

DIPL.-ING. GERHART HOFFMANN

AUFBAU DES RUMPFES

AUFBAU DES LEITWERKS

AUFBAU DER STEUERUNG



Lehrschriften für die Berufsausbildung und Qualifizierung
Best.-Nr. 7245

FORSCHUNGSZENTRUM DER LUFTFAHRTINDUSTRIE

Lehrschriften für die Berufsausbildung und Qualifizierung



Dipl.-Ing. Gerhart Hoffmann

**AUFBAU DES RUMPFES
AUFBAU DES LEITWERKS
AUFBAU DER STEUERUNG**

Aufbau des Flugzeugs, Band 2

Als Manuskript gedruckt

Mit der Herausgabe beauftragt:

ZENTRALSTELLE FÜR LITERATUR UND LEHRMITTEL
Dresden 1961

Gutachter: Obering. Franz Strobel
Bearbeiter: Dipl.-Gwl. Hellmut Günther

Bestell-Nr. 7245

Als Manuskript gedruckt
1961

Nachdruck, Reproduktion und Nachbildung – auch auszugsweise –
nur mit Genehmigung des Verfassers und
der Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel
im Forschungszentrum der Luftfahrtindustrie
Dresden N 2 – Postschließfach 40

III-9-266 IG 16 1260 1420 1,5

Inhaltsverzeichnis

	Seite
1. Aufbau des Rumpfes	1
1.1. Rumpfformen	1
1.2. Aerodynamische Güte des Rumpfes	3
1.3. Beanspruchungen des Rumpfes	4
1.4. Konstruktive Gestaltung	6
1.4.1. Bauweisen	6
1.4.1.1. Fachwerkbauweise	6
1.4.1.2. Spantenbauweise	7
1.4.1.3. Schalenbauweise	8
1.4.2. Konstruktionselemente	10
1.4.2.1. Spante	12
1.4.2.2. Gurte und Stringer	13
1.4.3. Besondere Konstruktionsmerkmale	14
1.4.3.1. Sektionsbauweise	14
1.4.3.2. Trennstellen	14
1.4.3.3. Anschlußstellen	17
1.4.4. Gestaltung der Druckkabine	21
1.4.5. Gestaltung des Flugbootrumpfes	22
2. Aufbau des Leitwerks	25
2.1. Aufgaben des Leitwerks	25
2.2. Leitwerkformen und -anordnungen	30
2.3. Beanspruchungen des Leitwerks	34
2.4. Konstruktive Gestaltung	34
2.4.1. Höhen- und Seitenflossen	35
2.4.1.1. Bauweisen	35
2.4.1.2. Anschluß am Rumpf	36
2.4.1.3. Verstellung der Flossen	37
2.4.2.2. Anordnung und Wirkungsweise der Hilfsruder	41
2.4.2.3. Bauweisen	42
2.4.2.4. Lagerung der Ruder	44
2.4.2.5. Massenausgleich der Ruder	44
2.5. Landehilfen	46
2.5.1. Arten und Wirkungsweisen der Landehilfen	46
2.5.2. Konstruktive Gestaltung	48
2.6. Aerodynamische Bremsen	49
2.6.1. Wirkungsweise und Anwendungen	49
2.6.2. Konstruktive Gestaltung	49

3. Aufbau der Steuerung	50
3.1. Aufgaben und Beanspruchungen der Steuerung	50
3.2. Wirkungsweise und Aufbau der verschiedenen Steuerungssysteme	51
3.2.1. Steuerungs-Bedienelemente im Führerraum	51
3.2.2. Mechanische Steuerung	53
3.2.2.1. Seilsteuerung	53
3.2.2.2. Gestänge-Steuerung	54
3.2.3. Booster-Steuerung	56
3.2.4. Maschinen-Steuerung	56
3.2.5. Automatische Steuerung	58
Literaturverzeichnis	61
Bildnachweis	61
Sachwörterverzeichnis	62
Aufbau des Flugzeugs, Inhaltsübersicht	64
Veröffentlichungen der Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel	65

1. Aufbau des Rumpfes =====

Während die Tragflügel durch ihre auftrieberzeugenden Kräfte und Momente das Fliegen ermöglichen, steuert der Rumpf keinen Auftrieb bei und bietet - vom Gesichtspunkt der Aerodynamik aus gesehen - nur Widerstand. Trotzdem ist er als Teil des Flugzeugs unerlässlich, da er zur Aufnahme der Fluggäste, der Besatzung, der Fracht, des Gepäcks und des Kraftstoffs dient. Außerdem sind an ihm das Leitwerk, das Fahrwerk und teilweise auch die Triebwerke befestigt. Zwar haben verschiedene Projekte von Nurflügelflugzeugen bestanden, jedoch sind diese Ideen nicht weiter verfolgt worden, da die gesteigerten Fluggeschwindigkeiten immer geringere Profildicken erfordern und somit eine Aufnahme von Nutzlasten in den Tragflügeln nicht mehr möglich ist.

1.1. Rumpfformen

Ergeben die Art und Form der Tragflügel den aerodynamischen Charakter eines Flugzeugs, so bestimmt die Form des Rumpfes seinen Verwendungszweck. Der Rumpf eines Sportflugzeugs unterscheidet sich wesentlich von dem eines Verkehrsflugzeugs, der eines Frachtflugzeugs wieder von dem eines Jägers, während der Rumpf eines Flugboots wieder einen anderen besonderen Typ darstellt. Typische Unterscheidungsmerkmale der Rümpfe ergeben sich auch aus den verschiedenen Möglichkeiten der Triebwerkeinbauten (Kolben- oder Strahltriebwerk), der Art der Unterbringung von Besatzung, Fluggästen und Fracht sowie der Anordnung der Leitwerke. Schließlich sind die Fortschritte in der Erkenntnis der besten aerodynamischen Formgebung eines Flugzeugs auch an der Gestaltung des Rumpfes erkennbar.

Der normale Rumpf ein- und dreimotoriger Flugzeuge ist kasten- oder spindelförmig mit einem Triebwerk an der Rumpfspitze. Bei mehrmotorigen Flugzeugen mit gerader Motorenzahl ist der Rumpfbug abgerundet (Bild 1.1).

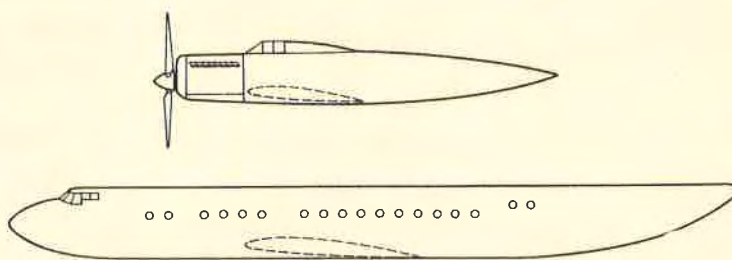


Bild 1.1 Rumpf eines einmotorigen und eines geradzahlig mehrmotorigen Flugzeugs

Eine Abart der üblichen Bauart stellt der **Doppelstockrumpf** dar, der bei einigen größeren Verkehrsflugzeugen angewandt wird (Tu 114).

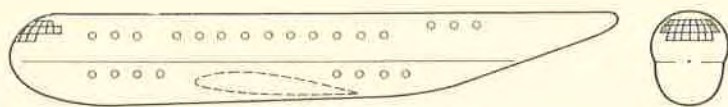


Bild 1.2 Doppelstockrumpf

Seine wesentlich größere Bauhöhe und der häufig etwa achtförmige Querschnitt sind bemerkenswert (Bild 1.2).

Bei einigen Schul- und Militärflugzeugen wird der

Rumpf als **Gondel**

ausgeführt, wobei zwei Leitwerksträger erforderlich sind. Die Triebwerke sind am Ende der Gondel bzw. am Anfang der Leitwerksträger angeordnet (Bild 1.3).

Ein ähnliches Bild zeigt die allerdings selten gebaute Anordnung als **Doppelrumpf**. Die beiden Rümpfe können dabei unterschiedlich gestaltet sein, z. B. im Hinblick auf den Einbau des Führerraums (Bild 1.4).

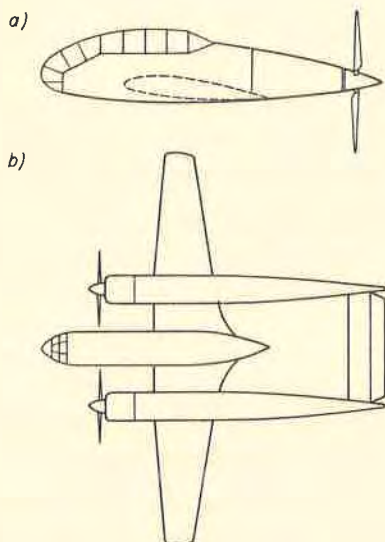


Bild 1.3 Rumpfgondel mit Triebwerk
a) am Gondelende und b) am
Anfang der Leitwerksträger

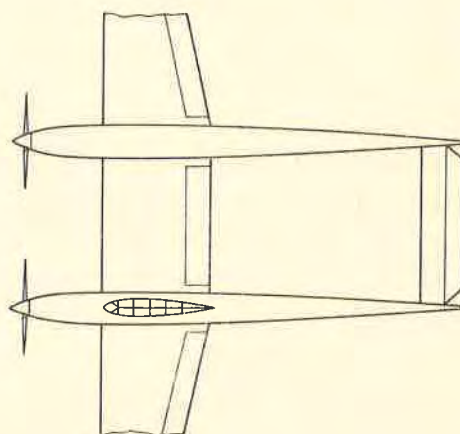


Bild 1.4 Doppelrumpf

Eine sehr markante Form besitzt der **Flugbootrumpf**. Er unterscheidet sich vom Rumpf eines Landflugzeugs durch den gekielten und mit Stufen versehenen Rumpfboden (Bild 1.5a). Bedingt durch Anforderungen an die aerodynamische Güte ist dieser Unterschied bei modernen Konstruktionen jedoch nicht mehr so groß (Bild 1.5b).

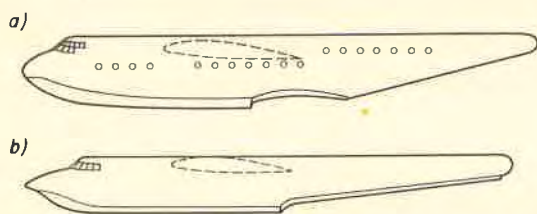


Bild 1.5 Flugbootrumpf



Bild 1.6 Überschallrumpf

Flugzeuge des **Schall- und Überschallbereichs** besitzen einen langen, zu einer Spitze ausgezogenen Rumpfbug, der einen günstigen Durchbruch durch die Schallmauer gewährleisten soll.

Der Rumpf von annähernd gleichbleibendem Durchmesser endet meist stumpf in der Schubdüsenöffnung (Bild 1.6).

1.2. Aerodynamische Güte des Rumpfes

Da der Rumpf in aerodynamischer Hinsicht nur Widerstand bringt, ist es erforderlich, diesem Bauteil eine aerodynamische Güte zu verleihen, die den schädlichen Widerstand auf ein Minimum herabsetzt.

Vergleicht man den viereckigen Kastenrumpf eines Flugzeugs der zwanziger Jahre mit der aerodynamisch vollendeten Ausführung einer modernen Überschallmaschine, so ist schon rein äußerlich der große Einfluß einer nahezu einwandfreien strömungstechnischen Gestaltung auf die Form des Rumpfes erkennbar. Infolge der damaligen geringen Fluggeschwindigkeiten hatten auch die Köpfe von Rundkopfnieten auf der Bepankung, die Ausführung der Außenhaut in Wellblech sowie die überlappten Hautstöße noch keinen nennenswerten Einfluß auf den Gesamtwiderstand und die aerodynamische Güte des Flugzeugs. Heutige Flugzeuge, die z. T. bereits im Schall- und Überschallbereich fliegen, verlangen jedoch eine sehr glatte Oberfläche. Versenkknietung, stumpfstoßende Hautstöße, das Verlagern sämtlicher früher außerhalb des Rumpfes befindlichen Bauteile, z. B. Antenne, Dipol, Peilrahmen usw., in das Innere der Kontur, ja sogar das gelegentliche Polieren der Oberfläche sind zu einer Selbstverständlichkeit geworden.

Eine sehr sorgfältige aerodynamische Durchbildung verlangen auch alle Trenn- und Anschlußstellen, wie z. B. Rumpf-Tragwerk-trennstelle, Leitwerksbefestigung und Triebwerkanschluß. Bild 1.7 zeigt zwei Beispiele für aerodynamisch gute Übergangsverkleidungen zwischen Rumpf und Tragflügel im Unterschallbereich. Besonders das zweite Beispiel erreicht ein Optimum an ausgefeilter Formgebung dieser Trennstelle, indem der Tragflügel organisch aus dem Rumpfquerschnitt herauswächst und der Rumpf selbst den Übergang herstellt.

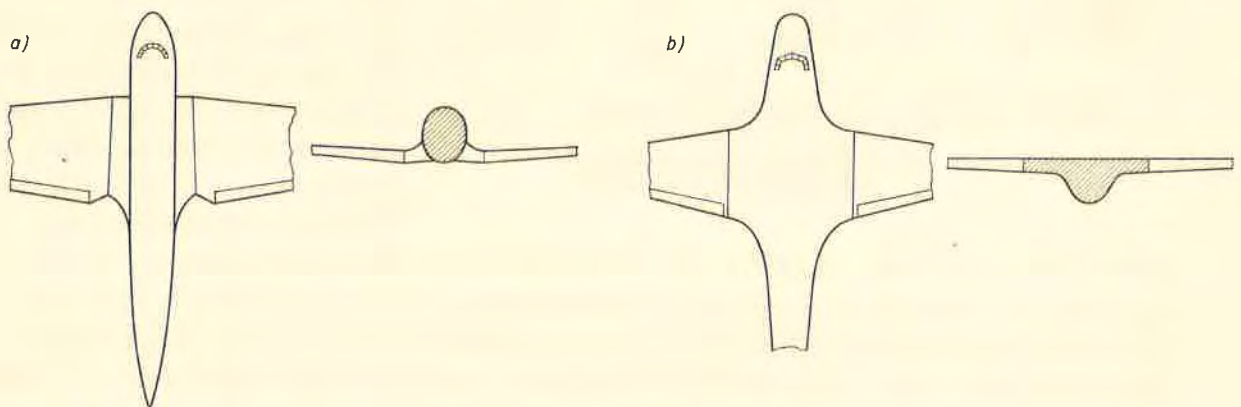


Bild 1.7 Rumpf-Tragflügel-Übergang

Bei Strahltriebflugzeugen liegen die Luftzuführungsschächte häufig seitlich am Rumpf. Dadurch wird ein günstiger Übergang zwischen Rumpf und Tragflügel gebildet (Bild 1.8, Seite 4).

Bei Flugzeugen des Schall- und Überschallbereichs ergeben sich für die Trenn-

stellen die günstigsten Widerstandswerte, wenn die Trag- und Leitwerkflächen in einem Winkel von etwa 90° an den Rumpf anlaufen (Bild 1.9).

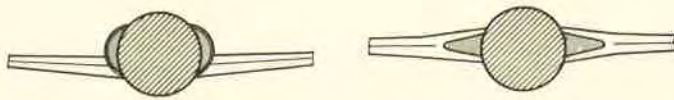


Bild 1.8 Rumpf-Tragflügel-Übergang bei seitlich gelegenen Triebwerk-Luftzuführungsschächten

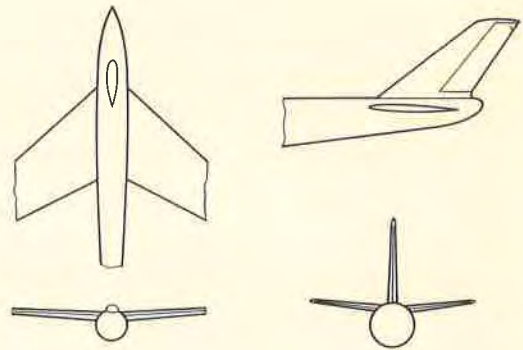


Bild 1.9 Tragflügel- und Leitwerk-Rumpfübergang bei Schall- und Überschallflugzeugen

Ein Maß für die Entwicklung einer besseren aerodynamischen Güte eines Flugzeugrumpfes ist die Ausführung des Triebwerkeinbaus und der Triebwerkverkleidung. Bereits zu Beginn der dreißiger Jahre verkleidete man einen Reihomotor strömungstechnisch schon einigermaßen zweckmäßig (Bild 1.10a), während der luftgekühlte Sternmotor meistens noch unver-

kleidet seine gesamte Widerstandsfläche dem Luftstrom darbot. Als ersten Schritt einer Widerstandsreduzierung auch beim Sternmotor legte man um die Zylinderköpfe mit ihren wirbelbildenden Ventilstößeln und -federn einen Blechring, (Bild 1.10b). Er wird nach seinem englischen Erfinder auch als Townendring bezeichnet. In der weiteren Entwicklung wurde der gesamte Sternmotor verkleidet und nur eine ringförmige Öffnung an der Stirnseite zum Eintritt der Kühlluft offen gelassen.

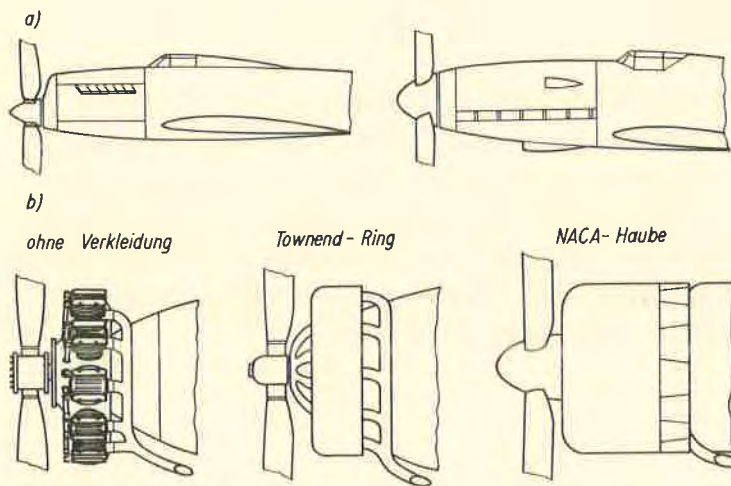


Bild 1.10 Triebwerkverkleidungen

- a) Reihomotor-Verkleidung
- b) Sternmotor-Verkleidung

Diese sogenannte NACA-Haube (NACA Amerikanische Luftfahrtforschungsstelle) erreicht ein Minimum an schädlichem Widerstand. In einigen Fällen wird die frontale Ringöffnung noch mit einem umlaufenden Gebläse-Schaufelrad ausgefüllt und durch eine größere Propellerhaube dem kühlenden Luftstrom ein ungestörter laminarer Fluß gegeben. Damit gelangt man auch bei Sternmotoren zu Widerstandsbeiwerten, die nur noch unerheblich über denen aerodynamisch vollendet verkleideter Reihomotoren liegen.

1.3. Beanspruchungen des Rumpfes

Auf den Rumpf eines Flugzeugs wirken Luft- und Massenkräfte ein. Die Grundlage für ihre Ermittlung und damit auch für die Dimensionierung der Bauelemente

bilden die möglichen Belastungsfälle. Wie beim Tragflügel (Band 1, Abschn. 4.3) wird auch die Beanspruchung des Rumpfes durch die verschiedenen Lastfälle im Flug und am Boden gekennzeichnet.

Im Geradeausflug ergibt sich infolge seines Eigengewichts eine Durchbiegung des Rumpfes um die Querachse (Bild 1.11).

Die Rumpfoberseite wird dabei auf Zug und die Unterseite auf Druck beansprucht. In erhöhtem Maße tritt diese Beanspruchung beim Abfangen des Flugzeugs auf. Bei negativen Abfangfällen, d.h. beim Abfangen aus dem Rückenflug, sowie bei von oben wirkenden Böen kehren sich diese Belastungen um.

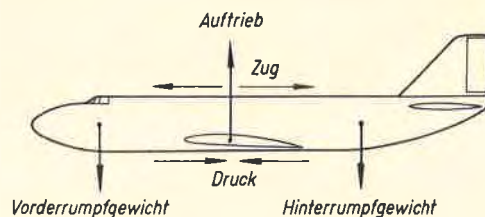


Bild 1.11 Biegebeanspruchung des Rumpfes durch Eigengewicht

Beachtlich sind auch die auftretenden Leitwerkkräfte. Bei Ausschlag des Höhenruders nach oben biegt sich das Rumpfende nach unten durch bzw. umgekehrt (Bild 1.12a). Das Seitenleitwerk verursacht eine horizontale Durchbiegung des Rumpfes nach rechts oder links, und da es sich oberhalb der Flugzeuglängsachse befindet, beansprucht es den Rumpf gleichzeitig auf Verdrehung (Bild 1.12b).

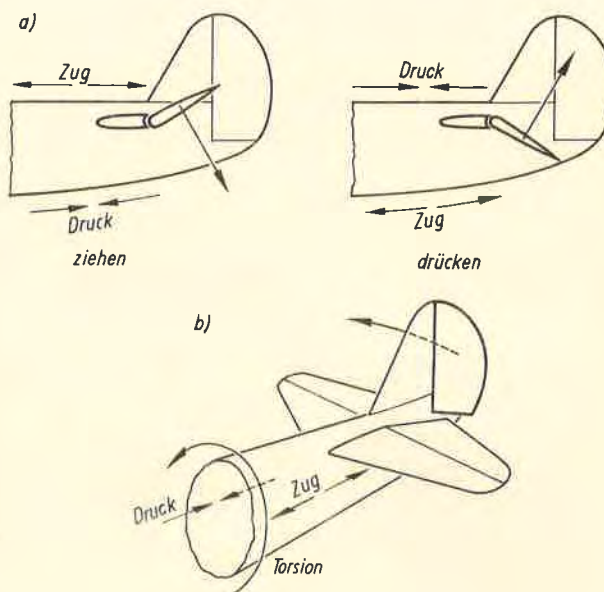


Bild 1.12 Rumpfbeanspruchungen durch Leitwerkkräfte

- a) bei Höhenruderausschlag
- b) bei Seitenruderausschlag

Die bei allen Belastungsfällen im Flug am Rumpf auftretenden Kräfte sind örtlich sehr verschieden und können nur durch Windkanalmessungen ermittelt werden. Die Kenntnis ihrer Verteilung auf der Rumpfoberfläche ist zur Dimensionierung von Verglasungen der Besatzungskabine, von Fenstern, Türen, Klappen und Anbauten unbedingt erforderlich.

Bild 1.13 zeigt die Luftkraftverteilung am Rumpfbug eines Flugzeugs.

Unter den am Boden auftretenden Belastungen ragen vor allem die Landefälle hervor. Je nach Art der Fahrwerkanordnung und Ausführung der Landung wird der Rumpf auf Biegung und Verdrehung beansprucht. Bei einem

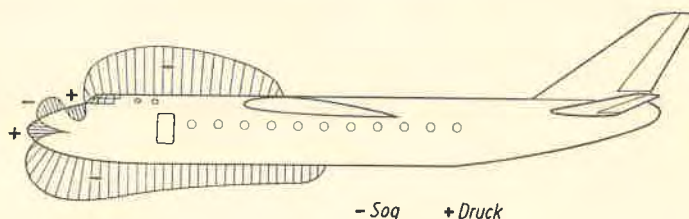


Bild 1.13 Luftkraftverteilung am Rumpfbug

Flugzeug mit Bugfahrwerk ist vor allem der Rumpfbereich zwischen Bugradanschluß und vorderem Tragflügelanschluß gefährdet und daher entsprechend zu

dimensionieren. Besitzt die Maschine ein Tandemfahrwerk, so wird zusätzlich noch der Rumpfabschnitt zwischen dem hinteren Hauptfahrwerk und dem Tragflügel bei der Landung stark belastet.

Besonders hohe Beanspruchungen erfährt der Rumpf eines Flugboots, der sowohl aerodynamischen als auch hydrodynamischen Bedingungen genügen muß. Die Wasserkräfte am Bootsteil des Rumpfes sind oft sehr groß und die Stöße bei Start und Landung vor allem bei bewegter See infolge der hohen Geschwindigkeit der Maschine und der Inkompressibilität (Nichtzusammendrückbarkeit) des Wassers außerordentlich hart. Daher muß der untere Rumpfteil ganz besonders fest und steif gebaut sein.

1.4. Konstruktive Gestaltung

1.4.1. Bauweisen

Die Rumpfbauweisen entsprechen prinzipiell denjenigen des Tragflügels, jedoch tritt an die Stelle der Holmbauweise die Spantenbauweise.

1.4.1.1. Fachwerkbauweise

Bei den ersten Flugzeugen am Anfang dieses Jahrhunderts wurde der Rumpf als ein Fachwerkgerüst aus Bambusrohren, Profilstreben oder Stahlrohren gebaut, die mit Stahldrähten verspannt waren. In der weiteren Entwicklung blieb das Fachwerkgerüst bestehen, jedoch wurde es mit Stoff bespannt oder mit Sperrholz bzw. Blech beplankt (Bild 1.14 und Bild 1.5 im Band 1). Die Stahlrohre wurden an den Knotenpunkten entweder unter Zuhilfenahme von Knotenblechen miteinander verschraubt oder verschweißt (Bild 1.15). Die Diagonalauskreuzung erfolgte anfangs noch durch Stahlseile oder Stahldrähte, später wurden sie durch Rohre oder Streben ersetzt. Ferner wurden an dieses Gerüst noch die Anschlußbeschläge für Motor, Fahrwerk und Leitwerk angeschweißt (Bild 1.16). Ein derartiger Fachwerkkörper hatte alle auftretenden Biege- und Torsionskräfte aufzunehmen.

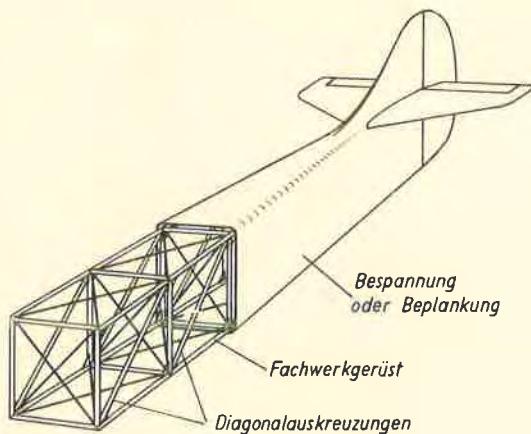


Bild 1.14 Rumpf in Fachwerkbauweise

Um in der Formgebung aerodynamischen Gesichtspunkten besser zu genügen, wurde der Rumpfquerschnitt schließlich nur noch rund oder elliptisch ausgeführt.

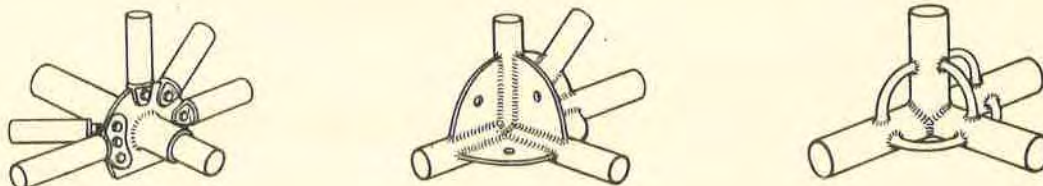


Bild 1.15 Knotenpunkte bei Fachwerkbauweise

Zu diesem Zweck wurden auf dem viereckigen Fachwerksystem formgebende Holzspantsegmente befestigt, die man mit Längsleisten verband. Das ganze Gerüst

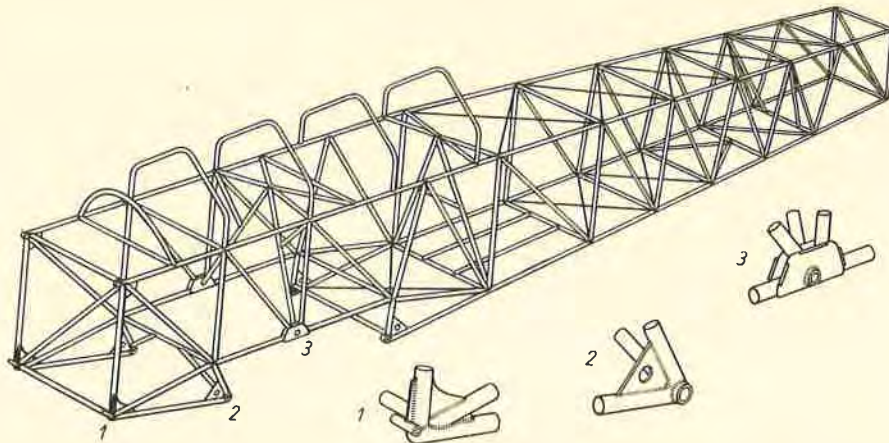
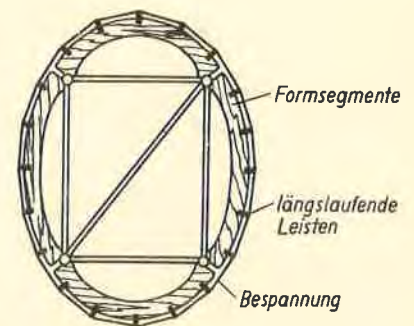


Bild 1.16 Fachwerkkrumpf mit Knotenpunkten und Anschlußbeschlägen

wurde dann mit Stoff oder Sperrholz verkleidet (Bild 1.17).

Der Nachteil dieser Konstruktion bestand vor allen Dingen in dem hohen Gewicht der die Außenform bestimmenden Verkleidungsbauteile, die nicht zur Aufnahme der Kräfte beitragen.



