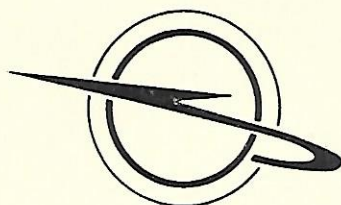


FORSCHUNGSZENTRUM DER LUFTFAHRTINDUSTRIE

Vorträge und Abhandlungen Nr. 9



Dipl.-Ing. Waldemar Günther

Festigkeitsprobleme des modernen Flugzeugbaus

Vortragsreihe der Kammer der Technik

Einführung in Probleme des Flugzeug- und Triebwerkbaus

Als Manuskript gedruckt

Mit der Herausgabe beauftragt:

ZENTRALSTELLE FÜR LITERATUR UND LEHRMITTEL

Dresden 1959

Als Manuskript gedruckt
1959

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

Inhaltsverzeichnis

	Seite
1 Einleitung	1
2 Gewichts-betrachtungen	2
3 Lastannahmen	4
4 Statischer Aufbau, Bauweise und Tragfähigkeit von Bauelementen der Tragwerke	7
4.1 Allgemeines	7
4.2 Gewichtsanalyse von Tragwerken	11
4.3 Statischer Aufbau des Trägerflügels	13
4.4 Tragfähigkeit der Bauelemente von Tragflügeln	16
4.5 Statischer Aufbau von Schalenflügeln	22
4.6 Tragfähigkeit der Bauelemente von Schalenflügeln	26
4.7 Störungen im gleichmäßigen Kräftefluß	28
5 Statischer Aufbau, Bauweise und Tragfähigkeit von Bauelementen der Rümpfe	31
5.1 Allgemeines	31
5.2 Gewichtsanalyse von Rümpfen	32
5.3 Statischer Aufbau von Rümpfen	35
5.4 Tragfähigkeit von Rumpfgurten	37
5.5 Tragfähigkeit von Rumpfschalen	39
5.6 Störungen im gleichmäßigen Kräftefluß	42
6 Nachweis ausreichender Betriebsfestigkeit	44
7 Schlußbemerkungen	51
Bildquellen	52

1 Einleitung

Jedes Flugzeug ist im Betrieb Beanspruchungen unterworfen, denen es ohne Beschädigung widerstehen muß. Es wird eine ausreichende Festigkeit und Steifigkeit gefordert; es soll jedoch zur Erreichung optimaler Leistungen so leicht wie nur irgend möglich sein.

Die drei Forderungen: **F e s t i g k e i t**, **S t e i f i g k e i t** und **G e w i c h t** müssen bei der Konstruktion eines Flugzeugs im Vordergrund stehen und sind nicht voneinander zu trennen. Sie müssen sich für das zu bauende Flugzeug in einem optimalen Verhältnis zueinander befinden. Damit man sich ein Bild machen kann, wie groß das Gewicht ist, das durch die Forderungen Festigkeit und Steifigkeit beeinflusst wird, soll die gewichtsmäßige Zusammensetzung einiger Flugzeuge betrachtet werden.

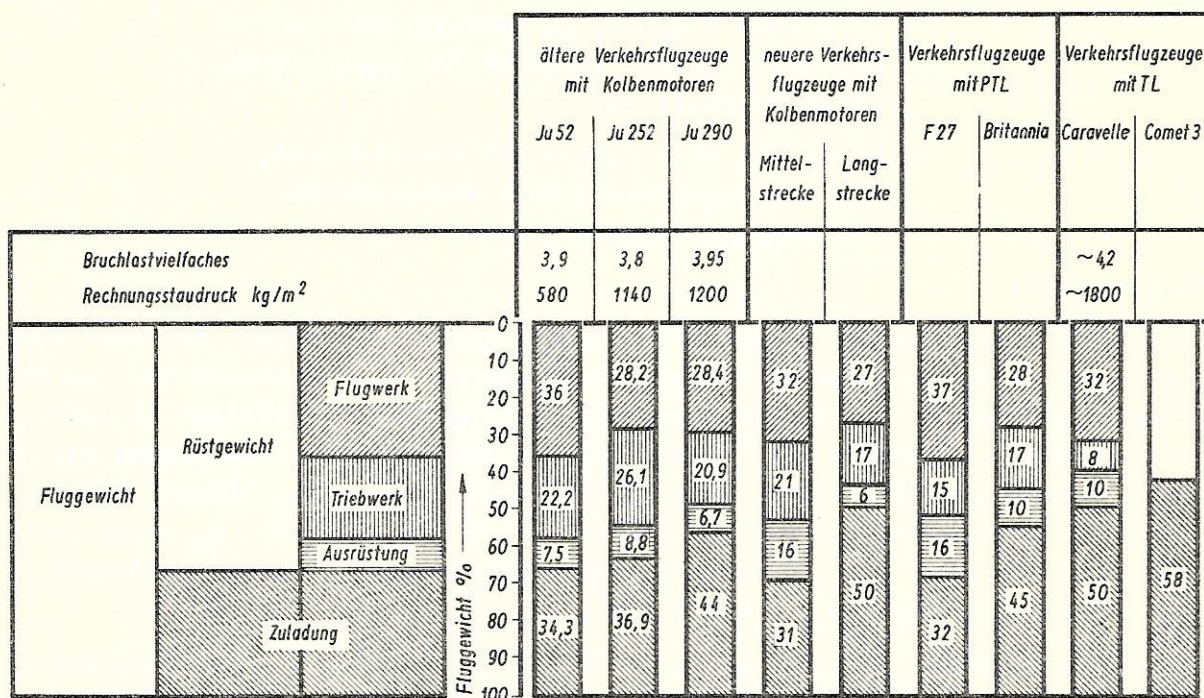


Bild 1: Zerlegung des Fluggewichts in Prozenten

2 Gewichts-betrachtungen

In Bild 1 sind die prozentualen Anteile einer Reihe von Verkehrsflugzeugen aufgetragen. Es sind dies einige ältere Verkehrsflugzeuge mit Kolbenmotoren, und zwar die bekannte Ju 52 / 3 M, die Junkers Ju 252 und die Junkers Ju 290 aus den Jahren 1933 bis 1945. Ferner sind zwei neuere Verkehrsflugzeuge mit Kolbenmotoren und zwei moderne Verkehrsflugzeuge mit Propellerturbinen-Antrieb vertreten: das holländische Flugzeug F o c k e r F 27 und die englische Maschine B r i t a n n i a. Als Verkehrsflugzeuge mit Strahltriebwerken sind das französische Flugzeug C a r a v e l l e und das englische Flugzeug C o m e t 3 genannt.

Bekanntlich zerlegt sich das Fluggewicht in Rüstgewicht und Zuladung. Das Rüstgewicht hat einen Anteil von 42 bis 69 Prozent am Fluggewicht und die Zuladung einen solchen von 31 bis 58 Prozent. Das Rüstgewicht setzt sich aus Flugwerk, Triebwerk und Ausrüstung zusammen. In erster Linie beziehen sich die drei Forderungen: ausreichende Festigkeit, ausreichende Steifigkeit und geringes Gewicht auf das Flugwerk. Das Fluggewicht beträgt 27 bis 37 Prozent vom Fluggewicht. Im Mittel läßt sich also rund ein Drittel des Fluggewichts

1. durch die anzusetzenden Lastannahmen und Sicherheiten,
2. durch die Wahl eines klaren statischen Aufbaus der Zelle,
3. durch die Entwicklung einer für das betreffende Flugzeug geeigneten, im Hinblick auf Gewicht und statische Festigkeit optimalen Bauweise und
4. durch die Schaffung einer Konstruktion, die den Forderungen nach ausreichender Ermüdungsfestigkeit gerecht wird

beeinflussen.

Wenn auch die genannten Flugzeuge aus einem Zeitraum stammen, der sich über ein ganzes Vierteljahrhundert erstreckt, kann man doch feststellen, daß der prozentuale Anteil des Flugwerkgewichts am Fluggewicht praktisch in derselben Größenordnung geblieben ist, obwohl die für die statische Berechnung der Flugzeuge maßgebenden Grunddaten sich laufend gesteigert haben. Diese Grunddaten sind das Bruchlastvielfache n_{Br} und der Staudruck q , der der Festigkeitsrechnung zugrunde gelegt wird, also der Rechnungsstaudruck.

Unter dem Begriff Bruchlastvielfaches versteht man den Faktor, mit dem das Fluggewicht multipliziert werden muß, um den Beanspruchungszustand zu erreichen, bei dem das Flugzeug beim Abfangen bzw. bei einer Böe zerbrechen darf.

Als Staudruck bezeichnet man den Überdruck, der bei voller Stauung einer Luftströmung von der Dichte ρ und der Geschwindigkeit v entsteht. Der Staudruck errechnet sich nach der Formel

$$q = \frac{\rho}{2} \cdot v^2,$$

worin ρ die Luftdichte und v die Geschwindigkeit des Flugzeugs in m/s bedeuten.

Diese Grunddaten werden sehr selten von den Flugzeugwerken veröffentlicht. Sie sind im Bild 1 deshalb nur für die drei Junkersmuster und für die Caravelle angegeben. Es ist daraus die Steigerung des Bruchlastvielfachen von etwa 3,9 auf 4,2 und die des Rechnungsstaudrucks von 580 auf 1200 und weiter auf 1800 kg/m² zu erkennen.

Dabei hat die Caravelle einen sehr niedrigen Rechnungsstaudruck. Es gibt moderne Verkehrsflugzeuge, die Bruchlastvielfache von 4,5 bis 5 und Rechnungsstau-

			ältere Verkehrsflugzeuge mit Kolbenmotoren			neuere Verkehrs- flugzeuge mit Kolbenmotoren		Verkehrsflugzeuge mit PTL		Verkehrsflugzeuge mit TL	
			Ju 52	Ju 252	Ju 290			F 27	Britannia	Caravelle	Comet 3
Bruchlastvielfaches			3,9	3,8	3,95					~ 4,2	
Rechnungsstaudruck kg /m ²			580	1140	1200					~1800	
Fluggewicht kg	Rüstgewicht kg	Flugwerk kg	3957	6136	10920	7300	11900	~5350	~19700	13065	
		Triebwerk kg	2449	5670	7992	4800	7500	~2150	~12000	3270	
		Ausrüstung kg	823	1922	2560	3600	2650	~2340	~7000	4030	
			7229	13728	21472	15700	22050	~9840	~38200	20365	29500
	Zuladung kg		3771	7972	16828	7100	22050	~4650	~31500	20635	39540
			11000	21700	38300	22800	44100	~14490	~70200	41000	68040

Bild 2: Zerlegung des Fluggewichts in kg

			ältere Verkehrsflugzeuge mit Kolbenmotoren			neuere Verkehrs- flugzeuge mit Kolbenmotoren		Verkehrsflugzeuge mit PTL		Verkehrsflugzeuge mit TL	
			Ju 52	Ju 252	Ju 290			F 27	Britannia	Caravelle	Comet 3
Flugwerk	Rumpf	kg	1371	1958	3023	2200	3450	~1655	~6500	~5100	
	Tragwerk		1738	2715	4960	3350	5100	~2300	~7500	~4500	
	Leitwerk		199	351	864	510	840	~430	~1970	~920	
	Fahrwerk		481	827	1595	1020	2030	~750	~3140	~1745	
	Steuerung		168	285	478	220	480	~215	~590	~800	
			3957	6136	10920	7300	11900	~5350	~19700	~13065	

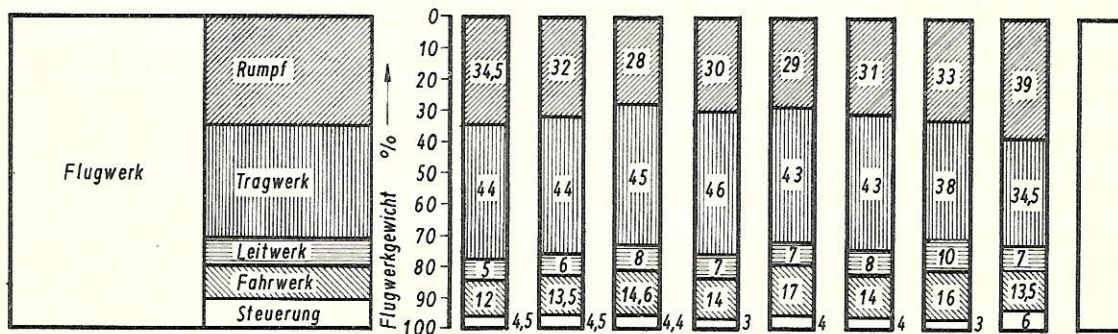


Bild 3: Zerlegung des Flugwerkgewichts

drücke von 2700 bis 3000 kg/m² haben, ohne daß die Flugwerksgewichte aus dem normalen prozentualen Rahmen herausfallen.

Bild 2 zeigt die Gewichte der genannten Flugzeuge in kg. Die maximalen Fluggewichte liegen bei den älteren Verkehrsflugzeugen mit Kolbenmotoren zwischen 11 und 38 Tonnen, bei den neueren Verkehrsflugzeugen mit Kolbenmotoren zwischen 23 und 44 Tonnen, bei den Verkehrsflugzeugen mit PTL zwischen 14,5 und 70 Tonnen und bei den Verkehrsflugzeugen mit TL zwischen 41 und 68 Tonnen.

Die Flugwerksgewichte liegen zwischen 4 und 20 Tonnen.

Das Flugwerk zergliedert sich in Rumpf, Tragwerk, Leitwerk, Fahrwerk und Steuerung

Aus Bild 3 sind für die vorher genannten Flugzeugmuster auf der oberen Hälfte die Gewichte der Großbauteile des Flugwerks in kg und auf der unteren Hälfte die prozentualen Anteile der Großbauteile am Flugwerksgewicht zu entnehmen. Man sieht, daß Rümpfe zwischen 28 und 29 Prozent und Tragwerke zwischen 34,5 und 46 Prozent vom Flugwerksgewicht liegen.

Aus dieser Aufstellung ist weiter zu entnehmen, daß die größten Bauteile, Tragwerk und Rumpf, zusammen seit 25 Jahren die gleichen Anteile am Flugwerksgewicht haben.

3 Lastannahmen

Die Lastannahmen, die der Ermittlung der äußeren Kräfte am Flugzeug zugrunde gelegt werden, sind in den "Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge" verankert. Diese Vorschriften sind auf Grund von theoretischen Überlegungen, praktischen Erfahrungen, Windkanaluntersuchungen und Beanspruchungsmessungen entstanden.

Eine ganze Reihe von Ländern mit einer eigenen Luftfahrtindustrie hat eigene Festigkeitsvorschriften entwickelt, die sich untereinander z.T. nur wenig unterscheiden. Daß sie überhaupt Verschiedenheiten aufweisen, ist durch ungleiche geographische und meteorologische Verhältnisse und durch die gesammelten unterschiedlichen Erfahrungen bedingt. Allerdings gibt es auch internationale Vorschriften, die durch Zusammenarbeit maßgebender Länder entstanden sind. Die internationalen Vorschriften werden von Firmen verwendet, die die von ihnen gebauten Flugzeuge in Länder verkaufen wollen, in denen die internationalen Vorschriften anerkannt sind.

Die deutschen Vorschriften zergliedern sich in

- a) Festigkeitsvorschriften für mit Triebwerken angetriebene Flugzeuge,
- b) Festigkeitsvorschriften für Segelflugzeuge.

Die bisher vorhandenen deutschen Festigkeitsvorschriften für mit Triebwerken angetriebene Flugzeuge gehen auf das Jahr 1936 mit einigen Zusätzen aus den Jahren 1936 bis 1945 zurück.

Seit 1955 wird in der Deutschen Demokratischen Republik an einer Neufassung der Festigkeitsvorschriften für mit Triebwerken angetriebene Flugzeuge gearbeitet. Die seit 1936 bis heute gesammelten Erfahrungen und neuesten Erkenntnisse werden mit eingearbeitet. Es wird auch in Zukunft notwendig sein, die erarbeitete Neufassung der Festigkeitsvorschriften von Zeit zu Zeit den dann immer wieder erworbenen neuesten Erkenntnissen entsprechend umzugestalten.

Zur Erarbeitung der zahlenmäßigen Lastannahmen ist die Festlegung der bereits genannten grundlegenden Daten erforderlich, nämlich des Bruchlastvielfachen und des Staudrucks. Das Bruchlastvielfache ist jedoch gleich dem sicheren Lastvielfachen n_s multipliziert mit der Sicherheitszahl j .

Das sichere Lastvielfache ist der Faktor, mit dem das Fluggewicht multipliziert werden muß, um den Beanspruchungszustand zu erreichen, der beim Abfangen des Flugzeugs bzw. bei einer Böe sicherlich nicht überschritten wird.

Die Sicherheitszahl j soll verschiedene Einflüsse decken, wie ungenaue Lastannahmen, ungenaue Kräfteermittlung, ungenaue Erfassung der Spannungen, Fehler im Werkstoff, Fehler in der Herstellung und bei der Kontrolle. Die Größe dieser Sicherheitszahl gegen Bruch ist $j = 1,5$.

Wollte man all diese Einflüsse zu gleicher Zeit decken, so müßte die Sicherheitszahl wesentlich höher festgelegt werden. Die Erfahrung hat jedoch gelehrt, daß die Sicherheitszahl $j = 1,5$ ausreichend ist. Damit das Flugzeug im Betrieb, d.h. bei Auftreten der sicheren Last sich nicht bleibend verformt, besteht noch die Forderung, daß bei der 1,1fachen sicheren Last keine bleibenden Verformungen zurückbleiben dürfen, also der Werkstoff bei dieser Last nur bis zur 0,2-Grenze, d.h. bis zur Streckgrenze beansprucht werden darf.

Mit den Grunddaten "sicheres Lastvielfaches und Staudruck" sowie noch einer Reihe anderer Daten werden eine Anzahl von Beanspruchungszuständen in der Luft berechnet. Es sind dies positive und negative Abfangfälle bei kleinem und großem Staudruck, Höhenruder-, Seitenruder- und Querruderbetätigungsfälle sowie Böenfälle. Grundsätzlich ist dabei zu sagen, daß sich die Lastvielfachen heute vorwiegend aus Böenbeanspruchungen ergeben, während früher mehr das Abfangen maßgebend war.

Früher wurde angenommen, daß Böen bis zu 10 m/s Geschwindigkeit nur in Bodennähe, d.h. bis zu einer Höhe von etwa 800 m, auftreten und in darüber liegenden Höhen die Atmosphäre praktisch ohne Böen ist. Die Erfahrung hat jedoch gezeigt, daß in großen Höhen, d.h. in 10 bis 12 km Höhe, Böengeschwindigkeiten bis 30 m/s auftreten, allerdings mit geringerer Frequenz, als das am Boden der Fall ist.

Interessant ist nun, wie sich die Grunddaten Bruchlastvielfaches und Staudruck auf die Gewichte der Flugzeuge auswirken.

Wie bereits erwähnt, liegen bei modernen Verkehrsflugzeugen die Bruchlastvielfachen bei 4 bis 5 und die Rechnungsstaudrucke bei 1800 bis 3000 kg/m². Da das Lastvielfache eine maßgebende Größe für die Bemessung z.B. der Flügelgurte

und Stege ist und der Staudruck eine maßgebende Größe für die Bemessung der Haut des Flügels darstellt, ist es zweckmäßig, sich ein Bild über den Einfluß dieser Grunddaten auf das Gewicht der Flügelgurte, Trägerstege und der Haut zu machen.

Betrachtet man z.B. einen ungepfeilten Flügel mit einer Flügelfläche von

$$F = 122 \text{ m}^2, b^2/F = \lambda = 9,$$

einer Flügeldicke $d/t = 0,12,$

einem Flügeltiefenverhältnis $t_i/t_a = 3$

und einer Flächenbelastung von $G/F = 270 \text{ kg/m}^2,$

so ist der Gewichtszuwachs allein der Gurte mindestens 320 kg bei Erhöhung des Bruchlastvielfachen von 4 auf 5. Die Gurte haben ein Gewicht von etwa 1400 kg, d.h., daß die Gurte um 23 Prozent und das Tragwerk um 8 Prozent schwerer werden würden.

Der Gewichtszuwachs der Haut des Tragwerks infolge einer Erhöhung des Staudrucks von 1800 auf 3000 kg/m^2 ergibt ein Mehrgewicht von 480 kg. Die Haut selbst wiegt etwa 64 kg, d.h., daß die Haut um 75 Prozent und das Tragwerk um 12 Prozent schwerer werden würden.

Infolge eines höheren Lastvielfachen und eines höheren Staudrucks werden nicht nur die Gurte und die Haut des Tragwerks beeinflusst, sondern auch die Querverbände, Rippen, Trägerstege und Tragwerkstrennstellen. Ähnlich liegen die Verhältnisse im Rumpf und Leitwerk.

Es ist leicht einzusehen, daß durch sinnvolles Auslegen der Grunddaten sehr viel Gewicht gespart werden kann. Um die einzelnen Bauteile des Flugzeugs auch für Beanspruchungen bei Start und Landung ausreichend dimensionieren zu können, werden eine Reihe von Beanspruchungszuständen bei Start, Landung und während des Betriebs am Boden berechnet. Hierbei kommt es bei einer Reihe von Fällen auf die anzusetzende $\text{Stoßgeschwindigkeit}$ an, aus der sich die erforderliche Arbeitsaufnahme für die Fahrwerke ergibt. Die anzusetzenden Stoßgeschwindigkeiten liegen zwischen 3,0 und 4,5 m/s.

Weiter werden zur Ermittlung von Kräften auf das Fahrwerk $\text{Bewegungsrechnungen}$ durchgeführt, die die Bewegung des Flugzeugs bei der Landung auch infolge der Federung berücksichtigen. Auch bei den Landefällen kann durch sinnvolle Einschränkungen - z.B. durch Festlegung eines kleineren Landegewichts - in bezug auf die erforderliche Arbeitsaufnahme nicht unwesentlich Gewicht eingespart werden, muß doch für jedes Meterkilogramm Arbeitsaufnahme allein für die Federstreben ein Gewicht von 10 g aufgewendet werden. Da für die Fahrwerke von Flugzeugen mit 40 t Landegewicht eine Brucharbeitsaufnahme von etwa 50000 mkg notwendig ist, so bedeutet dies allein für die arbeitsaufnehmenden Glieder ein Gewicht von 500 kg. Aus der Tatsache, daß die Grunddaten der Lastannahmen moderner Flugzeuge sich gegenüber Verkehrsflugzeugen der Jahre 1933 bis 1945 erhöht haben, müßte sich eigentlich auch eine prozentuale Erhöhung der Flugwerksgewichte ergeben (Bild 4).

Das Flugwerk ist der Teil des Flugzeugs, der Triebwerk , Ausrüstung und Zuladung nicht nur räumlich aufnehmen

muß, sondern durch diese drei großen Gewichtsanteile auch belastet wird. Trägt man nun das Flugwerkgewicht über der Summe der Gewichte von Triebwerk, Ausrüstung und Zuladung auf, so erkennt man, daß mit zunehmendem Gewicht von Triebwerk und Ausrüstung und Zuladung das Flugwerkgewicht wahrscheinlich nicht in demselben Maße steigen wird, d.h., daß der prozentuale Anteil des Flugwerks am Fluggewicht zwar in der gleichen Größenordnung liegt, aber doch eine sinkende Tendenz aufweist.

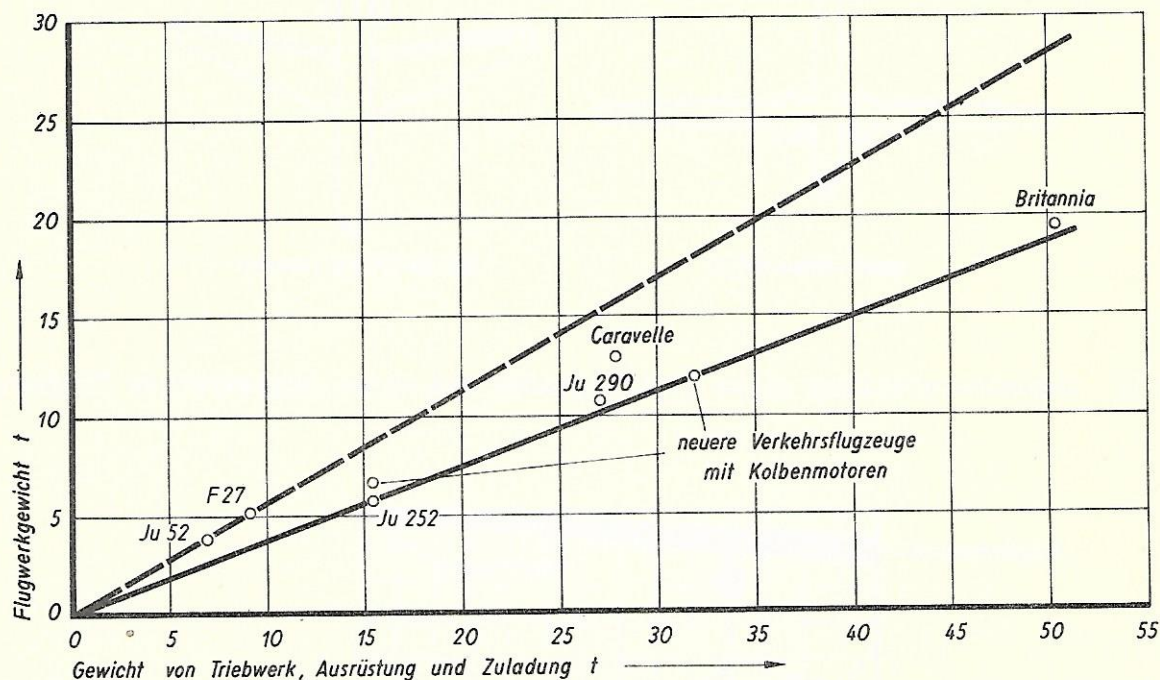


Bild 4: Abhängigkeit des Flugwerkgewichts vom Gewicht für Triebwerk + Ausrüstung + Zuladung

4 Statischer Aufbau, Bauweise und Tragfähigkeit von Bauelementen der Tragwerke

4.1 Allgemeines

Anhand der zahlenmäßigen Lastannahmen werden nun Querkräfte, Biegemomente und Drehmomente für den Flügel errechnet, wobei es für Gewichtsbetrachtungen von Bedeutung ist, ob das Tragwerk abgestrebt oder freitragend ist; denn abgestrebte Tragwerke haben kleinere Biegemomente und damit kleinere Trägergewichte als freitragende Tragwerke.

