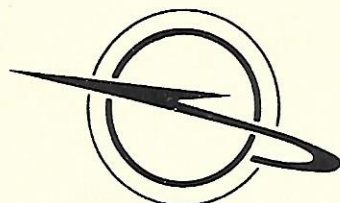


FORSCHUNGSZENTRUM DER LUFTFAHRTINDUSTRIE

Vorträge und Abhandlungen Nr. 1



Obering. Franz Strobel

Neuzeitliche Konstruktionen und Bauweisen im Flugzeugbau

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

INTERFLUG
Gesellschaft für internationalen Flugverkehr m. b. H., Berlin
Betriebsabteilung

Als Manuskript gedruckt
1957, 1958, 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

I. Anforderungen an die Zelle	Seite	1
II. Bauweisen	"	7
1. Holmbauweise	"	7
2. Schalenbauweise	"	20
3. Integralbauweise	"	27
4. Sandwichbauweise	"	36
III. Einfluß der Temperatur	"	39
Vortragsreihe der Kammer der Technik 1957	"	41
Bild-Nachweis	"	42

Der Flugzeugkonstrukteur verwendet zum Aufbau seiner Konstruktionen, genau wie der Konstrukteur in anderen Zweigen der Technik, die bekannten Bau- und Maschinenelemente. Wir finden daher in Flugzeug-Konstruktionen sowohl Niete, Schrauben, Bolzen, Hebel, Gestänge, Profilstäbe usw. als auch einseitig eingespannte Träger, Träger auf zwei oder mehreren Stützen, Fachwerke, offene und geschlossene Hohlkörper, Ringe und Schalen.

I. Anforderungen an die Zelle

Diese Bau- und Maschinenelemente begegnen uns im Flugzeug aber in einer Gestalt, wie man sie normalerweise in der übrigen Technik nicht antrifft. Der Flugzeugkonstrukteur muß nämlich nicht nur für ausreichende Festigkeit und höchste Funktionstüchtigkeit seiner Konstruktionen sorgen, sondern er muß darüber hinaus unermüdlich bestrebt sein, diese zu verfeinern, mit dem Ziel, durch eine gleichmäßige, möglichst hohe Ausnutzung aller Teile ein Minimum an Gewicht zu erreichen. Dazu ist ihm jedes Mittel recht, solange es zu keiner Beeinträchtigung der Flugsicherheit führt. So werden z.B. die festesten und teuersten Stahl- und Leichtmetall-Legierungen verwendet. Bolzen, die nur auf Flächenpressung, aber nicht auf Schub ausgenutzt sind, werden hohlgebohrt, freie Kanten an Knotenblechen mit Bördeln versehen, Blechwände durch randversteifte Löcher erleichtert, Profilstäbe durch häufig schwierige Zerspanungsarbeiten verjüngt, usw.

Es ist nicht verwunderlich, daß außerhalb des Flugzeugbaus stehende Fachkollegen, denen bei ihrer Arbeit niedrigster Werkstoffpreis und sparsamste Bearbeitung der Teile oft als Hauptforderungen vor Augen stehen müssen, beim Anblick eines Flugzeug-Bauteiles den Eindruck gewinnen, daß für den Flugzeugkonstrukteur Geld keine Rolle spielt. Selbstverständlich ist aber der Flugzeugkonstrukteur

auch bestrebt, seine Bauteile so zu gestalten, daß sie möglichst billig gefertigt werden können. Das Streben nach billiger Fertigung findet für ihn unter allen Umständen jedoch dort seine Grenze, wo es zu einer Erhöhung des Gewichtes führen würde; denn das Gewicht hat entscheidenden Einfluß auf die Leistungsfähigkeit und Wirtschaftlichkeit eines Flugzeugs.

Es würde weit über den Rahmen dieses Vortrags hinausgehen, diesem Einfluß im einzelnen nachzugehen. Doch ein einfaches Beispiel, gegen das sich allerdings manches einwenden läßt, möge eine Vorstellung vermitteln, um welche Beträge es größenordnungsmäßig bei der Wirtschaftlichkeit geht.

Ein Verkehrsflugzeug hat beispielsweise eine Reisegeschwindigkeit von 500 km/h und eine Lebensdauer von 20000 Flugstunden. Bei diesem Flugzeug seien 100 kg Gewicht eingespart worden. Es könnte also jetzt bei gleichen Leistungen wie vorher 100 kg Fracht oder einen Fluggast mehr befördern. Im Laufe seines Lebens legt dieses Flugzeug eine Flugstrecke von $20000 \cdot 500 = 10$ Mill. km zurück. Wäre der zusätzliche Fluggast ständig verfügbar und zahlte er einen Flugpreis von 10 Pfennig pro Kilometer, so ergäbe sich für das Flugzeug eine Mehreinnahme von 1 Mill. DM.

Es ist klar, daß man für einen solchen Betrag schon einigen Aufwand treiben kann und daß die vor etwa 20 Jahren aufgestellte Regel, wonach für jedes in einem Flugzeug eingesparte Kilogramm Gewicht 1 kg Gold aufgewendet werden darf, ihre volle Berechtigung hat.

Neben der Beachtung des Gewichts, der Sicherheit und der technologischen Gesichtspunkte hat der Flugzeugkonstrukteur noch aerodynamische Forderungen zu berücksichtigen. Besondere Bedeutung hat hier die Oberflächenglätte der Bauteile. Für moderne Flugzeuge mit Geschwindigkeiten nahe 1000 km/h strebt man eine maximale Oberflächenrauigkeit von 10 bis 20 μ an. Die für die Außenhaut der Flugzeuge verwendeten Bleche genügen im Anlieferungszustand

dieser Forderung ohne weiteres. Sie müssen aber während der Verarbeitung transportiert, zugeschnitten, verformt, gebohrt und vernietet werden. Bei allen diesen Arbeitsgängen ist ganz besondere Sorgfalt nötig.

