögerung stellt die Messung der Nickgeschwindigkeit q_K mit Rückführung auf das Höhenruder η eine äußere Parallelverbindung zur „inneren Rückführung“ M_q dar.

Eine Überprüfung mit Hilfe der ÜF $\hat{g}_{q\eta}$ nach Gl.1.3.24 und 1.3.25 bestätigt die Überlegung, daß diese Rückführung dämpfungserhöhend wirkt. Die charakteristische Gleichung des Regelkreises (für negative Rückführung)

$$\hat{g}_{\text{Strecke}} \cdot \hat{g}_{\text{Regler}} + 1 = 0 \quad (1.5.1)$$

liefert

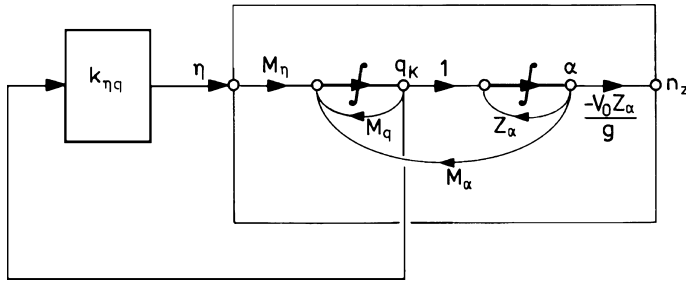


Bild 1.24 Rückführung $q_K \rightarrow \eta$ (Nickdämpfer) $k_{\eta q}$ = Regler plus Stellantrieb

$$\frac{M_\eta(s - Z_\alpha)}{s^2 - s(M_q + Z_\alpha) + M_q Z_\alpha + M_\alpha} k_{\eta q} + 1 = 0 \quad (1.5.2)$$

$$s^2 + s(-M_q + k_{\eta q} M_\eta - Z_\alpha) + (M_q - k_{\eta q} M_\eta) Z_\alpha + M_\alpha = 0 \quad (1.5.3)$$

und bestätigt, daß die ursprüngliche Größe M_q durch

$$M'_q = M_q - k_{\eta q} M_\eta \quad (1.5.4)$$

ersetzt wurde. Aus den Vorzeichen von M_q und M_η folgt leicht das Vorzeichen der Rückführung: positives q_K muß einen positiven Ausschlag η , nämlich ein rückführendes Moment erzeugen. Der Wert von M_q gibt einen ersten Anhaltswert für die Rückführverstärkung $k_{\eta q}$. Beides ist bei der Vielfalt der Kombinationsmöglichkeiten von Meß- und Stellgrößen eine willkommene Hilfe.

Nach diesem ersten, aber wichtigen Ansatz ist die Dämpfungsrückführung weiter zu verfeinern. Zunächst sind die Modelle für Sensor und Stellsystem einzubeziehen, wie in Bild 1.25 angedeutet. Dann ist mit Hilfe ausführlicherer Gleichungen der Einfluß von Böenstörungen zu modellieren und ein Böenmodell zu definieren. Es wird sich dabei zeigen, daß dieser Regler auch hervorragend zur Störreduzierung geeignet ist. Auf Grund der Güteforderungen für die verschiedenen Ausgangsgrößen q_K ,

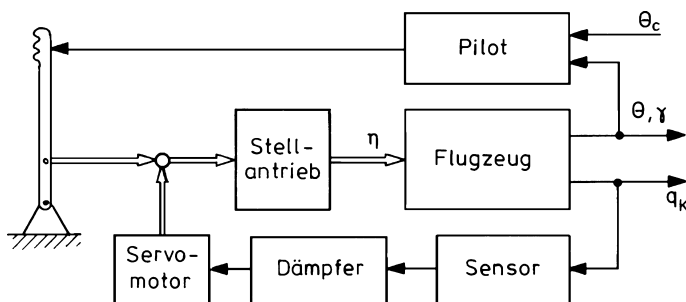


Bild 1.25 Zusammenwirken von Pilot und Dämpfer – Regelkreis

α und n_z ist dann ein Filter zu entwerfen, mit dem diese zufriedenstellend erfüllt werden. Hierfür sind Filter erster (z. B. PDT_1) oder zweiter Ordnung i. allg. ausreichend, diese werden meist mit Frequenzbereichs-Verfahren (z. B. an Hand von Bodediagrammen) ausgelegt. Schließlich ist die Beeinflussung elastischer Freiheitsgrade durch den Dämpfer zu untersuchen.