Bild 5.1 zeigt ein Flugzeug mit einem Tragwerk, das gegen die Rumpfunterkante durch Streben abgefangen ist. Es handelt sich hierbei um das französische Flugzeug Hurel-Dubois H D 32. Auf Bild 5.2 sieht man ein Flugzeug mit einem freitragenden

genden Tragwerk. Es ist die französische TL-Verkehrsmaschine Caravelle.

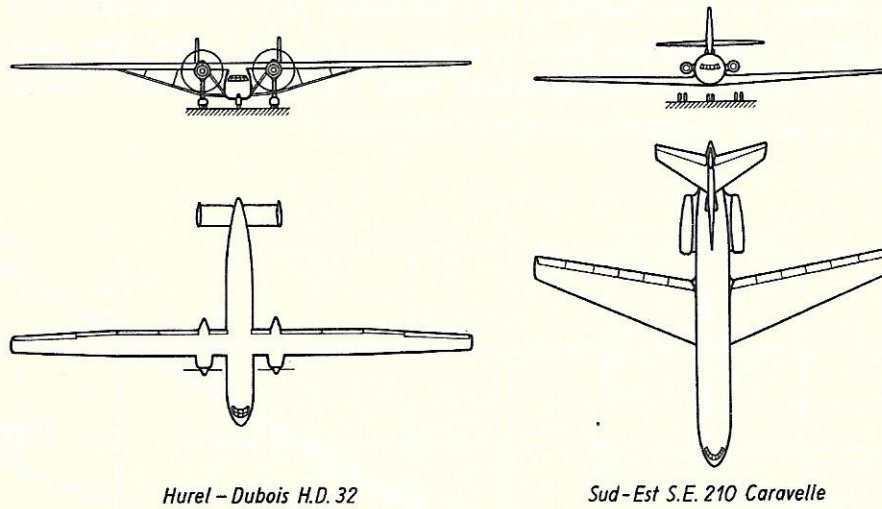


Bild 5: Gegenüberstellung eines freitragenden und eines abgestrebten Flugzeugs

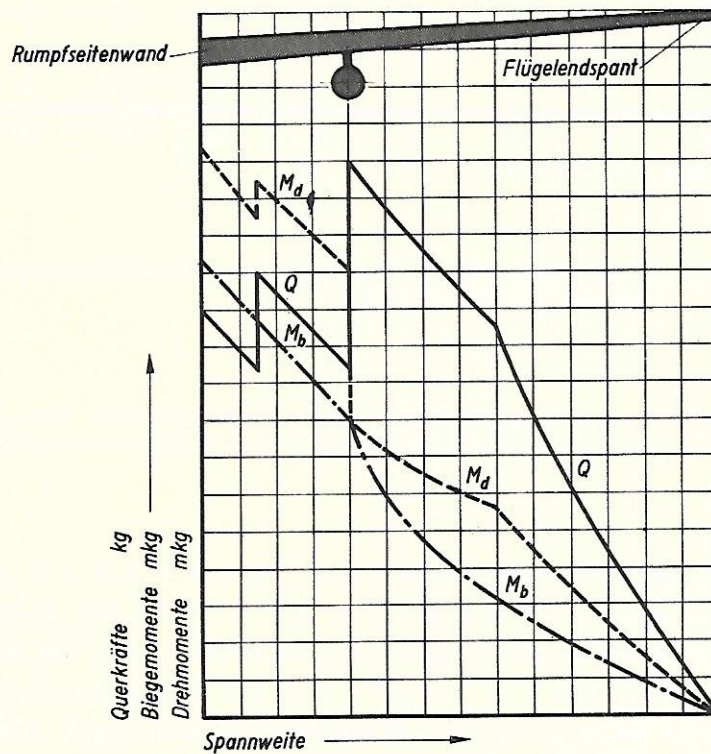


Bild 6: Verlauf der Querkräfte, Biegemomente und Drehmomente über Tragwerk-Spannweite (Böenfall)

Den Verlauf der Querkräfte, Biegemomente und Drehmomente im ungepfeilten freitragenden Tragwerk zeigt Bild 6 für den

Böenfall. Die Querkkräfte werden aus

der Differenz der am Tragwerk angreifenden und nach oben wirkenden Luftkräfte

$$c_a \cdot q \cdot F = \eta_{si} \cdot G_{\text{Flugzeug}},$$

den η_{si} -fachen, nach unten wirkenden Gewichten des Tragwerks selbst und den am oder im Tragwerk befindlichen η_{si} -fachen Lasten ermittelt.

So entstehen die über der Spannweite aufgetragenen Querkkräfte Q . Wie ersichtlich ist, springen die Querkkräfte an Stellen großer Gewichtsansammlungen, wie z.B. am Triebwerk und Fahrwerk.

Durch Integration der Querkraftlinie erhält man die **Biegemomentenlinie**, die zwar Knicke, aber natürlich keine Sprünge aufweist.

Die **Drehmomente** entstehen einmal durch die am Tragflügelprofil angreifenden Luftkraftmomente, durch die nicht in der Schubmittelpunktslinie des Tragflügels angreifenden Luft- und Massenkräfte und durch die An- und Einbauten.

Der Verlauf der Drehmomente über der Spannweite zeigt z.B. an der Stelle Sprünge, wo ein Triebwerk gelagert ist, dessen Schwerpunkt nicht mit dem Schubmittelpunkt des betreffenden Flügelquerschnitts zusammenfällt. Dabei versteht man unter Schubmittelpunkt den Punkt eines Flügelquerschnitts, in dem man eine Querkraft ansetzen kann, ohne daß sich der Querschnitt verdreht.

Für die **Größe der Querkkräfte und Biegemomente** des **Tragwerks** ist die Massenentlastung des Tragwerks von wesentlichem Einfluß.

Die **Massenentlastung** besteht aus dem Tragwerk selbst, aus den Einbauten, aus den am Tragwerk angebauten Triebwerken und aus dem im Tragwerk untergebrachten Kraftstoff. Der Einfluß der Kraftstoffentlastung wirkt sich auf die Gurtgewichte besonders günstig aus, wenn der Kraftstoff - wie bei der **Caravelle** - über der ganzen Spannweite bis hin zum Endspant im Tragwerk untergebracht ist. Dies ist jedoch aus Schwingungsgründen nicht immer möglich.

Aus Bild 7 können die Unterschiede der **Biegemomente** und **Drehmomente** von gepfeilten und ungepfeilten Flügeln erkannt werden.

Hier werden fünf Flügel verglichen, die gleichgroße Spannweite, Tiefe und Flügelfläche sowie gleiche Lage der Schubmittelpunktslinie zur Flügeltiefe haben.

Bild 7.3 stellt den **un gepfeilten** Flügel, die Bilder 7.1 und 7.2 den **nach vorn gepfeilten** und die Bilder 7.4 und 7.5 den **nach hinten gepfeilten** Flügel dar.

Die Flügel 1 und 2 sowie 4 und 5 unterscheiden sich untereinander außer durch die Pfeilung nur noch durch die Lage der Querverbände. Diese sind nämlich bei Flügel 2 und 4 in Flugrichtung und bei Flügel 1 und 5 senkrecht zur Schubmittelpunktsachse angeordnet.

Vergleicht man die **Trägerbiegemomente** und die **Hautschubmomente** dieser fünf Flügel hinsichtlich einer vor der Schub-

mittelpunktsachse wirkenden Kraft miteinander, so findet man, daß der Flügel 1 - der nach vorn gepfeilte Tragflügel mit senkrecht zur Schubmittelpunktsachse liegenden Querverbänden - das größte Trägerbiegemoment hat, während Flügel 5 - der nach rückwärts gepfeilte Tragflügel mit senkrecht zur Schubmittelpunktsachse liegenden Querverbänden - das kleinste Trägerbiegemoment aufweist. Die Hautschubmomente sind beim Flügel 1 und 5 am kleinsten. Die Querkkräfte sind in gepfeilten wie ungepfeilten Tragwerken, bezogen auf gleiche prozentuale Länge der Träger, gleichgroß.

Aus diesen Vergleichen ist zu entnehmen, daß der nach rückwärts gepfeilte Flügel mit senkrecht zur Schubmittelpunktsachse angeordneten Querverbänden, also Flügel 5, die kleinsten Beanspruchungen erhält und damit am leichtesten sein müßte. Durch die größere Trägerlänge der Pfeilflügel jedoch werden ihre Träger, d.h. Trägersurte und Trägerstege, immer schwerer als die von ungepfeilten Tragwerken.

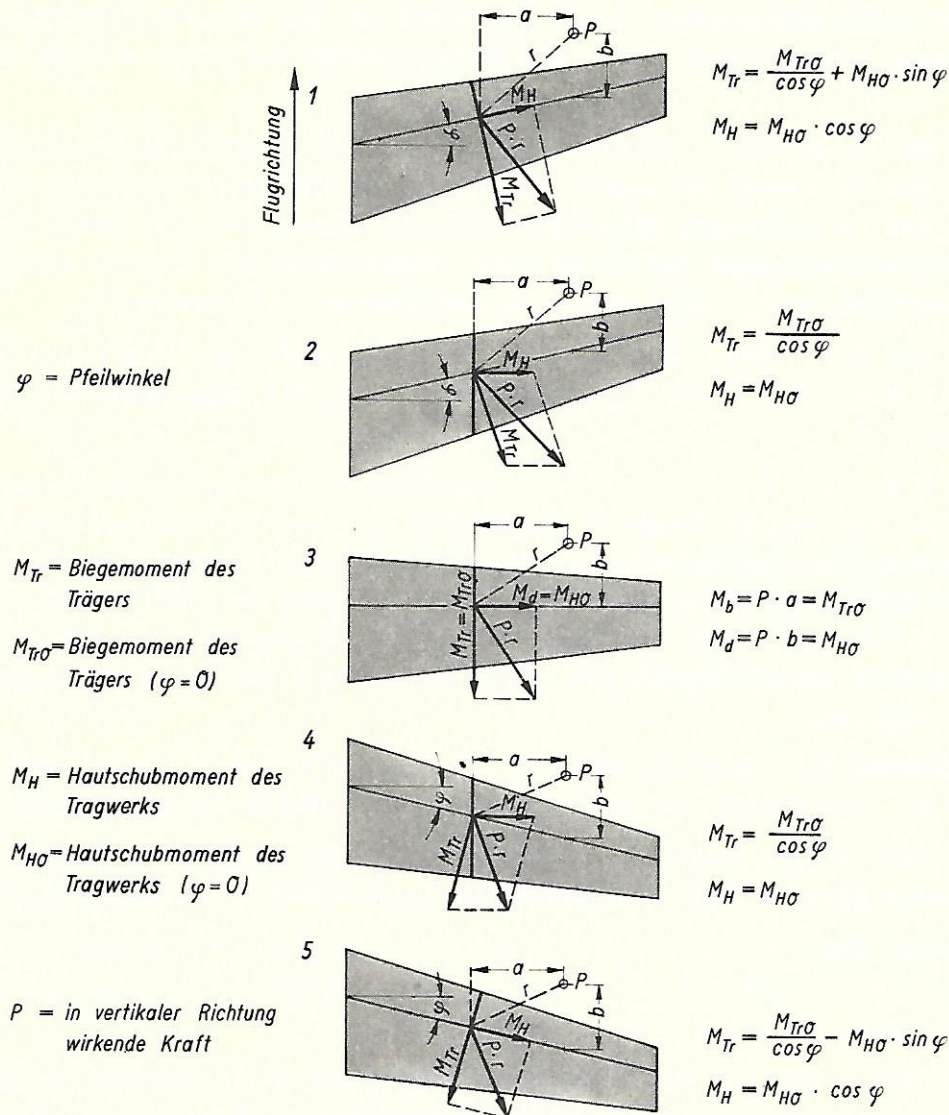


Bild 7: Vergleich der Biegemomente und Drehmomente von Pfeilflügeln mit geraden Flügeln

Zusammenfassend kann man also sagen, daß ungepfeilte Tragwerke und von den gepfeilten Tragwerken die nach rückwärts gepfeilten mit senkrecht zur Schubmittelpunktsachse angeordneten Querverbände am leichtesten sind. Diese Anordnung ist z.B. bei der *C a r a v e l l e* verwirklicht.

Ein sehr wesentlicher Punkt bei der Konstruktion des Tragwerks ist die Schaffung eines klaren, übersichtlichen statischen Aufbaus. Es gilt, die auftretenden Querkkräfte, Biegemomente und Drehmomente mit dem geringstmöglichen Gewichtsaufwand im Tragwerk sowohl unter Einhaltung der geforderten Sicherheit gegen bleibende Verformungen und gegen Bruch als auch unter Einhaltung der notwendigen Steifigkeit weiterzutransportieren.

4.2 Gewichtsanalyse von Tragwerken

Zur Information über die gewichtliche Zusammensetzung von Tragwerken soll Bild 8 dienen.

	Benennung	Ju 252		Ju 290	
		kg	%	kg	%
1	Gurte	751	27,6	1263	25,5
2	Stege und Stützen	235	8,7	401	8,1
3	Anschlüsse an den Trägern	61	2,2	32	0,5
4	Haut und Hautverstärkungen	400	14,7	755	15,2
5	Endkappe	17	0,6	23	0,5
6	Rippen	269	9,9	370	7,5
7	Querverbände	116	4,3	255	5,2
8	Triebwerkquerverbände	16	0,6	100	2,0
9	Triebwerkanschlüsse	89	3,3	240	4,8
10	Fahrwerkanschlüsse	121	4,5		
11	Tragwerk - Rumpf - Verbindung	130	4,8	377	7,6
12	Hilfsträger vorn	33	1,2	37	0,7
13	Hilfsträger hinten	40	1,5	102	2,1
14	Querruder	144	5,3	324	6,5
15	Querruderausgleiche	39	1,4	162	3,3
16	Landeklappen	119	4,4	111	2,2
17	Fahrwerk - Verkleidung	30	1,1	50	1,0
18	Abschlußhaube	11	0,4	25	0,5
19	Tankraumauskleidung	40	1,5	180	3,6
20	Scheinwerfereinbau	4	0,1	3	0,1
21	Verschiedenes	50	1,8	150	3,0
	Tragwerk	2715	100	4960	100

Bild 8: Gewichtsaufteilung von Tragwerken

Wenn in der einschlägigen Literatur schon Gewichtsangaben über Gesamtgewichte von Tragwerken, Rümpfen und Leitwerken äußerst selten sind, so ist über Einzelgewichte von Tragwerkteilen gar nichts zu finden. Die Einzelteile der Tragwerke der Junkers-Flugzeuge Ju 252 und Ju 290 sind gewogen und die Einzelgewichte nach den in der Tabelle aufgeführten Gesichtspunkten geordnet und addiert worden.

Man kann daraus ersehen, daß die prozentualen Anteile der größten und wichtigsten

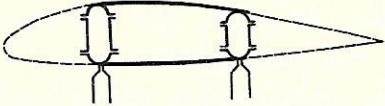


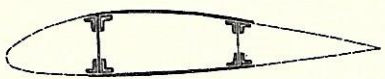


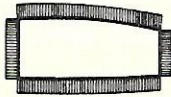




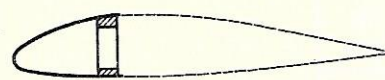


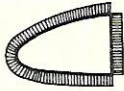
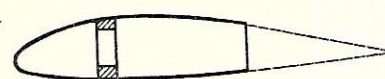


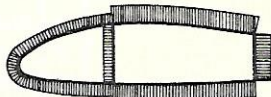
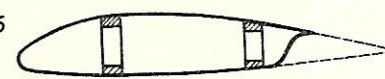


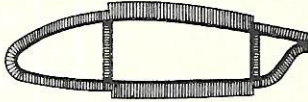
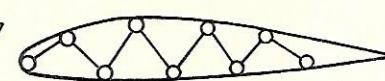


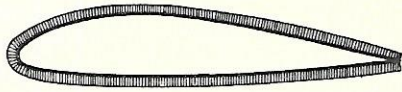
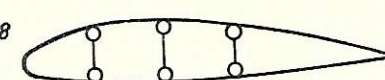


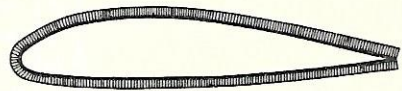
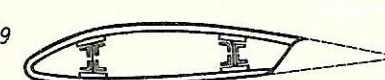


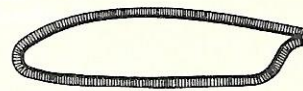
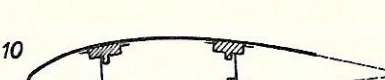



Bauweise	Längsspannungs- verteilung aus Biegung σ	Schubspannungsverteilung aus	
		Querkraft τ_Q	Drehmomenten τ_{Md}
1 			
2 			
3 			
4 			
5 			
6 			
7 			
8 			
9 			
10 			

Bild 9: Tragwerk-Träger-Bauweisen
Längsspannungs- und Schubspannungsverteilung

Teile der beiden Tragwerke größenordnungsmäßig zusammenpassen. Die prozentuale Gewichtsaufteilung neuerer Maschinen weicht kaum davon ab, wenn ähnliche geometrische Daten gegeben sind und Lastvielfaches und Staudruck auf die bei der Ju 252 und Ju 290 zugrunde gelegten Werte reduziert werden. Aus der Tabelle ist zu ersehen, daß für Gurte, Stege und Behäutung etwa 50 Prozent des Tragwerkgewichts in Rechnung gesetzt werden können.

4.3 Statischer Aufbau des Trägerflügels

Welche Möglichkeiten gibt es nun, Querkräfte, Biegemomente und Drehmomente in einem Tragwerk zu transportieren?

Bild 9 zeigt eine Reihe von Möglichkeiten mit den dazugehörigen Spannungsverläufen über den Flügelquerschnitt. Es ist der Spannungsverlauf aus der Biegung, aus der Querkraft und aus der Torsion dargestellt.

Bild 9.1 stellt den Flügelquerschnitt eines nicht freitragenden, sondern abgefangenen Flügels dar, bei dem die Querkräfte und Biegemomente von zwei Trägern, die Drehmomente von den Auskreuzungen in Ober- und Unterdecke weitergeleitet werden. Die Überleitung der Querkräfte und Drehmomente vom Tragwerk in den Rumpf erfolgt direkt und über die Abstützstreben des Tragwerks.

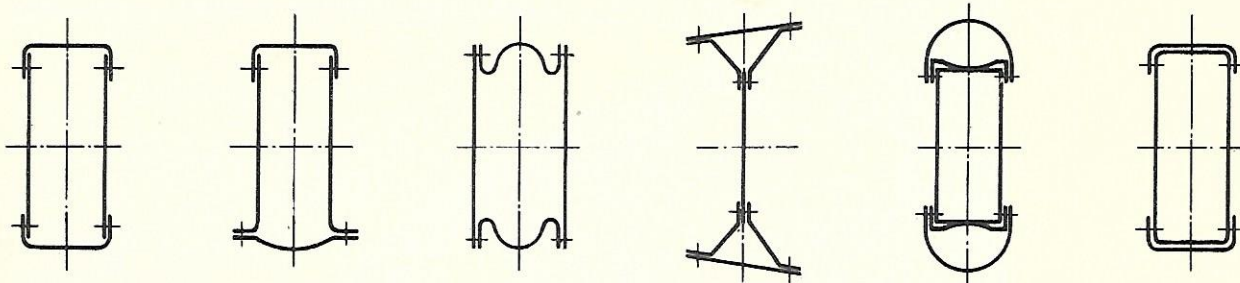
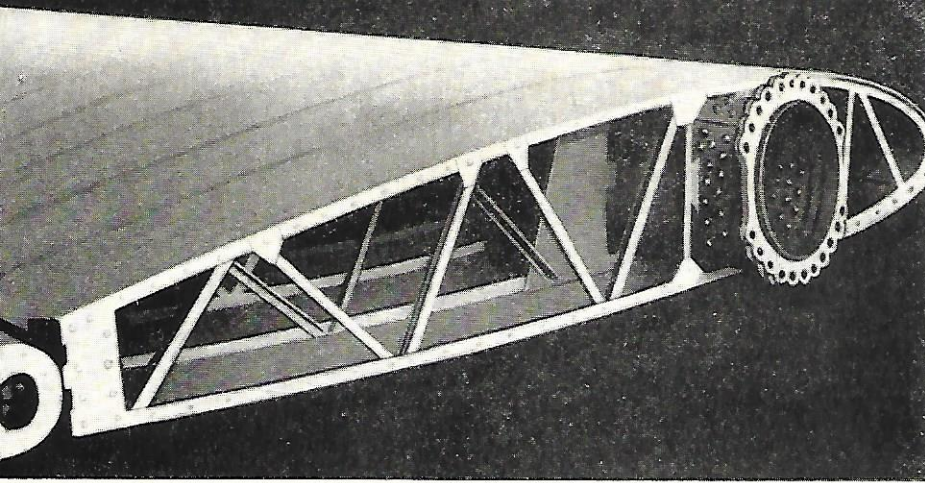


Bild 10: Querschnitte von Metallholmen aus dem Jahre 1927

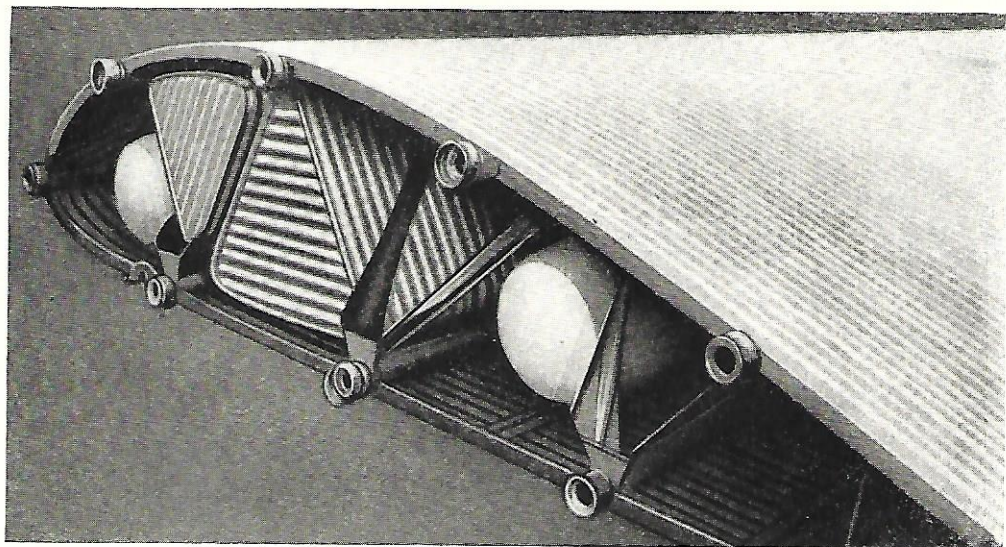
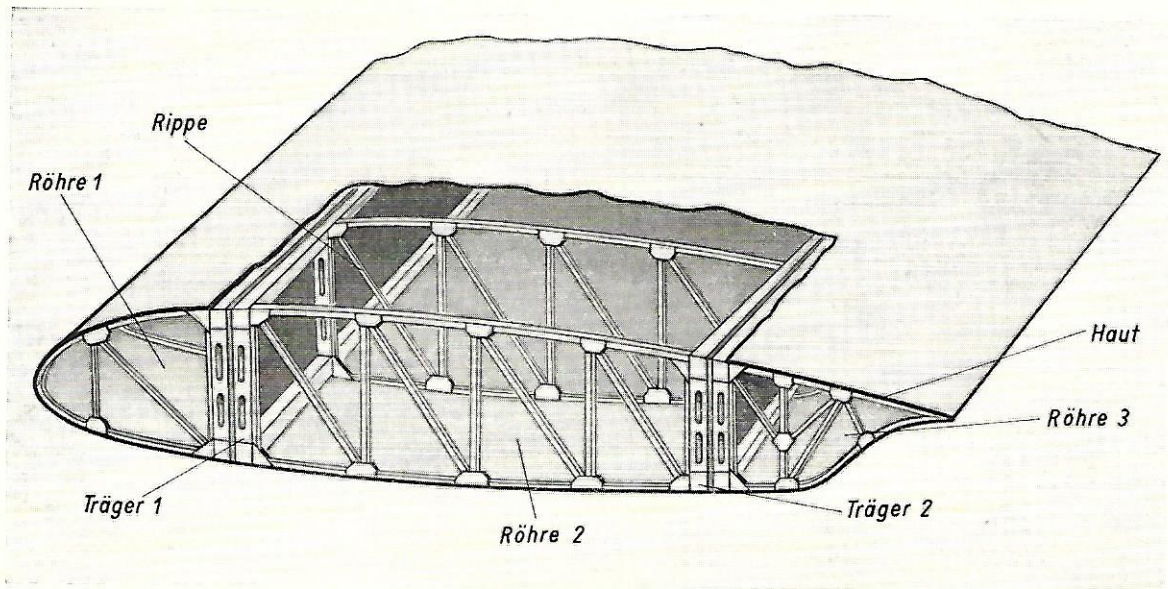
Die Träger bestehen aus zusammengelöteten profilierten Blechen. Einige solcher Trägerquerschnitte sieht man im Bild 10. Es sind dies Flügel- und Leitwerkholme, wie sie um 1927 verwendet wurden, und zwar gehören sie zu Flugzeugen, die von den Firmen Albatros, Bleriot und Dornier entworfen und gebaut wurden.