Der Nietung kommt in diesem Zusammenhang erhebliche Bedeutung zu. Es ist längst üblich geworden, alle in der Außenhaut des Flugzeuges liegenden Niete als Senkniete auszuführen. Dabei ist es aber durchaus nicht einfach, Nietreihen herzustellen, deren Rauhigkeit unterhalb der geforderten maximalen bleibt. Das Anstauchen genügend genauer Setzköpfe erfordert sehr sorgfältig hergestellte und teure Werkzeuge. Auch die zum Ansenken der Nietlöcher in der Haut benutzten Senker sind wahre Präzisionsinstrumente. Trotzdem befriedigt das Ergebnis nicht ganz. Der Konstrukteur versucht daher, die Anzahl der Niete in der Außenhaut möglichst klein zu halten.

Aus aerodynamischen Gründen sind von einer Flugzeugkonstruktion auch bestimmte Forderungen hinsichtlich der Konturgenauigkeit zu erfüllen. Wenn die errechneten Leistungen erreicht werden sollen, so müssen z.B. die vorgegebenen Profilkonturen der Flügelschnitte genauestens eingehalten werden. Es genügt nicht, daß dies allein beim Bau der Teile geschieht. Vielmehr muß bei schnellen Flugzeugen gefordert werden, daß auch unter normalen im Flug auftretenden Beanspruchungen, z.B. am Flügel, keine Veränderungen der Profilkonturen eintreten. Die Außenhaut soll bei allen auf sie einwirkenden Belastungen glatt und beulenfrei bleiben.

Welche Bedeutung die Verbesserung der Oberflächengüte für die Leistungsfähigkeit eines Flugzeuges hat und welche Erfolge damit erzielt werden können und erzielt wurden, zeigt folgendes Beispiel: Das Flugzeug Douglas DC-7 wäre um 83,5 km/h langsamer und hätte eine um 1000 km geringere Reichweite, wenn seine Oberflächengüte die gleiche wäre wie die des Baumusters DC-3, das etwa vor 20 Jahren entwickelt wurde. Trotz wesentlicher Erhöhung der Ferti-

gungskosten infolge der Oberflächenverbesserung hat man für das Baumuster DC-7 auf Grund der höheren Leistungen eine jährliche Ersparnis von 1,6 Mill. DM errechnet. Es ist nur natürlich, daß unter diesen Umständen die Flugpreise in der ganzen Welt, wenn auch langsam, sinken.

Während die Sicherheits- und technologischen Anforderungen an eine Zellenkonstruktion schon immer ihre Bedeutung hatten und in den letzten Jahrzehnten nahezu unverändert geblieben sind - wie: einfache Gestalt der Einzelteile zur Erzielung einer billigen Fertigung; weitgehende Unterteilung der Großbauteile zur Gewährleistung eines guten Fertigungsflusses; ausreichende Zugänglichkeit für den Zusammenbau der Großteile - wurden die aerodynamischen Anforderungen im Laufe der Entwicklung immer schärfer und traten in ihrer Bedeutung immer stärker hervor. In dieser Tatsache offenbart sich der wachsende Einfluß der ständig gestiegenen Geschwindigkeit auf die Zellenkonstruktion. Dieser Einfluß erstreckt sich nicht nur auf die unmittelbar mit dem Luftstrom in Berührung stehenden Bauteile - wie die Behäutung, sondern auch auf den inneren Aufbau der Großteile und die Ausbildung der zur Aufnahme und Übertragung der auftretenden Kräfte vorhandenen Bauglieder.

Diese Ausbildung der Bauglieder und den inneren Aufbau der Bauteile, angepaßt den jeweils aktuellen technologischen und aerodynamischen Forderungen, wollen wir hier unter dem Begriff Bauweise verstehen. Dabei werden wir uns auf Bauweisen des Metallflugzeugbaus beschränken.

Bei meinen weiteren Ausführungen möchte ich von den am Flugzeug wirkenden äußeren Kräften ausgehen.

Beim stationären Geradeausflug sind alle am Flugzeug wirkenden Kräfte und Momente im Gleichgewicht. Die bedeutendsten äußeren Kräfte sind in Bild 1 (Seite 5) gezeigt.

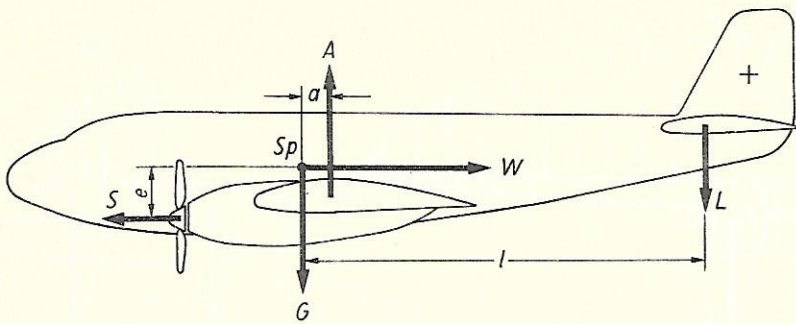


Bild 1: Kräfte am Flugzeug

A Auftrieb am Flügel	S Propellerzug oder
G Gewicht des Flugzeugs	Triebwerkschub
W Widerstand des Flugzeugs	L Kraft am Höhenleitwerk

Es ergeben sich die Gleichgewichtsbedingungen

$$- G + A - L = 0$$

$$- S + W = 0,$$

bezogen auf den Flugzeugschwerpunkt

$$S \cdot e - A \cdot a + L \cdot l = 0.$$

Wir können dem Bild 1 ferner entnehmen, daß der Rumpf durch die Leitwerkskraft L in der vertikalen Längsebene auf Biegung beansprucht wird. Dabei haben die Seitenwände im wesentlichen Schubspannungen, die Ober- und Unterseite Druck- und Zugspannungen zu ertragen. Die im Rumpf verteilten Lasten - Besatzung, Fluggäste und Fracht - beanspruchen den Rumpf in gleicher Weise. Eine am Seitenleitwerk senkrecht zur Bildebene wirkende Kraft beansprucht den Rumpf in der horizontalen Längsebene auf Biegung und auf seinem ganzen Umfang auf Torsion.