Der resultierende Regler (Dämpfer) hat nur untergeordnete Aufgaben. Lagestabilisierung und Bahnführung bleiben entsprechend Bild 1.25 weiterhin Aufgabe des Piloten. Dazu muß eine direkte Verbindung zwischen Steuerknüppel und Höhenruder bzw. Ruderstellantrieb bestehen bleiben. Außerdem soll der Dämpfer den Piloten bei der Steuerung so wenig wie möglich behindern. Das läßt sich nicht ganz vermeiden, da der Dämpfer jeder Nickgeschwindigkeit entgegenarbeitet, also auch der, die der Pilot zur Bahnsteuerung mit dem Höhenruder erzeugt.

Letzteres begrenzt die im Dämpfer realisierbare Reglerverstärkung auf relativ kleine Werte, die gerade für die Aufgabe der Dämpfungserhöhung ausreichen. Um ein Parallelarbeiten von Dämpfer und Pilot zu erreichen, wird der mechanische Ausgang des Regler-Servomotors so in das Steuergestänge eingeleitet, daß Dämpfer- und Pilotenkommandos sich überlagern, aber eine Rückwirkung des Dämpferausgangs auf den Steuerknüppel vermieden wird. Das hat den Vorteil, daß der Pilot den Dämpfer völlig ignorieren kann und seine Wirkung nur aus der modifizierten Flugzeugdynamik wahrnimmt. Das Zusammenwirken von Pilot und Dämpfer ist ebenfalls in Bild 1.25 veranschaulicht. Daran wird deutlich, daß der Dämpfer vom Piloten als übergeordnetem Regler her gesehen im Rückführzweig sitzt und er keine Führungsgröße hat (Sollwert $q_{Kc} = 0$). Beides unterstreicht die vom regelungstechnischen Standpunkt her vorhandene Sonderstellung des Dämpfers.

Das Grundprinzip der Modifizierung der Flugeigenschaften durch Regelung wurde im militärischen Bereich unter Heranziehung neuer Stellgrößen ausgebaut bis zur völligen Abhängigkeit des Flugzeugsverhaltens von automatischen Systemen (*control configured vehicle*, CCV). Die Einführung elektrischer Übertragung der Steuerungssignale des Piloten (*fly-by-wire*) hat die Möglichkeiten dazu enorm ausgeweitet. Im zivilen Bereich wird ebenfalls versucht, den Kompromiß zwischen Flugeigenschaften und Flugleistungen durch Einsatz von Regelung zu verbessern. Ein Beispiel ist die Verringerung der „statischen Stabilität“ des Basisflugzeugs (zur Widerstandsreduzierung) bei gleichzeitiger künstlicher Stabilisierung. Solche unter dem Namen „Aktive Regelung“ bekannten Flugregler werden in Kap. 15 näher behandelt.

1.5.2 Lageregler

Die Basisbetriebsart des Autopiloten stellt die Lagestabilisierung dar (vgl. Kap. 14), die die Rückführung des Lagewinkels (hier Θ) auf eine geeignete Stellgröße erfordert. Das SFD von Bild 1.21 sagt aus, daß das Höhenruder hierfür bestens geeignet ist, die alleinige Rückführung $\Theta \rightarrow \eta$ aber zu Stabilitätsproblemen führt. Letztere Aussage läßt sich gleichermaßen von der Zustandstheorie ableiten, die nahelegt, alle (hier drei) Zustandsgrößen zurückzuführen, als auch von der „klassischen“ Theorie,

die feststellt, daß eine PIT_2 -Regelstrecke (vgl. Gl.1.3.24) bei Ausgangsrückführung instabil werden kann (Nyquist-Stabilitätskriterium).