Bild 9.2 zeigt einen freitragenden Zwei-Träger-Flügel mit einer zwischen den Trägern liegenden Torsionsröhre. Querkräfte und Biegemomente werden von den beiden Trägern aufgenommen. Die Trägergurte sind gegenüber den Trägerstegblechen sehr dick, so daß die Biegemomente als Kräftepaare in den Ober- und Untergurten wirken. Die Drehmomente beanspruchen die von den beiden Trägern sowie Ober- und Unterhaut gebildete Torsionsröhre.

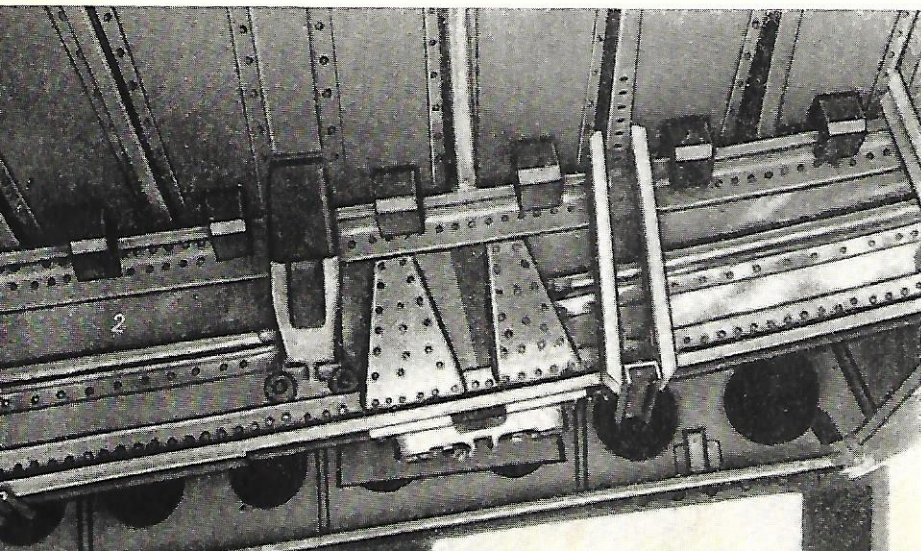


◁
Bild 11: Äußerer Rohrholmflügel des
Hamburger Flugzeugbaus

▽
Bild 12: Statischer Aufbau des Holzflügels
der Ju 352



▷
Bild 13: Flügel der Junkers W 33



◁
Bild 14: Statischer Aufbau des Flügels der
Junkers Ju 88

Eine andere Möglichkeit der Aufnahme von Querkraften, Biegemomenten und Drehmomenten in einem geschlossenen einfachen Querschnitt wird durch Bild 9.3: *R o h r h o l m f l ü g e l* deutlich. Hier werden Biegespannungen, Schubspannungen aus Querkraften und Schubspannungen aus Torsion von ein- und demselben Element, nämlich einer zylindrischen Röhre, aufgenommen.

Den ausgeführten Flügel eines Blohm & Voß-Flugzeugs mit dem sogenannten Rohrholm, der in Stahl ausgeführt ist, zeigt Bild 11 (Seite 14). Außer dem Rohrholm besteht dieser Flügel aus den Rippen und der Stoffbespannung, die die an ihr wirkenden Luftkräfte auf die Rippen überträgt. Von den Rippen werden die Kräfte wieder zum Rohrholm weitergeleitet.

Bild 9.4 zeigt einen *E i n - T r ä g e r - F l ü g e l* mit einer *N a - s e n t o r s i o n s r ö h r e*. Das Biegemoment wird vom Träger aufgenommen, der Schubfluß aus Querkraft vom Trägersteg und zum Teil von der Nase, die ebenfalls als Steg wirkt. Der Schubfluß aus Torsion wird von der Nasenröhre weitertransportiert.

Bild 9.5 stellt ein *T r a g w e r k* mit *e i n e m T r ä g e r* und *z w e i T o r s i o n s r ö h r e n* dar. Querkraften werden vom Trägersteg und zum Teil von der Nase und der Beplankung der hinteren Röhre, Biegemomente von dem einen Träger aufgenommen, während die Torsion von den zwei Röhren weitergeleitet wird.

In Bild 9.6 sieht man einen *F l ü g e l* mit *z w e i T r ä g e r n* und *d r e i T o r s i o n s r ö h r e n*. Querkraften werden von Trägerstegen und zum Teil von der Außenhaut, Biegemomente von beiden Trägern aufgenommen, während das Drehmoment von drei Teilrohren weitergeleitet wird.

Bild 12 (Seite 14) stellt einen Teil eines in Holz ausgeführten Tragflügels mit dem in Bild 9.6 beschriebenen statischen Aufbau dar. Man erkennt die Träger 1 und 2 sowie die Torsionsröhren 1, 2 und 3. Die Sperrholzhaut überträgt die Luftkräfte auf die Rippen, und diese leiten die Kräfte zu den Trägern weiter. Die hierbei entstehende Torsion wird von den Torsionsröhren aufgenommen.

In Bild 9.7 wird ein *F l ü g e l* dargestellt, wie er bei *J u n k e r s - F l u g z e u g e n* in den Jahren von 1919 bis 1929 verwendet wurde. Hierbei standen die Träger nicht senkrecht, d.h., Ober- und Untergurte lagen nicht übereinander, sondern waren über Ober- bzw. Unterdecke verhältnismäßig gleichmäßig verteilt. Zur Übertragung der Querkraften dienten Z-Profile oder Röhre, die in Fachwerkanordnung die nicht übereinander liegenden Gurte miteinander verbanden.

Die Biegemomente wurden von den einzelnen Gurten aufgenommen, während das Torsionsmoment voll und ganz in die aus Wellblech bestehende Hautröhre gerechnet wurde, obwohl das aus Gurten und Gitterstegen bestehende Gerüst einen Teil der Torsionsmomente übernahm.

Bild 13 (Seite 14) zeigt einen Flügel der beschriebenen Bauart, wie er bei der bekannten Junkers W 33 verwendet wurde. Die W 33 war das Flugzeug, das unter Führung von *K ö h l*, *H ü h n e f e l d* und *F i t z m a u r i c e* erstmalig am 12. April 1928 den Ozean in Ost-West-Richtung überquerte. Auf dem Bild, das die Trennstelle des Außenflügels vom Tragwerk-Mittelstück dar-

stellt, kann man deutlich die Holmgurte in Form von Rohren, die Streben der Trägerstegen und die Wellblechbeplankung erkennen.

Bild 9.8 zeigt einen Flügel mit den gleichen Bauelementen, nämlich mit Rohren als Gurte, Profile als Diagonalen im Trägerstegfachwerk und Wellblech als Haut zur Aufnahme der Torsion, wie sie der vorher beschriebene Junkers-Flügel aufwies. Der Unterschied besteht nur in der senkrechten Lage der Träger gegenüber der schrägen Lage bei dem Flügel nach Bild 9.7. Querkräfte und Biegemomente werden von den Trägern aufgenommen, während die Torsionsmomente wieder voll in die Wellblech-Röhre gerechnet werden.

Eine genauere Rechnung würde zwar etwas andere Resultate ergeben, aber die Praxis hat die Zulässigkeit dieser vereinfachten Spannungsverteilung bewiesen.

Einen Zweiträger-Flügel, dessen Haut nur mit den Trägerstegen über die Vernietung der Rippenflansche mit den Trägergurten verbunden ist, bringt Bild 9.9. Hier kann angenommen werden, daß der Schubfluß aus dem Drehmoment praktisch nur von einer großen Röhre aufgenommen wird, die zwar aus drei Teilröhren besteht, aber infolge der weichen Verbindung zwischen Haut und Trägerstegen sich nicht als drei einzelne Röhren auswirkt. Die Biegemomente und Querkräfte werden von den Trägern aufgenommen. Durch die geringe Trägerhöhe infolge der durchlaufenden Rippengurte sind die Längskräfte aus den Biegemomenten größer als bei Trägern, deren Gurte an der Außenhaut liegen. Dieser statische Aufbau ist aus Bild 14 (Seite 14) ersichtlich.

Man sieht den Träger 2 mit einer Längspfette auf dem Stegblech. An der Oberkante und an der Unterkante des Stegblechs kann man die Gurte wahrnehmen. Über dem Obergurt hinweg und unter dem Untergurt hindurch führen die Rippen, die, aus Hutprofilen bestehend, die von der Haut kommenden Luftkräfte auf Biegung auf die Träger übertragen. Die Haut ist also, wie hier zu sehen, nur über die Hutprofile an einzelnen Stellen, nämlich an der Kreuzung der Rippen mit den Gurten, mit dem Trägersteg verbunden.

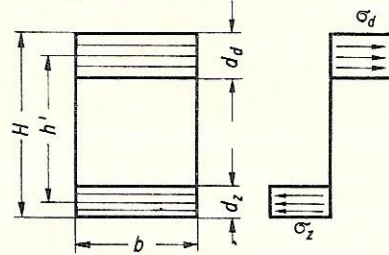
Bild 9.10 stellt einen Zweiträger-Flügel dar, dessen Trägergurte an der Haut liegen und der zwei Torsionsröhren besitzt. Die Querkräfte werden von den Trägerstegen und zum Teil von der Außenhaut, die Biegemomente von den Trägern und die Drehmomente von den Flügelröhren aufgenommen.

4.4 Tragfähigkeit der Bauelemente von Tragflügeln

Es sei nun die Festigkeit einiger Elemente zur Aufnahme der Längskräfte betrachtet.

Im Bild 15 sind einige Festigkeitswerte von Zug- und Druckgurten zusammengetragen. Zunächst wird ein Holzträger aus Obergurt, Untergurt und zwei Stegblechen gezeigt, dessen Gurte aus tegofilmverleimten Buchen-Lamellen bestehen (Bild 15.1). Dabei werden für den Zuggurt zwanzig Lamellen je cm, für den Druckgurt sieben Lamellen je cm zusammengeleimt. Man nennt das Material dann T Bu 20 bzw. T Bu 7.

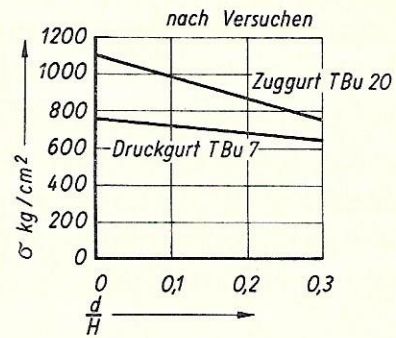
1 Holzgurte aus TBu7 und TBu 20



$$h' = H - \frac{d_z + d_d}{2}$$

$$\sigma_z = \frac{M_b}{h' \cdot b \cdot d_z}$$

$$\sigma_d = \frac{M_b}{h' \cdot b \cdot d_d}$$



Materialfestigkeiten

TBu 7

TBu 20

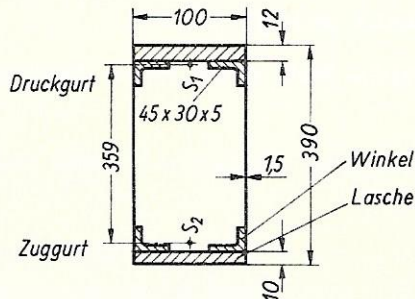
$$\sigma_z = 1000 \text{ kg/cm}^2$$

$$\sigma_z = 1200 \text{ kg/cm}^2$$

$$\sigma_d = 700 \text{ kg/cm}^2$$

$$\sigma_d = 800 \text{ kg/cm}^2$$

2 Träger aus Durallaschen und Duralwinkeln zusammengesetzt



Materialfestigkeiten

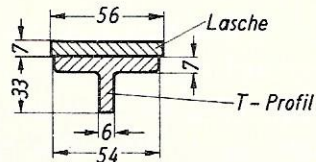
$$\sigma_F = 40 \text{ kg/mm}^2$$

$$\sigma_B = 50 \text{ kg/mm}^2$$

ertragene Spannung im Druckgurt (örtlich)

$$\sigma_{Br} = 45,5 \text{ kg/mm}^2$$

3 Zuggurt aus Durallasche und Dural-T-Profil zusammengesetzt



Materialfestigkeiten

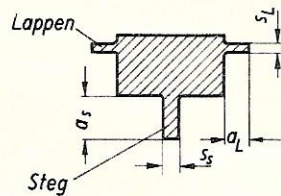
$$\sigma_F = 40 \text{ kg/mm}^2$$

$$\sigma_B = 50 \text{ kg/mm}^2$$

ertragene Spannung im Zuggurt

$$\sigma_{Br} = 46,5 \text{ kg/mm}^2$$

4 Duralgurtprofil



Materialfestigkeiten

$$\sigma_F = 40 \text{ kg/mm}^2$$

$$\sigma_B = 50 \text{ kg/mm}^2$$

ertragene Spannung im Zuggurt

$$\sigma_{Br} = 45 \text{ kg/mm}^2$$

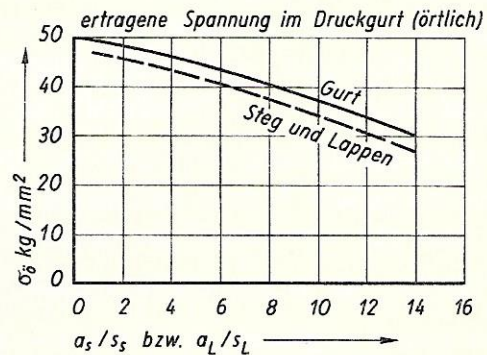


Bild 15: Tragfähigkeit von Flügelgurten

Da der Druckgurt wegen der angeleimten Trägerstege und der Außenhaut nicht ausknicken kann, kann die Holz-Druck-Festigkeit verhältnismäßig gut ausgenutzt werden. Es kommt dabei sehr auf das Verhältnis $\frac{d}{H}$ an, d.h. auf das Verhältnis der Gurtdicke zur Trägergesamthöhe.

Maximal sind, wie die Kurve rechts oben zeigt, beim Druckgurt etwa 7 kg/mm^2 ausnutzbar, wobei die Werkstoff-Festigkeit von T Bu 7 auf Druck tatsächlich 7 kg/mm^2 beträgt. Beim Zuggurt sind etwa 10 kg/mm^2 erreichbar, wobei die Werkstoff-Zugfestigkeit von T Bu 20 12 kg/mm^2 beträgt.

Der nächste T r ä g e r (Bild 15.2) besteht ebenfalls aus Obergurt, Untergurt und zwei Stegblechen. Das verwendete Material der Gurte war D u r a l mit einer Werkstoff-Festigkeit von $\sigma_B = 50 \text{ kg/mm}^2$ und einer Fließgrenze von $\sigma_F = 40 \text{ kg/mm}^2$.

Ober- und Untergurt sind aus Laschen und Winkeln zusammengesetzt. Hier kam es darauf an, die Druckgurtlasche am Ausknicken zu hindern. Auf die Ausbildung der Nietung mußte daher besonderes Augenmerk gelegt werden.

Es wurde bei einem Versuch mit einem solchen Gurt eine Knickspannung von $45,5 \text{ kg/mm}^2$ erreicht.

Der Bruch erfolgte durch Zerstörung der Nietung zwischen Winkel und Stegblech (Bild 16, Seite 19)

Der dritte Gurt (Bild 15.3) ist ein Z u g g u r t, der aus einer Lasche und einem T-Profil zusammengesetzt ist. Die erreichte Bruchspannung betrug $46,5 \text{ kg/mm}^2$. Durch Kerbverlust wurde die Festigkeit von $50,0 \text{ kg/mm}^2$ auf $46,5 \text{ kg/mm}^2$ herabgemindert. Der Bruch verlief durch die Nietbohrungen der Vernietung von Lasche und T-Profil (Bild 17, Seite 19).

Als letztes Beispiel (Bild 15.4) wird ein G u r t q u e r s c h n i t t dargestellt, der mit den Lappen an die Haut und mit dem Steg an das Stegblech genietet wird. Bei solchen gedrungenen Gurtprofilen tritt das Versagen gewöhnlich nach dem Ausbeulen der Annietlappen bzw. des Gurtstegs auf, je nachdem, welches Wandigkeitsverhältnis a/s ungünstiger ist.

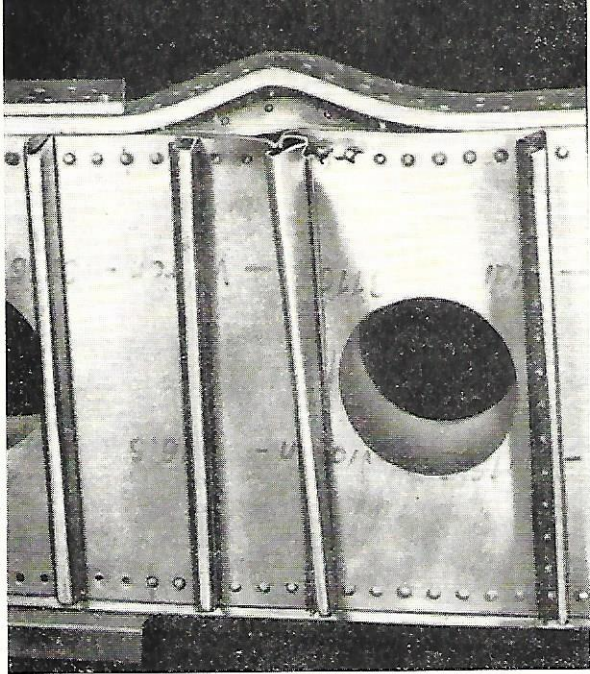
Nachdem die Nietung abgerissen ist, knickt der Gurt in einer großen Halbwelle aus, denn eine Stützung ist nicht mehr vorhanden. Die ertragene Spannung bei einem Zugversuch mit einem solchen Gurt war $\sigma_{Br} = 45 \text{ kg/mm}^2$. Das bedeutet, daß durch Kerbverlust in den Nietbohrungen die zulässige Spannung von der Materialfestigkeit $\sigma_B = 50 \text{ kg/mm}^2$ auf 45 kg/mm^2 herabgemindert wurde.

Bei der Dimensionierung ist also auf die örtliche Festigkeit der Lappen und des Stegs besondere Obacht zu geben, denn deren örtliche Festigkeiten sind geringer als die des kompakten Querschnitts.

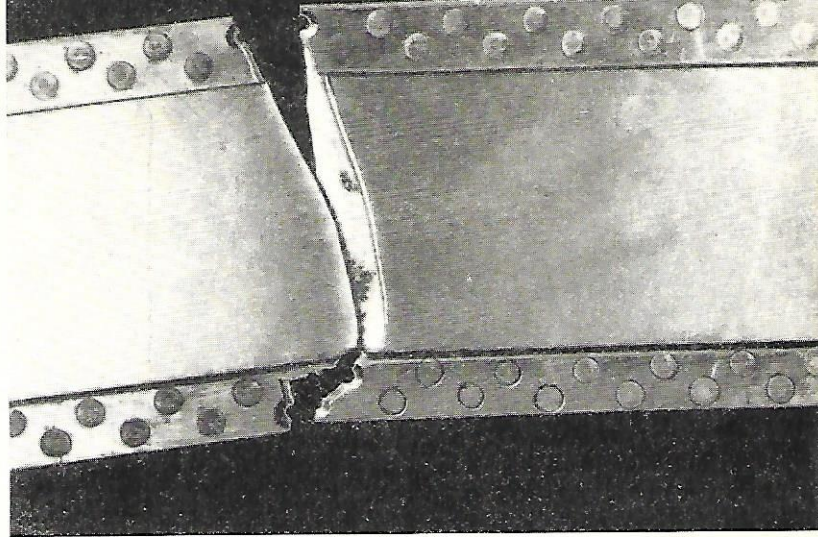
Bild 18 (Seite 19) zeigt einen ausgeknickten Gurt.

Den Bruch eines Zuggurts, bei dem der Bruchquerschnitt durch die Lappennietbohrungen verläuft, erkennt man im Bild 19 (Seite 19).

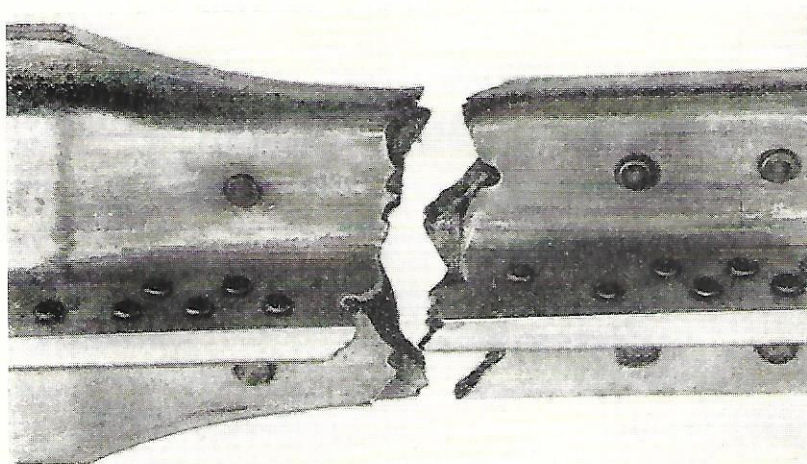
Zur Ü b e r t r a g u n g der Q u e r k r ä f t e in den Trägerstegen können entweder Fachwerke oder Vollwandträger verwendet werden. Als Streben der Fachwerke kommen Rohre oder Profile zur Anwendung.



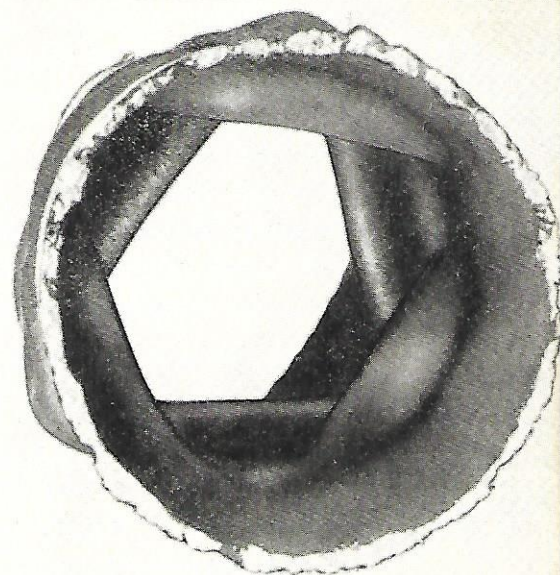
△
Bild 16: Örtliches Knicken einer Gurtlasche



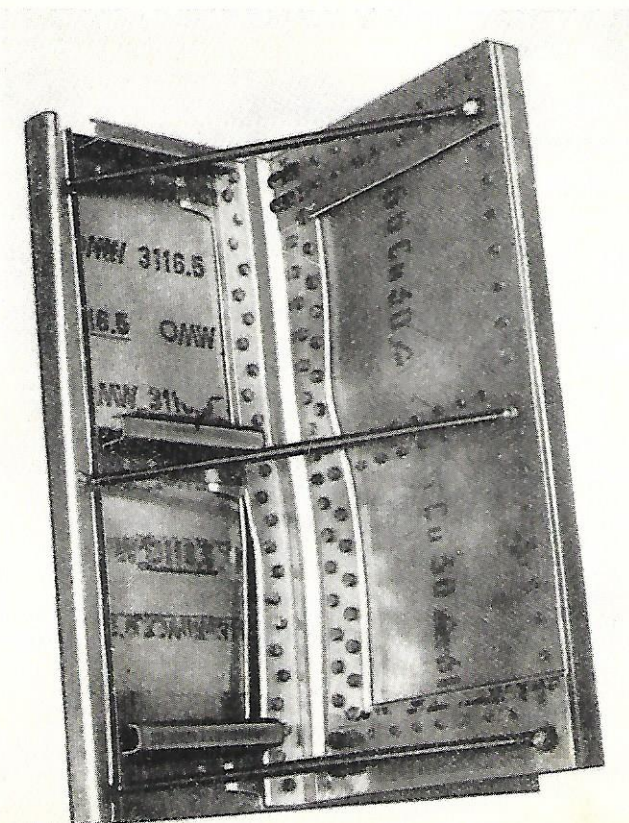
△
Bild 19: Bruch in einem Zuggurt



△
Bild 17: Zugbruch eines Untergurts



△
Bild 20: Örtliches Knicken eines Stahlrohrs



△
Bild 18: Knickversuch mit einem Flügelgurt

Rohre müssen auf Euler-Knicken bzw. auf örtliches Knicken berechnet werden.