Betrachten wir nun die Kräfte am Flügel (Bild 2).

Die Luftkräfte P (kg/m^2) sind etwa elliptisch über die Spannweite verteilt. Über die Flügeltiefe ist die Verteilung der Luftkräfte im Normalflug so, daß sie ihren Höchstwert im vorderen Teil des Profils erreichen und nach der Flügelhinterkante zu auf null abfallen. Die Resultierende A der Luftkräfte liegt hierbei um das Maß c

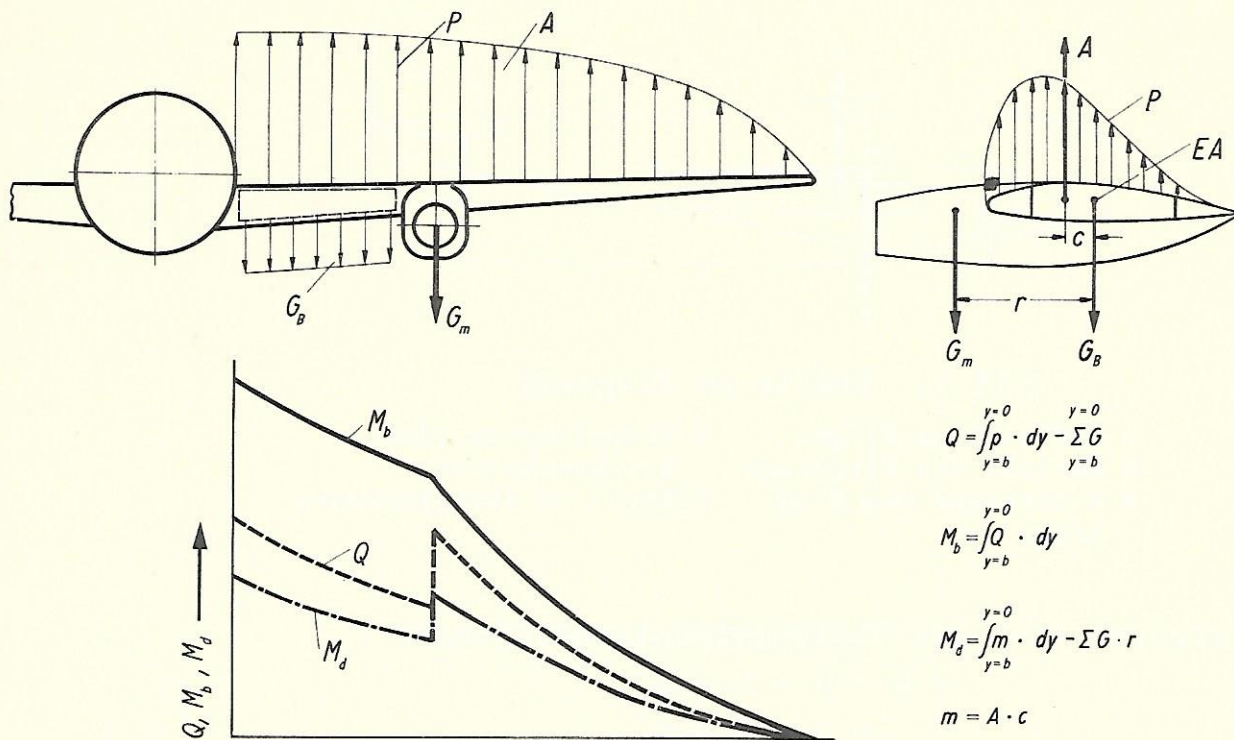


Bild 2: Kräfte am Flügel

vor der elastischen Achse des Flügels. Sie beansprucht den Flügel auf Torsion, weil sie ein Drehmoment auf die elastische Achse ausübt. Außerdem beanspruchen die Luftkräfte den Flügel durch Querkraft und Biegung. Das Eigengewicht des Flügels sowie eventuell im Flügel untergebrachter Kraftstoff, Triebwerks- und Fahrgestelleinbauten vermindern sowohl die Querkräfte als auch die Biegemomente.

Wie beim Rumpf liegen also auch beim Flügel als Hauptbeanspruchungen Querkräfte, Biegemomente und Torsionsmomente vor. Beim Flügel kommen jedoch die Unterschiede der Bauweisen klarer zur Geltung als beim Rumpf, bei dem zufolge wechselnder Bedingungen sogar verschiedene Bauweisen, gleichzeitig angewendet, von Vorteil sein können. Wir wollen daher unsere weiteren Betrachtungen zunächst dem Flügel zuwenden.

II. Bauweisen

Die bei Metallflügeln üblichen Bauweisen kann man unterteilen in Holmbauweise und Schalenbauweise.

1. Holmbauweise

Bei der Holmbauweise (Bild 3) werden die Querkräfte und Biegemomente des Flügels von Biegeträgern, den sogenannten Holmen, aufgenommen und weitergeleitet. Man muß sie bei der heute allgemein üblichen Ausführung der Flügel beim freitragenden Eindecker als einseitig eingespannte Biegeträger bezeichnen, die ihre Einspannstelle an der Flügelwurzel haben. Nach der Anzahl ihrer Holme unterteilt man die Flügel mit Holmbauweise in ein-, zwei- und mehrholmige Flügel.