Beide Ansätze legen die zusätzliche Rückführung der zeitlichen Ableitung der Regelgröße ($q_K = \dot{\Theta}$) nahe (PD-Regler), und so ist auch der Nicklage-Regler stets auf dem Nickdämpfer aufgebaut. Mit Θ sind die beiden Zustandsgrößen α_K und γ (in fester Zuordnung) erfaßt, so daß sich eine dritte Rückführung erübrigt. Dieser Grundüberlegung schließt sich in gleicher Weise wie beim Dämpfer ein ausführlicher Reglerentwurf an.

Bild 1.26 veranschaulicht die Zuordnung zwischen Pilot, Lageregler und Dämpfer. Da es nur einen Luftfahrzeugführer an Bord geben kann, muß der Pilot jetzt die Führung an den Autopiloten abgeben, er wird diesen aber wie einen Flugschüler überwachen. Wie beim Schulflugzeug bewegt der Autopilot den Steuerknüppel des „Fluglehrers“ mit, so daß dieser die Aktivität des Autopiloten direkt verfolgen und nötigenfalls unmittelbar eingreifen kann. Damit der Pilot ihn überdrücken kann, greift der Autopilot über eine Rutschkupplung ein. Die Funktion des Dämpfers ist unverändert geblieben.

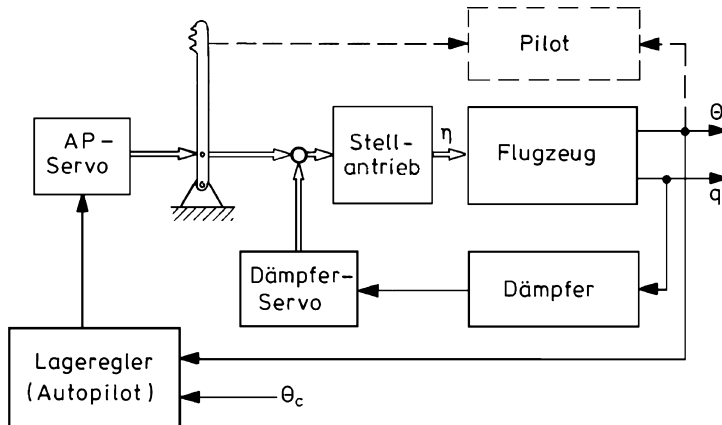


Bild 1.26 Lageregler

Der Lageregler ist noch ein recht primitiver Regler. Er hat einen festen Sollwert Θ_c , den der Pilot von Zeit zu Zeit nach den Anforderungen der Flugbahn stellt. Diese Art der Bahnführung ist indirekt und damit umständlich und sie entlastet den Piloten jeweils nur für kurze Zeit. Mit Gl.1.2.8 und 1.3.1 gilt ohne Wind bei etwa stationärer Fluggeschwindigkeit und kleinem Bahnwinkel

$$\dot{H} = V_0 \gamma = V_0 (\Theta - \alpha). \quad (1.5.5)$$

Diese Gleichung sagt aus, daß selbst bei exakter Lagehaltung die Flugbahn nicht konstant bleibt, sondern daß Störungen des Anstellwinkels durch Böen auf den Bahnwinkel durchschlagen und dadurch die Höhe auswandert. Eine weitere

Entlastung des Piloten ist also nur durch eine Regelung des Bahnwinkels γ oder der Höhe H zu erreichen. Dieses stellt die nächst höhere Stufe der Autopilotenfunktion dar, vgl. Kap.16.

1.5.3 Höhenregler

Bild 1.27 gibt das SFD von Bild 1.21 unter Hinzufügen von Gl.1.5.5 wieder. Daraus läßt sich sowohl nach der Zustandstheorie als auch nach dem klassischen Ansatz der Kaskadenregelung übereinstimmend folgern, daß eine Höhenregelung direkt als äußere Regelschleife auf einer Lageregelung aufgebaut werden kann, sofern diese genügend Stabilitätsreserve liefert. Aus dieser Tatsache folgt die übliche geräte-technische Lösung, daß ein Höhenregler einfach auf den unveränderten Lageregler „aufgeschaltet“ wird. Bild 1.28 zeigt, daß der Höhenregler dabei den vorher festen Sollwert Θ_c des Lagereglers durch eine variable Führungsgröße ersetzt.