Bild 20 (Seite 19) zeigt ein Stahlrohr, das örtlich ausknickte. Es ist deutlich zu erkennen, wie die Wände ausbeulten, wobei in verschiedenen Schnitten in Längsrichtung des Rohrs die Beulen versetzt sind.

Bei Profilen ist besonders bei Zugbeanspruchung die Anschlußfestigkeit zu berücksichtigen.

Bei Druck sind drei Knickformen zu beachten, und zwar Euler-Knicken, Verdreh-Knicken und örtliches Knicken.

Wählt man einen Vollwandträger, um Querkräfte im Träger zu transportieren, so gibt es hierfür drei Ausführungsarten, und zwar den Schubblechträger, den unvollständigen Zugblechträger und den vollständigen oder idealen Zugblechträger.

Ein Schubblechträger ist ein Blechträger, der die aufgebraachte Last überträgt, ohne auszubeulen, d.h. ohne Falten zu werfen.

Er wird als unvollständiger Zugblechträger bezeichnet, wenn der Überschreitungsgrad der kritischen Schubspannung, d.h. der Schubspannung, bei der sich Falten ausbilden, klein ist. Er wird vollständiger oder idealer Zugblechträger genannt, wenn der Überschreitungsgrad der kritischen Schubspannung sehr groß ist.

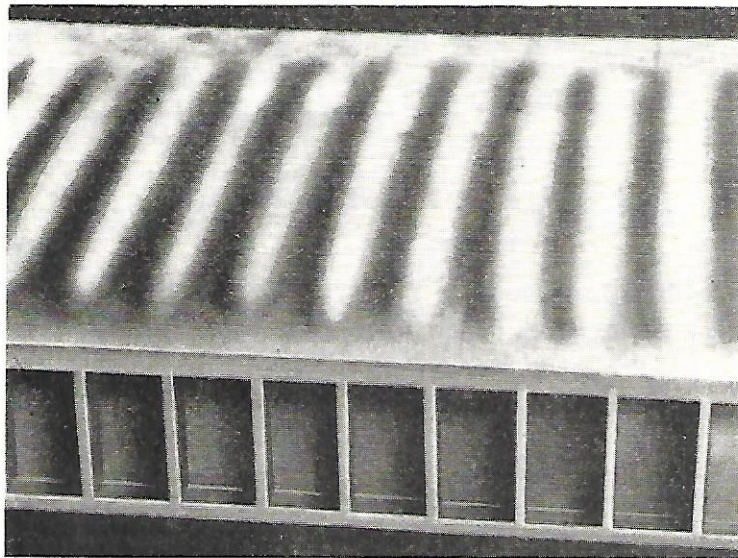
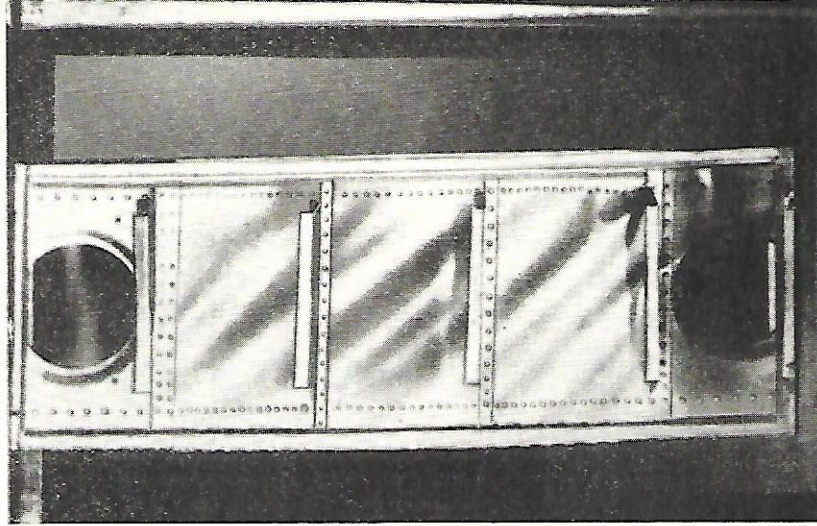
Ob der Blechträger als Schubfeld oder als Zugfeld ausgebildet werden soll, hängt von der geforderten Beulsteifigkeit ab. Das Querkraft übertragende Element des Blechträgers ist das Stegblech. Um die Beullast zu erhöhen, werden in gewissen Abständen Pfetten auf das Blech aufgenietet. Je dicker das Stegblech gewählt wird bzw. je enger die Pfetten angeordnet werden, um so später beginnen die Falten sich auszubilden, d.h., um so größer ist die Beullast, um so größer ist aber auch das Gewicht des Blechträgers.

Einen Zugblechträger mit einem Stegblech von 0,5 mm Blechdicke führt Bild 21 (Seite 21) vor. Es sind deutlich die Zugfalten zu sehen, die wieder die aufgenieteten Z-Profil-Pfetten auf Biegung belasten. Der Bruch trat bei diesem Träger durch Zerreißen des Stegblechs in der linken unteren Ecke vor dem Bördelloch - senkrecht zur Faltenrichtung - auf.

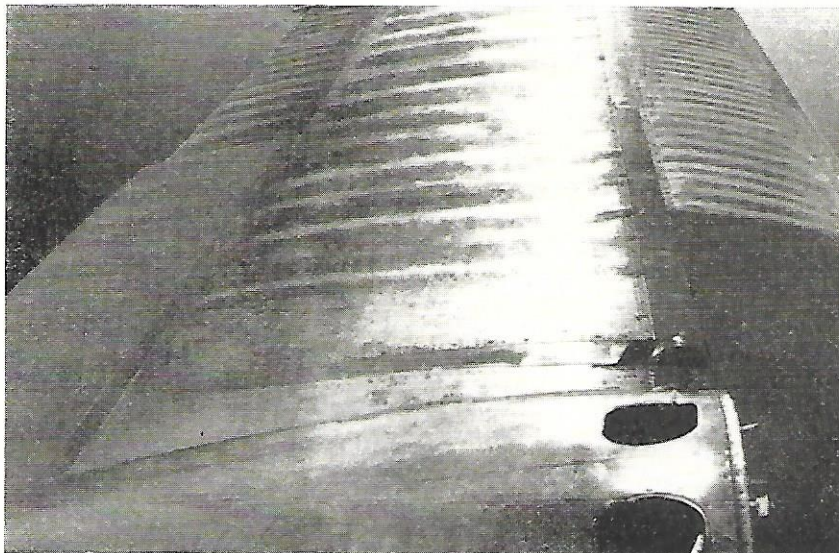
Die Zugspannung im Blech betrug $\sigma_z = 33,7 \text{ kg/mm}^2$ bei einer Werkstoff-Festigkeit von 39 kg/mm^2 , die Bruchschubspannung $\tau_{Br} = \frac{a}{h \cdot s} \approx 17 \text{ kg/mm}^2$.

Für die Übertragung der Torsionsmomente durch die Haut werden ebenfalls Schub- bzw. Zugfeldträger verwendet. Es bilden sich auch hier mehr oder weniger große Falten bzw. Beulen aus. Die zulässigen Schubspannungen unterscheiden sich kaum von den zulässigen Schubspannungen ebener Blechträger, weil der Krümmungsradius der Ober- bzw. Unterdecke verhältnismäßig groß ist. Bei der Beplankung des Tragwerks ist die Falten- bzw. Beulenbildung von besonderer Bedeutung. Bei reiner Biegung des Trag-

△
Bild 21: Versuch mit einem Zugblechträger

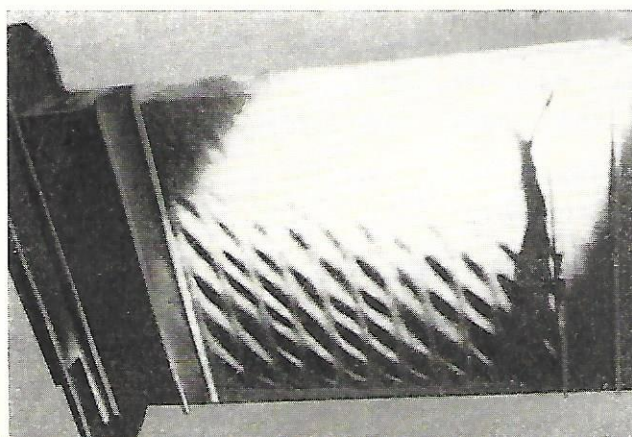


◁
Bild 22: Auf Druck ausgebeulte Beplankung
eines Holzflügels

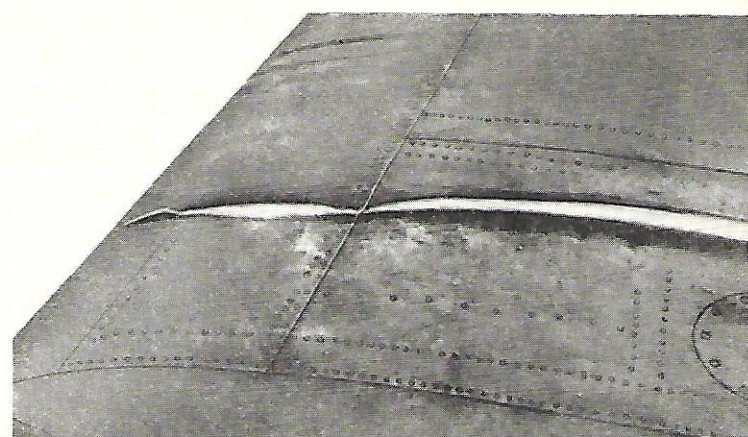


◁
Bild 23: Faltenbildung eines Metallflügels
bei Biegung

▽
Bild 24: Faltenbildung bei Torsion eines
Holzflügelkastens



▽
Bild 25: Bleibende Faltenbildung an einem
Zwei-Träger-Flügel



werks bilden sich in der Oberdecke Beulen aus, die durch die Verkürzung der Obergurte hervorgerufen werden. Dabei erhält die Haut entsprechend der Verkürzung der Obergurte Spannungen, bei denen die Beplankung ausknickt.

Die Behütung eines Holzflügelkastens bei Biegung wird im Bild 22 (Seite 21) gezeigt. Es ist deutlich die Wellenbildung der ausgebeulten, druckbespannten, aus Sperrholz bestehenden Oberdecke zu erkennen.

Im Bild 23 (Seite 21) ist die Behütung eines Metallflügels bei Biegung festgehalten, d.h. bei Druckbeanspruchung in der Oberdecke. Bei Torsion bilden sich beim Überschreiten der kritischen Schubspannung in Ober- und Unterdecke Zugfalten aus, die in der Unterdecke durch die Zugspannungen aus Biegung etwas geglättet werden, während sie sich in der druckbeanspruchten Oberdecke stärker ausbilden.

Die Zugfalten eines Holzflügelkastens bei reiner Torsion sind im Bild 24 (Seite 21) deutlich sichtbar.

Die Steigerung der Geschwindigkeit und damit auch die Forderung nach größerer Steifigkeit im Hinblick auf ausreichende Querruderwirksamkeit erfordert jedoch immer stärkere Behütung, die sich bei der Flügelbiegung so stark verformt, daß bleibende Faltenbildung vorhanden ist.

Bild 25 (Seite 21) zeigt die Behütung eines Metall-Tragflügels mit zwei Trägern. Es sind deutlich die bleibenden Druckfalten zwischen zwei Rippen zu sehen, die nach außen bzw. nach innen entstanden. Dies zwang dazu, die Behütung so auszubilden, daß sie Längsspannungen aufnehmen konnte, ohne zu beulen und ohne sich bei sicherer Last bleibend zu deformieren. So kam man zur Flügelschale.

4.5 Statischer Aufbau von Schalenflügeln

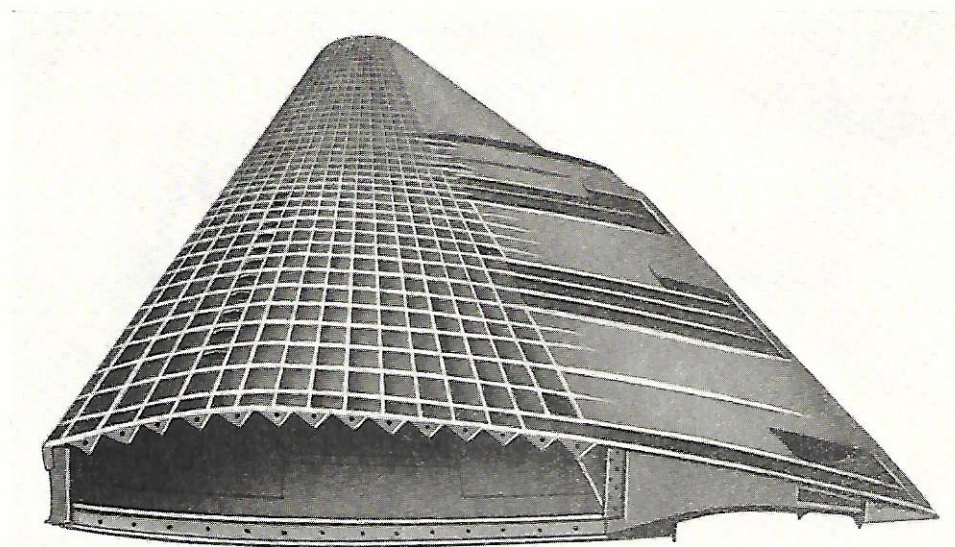
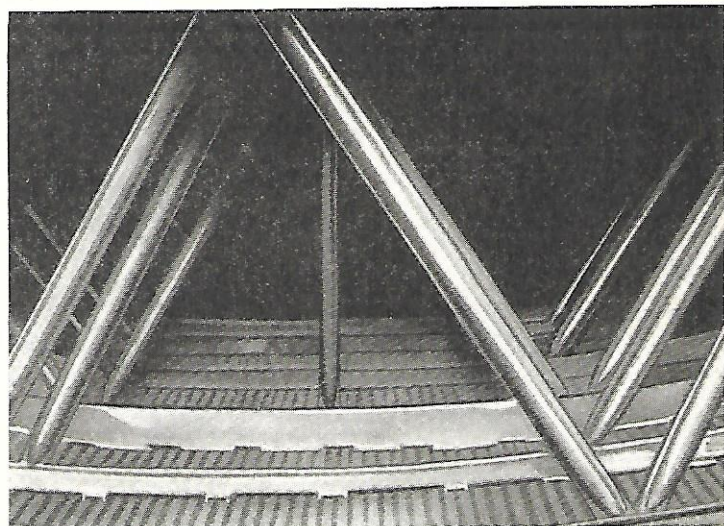
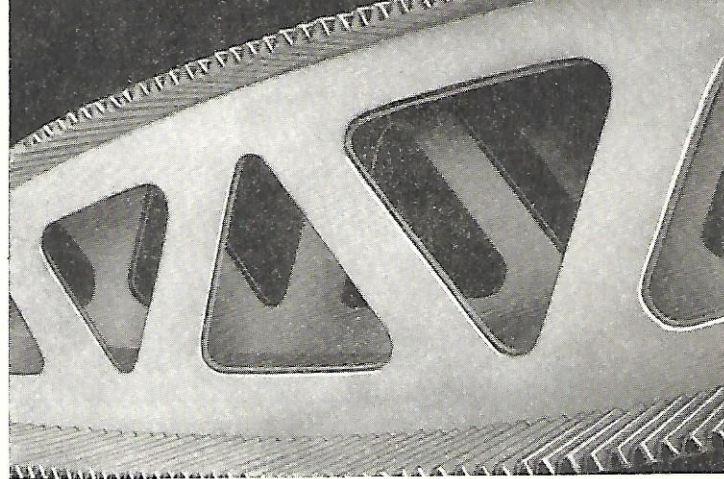
Die Flügel-schale unterscheidet sich vom Trägerflügel dadurch, daß ihr Gurtmaterial über Oberdecke bzw. Unterdecke in Form von kleineren Profilen verteilt ist, und zwar so, daß von den Profilen in Verbindung mit der Haut möglichst hohe Längsspannungen aufgenommen werden können. Die Abmessungen von Haut und Pfetten müssen deshalb gut aufeinander abgestimmt sein. Es wird angestrebt, daß die örtliche Festigkeit der Flügelschale sehr hoch ist. Das bedeutet aber eine gute Stützung der Schale, um Euler-Knicken zu vermeiden. Bei Eintreten von Euler-Knicken würde die Tragfähigkeit der Schale sinken. Man verhindert dies, indem man Oberdecke und Unterdecke durch engsitzende Stützen gegeneinander abstützt oder die Querverbände in einem verhältnismäßig engen Abstand anordnet. Durch die engsitzenden Längsprofile kommt die verhältnismäßig dicke Haut erst sehr spät zum Ausbeulen, meist erst kurz vor dem Versagen der Schale.

Eine Reihe von Möglichkeiten der Ausbildung von Schalen wird im Bild 26 vorgeführt, und zwar sind zu jeder Möglichkeit die Spannungen aus Querkraft, Biegung und Torsion tendenzmäßig aufgetragen.

Bild 26.11 zeigt die erste Flügelschale der Welt. Es ist der Schalenflügel, den Prof. Junkers 1915 entwickelte.

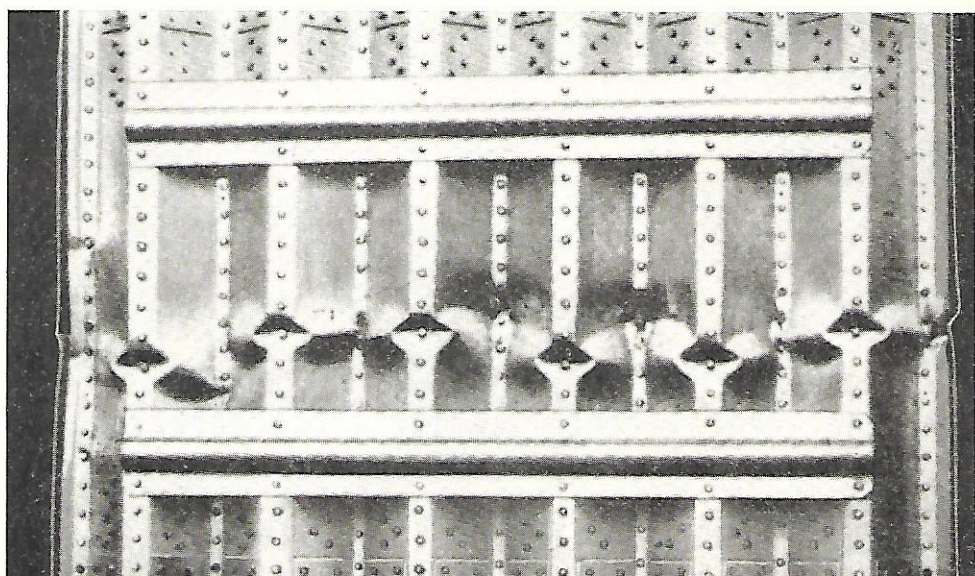
Prof. Junkers kam damals aus anderen Erwägungen zur Schale. Diese Schale be-

▷
Bild 27: Schalenflügel
des ersten Ganzmetallflugzeugs
von Junkers



▷
Bild 28: Junkers-Schalenflügel
1936 bis 1937

▷
Bild 31: Örtliches Knicken einer
Flügelschale



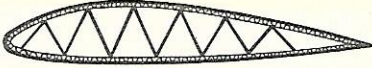

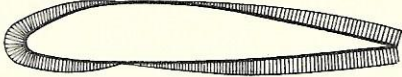
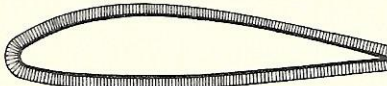


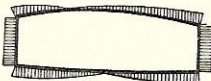
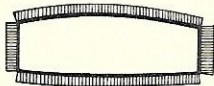
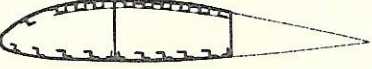


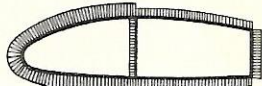



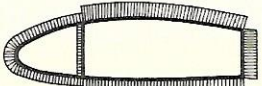
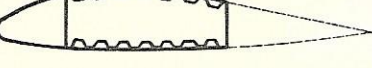
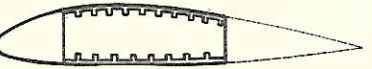


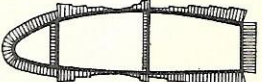

Bauweise	Längsspannungs- verteilung aus Biegung σ	Schubspannungsverteilung aus	
		Querkraft τ_Q	Drehmomenten τ_{Md}
11 			
12 			
13 			
14 			
15 			
16 			
17 			

Bild 26: Tragwerk-Schalen-Bauweisen
Längsspannungs- und Schubspannungsverteilung

stand aus sehr dünnem Stahlblech, das enggefaltet in Spannweitenrichtung angeordnet und mit dem Glattblech der Außenhaut verbunden war.

Die praktische Ausführung dieser ersten Schale sieht man im Bild 27 (Seite 23). Die Luftkräfte, die an der Außenhaut angreifen, werden von den Rippen im Schubmittelpunkt der Schale abgesetzt, wodurch ein Torsionsmoment entsteht, das von der Flügelröhre aufgenommen wird. Die Querkkräfte werden von der Flügelschale aufgefangen, die gleichzeitig als Steg wirkt. Die Biegemomente beanspruchen ebenfalls die Flügelschale.

Bild 26.12 stellt den Schalenflügel dar, wie er von Prof. Wagner entwickelt wurde. Hier ordnete man Wellblech mit großen Wellen in Spannweitenrichtung an. Die Querkkräfte wurden hauptsächlich von den Trägerstegen aufgenommen, die Biegemomente von der Schale übertragen und die Torsionsmomente von den durch Ober- und Unterschale sowie Träger 1 und 2 gebildeten Torsionskasten weitergeleitet.

Im Bild 28 (Seite 23) ist der ausgeführte Schalenflügel zu sehen. Die Stützung der Schale zwischen den Trägern erfolgte durch kleine Stützen in Form von Rohren. Die Außenhaut bestand aus Stoffbespannung. Dadurch war diese Ausführung für größere Staudrücke ungeeignet.

Bild 26.13 gibt einen Schalenflügel wieder, der einen Mittelweg hat. Dieser teilt die Flügelröhre in zwei Teilröhren auf. Die die Längskräfte tragenden Profile sind in der Oberdecke als U-Profile ausgebildet, deren Schenkel mit der Haut vernietet sind. Sie haben dadurch eine höhere örtliche Festigkeit, als wenn hier offene Z-Profile vorhanden wären.

Querkkräfte werden von den Stegen, von der Ober- und Unterschale und der Nase aufgenommen, Biegemomente von der Schale. Die Torsion wird von den einzelnen Flügelröhren weitergeleitet.

Einen z w e i s t e g i g e n S c h a l e n f l ü g e l mit z w e i T o r s i o n s r ö h r e n sieht man auf Bild 26.14. Die Ausführung der Schalenelemente, d.h. der Längsprofile, ist sehr vielfältig möglich. Es werden T-Profile, Hut-Profile und Z-Profile mit und ohne Bördel verwendet.

Bild 26.15 zeigt einen S c h a l e n f l ü g e l mit z w e i senkrechten S t e g e n und eckigen W e l l e n in Spannweitenrichtung, die mit der Glattblech-Außenhaut vernietet sind. Der Flügel hat zwei Torsionsröhren.

Die Spannungsverhältnisse in Bild 26.14 sind gleich denen des Flügels Bild 26.15. Jedoch zeichnet sich dieser durch größere Steifigkeit aus, weil die mit der Haut vernieteten Wellen sich an der Aufnahme der Torsion beteiligen.

In Bild 26.16 wird die I n t e g r a l - S c h a l e dargestellt, die mit aus Farbkations-Gründen entstanden ist.

Die Zwischenräume zwischen den Schalenstegen werden aus dicken Platten herausgearbeitet, so daß erhebliche Nietarbeit gespart wird. Die Spannungsverteilung unterscheidet sich im Prinzip nicht von den Flügeln der Bilder 26.14 und 26.15.

Bild 26.17 gibt einen S c h a l e n f l ü g e l mit d r e i senkrechten S t e g e n wieder. Die Aufnahme und Weiterleitung der Querkkräfte, Biegemomente und Drehmomente erfolgte in ähnlicher Art wie bei den vorher erklärten Schalenflügeln.

Einen Schalenflügel mit dem eben aufgezeigten Schalenaufbau findet man in Bild 29. Es ist der Flügel des französischen TL-Passagierflugzeugs *Caravelle*. Interessant ist dabei noch der Aufbau der Rippen und Querverbände, die aus je zwei Hälften bestehen. Diese sind in der Over- bzw. Unterschale fest vernietet.