Der einholmige Flügel (Bild 3a bis 3c) hat den anderen gegenüber den Vorteil, daß sein Holm an die Stelle gelegt werden kann, wo das Flügelprofil die größte Dicke aufweist. Daher kann man mit ihm die größtmögliche Bauhöhe und infolgedessen das niedrigste Baugewicht erzielen.

Beim zweiholmigen Flügel (Bild 3d) muß man sich mit niedrigeren Holmen begnügen. Hinzu kommt, daß die kleineren Gurtquerschnitte des Zweiholmers eine gleichhohe Ausnutzung auf Druck wie die des Einholmers nicht zulassen. Oft ist es unmöglich, die beiden Holme so anzuordnen, daß sie gleiche Bauhöhen erhalten. In diesem Falle ist die Ausnutzung des Druckgurtes bei dem niedrigeren Holm weiter verringert. Bei den Stegen des Zweiholmers ist die Lage ähnlich. Jeder Steg hat hier im Vergleich zu dem Steg des Einholmers nur die Hälfte der Querkraft zu übertragen. Wenn man ihre Wandstärke aber auch halb so dick ausführte wie die des Einholmersteges, würden sie schon bei der halben Schubspannung wie der Einholmersteg ausbeulen, denn die Beulspannung bei Blechen ändert sich mit dem Quadrat der Blechdicke.

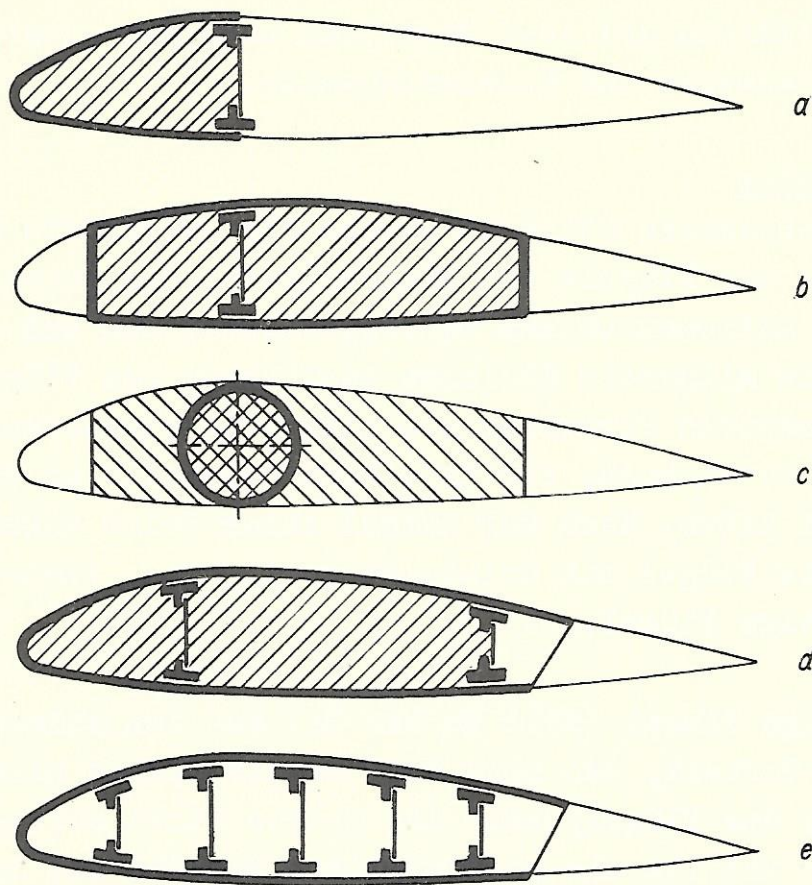


Bild 3: Holmflügel

Will man also bei den Stegen des Zweiholmers die gleiche Beulspannung wie bei dem Steg des Einholmers erreichen, so muß ihre Wandstärke auf 70 % der Wandstärke des letzteren erhöht werden. Die Holme des Zweiholmers sind also in mehrfacher Hinsicht gegenüber dem des Einholmers im Nachteil. Das Holmgewicht ist daher beim Zweiholmer höher als beim Einholmer.

Dagegen bietet der Zweiholmer günstige Möglichkeiten zur Unterbringung großer Kraftstoffmengen in wenigen großräumigen Behältern, die in den Raum zwischen den Holmen eingebaut werden können. Beim Einholmer müßten diese Behälter vor und hinter dem Holm angeordnet werden, was zur Verdoppelung der Behälteranzahl und zur Erhöhung des Behältergewichts führt. Auch das Gewicht der Kraftstoffleitungen wird dadurch erhöht.

Ein weiterer Umstand wirkt sich ebenfalls zugunsten des Zweiholmers aus. Die Torsionsmomente werden beim Flügel von der Behütung aufgenommen. Sie kann diese Aufgabe nur dann erfüllen, wenn sie eine geschlossene Röhre bildet. Die Hautröhre ist aber im hinteren Teil des Profils durch die unvermeidlichen Ausschnitte für die Querruder und Landeklappen unterbrochen und muß deshalb durch einen Steg geschlossen werden. Wir sehen, daß beim Zwei- und Mehrholmer der Steg des hinteren Holmes zusammen mit der Haut eine geschlossene Röhre bildet. Bei kleinen Flugzeugen mit Einholmerflügel kann man mit dem vor dem Holm liegenden Teil des Flügels als Torsionsröhre auskommen (Bild 3a). Normalerweise genügt aber die Torsionssteifigkeit dieser kleinen Röhre nicht, und man ist gezwungen, die Torsionsröhre beim Einholmer durch einen besonderen Steg zu schließen, der hinter dem Holm liegt (Bild 3b). Dieser Steg erfordert natürlich zusätzlichen Gewichtsaufwand. Es kommt hinzu, daß sich die Holme beim Zweiholmer infolge ihrer Biegesteifigkeit an der Übertragung des Torsionsmoments beteiligen. Dadurch wird es möglich, die Behütung schwächer zu halten als beim Einholmer. Die erwähnten Umstände verschieben das Gewicht zugunsten des Zweiholmers, und es kann vorkommen, daß, im ganzen gesehen, das Gewicht des Zweiholmers günstiger wird als das des Einholmers.