1.4.1.2. Spantenbauweise

Mit zunehmender Fluggeschwindigkeit konnte die Fachwerkbauweise den steigenden Anforderungen an die Formgenauigkeit nicht mehr genügen. Es entwickelte sich daher die sogenannte Spantenbauweise. Das tragende, kräfteaufnehmende Rumpfgerüst bestand hierbei aus formgebenden Spanten und längsversteifenden Gurten oder Holmen (Bild 1.18). Die Beplankung bestand anfangs häufig aus Wellblech (Junkers-Flugzeuge), später ausschließlich aus relativ dünnem Glattnblech. Letzteres wurde z. T. noch durch aufgenietete Profile oder eingedrückte Sicken verstärkt,

Bild 1.17 Fachwerkkrumpf mit formgebenden Spantsegmenten

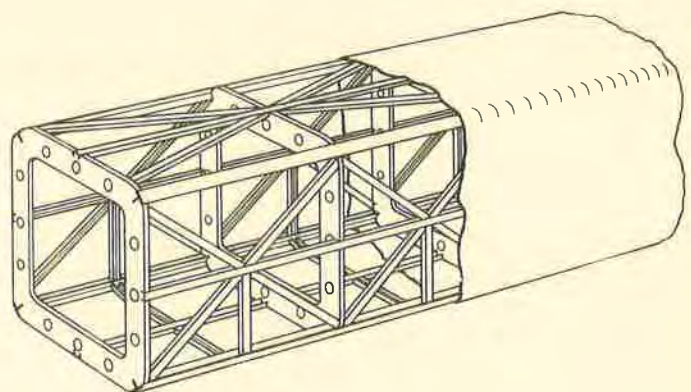


Bild 1.18 Rumpf in Spantenbauweise

konnte aber Kräfte, und zwar Torsionskräfte, nur in geringem Maße aufnehmen.

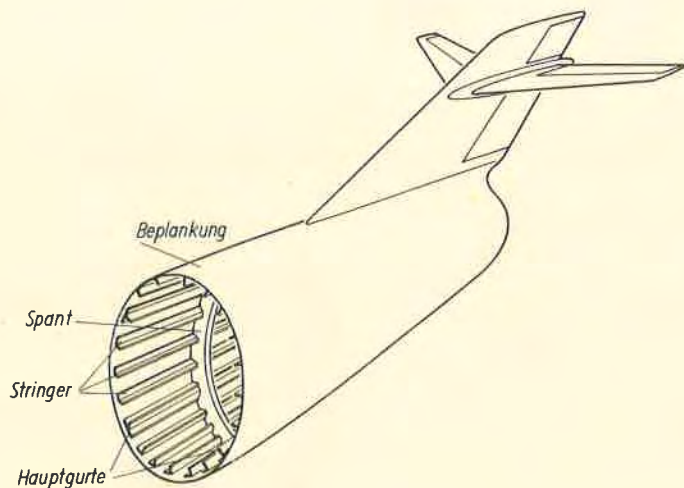
1.4.1.3. Schalenbauweise

Zur Erreichung des Ziels, die bisher nur teilweise Kräfte aufnehmende Haut vollständig mit zur Kräfteaufnahme heranzuziehen, wurde auch für den Rumpf die Schalenbauweise angewandt. Das Wesen dieser Bauweise wurde bereits in den Abschnitten 1.1 und 4.413 im Band 1 behandelt.

Ein großer Vorteil des Schalenrumpfes ist die Möglichkeit einer guten Raumnutzung. Infolge der geringen Bauhöhe der Schalenkonstruktion steht fast der gesamte durch die Beplankung umschlossene Innenraum für Kabine und Ausrüstung zur Verfügung.

A u f g e l ö s t e S c h a l e n b a u w e i s e

Der aufgelöste Schalenrumpf besteht im wesentlichen aus Spanten, Gurten,



Stringern (Pfetten) und der Beplankung (Bild 1.19). Diese Bauteile bilden einen geschlossenen Festigkeitsverband. Der Aufbau im einzelnen zeigt verschiedene Varianten: Verwendung spezieller Hauptgurte, beulsteife Haut oder Hautzugfelder, bei denen man das Auftreten von Beulen und Falten zuläßt.

Die Gurte und Stringer haben die sich aus den Durchbiegungen des Rumpfes ergebenden großen Längskräfte aufzunehmen. Sie werden daher durchlaufend ausgeführt und die Spanten an

Bild 1.19 Rumpf in Schalenbauweise

den Kreuzungsstellen mit Aussparungen versehen (Bild 1.20, Seite 11).

Die Ober- und Unterschale sind bei Rumpfdurchbiegungen starken Druckbelastungen ausgesetzt, die zu Beulenbildungen im Blech führen können. Daher werden die Stringer (Pfetten) in diesen Bereichen häufig enger gelegt und das ganze als L ä n g s p f e t t e n b a u w e i s e bezeichnet.

Im Gegensatz dazu werden die Rumpfseitenschalen, die durch Schubkräfte beansprucht sind, durch eine engere Anordnung von zusätzlichen Hilfsspanten (Querpfetten) versteift (Q u e r p f e t t e n b a u w e i s e). Die Anzahl der Stringer ist dabei geringer als in den Ober- und Unterschalen.

Die kraftschlüssige Verbindung zwischen den Ober-, Unter- und Seitenschalen erfolgt durch die Gurte (Bild 1.21).

Einige Schwierigkeiten bereitet bei Schalenrumpfen immer die Gestaltung der Öffnungen für die Türen und Fenster, da die Kräfte um diese herumgeleitet werden müssen. Die Berechnungsgrundlagen und konstruktiven Erfahrungen sind aber heute bereits so weit fortgeschritten, daß Schalen mit Ausschnitten bei erträglichen Mehrgewichten vollkommen beherrscht werden. Bild 1.22 und Bild 1.23 (Seite 11) zeigen dazu einige Ausführungen.

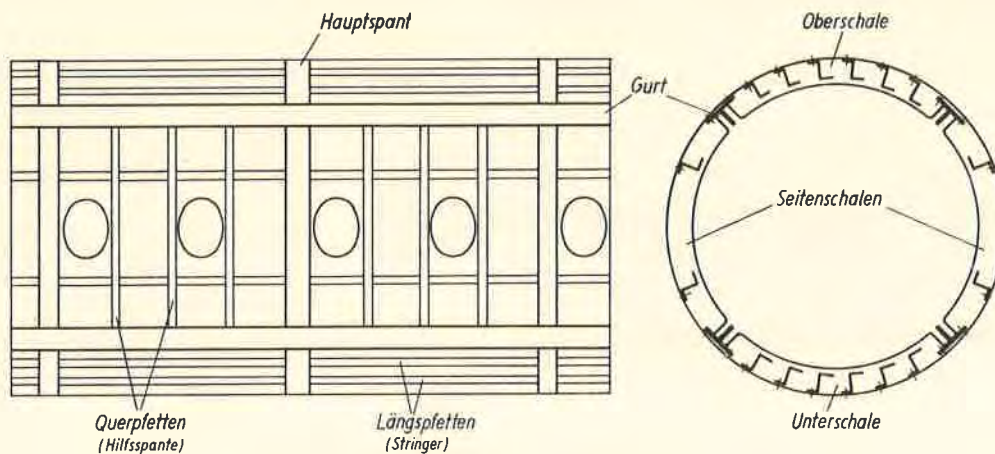


Bild 1.21 Längs- und Querspfeifenbauweise

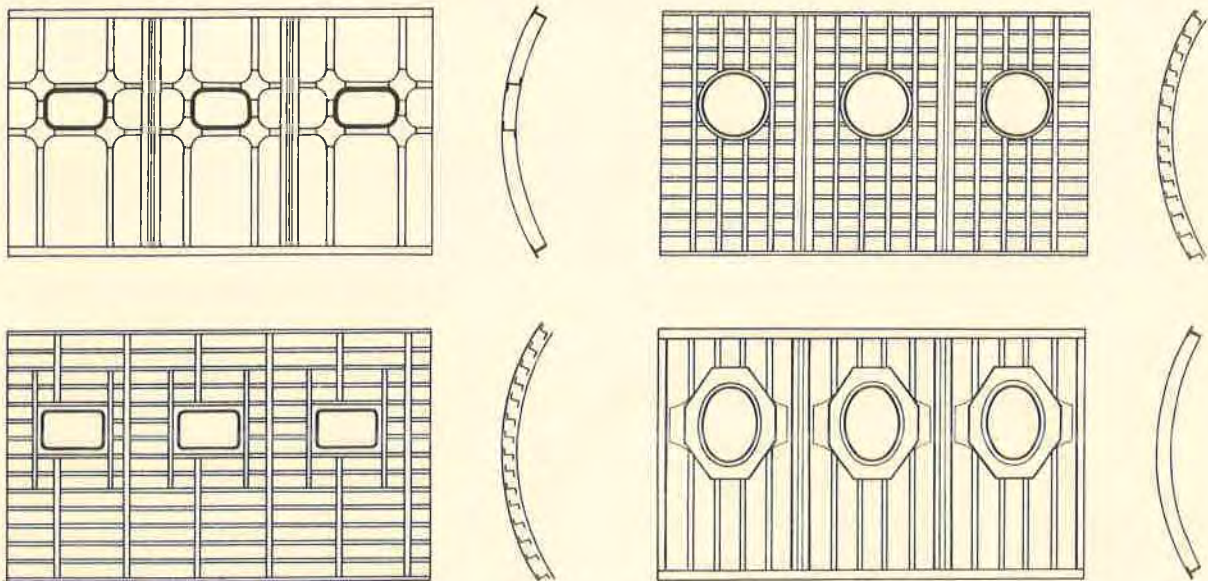


Bild 1.22 Rumpfschalen mit Fensterausschnitten

Integralbauweise

Die Grundzüge der Integralbauweise wurden bereits in den Abschnitten 1.2 und 4.413 im Band 1 dargestellt. Diese Bauweise kann auch für den Rumpfaufbau als zunächst höchste Stufe in der konstruktiven Ausbildung betrachtet werden. Sie ersetzt die aufgelöste Schale mit ihren zahlreichen Blechen, Profilen, Winkeln, Nieten, Schrauben usw. durch ein Bauteil, das durch spanende Bearbeitung oder Pressen und Schmieden aus dem vollen Material gewonnen wird.

Es werden nicht nur einzelne Bauteile, wie Spante, Anschlußstücke u. ä., in einem Stück gefertigt, sondern es können auch ganze Rumpfschalenstreifen in Integralbauweise hergestellt werden. Die zylinderförmigen Rumpfmittelteile von Verkehrsflugzeugen mit ihrem gleichbleibenden Abstand der Versteifungen eignen sich besonders dafür (Bild 1.24, Seite 10). Hierbei werden die Scha-

lenstreifen teils gefräst, besonders wenn Ausschnitte für Türen und Fenster vorhanden sind, und teils stranggepreßt.

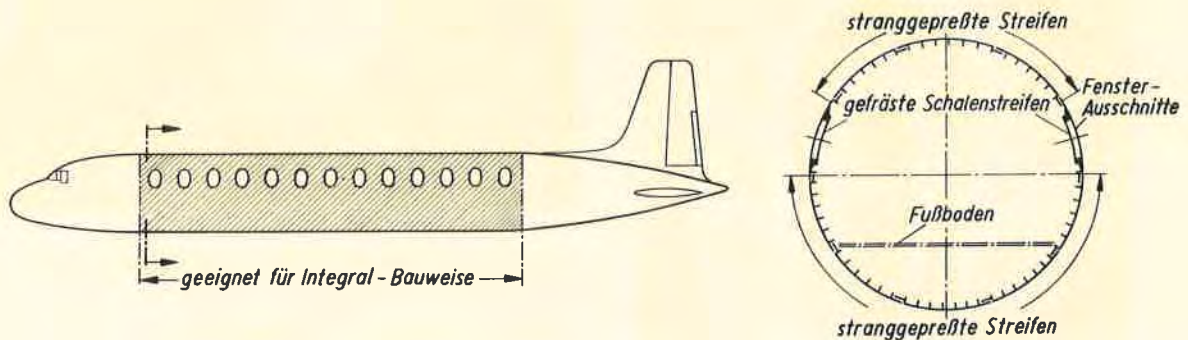


Bild 1.24 Rumpf in Integralbauweise

Die Anwendung der Integralbauweise für den Rumpfaufbau wirkt sich auch günstig auf die Herstellung der Druckkabine aus, da durch den Wegfall zahlreicher Nieten die Dichtnietung einfacher und die Dichthaltung zuverlässiger wird.

Verbundplattenbauweise

Die bereits unter 4.413 im Band 1 betrachtete Verbundplattenbauweise beginnt auch Eingang in moderne Rumpfkonstruktionen zu finden, da sie allerhöchsten aerodynamischen Anforderungen genügt und andererseits trotz ihrer großen Steifheit relativ leicht ist. Allerdings wird eine sehr sorgfältige Metallklebe-

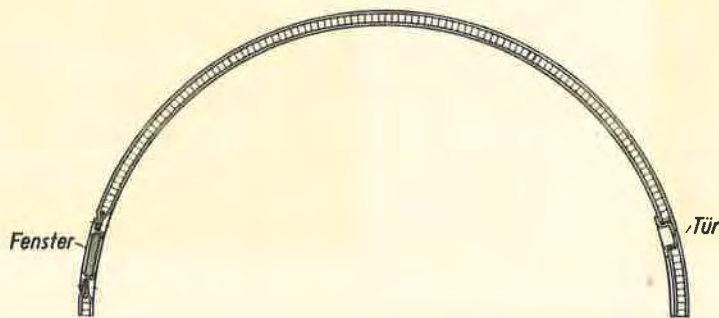


Bild 1.25 Rumpfabschnitt in Verbundplattenbauweise

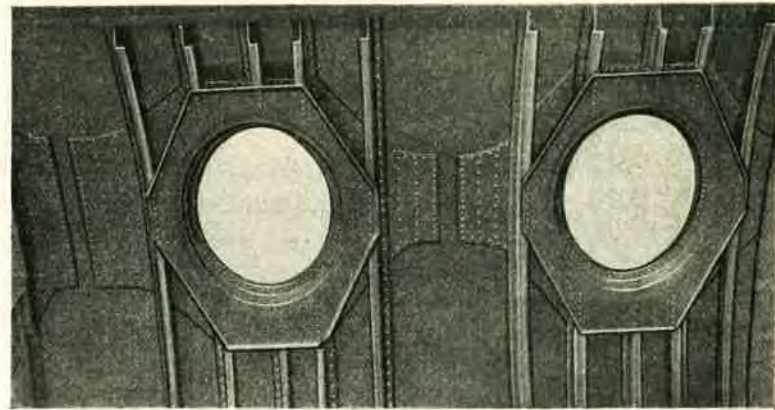
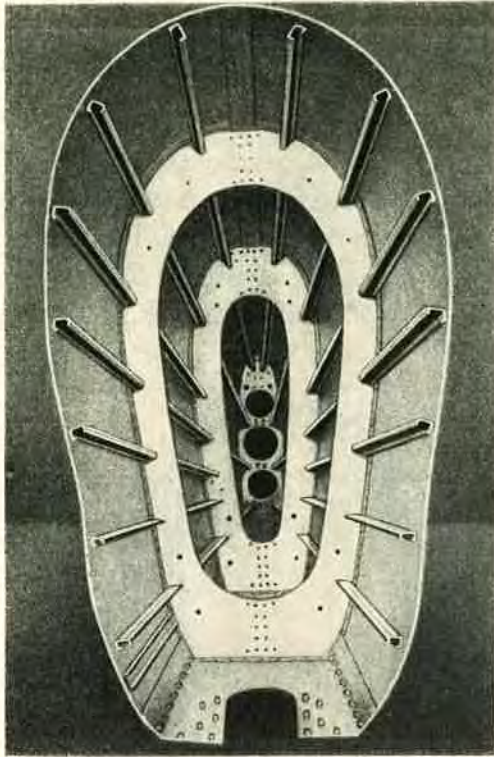
arbeit vorausgesetzt, die außerdem nicht billig ist. Die großen Beanspruchungen überschneller Flugzeuge rechtfertigen aber diesen erhöhten Aufwand.

Bild 1.25 zeigt einen Rumpfabschnitt in Verbundplattenbauweise mit Waben-Stützschicht. Die einzelnen Bauteile werden durch Kleben oder Verschrauben verbunden. Letzteres erfordert aber ein

vorheriges Ausgießen der Zellen an den vorgesehenen Verbindungsstellen mit Gießharz, um die Festigkeit der an sich dünnwandigen Zellen zu erhöhen. Die Schraubenbohrungen können dann normal gebohrt werden.

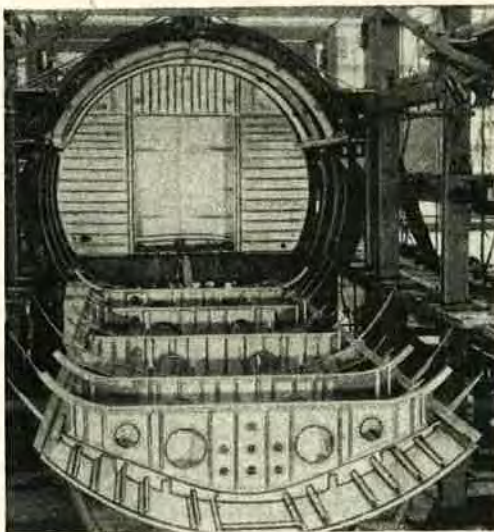
1.4.2. Konstruktionselemente

Bei der Rumpfkonstruktion werden dieselben oder ähnliche Bauelemente wie beim Aufbau des Tragflügels verwendet. Es werden z. B. auch Blech- und Strangpreßprofile eingesetzt, jedoch mit solchen Querschnittsflächen und -formen, die den besonderen Bedingungen der Rumpfbeanspruchungen entsprechen.

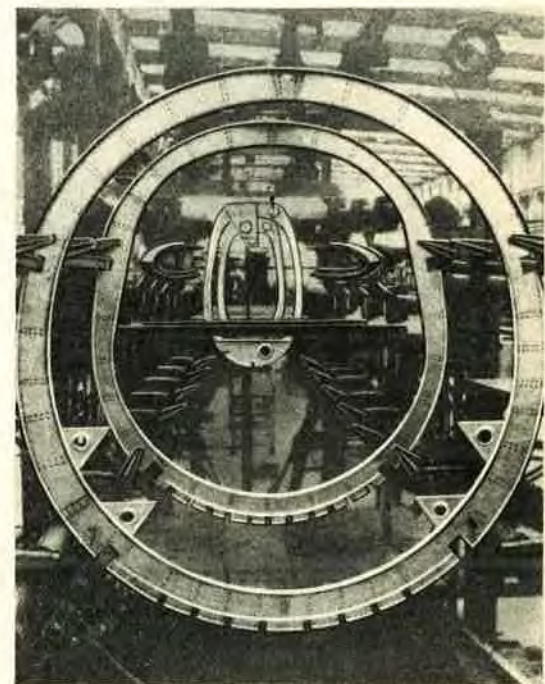


△ Bild 1.23 Rumpfseitenschale mit elliptischen Fenstern

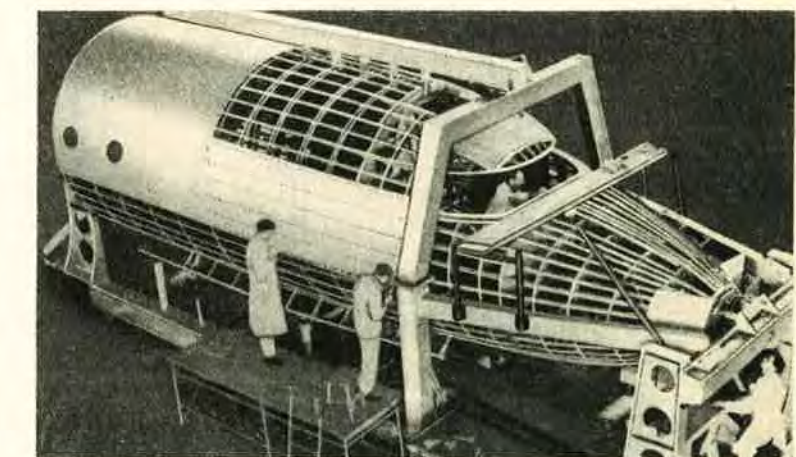
◁ Bild 1.20 Rumpfteil in Schalenbauweise
Gurte bzw. Stringer durchgehend, Spante ausgespart



△ Bild 1.35 Rumpfzusammenbau
Unterschale mit Fußbodenträgern und ein Hauptspant sichtbar



△ Bild 1.31 Rumpfspante in der Zusammenbau-
vorrichtung



◁ Bild 1.28 Rumpf-Hauptspant

△ Bild 1.34 Rumpfzusammenbau
Beplankung des Bugtell

1.4.2.1. Spante

Die Spante setzen sich in der aufgelösten Bauweise aus zahlreichen Einzelteilen zusammen. Im allgemeinen werden Profile, Verstärkungen und Stegbleche miteinander verbunden, die dann ein biege- und drehsteifes Bauteil ergeben. Bei großen Maschinen erreichen die Spante Durchmesser von 3 bis über 4 m. Bild 1.26 zeigt einige Spantprofile, die Bilder 1.27 und 1.28 (Seite 11) verschiedene Hauptspante.

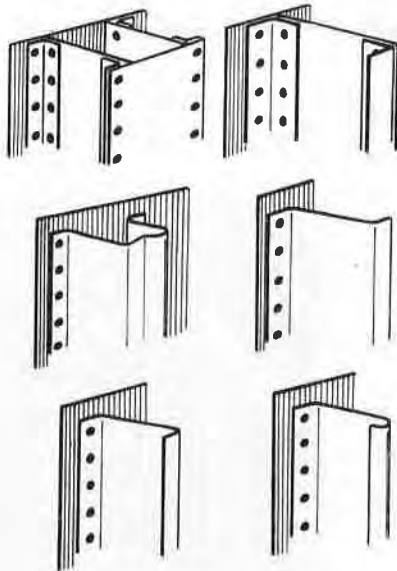


Bild 1.26 Spantprofile

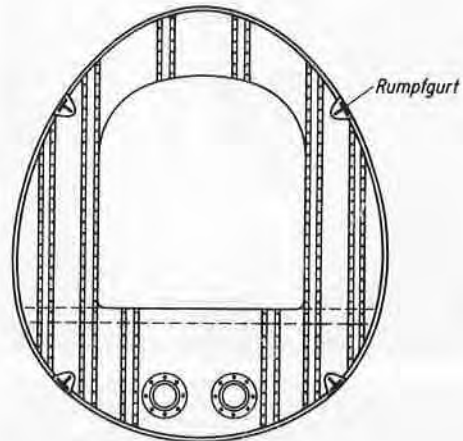


Bild 1.27 Rumpf-Hauptspant

Durch die Entwicklung extrem großer Schmiedepressen von 50 000 bis 75 000 Mp Preßkraft ist es neuerdings auch möglich geworden, derartige Spante in Integralbauweise aus dem vollen Material

zu pressen und zu schmieden (Bild 1.29). Dieses Verfahren ermöglicht eine bedeutende Gewichtseinsparung, eine Anpassung des Strukturverlaufs an den Kraftfluß und möglicherweise auch eine Reduzierung des Fertigungsaufwands. Während die aufgelöste Bauweise die Herstellung und Montage zahlreicher Profile, Winkel und anderer Blechteile erfordert, ist der gepreßte Spant in seinem Aufbau einfach und klar. Hilfsspante, die vor allem zur Unterteilung der Hautfelder

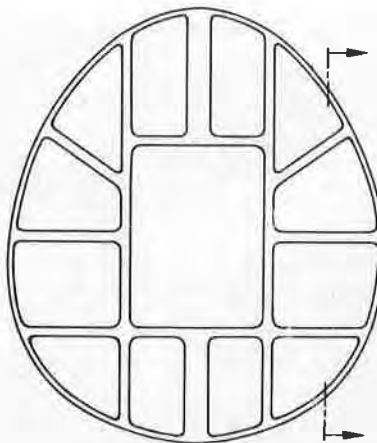


Bild 1.29 Rumpfspant in Integralbauweise

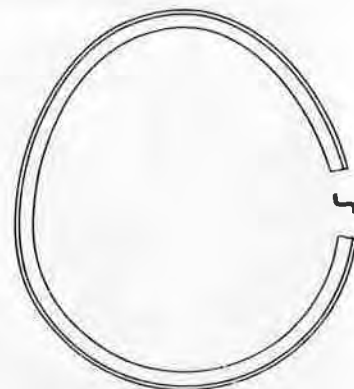


Bild 1.30 Rumpf-Hilfsspant

dienen, werden aus einfachen Profilen, im allgemeinen aus Z- oder geschlossenen Profilen hergestellt (Bild 1.30 und Bild 1.31, Seite 11).

1.4.2.2. Gurte und Stringer

Wenn Hauptlängsgurte vorhanden sind, werden sie aus Preßprofilen mit verschiedenen Querschnitten gebildet. Meist verwendet man T-förmige Querschnitte oder entsprechende Abwandlungen. Die Stringer bestehen aus Profilen unterschiedlicher Formen (Bild 1.32). Die Gurte und vielfach auch die Stringer greifen in Ausschnitte der Spante ein und werden mit diesen verbunden. Die nur zur Versteifung der Blechfelder dienenden Stringer werden häufig in einzelnen Abschnitten von Spant zu Spant geführt (Bild 1.33).

In einer Bauvorrichtung wird das ganze Rumpfgerüst zusammengestellt und dann mit den Hautblechen beplankt (Bild 1.34, Seite 11). Sehr häufig werden heute einzelne Schalensegmente vorgefertigt und dann zusammengebaut (Bild 1.35, Seite 11).

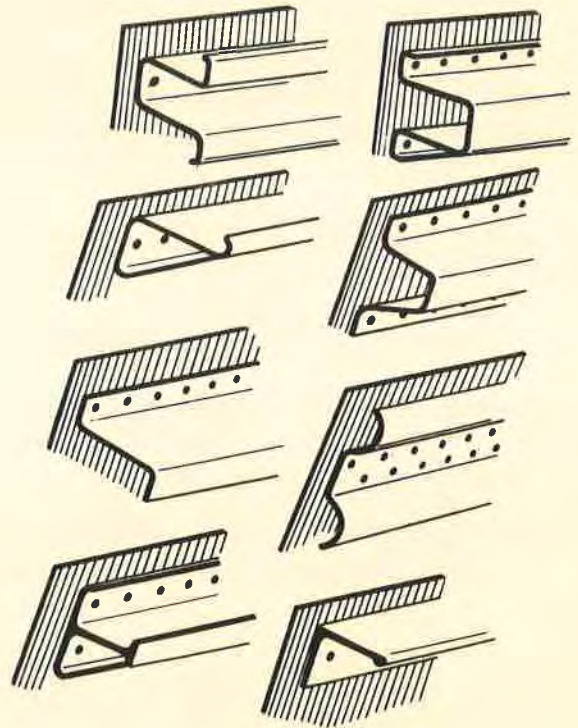


Bild 1.32 Stringerprofile

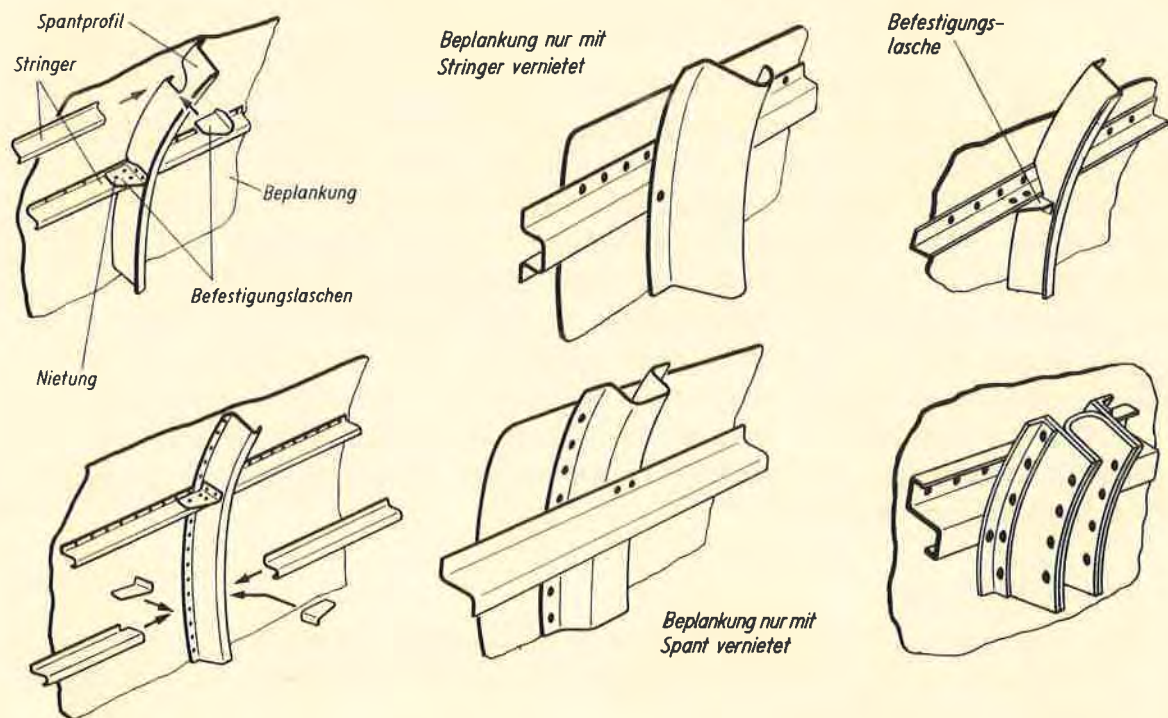


Bild 1.33 Verschiedene Verbindungen zwischen Spant, Stringer und Beplankung

Für die Rumpfbeplankung gilt sinngemäß das gleiche, was im Abschnitt 4.425 im Band 1 über die Tragflügelbeplankung gesagt wurde.

1.4.3. Besondere Konstruktionsmerkmale

1.4.3.1. Sektionsbauweise

Um bei sehr großen Flugzeugen Montageraum zu sparen, wird der Rumpf häufig sektionsweise gebaut. Rumpfvorderteil, ein oder mehrere Mittelstücke und

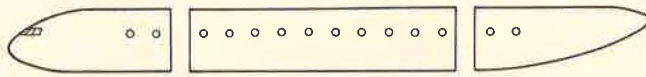


Bild 1.36 Rumpf-Sektionsbauweise

Rumpfböden werden getrennt gefertigt und anschließend zusammenmontiert (Bild 1.36). Eine derartige Fertigung setzt kräftig ausgeführte Anschlußspanten voraus. Vielfach geschieht die Ver-

bindung mit Hilfe überlappender Stringer oder entsprechender Stringer-Zwischenstücke. Dieser Endzusammenbau ist verhältnismäßig einfach und bedarf nur einer unkomplizierten Helling.