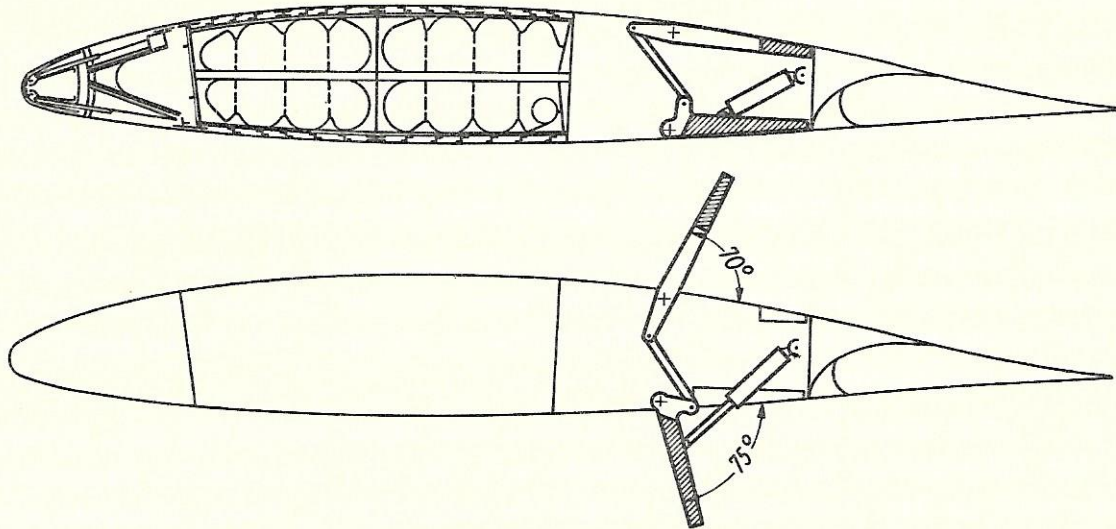


Bild 29: Flügelquerschnitt der "Caravelle"

Betrachten wir nun die Elemente zur Übertragung der aus Biegung und Torsion herrührenden Kräfte.

Während die Längsprofile in der Hauptsache die Längsspannungen aufnehmen, muß die Haut Längs- und Schubspannungen übertragen. In der Nähe der Trägerstege ist die Schale gegen Knicken teilweise gestützt, während sie in der Mitte zwischen den Trägerstegen durch andere Elemente gestützt werden muß. Wie bereits erwähnt, kann dies durch Stützen geschehen, die die Oberdecke mit der Unterdecke verbinden. Die Stützung kann aber auch durch entsprechend engsitzende Querverbände stattfinden.

4.6 Tragfähigkeit der Bauelemente von Schalenflügeln

Die Festigkeit einiger Schalenelemente entnimmt man Bild 30. Es handelt sich um die Zusammenstellung einer Reihe von Versuchsergebnissen, die an verschiedenen Schalenelementen gewonnen wurden. Zum Teil sind es Versuche, über die *E b n e r* in der Luftfahrtforschung, Band 14, berichtete, teils sind die Versuche bei der früheren Firma *J u n k e r s* durchgeführt worden. Ein anderer Teil der Ergebnisse stammt von neueren Versuchen und aus der Literatur. In der Tabelle sind für neun verschiedene Schalenarten bzw. Größen die örtlichen Festigkeiten zusammengestellt.

Es ist dabei noch zu beachten, daß drei verschiedene Dural-Legierungen mit Werkstofffestigkeiten von etwa $\sigma_b = 44 \text{ kg/mm}^2$, $\sigma_b = 50 \text{ kg/mm}^2$ und $\sigma_b = 66 \text{ kg/mm}^2$ verwendet wurden. Man erkennt aus den Ergebnissen der ersten

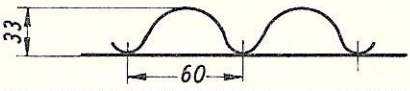
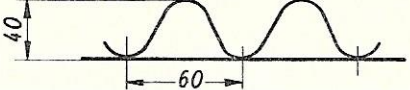
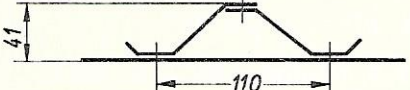
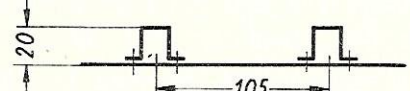
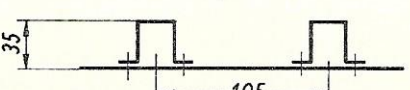
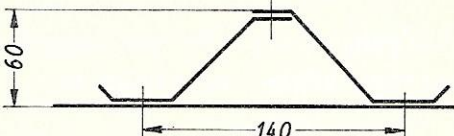
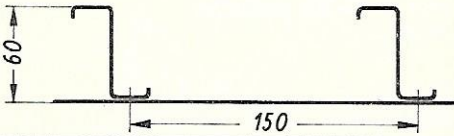
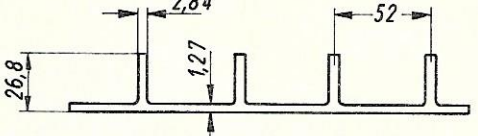
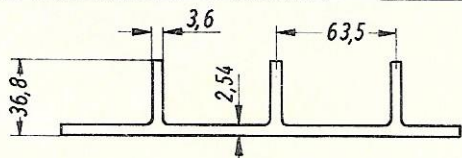
	Schalenquerschnitt	Werkstofffestigkeit		Hautdicke s_{Haut} mm	Plettendicke s_{Pl} mm	Plettenteilung t_{Pl} mm	Bruchspannung σ_{Br} kg/mm ²
		$\sigma_F(0,2)$	σ_B				
1		x)	x)	1,61	1,2	60	25,2
2		x)	x)	1,5	1,19	60	24,3
3		42	50	1,5	1,5	110	20 ... 22
4		x)	x)	1,51	1,2	105	19,3
5		x)	x)	1,03	1,5	105	20,2
6		42	50	3,0	3,0	140	28 ... 30
7		42	50	2,5	3,0	150	25 ... 27
8		60,4	66	1,27	2,84	52	42,1
9		60,4	66	2,54	3,6	63,5	48,5
x) Versuchsergebnisse Materialfestigkeit wahrscheinlich $\sigma_B = 44 \text{ kg/mm}^2$, $\sigma_F = 31 \text{ kg/mm}^2$							

Bild 30: Tragfähigkeit von Flügelschalen

fünf Schalen, daß die Krümmung der Schalenelemente einen wesentlichen und positiven Einfluß auf die Gesamtfestigkeit hat. Die geraden Konturen des Schalenquerschnitts, also die Hutprofile, und die größere Breite der freistehenden Haut mindern die örtliche Festigkeit herab. Die erreichten örtlichen Festigkeiten liegen zwischen 19 und 25 kg/mm². Das maximale Verhältnis von örtlicher Festigkeit zur Werkstofffestigkeit ist 57 Prozent.

Vergleicht man die Schalen 6 und 7 (Bild 30) miteinander, so stellt man fest, daß die Dicke der Schalenelemente von großem Einfluß ist. Aus Herstellungsgründen kommt man zu eckigen und zusammengesetzten Profilformen, obwohl gekrümmte Elemente höhere Festigkeit ergeben.

Die erreichten örtlichen Festigkeiten solcher Schalen liegen zwischen 25 und 30 kg/mm². Das maximale Ausnutzungsverhältnis ist bei diesen Schalen 60 Prozent.

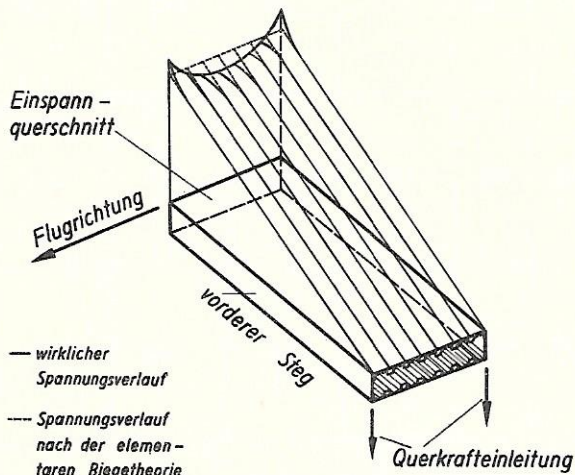
Die Schalen 8 und 9 (Bild 30) stellen Integralschalen dar, bei denen hochfestes Dural verwendet wurde. Maximal wurde eine örtliche Festigkeit von 48,5 kg/mm² erreicht. Das maximale Ausnutzungsverhältnis ist 73 Prozent.

Bild 31 (Seite 23) zeigt eine Flügelschale mit eckigen Wellen (Bild 30.6) nach dem Bruch. Man kann das Beulen der ebenen Stege und das entgegengesetzte Beulen der überlappten Laschen gut erkennen. Um den Bruch in der Mitte der Versuchsstücke, also ohne Einfluß durch die Krafteinleitung an den beiden Enden der Schale, zu erhalten, wurden die beiden Enden durch aufgenietete Bleche verstärkt.

4.7 Störungen im gleichmäßigen Kräftefluß

Die in Bild 26 (Seite 24) angeschriebenen Längsspannungs-Verteilungen in den Flügelschalen verändern sich an der Einspannungsstelle des Tragwerks.

1 ungepfeilter Schalenkasten



2 nach rückwärts gepfeilter Schalenkasten

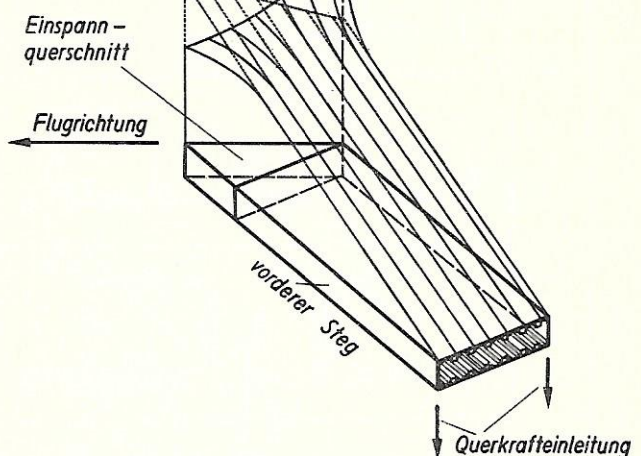


Bild 32: Längsspannungsverteilung an einem ungepfeilten (geraden) und gepfeilten (schiefen) Schalenkasten bei Querkraftbelastung

Im Bild 32 ist die L ä n g s s p a n n u n g s - V e r t e i l u n g im Prinzip an einem ungepfeilten und einem gepfeilten Schalenkasten dargestellt.

Beim u n g e p f e i l t e n Schalenkasten (Bild 32.1) ist die Spannung in den Längsversteifungen symmetrisch, erhöht sich jedoch nach den Trägerstegen zu, während sie sich zwischen den Trägerstegen vermindert.

Beim n a c h r ü c k w ä r t s g e p f e i l t e n Schalenkasten (Bild 32.2) erhöht sich die Längsspannung am hinteren Trägersteg und vermindert sich am vorderen. Dies liegt an den gegenüber dem ungepfeilten Flügel veränderten Steifigkeitsverhältnissen, und zwar ist das hintere Längsprofil an dem dreieckigen Wurzelstück starr angeschlossen. Je weiter die Längsprofile nach vorn angeordnet sind, um so elastischer sind sie eingespannt.

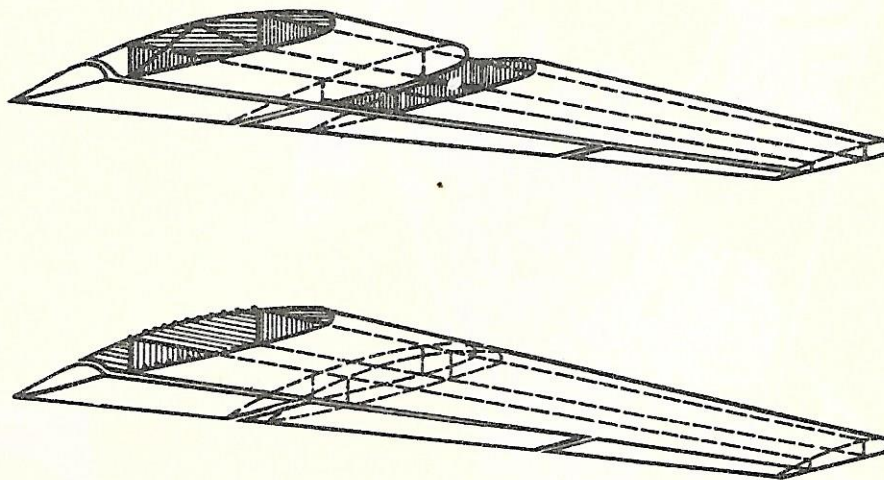


Bild 33: Trägerflügel mit Ausschnitten und ungestörter Schalenflügel

Beim Z w e i - oder M e h r t r ä g e r f l ü g e l bereitet es keine großen Schwierigkeiten, Ausschnitte für Fahrwerk und Triebwerk vorzusehen und die davon betroffenen Querschnitte entsprechend zu berechnen und zu dimensionieren.

Die Querkräfte und Biegemomente werden nach wie vor von den Trägern ohne Umleitung aufgenommen und weitergeleitet. Die Torsionsmomente jedoch müssen von den beiden am Ausschnitt liegenden Querverbänden aus der Haut in die Trägerstege bzw. in eventuell noch vorhandenen Torsionsröhren und von da wieder in die ungestörte Haut geleitet werden (Bild 33). Dabei entstehen W ö l b - k r ä f t e , die in der Rechnung entsprechend berücksichtigt werden müssen.

Beim S c h a l e n f l ü g e l sind diese Ausschnitte unerwünscht, da hierbei Längskräfte tragende Profile zerschnitten werden und ihre Kräfte umgeleitet werden müssen. Dies bedingt zusätzliche Gurte und ist mit einem gewissen Gewichtszuwachs verbunden. Die bei modernen Flugzeugen vielfach an S t i e - l e n unter den Flügeln angebrachten Triebwerke zerschneiden kaum mehr die tragende Schale des Tragwerks und erfordern nur an der Unterseite Anschlüsse für den Triebwerkstiel. Von dort werden die ankommenden Kräfte leicht - eventuell über Querverbände - in die Trägerstege geleitet.

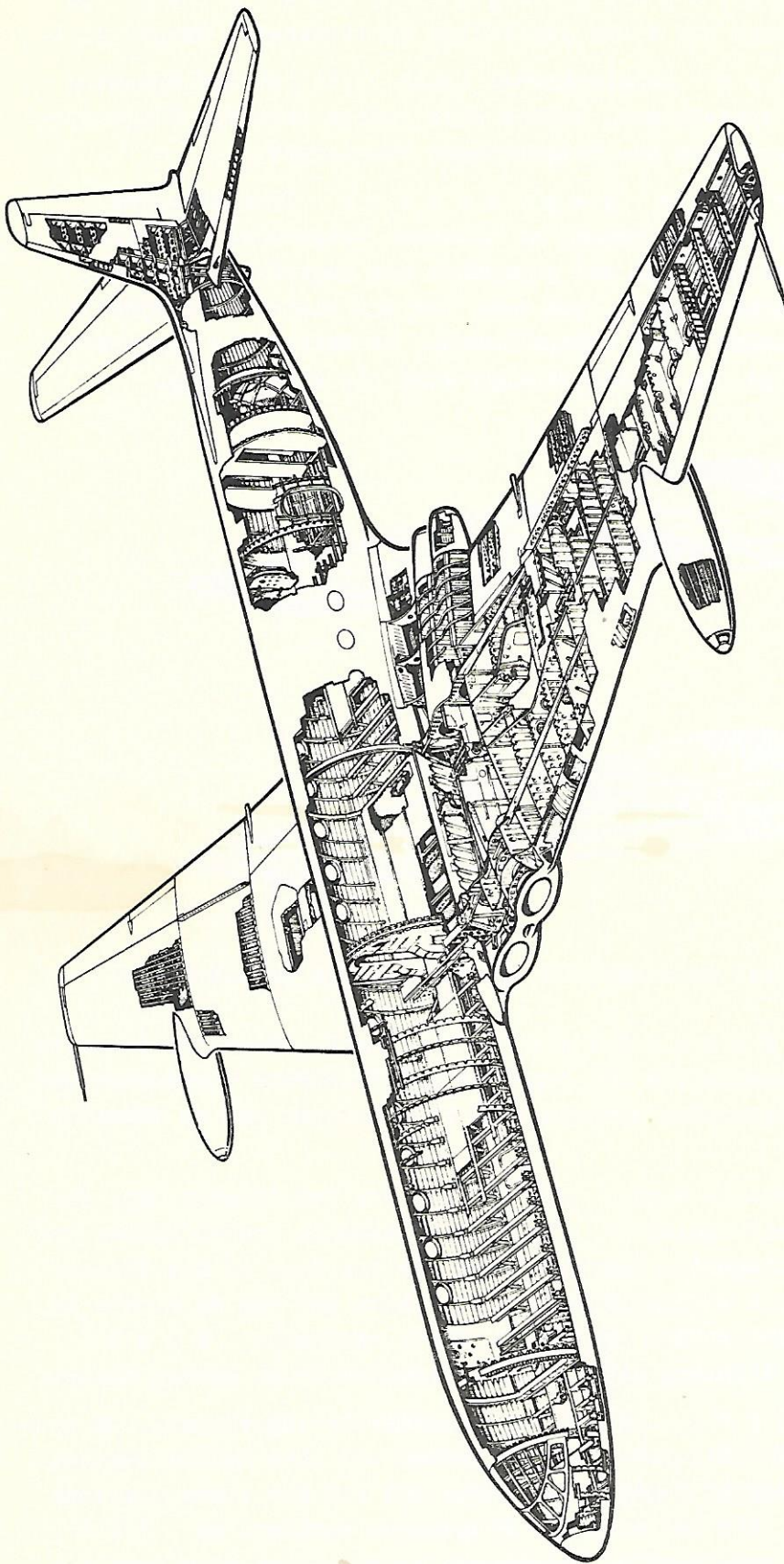


Bild 35: Ausschnitte in den Trägerstegen zur Aufnahme von Triebwerken

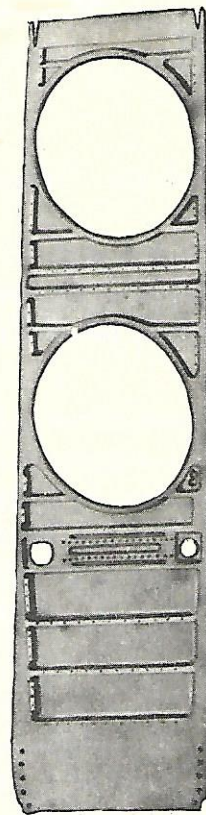


Bild 34: Einbau der Triebwerke in den Flügel eines englischen TL-Flugzeugs

Bei großen Tragwerken, deren absolute Dicke größer ist als der Durchmesser der zur Verwendung kommenden Strahl-Triebwerke, ist ein Einbau im Tragwerk selbst möglich. Es wird dann lediglich die Flügelnahe zerschnitten und in den Trägerstegen werden Löcher zur Aufnahme des Triebwerks vorgesehen. Die eigentlichen Schalen zur Aufnahme der Längskräfte, d.h. die Schale in der Oberdecke und die in der Unterdecke, bleiben durchgehend und werden nicht unterbrochen.

Bei dem in Bild 34 dargestellten englischen Flugzeug sind die Triebwerke im Flügel eingebaut. Man kann die Lufteintrittsöffnungen in der Flügelnahe erkennen, die damit auf einer ziemlichen Länge zerschnitten wurde. Man sieht weiter, daß Ober- und Unterschale zwischen den Stegen gerade durchgeführt sind und sich nur im nichttragenden Hinterkasten des Flügels Erhebungen aus der Kontur heraus befinden. Schwierig ist nun, die Querkkräfte des Tragwerks durch die durch große Löcher geschwächten Stegbleche weiterzuleiten.

Die durch die Durchgangslöcher bedingte Schwächung des Trägerstegs eines englischen Flugzeugs, der anscheinend aus einer Doppelung von zwei gleichen Steghälften besteht, ist im Bild 35 (Seite 30) deutlich erkennbar. Man kann vermuten, daß jede der beiden Steghälften als Integralteil hergestellt worden ist, d.h.; daß jede Steghälfte aus einer dicken Platte herausgearbeitet wurde. Die Trägerstege an den Triebwerkdurchgängen sind praktisch ausgefallen und müssen durch erheblich verdickte Restquerschnitte ersetzt werden.

Meistens werden Tragwerke als linker und rechter Tragflügel gebaut, so daß eine Trennstelle zwischen den beiden Tragwerkhälften vorzusehen ist. Hierfür gibt es eine Reihe von Möglichkeiten.

Bei Tr ä g e r f l ü g e l n , bei denen die Längskräfte in den Gurten konzentriert und auch so konzentriert über das Verbindungselement geleitet werden können, verwendet man Kugelschraubungen (früher Junkers-Bauart) oder Augen- und Bolzenverbindungen.

Bei S c h a l e n f l ü g e l n verwendet man ebenfalls Augen- und Bolzenverbindungen. Diese sind so angeordnet, daß möglichst jedes Längskraft tragende Element, d.h. jedes Profil oder jede Welle, angeschlossen ist. Trennstellen kosten aber sehr viel Gewicht. Deshalb wird aus Gewichtersparnisgründen angestrebt, Flügel im Ganzen zu bauen oder die linke und die rechte Flügelhälfte zum Schluß untrennbar zu verbinden. Durch den Fortfall von Trennstellen würde auch der statische Aufbau des in der Nähe der Trennstelle befindlichen Tragwerkteils einfacher und bezüglich des Kräfteflusses oft eindeutiger werden.

5 Statischer Aufbau, Bauweise und Tragfähigkeit von Bauelementen der Rumpfe

5.1 Allgemeines

Nunmehr sollen der s t a t i s c h e A u f b a u des R u m p f s und die Möglichkeiten zur A u f n a h m e von Q u e r k r ä f t e n , B i e g e - und D r e h m o m e n t e n betrachtet werden.

Für den Böenfall ist der Verlauf der Querkräfte und Biegemomente aus Bild 36 zu ersehen. Die Größe der sicheren Querkräfte ist abhängig von der Größe der sicheren Höhenleitwerkskraft und von den sicheren Massenkräften des Rumpfs. Die sicheren Massenkräfte des Rumpfs sind die mit dem sicheren Lastvielfachen multiplizierten einfachen Gewichte des Rumpfs selbst und aller seiner Einbauten, der im Rumpf untergebrachten Lasten sowie sonstiger Anbauten.

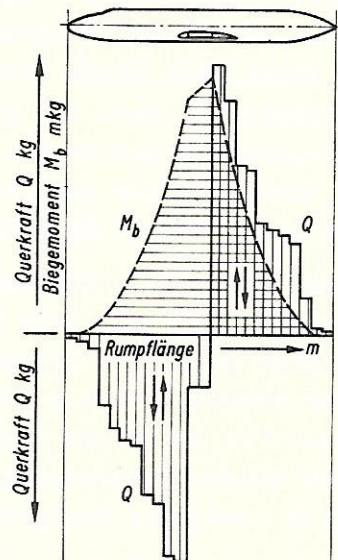


Bild 36: Verlauf der Querkräfte und Biegemomente über der Rumpflänge (Böenfall)

Die Höhenleitwerkskraft ist von verschiedenen Faktoren abhängig, unter denen der Staudruck auch eine gewisse Rolle spielt. Die Querkräfte und die daraus entstehenden Biegemomente des Rumpfs sind also maßgebend abhängig vom sicheren Lastvielfachen und u.a. auch vom Staudruck.

5.2 Gewichtsanalyse von Rümpfen

Um sich ein Bild machen zu können, welche Gewichte in erster Linie von den beiden Grunddaten beeinflußt werden, betrachte man Bild 37.