Ein weiterer Vorteil des Zweiholmers sei noch hervorgehoben. Bei Kriegsflugzeugen bietet er größere Sicherheit gegen Beschußverletzungen, denn er hat bei ruhigem Geradeausflug auch dann noch genügende Biegefestigkeit, wenn ein Gurt eines Holmes durchschossen und zertrennt ist.

Als Sonderfall eines Einholmers ist der im Bild 3 unter c gezeigte Rohrholmflügel anzusehen. Er hat zwar keine weite Verbreitung gefunden, wurde aber von der Firma Blohm und Voß in Hamburg bei mehreren Flugzeugen unterschiedlicher Größe angewendet. Der Rohrholm war aus Stahlblechen dicht verschweißt, in der Zug- und Druckzone

verstärkt und diene gleichzeitig als Kraftstoffbehälter, wodurch sein hohes Gewicht größtenteils wieder ausgeglichen wurde.

Der Zweiholmer ist unter den Holmflügeln am häufigsten, gefolgt vom Einholmer. Der Mehrholmflügel (Bild 3e) ist in neuerer Zeit selten, da er den anderen gegenüber sowohl gewichtlich als auch hinsichtlich der Baukosten im Nachteil ist. Die unterschiedliche Bauhöhe der Holme und ihr kleiner Gurtquerschnitt läßt keine hohe Ausnutzung der Gurte zu. Für die Stege gilt das beim Zweiholmer Gesagte in verstärktem Maße. Die Holmgewichte sind also beim Mehrholmer hoch. Die höheren Kosten haben ihre Ursache in der stark erhöhten Anzahl der Teile. Es kann allerdings bei großen Flügeln aus Fertigungsgründen notwendig werden, einen Mehrholmflügel zu bauen, wenn es beispielsweise die Einrichtung eines Betriebs nicht erlaubt, große Teile zu fertigen oder aus räumlichen oder anderen Gründen der Flügel längs seiner Spannweite in einzelne Kästen unterteilt gebaut werden muß.

Die Holmgurte haben im Laufe der Zeit eine interessante Entwicklung durchgemacht. Sie verdienen es, daß wir uns etwas näher mit ihnen befassen.

Vor dreißig Jahren war der Rohrgurt häufig (Bild 4). Alle Junkersflugzeuge bis zur Ju52 hatten Rohrgurte. Rohre sind als normales Halbzeug beschaffbar und haben den Vorteil, daß sie infolge ihres günstigen Querschnittes hohe Druckspannungen ertragen können. Sie bieten dazu die Möglichkeit, mit verhältnismäßig einfachen und billigen Drehteilen einen festigkeitsmäßig hochwertigen Anschluß an der Flügelwurzel zu verwirklichen. Die bekannte Junkers-Kugelverschraubung war ursprünglich eine echte Rohrverschraubung.

Ein Kriterium für die Güte eines Gurtes ist seine Anpassung an den Biegemomenten-Verlauf, bzw. das Verhältnis der vorhandenen Gurtquerschnitte zu den theoretisch erforderlichen.