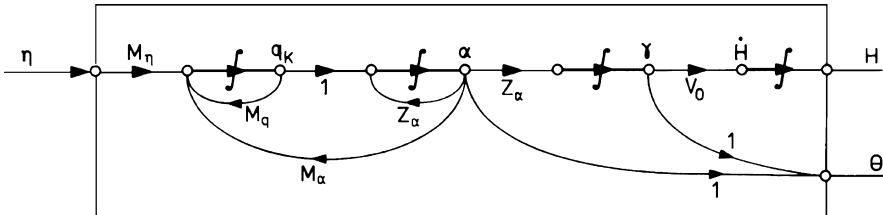


Bild 1.27 Vereinfachtes SFD zwischen Höhenruder und Höhe ($V_A = \text{const.}$)

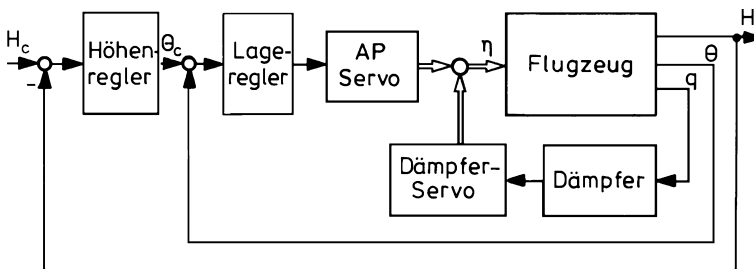


Bild 1.28 Höhenregler als Kaskadenregelung

Das Zusammenwirken mit dem Piloten behält die Struktur von Bild 1.26. Der Pilot beteiligt sich nicht direkt am Regelvorgang, sondern gibt nur einen festen Höhensollwert vor. In stationären Flugphasen ist er damit völlig von der Höhenhaltung entlastet. Da der Höhenregler aber nur für das Ausregeln kleiner Abweichungen von einer festen Bezugshöhe ausgelegt ist, muß ihn der Pilot bei jeder größeren Änderung der Flughöhe abschalten, das Übergangsmanöver selbst durchführen und den

Regler nach Stabilisieren der neuen Flughöhe mit neuem Sollwert wieder einschalten. Will man diese mühsame Vorgehensweise ebenfalls automatisieren, so muß der Höhenregler durch zusätzliche Funktionen erweitert werden.

1.5.4 Automatische Führung auf gekrümmter Flugbahn

Die Autopilotenfunktion *altitude acquire* ist ein gutes Beispiel für viele neue Ansätze zur variablen Flugbahnführung, wie sie in Kap.17 näher behandelt werden. Wird bei der Wahl einer neuen Sollhöhe eine große Höhendifferenz erzeugt, so würde ein Regler nach Bild 1.28 einen entsprechend großen Lagesollwert Θ_c generieren und das Flugzeug entweder überziehen oder in den Sturzflug überführen. Um das zu verhindern, muß das Höhensignal begrenzt werden, beispielsweise auf einen Wert, der einer Lageänderung von $\Theta_c = \pm 10^\circ$ entspricht. Das hat zur Folge, daß sich das Flugzeug mit konstanter Vertikalgeschwindigkeit der neuen Höhe nähert. Etwa 60 m vor Erreichen des neuen Sollwertes schaltet der Regler um und führt das Flugzeug auf einer Übergangsbahn in den Horizontalflug über. Bei Erreichen der Sollhöhe schaltet der Regler wieder zurück auf normale Höhenhaltung nach Bild 1.28.