	Benennung	Ju 252		Ju 290	
		kg	%	kg	%
1	Pilotenraum	475	24,2	656	21,7
2	Holme und Pfetten	403	20,6	500	16,6
3	Haut	432	22,1	634	21,0
4	Spante	211	10,8	430	14,2
5	Fußboden mit Unterbau	259	13,2	605	20,0
6	Anschluß- und Verbindungsteile	77	3,9	49	11,6
7	Sonstiges	101	5,2	149	4,9
	Rumpf	1958	100	3023	100

Bild 37: Gewichtsaufteilung von Rümpfen



Bild 39: Rumpfröhre mit Längsgurten

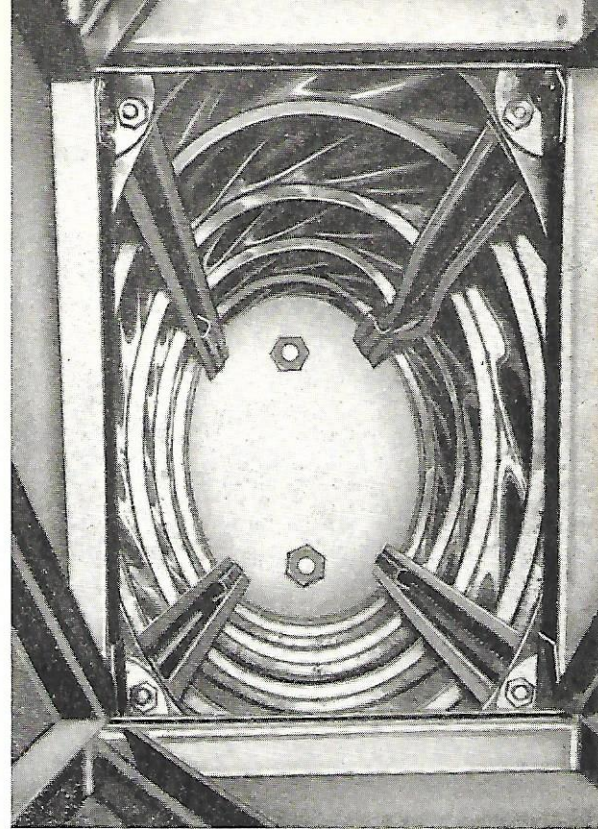
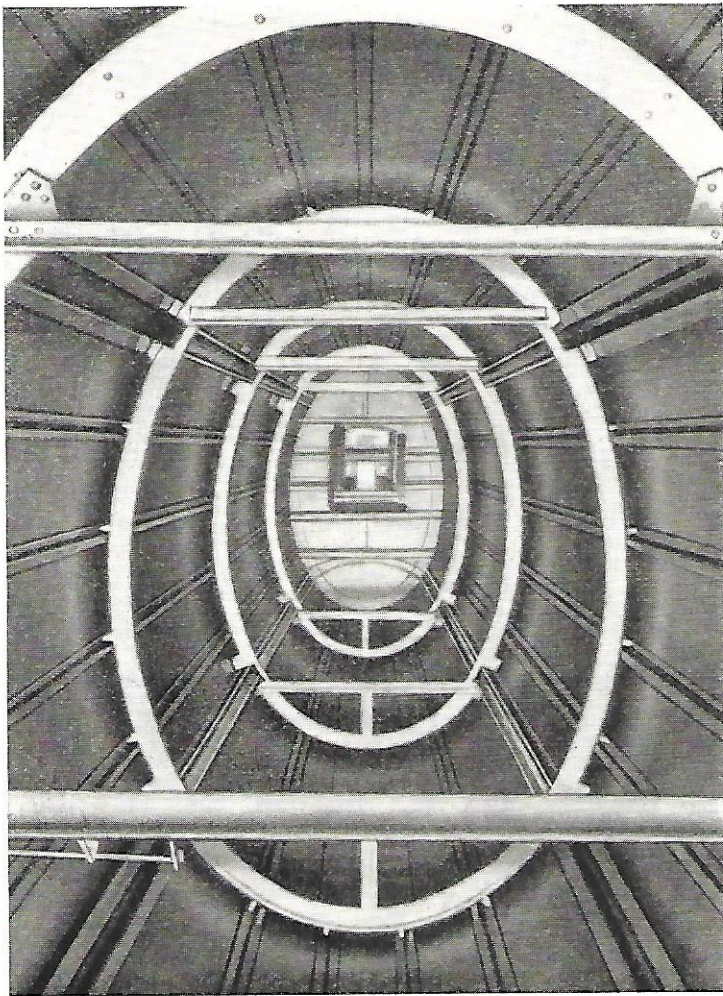


Bild 40: Junkers-Schalentrumpf
mit vier verstärkten Längsprofilen

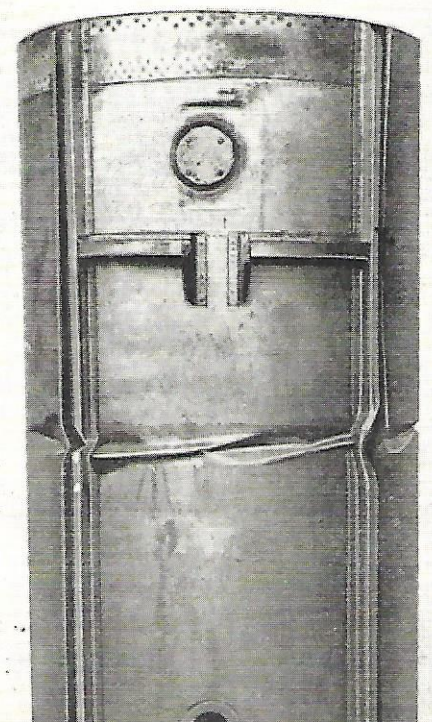


Bild 41: Beulung einer durch Längsprofile
nicht versteiften Rumpfröhre bei
Querkraftbiegung

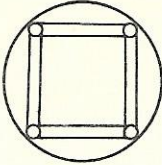
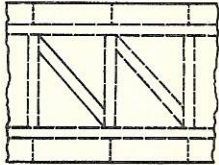

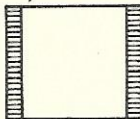
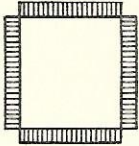
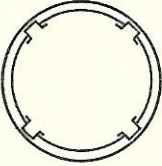
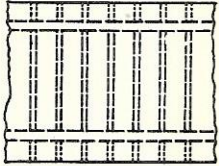

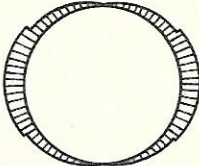
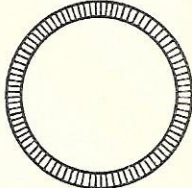
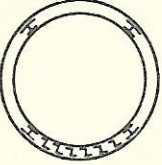
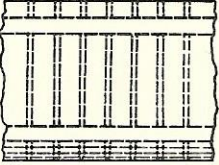
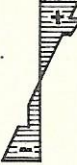
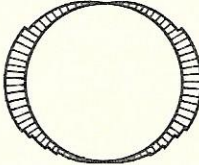
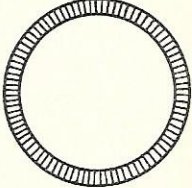
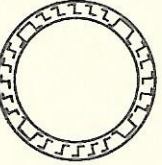

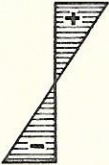
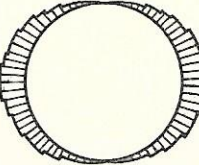
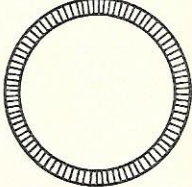
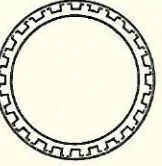


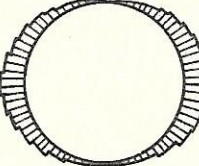
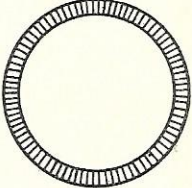
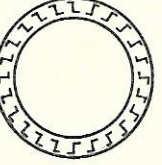

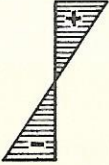
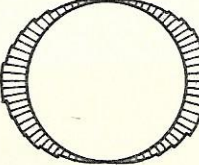
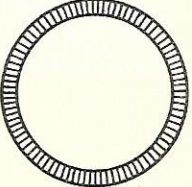
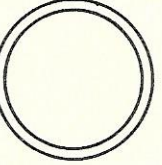
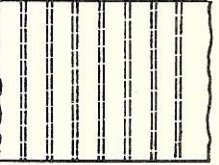
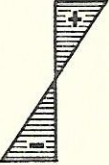
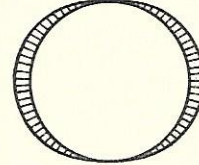
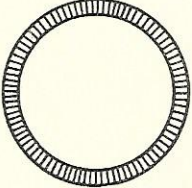
	Rumpfbauweise		Längsspannungs- verteilung aus Biegung σ	Schubspannungsverteilung aus	
				Querkraft τ_Q	Drehmomenten τ_{Md}
1					
2					
3					
4					
5					
6					
7					

Bild 38: Rumpf-Bauweisen
Längsspannungs- und Schubspannungsverteilung

Aus der Aufteilung der Rumpfgewichte erkennt man, daß Holme, Pfetten und Haut 37 bis 43 Prozent vom Rumpfgewicht ausmachen. Die Spante haben einen Anteil von etwa 11 bis 14 Prozent, der Pilotenraum etwa 22 bis 25 Prozent. Der Rest fällt auf Fußboden mit Unterbau, Anschluß- und Verbindungsteile. Zu den Querkraften und Biegemomenten treten noch Torsionsmomente hinzu, wenn zusätzlich Seitenruder gegeben wird.

5.3 Statischer Aufbau von Rümpfen

Welche Möglichkeiten gibt es, Querkraften, Biegemomente und Drehmomente im Rumpf weiterzuleiten?

Zunächst sind es, wie Bild 38.1 darstellt, **Fachwerke**, die zur Weiterleitung der Querkraften, Biegemomente und Drehmomente auch heute noch bei **Sportflugzeugen** angewendet werden. Die Fachwerke bestehen aus Gurten, Spanten und Diagonalen. Als Diagonale dienen zum Teil auch gespannte Drähte. Für die Fachwerke verwendete man früher vorzugsweise Holz als Werkstoff, während heute Stahlrohre angewandt werden. Die Gurte nehmen die aus den Biegemomenten herrührenden Längskräfte auf; die Diagonalen und Spante leiten Querkraften und Drehmomente weiter.

Bild 38.2 zeigt eine **Rumpfröhre mit Längsgurten und Blechbeplankung**. Die Gurte nehmen die aus den Biegemomenten herrührenden Längskräfte auf, während die Beplankung Querkraften und Drehmomente überträgt. Zur Formhaltung und Stützung der Gurte sind Spante notwendig, die an den Gurten gestoßen und wieder biegefest miteinander verbunden sind.

In Bild 39 (Seite 33) ist eine solche Rumpfröhre zu sehen, und zwar während eines Belastungsversuchs. Man erkennt Zugfalten in der Oberdecke und in den Seitenwänden. In der Unterdecke sind keine Zugfalten wahrzunehmen. Hieraus ist zu ersehen, daß die Rumpfröhre auf Torsion mit einer zusätzlichen horizontalen Querkraft belastet ist. Für die Gurte verwendete man Hutprofile, die mit ihrem Rücken mit der Haut vernietet werden.

Die Hilfsspannten oder Querpfetten bestehen aus Z-Profilen, die an den Gurten unterbrochen sind. Die senkrechten Querkraften werden von den seitlichen Blechen zwischen Ober- und Untergurt aufgenommen und die Biegemomente von den Gurten. Dabei beteiligen sich Ober- bzw. Unterdecke infolge ihrer Krümmung an der Aufnahme von Längsspannungen, die aus den Biegemomenten herrühren, und zwar auf Zug bzw. auf Druck bis zum Erreichen der kritischen Beullast des gekrümmten Blechs. Die Holmgurte nehmen jedoch immer eine größere Spannung auf als das Blech, weil es durch den Nietschlupf der Hautquernietung elastischer ist als die Gurte.

Da die Druckspannung im Blech in der Rumpfober- bzw. Rumpfunterdecke nur bis zur kritischen Beullast steigen kann, sieht man oft in der Ober- bzw. Unterdecke **Längspfetten** vor, um zu höher ertragbaren Spannungen zu kommen bzw. um auf jeden Fall bleibende Beulen zu vermeiden. Diese Möglichkeit in der Unterdecke zeigt Bild 38.3. Die maximale Druckspannung entspricht dann der örtlichen Knick-Spannung der **Längspfettenschale**, und diese ist wesentlich größer als die kritische Beulspannung eines gekrümmten unversteiften Blechs.

Ordnet man nun außer den Hauptgurten über den ganzen Umfang verteilte Längspfetten an, so stellt sich eine lineare Längsspannungsverteilung über der ganzen Rumpfhöhe ein. Ein solcher Rumpfaufbau ist in Bild 38.4 dargestellt. Die Querkraft wird von der gesamten Rumpfhöhe übertragen, wobei der Schubfluß in seiner Tendenz parabolisch über der Höhe verteilt ist. Das Biegemoment wird von der Rumpfschale, also von den Gurten, der Haut und den Pfetten aufgenommen, das Drehmoment von der Rumpfröhre.

Einen ausgeführten Rumpf bringt Bild 40 (Seite 33). Hier sind Gurte aus Hutprofilen, Längspfetten aus Z-Profilen und Spante, die nicht an der Haut liegen, zu sehen. Die Spante sind lediglich an den Kreuzungspunkten mit den Gurten und Pfetten und durch diese mit der Haut verbunden.

Der nächste Schritt ist der Fortfall der Hauptgurte, d.h., es sind über dem Rumpfumfang nur Längspfetten angeordnet, wie aus Bild 38.5 ersichtlich.

Zum Teil verwendet man geschlossene Längspfetten. Diese haben den Nachteil, daß man nichts mehr an ihnen durch Nietung befestigen kann, nachdem sie selbst mit der Außenhaut vernietet sind. Aus diesem Grund wählt man als Längsprofile jetzt vorwiegend, wie in Bild 38.6 erkennbar, Z-Profile. Diese Rumpfschalenart ist heute bei den meisten modernen Flugzeugrümpfen zu finden. Die Querkräfte werden von der gesamten Rumpfhöhe aufgenommen, wobei der Schubfluß über der Höhe parabolisch verteilt ist, abgesehen von kleinen Sprüngen an den Profilen.

Die Biegemomente werden von den Längspfetten zusammen mit der Haut übertragen, und die Torsion wird vom gesamten Rumpfquerschnitt weitergeleitet.

Eine weitere Möglichkeit Querkräfte, Biegemomente und Drehmomente zu transportieren, ist in Bild 38.7 festgehalten. In dieser Röhre sind keine Gurte, sondern nur *Q u e r s p a n t e*, aus dünnen Blechprofilen bestehend, angeordnet. Die gesamte Haut auf der Druckseite muß also aus den Biegemomenten herrührende Druckspannungen aufnehmen. Die Spannungsaufnahme ist erschöpft, wenn die Unterhaut ausbeult.

Bild 41 (Seite 33) zeigt eine solche Rumpfröhre nach dem Bruchversuch. Die im Bild zu sehenden Längsprofile sind eigentlich nicht zur Aufnahme von Längskräften angebracht, sondern zur Befestigung einer Verkleidung sehr leicht ausgeführt. Man erkennt die Beulung der Unterschale zwischen zwei engsitzenden Spanten.

Wesentlich für die Auslegung der Rumpfschalen ist die Frage, wie groß die elastischen Beulen bei Belastung sein dürfen, d.h., es muß vor der Dimensionierung festgelegt werden, welche *B e u l e n t i e f e n* bei bestimmter Last zulässig sind. Das ist eine Forderung, die der Aerodynamiker aus Widerstandsgründen stellt.

Um eine Grundlage für die Dimensionierung der Schale und für die bei bestimmten Lasten auftretenden Faltentiefen zu haben und um zu wissen, wann nun bleibende Beulen auftreten, sind eine große Anzahl von Versuchen erforderlich. Man unterscheidet Versuche auf Schub und Versuche auf Druck.

Bei *S c h u b v e r s u c h e n* wird eine Querkraft aufgebracht, bei *D r u c k v e r s u c h e n* wird die Schale auf Druck belastet. Zur Ermitt-

lung der günstigsten Werte variiert man zwischen verschiedenen Hautblechstärken, verschiedenen Pfettenformen und Pfettenstärken sowie verschiedenen Pfettenteilungen.

5.4 Tragfähigkeit von Rumpfgurten

Zunächst sollen die Festigkeiten von verschiedenen Gurtformen betrachtet werden.

Da die Gurte einmal an der Haut angenietet und zum anderen an den Spanten gestützt sind (Untergurte sind oft noch mit dem Fußboden verbunden) ist sehr oft die örtliche Festigkeit maßgebend. Es muß also durch Versuch die örtliche Festigkeit ermittelt werden.

Drei Beispiele von Rumpfgurten mit den durch Versuch ermittelten örtlichen Festigkeiten gibt Bild 42.

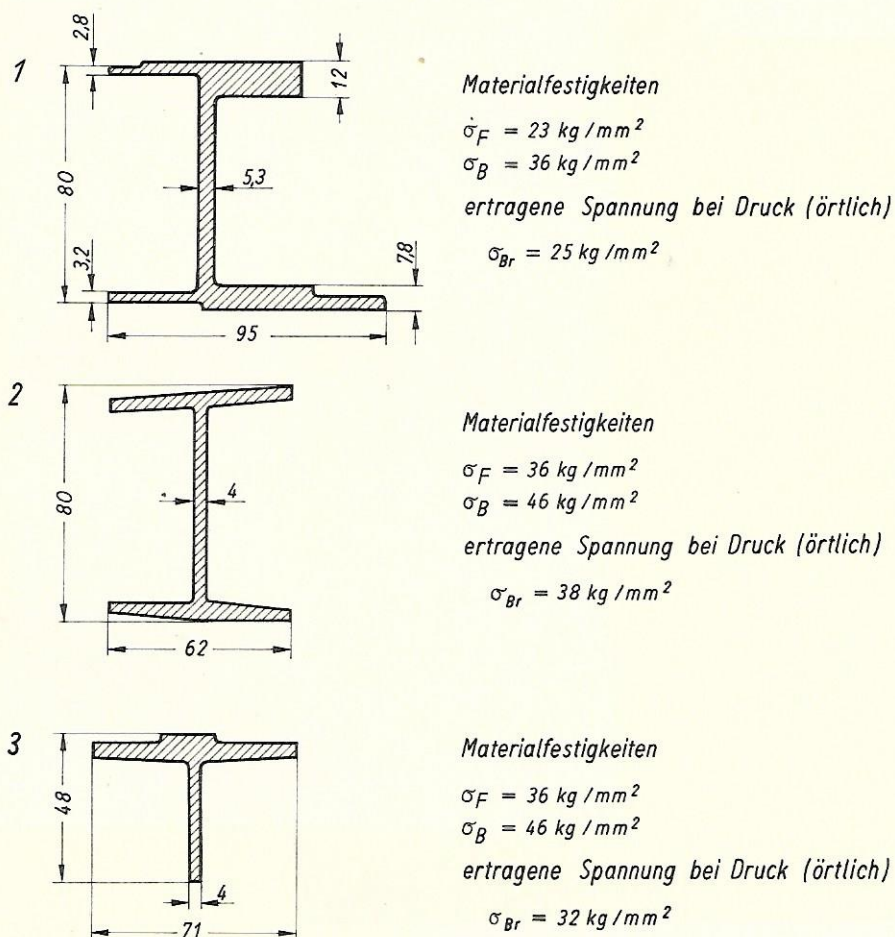
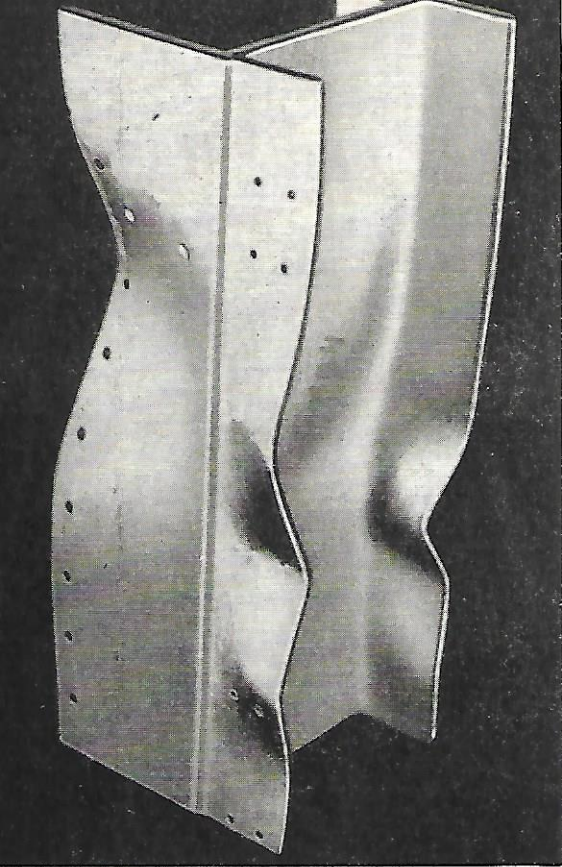


Bild 42: Tragfähigkeit von Rumpfgurten

Die Rumpfgurte haben zum Teil recht ungewöhnliche Formen. Sie müssen den konstruktiven Gegebenheiten angepaßt werden. Der im Bild 42.1 gezeigte Gurt 1 hat eine örtliche Festigkeit von 25 kg/mm^2 . Es sind also 69 Prozent der Werkstoff-



Örtlich ausgeknickte Rumpfgurte



Bild 43: Gurtform 1 von Bild 42.1



Bild 44: Gurtform 2 von Bild 42.2

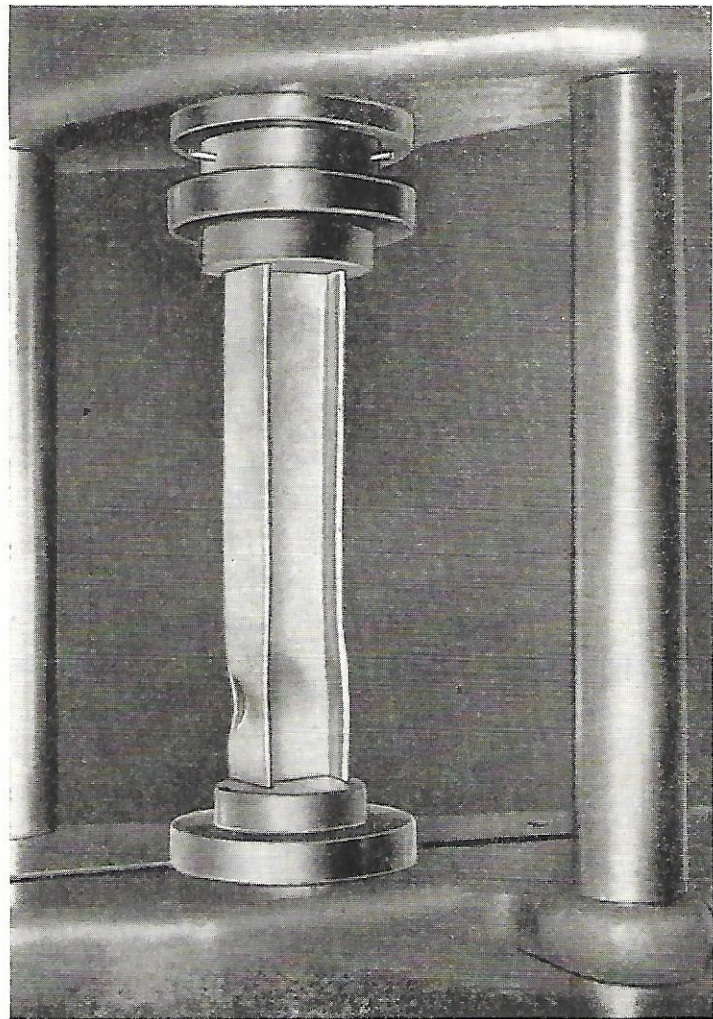
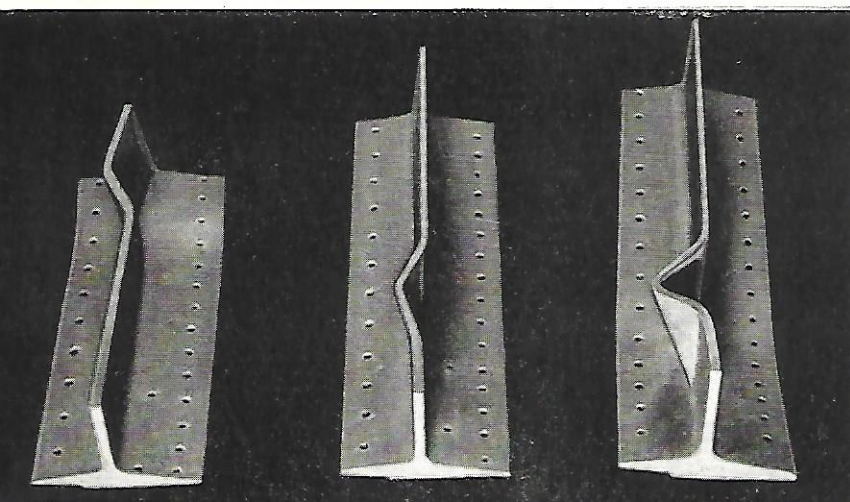


Bild 45: Gurtform 3 von Bild 42.3



festigkeit ausgenutzt. Gurt 2 ertrug eine Druckspannung von 38 kg/mm^2 , bevor er örtlich versagte; die Werkstofffestigkeit wurde also zu 83 Prozent ausgenutzt. Gurt 3 versagte bei 32 kg/mm^2 Druckspannung. Das sind 69 Prozent der Werkstofffestigkeit. Wesentlich wird das Ergebnis durch die zum Teil recht dünnen Lappen, die zudem nur teilweise gestützt sind, beeinflusst.

Im Bild 43 (Seite 38) sieht man den im Bild 42.1 skizzierten Gurt 1 nach dem örtlichen Ausknicken im Foto. Wie ersichtlich ist, entstand bei sämtlichen Lappen Beulenbildung, wobei der linke breite Lappen eine größere Wellenform aufweist als die beiden kurzen Lappen. Auch der Mittelsteg, der eine Wanddicke von 5,3 mm hat, zeigt eine leichte Beule.

Gurt 2 ist im Bild 44 (Seite 38) in der Belastungsvorrichtung beim Bruch zu sehen. Das Gurtprofil wurde während der Belastung zwischen Platten gelagert, um eine gewisse Einspannung nachzuahmen. Das örtliche Versagen der Lappen ist kurz über der unteren Platte zu erkennen.

Bild 45 (Seite 38) gibt Gurt 3, der im Bild 42.3 skizziert wurde, im Foto wieder, und zwar in drei verschiedenen Längen. Wie aus dem Bild ersichtlich ist, sind alle drei Stege ähnlich ausgeknickt.

5.5 Tragfähigkeit von Rumpfschalen

Als nächstes soll die T r a g f ä h i g k e i t v o n R u m p f s c h a - l e n betrachtet werden.

Ergebnisse von Versuchen zur Bestimmung der ö r t l i c h e n Festigkeit - also bei D r u c k b e a n s p r u c h u n g - und von Versuchen zur Bestimmung der S c h u b f e s t i g k e i t findet man im Bild 46.