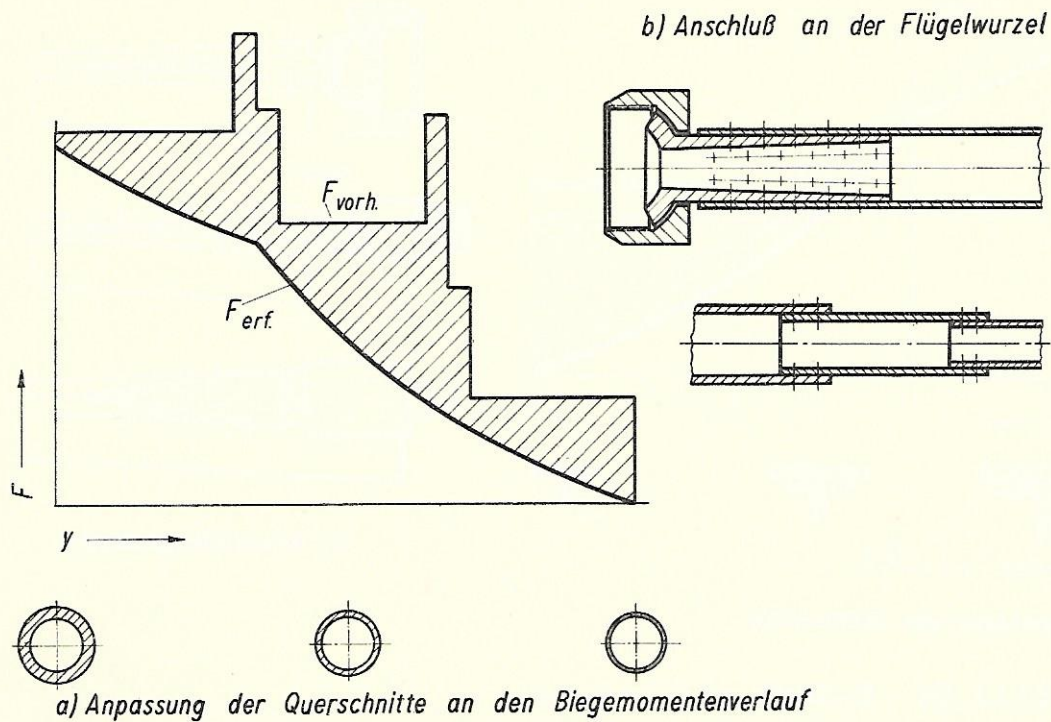


Bild 4: Rohrgurt

Rohrgurte haben den Nachteil, daß sie sich in ihrem Querschnitt nur schlecht dem Biegemomenten-Verlauf anpassen lassen. Die Anpassung läßt sich nur grob durch Schäften von Rohren verschiedener Wandstärken erreichen. Da der an sich günstige Querschnitt immer nur an einer Stelle der Rohrlänge ausgenutzt wird, die Schäftstellen zusätzliches Gewicht erfordern und dazu noch Nietschwächungen verursachen, die bei der Dimensionierung berücksichtigt werden müssen, ist der Gewichtsaufwand beim Rohrgurt hoch.

Eine bessere Anpassung ermöglichte ein viel verwendeter Gurt, der aus einer keilförmig gefrästen oder gewalzten Lasche und einem T-Profil zusammengenietet wurde (Bild 5). Die keilförmige Lasche endet an der Stelle, wo das T-Profil allein die Längskraft aus dem Biegemoment aufnehmen kann. Im weiteren Verlauf bis zum Flügelende wird das T-Profil durch Abfräsen an den Biegemomenten-Verlauf angepaßt. Bei diesem Gurt ist vor allem nachteilig, daß der hohe Schubfluß zwischen Lasche und

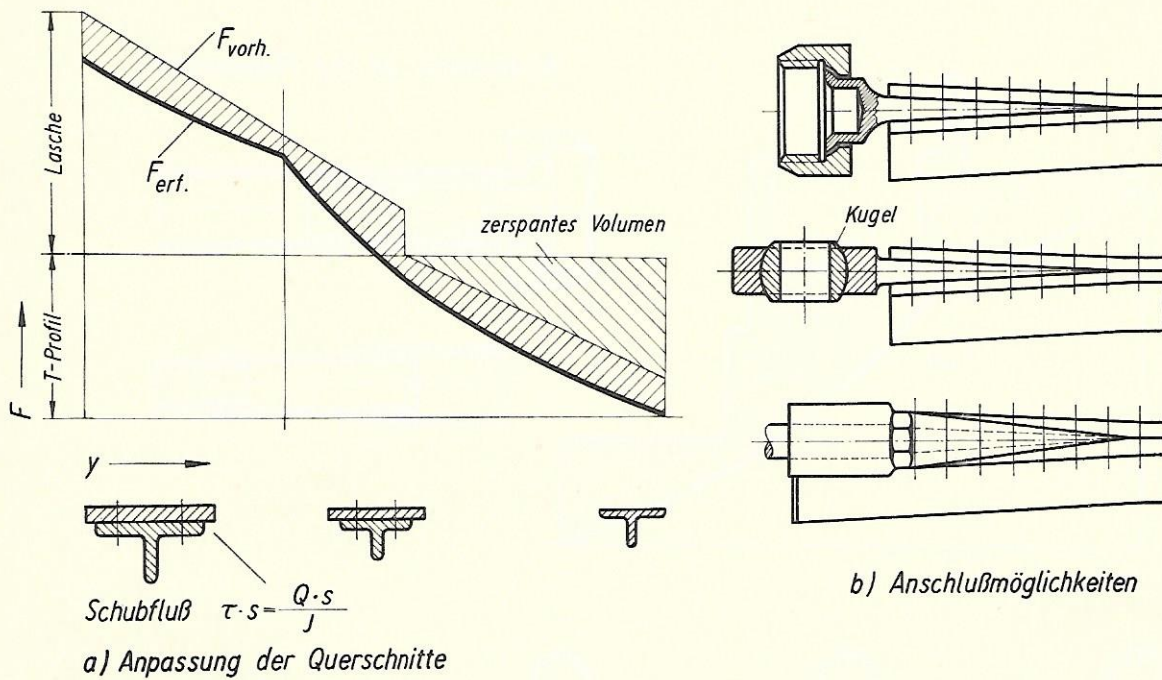


Bild 5: T-Gurt mit Lasche

T-Profil große Nietdurchmesser fordert und dadurch eine Schwächung des Zuggurtes verursacht wird, die 10 bis 15 % des Querschnittes betragen kann. An diesem Umstand findet die Anpassung dieser Gurte ihre Grenze.

Als Anschlußteile finden wir bei diesen Gurten entsprechend modifizierte Kugelverschraubungen, Anschlußaugen mit Einstellkugel, die allerdings keine Spannungsverbindung ergeben, und Dehnschrauben-Verbindungen, bei denen je eine Schraube zu beiden Seiten des Gurtes angeordnet ist.

War bei diesem Gurt die Anpassung auch erheblich besser als beim Rohrgurt, so konnte er doch auf die Dauer, zumindest beim Zuggurt, gewichtlich nicht befriedigen. Hinzu kam, daß er infolge des Fräsens und vor allem wegen der erforderlichen Bohr- und Nietarbeiten auch nicht billig war. Man ging deshalb Ende der dreißiger Jahre dazu über, die Gurte aus stranggepreßten Profilen herauszufräsen. Da ein solcher Gurt aus einem Stück bestand, entfielen bei ihm die Bohr- und Nietarbeiten. Der Gurt

läuft an drei Seiten in dünne Nietlappen aus, an denen die Haut und der Holmsteg mit dem Gurt verbunden werden. Die Nietschwächung in diesen Anschlußlappen liegt an der Flügelwurzel etwa bei 1% des Gurtquerschnittes und erreicht erst am Flügelende die gleiche Höhe wie bei dem vorher besprochenen, aus Lasche und T-Profil aufgebauten Gurt. Die Anpassung des einteiligen Gurtes kann man als vollkommen bezeichnen (Bild 6).