In einem Digitalrechner läßt sich dieses Problem elegant lösen. Der gewünschte Bahnverlauf $H_c(x)$ bei größerer Höhenänderung ist in Bild 1.29a dargestellt. Auf eine Übergangsphase mit begrenztem Lastvielfachem $n_z \sim \dot{\gamma} \sim \ddot{H}$ folgt ein Steigflug mit begrenzter (konstanter) Steiggeschwindigkeit \dot{H} . Diese Sollbahn wird im Regler generiert, der auch die Abweichungen davon ausregelt. Das Einfliegen auf die neue Höhe H_2 geschieht wieder mit konstanter Verzögerung \ddot{H} . Letzteres ist ein Randwertproblem, wie aus dem Zustandsdiagramm von Bild 1.29b hervorgeht. Während des Steigfluges muß ständig (durch schnelle Vorausrechnung) geprüft werden, wann der Zeitpunkt für das Umschalten auf die „Bremsparabel“ gekommen ist, mit der die neue Höhe H_2 erreicht wird.

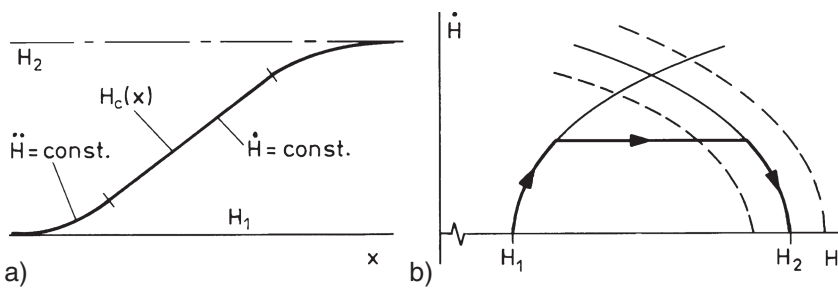


Bild 1.29 Höhen-Übergangsbahn, a) Bahnverlauf, b) Zustandsdiagramm

Der Sollbahnverlauf wird in einem mathematischen Modell realisiert, das als „Führungsgrößengenerator“ bezeichnet wird. Das führt auf einen Systemaufbau nach Bild 1.30. Der Pilot hat jetzt nur noch den neuen Höhensollwert H_2 und den Zeitpunkt t_0 zum Beginn des Manövers einzugeben.

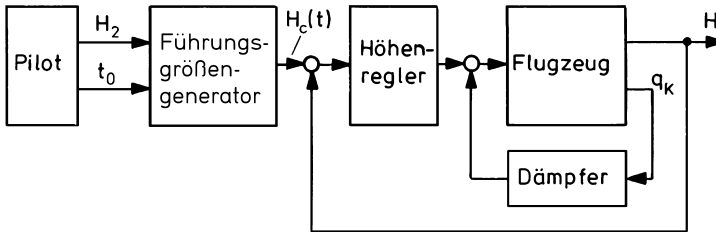


Bild 1.30 Höhenregler mit Führungsgrößengenerator

Wird eine solche Bahnänderung allein mit dem Höhenruder durchgeführt, so würde nach Gl.1.2.10 die Fluggeschwindigkeit in unzulässiger Weise absinken. Voraussetzung dafür ist also eine koordinierte Fahrtregelung unter Einsatz des Triebwerksschubes. Wegen des begrenzten Arbeitsbereichs des Höhenruders ist zusätzlich ein Trimm-Regler nötig, der mit Hilfe des Höhenleitwerks-Einstellwinkels i_H den Momentenhaushalt reguliert.

Das Gesamtsystem für diese noch relativ einfache Aufgabe ist jetzt schon ein Regler mit drei Stellgrößen (η , δ_F , i_H) und wenigstens sieben Meßgrößen (q_K , Θ , \dot{H} , H , \ddot{H} , V_A , \ddot{x}), der eine Vielzahl von Filtern und linearen wie nichtlinearen Regelalgorithmen enthält.

1.5.5 Vorgaberegung (Fly-by-Wire)

Abschließend soll eine weitere Sonderform der Flugregler eingeführt werden, die nach erfolgreichem Einsatz im militärischen Bereich in zunehmendem Maße auch in zivilen Transportflugzeugen eingesetzt wird. Sie wird in Kap.18 näher ausgeführt.