Zunächst seien L ä n g s p f e t t e n s c h a l e n a u f D r u c k betrachtet:

Schale 1 im Bild 46 besitzt Z - P r o f i l e als Längsversteifungen. Bei verhältnismäßig kleinem Krümmungsradius von 300 mm wird eine mittlere Spannung von $16,3 \text{ kg/mm}^2$ erreicht, wobei 37 Prozent der Werkstofffestigkeit ausgenutzt wurden.

Schale 2 ist mit H u t p r o f i l e n versehen und hat bei gleichem Krümmungsradius und gleicher Pfettenteilung eine mittlere Spannung von $19,1 \text{ kg/mm}^2$ ertragen - bei einer Werkstoffausnutzung von 44 Prozent.

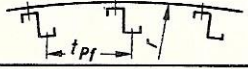
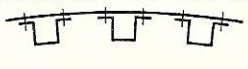
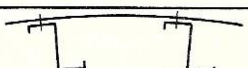
Schale 3 hat wieder Z - P r o f i l e , die aber wesentlich größere Wanddicke haben. Sie hat höhere Pfetten, einen größeren Krümmungsradius und besteht außerdem aus einem Material mit einer Bruchfestigkeit von 50 kg/mm^2 . Es wurde eine mittlere Spannung von $22,5 \text{ kg/mm}^2$ erreicht und 45 Prozent der Werkstofffestigkeit ausgenutzt. Bei Längspfettenschalen auf Druck wurden also 37 bis 45 Prozent erreicht.

Bei den S c h u b v e r s u c h e n wurden Längspfettenschalen und Querspfttenschalen untersucht. Die Höhe der erreichten Druck- bzw. Schubspannungen hängt u.a. wesentlich vom Krümmungsradius der Schale ab.

Bei L ä n g s p f e t t e n s c h a l e n a u f S c h u b (Bild 46.4) erreichte man Bruchschubspannungen von etwa 10 bis 12 kg/mm^2 und bei Q u e r -

pfettenschalen auf Schub (Bild 46.5) Bruchschubspannungen von 12 bis 14 kg/mm². Aus einem Vergleich der unterschiedlichen Ergebnisse der Längspfetten- und Querpfettenschalen auf Schub kann man jedoch noch keine Schlüsse auf die Gewichte solcher Schalen ziehen.

Druckversuche

	Schalenquerschnitt	Werkstoff-Festigkeit		Krümmungsradius r	Hautdicke s _{Haut}	Pfettendicke s _{pf}	Pfettenteilung t _{pf}	mittlere Bruchspannung σ_{Br}
		kg/mm ² σ_F	kg/mm ² σ_B					
1		x)	x)	300	0,5	1,03	104	16,3
2		x)	x)	300	0,55	1,03	104	19,1
3		42	50	1500	1,4	1,9	150	22,5
x) Ergebnisse nach Versuchen von Ebener Materialfestigkeit wahrscheinlich $\sigma_B = 44 \text{ kg/mm}^2$, $\sigma_F = 31 \text{ kg/mm}^2$								

Schubversuche

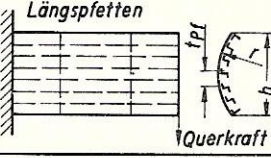
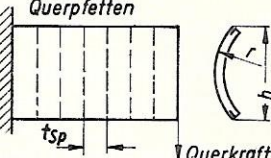
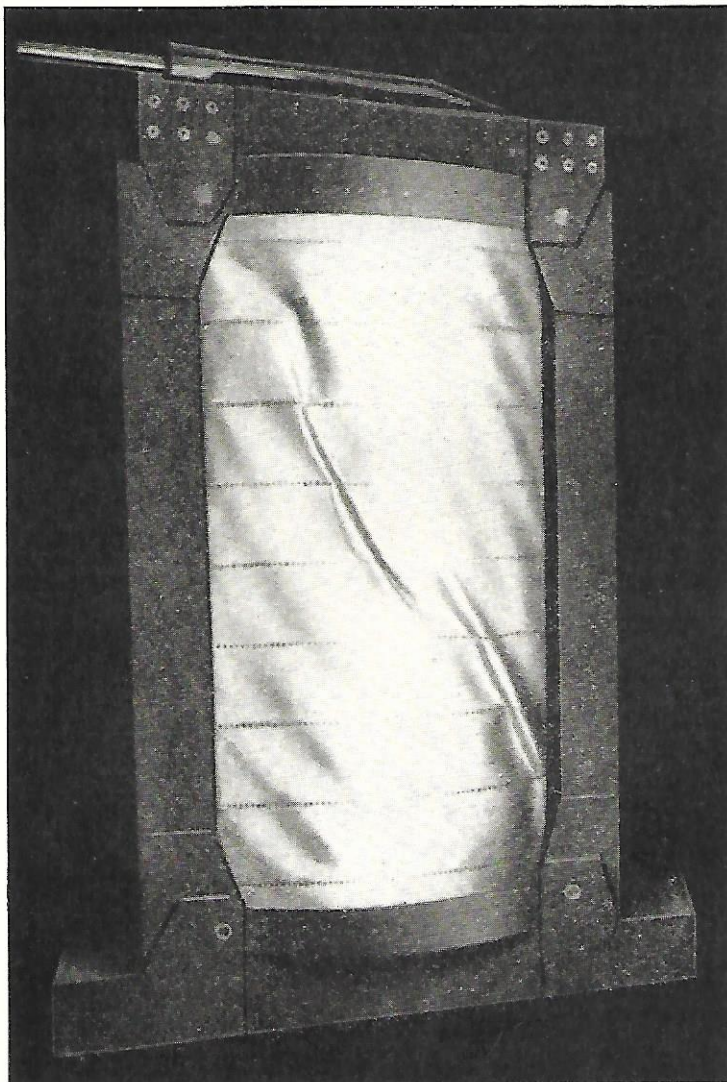
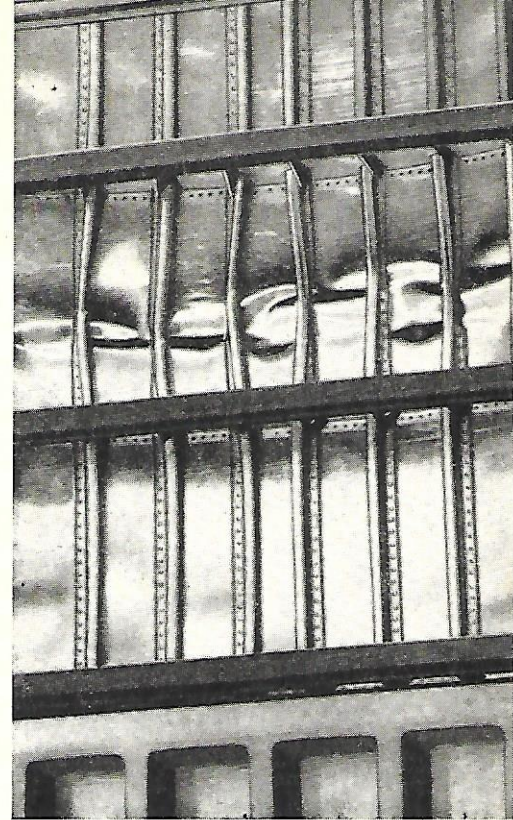
	Schalenquerschnitt	Werkstoff-Festigkeit		Krümmungsradius r	Hautdicke s _{Haut}	Pfettendicke s _{pf} , s _{sp}	Pfettenteilung t _{pf} , t _{sp}	Schubbruchspannung τ_{Br}
		kg/mm ² σ_F	kg/mm ² σ_B					
4		29	44	1300 1300	0,97 0,94	1,0 1,0	95 120	10,6 11,5
5		27	39	880 880	1,27 1,6	1,15 1,7	200 150	12 14

Bild 46: Tragfähigkeit von Rumpfschalen

Eine Längspfettenschale auf Druck nach dem Bruch wird im Bild 47 (Seite 41) gezeigt. Die Längsversteifungen bestehen aus Z-Profilen, die durch Hilfsspante gestützt sind. Die Pfetten sind zusammen mit der Haut örtlich geknickt bzw. verdreht.

Eine Querpfettenschale auf Schub nach dem Bruch ist im Bild 48 (Seite 41) zu sehen. Es hat sich eine starke Falte von einer Ecke zur anderen ausgebildet und die Pfetten zum örtlichen Versagen gebracht.

▷
Bild 47: Längspfettenschale mit Z-Profilen
auf Druck nach dem Bruch



◁
Bild 48: Querspftenschale nach dem
Schubversuch

Das Versagen der Pfetten bestand im Einbeulen der mit der Haut vernieteten Schenkel und im Verbiegen, Ausknicken und Verdrehen der Stege und des anderen Schenkels der Profile. Es geschah an der Stelle, an der die Pfette durch die scharfe Falte besonders beansprucht wurde.

Anhand dieser Versuchsergebnisse ist, wie bereits festgestellt, nicht eindeutig zu sagen, welche Bauweise - die Längspfettenbauweise oder Querspftettenbauweise - gewichtlich günstiger ist.

5.6 Störungen im gleichmäßigen Kräftefluß

Sind in einem Rumpf Ausschnitte vorhanden, so müssen die Längskräfte um diese Ausschnitte herumgeführt, d.h., die einzelnen Teillängskräfte müssen in dickeren Profilen vor dem Ausschnitt gesammelt und hinter dem Ausschnitt wieder verteilt werden. Diese Umleitung bedingt stärkere Profile.

Beim Rümpfen mit vielen Ausschnitten ist es daher gewichtlich vorteilhafter, statt einer Längspfettenschale mit einer Reihe von kurzen Gurten vier oder fünf starke, durchgehende Längsprofile als Holmgurte vorzusehen. Ordnet man diese Gurte günstig an bzw. ist man in der Lage, die Ausschnitte in die Nähe der Gurte zu legen, so daß diese mit als Einfassung der Längsseite der Ausschnitte dienen können, dann ist eine Querspftettenbauweise lohnend.

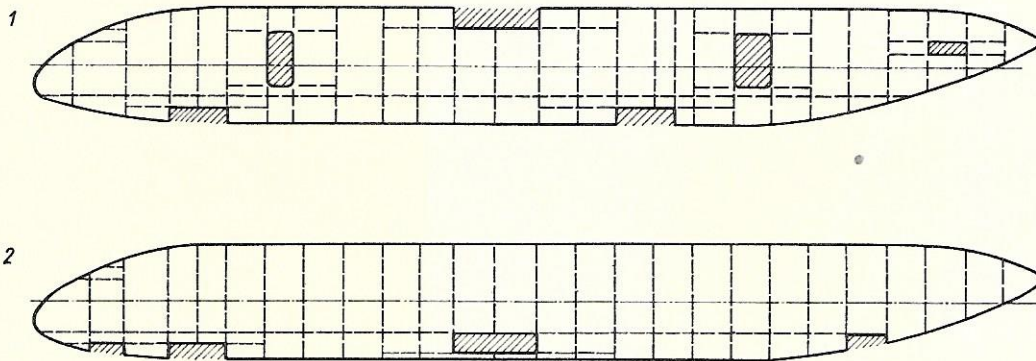


Bild 49: Ausschnitte an Rümpfen und Anordnung von Gurten

Der im Bild 49.1 dargestellte Rumpf weist Ausschnitte für ein vorderes Fahrwerk auf, für eine Tür der Besatzung, für den Flügeldurchgang, für das hintere Fahrwerk, für die Tür der Fluggäste und für den Höhenflossendurchgang. Es wird gezeigt, wie viele kleine Gurte man außer dem Fußbodengurt anordnen muß. Rumpf 2 hat Ausschnitte für den Einstieg der Besatzung in der Rumpfunterseite, für das Bugfahrwerk, für den Flügeldurchgang und für den Einstieg der Fluggäste von unten.

Für Rumpf 1 ist die Querspftettenbauweise günstig, für Rumpf 2 die Längspfettenbauweise. Die Fensterausschnitte sind bei dieser Betrachtung noch nicht berücksichtigt worden. Hier kann man, wenn man rechteckige Fenster wählt, diese eventuell ebenfalls mit Gurten und Spanten einfassen.

Dieses Problem kann aber auch anders gelöst werden, indem man nämlich eine Fensterform wählt, die keine so hohen Spannungsspitzen in den Fensterecken

aufweist. Eine solide Einfassung des Fensterausschnitts und eine Blechdoppelung von entsprechender Stärke sind hier sehr von Nutzen.

Es seien einmal Gewichte von Fenstereinfassungen betrachtet:

Bei einem rechteckigen Fenster beträgt der Gewichtszuwachs gegenüber der ungestörten Blechwand etwa 10 kg. Bei einem senkrecht-ovalen Fensterausschnitt beträgt der Gewichtszuwachs etwa 7 kg. D.h., für etwa $1/4 \text{ m}^2$ zu ersetzendes Blech sind 7 bis 10 kg zur Umleitung der angreifenden Kräfte notwendig. Bei ovalen Fenstern spart man demnach je Fenster etwa 3 kg ein. Die kreisrunde Spantform hat sich größtenteils bei druckdichten Rümpfen eingebürgert.

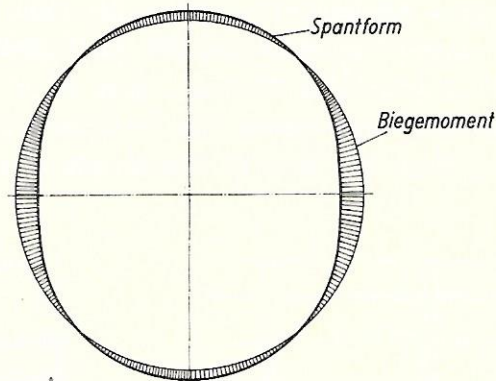


Bild 50: Biegemomente an einem nicht kreisrunden Spant bei Innendruck

Bild 50 veranschaulicht, wo Biegemomente bei Innendruck in den Rumpfspanten auftreten, wenn eine Spantform gewählt wird, die aus zwei Halbkreisen besteht. Die beiden Halbkreise sind jedoch durch ein gerades Stück verbunden. Bei Betrachtung des entstehenden Biegemoments ist leicht einzusehen, daß hier Mehrgewichte entstehen, die bei Wahl eines kreisrunden Querschnitts, bei dem der Innendruck reine Zugbeanspruchungen auslöst, nicht auftreten.

Ein weiterer wesentlicher Punkt ist die Verbindung des Tragwerks mit dem Rumpf, die im Bild 51 deutlich wird.

Grundsätzlich gibt es hier zwei Möglichkeiten:

1. Das Tragwerk wird getrennt und der Rumpf geht ohne Unterbrechung seiner längskrafttragenden Teile durch.
2. Der Flügel geht durch und der Rumpf erhält einen Ausschnitt, um den Flügel aufzunehmen.

Im ersten Fall (Bild 51.1) ist das Tragwerkmittelstück mit dem Rumpf fest und unlösbar verbunden. Man muß die Flügelträger und die Haut in der Rumpfseitenwand trennen. Die Trennstellen müssen die Kräfte aus Biegemomenten, aus Torsionsmomenten und die Querkkräfte des Tragwerks übertragen. Das bedeutet, daß ein Bauteil getrennt wird, das im Vergleich zum Rumpf eine kleine Höhe hat und somit prozentual größere Längskräfte aufweist. Es müssen normalerweise also bei einem Zwei-Trägerflügel acht einzelne Trennstellen existieren.

Im zweiten Fall (Bild 51.2) geht der Flügel mit seiner verhältnismäßig kleinen Bauhöhe ohne Trennung durch. Der Rumpf erhält einen Ausschnitt; hierdurch wird zwar der Rumpf mit seiner großen Höhe und damit prozentual kleineren Kräften nicht getrennt, aber die in der äußersten Rumpffaser wirkenden Längskräfte müssen umgeleitet werden, so daß die effektive Rumpfhöhe nur noch $3/4$ bis $4/5$ der ursprünglichen beträgt. Die geringere Rumpfhöhe in der Gegend des Flügelausschnitts wäre noch tragbar, aber dieser Ausschnitt stellt eine Kerbe dar, die vom Gesichtspunkt eines gleichmäßigen Kräfteflusses unerwünscht ist. Auch die Deformation, die der Flügel in Rumpfmittle infolge der breiten Lagerung in der Rumpfseitenwand zeigt, sind unerwünscht oder sogar untragbar.

Um also möglichst alle Längskräfte übertragenden Teile sowohl vom Tragwerk als auch vom Rumpf ungestört durchlaufen zu lassen, gibt es die in der unteren Skizze (Bild 51.3 gezeigte Lösung. Hier wird ein in der untersten Faser des Rumpfs angeordneter Gurt unter dem Tragwerk durchgeführt, so daß keine grundsätzliche Umleitung der Kräfte notwendig ist.

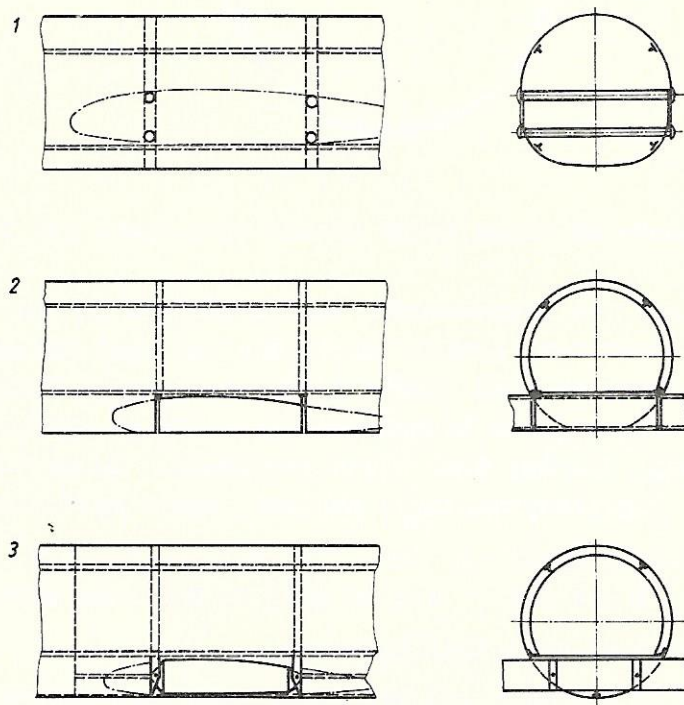


Bild 51: Verbindung des Tragwerks mit dem Rumpf

6 Nachweis ausreichender Betriebsfestigkeit

Wenn ein Flugzeug auf statische Festigkeit, d.h. auf eine nur einmal auftretend gedachte Höchstlast, ausreichend dimensioniert worden ist, so steht noch die Frage nach der mit der betreffenden Konstruktion erreichbaren Lebensdauer offen. Von modernen Verkehrsflugzeugen wird eine Lebensdauer von 20 000 bis 30 000 Betriebsstunden gefordert. Als Betriebs-

stundenzahl gilt dabei die Zeit, die das Flugzeug im Flug sowie bei Start und Landung verbringt.

Wie kann man nun ein Bauteil auf die geforderte Betriebsstundenzahl im voraus berechnen, und wie kann man den versuchsmäßigen Nachweis ausreichender Ermüdungsfestigkeit führen?

Im voraus kann man im Flugzeugzellenbau - streng genommen - nur Teile berechnen, die so gestaltet sind, daß man bereits vorliegende Versuche auf ihre Berechnung anwenden kann.

Da es im Flugzeugbau selten vorkommt, daß sich ein Bauteil eines Baumusters beim nächsten Baumuster genau oder ähnlich wiederholt, kann man vorliegende Versuchsergebnisse nur selten verwenden, es sei denn, daß es sich um wiederkehrende Nietverbindungen, Hautstöße, Verbindungselemente usw. handelt. Für Nietstöße z.B., die im Flugzeugbau vorkommen, sind aber bis jetzt sehr wenig Versuche bekannt und wenig Versuchsergebnisse vorhanden.

Voraussetzung für eine Verwendung bereits vorliegender Versuchsergebnisse ist jedoch,

daß bei dem untersuchten Versuchsstück die gleichen Werkstoffe verwendet wurden wie bei dem zu berechnenden Bauteil,

daß es sich ferner um gleiche oder mindestens sehr ähnliche Bauelemente handelt und

daß für das zu berechnende Bauteil die gleiche oder eine mindestens ähnliche Belastungsstatistik angenommen werden kann.

Von maßgebender Bedeutung für die Ermüdungsfestigkeit ist der verwendete Werkstoff. Die Erfahrung hat gelehrt, daß Aluminiumlegierungen mit hohem Verhältnis der Festigkeit an der Streckgrenze zur Bruchfestigkeit ermüdungsempfindlicher sind als solche mit niedrigerem Verhältnis der Festigkeit an der Streckgrenze zur Bruchfestigkeit. Durch die Verwendung von hochfesten Aluminiumlegierungen im modernen Flugzeugbau ist das Problem ausreichender Ermüdungsfestigkeit besonders akut geworden.

Will man das Versuchsergebnis eines mit einem Bauteil durchgeführten Ermüdungsversuchs auf ein anderes, ähnliches Bauteil übertragen, so ist es wichtig, daß die beiden zu vergleichenden Bauteile etwa gleich groß sind. Bauteile, die sich in ihrer Größe wesentlich unterscheiden oder in einem bestimmten Maßstab vergrößert oder verkleinert sind, können in bezug auf Ermüdungsversuche nicht ohne weiteres miteinander verglichen werden.

Ein weiteres Problem ist die anzusetzende Belastungsstatistik, d.h. die Festlegung, wie oft und in welcher Reihenfolge bestimmte Spannungen auf das zu untersuchende Bauteil aufgebracht werden müssen.

Maschinenbauteile werden im Betrieb meist mit Lastwechsel konstanter Lastamplitude beansprucht. Hierfür reicht der sogenannte Wöhlerversuch vollkommen aus. Flugzeuge sind im Betrieb jedoch Beanspruchungen unterworfen, die ihre Größe dauernd verändern. Bei Start und Landung sind es Roll- und Landestöße, in der Luft Böen- und Abfangbeanspruchungen, bei Flugzeugen mit druckdichten Kabinen Anstieg und Abfall des Kabineninnendrucks.

Es sind also für die Großbauteile Rumpf, Tragwerk, Leitwerk und Fahrwerk Belastungsstatistiken aufzustellen, die erheblich voneinander abweichen. Die Unterlagen zur Ermittlung von Belastungsstatistiken erhält man aus den Beanspruchungsmessungen an fliegenden Flugzeugen.

Es werden bei diesen Messungen entweder die Beschleunigungen im Schwerpunkt eines Flugzeugs oder die Dehnung hochbeanspruchter Flügelbauteile festgehalten.

Wählt man die erste Art, so lieferten die durch ein Schreibgerät festgehaltenen Beschleunigungen zunächst die Maximalwerte der während der Versuchsbetriebszeit aufgetretenen Beanspruchungen. Sie liefern aber auch Angaben über die Häufigkeit und Größe der Beanspruchungen. Es wird dafür eine Häufigkeitsauswertung vorgenommen, indem der Gesamtbereich der Beschleunigungsaufzeichnung in eine Anzahl gleichgroßer Klassenintervalle geteilt und durch Abzählen festgestellt wird, wie viele Spitzenwerte während des Versuchs innerhalb jedes einzelnen Klassenintervalls liegen (Bild 52).

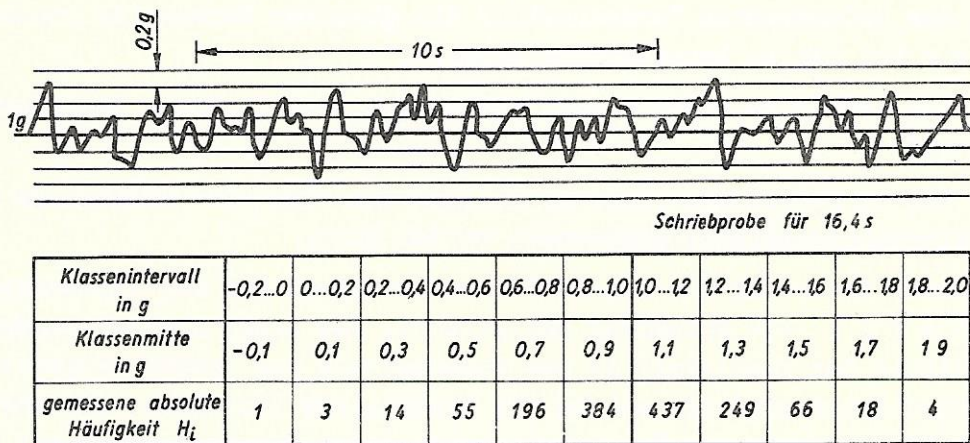


Bild 52: Rohergebnis einer Flugmessung He 70; 10 min Flugzeit; $v = 310 \text{ km/h}$

Eine weitere Auswertung ergibt dann einen Belastungszyklus, wie er im Bild 53 z.B. für einen Tragwerkträger zu sehen ist.