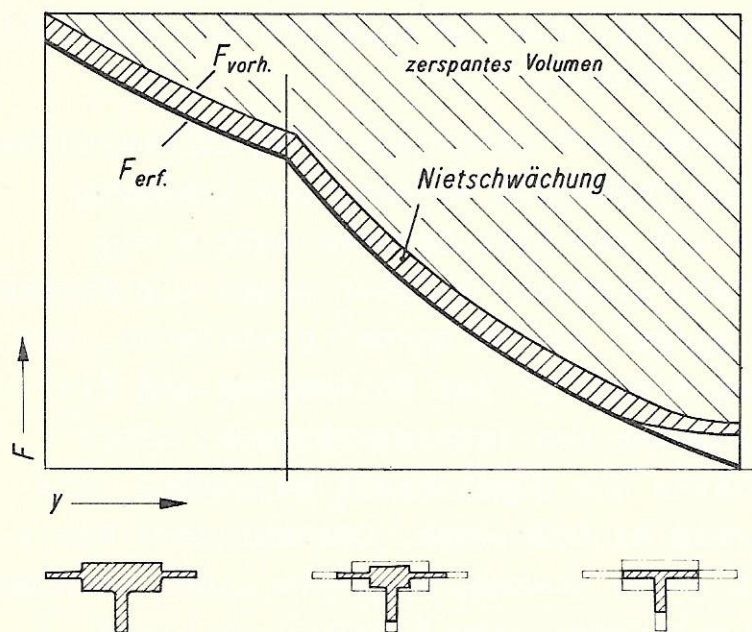


Bild 6: T-Gurt gefräst, Anpassung der Querschnitte

Er erreicht ein Minimum an Gewicht. Dieser Vorteil wird allerdings durch eine große Zerspanungsarbeit erkauft. Bis zu 65 % des ursprünglichen Profilvolumens müssen beim Ausfräsen des Gurtes zerspannt werden. Diese Zerspanungsarbeit wird dadurch erschwert, daß beim Fräsen innere Spannungen im Profil frei werden, welche den Gurt stark verkrümmen. Das Umspannen während der Bearbeitung ist daher sehr mühsam und zeitraubend. Auch wenn der Gurt gleichzeitig allseitig bearbeitet wird, sind nach Beendigung der Zerspanung schwierige Richtarbeiten erforderlich.

Die Anschlußmöglichkeiten dieses Gurtes an der Flügelwurzel sind im Prinzip die gleichen wie bei dem vorher besprochenen Gurt. Die Anschlußteile sind jedoch noch komplizierter geworden und erfordern teure Fräsarbeiten, besonders dann, wenn der Gurt zweischnittig angeschlossen werden soll. Trotz der aufgezeigten Nachteile hat dieser Gurt wegen seines günstigen Gewichtes sehr häufige Anwendung gefunden, bis durch einen neuen Werkstoff die Möglichkeit geboten wurde, die ihm anhaftenden Nachteile mit einem Schlage zu beheben.

Bisher war als Gurtwerkstoff allgemein eine kaltaushärtende Al-Cu-Mg-Legierung verwendet worden. Zur Erhöhung der Bruchfestigkeit und der Streckgrenze wurden die Strangpreßprofile kalt gereckt. Hierbei wurde die Streckgrenze z.B. von 28 kg/mm^2 auf 36 kg/mm^2 gesteigert. Aus Gewichtsgründen konnte man auf das Kaltrecken und die dadurch bewirkte Erhöhung der Festigkeitswerte nicht verzichten, sonst hätte die Möglichkeit bestanden, die Gurte im Gesenk fertig zu schmieden. Geschmiedete Gurte lassen sich deshalb nicht recken, weil sie einen veränderlichen Querschnitt aufweisen, das Recken aber einen konstanten Querschnitt über der gesamten Stablänge verlangt. Es war hier also zwischen einer eleganten und billigen Fertigung und einem niedrigen Gewicht zu wählen. Selbstverständlich fiel die Entscheidung zugunsten des niedrigen Gewichtes. Es wurden aber sorgfältig alle Möglichkeiten beobachtet, die eine Senkung des Arbeitsaufwandes versprachen.

Während des zweiten Weltkrieges brachte die Leichtmetallindustrie eine Al-Zn-Legierung heraus, bei der allein durch Warmaushärten Festigkeitswerte erreicht wurden, die höher lagen als die der kaltgereckten Al-Cu-Mg-Legierung. Das Recken konnte also jetzt entfallen, und damit war es möglich geworden, die Gurte in bester Anpassung an den Biegemomentenverlauf mit dem Anschluß zusammen aus einem Stück zu schmieden. Dabei wurden jeweils zwei Gurte in einem Arbeitsgang hergestellt und dann durch Zersägen

getrennt. Je ein Gurt lag beim Schmieden im Ober- und Untergesenk, und zwar so, daß immer das dicke Wurzelende des einen Gurtes mit dem dünnen Ende des anderen zusammentraf (Bild 7).