Eine ähnliche Bauweise, jedoch nur mit einer Trennstelle etwa in Rumpfmittle, wird bei kleineren Maschinen angewandt, in deren Rumpf ein Strahltriebwerk

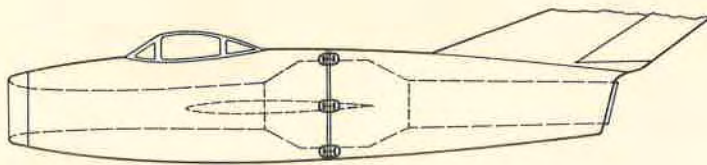


Bild 1.37 Rumpf-Sektionsbauweise mit einer Trennstelle in Rumpfmittle

untergebracht ist. Das Rumpfböden wird lösbar konstruiert und kann bei Triebwerkreparatur oder -wechsel vom Vorderteil getrennt und nach hinten weggeschoben werden (Bild 1.37). An der Trennebene sind zwei starke Spannte erforderlich, die beide

in der Kontur genau übereinstimmen müssen, damit keine Strömungsstörungen erzeugt werden. Die Anschlußstellen müssen auch statisch sorgfältig ausgebildet sein. Die Verbindung der beiden Rumpfteile wird durch Bolzen hergestellt, die an mehreren Stellen über den Umfang des Spants verteilt die zwei Sektionen zusammenfügen. Eine Sicherung gegen unbeabsichtigtes Lösen muß unbedingt vorgesehen werden, z. B. durch Kronenmutter. Auftretende Querkräfte werden durch gezahnte Keilleisten, deren Zähne ineinandergreifen, übertragen. Die Schraubenköpfe und die Mutter liegen in Mulden, die durch Deckel in der Außenhaut abgedeckt werden. Diese Art der Zusammenfügung einzelner Sektionen ist selbstverständlich nur dann gebräuchlich, wenn ein öfteres Lösen der Rumpfteile notwendig ist. Andernfalls werden die einzelnen Rumpfsektionen unlösbar miteinander vernietet.

1.4.3.2. Trennstellen

Für die Konstruktion sehr wichtig sind die Trennstellen am Rumpf. Sie stellen die im allgemeinen lösbaren Verbindungen zu den übrigen Bauteilen der Zelle, wie Tragflügel und Leitwerk, her.

R u m p f - T r a g f l ü g e l

Eine der wichtigsten Trennstellen ist der Anschluß der Tragflügel an den

Rumpf. Diese Verbindungsstelle muß die gesamten am Rumpf wirkenden Kräfte auf die Tragflügel übertragen.

Es bestehen verschiedene konstruktive Möglichkeiten für die Herstellung dieser Verbindung. Ein durchgehender Flügel wird in einer Aussparung des Rumpfes

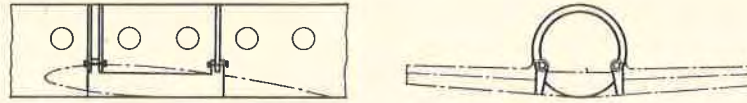


Bild 1.38 Tragflügelbefestigung bei durchgehendem Flügel (Tiefdecker)

durch Beschläge und Bolzen befestigt (Bild 1.38). Nach Lösen der Bolzen kann der gesamte Flügel vom Rumpf getrennt werden.

Des weiteren kann ein Tragflügelmittelstück als integrierender Bestandteil des Rumpfes eingebaut sein, an dem die Flügel mittels Bolzen oder Kugelverschraubungen befestigt werden. Ist das Flugzeug ein Tiefdecker, so bildet

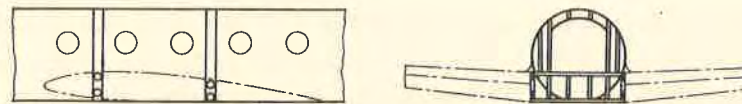


Bild 1.39 Tragflügelbefestigung an einem Mittelstück (Tiefdecker)

eine derartige Konstruktion im allgemeinen keine größeren Schwierigkeiten. Der Rumpfboden wird entsprechend stark ausgeführt, so daß er die auftretenden Biege- und Torsionskräfte und -momente aufnehmen kann. Auch rein räumlich ist meistens genügend Platz vorhanden (Bild 1.39).

Schwieriger gestaltet sich die Konstruktion der Tragflügelbefestigung bei einem Schulterdecker. Zur Aufnahme der an den äußeren Tragflügelteilen auftretenden Kräfte ist für das Mittelstück eine gewisse Bauhöhe erforderlich. Diese Bedingung steht aber im Gegensatz zu der Forderung nach ausreichendem

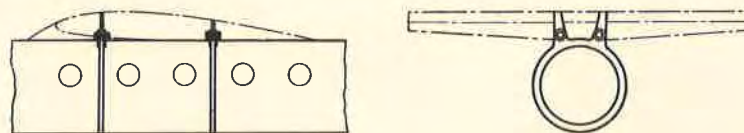


Bild 1.40 Tragflügelbefestigung bei durchgehendem Flügel (Hochdecker)

Raum für die Kabinenhöhe. Durch eine zweckmäßige Konstruktion müssen die zwei entgegenstehenden Komponenten zu einem günstigen Kompromiß vereint werden. Die einfachste Möglichkeit besteht darin, die Tragflügel direkt auf den Rumpf zu setzen, was jedoch aerodynamische Nachteile mit sich bringt (Bild 1.40).

Soll der Tragflügel mit der Rumpfoberseite abschneiden, dann kann es erforderlich werden, das Tragflügelmittelstück in der Mitte nach oben zu wölben,

um durch die somit verringerte Bauhöhe noch eine genügende Kopffreiheit der Kabine zu gewährleisten (Bild 1.41 und Bild 1.42, Seite 29). Eine derartige



Bild 1.41 Tragflügelbefestigung an einem Mittelstück (Schulterdecker)

Konstruktion ist schwierig, da die Zugängigkeit zu den Befestigungselementen der Tragflügel sichergestellt sein muß. Das Tragflügelmittelstück schließt seitlich mit je einer kräftigen Endrippe ab, an die die Trennstelle des entsprechenden Tragflügels gelegt wird. Die Verbindung erfolgt durch eine Anzahl Schrauben. Die Ausführung dieser Trennstelle bedingt aber eine äußerst genaue Fertigung, da die Bohrungen der Endrippe und der Anschlußleiste des Tragflügels genau miteinander übereinstimmen müssen. Man verwendet dazu Bohrlehren, mit denen die Bohrungen in der Endrippe und im Tragflügel hergestellt werden, so daß eine genaue Passung gewährleistet ist.

In diesem Zusammenhang soll noch eine interessante Konstruktion angeführt werden, die zur Verbindung des Tragflügelaußenstücks mit dem Tragflügelmittelstück dient und beim Flugzeugbaumuster "152" verwendet wird. Die Schrauben nehmen die Biegebeanspruchungen aus dem Tragflügel auf und müssen im Beispiel der "152" mit einer maximalen Vorspannung von 27 Mp angezogen werden. Die Querkräfte und das Torsionsmoment werden durch Scherbuchsen übertragen. Da die üblichen Momentenschlüssel hier nicht geeignet sind, wurde eine andere Methode entwickelt:

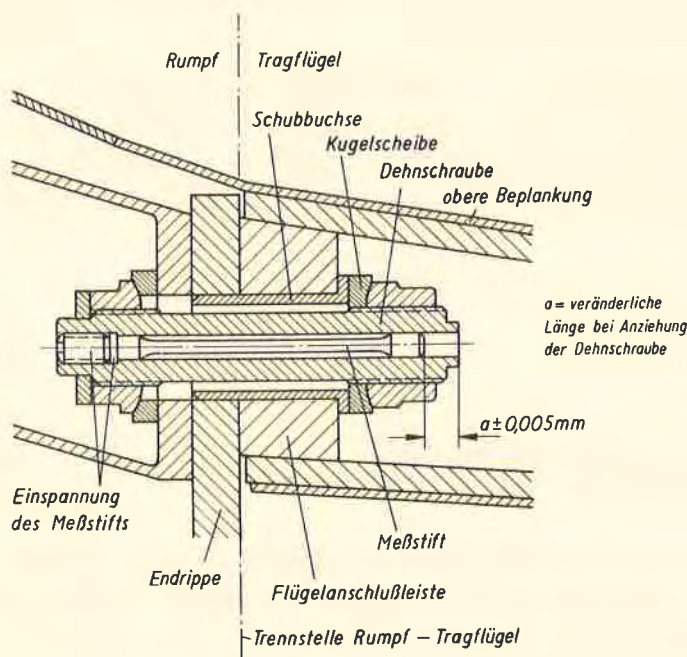


Bild 1.43 Schraubverbindung an der Trennstelle Rumpf-Tragflügel

Im Inneren der Dehnschraube befindet sich ein Meßstift von etwa 5 bis 6 mm Durchmesser. Das eine Ende des Meßstifts ist fest mit der Dehnschraube verbunden, während das andere zu dem Dehnschraubenende einen genau festgelegten Abstand hat, der sehr fein mit 5μ m toleriert ist. Wird die Dehnschraube angezogen, so ergibt sich eine Längenänderung derselben, die entsprechend dem Hook'schen Gesetz proportional der Spannung ist. Diese Längenänderung zwischen Meßstift und Dehnschraube läßt sich mit einer Meßuhr sehr genau bestimmen. Bei einer Vorspannung von 27 Mp ergibt sich beispiels-

weise eine Längenänderung von ungefähr 0,3 mm (Bild 1.43).

R u m p f - L e i t w e r k

Nur selten und dann lediglich bei kleineren Maschinen wird die Bauweise angewandt, daß das Flossengerüst des Leitwerks organisch aus der Rumpfkonstruktion herauswächst (Bild 1.44). Allgemein üblich ist dagegen eine lösbare Befestigung der Leitwerkflossen am Rumpf (Bild 1.45).

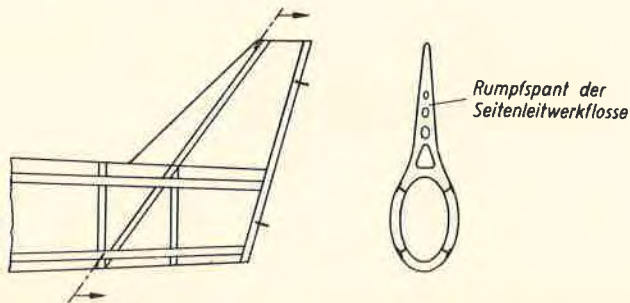


Bild 1.44 Seitenleitwerkflosse organisch aus dem Rumpf herauswachsend

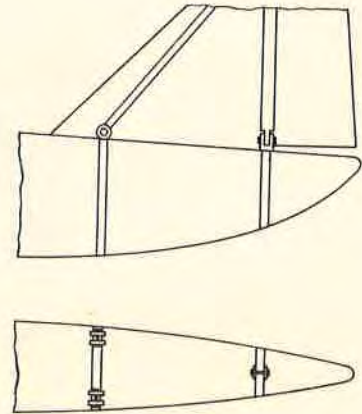


Bild 1.45 Starre Seitenleitwerkflossenbefestigung

Sollen die Leitwerkflossen verstellbar sein, wie es bei größeren Maschinen häufig gebräuchlich ist, so lagert man sie im vorderen Teil an zwei Punkten drehbar in Gabelbeschlügen. Der dritte, hintere Anschluß besteht aus einer vertikalen (für Höhenleitwerk) oder einer horizontalen (für Seitenleitwerk) Spindel, die am hinteren Träger der Flosse befestigt ist und durch Drehung eine Verstellung der jeweiligen Flosse hervorruft (Bild 1.46).

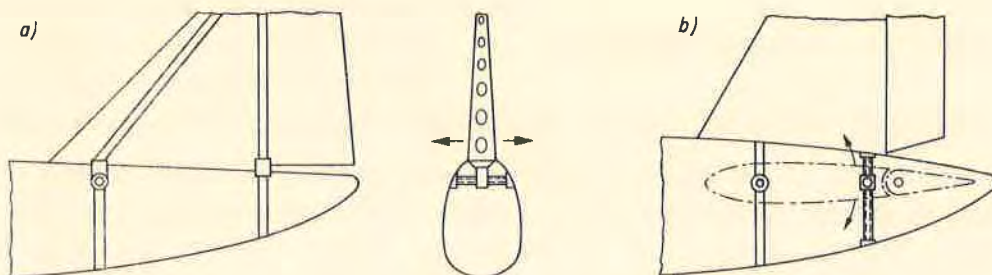


Bild 1.46 Einstellbare Leitwerkflossenbefestigung

- a) Seitenleitwerk
- b) Höhenleitwerk

Während die Höhenflosse fast durchweg verstellbar ausgeführt wird, erfolgt die Befestigung der Seitenflosse heute meistens starr. In diesem Fall befindet sich auf dem Rumpfeinde ein Wurzelspant, mit dem die Seitenflosse verschraubt wird.

1.4.3.3. Anschlußstellen

Von den Trennstellen der Zelle unterscheidet man die Anschlußstellen für Triebwerk und Fahrwerk.

Triebwerkanschluß

Für die Ausführung von Triebwerkanschlüssen bestehen je nach Triebwerkart und Triebwerkanordnung verschiedene Möglichkeiten.

Trägt der Rumpf an der Spitze einen Kolbenmotor, so besitzt er ein Motorgeüst, das bei Sternmotoren im allgemeinen aus Stahlrohren (Bild 1.47a) und bei Reihenmotoren aus geschmiedeten Hauptträgern mit Abstützstreben besteht (Bild 1.47b).

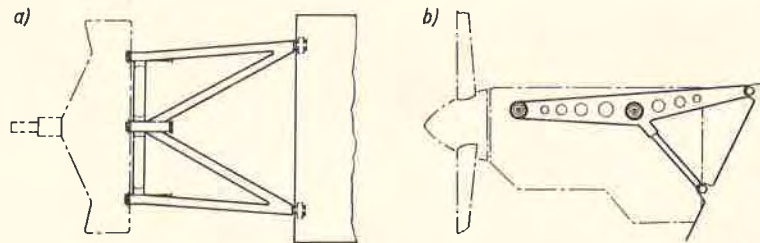


Bild 1.47 Triebwerkanschlüsse

- a) Sternmotor
- b) Reihenmotor

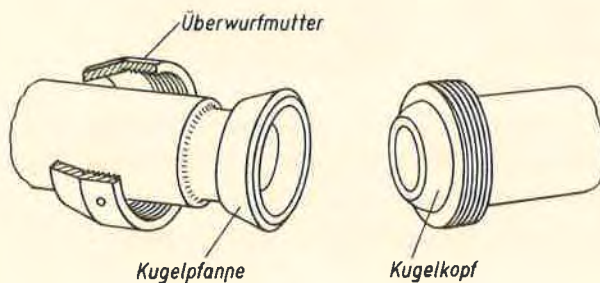


Bild 1.48 Kugelverschraubung

Die Motorgerüste werden an den Anschlußstellen entweder durch Kugelverschraubung (Bild 1.48) oder mit Gabel und Bolzen befestigt. Zur Sicherung gegen ein Herausbrechen des Motors wird er häufig noch zusätzlich durch ein Stahlseil abgefangen. Hinter dem Motor liegt der Brandspant, der ein in Blech eingefaßtes Asbestschott darstellt.

Sämtliche Bediengestänge und Leitungen vom Motor zum Rumpf werden in Buchsen durch den Brandspant geführt.

Ist der Rumpf mit einem Strahltriebwerk ausgerüstet, so wird dieses meist in der hinteren Hälfte desselben an kräftigen Ringspanten befestigt. Die Einlauföffnung für die Ansaugluft befindet sich häufig vorn in der Rumpfspitze, von wo zwei seitliche Luftkanäle um den Führerraum und den Brennstoffbehälter

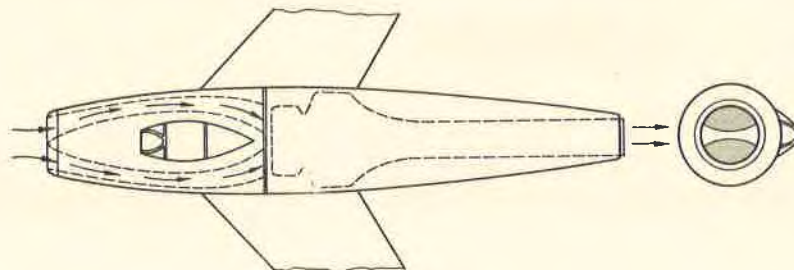


Bild 1.49 Strahltriebwerk-Einbau im Rumpf
(Lufteintritt in der Rumpfspitze)

herum zum Triebwerk führen (Bild 1.49). Falls die Rumpfspitze zur Unterbringung von Geräten benötigt wird, läßt man die Luft durch Öffnungen an den Tragflügelwurzeln in den Rumpf einströmen und leitet sie dem Triebwerk zu (Bild 1.50).

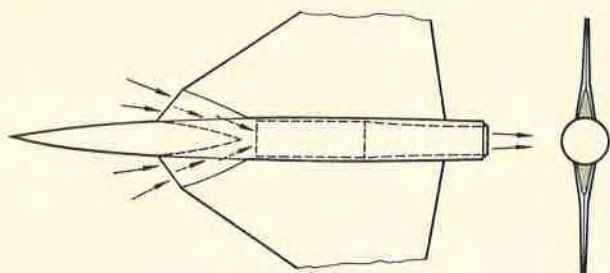


Bild 1.50 Strahltriebwerk-Einbau im Rumpf (Lufteintritt in den Flügelwurzeln)

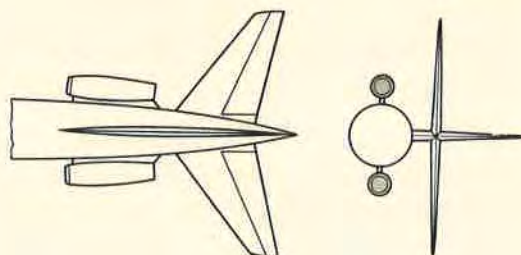
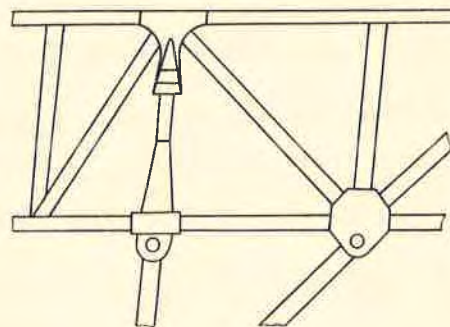


Bild 1.51 Strahltriebwerk-Einbau an Stielen seitlich am Rumpf

Eine neuere Anordnung zweier Strahltriebwerke besteht in deren Befestigung seitlich am Rumpfeende ("Caravelle"). Die Triebwerke befinden sich in Gondeln, die an kurzen Stielen am Rumpf befestigt sind (Bild 1.51). Kräftige Rumpfspante nehmen die Beschläge zum Anschluß der beiden Stiele auf. Selbstverständlich muß die Rumpfkonstruktion an den Befestigungspunkten seitlich angebrachter Triebwerke besonders kräftig ausgeführt sein, da die von den Triebwerken erzeugten Schubkräfte aufzunehmen und auf die Gesamtkonstruktion zu übertragen sind.

F a h r w e r k a n s c h l u ß

Trotz der verschiedenen Anordnungsmöglichkeiten sind Teile des Fahrwerks immer am Rumpf angeschlossen. Beim Heckfahrwerk betrifft dies das Heckrad selbst und in vielen Fällen auch die beiden Haupträder, während es beim Bugfahrwerk das Bugrad und beim Tandemfahrwerk die Haupträder sind.



Flugzeugrumpfe in Stahlrohrbauweise besitzen Schweißbeschläge, die die Enden der Fahrwerkstreben aufnehmen. Diese Beschläge stellen entweder Kugelpfannen dar, in denen die Hauptfederstreben gelagert sind, oder es sind Laschen, an denen die übrigen Fahrwerkstreben verschraubt sind (Bild 1.52).

Bild 1.52 Fahrwerk-Anschluß am Fachwerkumpf

Ähnlich gestaltet ist auch die Befestigung des Fahrwerks an Schalenrumpfen. Eine besondere konstruktive Ausbildung verlangen diejenigen Fahrwerke, die direkt in den Rumpf eingezogen werden, wie z. B. das Bugfahrwerk und teilweise auch das Hauptfahrwerk. Letzteres kann dabei noch in einzelne selbständige Aggregate unterteilt sein (Boeing B 47 und B 52). Derartige Fahrwerkenordnungen setzen den Rumpf vor allem bei der Landung ganz erheblichen zusätzlichen Beanspruchungen aus. Eine sehr sorgfältige konstruktive Durcharbeit und Ausbildung der Anschlußpunkte ist erforderlich (Bild 1.53, Seite 29). Die Biege-

und Torsionskräfte werden über kräftige Beschläge in die Spante und damit in die gesamte Schalenkonstruktion eingeleitet. An besonderen Hauptspanten sind die Federbeine und die Gabeln der Schwenkarme gelagert. Von der Größe der aufzunehmenden Kräfte und den notwendigen Ausmaßen der einzelnen Bauteile, wie z. B. der Federbeine und Lager, gewinnt man erst eine Vorstellung, wenn man bedenkt, daß von den Fahrwerken großer Flugzeuge am Boden im Maximum ruhende Lasten bis annähernd 200 t aufgenommen werden müssen. Dazu kommen noch die erheblichen dynamischen Beanspruchungen beim Rollen und Landen.

Auch das erste Versuchsmuster der "152" besaß ein im Rumpf untergebrachtes Hauptfahrwerk. Ein Nachteil dieser Konstruktion ist jedoch der im Rumpf dafür beanspruchte Raum, der der Nutzlast verloren geht. Eingeführt wurde eine derartige Anordnung nur wegen der Unmöglichkeit, die Fahrwerke in den extrem dünnen Tragflügeln moderner Hochgeschwindigkeitsflugzeuge unterzubringen. Vorteilhafter erscheint es aber, wenn die Hauptfahrwerke in die Triebwerksgondeln oder in besondere Fahrwerksgondeln eingezogen werden, wie z. B. bei der Serienausführung der "152 II", Tu 104, Tu 110 und Tu 114.

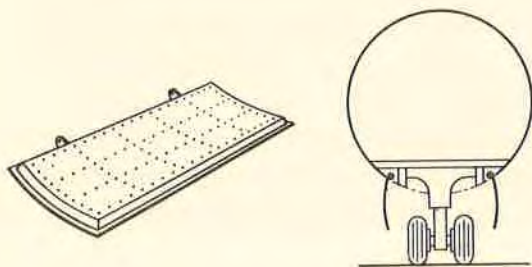
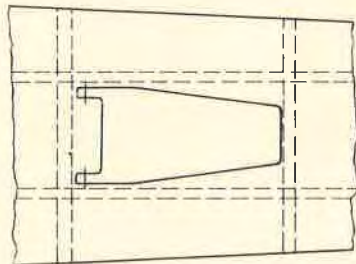


Bild 1.54 Fahrwerkklappen am Rumpf

F a h r w e r k k l a p p e n a n - s c h l u ß

Die Fahrwerkklappen haben die Aufgabe, die für die Unterbringung einziehbarer Fahrwerke im Rumpf vorgesehenen Räume nach außen abzudecken. Ihre Lager müssen auch bei größeren Beanspruchungen des Rumpfes in besonderen Flugfällen einwandfrei funktionieren. Da die geöffneten Klappen im Flug starken Luft-



kräften ausgesetzt sind, müssen ihre Anschlüsse kräftig gestaltet werden (Bild 1.54).

Die Klappen sind in Schalenbauweise ausgeführt. Die Versteifung der jeweiligen Hautbahnen erfolgt entweder durch Rahmenverstärkungen und quer zur Flugrichtung gelegte Profile oder durch aufgenietete, entsprechend geformte Bleche. Außer den Beschlägen für die Lager sind an den Klappen noch die Antriebshebel und Antriebsgestänge befestigt.

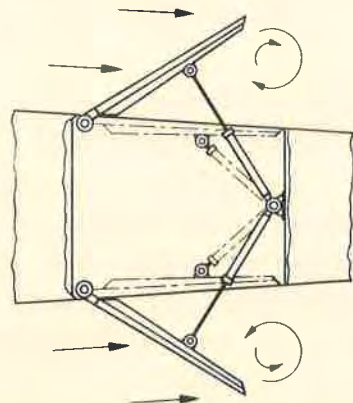


Bild 1.55
Luftbremsklappe

L u f t b r e m s k l a p p e n a n s c h l u ß

Luftbremsen sind seitlich oder unter dem Rumpf eingebaute Klappen, die herausgefahren werden können, um die Fluggeschwindigkeit vor allem bei der Landung herabzusetzen (Bild 1.55). Sie finden bei Militär- und Verkehrsflugzeugen mit Strahltriebwerken Verwendung. Bedingt durch ihre Aufgabe sind diese Bremsen außerordentlich fest und steif gebaut und an entsprechenden Rumpfspanten angeschlossen. Die Betätigung erfolgt ölhdraulisch.

1.4.4. Gestaltung der Druckkabine

Moderne Flugzeuge, vor allem strahlgetriebene, fliegen aus wirtschaftlichen Gründen in Höhen bis über 12 000 m. Der hierbei eintretende Druckabfall und der abnehmende Sauerstoffgehalt der Luft müssen durch Verwendung einer druckdichten und entsprechend klimatisierten Kabine ausgeglichen werden. Im allgemeinen werden der Führerraum, die Fluggastkabine, die sanitären Nebenräume sowie z. T. auch der Gepäckraum in die Druckkabine einbezogen (Bild 1.56).

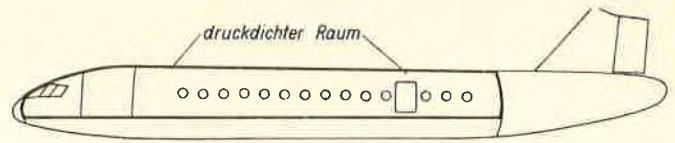


Bild 1.56 Druckkabine

In großen Höhen wird der Druck in der Kabine so groß gehalten, daß er etwa demjenigen in 2000 und 3000 m Höhe entspricht. Der Kabinenraum besitzt daher gegenüber der Außenatmosphäre einen Überdruck, der in 12 000 m Höhe etwa $0,5 \text{ kp/cm}^2$ beträgt. Hierbei lastet, um die große Beanspruchung der Druckkabine anschaulicher darzustellen, auf jedem Quadratmeter Wandungsfläche eine Kraft von etwa 5 Mp. Eine Klimaanlage sorgt für die benötigte Atemluft und Luftfeuchtigkeit. Sollte diese versagen, so gewährleistet eine besondere Anlage eine individuelle Versorgung mit Sauerstoff.

Die Druckkabine verlangt eine sehr sorgfältige Konstruktion und Fertigung. Für den gesamten Druckteil wird Dichtnietung vorgesehen (siehe Abschnitt 4.431 im Band 1). Die Fenster und Türen werden in Gummi dicht gelagert. Unangenehm sind in einer Schalenkonstruktion hierbei immer die Ausschnitte, die sich durch die Fenster-, Tür- und Klappenöffnungen ergeben. An diesen Stellen muß die Konstruktion durch Rahmen besonders verstärkt werden. Bei modernen, hochbeanspruchten Flugzeugen werden diese Öffnungen ohne Ausnahme rund oder elliptisch ausgeführt, um keine Spannungsanhäufungen an scharfen Ecken zu erhalten (Bilder 1.57a und 1.23).

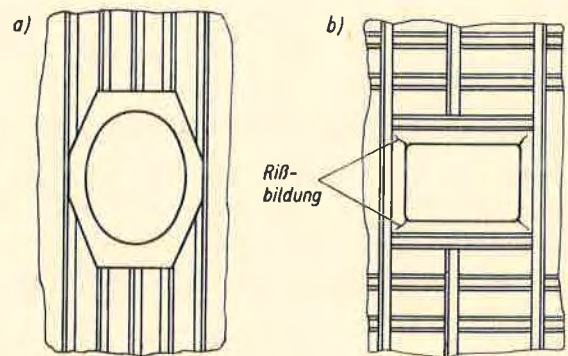


Bild 1.57 Fenstergestaltung bei Druckkabine

- a) gute Fensterform
- b) ungünstige Fensterform

Gerade die Form der Fenster spielt eine größere Rolle, als man ursprünglich angenommen hatte. Die Unfälle einiger englischer Strahlverkehrsflugzeuge vom Typ "Comet" hatten ihre Ursache in Materialermüdungen, die zu Rißbildungen an den Ecken der nur wenig ausgerundeten, viereckigen Fenster führten (Bild 1.57b). Durch die Differenz zwischen dem inneren Überdruck und dem geringeren Außen- druck erfolgte daraufhin die explosionsartige Zerstörung der ganzen Druckkabine. Türen und Fenster, die geöffnet werden müssen, sind mit einem Gummischlauch eingefast, der im geschlossenen Zustand durch Druckluft aufgeblasen wird und somit eine absolute Dichtung zwischen Tür bzw. Fenster und Rahmen bewirkt

(Bild 1.58a). In derselben Weise wird eine Dichtung von Zwischentüren zum Führerraum oder zu anderen Räumen hergestellt, die bei einem eventuellen Undichtwerden des einen oder anderen Raums als Schottwände wirken. Häufig werden auch Lippendichtungen angewendet, z. B. bei zu öffnenden Fenstern des Besatzungsraums (Bild 1.58b).

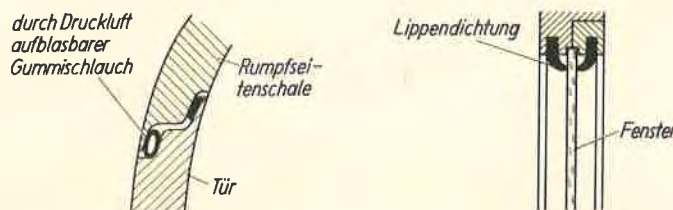


Bild 1.58 Tür- und Fensterdichtung bei Druckkabine

Sämtliche beweglichen Gestänge sowie auch alle fest eingebauten Leitungen, die aus dem Druckraum herausgeführt werden, sind durch Stopfbuchsen luftdicht gegen den Außendruck abzudichten.

Um die Doppelscheiben im Führer- und Fluggastraum vor einem Anlaufen durch Schweißwasser und Atemfeuchtigkeit zu schützen, verwendet man mit Silikagel gefüllte Behälter aus durchsichtigem Werkstoff. Silikagel ist ein stark hygroskopisch reagierendes Mineral, das in trockenem Zustand eine blaue Färbung besitzt und sich bei Feuchtigkeitsaufnahme rosa färbt.