Der krasse Gegensatz bezüglich der Pilotenaktivität zwischen dem Dämpferbetrieb (manuelle Steuerung mit minimaler Reglerunterstützung) und dem Autopilotenbetrieb (Vorgabe fester Sollwerte) hat frühzeitig zu Überlegungen geführt, die Vorteile beider Konzepte miteinander zu verbinden. Die Idee besteht darin, dem Piloten eine Bahnführung über seine primären Bedienelemente (*control stick*, *control wheel*) zu ermöglichen bei gleichzeitiger Erledigung aller untergeordneten Regelungsaufgaben durch einen Flugregler. Dazu mußte ein bis dahin unumstößliches Grundprinzip aufgegeben werden: die direkte mechanische Verbindung zwischen Steuerhorn und Rudern bzw. Ruderstellantrieben. Denn nur dann läßt sich ein Führungssignal vom primären Bedienelement ableiten und als elektrisches Signal durch den Regler zu einem eindeutigen Stellsignal verarbeiten. Diese revolutionisierende Maßnahme bedeutet also, daß der Regler (im Gegensatz zu Bild 1.25 und 1.26) zwischen Pilot und Flugzeug tritt und der Pilot das Flugzeug über eine rein elektrische Verbindung steuert. Diese Systemlösung wird als „Fly-by-Wire“ bezeichnet und wurde nach vielen kompromißreichen Zwischenlösungen im Airbus A320 zum ersten Mal in einem zivilen Transportflugzeug realisiert. Eine dieser Zwischenlösungen ist das „Control Wheel Steering“, CWS, das zuerst in der

Boeing 737 (Erstflug 1964) und dann auch in verschiedenen anderen Flugzeugtypen eingesetzt wurde.

Das Grundprinzip soll an einem einfachen Beispiel erläutert werden. Ein Nachteil des Dämpfers ist, daß er die Manövrierfähigkeit behindert, da er bestrebt ist, den Sollwert $q_{Kc} = 0$ einzuhalten. Wird unter der Voraussetzung einer elektrischen Steuerkette der Sollwert q_{Kc} vom Steuerknüppelkommando abgeleitet, so entfallen diese Nachteile. Bild 1.31 macht deutlich, daß der Regler nunmehr (vom Piloten her gesehen) im Vorwärtszweig angeordnet ist. Damit folgt er den Führungskommandos des Piloten, und zwar um so besser, je größer seine Reglerverstärkung ist. Letzteres kommt einer wirksameren Böenlastminderung zugute. Ein weiterer Vorteil liegt darin, daß der Regler-Servo entfällt, seine Funktion übernimmt nach Bild 1.31 der Ruder-Stellantrieb.

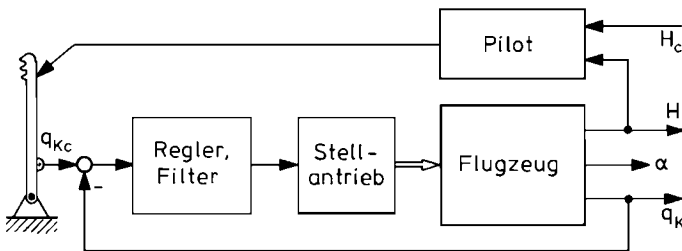


Bild 1.31 Nickgeschwindigkeits-Vorgaberegler (Fly-by-Wire)

Die jetzt mögliche Filterung bzw. Modifizierung des Piloten-Stellsignals liefert einen zusätzlichen Freiheitsgrad für die Optimierung des Reglers, dieser kann im gesamten Betriebsbereich des Flugzeugs annähernd ein gewünschtes Modellverhalten erzeugen und somit das Flugzeugverhalten gemäß den Wünschen des Piloten harmonisieren. Das Kommando des Piloten läßt sich auf diese Weise auch begrenzen, um zu verhindern, daß dieser unbeabsichtigt den erlaubten Flugbereich verläßt. Der Pilot steuert das Flugzeug bei einer Vorgaberegulation nicht mehr direkt über das Höhenruder, sondern mit Hilfe der Nickgeschwindigkeit, sozusagen „durch den Regler hindurch“.