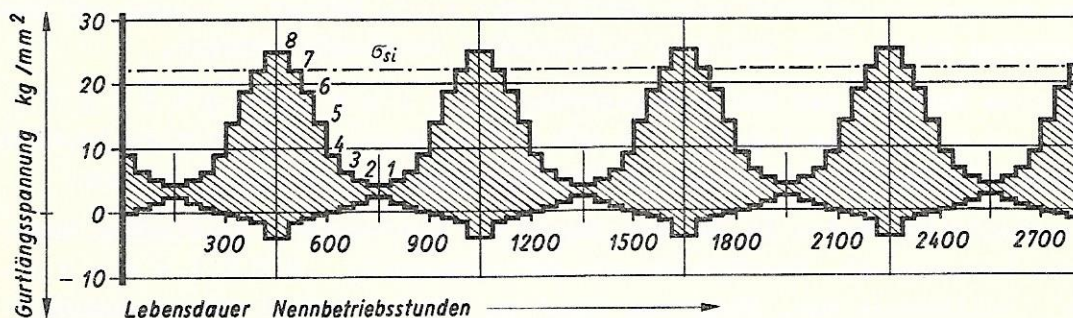
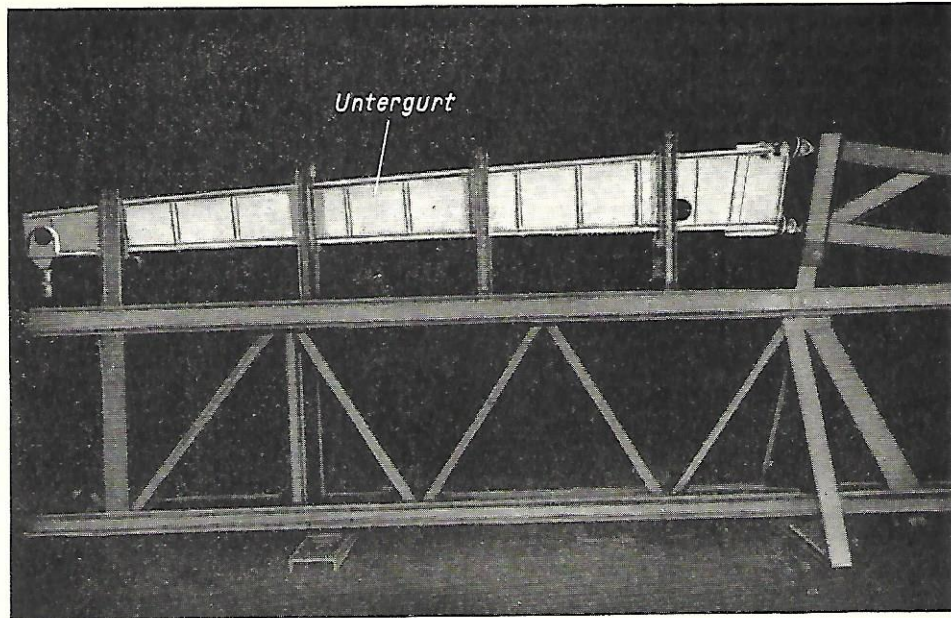


Bild 53: Belastungszyklus eines Tragwerkträgers



△
Bild 54: Versuchsaufbau
für Ermüdungsversuche
mit einem Tragwerkträger

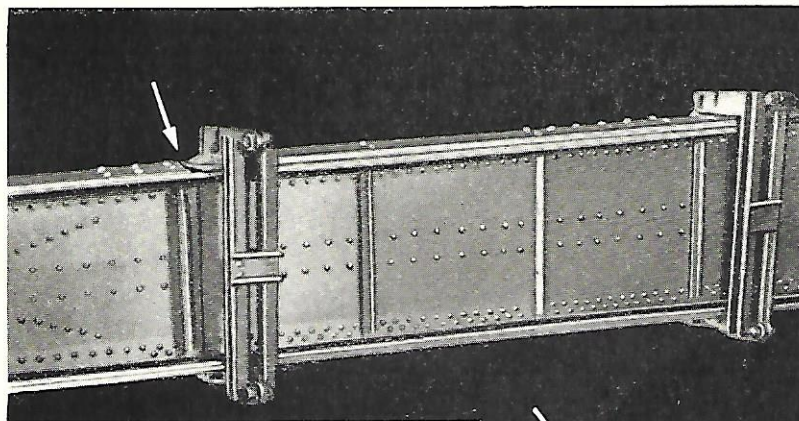
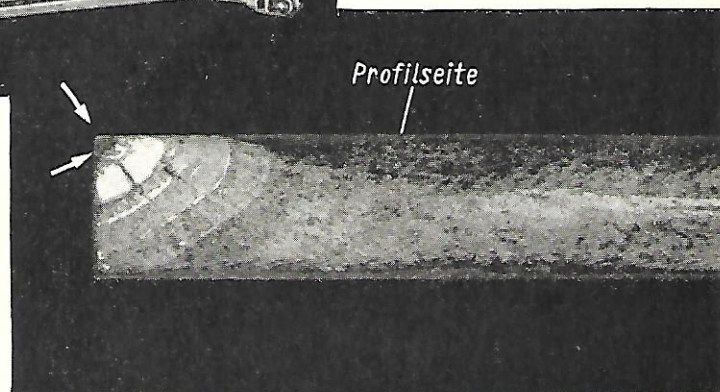


Bild 55: Ermüdungsversuch
mit einem
Tragwerkträger

oben: Bruchstelle im Zuggurt
unten: Bruchquerschnitt mit
Bruchzonen



Man kann aus dem Zyklus entnehmen, wie oft und mit welcher Last das Bauteil zu belasten ist, um die Beanspruchungen nachzuahmen, denen das Bauteil während des Flugs ausgesetzt ist. Dabei ist ein bestimmter Abschnitt immer gleichbedeutend mit einer bestimmten Betriebsstundenzahl.

Die hieraus gewonnenen Ergebnisse gelten streng genommen nur für das vermessene Flugzeug. Für ähnliche Flugzeuge, vor allen Dingen für Flugzeuge mit ähnlicher Flügel-Biegesteifigkeit und gleichem Verwendungszweck können die gewonnenen Ergebnisse sinngemäß übernommen werden.

Weiter ist für die Ergebnisse ausschlaggebend, ob das untersuchte Flugzeug während der Messung am Boden oder in großen Höhen geflogen wurde und ob die Messung über ebenem oder gebirgigem Gelände vorgenommen wurden.

Es ist bekannt, daß am Boden, d.h. von etwa 0 bis 0,8 km Höhe die Böengeschwindigkeit kleiner als in 12 km Höhe und die Böenfrequenz am Boden größer als in 12 km Höhe ist, wie auch, daß über ebenem Gelände nicht so heftige Böenstöße auftreten wie über Gebirgen.

Daraus geht hervor, daß man die meisten Flugzeugzellenteile im voraus noch nicht auf ausreichende Ermüdungsfestigkeit berechnen kann. Man muß vielmehr bei der Konstruktion eine ausreichende Ermüdungsfestigkeit der Zellenbauteile berücksichtigen, indem Statiker und Konstrukteur auf die *V e r m e i d u n g* von *S p a n n u n g s s p i t z e n* achten, d.h., sie müssen darauf bedacht sein, daß in den einzelnen Bauteilen keine schroffen Übergänge von dünnen auf dicke Querschnitte vorhanden sind. Das gilt für Gurte allgemein wie auch für Häute, die durch eine mitten im Feld beginnende Hautverdoppelung verstärkt sind.

Da man durch Vorausberechnung die zulässige Betriebsstundenzahl der Flugzeuge nicht ermitteln kann, ist man zum Nachweis ausreichender Ermüdungsfestigkeit auf nachträgliche Versuche mit Flugzeugteilen, die man in bezug auf ihre Ermüdungsfestigkeit als gefährdet ansieht, und auf Ermüdungsfestigkeitsversuche mit ganzen Flugzeugen angewiesen.

Bild 54 (Seite 47) bringt den Träger eines Tragwerks, der einem Ermüdungsversuch unterzogen wird. Der Träger ist mit seinem dickeren Ende an einer Vorrichtung fest gelagert und wird am anderen Ende durch Kräfte belastet, die dem zugrunde gelegten Belastungszyklus entsprechen. Aus der Anzahl der ertragenen Lastwechsel bis zum Ermüdungsbruch kann man dann unter Berücksichtigung einer gewissen Sicherheit die Lebensdauer des untersuchten Versuchsstücks errechnen.

Im Bild 55a (Seite 47) ist an der mit einem Pfeil gekennzeichneten Stelle der Bruch des Zuggurts zu erkennen. Der Bruchquerschnitt der Zuggurtlasche wird im Bild 55b gezeigt.

Infolge einer kleinen Kerbe, die von der Herstellung oder vom Zusammenbau des aus mehreren Elementen bestehenden Gurts herrührt, ist der Riß vermutlich von der linken oberen Ecke des Bruchquerschnitts ausgegangen. An dieser Kerbe trat also eine Spannungsspitze auf, die nach der Ermüdung der im unmittelbaren Umkreis liegenden Gurtteilchen einen Anriß entstehen ließ. Bei zunehmender Lastwechselzahl vergrößerte sich der Riß dann weiter. An den um den Rißausgangs-

punkt herum feststellbaren Ringen kann man die fortschreitende Vergrößerung des Risses verfolgen. Der Gesamtbruch trat ein, als die Spannung im Restquerschnitt über die zulässige Spannung bei statischer Festigkeit gestiegen war.

Ein wichtiger Ermüdungsversuch ist z.B. auch der Versuch mit Fensterausschnitten. Rechteckige Fensterausschnitt haben an den Ecken sehr große Spannungsspitzen, die leicht zu Anrissen führen können, was besonders bei Flugzeugen mit Druckkabinen katastrophale Folgen haben kann. Hierbei sei auf die Unfälle des englischen Flugzeugs Comet hingewiesen.

Rechnungen und spannungsoptische Versuche haben ergeben, daß an senkrecht-ovalen Fensterausschnitten wesentlich günstigere Spannungsverhältnisse als an rechteckigen herrschen. Ermüdungsversuche mit Rumpfseitenschalen, die mit senkrecht-ovalen, verstärkten Fensterausschnitten versehen waren, haben zu guten Ergebnissen geführt. Hierbei ist das Fortschreiten der Risse eine sehr interessante Erscheinung. Meistens beginnen die Anrisse an Nietbohrungen, deren Niete in der ersten Reihe einer Hautdoppelungsnietung sitzen, d.h., daß der Übergang vom Hautblech auf die Hautblechdoppelung einen Querschnittsprung darstellt.

Der Ermüdungsversuch mit einer ganzen Flugzeugzelle ist sehr kostspielig. Es gibt hierfür verschiedene Möglichkeiten.

Man könnte ein fliegendes Versuchsmuster solange bei laufender, gründlicher Kontrolle fliegen lassen, bis Risse auftreten. Die bis zum Anriß erflogene Betriebsstundenzahl wäre, durch eine angemessene Sicherheitszahl dividiert, die Betriebsstundenzahl, für die die anderen Flugzeuge dieses Musters zugelassen werden könnten.

Diese Methode hat aber eine ganze Reihe von Schwierigkeiten. Auch ist bei Flugzeugen mit Druckkabinen das Risiko für die das Versuchsflugzeug fliegende Besatzung zu groß. Erstmalig ging die englische Firma De Havilland nach dem Absturz ihrer Cometen dazu über, Flugzeuge im Wassertank auf Ermüdungsfestigkeit zu untersuchen.

Amerikanische Versuche mit Rumpfröhren, die einmal in einem Wassertank - durch Wasserinnendruck belastet - und einmal außerhalb des Wassertanks - durch Luftinnendruck belastet - zum Platzen gebracht wurden, haben die unterschiedliche Zerstörung durch diese beiden Methoden gezeigt. Außerhalb des Wassertanks wurde die Rumpfröhre völlig zerstört, während im Wassertank lediglich eine Nietreihe aufplatzte.

Damit also bei Ermüdungsversuchen mit Rümpfen, deren Belastungszyklus auch den Innendruck enthält, bei Auftreten von Rissen und anschließendem explosionsartigen Entweichen der Druckluft keine zu großen Zerstörungen auftreten, die das Auffinden der ermüdeten Stelle unmöglich machen, wird die Flugzeugzelle in einem mit Wasser gefüllten Behälter so untergebracht, daß der Rumpf völlig im Wasser liegt, während das Tragwerk durch die Behälterwände hindurchragt. Es befindet sich damit außerhalb des sogenannten Wassertanks. Der Rumpf selbst wird ebenfalls mit Wasser gefüllt und durch Hebung des Wasserspiegels im Zuflußrohr auf den erforderlichen Innendruck gebracht.

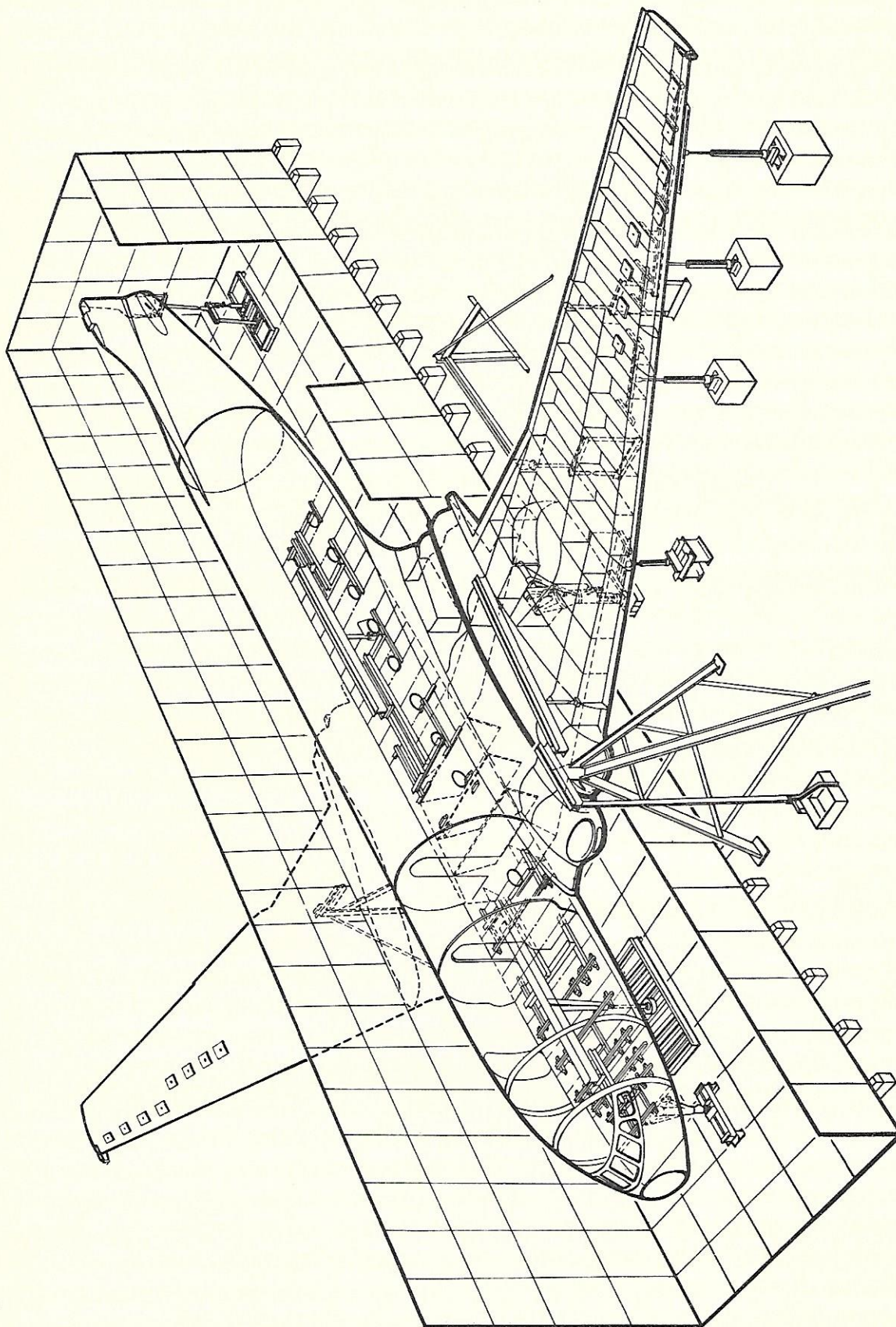


Bild 56: Dauerfestigkeitsversuch des Comet im Wassertank

Ein solcher Wassertank ist im Bild 56 schematisch dargestellt. Er besteht aus versteiften Stahlblechwänden oder auch aus Beton und ist mit Einrichtungen zum Auffüllen und Ablassen des Wassers versehen.

Nach dem festgelegten Belastungszyklus, in dem neben Böen und Abfangbeanspruchungen auch Druckanstieg und Druckabfall in der Kabine sowie Start und Landung berücksichtigt sind, werden auf Flügel und Rumpf die entsprechenden Lasten aufgebracht, bis der schwächste Punkt durch Ermüdung versagt. Dies kann sich z.B. durch Auftreten von Rissen in der Behälterwand, von Ausschnitten oder Nietbohrungen ausgehend, oder durch Bruch eines Zuggurts äußern. Aus der ertragenen Betriebsstundenzahl kann unter Berücksichtigung einer angemessenen Sicherheit die für das geprüfte Muster zulässige maximale Betriebsstundenzahl errechnet werden.

Der Nachweis ausreichender Ermüdungsfestigkeit kann also bis jetzt zum größten Teil nur durch meist sehr umfangreiche Versuche erbracht werden. Es ist noch eine gewaltige Forschungsarbeit notwendig, alle Bauteile auf ausreichende Ermüdungsfestigkeit im voraus berechnen und dimensionieren zu können.

7 Schlußbemerkungen

=====

Es wurde versucht, einige Gebiete, die bei der statischen Berechnung und bei der Festigkeitsberechnung von Flugzeugen von großer Wichtigkeit sind, zu beleuchten. Zum besseren Verständnis für den heute erreichten Stand der Ausbildung von Flugzeugen in statischer und festigkeitsmäßiger Hinsicht wurde die Entwicklung einiger Probleme fast vom Beginn des Flugzeugbaus an gezeigt.

Die Ausführungen erheben keinen Anspruch auf Vollständigkeit und auf in die Tiefe gehende Betrachtung der Probleme; sie sollten lediglich neben der Darstellung der Entwicklung von Festigkeitsfragen des Flugzeugbaus einen allgemeinen Überblick über einige Festigkeitsprobleme moderner Flugzeuge geben.

Bildverzeichnis

	Seite
Bild 1: Zerlegung des Fluggewichts in Prozenten	1
Bild 2: Zerlegung des Fluggewichts in kg	3
Bild 3: Zerlegung des Flugwerkgewichts	3
Bild 4: Abhängigkeit des Flugwerkgewichts vom Gewicht für Triebwerk + Ausrüstung + Zuladung	7
Bild 5: Gegenüberstellung eines freitragenden und eines abgestrebten Flugzeugs	8
Bild 6: Verlauf der Querkräfte, Biegemomente und Dreh- momente über Tragwerk-Spannweite (Böenfall)	8
Bild 7: Vergleich der Biegemomente und Drehmomente von Pfeilflügeln mit geradem Flügel	10
Bild 8: Gewichtsaufteilung von Tragwerken	11
Bild 9: Tragwerk-Träger-Bauweisen Längsspannungs- und Schubspannungsverteilung	12
Bild 10: Querschnitte von Metallholmen aus dem Jahre 1927 (aus Fortschritte der Luftfahrt 1929/30: Rühl, Metall- gerüstbau)	13
Bild 11: Außerer Rohrholmflügel des Hamburger Flugzeugbaus (aus Luftfahrtforschung Bd. 14: Ebner, Zur Festig- keit von Schalen- und Rohrholmflügeln)	14
Bild 12: Statischer Aufbau des Holzflügels der Ju 352	14
Bild 13: Flügel der Junkers W 33 (aus Flugpost 1928)	14
Bild 14: Statischer Aufbau des Flügels der Junkers Ju 88	14
Bild 15: Tragfähigkeit von Flügelgurten	17
Bild 16: Örtliches Knicken einer Gurtlasche	19
Bild 17: Zugbruch eines Untergurts	19
Bild 18: Knickversuch mit einem Flügelgurt	19
Bild 19: Bruch in einem Zuggurt	19
Bild 20: Örtliches Knicken eines Stahlrohrs	19

	Seite
Bild 21: Versuch mit einem Zugblechträger	21
Bild 22: Auf Druck ausgebeulte Beplankung eines Holzflügels	21
Bild 23: Faltenbildung eines Metallflügels bei Biegung	21
Bild 24: Faltenbildung bei Torsion eines Holzflügelkastens	21
Bild 25: Bleibende Faltenbildung an einem Zwei-Träger-Flügel	21
Bild 26: Tragwerk-Schalen-Bauweisen Längsspannungs- und Schubspannungsverteilung	24
Bild 27: Schalenflügel des ersten Ganzmetallflugzeugs von Junkers (aus Luftfahrtforschung Bd.14: Ebner, Zur Festigkeit von Schalen- und Rohrholmflügeln)	23
Bild 28: Junkers-Schalenflügel 1936 bis 1937	23
Bild 29: Flügelquerschnitt der "Caravelle"	26
Bild 30: Tragfähigkeit von Flügelschalen	27
Bild 31: Örtliches Knicken einer Flügelschale	23
Bild 32: Längsspannungsverteilung an einem ungepfeilten (geraden) und gepfeilten (schiefen) Schalenkasten bei Querkraft- belastung	28
Bild 33: Trägerflügel mit Ausschnitten und ungestörter Schalenflügel	29
Bild 34: Einbau der Triebwerke in den Flügel eines englischen TL-Flugzeugs (aus Aeroplane Juli 1956)	30
Bild 35: Ausschnitte in den Trägerstegen zur Aufnahme von Triebwerken	30
Bild 36: Verlauf der Querkräfte und Biegemomente über der Rumpf- länge (Böenfall)	32
Bild 37: Gewichtsverteilung von Rümpfen	32
Bild 38: Rumpfbauweisen Längsspannungs- und Schubspannungsverteilung	34
Bild 39: Rumpfröhre mit Längsgurten während eines Versuchs	33
Bild 40: Junkers-Schalenrumpf mit 4 verstärkten Längsprofilen (aus Luftfahrtforschung Bd. 14: Ebner, Theorie und Versuche zur Festigkeit von Schalenrümpfen)	33

	Seite
Bild 41: Beulung einer durch Längsprofile nicht versteiften Rumpfröhre bei Querkraftbiegung	33
Bild 42: Tragfähigkeit von Rumpfgurten	37
Bild 43/45: Örtlich ausgeknickte Rumpfgurte	38
Bild 46: Tragfähigkeit der Rumpfschalen	40
Bild 47: Längspfettenschale mit Z-Profilen auf Druck nach dem Bruch	41
Bild 48: Querpfettenschale nach dem Schubversuch	41
Bild 49: Ausschnitte an Rümpfen und Anordnung von Gurten	42
Bild 50: Biegemomente an einem nicht kreisrunden Spant bei Innendruck	43
Bild 51: Verbindung des Tragwerks mit Rumpf	44
Bild 52: Rohergebnisse einer Flugmessung (aus Jahrbuch 1938 der Deutschen Luftfahrtforschung, Ergänzungsband: Kaul, Statistische Erhebungen über Betriebsbeanspruchungen von Flugzeugflügeln)	46
Bild 53: Belastungszyklus eines Tragwerkträgers	46
Bild 54: Versuchsaufbau für Ermüdungsversuche mit einem Tragwerkträger	47
Bild 55: Ermüdungsversuch mit einem Tragwerkträger	47
Bild 56: Dauerfestigkeitsversuch des Comet im Wassertank (aus Flight Dez. 1955)	50

Vortragsreihe der Kammer der Technik 1957

- | | |
|-----------------------------|---|
| 1. Obering. Strobels: | Neuzeitliche Konstruktionen und Bauweisen |
| 2. Prof.Dr. phil. Cordes: | Das Strahltriebwerk als Flugzeugantrieb |
| 3. Prof. Dr.-Ing. Backhaus: | Einführung in Probleme der aerodynamischen Flugzeuggestaltung |
| 4. Dipl.-Ing. Freytag: | Entwicklungstendenzen in der Flugzeugfertigung |
| 5. Dipl.-Ing. Schmitt: | Schwingungsprobleme im Flugzeugbau |
| 6. Dipl.-Ing. Günther: | Festigkeitsprobleme des modernen Flugzeugbaus |
| 7. Dipl.-Ing. Jürgens: | Diesseits und jenseits der Schallmauer.
Aerodynamische Vorgänge bei Unter- und Überschallgeschwindigkeit |

Vortragsreihe der Kammer der Technik 1958

- | | |
|---------------------------|--|
| 8. Dr.-Ing. Claussnitzer: | Flugzeuggeräte und die elektrische Ausrüstung von Flugzeugen - ein Überblick |
| 9. Dr.-Ing. Mansfeld: | Organisation und Technik der Flugsicherung |
| 10. Dipl.-Phys. Schubart: | Grundlagen der gegenwärtigen und zukünftigen Raketenantriebe |
| 11. Dr.-Ing. Strauss: | Windkanäle als Arbeitsmittel für die Flugzeugentwicklung |

Bereits erschienen: Nr. 1, 2, 3, 4, 5, 6, 10, 11 - 1959 erscheinen noch 7, 8, 9. Die Bände der Vortragsreihe der K.d.T. können durch das "Technische Kabinett der K.d.T." im VEB Flugzeugwerke Dresden, Klotzsche, Haus 27, oder als Sammelbestellungen auch durch die Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel, Liefer- und Bestellwesen, Dresden-N 2, Postfach 40, bezogen werden.