1.4.5. Gestaltung des Flugboottrumpfes

Eine besondere Rumpfkonstruktion ist für Flugboote erforderlich. Der Rumpf eines Flugboots muß entsprechend seinem Verwendungszweck einmal hydrodynamischen Eigenarten des Wassers und zum anderen aerodynamischen Gesichtspunkten genügen. Die hydrodynamischen Forderungen verlangen einen gekielten Schiffskörper, damit sich das Flugboot auf dem Wasser wie ein Schiff bewegen kann. Für den Flug in der Luft soll der Bootskörper auch aerodynamisch so gut durchgebildet sein, daß der Gesamtwiderstand trotz der Kielung im Verhältnis zu einem Landflugzeug nicht wesentlich ansteigt.

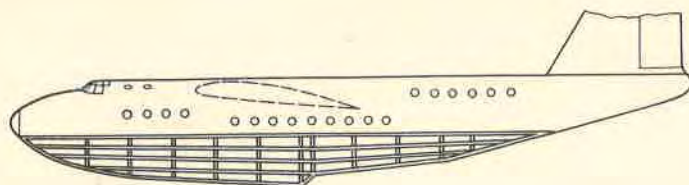


Bild 1.59 Aufbau des Unterwasserteils eines Flugboots

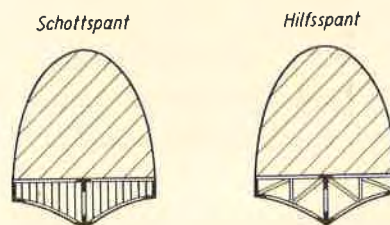


Bild 1.60 Spante für Flugbootkörper

Auch der innere Aufbau eines Flugboottrumpfes weist besondere Merkmale auf. Der im Wasser ruhende Teil des Bootskörpers muß den Beanspruchungen, die durch die Wasserkräfte beim Starten und Wassern sowie bei Wellengang hervorgerufen werden, gewachsen sein. Er ist daher besonders fest und stark zu konstruieren. Gleich einem Schiffsrumpf besitzt er einen Kiel und Spanten, die z. T. als Schottwände ausgebildet sind, um bei einem etwaigen Leckschlagen

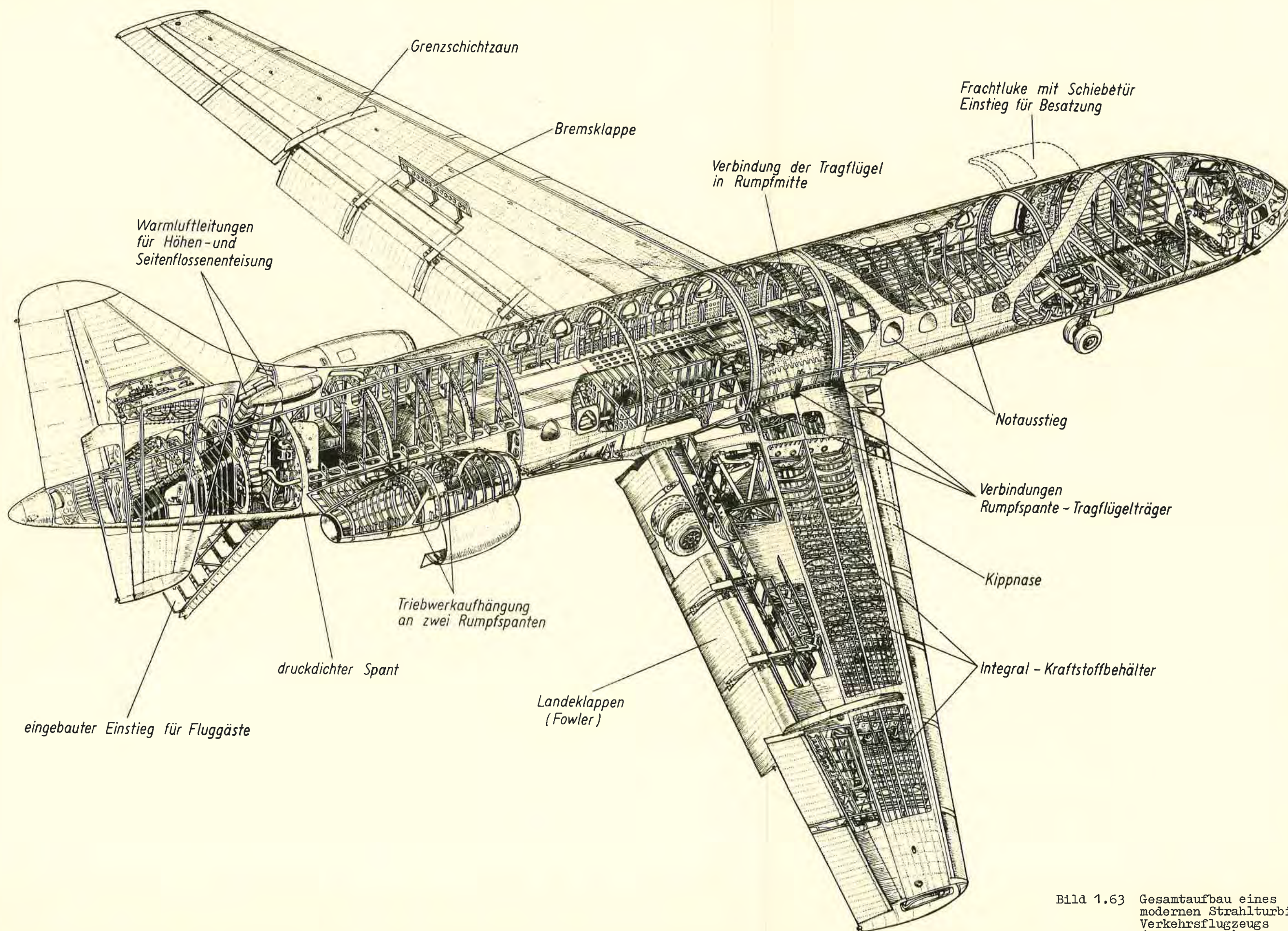


Bild 1.63 Gesamtaufbau eines modernen Strahltriebwerks-Verkehrsflugzeugs ("Caravelle")

noch die Schwimmfähigkeit zu gewährleisten (Bilder 1.59 und 1.60). Der darüber liegende Rumpfteil, der Besatzung, Fluggäste und Fracht aufnimmt, ist aus einer normalen Schalenkonstruktion mit Spanten und Längsgurten bzw. Stringern aufgebaut.

Das größte Problem einer Flugbootkonstruktion besteht darin, den Bootsteil den aerodynamischen Forderungen derart anzugleichen, daß seine erforderlichen hydrodynamischen Eigenschaften immer noch sichergestellt sind. Allerdings wird sich hierbei immer nur eine Kompromißlösung ergeben.

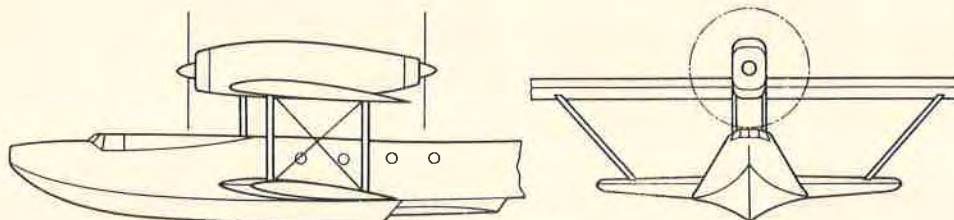


Bild 1.61 Flugboot mit Flossenstummel zur Stabilisierung

Um im Wasser eine genügende Seitenstabilität zu erreichen, setzte man früher entweder Stützwimmer an die Tragflügel oder Flossenstummel seitlich an den Rumpf. Letztere waren im Querschnitt einem Tragflügelprofil angenähert, um gleichzeitig eine gewisse Auftriebserhöhung und Widerstandsverminderung zu erreichen (Bild 1.61).

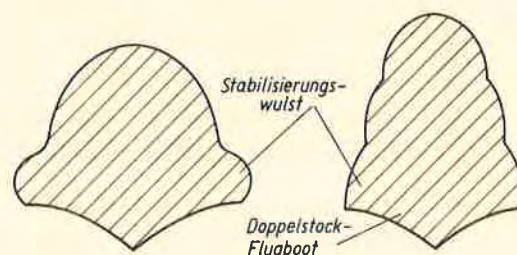


Bild 1.62 Flugbootkörper mit Stabilisierungswulst

Eine heute häufig angewandte Methode zur Stabilisierung besteht in einer wulstartigen Verbreiterung des Rumpfes an der Wasserlinie (Bild 1.62).

Bild 1.63 (Seite 23) zeigt abschließend den Aufbau des Rumpfes aber auch die Gestaltung der übrigen Hauptbaugruppen eines modernen Verkehrsflugzeugs mit Strahltriebwerkenantrieb.

2. Aufbau des Leitwerks

2.1. Aufgaben des Leitwerks

Ein Flugzeug, das sich ohne Leitwerk, bzw. ohne Dämpfungsflächen, im Luftraum bewegen würde, wäre um seine drei Achsen, Längs-, Quer- und Hochachse, instabil. Es würde richtungslos im Raum taumeln.

Stabilität ist aber eine für die Flugsicherheit notwendige Eigenschaft. Sie bewirkt, daß das Flugzeug beim Fliegen stets von selbst die richtige Fluglage

einhält und Störungen dieser Lage ohne Ruderansschläge selbsttätig ausgleicht. Man unterscheidet zwei Arten der Stabilität, und zwar die statische und die dynamische Stabilität.

Ein *statisch stabiles* Flugzeug muß nach einer Ablenkung aus der normalen Fluglage durch das im Schwerpunkt angreifende Eigengewicht wieder in die Ausgangslage zurückgedreht werden. Zur Veranschaulichung kann man sich ein im Schwerpunkt aufgehängenes Flugzeugmodell vorstellen, das nach äußeren Anstößen stets wieder die Normallage einnimmt.

Bei einem *dynamisch stabilen* Flugzeug wird ein Gleichgewichtszustand durch die einwirkenden Kräfte der das Flugzeug umströmenden Luft erreicht, ohne daß die Ruder bewegt werden.

Dabei unterscheidet man drei Fälle:

1. *Dynamisch stabil* ist ein durch Böen aus seiner Flugbahn gebrachtes Flugzeug, wenn es um die normale Flugbahn mit abnehmender Schwingungsweite langsam wieder in die alte Lage zurückpendelt. Der Normalzustand wird wieder selbsttätig hergestellt (Bild 2.1a).
2. *Dynamisch indifferent* ist ein nach einer Störung aus dem Normalflug gebrachtes Flugzeug, das zwar ein rückdrehendes Moment erzeugt, das aber so groß ist, daß das Flugzeug über die normale Fluglage hinaus weiterdreht und sich dann entgegengesetzt der gleiche Vorgang abspielt, ohne daß ein Abklingen dieser Bewegung eintritt (Bild 2.1b).
3. *Dynamisch labil* ist ein Flugzeug, das die anfänglich verursachte Störung vergrößert und beispielsweise schon nach wenigen Schwingungen um die Querachse in den Sturzflug übergeht (Bild 2.1c). Dieser auch instabil genannte Zustand ist für Flugzeuge unzulässig.

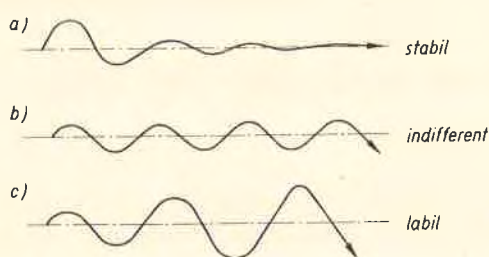


Bild 2.1 Gleichgewichtsarten bei Schwingungsvorgängen

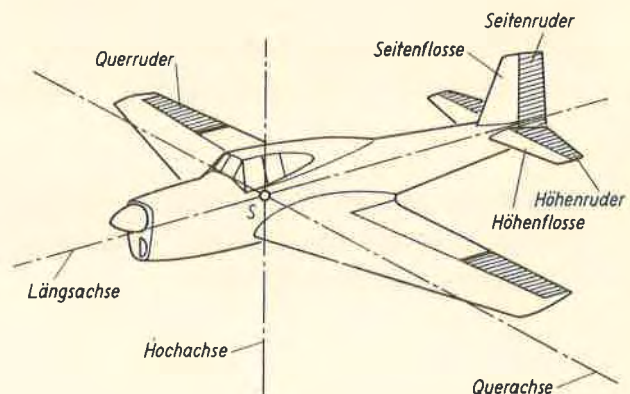


Bild 2.2 Lage der Achsen und Leitwerkteile am Flugzeug

Um die erforderliche Stabilität eines Flugzeugs zu erreichen und um von vornherein die durch Luftkräfte verursachten Bewegungen so klein wie möglich zu halten, bringt man in großem Abstand vom Schwerpunkt bzw. von den Drehachsen feststehende Dämpfungsflächen an, die als Flossen und Ruder bezeichnet werden (Bild 2.2). Sie erzeugen rückdrehende Momente, wenn z. B. durch Böen eine Ablenkung aus der Normallage erfolgt ist.

Für die Einleitung gewünschter Drehbewegungen zur Änderung der Fluglage die-

nen die verschiedenen Ruder. Sie sollen auch bei Störungen des Normalflugzustands das Flugzeug wieder in eine Gleichgewichtslage bringen, falls diese nicht durch die Eigenstabilität von selbst wieder hergestellt wird.

Zur Korrektur von Störungen um die Querachse und zur Bewegungseinleitung um diese Achse dient das Höhenleitwerk mit Flosse und Ruder. Für denselben Zweck, jedoch in bezug auf die Hochachse, benötigt man das Seitenleitwerk, ebenfalls mit Flosse und Ruder.

Um eine wirksame Dämpfung der Bewegungen um die Quer- und Hochachse zu erreichen, müssen die beiden Leitwerke einen möglichst großen Abstand vom Schwerpunkt des Flugzeugs haben. Ihre Dimensionierung richtet sich nach der Länge des wirksamen Hebelarms und nach dem Geschwindigkeitsbereich des Flugzeugs. Bei größerem Abstand des Leitwerks vom Schwerpunkt und auch bei höherer Fluggeschwindigkeit können die Flossen und Ruder infolge einer stärkeren Wirksamkeit der Luftkräfte kleiner werden.

Die Querruder an der äußeren Hinterkante der Tragflügel dienen zum Ausgleich oder zur Einleitung von Bewegungen um die Längsachse.

Eine Besonderheit des Querruders ist die mit steigender Fluggeschwindigkeit auftretende Abnahme oder sogar Umkehr seiner Wirksamkeit. Diese Reduzierung der Querruderwirkung wird durch eine Torsion der Tragflügel infolge des Querruderausschlags bewirkt. Die Verdrehung entsteht dadurch, daß sich bei Ausschlag nicht nur eine Auftriebserhöhung ΔA_Q im Bereich des Flügels, sondern auch ein Luftkraftmoment M_Q ergibt, das ein Drehmoment auf den Flügel im entgegengesetzten Sinne des Querruderausschlags zur Folge hat (Bild 2.3a). Dadurch ergibt sich eine der vom Querruder erzeugten Luftkraft gerade entgegengesetzt wirkende weitere Luftkraft ΔA_E am Flügel, die eine Verminderung der Querruderwirkung hervorruft. Mit wachsendem Staudruck, d. h. mit steigender Fluggeschwindigkeit, ist auch die Flügelverdrehung größer, so daß unter Umständen sogar eine Umkehr der Querruderwirkung eintreten kann.

Bei schnellen Flugzeugen kann man die Wirksamkeit der Querruder dadurch erhalten, daß die Flügelsteifigkeit erhöht wird. Häufig werden auch zwei Querruder angeordnet, und zwar ein normales am äußeren Ende des Flügels und eines weiter innen (Bild 2.3b). Bei kleineren Geschwindigkeiten wird nur das äußere Ruder benutzt. Bei großen Geschwindigkeiten wird das äußere Querruder blockiert, so daß Torsionsmomente am Ende des Flügels vermieden werden. Es wirkt in diesem Fall nur das innere Ruder, das bei hohen Geschwindigkeiten völlig ausreichend ist.

Zur Dämpfung von Bewegungen können durch entsprechende Formgebung auch die Tragflügel herangezogen werden. So kommen bei der Pfeilform große Teile des

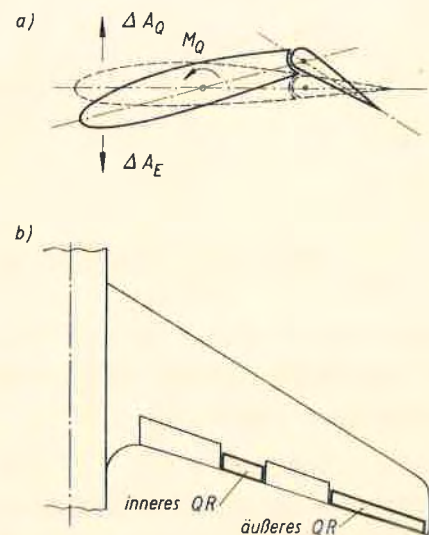
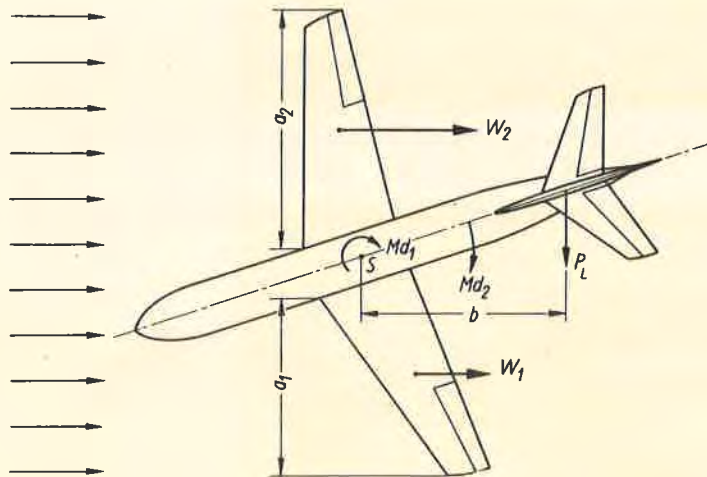


Bild 2.3 Querruderumkehr

Tragflügels vor und auch hinter die Querachse zu liegen und wirken dadurch bewegungsdämpfend. Damit erhöht sich die Längsstabilität eines Flugzeugs, d. h. die Stabilität in Richtung der Längsachse mit der Querachse als Drehachse. Die Pfeilstellung der Tragflügel ermöglicht auch eine zusätzliche Seiten- oder Kursstabilität, indem der bei Abweichungen vorgedrehte Flügel einen größeren Widerstand erfährt und daher wieder zurückgedreht wird (Bild 2.4).



Rückdrehung um Hochachse in Normal-lage durch

1. Pfeilflügel:

$$a_1 < a_2$$

daher Widerstand

$$W_1 < W_2$$

ergibt rückdrehendes Moment

$$Md_1 = (W_2 - W_1) \frac{a}{2}$$

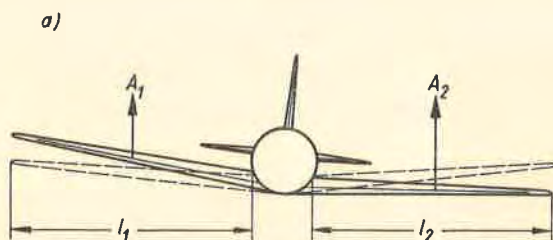
2. stabilisierende Kraft P der Seitenleitwerkflosse: ergibt Drehmoment

$$Md_2 = P_L \cdot b$$

Bild 2.4 Stabilisierung des Flugzeugs um die Hochachse

Durch eine V-Stellung der Tragflügel kann auch eine Erhöhung der Querstabilität erreicht werden. Man unterscheidet dabei eine positive und eine negative V-Stellung (Bild 2.5).

Die positive V-Stellung bewirkt bei einer Drehung des Flugzeugs um seine Längsachse, daß der nunmehr waagerecht liegende Flügel einen größeren Auftrieb als der zwar gleichgroße, aber schräg liegende Flügel erhält. Dadurch senkt sich der Flügel geringeren Auftriebs, bis wieder Gleichgewicht in der Auftriebserzeugung eintritt. Das Flugzeug hat wieder seine Normallage eingenommen (Bild 2.5a).



$l_2 > l_1$, ergibt $A_2 > A_1$
Flugzeug dreht in Normallage zurück

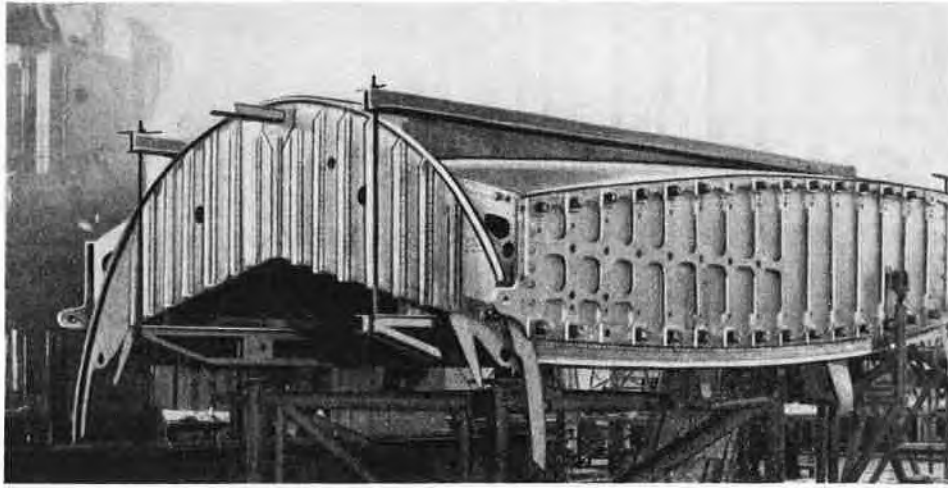


$l_1 > l_2$, ergibt $A_1 > A_2$
Flugzeug bleibt in Kurvenschräglage

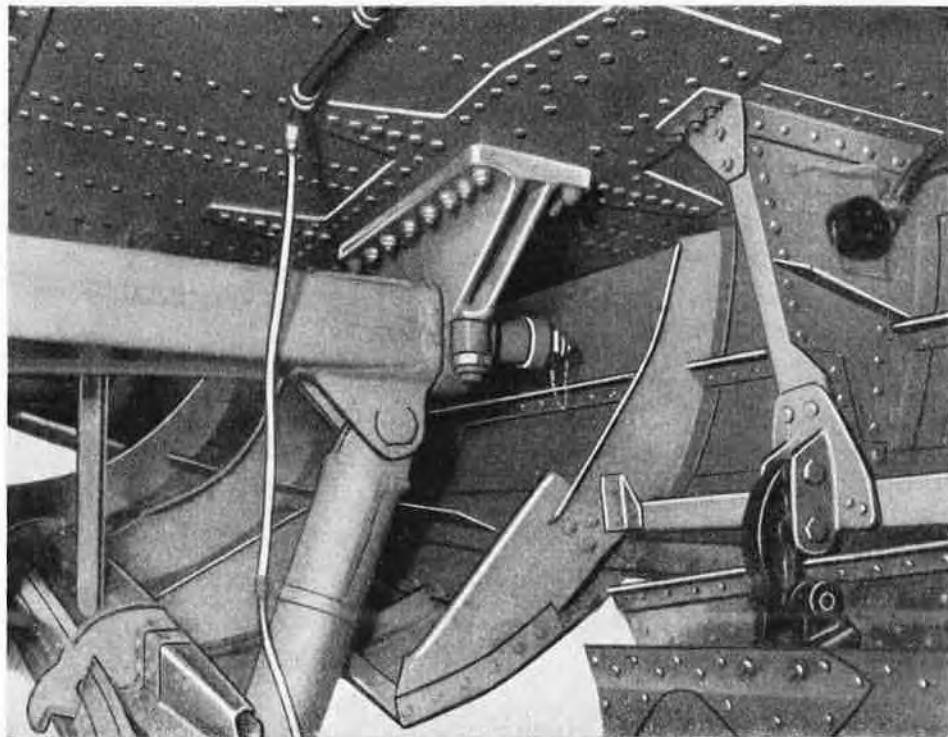
Bild 2.5 Stabilisierung durch V-Stellung der Tragflügel

a) positive V-Stellung

b) negative V-Stellung



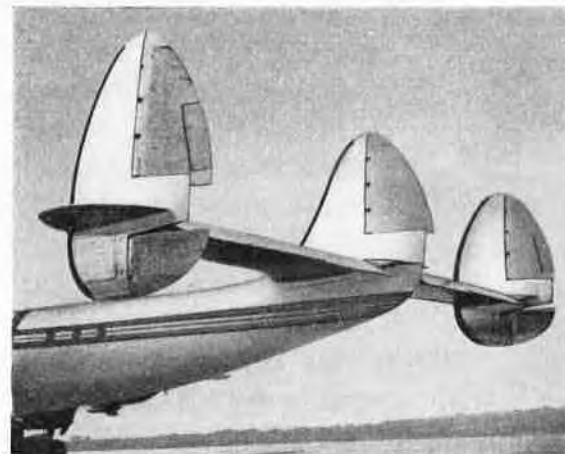
◁ Bild 1.42 Tragflügelmittelstück
eines Schulterdeckers mit Endrippe
für Tragflügelbefestigung



◁ Bild 1.53 Fahrwerk-
und Fahrwerkklappenanschluß
an einem Schalenrumpf



△ Bild 2.7 Einfaches Leitwerk
(IL 14 P)



△ Bild 2.8 Leitwerk mit drei Seitenleitwerken
(Super Constellation)

Bei schnellen Flugzeugen wird mit einem Seitenruderausschlag eine Rollbewegung um die Längsachse eingeleitet, da das Seitenruder bei der Schräglage des Flugzeugs teilweise als Querruder wirkt. Diese Rollbewegung versucht das Flugzeug aus der Kurvenschräglage wieder in die normale Fluglage zurückzudrehen. Durch die *n e g a t i v e V - S t e l l u n g* der Tragflügel erhält jedoch der beim Kurvenflug außen liegende Flügel einen größeren Auftrieb. Dadurch wird die Rollbewegung aufgehoben (Bild 2.5b).

Flugzeuge mit einer geringen Dämpfung um die Längsachse sind gegen Querlagenveränderungen sehr empfindlich.

2.2. Leitwerkformen und -anordnungen

Die folgende Übersicht bringt einige typische Formen und Anordnungen von Leitwerken, die sich aus aerodynamischen oder, bei Militärflugzeugen, aus taktischen Forderungen ergeben.

1. Einfaches, zentrales Seitenleitwerk mit tiefliegendem Höhenleitwerk:

Diese Leitwerkanordnung wird meist bei Tiefdeckern angewandt. Sie vermeidet größere Störungen der Stabilität am Höhenleitwerk durch die Nachlaufströmung des Tragflügels. Außerdem ist diese Ausführungsform am billigsten hinsichtlich der Fertigung und Einfachheit der Steuerung und verursacht auch den geringsten Gewichtsaufwand, z. B. IL 14, "152" (Bild 2.6a und Bild 2.7, Seite 29).

2. Einfaches, zentrales Seitenleitwerk mit hochliegendem Höhenleitwerk:

Eine derartige Lage des Höhenleitwerks wird vielfach bei Flugzeugen gewählt, deren Tragflügel als Schulter- und Hochdecker ausgebildet sind. Das Höhenleitwerk liegt bei dieser Anordnung außerhalb der Nachlaufströmung des Tragflügels, so daß keine Stabilitätslücken auftreten, z. B. Mig 15 (Bild 2.6b).

Bei dieser Ausführung muß darauf geachtet werden, daß sich bei gleichzeitigem Höhen- und Seitenruderausschlag die Ruder nicht gegenseitig stören.

3. Einfaches, zentrales Seitenleitwerk mit obenliegendem Höhenleitwerk:

Hinsichtlich der Stabilitätsbeeinflussung durch die Nachlaufströmung des Tragflügels stellt diese Anordnung, bei der das Höhenleitwerk auf der Seitenflosse angebracht ist, die günstigste Lösung dar. Aus der Pfeilstellung beider Flossen ergibt sich, daß der Druckpunkt der Höhenleitwerkskraft hinter dem Rumpfpfeil liegt. Dadurch wirkt die Höhenleitwerkskraft an einem vorteilhaften Hebelarm, so daß die Höhenleitwerksfläche entsprechend klein dimensioniert werden kann. Durch die Endscheibenwirkung des Höhenleitwerks, d. h. durch die Verhinderung eines schnellen Druckausgleichs von einer Seite des Seitenruders zur anderen, kann auch das Seitenleitwerk kleiner ausgeführt werden. Diese Leitwerklage wird auch als sogenanntes T-Leitwerk bezeichnet, z. B. Lockheed F 104 (Bild 2.6c).