1.5.6 Gesamt-Regelungssystem

Auch das Gesamt-Regelungssystem als Zusammenfassung aller bisher besprochenen Einzelfunktionen hat einen hierarchischen Aufbau, der einer Kaskadenregelung entspricht. Bild 1.32 gibt zunächst einen Überblick über die verschiedenen Aufgaben-Ebenen und das zugehörige Zusammenwirken von Pilot und Regler. Die einzelnen Ebenen sind wie folgt charakterisiert:

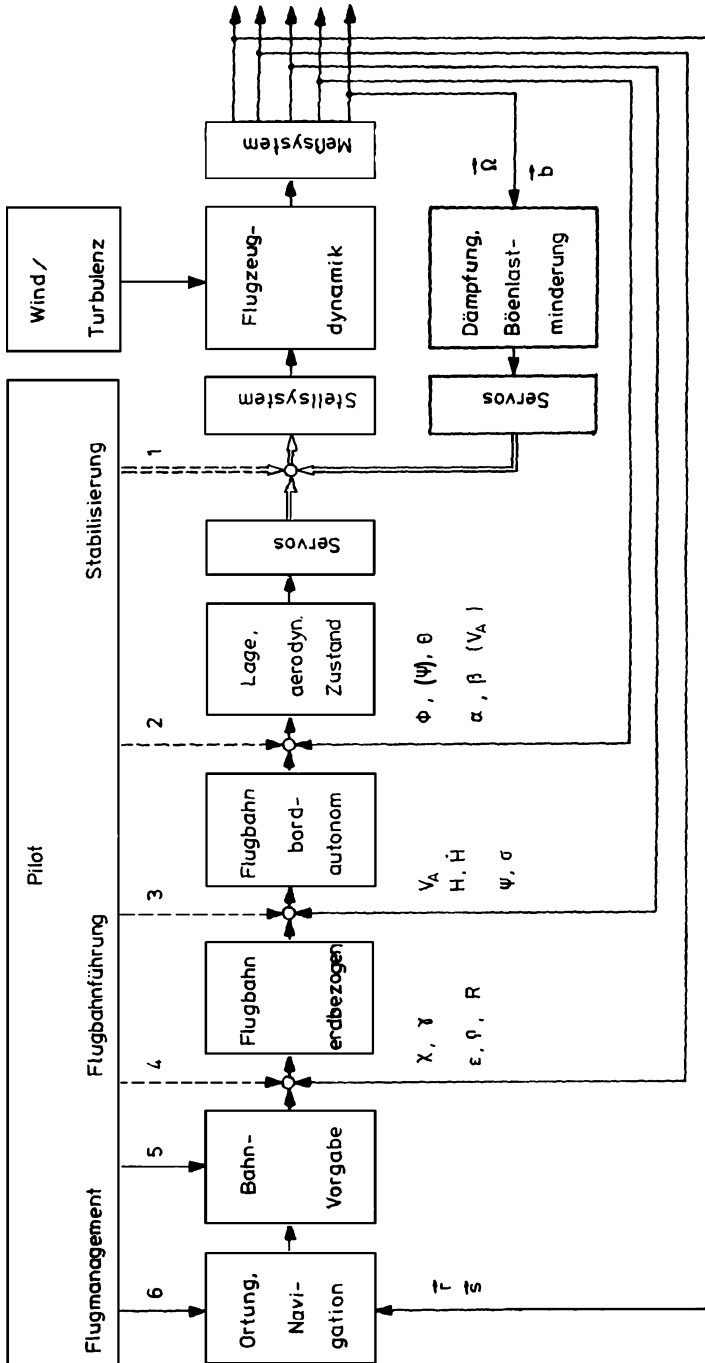


Bild 1.32 Hierarchie der Flugführungsaufgabe

Sollwerte: 1 Drehraten, Beschleunigung

2 Flugzeuglage, aerodynamischer Zustand

3 Flugbahnparameter

4 fliegbare Bahn

5 Wegpunkte, Radials, Flughöhe

6 Flugplan, Verkehrssituation

Flugregelung

Brockhaus, R.; Alles, W.; Luckner, R.

2011, XXIII, 931 S. 544 Abb., Hardcover

ISBN: 978-3-642-01442-0