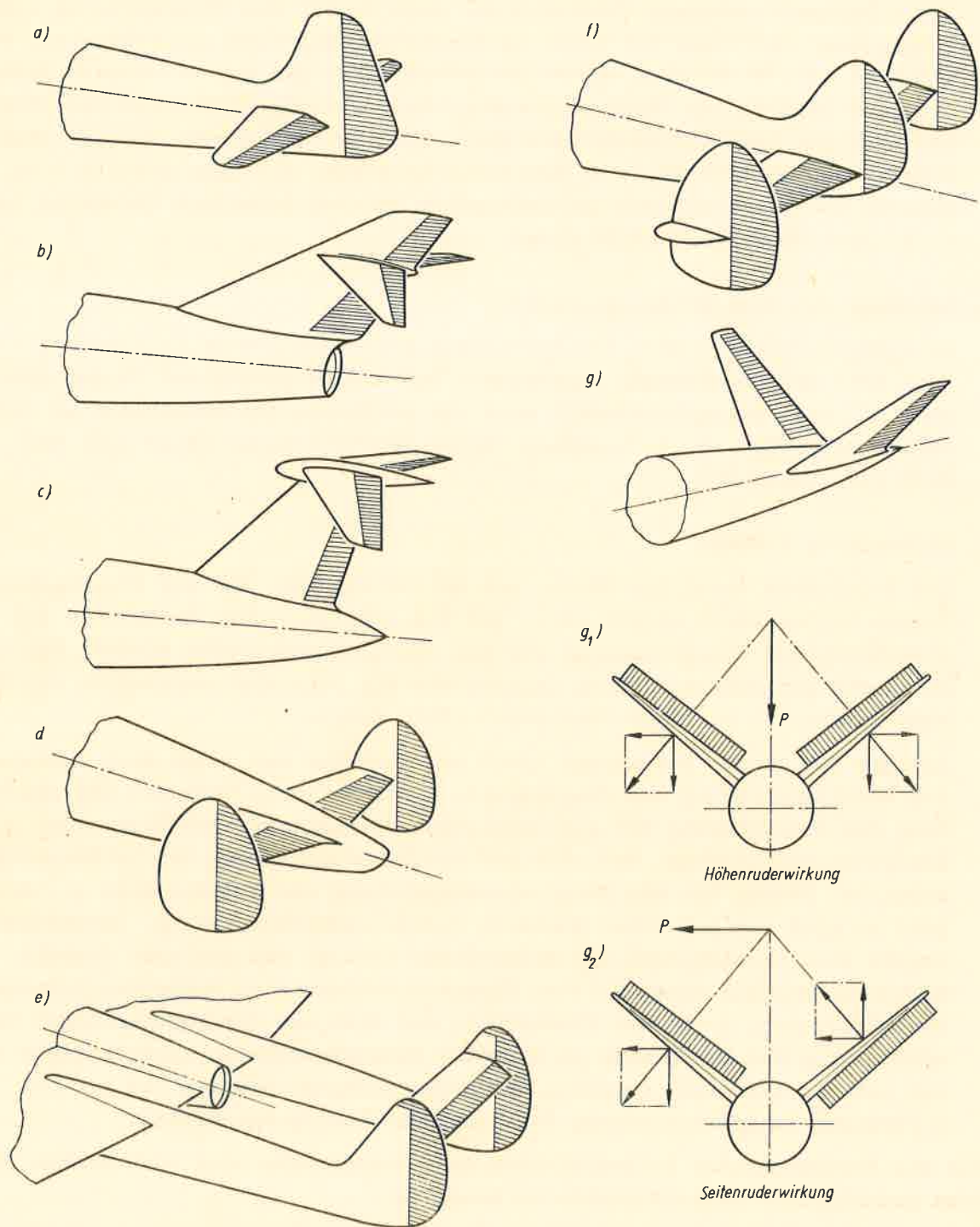


Bild 2.6 Leitwerkanordnungen

4. Geteiltes Seitenleitwerk:

Für eine derartige Ausführung sind meist taktische Forderungen ausschlaggebend. Bei dieser Anordnung, bei der die Seitenleitwerke an den Enden des Höhenleitwerks befestigt sind, kann infolge der Endscheibenwirkung das Höhenleitwerk kleiner ausgeführt werden, z. B. Blackburn "Beverley" (Bild 2.6d).

5. Leitwerk für Flugzeuge mit Rumpfgondel oder Doppelrumpf:

Diese Leitwerkanordnung verwendet man beim Einbau des Triebwerks in eine Rumpfgondel oder wenn bei einer zweimotorigen Maschine aus taktischen Gründen eine gute Sicht nach hinten gefordert wird. Das Seitenleitwerk befindet sich dann an den Enden sogenannter Leitwerksträger, während das Höhenleitwerk die Querverbindung darstellt. Der Gewichtsaufwand und die Oberflächenreibung sind groß, so daß diese Anordnung nur dann gewählt wird, wenn es aus konstruktiven und taktischen Gründen unbedingt notwendig ist, z. B. Nord "Noratlas" (Bild 2.6e).

6. Leitwerk mit drei Seitenleitwerken:

In einigen Fällen werden zur Erreichung einer genügenden Seitenstabilität auch drei Seitenleitwerke angewendet. Dabei wird zusätzlich zu der Ausführung mit zwei Seitenleitwerken noch ein zentrales Seitenleitwerk am Rumpfende hinzugefügt, z. B. Lockheed "Super Constellation" (Bild 2.6f und Bild 2.8, Seite 29).

7. Leitwerk in V-Form:

Das V-Leitwerk vereinigt Höhen- und Seitenleitwerk. Bei der Wirkungsweise dieser Leitwerkform ergibt sich, daß die resultierenden Luftkräfte bei gleichsinnigem Ruderausschlag nur als Höhenleitwerkkräfte wirken, bei ungleichmäßigem Ruderausschlag dagegen nur als Seitenleitwerkkräfte zur Wirkung kommen, z. B. Fouga "Magister" (Bild 2.6g).

Infolge der großen V-Stellung liegt das Leitwerk auf jeden Fall außerhalb der Nachlaufströmung des Tragflügels. Einen Nachteil bedeutet die Begrenzung der Ruderwirkung bei gleichzeitiger Überlagerung von Höhen- und Seitenleitwerkbetätigung, was sich auf die Dimensionierung der Leitwerkfläche auswirkt. Ferner ist die Torsionsbeanspruchung des Rumpfes mehr als doppelt so groß wie bei einer normalen Seitenleitwerkanordnung. Aerodynamisch ergibt sich hinsichtlich des Widerstands dadurch ein geringer Vorteil, daß durch den Wegfall eines dritten Flossenanschlusses am Rumpf der Interferenzwiderstand, d. h. der Widerstand, der sich aus der gegenseitigen Beeinflussung der Strömungen um einzelne Flugzeugbauteile ergibt, etwas kleiner ist als bei einer normalen Leitwerkanordnung. Günstig ist bei der V-förmigen Leitwerkanordnung der geringere Fertigungsaufwand.

Für die Gestaltung der Leitwerkformen und -anordnungen sind noch einige weitere prinzipielle Gesichtspunkte zu beachten.

Bei der Anordnung der Leitwerkflächen zueinander sind nicht nur deren Hauptaufgaben, die Gewähr der Längs- und der Seitenstabilität, allein maßgebend, sondern auch ihr Verhalten beim Trudeln. Dabei darf das Seitenleitwerk nicht im Windschatten des Höhenleitwerks liegen, da sonst seine Wirkung völlig ausfällt. Man zieht daher z. B. bei hochliegendem Höhenleitwerk und weit nach hinten gesetztem Seitenleitwerk das Ruder oft bis zur Rumpfunterkante herunter, um die volle Ruderwirkung zu erhalten (Bild 2.9a).

Eine andere Möglichkeit, denselben Effekt zu erreichen, besteht darin, das Seitenleitwerk vor dem Höhenleitwerk anzuordnen, so daß es in der ungestör-

ten Luftströmung liegt (Bild 2.9b).

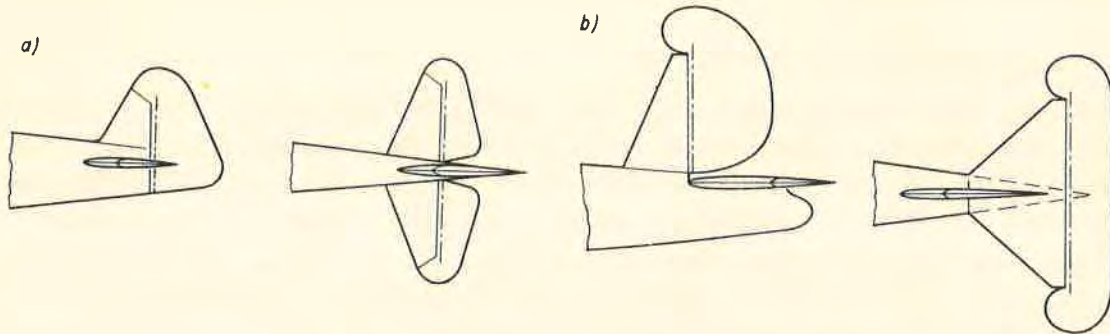


Bild 2.9 Seitenleitwerk außerhalb des Windschattens des Höhenleitwerks

- a) Seitenruder heruntergezogen
- b) Seitenleitwerk liegt vor dem Höhenleitwerk

Um den Druckausgleich zwischen Sog- und Druckseite des Höhenleitwerks zu verringern, versieht man die Stirnseiten der Flossen mit senkrecht stehenden Endscheiben (Bild 2.10).

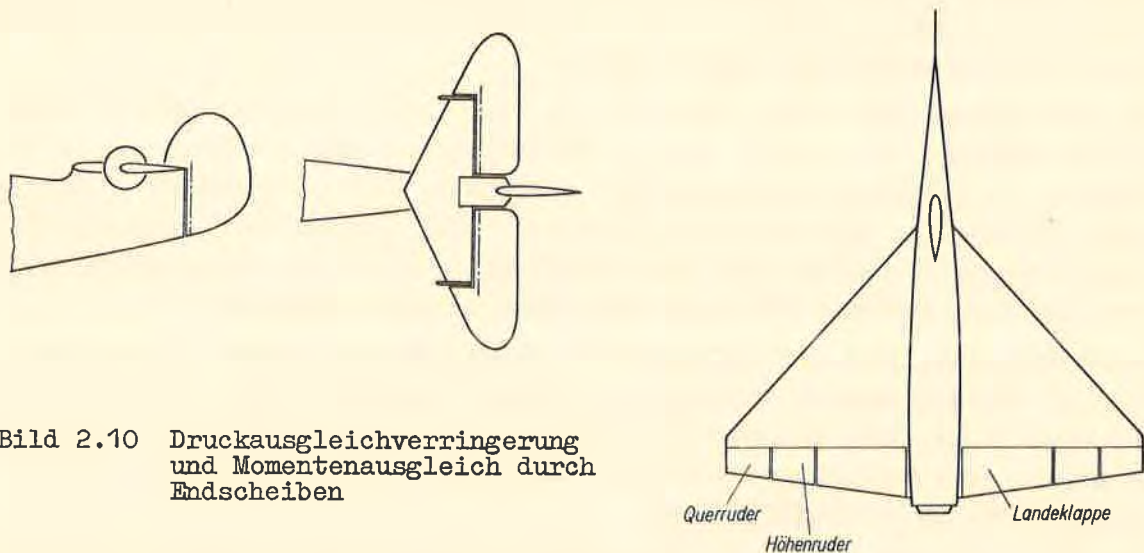


Bild 2.10 Druckausgleichverringern und Momentenausgleich durch Endscheiben

Bei schwanzlosen Flugzeugen, d. h. bei Maschinen mit Dreieck- oder Deltaflügeln, übernehmen die an der Flügelhinterkante angebrachten Querruder gleichzeitig die Funktion des Höhenleitwerks. Durch ein Differentialgetriebe wird im Gegensatz zum Querruder ein gleichsinniger Ausschlag der Ruder erreicht (Bild 2.11).

Bild 2.11 Geteilte Quer- bzw. Höhenruder und Landeklappen

Bei großen Flugzeugen hoher Geschwindigkeiten unterteilt man heute die Ruder der Leitwerke in zwei bis drei einzelnen Flächen. Bei erheblichen Durchbiegungen der Flossen und Ruder wird dadurch ein Klemmen der Lager vermieden. Die Ruderflächen selbst sind untereinander verbunden, so daß nur ein Antrieb notwendig ist (Bild 2.11).

Bei einigen Hochgeschwindigkeitsflugzeugen bestehen die Höhenleitwerke aus aerodynamischen Gründen nur aus gedämpften Rudern ohne feststehende Flossen.

Die Dämpfung erreicht man durch einen aerodynamischen und durch einen im Rumpf liegenden Feder- oder Gewichtsausgleich.

2.3. Beanspruchungen des Leitwerks

Das Seiten- und Höhenleitwerk sowie die Querruder werden durch Luft- und Ruderbetätigungskräfte beansprucht. Die einzelnen Belastungsfälle, nach denen die Leitwerkflächen zu dimensionieren sind, sind in den Bauvorschriften festgelegt. Man kennt z. B. Böenfälle, Beanspruchungen durch Ruderbetätigung, symmetrische und unsymmetrische Beanspruchungen usw. In ihrer Grundkonzeption sowie auch in ihrer Bauweise unterscheiden sich Höhen- und Seitenleitwerk grundsätzlich nicht von Tragflügelkonstruktionen, so daß im allgemeinen die gleichen Methoden für die Festigkeitsberechnungen angewandt werden.

Bei einem normalen Geradeausflug ruht auf dem Seitenleitwerk keine Belastung, während das Höhenleitwerk mit einer Grundlast belastet ist. Ein Flugzeug ohne Höhenleitwerk hätte ein kopflastiges Moment. Dieses wird aber durch eine abwärts gerichtete Kraft am Höhenleitwerk ausgeglichen, was durch eine negative Anstellung der Höhenflosse erreichbar ist. In diesem Normalzustand wird das Höhenruder so ausgetrimmt, daß es um die Ruderrehachse das Moment Null besitzt. Dadurch werden am Steuer keine Handkräfte erzeugt. Bei allen auftretenden Belastungszuständen, wie z. B. durch Ruderbetätigung oder Böen, muß diese Grundbelastung überlagert werden.

Aus dem Verlauf der Luftkraftverteilung über der Spannweite des Leitwerks ist es möglich, den Verlauf der Querkräfte, Biege- und der Drehmomente zu ermitteln. Im Gegensatz zum Tragflügel überwiegen beim Leitwerk die unsymmetrischen Momente die symmetrischen erheblich. Eine unsymmetrische Beanspruchung durch Luftkräfte ergibt sich beim Tragflügel nur bei Querruderausschlag, während sie beim Leitwerk bei allen Ruderbetätigungen auftritt.

Recht ungünstig sind beim Leitwerk die Anschlußverhältnisse. Während den Tragflügeln als Einspannbasis die ganze maximale Rumpfbreite zur Verfügung steht, ist diese z. B. beim Höhenleitwerk infolge der Lage am Rumpfheck wesentlich geringer. Noch ungünstiger ist diese Einspannbasis bei einer Lagerung des Höhenleitwerks an der Seitenflosse.

Bei im Freien abgestellten Flugzeugen sind auch die Windkräfte zu berücksichtigen. Dabei muß der Festigkeitsnachweis der Leitwerke so geführt werden, daß sichere Windgeschwindigkeiten von 35 m/s aus jeder Richtung möglich sind.

Für alle am Leitwerk auftretenden sicheren Belastungen muß die Drehsteifigkeit so bemessen sein, daß sich bei festgehaltenen Ruderhebeln an keiner Stelle jedes einzelnen Ruders ein Drillwinkel von mehr als $3,6^\circ$ ergibt.

2.4. Konstruktive Gestaltung

Bei der Konstruktion der Leitwerke sind einige Forderungen zu erfüllen, die sich aus der Geschwindigkeitssteigerung und aus den Bedingungen für eine gute Serienfertigung ergeben.

Wie bei allen Bauteilen des Flugzeugs ist auch bei der Konstruktion der Flossen und ganz besonders der Ruder größter Wert auf geringstes Gewicht zu le-

gen. Jedes Mehrgewicht der Ruder muß durch ein höheres Ausgleichgewicht kompensiert werden.

Um ein Flattern der Flossen, Ruder und Leitwerkklagerungen zu vermeiden, müssen diese Bauteile, besonders beim Schnellflug, möglichst hohe Eigenschwingungszahlen besitzen. Sie werden daher sehr steif gebaut. Weiterhin wird gefordert, daß die Lagerungen absolut spielfrei sind. Zugleich soll bei Bewegung der Ruder und Hilfsruder in den Lagern eine geringstmögliche Reibung auftreten.

Die bei einer Durchbiegung der Flossen sich gleichzeitig ergebenden Durchbiegungen der Ruder dürfen keine unzulässigen Spannungen verursachen. Anderenfalls müssen die Ruder in einzelne Teilruder unterteilt werden.

Die Profilform der Leitwerke muß auch unter Einwirkung der Luftkräfte genau beibehalten werden. Ausschnitte und Spalte in den Rudern sind möglichst ohne größere Störung der Profilform auszuführen. Diese Forderung ergibt sich nicht nur aus Widerstandsgründen, sondern es muß auch verhindert werden, daß infolge derartiger Angriffspunkte für die strömende Luft bei hohen Geschwindigkeiten Schwingungen auftreten, die eventuell zu Schwingungsbrüchen führen können.

Im Hinblick auf eine gute Serienfertigung müssen sich Flossen und Ruder in wenigen Großbauvorrichtungen aus vorgefertigten Schalen und Einzelteilen herstellen lassen. Es ist darauf zu achten, daß zur Kontrolle und Wartung der Steuerung eine genügende Anzahl von Klappen und Handlochdeckeln vorgesehen ist.

2.4.1. Höhen- und Seitenflossen

Die Flossen sind als kraftaufnehmender Festigkeitsverband anzusehen. Sie stellen einseitig eingespannte Träger (Kragträger) dar, die auf Biegung und Torsion beansprucht werden und entsprechend angeschlossen sind.

2.4.1.1. Bauweisen

Der konstruktive Aufbau der Höhen- und Seitenflossen ist weitestgehend mit demjenigen der Tragflügel zu vergleichen. In bezug auf die Bauweisen ergeben sich in der historischen Entwicklung genau die gleichen Gesichtspunkte, die bereits vom Tragwerk her bekannt sind. Da in statischer und festigkeitsmäßiger Hinsicht die gleichen Bedingungen herrschen, kennt man auch bei der Flossenkonstruktion die Fachwerk-, Holm-, aufgelöste Schalen-, Integral- und Verbundplattenbauweise.

Bei der F a c h w e r k - und H o l m b a u w e i s e werden die sich aus den Luftkräften ergebenden Beanspruchungen meist durch zwei Holme und eine Anzahl Rippen sowie in geringem Maße von der Haut aufgenommen. Die konstruktive Ausführung der Holme und Rippen entspricht der Ausführung beim Tragflügel, nur in verkleinerten Verhältnissen. Auch bei der Dimensionierung der Flossenbeplankung ist darauf zu achten, daß sie nicht vorzeitig unter der Druck- und Torsionsbeanspruchung ausbeult.

Da die Leitwerkprofile im Verhältnis zu denen der Tragflügel wesentlich dünner sind, ist beim Übergang zu höheren Fluggeschwindigkeiten die Anwendung der S c h a l e n b a u w e i s e noch eher notwendig (Bild 2.12, S. 39).

Die Flossen setzen sich dann aus den beiden Schalen (Ober- und Unterschale), den Querverbänden, dem Vorder- und Hintersteg, dem Nasenkasten und dem Endkasten zusammen. Der Nasenkasten wird durch die Nasenrippen, den Nasensteg und die Beplankung gebildet. Außerdem enthält er noch Einrichtungen zur Enteisung. Am Endkasten werden die Auslegerarme der Ruderlager befestigt. Sie sind im allgemeinen als Integralteile ausgebildet (Bild 2.13 und Bild 2.14, Seite 39).

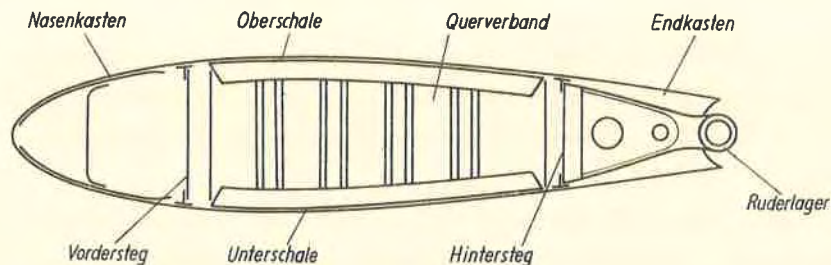


Bild 2.13 Höhenflosse in Schalenbauweise

In der weiteren Entwicklung der Schalenbauweise werden heute auch für Leitwerkflossen teilweise *I n t e g r a l s c h a l e n* und bei einigen sehr schnell fliegenden Flugzeugen bereits Schalen in *V e r b u n d p l a t t e n b a u w e i s e* angewendet.

2.4.1.2. Anschluß am Rumpf

Der Anschluß der Flossen am Rumpf wird bei der Fachwerk- und Holmbauweise in einfachster Weise mit vier Kugelverschraubungen durchgeführt. Diese Verschraubungen sind auf der einen Seite an Verlängerungen der Holmgurte und auf der anderen Seite an kräftigen Einleitungsspananten des Rumpfes befestigt. Wird eine Verstellung der Flossen im Flug gefordert, so ist eine Dreipunktlagerung mit Verstellspindel anzuwenden.

Bei einer Flossenkonstruktion in Schalenbauweise schließt man die Schalen über ihre gesamte Länge an einer entsprechenden Anschlußebeane des Rumpfes an. Dabei wird für die Überleitung der Längs- und Torsionskräfte aus den Schalen in den Rumpf eine größere Anzahl von Scherbolzen oder Zugbolzen mit Schubbuchsen verwendet. Bei stark gepfeilten Leitwerken steigen die Längskräfte nach dem hinteren Flossenanschluß zu erheblich an.

Für die Lagerung der Höhenflossen am Rumpf oder an der Seitenflosse ergeben sich mehrere konstruktive Lösungen. Eine Ausführungsmöglichkeit besteht darin, das ungeteilte Höhenleitwerk als Ganzes von hinten in einen Ausschnitt des Rumpfes zu schieben. Dabei können die beiden Flossenhälften entweder aus einem Stück gebaut sein oder, was häufiger der Fall ist, man schließt die beiden einzeln gefertigten Flossenteile in der Mitte durch angenietete Winkel zusammen (Bild 2.15, Seite 39). Die Montage an den Rumpf erfolgt durch Beschläge, die an den Holmen oder Stegen der Flossen und an den Einleitungsspananten des Rumpfes befestigt sind.

Die zwei Flossenhälften können aber auch durch Ausschnitte an den Rumpfseiten eingeführt und in der Mitte zusammen verschraubt werden. Hierbei werden ent-

weder die ganze Flosse, nur der Mittelkasten oder auch nur die Flossenholme eingesteckt.

Bei einer Lagerung des Höhenleitwerks auf dem Rumpf wird letzterer entweder an dieser Stelle ausgeschnitten oder oben abgeflacht. Die Voraussetzungen für eine Dreipunktlagerung mit Verstellspindel sind hierbei günstig. Die vordere drehbare Lagerung befindet sich bei dieser Ausführung an einem kräftigen Rumpfspant, während der hintere Lagerpunkt durch die Verstellspindel gebildet wird.

Bei den für Hochgeschwindigkeitsflugzeuge unerläßlichen dünnen und daher in Schalenbauweise ausgeführten Profilen, bei gleichzeitig gepfeilten Flossen, werden die Höhenleitwerkflächen immer getrennt, da eine durchgehende Konstruktion in Schalenbauweise nur sehr schwer zu lösen wäre.

Eine andere Gestaltung des Höhenleitwerkanschlusses ist dann erforderlich, wenn das Heckleitwerk als sogenanntes T-Leitwerk ausgeführt ist, d. h., wenn das Höhenleitwerk als Endscheibe auf dem Seitenleitwerk befestigt ist. Da diese Leitwerkausführung fast nur bei Hochgeschwindigkeitsflugzeugen angewendet wird, handelt es sich dabei meistens noch um gepfeilte Leitwerke. Bei dieser Anordnung werden die Schalenteile der Seiten- und Höhenflossen an einem besonderen Anschlußkasten angeschlossen. Die Verbindungen selbst erfolgen mit den bei Schalen üblichen Laschen, Scherbolzen oder Zugbolzen und Schubbuchsen. Die Verbindungsstelle wird durch einen tropfenförmigen Körper verkleidet, in dem u. U. noch Antennen untergebracht werden können (Bild 2.16).

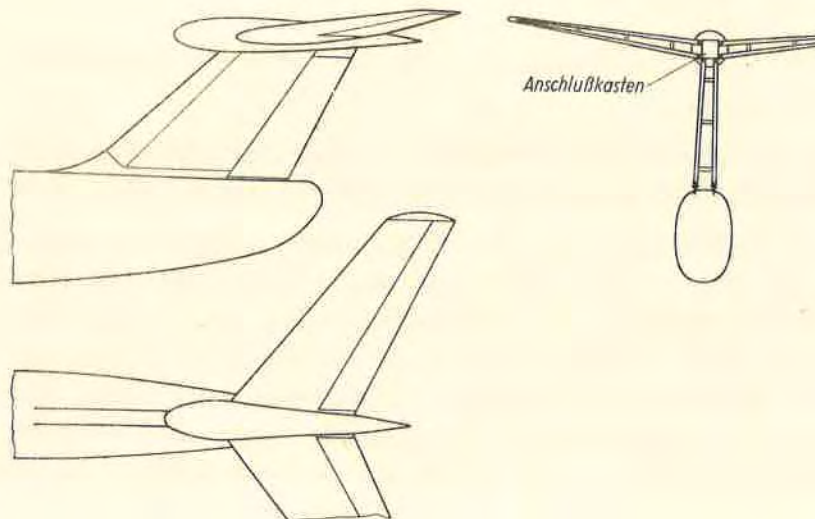


Bild 2.16 Flossenverbindung am Anschlußkasten eines T-Leitwerks

2.4.1.3. Verstellung der Flossen

Bei modernen Flugzeugen ist es üblich, Höhen- und Seitenflossen auch während des Flugs zu verstellen. Für den Flug erhalten die Höhenflossen einen großen positiven Anstellwinkel, während er bei Start und Landung negativ eingestellt wird. Es sollen dadurch die an den Tragflügeln infolge Anstellung der Landeklappen erzeugten kopplastigen Momente kompensiert werden.

Die Höhenflosse wird vorn in zwei Drehpunkten gelagert. Am hinteren Anschlußpunkt greifen eine Spindel oder ein Hydraulikzylinder an, die die Verstellung bewirken (Bild 2.17, s. auch Abschnitt 1.4.3.2.).

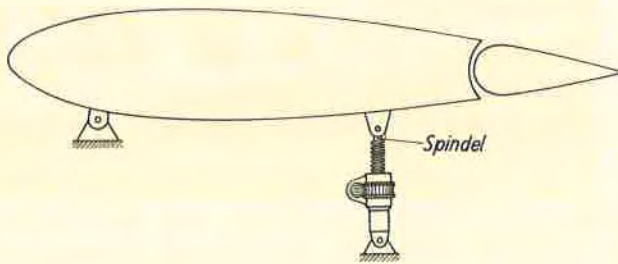


Bild 2.17 Höhenflossen-Verstellung durch Spindel

In der ähnlichen Weise wird die Seitenflosse verstellt, wenn sich eine Seitentrimmung der Maschine, z. B. infolge eines Triebwerkausfalls, notwendig macht.

2.4.2. Höhen-, Seiten- und Querruder

2.4.2.1. Ruderarten

Je nach den aerodynamischen Erfordernissen und baulichen Zweckmäßigkeiten wird im allgemeinen eine der folgenden Ruderarten verwendet.

K n i c k r u d e r

Bei dieser einfachsten Ruderart liegt der Drehpunkt auf der Symmetrieachse des Ruders, während sich die Form der Rudernase als Halbkreis um diesen Drehpunkt ergibt (Bild 2.18a). Ein aerodynamischer Ausgleich der Ruderdrehmomente ist nicht vorhanden. Daher wird diese Ruderausführung nur bei Flugzeugen mit niedrigen Geschwindigkeiten und bei solchen Flugzeugen, die eine Maschinensteuerung besitzen, angewandt.

R u d e r m i t o f f e n e m a e r o d y n a m i s c h e n I n n e n a u s g l e i c h

Beim Ruderausschlag taucht die Rudernase aus der Profilkontur auf, und die auftreffende Luftströmung unterstützt die Ruderbewegung (Bild 2.18b).

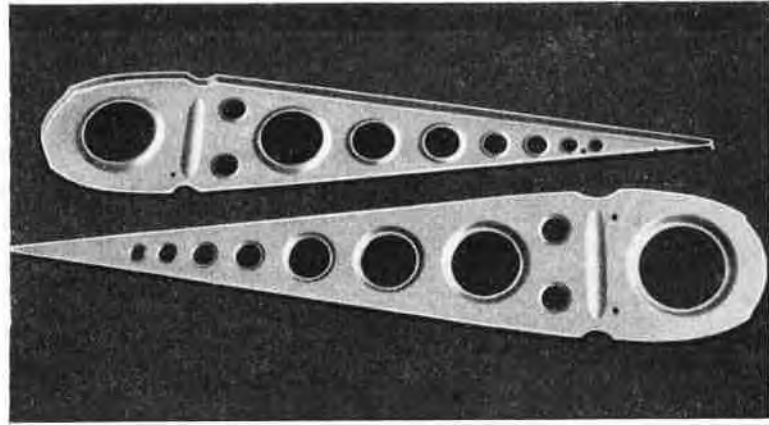
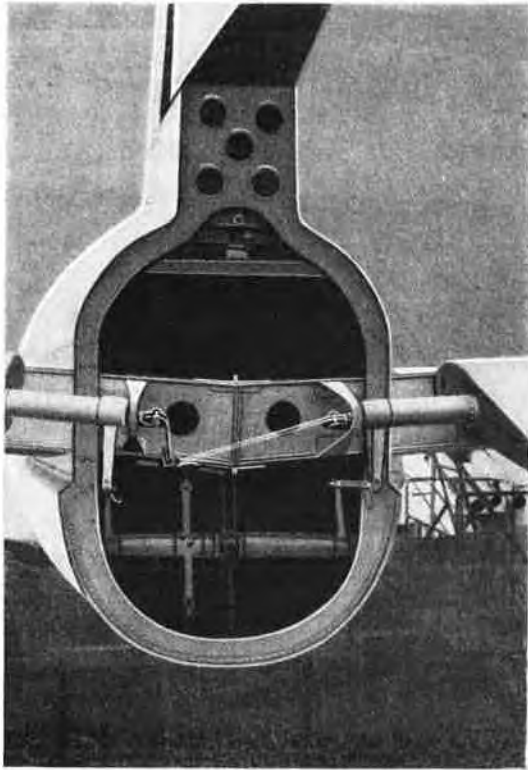
Dieses Ruder wird verwendet, wenn die Fluggeschwindigkeit so groß ist oder das ganze Flugzeug eine solche Größe besitzt, daß im Hinblick auf die entstehenden großen Steuerkräfte ein Knickruder nicht mehr einsatzbar ist. Durch den relativ großen Spalt zwischen Ruder und Flosse wird jedoch der Widerstand stark erhöht. Die auftauchende Rudernase begünstigt auch einen Eisansatz. Da die Ruderwirkung mit zunehmendem Ausgleichsgrad immer mehr abnimmt, kann dieses Auftauchen des Ruders u. U. schon bei relativ kleinen Geschwindigkeiten eintreten.

R u d e r m i t a e r o d y n a m i s c h e m A u ß e n a u s g l e i c h

Seine Wirkungsweise ist prinzipiell dieselbe wie bei einem Ruder mit aerodynamischem Innenausgleich. Jedoch befindet sich hier die ausgleichende Fläche nur am Ende des Ruders und erstreckt sich nicht über die ganze Spannweite (Bild 2.18c).

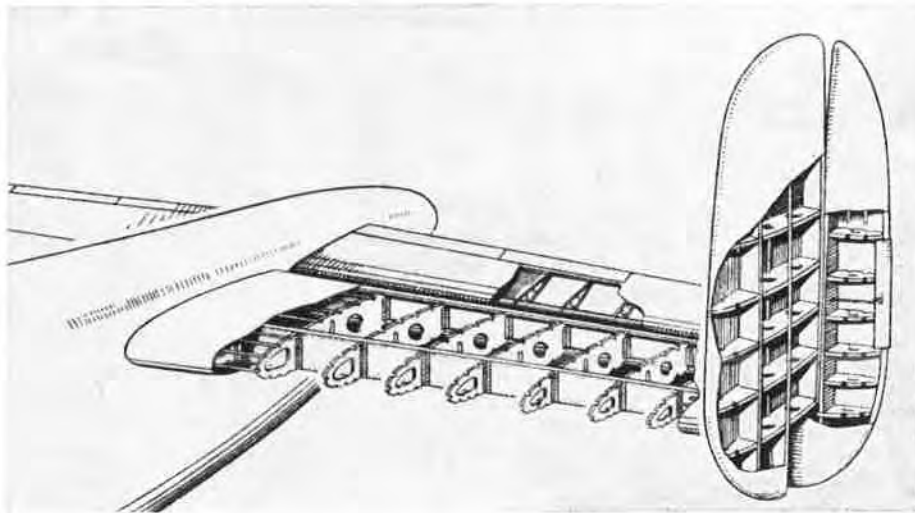
D o p p e l f l ü g e l

Diese für Flugzeuge niedriger Geschwindigkeit anwendbare Ruderanordnung erlaubt, den aerodynamischen Ausgleich beliebig weit zu treiben (Bild 2.18d).



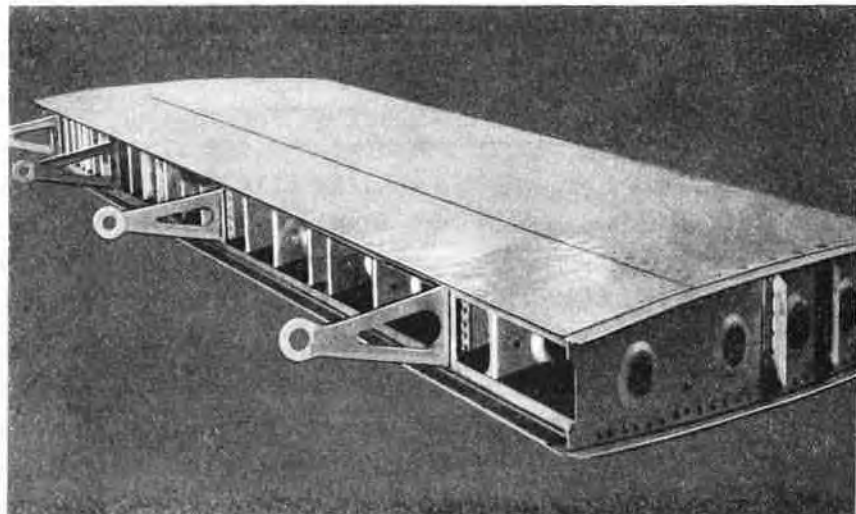
△ Bild 2.23 Ruderrippen

◁ Bild 2.15 Leitwerkflossenbefestigung am Rumpf



◁ Bild 2.12 Leitwerkaufbau in Schalenbauweise

▷ Bild 2.14 Mittelkasten einer Leitwerkflosse in Schalenbauweise



Außerdem ergibt sich infolge des Spalts zwischen Hauptprofil und Doppelflügel auch schon bei kleinen Ruderausschlägen eine ausgezeichnete Ruderwirkung. Nachteilig sind der beträchtliche Widerstand und die Vereisungsgefahr.

Spaltruder

Bedingt durch den Spalt zwischen dem Hauptprofil und dem Ruder ist die Wirkung dieser Ruderart sehr gut (Bild 2.18e). Besonders bewährt hat sie sich für Querruder. Die Ausgleichmöglichkeiten der Ruderkräfte können weitestgehend variiert werden. Allerdings besteht eine erhebliche Vereisungsgefahr.

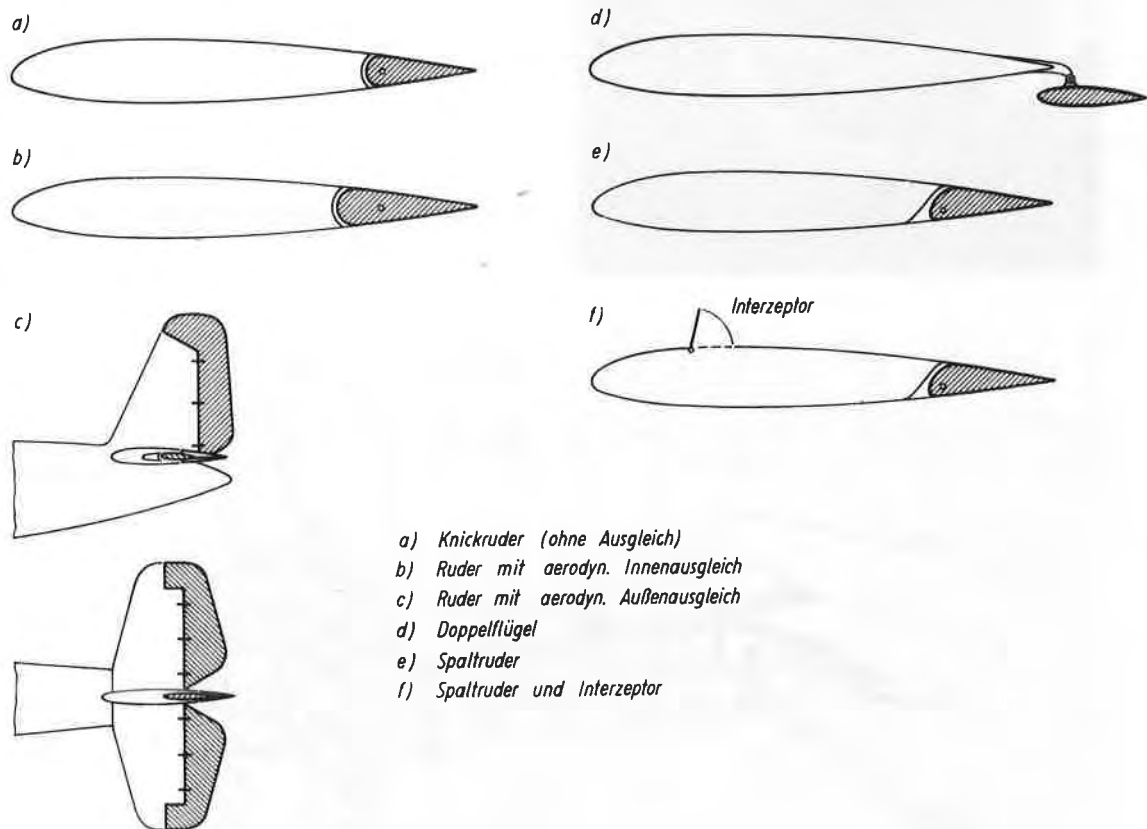


Bild 2.18 Ruderarten

Interzeptor in Verbindung mit Spaltruder

Der Interzeptor ist eine aus der Tragflügelkontur auftauchende Klappe, die den Widerstand erhöht. Er wird zusammen mit dem Querruder betätigt. Dadurch kann Querruderlänge eingespart und dafür die Landeklappe länger ausgeführt werden. Der Interzeptor in Verbindung mit dem Spaltruder ergibt insgesamt gesehen ein sehr wirkungsvolles Rudersystem (Bild 2.18f).

Unangenehm ist jedoch die bei Interzeptoren verzögert auftretende Wirkung. Dies kann z. T. dadurch kompensiert werden, daß dauernd einige Zacken des in einzelne Abschnitte unterteilten Interzeptors etwas aufgetaucht bleiben. Allerdings gibt das stets ein gewisses Abreißgebiet. Schließlich muß auch noch auf die hohe Vereisungsgefahr bei den Interzeptoren hingewiesen werden.

2.4.2.2. Anordnung und Wirkungsweise der Hilfsruder

Durch das Verhältnis der Hilfsrudertiefe zur Hauptrudertiefe l_h/l_r wird die entlastende Wirkung des Hilfsruders festgelegt. Allerdings wird die Wirkung des Hauptruders durch die Anordnung eines Hilfsruders verringert, da die Ausgleichsmasse des Hauptruders beträchtlich vergrößert werden muß und da die wirksame Fläche des Ruders verkleinert wird. Schwingungsmäßig ist diese Maßnahme ungünstig, da die Eigenfrequenz des Ruders dadurch erheblich absinkt.

Wenn das Hilfsruder durch ein Gestänge mit der Flosse verbunden ist, spricht man von einem weggesteuerten Hilfsruder (Bild 2.19). Dabei ergibt sich bei einem Ruderausschlag ein gegenläufiger Ausschlag des Hilfsruders. Durch eine entsprechende Wahl der Hebelarme kann die Größe des Hilfsruderausschlags in Abhängigkeit vom Hauptruderausschlag festgelegt werden.

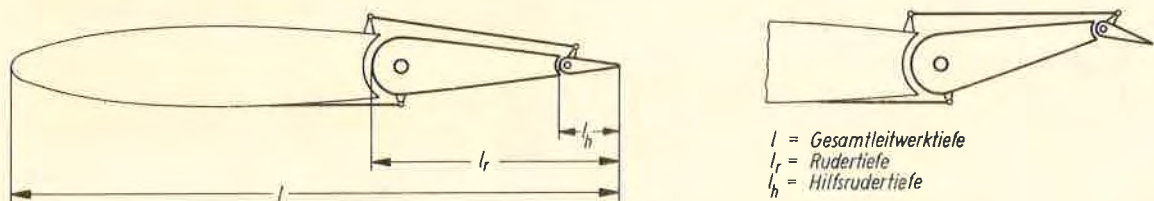


Bild 2.19 Weggesteuertes Hilfsruder

Eine in ihrer Wirkung bessere Ausführung ist das federgesteuerte Hilfsruder. Hierbei wird das Hauptruder über Federn betätigt, während das Hilfsruder durch ein Gestänge mit den Steuerorganen des Hauptruders verbunden ist. Die Federn haben eine gewisse Vorspannung. Sie werden daher erst wirksam, wenn eine bestimmte Ruderkraft überschritten und das Rudermoment zu groß geworden ist. Ist dieser Augenblick erreicht, so wird die Vorspannung der Feder überwunden, die Lage des Ruderhebels gegenüber dem Ruder ändert sich, das Hilfsruder schlägt entgegengesetzt aus und übt seine entlastende Wirkung aus (Bild 2.20).



Bild 2.20 Federgesteuertes Hilfsruder

Mit Hilfe des federgesteuerten Hilfsruders lassen sich die Rudermomente entsprechend den Forderungen des Kräfteverlaufs in der Steuerung in weiten Grenzen variieren. Bei Hochgeschwindigkeitsflugzeugen wird eine derartige Ausführung aber nur angewendet, wenn eine ausreichende Dämpfung des Federsteuerungsantriebs vorgesehen ist, da die ganze Anordnung ein schwingungsfähiges System darstellt.

Das Diagramm im Bild 2.21 zeigt die Rudermomente über dem Ruderausschlag für verschiedene Ruderanordnungen. Es hat Gültigkeit für ein ungepfeiltes Leitwerk mit einem Ruderverhältnis (Rudertiefe/Leitwerkweite) von $l_r/l = 0,3$ und einem Dickenverhältnis von $d/l = 0,1$. Bei der Kurve 4, die zum Hilfsruder

mit Federsteuerung gehört, setzt im Punkt x die Wirkung des Hilfsruders ein. Der weitere Verlauf der Kurve zeigt deutlich die entlastende Wirkung des Hilfsruders.

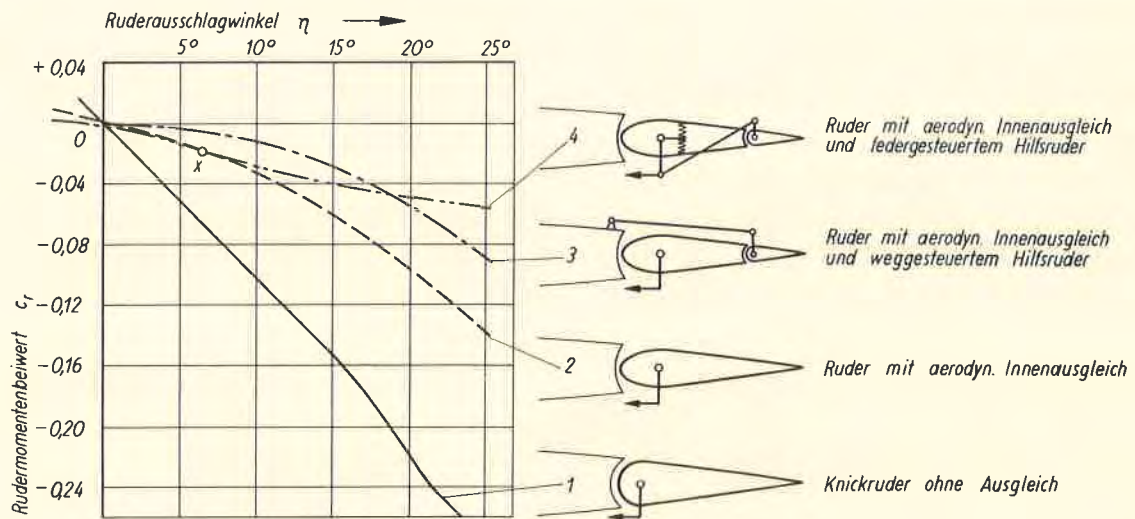


Bild 2.21 Verlauf des Rudermomentenbeiwerts c_r in Abhängigkeit vom Ruderausschlag η für verschiedene Ruderausführungen (ungepfeiltes Leitwerk)

Um die Ruderausschläge in bezug auf die Rudermomente in vernünftigen Grenzen zu halten, ist es üblich, Höhenruder von $+15^\circ$ bis -30° und Seitenruder $\pm 30^\circ$ ausschlagen zu lassen.

Tritt eine Verschiebung des Flugzeugschwerpunkts ein oder ergibt sich eine Seitenverschiebung durch Ausfall eines Triebwerks, so kann eines der Hilfsruder mit einer entlastenden Voranstellung versehen werden, um die Handkraft dadurch wieder auf den Nullwert zu bringen. Man bezeichnet das Hilfsruder dann auch als Trimmruder, da mit seiner Hilfe das Flugzeug neu ausgetrimmt werden kann. Die Betätigung erfolgt elektrisch oder mechanisch über eine Verstellspindel. Die Mitte des Antriebsgelenks muß dabei in der Ruderdrehachse liegen, um bei Ruderausschlag Relativwege auszuschalten (Bild 2.22).

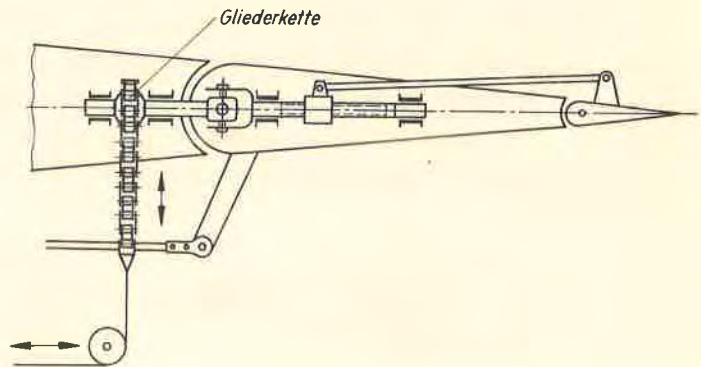


Bild 2.22 Trimmruder-Verstellung

2.4.2.3. Bauweisen

Um Flattererscheinungen an den Rudern zu verhindern, die sich aus den verschiedenen großen Massen vor und hinter der Drehachse ergeben, werden möglichst über die ganze Spannweite der Ruder Ausgleichgewichte angebracht. Eine Ausnahme bilden lediglich maschinengesteuerte Ruder. Damit diese Ausgleichge-

wichte klein und leicht gehalten werden können, wird der konstruktive Aufbau der Ruder hinter der Drehachse so leicht als möglich gestaltet. Daher ist es notwendig, alle tragenden Teile, wie Hauptträger und kraftaufnehmende Teile der Torsionsröhre, möglichst nahe an die Drehachse bzw. vor diese zu legen.

Die Ruder werden meistens als Einholmer ausgeführt. Dabei bildet die durch Rippen ausgesteifte Außenhaut eine Torsionsröhre. Die Holme sind in der von den Tragflügeln her bekannten Bauweise aus Gurten und Schubstegen mit entsprechenden Versteifungen ausgeführt. Die Rippen stellen meistens Blechformteile dar (Bild 2,23, Seite 39 und Bild 2.24a).

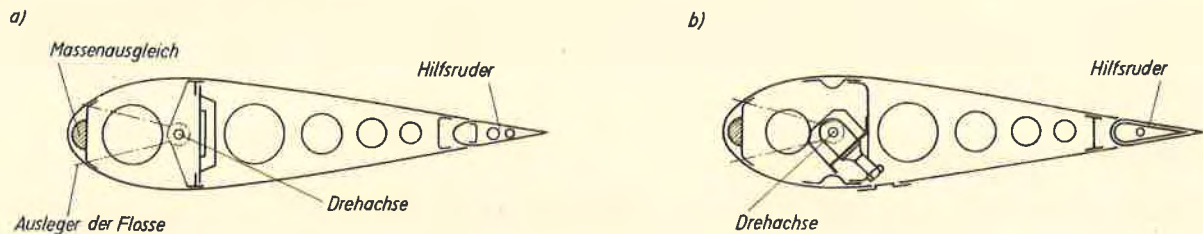


Bild 2.24 Ruder in Schalenbauweise

a) Einholmer b) holmlose Bauart, Lagerung mit von außen leicht lösbarem Zuganker

Bei der ebenfalls angewendeten holmlosen Bauart werden die Kräfte durch stark ausgebildete Rudernasen aufgenommen.

Besonders kräftige Rippen sind an den Stellen vorzusehen, an denen die Querkräfte und Torsionsmomente eingeleitet werden. Dabei leiten jeweils zwei Rippen die Torsionsmomente in die zwischen ihnen befestigten Lager weiter (Bild 2.24b).

Die Ruder werden in Kugellagern oder Gelenklagern gelagert. Die Lagerbeschläge werden an den Holmen oder an den Lagerrippen befestigt. Die Hinterkante der Ruder wird von einer Keilschiene gebildet.

Da die Konstruktion der Ruder hinter der Drehachse sehr leicht ausgeführt werden muß, wäre eine Beplankungsstärke von nur etwa 0,4 bis 0,6 mm vorzusehen. Die aerodynamisch aber nicht zulässige starke Faltenbildung, die durch das Anwachsen der Torsionskräfte bei Geschwindigkeitssteigerungen entsteht, macht jedoch die Verwendung derartig dünner Bleche unmöglich. Es muß daher eine beulsteife Haut eingesetzt werden, ohne aber das Gewicht zu erhöhen. Man verwendet dafür häufig Bleche aus Elektron, das eine Dichte von nur $1,8 \text{ g/cm}^3$ gegenüber den etwa $2,8 \text{ g/cm}^3$ gebräuchlicher Aluminium-Kupfer-Legierungen besitzt. Bei entsprechender Dicke kann die Beulsteifigkeit ohne erhebliche Gewichtszunahme gewährleistet werden. Es ergibt sich z. B., daß eine um 6,5 Prozent schwerere Beplankung aus Elektron um etwa 100 Prozent beulsteifer ist als eine aus Aluminium-Kupfer-Legierung.

Eine besondere Bauart erfordern Ruder aus Kunststoff. Die Profilform des Ruders wird durch einen Kunststoffkörper gebildet, der z. B. aus einem leichten Schaumstoff oder einer wabenartigen Stützschiene bestehen kann. Dieser Stützkern wird mit einer dünnen tragenden Blechschale umklebt (Bild 2.25, Seite 44).

Ein derart gefertigtes Ruder ist in der Lage, sämtliche Biege- und Verdrehkräfte ohne Ausbeulen sicher aufzunehmen. Bei einem etwa gleichen Gewicht wie

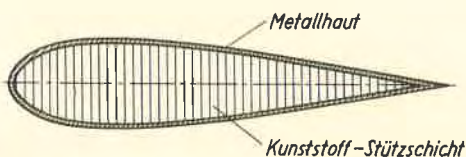


Bild 2.25 Ruder mit Kunststoff-Stützschiicht

die Blechruder ergeben sich eine größere Steifigkeit, eine bessere Einhaltung der Kontur, ein günstigeres Verhalten gegenüber Witterungseinflüssen und eine wesentlich einfachere Fertigung. Die Herstellung von Kunststoffrudern erfordert nur etwa 20 bis 25 Prozent der bei reiner Metallausführung notwendigen Arbeitszeit. Derartige Ruder haben sich auch bereits mit bestem Erfolg in der

Praxis bewährt. Der konstruktive Aufbau der Hilfsruder entspricht demjenigen der Hauptruder.

2.4.2.4. Lagerung der Ruder

Bei der Herstellung der Ruder in Blechbauweise, die in entsprechenden Vorrichtungen erfolgt, ist es nicht möglich, die Ruderachsen in bezug auf die Profilkordinaten so genau zu fertigen, daß die Ruder bei der Montage einwandfrei im Verhältnis zu den Systemebenen der Flossen und Tragflügel liegen. Diese Tatsache ergibt sich daraus, daß bei der Ausnietung der Ruder in den Vorrichtungen Spannungen entstehen, die dann nach der Herausnahme aus den Vorrichtungen diese Abweichungen hervorrufen.

Diese Fehler kompensiert man bei der Montage der Ruder durch den Einbau von Exzenterlagern, die ein genaues Fluchten der Lagerachsen gewährleisten. Gleichzeitig wird es damit möglich, die Ruder ohne unzulässige Vorspannungen einzubauen.

Die Hilfsruder werden häufig fliegend auf Stiften gelagert (Bild 2.26a). Nachteilig bei dieser Ausführung ist die Notwendigkeit eines Spalts zwischen Haupt- und Hilfsruder, um die Zugängigkeit zu gewährleisten. Diesen Nachteil vermeidet die Ausführung der Lager mit Zuganker, für dessen Zugängigkeit nur ein kleines Handloch erforderlich ist (Bild 2.26b).

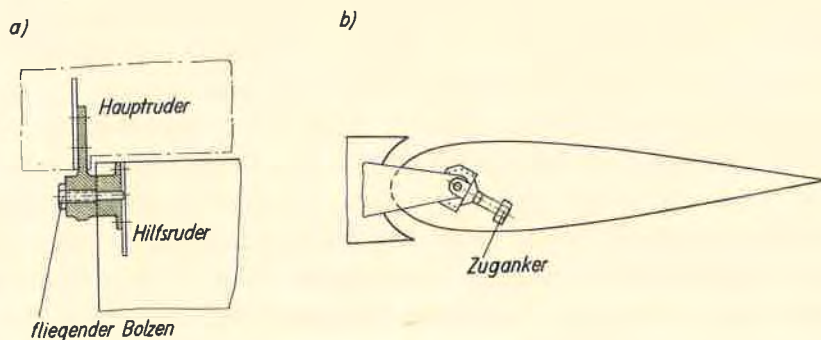


Bild 2.26 Hilfsruder-Lagerung

2.4.2.5. Massenausgleich der Ruder

Alle Ruder, außer den durch Maschinensteuerung angetriebenen, sind durch Massengewichte um ihre Drehachsen so auszugleichen, daß bei auftretenden Be-

schleunigungen in keiner Richtung Eigenbewegungen um die Drehachse entstehen können. Wird diese Forderung nicht erfüllt, so beginnen die Ruder bei elastischen Bewegungen der Flossen oder Tragflügel zu flattern. Für diesen Massenausgleich müssen u. U. recht erhebliche Gewichte in die Ruder, einschließlich Hilfsruder, eingebaut werden.

Bild 2.27 zeigt einige konstruktive Möglichkeiten des Massenausgleichs.

Massenausgleich in Rudernase

Diese Anordnung zeigt ein um seine Drehachse völlig masseausgeglichenes symmetrisches Ruder. Der Schwerpunkt des Ruders liegt in der Ruderdrehachse. Konstruktiv ist diese Ausführung sehr günstig. Obwohl der Gewichts Aufwand etwas höher als bei anderen Ausführungen liegt, kann aber hier das Ausgleichgewicht über die ganze Ruderspannweite verteilt werden, was recht vorteilhaft ist (Bild 2.27a).

Massenausgleich im Luftstrom

Infolge der einseitigen Drehachsenlage des Ruders muß das Ausgleichgewicht im freien Luftstrom liegen. Diese Anordnung wirkt aber nur einwandfrei, wenn die Systemlinie durch Massenschwerpunkt, Ruderlagerpunkt und Ruderschwerpunkt verläuft (Bild 2.27b).

Nachteilig sind bei dieser Ausführung die starke Vereisungsgefahr am freiliegenden Ausgleichgewicht und der dadurch entstehende Überausgleich sowie die Erhöhung des Luftwiderstands.

Indirekter Massenausgleich

Die Massenausgleichgewichte befinden sich innerhalb der Flossen und sind über Kopplungsgestänge mit den Rudern verbunden. Die wirksamen Hebelarme werden dadurch größer und die benötigten Ausgleichgewichte kleiner (Bilder 2.27c und 2.27d).

Nachteilig wirkt sich bei dieser Ausführung aus, daß das ganze System infolge der verschiedenen Kopplungsgestänge nicht als absolut starr angesehen werden kann, wie es unbedingt erforderlich ist. Außerdem treten bei Drehschwingungen der Flossen Änderungen des Massenausgleichs auf. Daher ist diese Ausführung nur auf einen niedrigen Geschwindigkeitsbereich beschränkt.

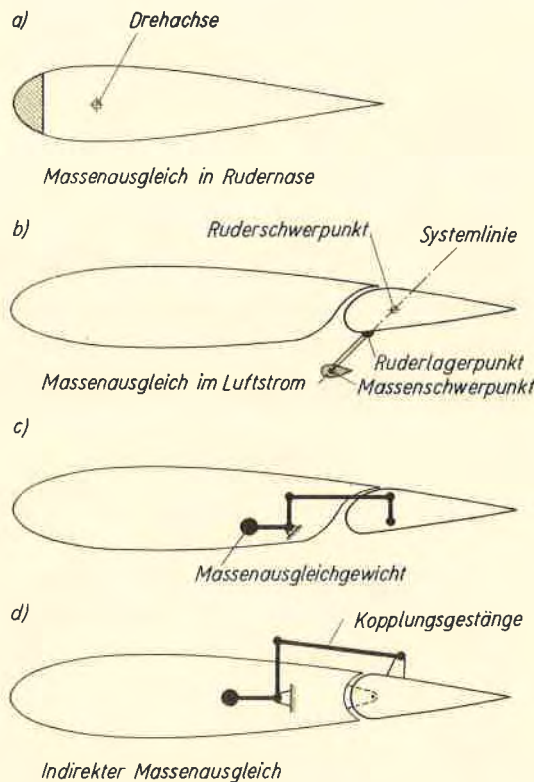


Bild 2.27 Massenausgleich der Ruder

2.5. Landehilfen

Zur Erhöhung des Auftriebs eines Flugzeugs bei Start und Landung verwendet man Landehilfen, meistens Klappen, die bei Start und Landung angestellt werden.

2.5.1. Arten und Wirkungsweisen der Landehilfen

Die Landehilfen befinden sich am hinteren Teil der Tragflügel zwischen Querruderbereich und Rumpf. Bei Flugzeugen hoher Geschwindigkeiten ist es manchmal üblich, auch die Querruder als Landehilfen mit heranzuziehen. Diese Maßnahme erfordert allerdings einen ziemlich komplizierten konstruktiven Aufwand für die Steuerung.

Die Landehilfen werden entweder aus einem Stück oder bei schnellen Flugzeugen größerer Spannweite wegen der Tragflügeldurchbiegung auch in mehreren Teilen gebaut. Dadurch wird die Beanspruchung jeder einzelnen Klappe verringert.

Die Landehilfen werden nach den Beanspruchungen im ausgefahrenen Zustand bei entsprechenden Start- und Landegeschwindigkeiten dimensioniert. In eingefahrenem Zustand werden die Landehilfen meistens verriegelt. Sie haben dann nur

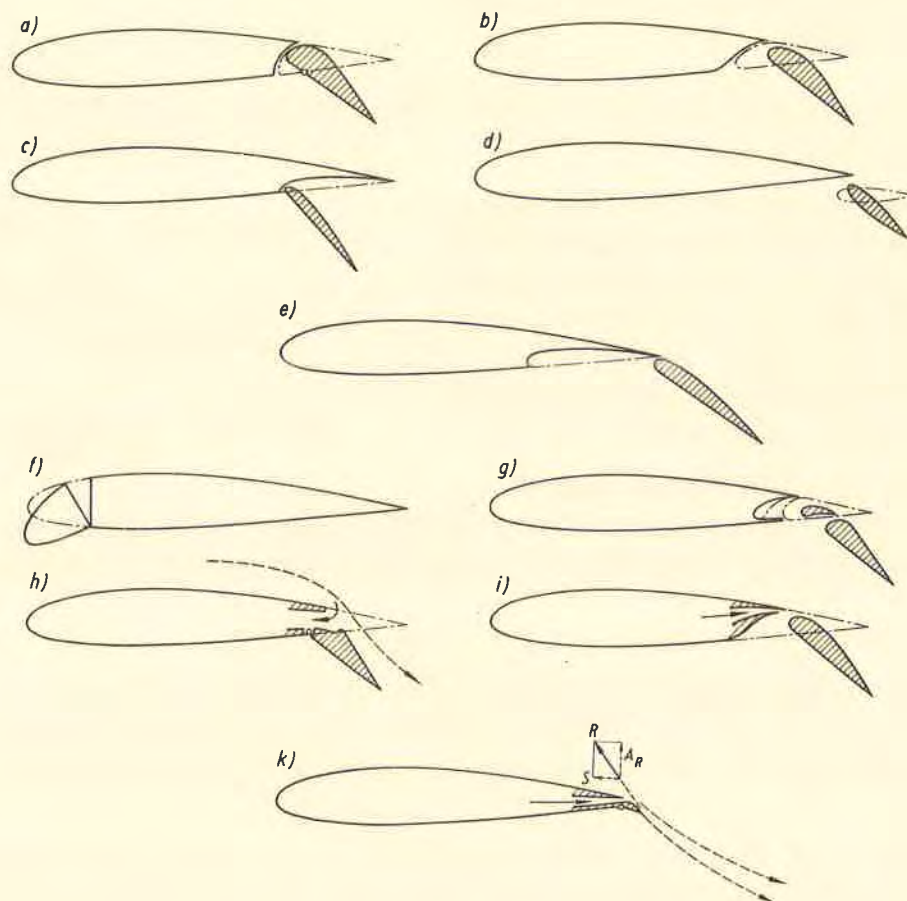


Bild 2.28 Landehilfen

- | | |
|-------------------------|----------------------------------|
| a) Wölbungs-klappe | f) Kippnase |
| b) Spaltklappe | g) Doppelspaltklappe |
| c) Spreizklappe | h) Klappe mit Absaugvorrichtung |
| d) Junkers-Doppelflügel | i) Klappe mit Ausblasvorrichtung |
| e) Fowlerklappe | k) Strahlklappe |

die an dieser Stelle des Profils wirkenden örtlichen Luftkräfte aufzunehmen. Folgende Arten von Landehilfen finden Verwendung, deren jeweilige Wirksamkeit aus dem Vergleich der angegebenen Werte für die Auftriebskoeffizienten $c_{a \max}$ ersichtlich ist (Normalprofil $c_{a \max} = 1,3$):

W ö l b u n g s k l a p p e

Sie ist die einfachste Form der Landehilfe. In ihrer Gestaltung entspricht sie dem Querruder und wird wie dieses um einen Drehpunkt nach unten geschwenkt (Bild 2.28a); $c_{a \max} = 1,95$.

S p a l t k l a p p e

Ihre Wirkung ist wesentlich besser als die der Wölbungsklappe. Durch den Ausschlag wird ein Spalt erzeugt, der eine Umleitung eines Teils der Luftströmung von der Flügelunterseite nach der Flügeloberseite ermöglicht (Bild 2.28b), z. B. Ju 88. Dadurch wird der Strömung auf der Oberseite zusätzlich Bewegungsenergie zugeführt, die ein Abreißen der Strömung verhindert; $c_{a \max} = 2$.

S p r e i z k l a p p e

Hierbei wird ein Teil des Tragflügels als Klappe nach unten weggespreizt (Bild 2.28c), z. B. FW 200. Die Klappe wird bei ihrer Anstellung von mehreren Antriebselementen betätigt und daher nicht als geschlossener Torsionskörper, sondern als offenes Bauteil ausgeführt; $c_{a \max} = 2,2$.

J u n k e r s - D o p p e l f l ü g e l

Er besteht aus einem kleinen, unter der Hinterkante des Tragflügels drehbar angeordnetem Flügel (Bild 2.28d), z. B. Ju 52. Da aber der Wirkungsgrad bei höheren Geschwindigkeiten nicht den Anforderungen genügt und außerdem große Vereisungsgefahr besteht, ist diese Ausführung nicht weiter entwickelt und ausgeführt worden; $c_{a \max} = 1,9$.

F o w l e r k l a p p e

Bei der Fowlerklappe wird ein Teil der Tragflügelunterseite mit Profilquerschnitt nach hinten ausgefahren und gleichzeitig nach unten geschwenkt (Bild 2.28e), z. B. Tu 104. Dabei entsteht zwischen Tragflügel und Klappe ein Spalt, so daß die Vorteile der Spaltklappe mit einbezogen werden. Die Fowlerklappe bewirkt von den bisher genannten Landehilfen die größte Auftriebserhöhung; $c_{a \max} = 3,15$.

K i p p n a s e

Bei einigen neueren Flugzeugen mit Strahlantrieb wird als Mittel zur Auftriebserhöhung die sogenannte Kippnase verwendet. Hierbei wird der Nasenkasten als ganzes oder auch abschnittsweise nach unten gekippt. Der an der Oberfläche entstehende Spalt wird abgedeckt (Bild 2.28f). Die Wirkung beruht auf der dadurch entstandenen stärkeren Wölbung des Tragflügels; $c_{a \max} = 3$ bis 4.

Die Kippnase wird im allgemeinen zusammen mit einer anderen Klappe an der

Tragflügelhinterkante, z. B. mit der Fowlerklappe, verwendet.

D o p p e l s p a l t k l a p p e

Durch Hinzufügung einer zweiten Klappe entsteht noch ein zweiter Spalt, so daß die Auftriebserhöhung gegenüber der einfachen Spaltklappe weiter gesteigert wird (Bild 2.28g). Der Auftriebsbeiwert kann, je nach Größe der Klappenanstellung, sehr beträchtliche Werte erreichen; $c_{a\max} = 3,2$.

K l a p p e m i t A b s a u g - o d e r A u s b l a s v o r r i c h - t u n g

Eine weitere Möglichkeit zur Steigerung des Auftriebs besteht darin, die Grenzschicht an der Tragflügeloberseite im Bereich vor der Klappe entweder abzusaugen (Bild 2.28h) oder aber ihre Bewegungsenergie durch Einblasen von Luft zu erhöhen (Bild 2.28i).

Durch beide Maßnahmen verhindert man ein frühzeitiges Abreißen der Strömung an der Klappenoberseite und erreicht eine Erhöhung des Auftriebs; es wird $c_{a\max} = 4$ bis 5.

S t r a h l k l a p p e

Eine neue Methode zur Auftriebssteigerung bei Flugzeugen mit Strahltriebwerken ist die Verwendung des Triebwerkstrahls für diesen Zweck. Ein starker Luftstrahl wird am Flügelende in beinahe vertikaler Richtung ausgeblasen (Bild 2.28k). Die entstehende beträchtliche Auftriebserhöhung wird teilweise durch die Reaktionskraft des Strahls aber vor allem durch den Einfluß des Strahls, der einer ausgeschlagenen Klappe entspricht, auf die Tragflügelumströmung hervorgerufen; $c_{a\max} = 10$.

2.5.2. Konstruktive Gestaltung

Der Aufbau der Landeklappen ist in seiner Grundkonzeption den Rudern ähnlich. Außer den Rippen und der Beplankung werden entweder Holme oder Versteifungsgurte verwendet.

Eine Ausnahme macht die Spreizklappe. Da sie durch mehrere Betätigungselemente angetrieben wird, ist eine nur geringe Torsionssteifigkeit erforderlich, und es genügt eine nach oben offene Bauweise. Die Beplankung wird durch einen Rahmen aus Profilen, einen kastenförmigen Träger und einige einfache Profilrippen verstärkt.

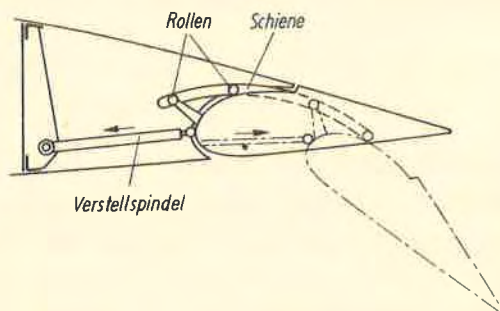


Bild 2.29 Fowlerklappe

Einige Besonderheiten bietet der Betätigungsmechanismus der Fowlerklappe. Es gibt hierfür verschiedene Ausführungsmöglichkeiten. Ein übliches Verfahren besteht darin, daß die Fowlerklappe auf Rollen in einer Schienenführung durch eine Verstellspindel in ihre Endstellung gefahren wird (Bild 2.29, s. auch Bilder 4.61 und 4.62 im Band 1). Durch die

Form der Schiene wird die gewünschte Lage des Fowlers gegenüber dem Tragflügel festgelegt.

Die Verstellspindel kann als Schraubenspindel oder als Hydraulikstrebe ausgeführt sein. Verwendet werden auch Gliederketten, wobei die Klappe durch Kettenräder in ihre Ausfahrlage gebracht wird.

Die auf die Fowlerklappe wirkenden Luftkräfte leitet man über die Rollen auf die Lagerrippen des Tragflügels. Diese Lagerrippen müssen sehr kräftig ausgeführt sein, da sie Biege- und Torsionsmomente aufzunehmen haben.

Da die Fowlerklappe verhältnismäßig schwer ist und dazu an der Flügelhinterkante liegt, neigt sie stark zum Flattern. Es muß daher gefordert werden, daß die Klappen und Lagerrippen absolut steif sind, um Schwingungserscheinungen auszuschalten.

2.6. Aerodynamische Bremsen

2.6.1. Wirkungsweise und Anwendungen

Aerodynamische Bremsen werden vor allen Dingen bei Hochgeschwindigkeitsflugzeugen angewendet, um den Widerstand erhöhen zu können. Diese Widerstandserhöhung soll auf Wunsch die Geschwindigkeit dieser Flugzeuge schnellstmöglich reduzieren. Bei Jagdflugzeugen z. B. muß die hohe Verfolgungsgeschwindigkeit sehr schnell auf die Angriffsgeschwindigkeit vermindert werden.

Im Gegensatz zu Propellerflugzeugen tritt bei Flugzeugen mit Strahlantrieb bei der Drosselung der Triebwerke nicht sofort ein entsprechender Geschwindigkeitsabfall ein. Aber bei Anwendung der aerodynamischen Bremsen kann er augenblicklich erreicht werden.

Bei Passagierflugzeugen mit Druckkabine kann bei eventuellem Druckabfall durch die Widerstandserhöhung bei der gleichen Endgeschwindigkeit in einem steileren Gleitflug eine gefahrlose Höhe aufgesucht werden.

Erreicht ein Flugzeug die kritische Machzahl, so kann durch Betätigen der aerodynamischen Bremse eine Überschreitung der zulässigen Geschwindigkeit vermieden werden.

Auch bei der Landung strahlangetriebener Flugzeuge werden aerodynamische Bremsen verwendet. Da sich Strahltriebwerke nur langsam auf höhere Drehzahlen beschleunigen lassen, können die Triebwerke infolge des Zusatzwiderstands der aerodynamischen Bremsen bei gleichem Gleitwinkel mit erheblich höheren Drehzahlen laufen. Sollte sich dann aus irgendwelchen Gründen ein Durchstarten nötig machen, so können die Bremsen in etwa ein bis zwei Sekunden eingefahren und die Triebwerke in einer beträchtlich kürzeren Zeit auf die Maximaldrehzahl gebracht werden.

2.6.2. Konstruktive Gestaltung

Funktionsmäßig sind diese aerodynamischen Bremsen Widerstandskörper. Man kann sie an den Tragflügeln oder am Rumpf anbringen. In bezug auf die Flugmittelachse müssen sie symmetrisch angeordnet sein, um keine Steuermomente zu erzeugen. Dementsprechend ist auch ein vollkommen synchrones Ausfahren aller Bremsklappen erforderlich.

Die aerodynamischen Bremsen werden als Klappen, Lochplatten oder Stabroste ausgeführt. In ihrer Ruhestellung schließen sie mit der Außenkontur des Flügels oder des Rumpfes ab. Ausgefahren werden sie meistens hydraulisch (Bild 2.30).

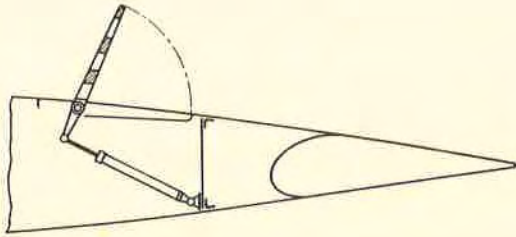


Bild 2.30 Aerodynamische Bremse

Sind die Bremsklappen im Tragflügel eingebaut, so werden sie im allgemeinen an der Flügelhinterkante im Bereich vor den Landeklappen oder dem Querruder angeordnet. Es hat auch Ausführungen gegeben, bei denen diese Bremsen in die Ober- und Unterseite

der Landeklappen eingebaut waren und dann gleichzeitig durch einen Hebelmechanismus nach oben und unten ausgefahren wurden.

Neuerdings bringt man derartige Bremsen vielfach am Rumpfe an, um aerodynamische Störungen an Bauteilen, die im Luftstrom dieser Klappen liegen, auszuschalten.

Die Klappen sind als eine versteifte Schalenkonstruktion aufgebaut und werden durch Hydraulikstreben seitlich aus der Rumpfkontur herausgefahren (s. Bild 1.55).

3. Aufbau der Steuerung

3.1. Aufgaben und Beanspruchungen der Steuerung

Unter dem Begriff Steuerung faßt man alle Bauteile des Flugzeugs zusammen, die die Bewegungen der durch den Piloten betätigten Steuerorgane auf die Ruder übertragen. Die einzelnen Bauteile der Steuerung stellen somit die Verbindung vom Führerraum zum Leitwerk, einschließlich der Querruder, dar.

Durch die Betätigung der Steuerung kann das Flugzeug in die jeweils gewünschte Lage gebracht werden. Die Steuerung muß dabei die festgelegten aerodynamisch erforderlichen maximalen Ruderausschläge gewährleisten, auch bei verschiedenen Rudermomenten entsprechend der unterschiedlichen Betätigungswege der Piloten.

Durch Übersetzungen müssen die Hand- und Fußkräfte an der Steuerung auf zulässige Werte reduziert werden. Ihre Größe richtet sich nach der Flugzeugart und -größe. Bei Sportflugzeugen z. B. rechnet man mit Werten von 12 bis 15 kp für die Handkraft zur Betätigung des Höhenruders. Bei größeren Flugzeugen von etwa 50 Mp Fluggewicht können diese Handkräfte 30 kp erreichen. Diese Werte dürfen jedoch nicht zur Dimensionierung der Steuerung benutzt werden, da sie nur als reine Betriebswerte gelten. Für die konstruktive Gestaltung geben die Bauvorschriften höhere Werte an.

Für die Betätigungswege bei der Bedienung der Höhen-, Seiten- und Querruder haben sich im Laufe der Entwicklung bestimmte zweckmäßige Werte ergeben:

Höhenruder ziehen	200 mm,
Höhenruder drücken	170 mm,
Seitenruderpedal	± 100 mm (70 mm Verstellweg in Flugzeug- längsrichtung je nach Beinlänge des Piloten),
Querruder	± 190 mm bzw. $\pm 90^\circ$ bei Handrad.

Bemerkenswert ist, daß sämtliche Steuerbewegungen dem natürlichen Reaktionsimpuls des Menschen entsprechen. Der Flugzeugführer zieht z. B. die Steuersäule an sich heran, wenn die Maschine steigen oder er drückt sie nach vorn, wenn das Flugzeug sinken soll.

3.2. Wirkungsweise und Aufbau der verschiedenen Steuerungssysteme

Man unterscheidet verschiedene Systeme von Flugzeugsteuerungen, deren Anwendung sich nach der Flugzeuggröße, dem Verwendungszweck des Flugzeugs und der Fluggeschwindigkeit richtet. Allen Systemen gemeinsam sind die Bedienelemente der Steuerung im Führerraum.

3.2.1. Steuerungs-Bedienelemente im Führerraum

Zu den Bedienelementen der Steuerung gehören der Steuerknüppel bzw. die Steuersäule mit Rad zur Betätigung der Höhen- und Querruder sowie die Seitenruderpedale.

Der Steuerknüppel bzw. die Steuersäule hat im Laufe der Entwicklung verschiedene Wandlungen erfahren. Während man bei kleineren Maschinen, wie Segel-, Sport- und Jagdflugzeugen, den einfachen Steuerknüppel in seiner ursprünglichen Form (Bild 3.1a) im wesentlichen beibehalten hat, ist man bei größeren Flugzeugen in Anlehnung an die Kraftwagensteuerung zur Radsteuerung übergegangen (Bild 3.1b). Durch Drehung des Rads nach rechts oder links wird das Querruder betätigt. Das Ziehen und Drücken zur Betätigung des Höhenruders ist dabei dasselbe wie beim einfachen Steuerknüppel geblieben. In einer weiteren Entwicklungsstufe bestand das Rad nur noch aus zwei Sektoren an je zwei Speichen (Bild 3.1c). Heute sind vom ursprünglich geschlossenen Handrad im allgemeinen nur noch zwei Griffe an einer Speiche übriggeblieben (Bild 3.1d).

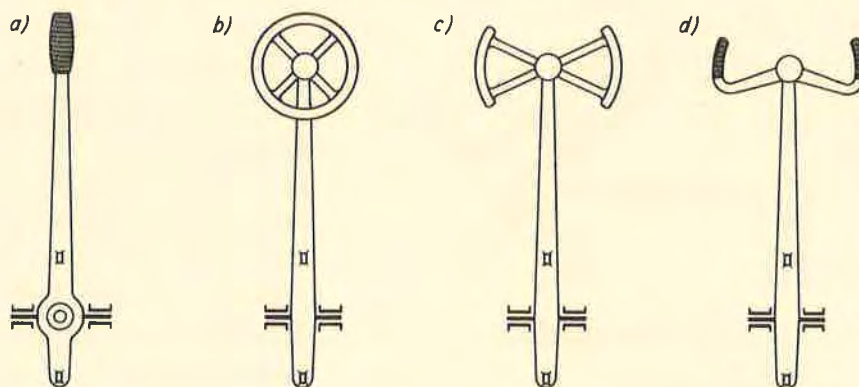


Bild 3.1a-d Entwicklung der Steuerknüppel und Steuersäulen

- | | |
|------------------|--------------------------------------|
| a) Steuerknüppel | c) zwei Sektoren an je zwei Speichen |
| b) Radsteuerung | d) zwei Griffe an einer Speiche |

Die bei Verkehrsflugzeugen obligatorische Doppelsteuerung läßt noch eine Abwandlung zu, indem das Handrad an einem schwenkbaren Arm gelagert wird. Dieser Arm kann nach Bedarf vor den Sitz des ersten oder zweiten Piloten geschwenkt werden, wobei nur eine Steuersäule erforderlich ist (Bild 3.1e). Dadurch ergibt sich für den nicht steuernden Piloten mehr Platz.

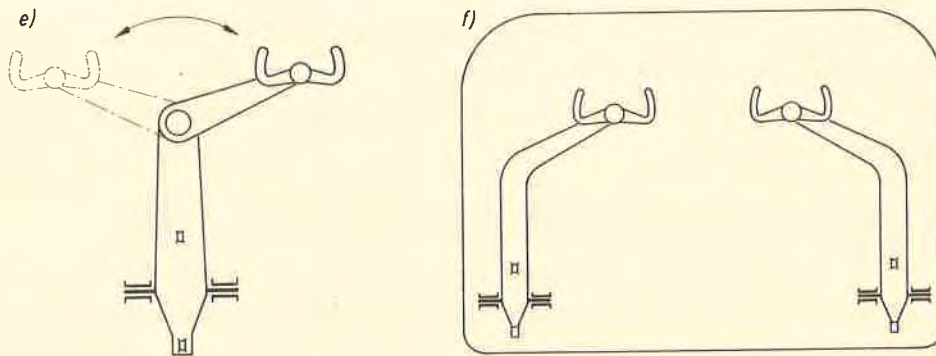


Bild 3.1e und f Entwicklung der Steuerknüppel und Steuersäulen

- e) Handgriff schwenkbar
- f) Steuersäule seitlich an Kabinenwand gelagert

Eine weitere raumsparende Anordnung der Steuersäulen besteht darin, je eine an der Rumpfseitenwand anzubringen. Dabei ist der Arm mit dem Handgriff nach der Mitte des Pilotensitzes abgewinkelt (Bild 3.1f).

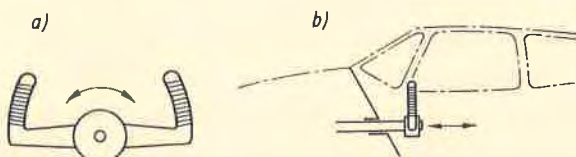


Bild 3.2 Schiebesteuerung

- a) Querruderbetätigung
- b) Höhenruderbetätigung

Bei einigen modernen Flugzeugen ist auch noch die Steuersäule weggefallen. Die Bewegung des Ziehens und Drückens wird durch die horizontale Bewegung einer Steuerstange, an deren Ende der Querruderbetätigungsgriff sitzt, erzeugt (Schiebesteuerung, Bild 3.2).

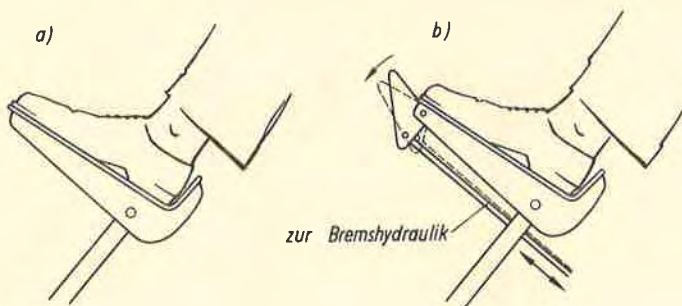


Bild 3.3 Seitenruderpedale

- a) einfaches Seitenruderpedal
- b) Seitenruderpedal mit Bremshebel für Fahrwerk

Die Pedale für die Seitensteuerung sind bis auf den heutigen Tag ohne große Änderungen geblieben. In einfachster Ausführung sind sie um eine vertikale Achse drehbar (Bild 3.5). Sie werden in dieser Form noch bei Segelflugzeugen und kleineren Sportflugzeugen verwendet. Bei größeren Maschinen ähneln sie den Pedalen des Kraftwagens, wobei die Füße des Piloten in eine Art Tasche zu liegen kommen, um ihnen einen festen Halt zu geben.

Zusätzlich ist der obere Teil des Pedals, auf dem die Fußspitze aufliegt, um eine horizontale Achse drehbar ausgeführt, so daß mit der Fußspitze das dem

jeweiligen Pedal zugeordnete Fahrwerkrad hydraulisch gebremst werden kann (Bild 3.3).

3.2.2. Mechanische Steuerung

3.2.2.1. Seilsteuerung

Das älteste und einfachste Steuerungssystem ist die Seilsteuerung. Sie wird noch heute bei Segel- und Sportflugzeugen angewendet, während früher auch Verkehrsflugzeuge mit dieser Steuerung ausgerüstet wurden.

Die Übertragungsorgane zu den Rudern bestehen aus dünnen Stahlseilen, die über Hebel und Umlenkrollen laufen (Bilder 3.4 bis 3.6). Die Seile müssen vorgereckt und außerdem durch dazwischengeschaltete Spannschlösser nachspannbar sein, um ein Lockerwerden infolge der dauernden Beanspruchung zu verhindern. Die Hebel müssen groß sein, um die Seilkräfte möglichst klein zu halten.

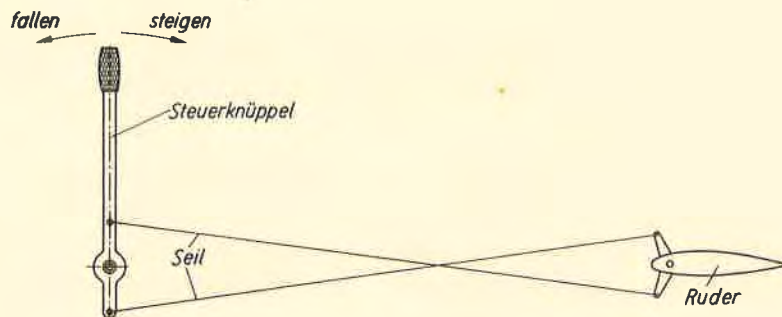


Bild 3.4 Höhensteuerung (Seilzug)

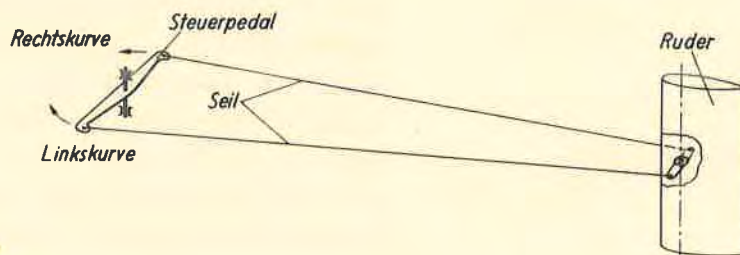


Bild 3.5 Seitensteuerung (Seilzug)

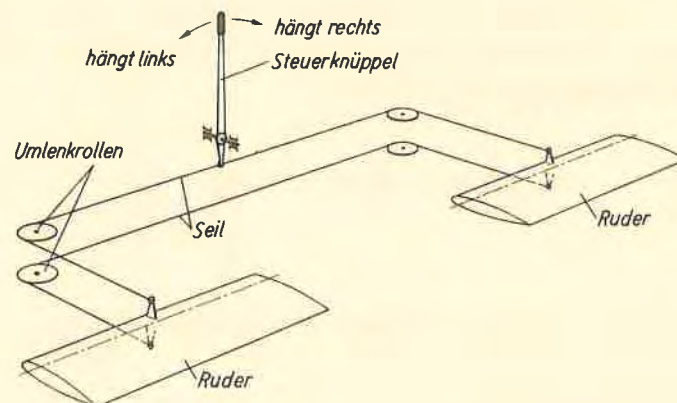


Bild 3.6 Quersteuerung (Seilzug)

Zur Seilführung und -umlenkung verwendet man Rollen. Diese Rollen bestanden früher aus Metall, heute sind sie aus Kunststoff gefertigt, um das Gewicht zu verringern. Damit die Reibung so klein wie möglich wird, laufen die Rollen auf Kugeln. Doch ist die Reibung in einem derartigen Steuerungssystem immer noch zu groß, so daß einmal eine Überdeckung der Steuerkräfte eintritt und zum anderen die Feinfühligkeit verloren geht. Die Rollen besitzen an ihrer Lagerung eine Vorrichtung (Seilsicherung), die ein Herauspringen des Seils verhindert (Bild 3.7).

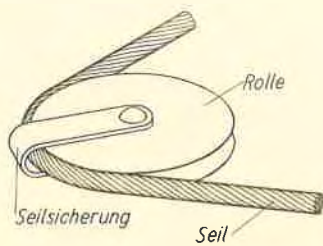


Bild 3.7 Ulenkrolle mit Seilsicherung

Das ganze Seilsteuerungssystem muß ständig unter Spannung stehen. Die Elastizität der Anlage ist so klein als möglich zu halten.

3.2.2.2. Gestänge-Steuerung

In der Entwicklung zu immer größeren und schnelleren Flugzeugen genügte die Seilsteuerung nicht mehr den erhöhten Belastungen und man ersetzte die Seile durch Stoßstangen.

Die Stoßstangen bestehen im allgemeinen aus Leichtmetallrohren und haben je nach Größe der Maschine und der auftretenden Belastung einen Durchmesser von etwa 30 bis 60 mm. Die Länge der einzelnen Stangen ergibt sich aus der Forderung nach absoluter Schwingungsfreiheit. Die Eigenfrequenzen dürfen nicht mit der 0,95- bis 1,1fachen Reisedrehzahl von Triebwerk und Luftschraube übereinstimmen. So haben sich erfahrungsgemäß Stangenlängen von 1200 bis 1500 mm als günstig erwiesen.

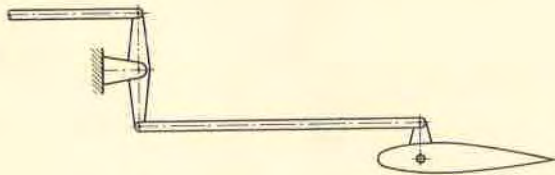


Bild 3.8 Gestänge-Steuerung

Eine derartige Gestänge-Steuerung gewährleistet eine sehr genaue Steuerung, da das ganze System kinematisch einwandfrei arbeitet (Bild 3.8). Die Lagerung an Pendelhebeln ergibt eine minimale Reibung. Auch die notwendige geringe Elastizität ist vorhanden.

Sind infolge bestimmter Bedingungen längere Steuerstangen nötig, so werden

Rollenführungen angewandt, die eine geradlinige Stangenführung zulassen (Bild 3.9). Bei der Festlegung des Rollenabstands ist auf die Knick-Biegung der Stangen zu achten. Es lassen sich auch verhältnismäßig einfach Dichtdurchführungen als Schiebeführungen ausbilden.

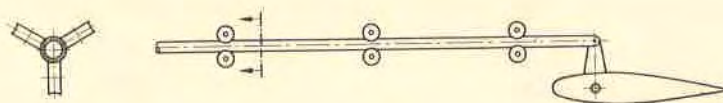


Bild 3.9 Steuergestänge mit Rollenführung

Bei einer anderen Ausführung des Steuergestänges werden mehrere kürzere Stangen, die an Pendelhebeln angelenkt sind, verwendet (Bild 3.10). Diese Hebel sind möglichst lang zu halten, um die Reibung und die Elastizität zu reduzieren. In den Augen an den Stangenenden sind Kugellager eingebaut, die in die Gabeln an den Hebeln eingreifen und mit Paßbolzen befestigt sind.

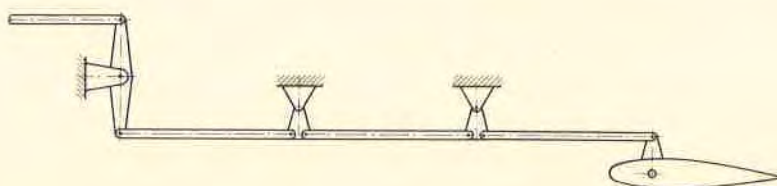


Bild 3.10 Steuergestänge mit Pendelhebeln

Das Spiel in den Lagern der bei Gestänge-Steuerungen verwendeten Hebel ist möglichst klein zu halten. Um diese Forderung zu erfüllen, werden zwei Kugellager gegeneinander verspannt (Bild 3.11). Besonders wichtig ist es, die Zwischenhebel steif auszubilden und an steifen Bauteilen zu lagern. Blechfelder sind hierfür nicht geeignet. Günstig ist es, die Hebel an Gurt- oder Versteifungsprofilen zu befestigen.

Müssen Steuergestänge über Umlenkhebel geführt werden, so sind diese Hebel als Winkelhebel auszubilden (Bild 3.12). Dadurch werden die Hebel nur durch Längskräfte beansprucht, was bei Biegehebeln nicht der Fall wäre.

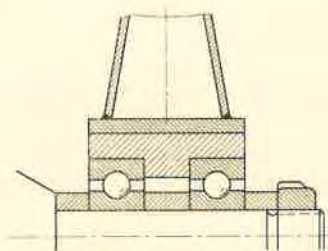


Bild 3.11 Verspannte Kugellager für Steuerhebel

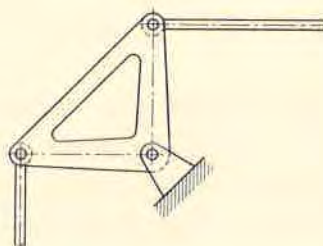


Bild 3.12 Winkelhebel

Die Köpfe an den Steuerstangen werden entweder eingeschraubt oder mit Passung eingesetzt und vernietet (Bild 3.13). Eingerollt, wie man eine derartige Befestigung bei anderen Gestängeteilen kennt, dürfen die Köpfe bei Steuerstangen nicht werden, da sich die Rohre bei der Dauerbeanspruchung weiten und damit die Stangenköpfe locker werden.

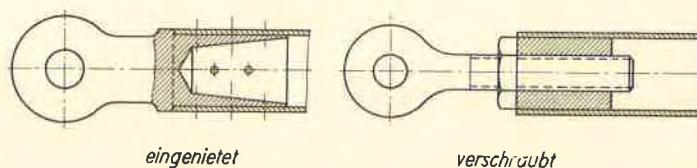


Bild 3.13 Stoßstangenköpfe

3.2.3. Booster-Steuerung

Um bei größeren und schnelleren Flugzeugen die Handkraft zu reduzieren, verwendet man die sogenannte Booster-Steuerung. Sie ist im wesentlichen eine mechanische Steuerung mit Kraftverstärkung, da die begrenzte Kraft des Piloten hydraulisch unterstützt wird.

Bei der Betätigung des Steuerknüppels oder Pedals wird über einen Hebel ein Schieber bewegt, der den Zustrom von Drucköl in einen Hydraulikzylinder freigibt. Der Kolben in diesem Zylinder überträgt seine Bewegung auf denselben Hebel und unterstützt damit den gewünschten Ruderausschlag (Bild 3.14). Sobald das Moment der vom Steuerelement, vom Kolben und vom Ruder herrührenden Kräfte null wird, geht der Schieber wieder in seine Ausgangslage zurück und schließt die Ölzufuhr.

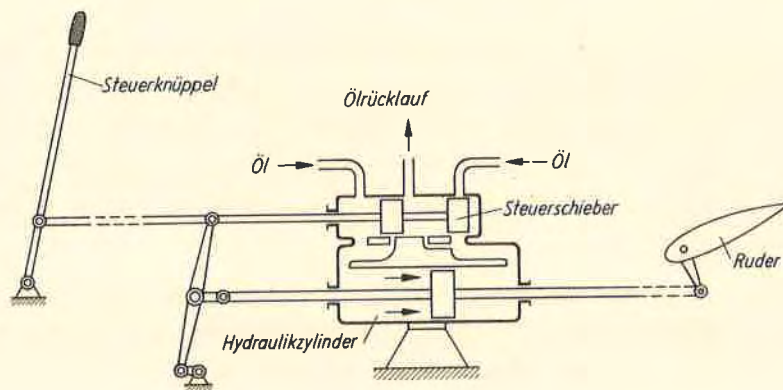


Bild 3.14 Booster-Steuerung

Der Pilot hat bei dieser Steuerung nur einen Teil der am Ruder auftretenden Momente zu überwinden. Diese Steuerung wird auch als "umkehrbar" bezeichnet, da die am Ruder angreifenden Momente in den Steuerkräften des Piloten - wenn auch vermindert - spürbar sind.

Ein Vorteil dieser Steuerung ist, daß die Handkräfte vom Ruder bis zum Bedienelement durchgehen. So ist es bei Ausfall der Hydraulik möglich, die Steuerung noch mechanisch zu betätigen, allerdings mit sehr großen Handkräften.

Die Booster-Steuerung hat jedoch auch einen Nachteil, der sie für große Geschwindigkeiten unbrauchbar macht. Der Boosterzylinder enthält Luft, und zwar so viel, wie der Steuerschieber an Bewegungsraum benötigt. Diese Luft bewirkt aber bei sehr großer Fluggeschwindigkeit ein Flattern der Ruder. Daher ist der Anwendungsbereich der Booster-Steuerung bis etwa 900 km/h beschränkt.

3.2.4. Maschinen-Steuerung

Bei der Maschinen-Steuerung werden die Ruder maschinell betätigt. Bild 3.15 zeigt eine derartige Anlage mit Spindelantrieb. Durch Betätigung der Steuerungs-Bedienelemente werden über Steuerschieber Hydraulikmotoren geregelt, die ihrerseits die den Ruderantrieb bewirkenden Spindeln bewegen.

Die Bedienelemente werden bei der Maschinen-Steuerung von den Rudern her nicht mehr durch Kräfte belastet. Im Gegensatz zur Booster-Steuerung spricht man daher hier von einer "nicht umkehrbaren" Steuerung. Um den Piloten aber trotzdem das notwendige Gefühl für die Steuerkräfte zu vermitteln, müssen die Hand- und Fußkräfte künstlich erzeugt werden. Die Schwierigkeit besteht darin, diese Kräfte proportional dem Ruderausschlag und Flugstaudruck zu erhalten.

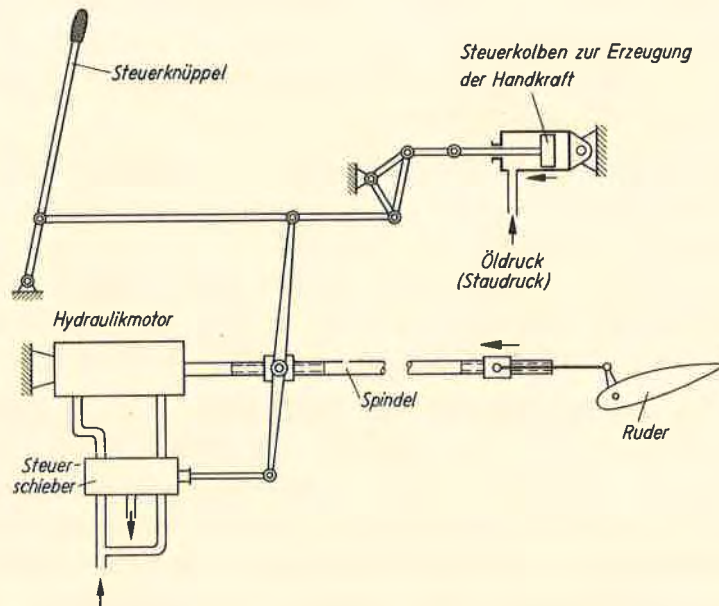
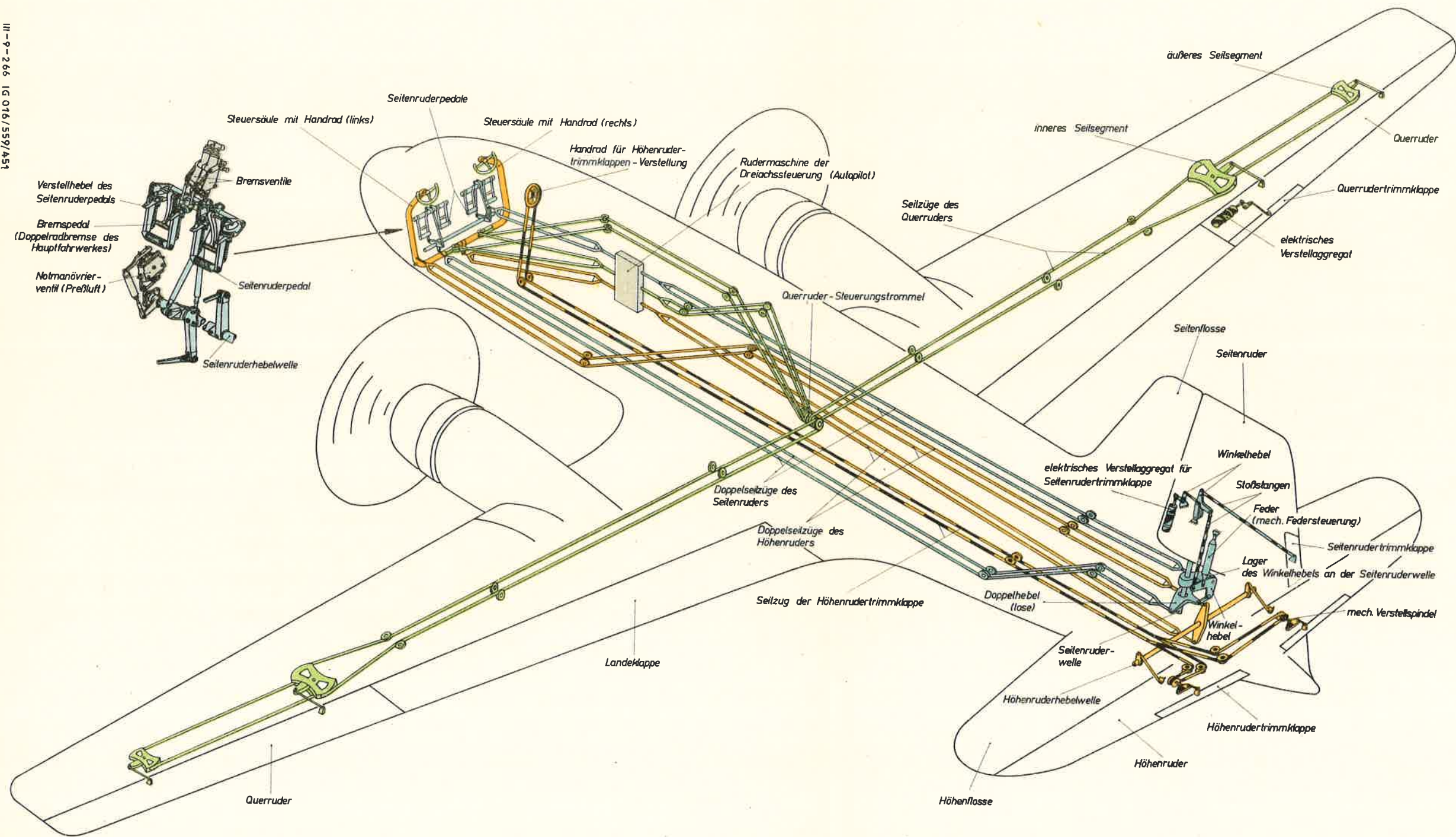


Bild 3.15 Maschinen-Steuerung

Erreicht wird diese Bedingung durch einen Hydraulikzylinder, dessen Kolben über ein Hebelsystem mit dem betreffenden Steuerungs-Bedienelement verbunden ist. Dieses Hebelsystem bewirkt, daß die zur Betätigung des jeweiligen Ruders erforderliche Kraft proportional dem Ruderausschlag ist. Da der Öldruck im Hydraulikzylinder vom Staudruck abhängig gemacht wird, wirkt somit auch diese Größe auf die Steuerkräfte ein.

Die Maschinen-Steuerung besitzt verschiedene Vorteile. Die Ruder sind in jeder Lage vollständig blockiert, da die Verstell-Spindeln selbsthemmend sind und direkt an die Ruder angelenkt werden können. Dadurch ist ein Flattern der Ruder ausgeschlossen. Weiterhin können Massenausgleich und Hilfsruder entfallen. Auch kann der Spalt an der Rudermase sehr klein gehalten werden, was aerodynamisch günstig ist. Diese Steuerungsart bedeutet gewichtlich eine sehr vorteilhafte Lösung. Eine einwandfreie Steuerung ist bei allen Geschwindigkeiten, auch bei Überschallgeschwindigkeit, sicher gewährleistet.

Wenn auch einige moderne Unterschall-Flugzeuge (z. B. "Cavarelle" und "Comet") Maschinen-Steuerung besitzen, so wird sie aber hauptsächlich bei Flugzeugen verwendet, die mit Schall- oder Überschallgeschwindigkeiten fliegen. Die in diesem Geschwindigkeitsbereich auftretenden starken Ruderkräfte können hierdurch überhaupt erst beherrscht werden. Die vom Piloten spürbaren, künstlich erzeugten Steuerkräfte sind kleiner als die tatsächlich wirkenden Ruderkräfte, jedoch diesen proportional.



Tafel 1 Übersichtsschema der Steuerung und Trimmung (IL 14 P)

Literaturverzeichnis

- [1] Schulshenko, M.U. und Mostowoj, A.S.: Lehrgang der Flugzeugkonstruktion [russ.] . Moskau: Staatlicher Verlag der Verteidigungsindustrie 1956.
- [2] Schapitz, E.: Festigkeitslehre für den Leichtbau. Düsseldorf: VDI-Verlag 1951.
- [3] Sönnichsen, Theo E.: Das Flugzeug. Berlin: Verlag Richard Carl Schmidt u. Co. 1940.
- [4] Otto, Gerhard: Entwurf und Berechnung von Flugzeugen. Berlin: C.J.E. Volckmann Nachf. E. Wette 1937.
- [5] Strobel, Franz: Neuzeitliche Konstruktionen und Bauweisen im Flugzeugbau. Dresden: VVB Flugzeugbau, Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel 1957.
- [6] Picht, Wolf-Dietrich: Moderne Flugzeugtechnik. Berlin: VEB Verlag Technik 1960.
- [7] Meyer: Elementare Aerodynamik und Flugphysik. Leipzig: Fachbuchverlag 1955.

Bildnachweis

- 1.24, 1.25 Strobel: Neuzeitliche Konstruktionen und Bauweisen im Flugzeugbau. Dresden: VVB Flugzeugbau, Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel 1957.
- 1.63 - : Airliners of the World.
Flight, 6. 7. 1956, Seite 32/33.
- 3.16 Herrmann, Klaus: Was versteht man unter einer "Drei-Achsen-Steuerung"?
Deutsche Flugtechnik 1 (1957) 5/6, Seite 83.

Sachwörterverzeichnis

- Absaugvorrichtung 48
- aerodynamische Bremse 49
 - Güte des Rumpfes 3
- aerodynamischer Außenausgleich 38
 - Innenausgleich 38
- Anschluß-beschläge 6,7
 - kasten für Flossenbefestigung 37
 - des Leitwerks 34,36
 - stellen 3,17
 - Fahrwerk- 19
 - Fahrwerkklappen- 20
 - Luftbremsklappen- 20
 - Triebwerk- 18
- Asbestschott 18
- Auftriebskoeffizient 47
- Ausblasvorrichtung 48
- Ausgleichgewicht 42
- automatische Steuerung 58
- Autopilot 58
- Bauweisen d. Leitwerks 35,42
 - des Rumpfes 6
 - Fachwerkbauweise 6
 - Integral- 9
 - Längspfetten- 8,9
 - Querpfetten- 8,9
 - Schalen- 8
 - Spanten- 7
 - Verbundplatten- 10
- Beanspruchungen des Leitwerks 34
 - des Rumpfes 4
 - der Steuerung 50
- Belastungsfälle 5
 - Abfangen 5
 - Böenbelastung 5
 - Geradeausflug 5
 - Landefall 5
 - am Leitwerk 34
 - Leitwerkkräfte 5
 - Rückenflug 5
 - Wasserkräfte 6
- Beplankung 7
- Booster-Steuerung 56
- Brandspant 18
- Dämpfung der Ruder 33,34
 - sfläche 25,26
 - sglied 58
- Dehnschraube 16
- Dichtnietung 21
- Dickenverhältnis 41
- Differentialgetriebe 33
- Doppel-flügel 38,47
 - rumpf 2
 - spaltklappe 48
 - stockrumpf 2
- Dreipunktlagerung der Flossen 36,37
- Druckkabine 21
- dynamische Stabilität 26
- Elektron 43
- Endrippe eines Tragflügel-mittelstücks 16
- Endscheibenwirkung 30
- Fachwerkbauweise 6
- Fahrwerk-anschluß 19
 - klappen 20
- federgesteuertes Hilfs-ruder 41
- Fenster-ausschnitte 8,9,21
 - dichtung 21,22
 - gestaltung 21
- Flattern 35
- Flossen 26
 - stummel 25
 - verstellung 37
- Bauweisen der - 35
- Flugboot-rumpf 2,22
 - stabilisierung 25
 - Flossenstummel 25
 - Stabilisierungswulst 25
 - Stützwchwimmer 25
- Flugstabilität 25,27,28
 - dynamisch indifferent 26
 - dynamisch labil 26
 - dynamisch stabil 26
 - statisch stabil 26
- Flugzeugachsen 26
 - Hochachse 27
 - Längsachse 27
 - Querachse 26
- Flugzeugtypen
 - "152" 16,20,30
 - Blackburn "Beverley" 31
 - Boeing B 47 19
 - Boeing B 52 19
 - "Caravelle" 19,23,57
 - "Comet" 21,57
 - Fouga "Magister" 32
 - FW 200 47
 - IL 14 29,30,59
 - Ju 52 47
 - Ju 88 47
 - Lockheed "Super Constellation" 29,32
 - Mig 15 30
 - Nord "Noratlas" 32
 - Tu 104 20,47
 - Tu 110 20
 - Tu 114 20
 - Fowlerklappe 47,48
 - Fußkraft 50
- Gestänge-Steuerung 54
- Gummischlauchdichtung 21
- Gurt 7,8,13
- Handkraft 50
- Hilfs-ruder 41
 - spant 8
- Hochachse 27
- Höhen-leitwerk 27
 - ruder 38
 - steuerung 53
- Hydraulikmotor 56
- Integralbauweise 9
- Interferenzwiderstand 32
- Interzeptor 40
- Junkers-Doppel Flügel 47
- Kiel eines Flugboots 22
- Kippnase 47
- Knickruder 38
- Knotenpunkte 6,7
- Konstruktionselemente 10
 - Blechprofile 10
 - Spante 12
 - Strangpreßprofile 10
- Kreiselprinzip 58
- Kugel-pfanne 15
 - verschraubung 15,18,36
- Kunststoffruder 43
- Kursstabilität 28
- Lagerung der Ruder 43,44
- Landehilfen 46
 - Absaugvorrichtung 48
 - Ausblasvorrichtung 48
 - Doppelspaltklappe 48
 - Fowlerklappe 47,48
 - Junkers-Doppel Flügel 47
 - Kippnase 47
 - Spaltklappe 47,48

- Spreizklappe 47,48
- Strahlklappe 48
- Wölbungsklappe 47
- Längsachse 27
 - pfetten 8
 - stabilität 28
- Leitwerk-anordnungen 30
 - aufbau 25
 - aufgaben 25
 - bauweisen 35,42
 - flossen 26
 - flossenbefestigung 17
 - flossenverstellung 17
 - formen 30
 - träger 32
- Lippendichtung 22
- Luft-bremsklappe 20
 - kanal f. Strahltriebwerk 18
 - kraft 27
 - kraftmoment 27
 - kraftverteilung am Rumpfbug 5
- Maschinen-Steuerung 56
- Massenausgleich 33,44
 - im Luftstrom 45
 - in der Rudernase 45
- indirekter - 45
- mechanische Steuerung 53
- Metallkleben 10
- Momentenausgleich 33
- Motorgerüst 18
- NACA-Haube 4
- Nachlaufströmung 30
- Pendelhebel 54,55
- Pfeilform d. Tragflügel 27,28
- Pfetten 8
- Querachse 26
- Querpfetten 8
- Querruder 27,38
 - äußeres - 27
 - inneres - 27
- Querruderumkehr 27
- Querstabilität 28
- Quersteuerung 53
- Richtempfänger 58
- Rollenführung 54
- Ruder 26
 - arten 38
 - ausgleich 42,44
 - bauweisen 42
 - lagerung 43,44
- Kunststoff- 43
- Ruder-dämpfung 33,34
 - maschine 58
 - moment 41,42
 - verhältnis 41
- Rumpfformen 1
 - Doppelrumpf 2
 - Doppelstockrumpf 2
 - Flugbootrumpf 2
 - normale Rumpfform 1
 - Rumpfgondel 2
 - Überschallrumpf 2
- Rumpf-gondel 2
 - schalen 8
- Rumpf-Tragflügel-Übergang 3
- Schalen-bauweise 8
 - aufgelöste - 8
 - Integralbauweise 9
 - Verbundplattenbauweise 10
 - segment 13
- Schiebesteuerung 52
- Schottwand 22
- Schwerpunkt d. Flugzeugs 26
- Seil-sicherung 54
 - steuerung 53
- Seiten-leitwerk 27
 - runder 38
 - runderpedale 52
 - stabilität 28
 - steuerung 53
- Sektionsbauweise 14
- Silikagel 22
- Spalt-klappe 47
 - runder 40
- Spant 7,8,12
 - profile 12
- Haupt- 12
- Hilfs- 12
- Spreizklappe 47,48
- Stabilisierungswulst 25
- Stabilität im Flug 25,26
 - durch Pfeilform der Tragflügel 27,28
 - durch V-Stellung der Tragflügel 28
- statische Stabilität
- Steuer-knüppel 51
 - säule 51
 - stange 52
- Steuerung 50
 - Aufgaben der - 50
 - automatisch - 58
 - Beanspruchungen der - 50
 - Booster- 56
 - Gestänge- 54
 - Höhen- 53
 - Maschinen- 56
- mechanische - 53
- nicht umkehrbare - 57
- Quer- 53
- Seil- 53
- Seiten- 53
- umkehrbare - 56
- Steuerungs-Bedienelemente 51
- Stopfbuchse 22
- Stoßstange 54
 - nkopf 55
- Strahlklappe 48
- Stringer 8,13
- Stüttschicht 43
- Kunststoff- 43
- wabenförmige - 43
- Stüttschwimmer 25
- T-Leitwerk 30,37
- Torsionsröhre 43
- Townendring 4
- Tragflügel-befestigung 15
 - verdrehung 27
- Trennstellen 3,14
 - Rumpf-Leitwerk 17
 - Rumpf-Tragflügel 14
- Triebwerk-einbau 18
 - Luftzuführungsschacht 3
 - verkleidung 4
 - Gebläse-Schaukelrad 4
 - NACA-Haube 4
 - Townendring 4
- Triebwerkanschluß 18
 - am Rumpfbau 19
- Trimmeruder 42
 - verstellung 42
- Tür-ausschnitte 8,21
 - dichtung 21,22
- Umkehrbare Steuerung 56
 - nicht - 57
- Umkehr d. Querruderwirkung 27
- Umlenkrolle 54
- Übergangsverkleidung 3
- Überschallrumpf 2
- Verbundplattenbauweise 10
- Verstellspindel für Leitwerk-
 - flossen 36,37
- Verstellung der Flossen 37
- V-Leitwerk 32
- V-Stellung der Tragflügel 28
- Waben-Stüttschicht 10
- weggesteuertes Hilfsrunder 41
- Winkelhebel 55
- Wölbungsklappe 47
- Wurzelspant 17

Aufbau des Flugzeugs

Band 1: Aufbau des Tragflügels

1. Entwicklung des Flugzeugaufbaus
2. Baugruppen des Flugzeugs
3. Einteilung der Flugzeuge nach äußeren Merkmalen
4. Aufbau des Tragflügels
 - 4.1. Tragflügelformen
 - 4.2. Aerodynamische Betrachtung
 - 4.3. Beanspruchungen des Tragflügels
 - 4.4. Konstruktive Gestaltung
Bauweisen, Konstruktionselemente, Verbindungsverfahren,
Ein- und Anbauten

Band 2: Aufbau des Rumpfes, des Leitwerks und der Steuerung

1. Aufbau des Rumpfes
 - 1.1. Rumpfformen
 - 1.2. Aerodynamische Güte des Rumpfes
 - 1.3. Beanspruchungen des Rumpfes
 - 1.4. Konstruktive Gestaltung
Bauweisen, Konstruktionselemente, besondere Konstruktionsmerkmale, Gestaltung der Druckkabine, Gestaltung des Flugbootrumpfes
2. Aufbau des Leitwerks
 - 2.1. Aufgaben des Leitwerks
 - 2.2. Leitwerksformen und -anordnungen
 - 2.3. Beanspruchungen des Leitwerks
 - 2.4. Konstruktive Gestaltung
Höhen- und Seitenflossen, Höhen-, Seiten- und Querruder
 - 2.5. Landehilfen
 - 2.6. Aerodynamische Bremsen
3. Aufbau der Steuerung
 - 3.1. Aufgaben und Beanspruchungen der Steuerung
 - 3.2. Wirkungsweise und Aufbau der verschiedenen Steuerungssysteme
Bedienelemente, mechanische Steuerung, Booster-Steuerung, Maschinen-Steuerung, automatische Steuerung

Band 3: Aufbau des Fahrwerks und Innenausstattung des Flugzeugs

1. Aufbau des Fahrwerks
 - 1.1. Aufgaben des Fahrwerks
 - 1.2. Fahrwerksanordnungen
 - 1.3. Beanspruchungen des Fahrwerks
 - 1.4. Konstruktive Gestaltung
Heck-, Bug-, Tandemfahrwerk, Sonderfahrwerke für Landflugzeuge, Einziehvorgang, Bauteile des Fahrwerks, Schwimmwerke
2. Innenausstattung des Flugzeugs
 - 2.1. Radarnase und Elektronikraum
 - 2.2. Besatzungsraum
 - 2.3. Fluggastkabine
 - 2.4. Nebenräume
 - 2.5. Frachtraum

ZENTRALSTELLE FÜR LITERATUR UND LEHRMITTEL

Lehrschriften für die Berufsausbildung und Qualifizierung

- | | | |
|---|---|-------------|
| 1. Dipl.-Ing. oec. Hehl
Dipl.-Ing. oec. Wintruff | Bedeutung des Flugzeugs und Flugzeug-
baus in unserer Zeit
Bestell-Nr. 7201 | DM 1,50 |
| 2. Dipl.-Gwl. Günther | Einteilung und vergleichende Übersicht
der Flugtriebwerke
Bestell-Nr. 7212 | DM 1,00 |
| 3. Dipl.-Ing. Berthold | Physikalische Grundlagen der Flugzeug-
antriebe
Bestell-Nr. 7219 | DM 1,00 |
| 4. Ing. Römer | Korrosion und Korrosionsschutz unter
besonderer Berücksichtigung des Flug-
zeugbaus
Bestell-Nr. 7213 | DM 2,00 |
| 5. Dipl.-Ing. Kleiber | Elektrische Ausrüstung im Flugzeug
Bestell-Nr. 7229 | DM 2,50 |
| 6. Dipl.-Ing. Richter | Grundlagen der elektrischen Bordgeräte
Bestell-Nr. 7227 | DM 2,25 |
| 7. Ing. Hückel | Stahl und Eisen unter besonderer Be-
rücksichtigung des Flugzeugbaus
Bestell-Nr. 7202 | DM 2,50 |
| 8. Dipl.-Ing. Hoffmann | Aufbau des Tragflügels
Bestell-Nr. 7208 | DM 1,50 |
| 9. Lehmann, Joachim | Normalnieten
Bestell-Nr. 7304 | DM 1,00 |
| 10. Schweißing. George | Metallschweißen im Flugzeugbau
Bestell-Nr. 7226 | ca. DM 2,50 |

Vorträge und Abhandlungen

- | | | |
|----------------------------|--|---------|
| 1. Obering. Strobel | Neuzeitliche Konstruktionen und Bau-
weisen im Flugzeugbau
Bestell-Nr. 7001 | DM 1,25 |
| 2. Prof. Dr. phil. Cordes | Das Strahltriebwerk als Flugzeugantrieb
Bestell-Nr. 7002 | DM 1,30 |
| 3. Prof. Dr.-Ing. Backhaus | Einführung in Probleme der aerodynami-
schen Flugzeuggestaltung
Bestell-Nr. 7003 | DM 1,30 |
| 4. Dipl.-Ing. Schmitt | Schwingungsprobleme im Flugzeugbau
Bestell-Nr. 7006 | DM 1,25 |
| 5. Dr.-Ing. Strauss | Windkanäle als Arbeitsmittel für die
Flugzeugentwicklung
Bestell-Nr. 7007 | DM 1,75 |

- | | | |
|---------------------------------|---|-------------|
| 6. Obering. Griebisch | Die Perspektive der Flugzeugfertigung
Bestell-Nr. 7008 | DM 1,50 |
| 7. Dipl.-Ing. Günther | Festigkeitsprobleme des modernen Flugzeugbaus
Bestell-Nr. 7009 | DM 1,50 |
| 8. Dr.-Ing. Lehmann | Einige aerodynamische und flugmechanische Probleme des Verkehrsflugzeugbaus
Bestell-Nr. 7010 | DM 1,25 |
| 9. Dr. rer. nat. Grochalski | Ausnutzungsmöglichkeiten der Atomenergie für den Antrieb von Flugzeugen
Bestell-Nr. 7011 | DM 1,50 |
| 10. Dipl.-Ing. Jürgens | Diesseits und jenseits der Schallmauer - Aerodynamische Vorgänge bei Unter- und Überschallgeschwindigkeit
Bestell-Nr. 7012 | DM 1,00 |
| 11. Ing. Hauthal | Die technische Gamma-Durchstrahlung und die Perspektiven ihrer Anwendung in der Luftfahrtindustrie
Bestell-Nr. 7013 | DM 1,00 |
| 12. Ing. Paasch | Einführung in das Gebiet Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge
Bestell-Nr. 7017 | DM 1,00 |
| 13. Dr.-Ing. Mansfeld | Organisation und Technik der Flugsicherung
Bestell-Nr. 7019 | DM 1,50 |
| 14. Prof. Dr.-Ing. Claussnitzer | Flugzeuggeräte und elektrische Ausrüstung von Flugzeugen (ein Überblick)
Bestell-Nr. 7015 | ca. DM 1,50 |

Bestellungen, möglichst Sammelbestellungen, nehmen für die Mitarbeiter der Luftfahrtindustrie die Technischen Kabinette in den Werken oder andere dafür bestimmte Abteilungen entgegen. Alle anderen Interessenten geben ihre Bestellungen bei der Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel, Abteilung Bestell- und Lieferwesen, Dresden N 2, Postfach 40, auf.