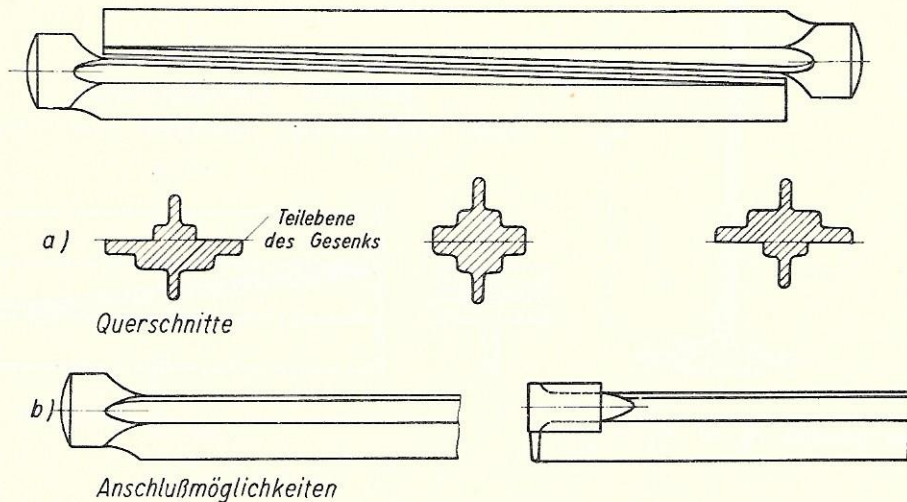


Bild 7: T-Gurt, geschmiedet

Dadurch wurde beim Schmieden eine ungefähr gleichmäßige Belastung der Presse über der ganzen Länge der Gurte erreicht. Die Möglichkeit, den Anschlußkopf jetzt mit dem Gurt aus einem Stück herzustellen, wurde natürlich sofort ausgenutzt. Das Bild 7 zeigt eine ausgeführte und eine mögliche Form angeschmiedeter Anschlußköpfe. Auch eine beträchtliche Gewichts- und Arbeitersparnis konnte hierdurch natürlich erzielt werden.

Durch das Gesenkschmieden hatten die Gurte eine technisch in jeder Hinsicht befriedigende Bestform erreicht. Sie waren am Ende ihrer Entwicklungsmöglichkeiten angelangt.

Es soll jedoch noch eine kriegsbedingte Entwicklungslinie der Gurte aufgezeigt werden, die der oben geschilderten zeitweise parallel lief: der Stahlgurt (Bild 8).

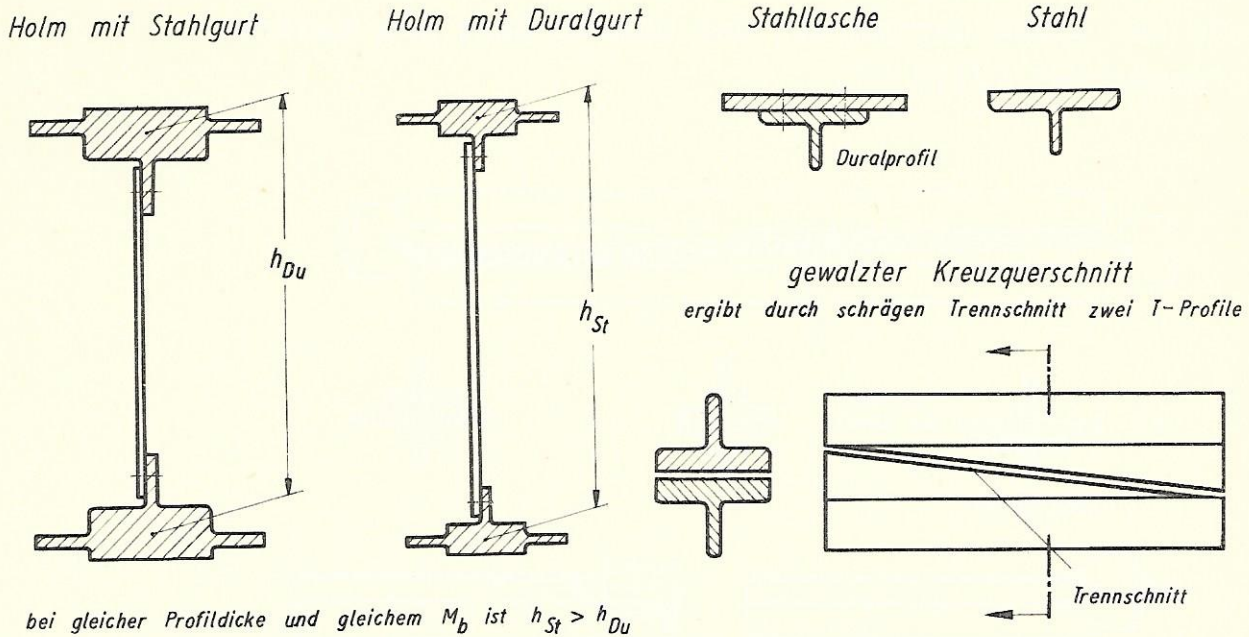


Bild 8: Stahlgurte

Die steigende Kriegsproduktion, mit der die Aluminium-
erzeugung nicht Schritt halten konnte, zwang 1942 zu der
Frage, ob nicht Flugzeugteile, die bisher aus Al-Legie-
rungen hergestellt wurden, auch aus Stahl gefertigt wer-
den könnten. Es war klar, daß für einen solchen Werkstoff-
Austausch in erster Linie Teile mit großem und kompaktem
Querschnitt vorgesehen werden mußten. Als solche erschie-
nen die Gurte besonders geeignet. Es stand hierfür ein
Stahl zur Verfügung, der auf 110 kg/mm^2 vergütet werden
konnte. Bei dieser Bruchfestigkeit war das Verhältnis
Bruchfestigkeit : Spez. Gewicht beim Stahlgurt eindeutig
schlechter als beim Duralgurt, sodaß mit erheblich
höherem Gurtgewicht gerechnet werden mußte. Für den
Stahlgurt wirkte sich günstig aus, daß der mit ihm gebaute
Holm eine größere Bauhöhe aufwies als sein Konkurrent
mit Duralgurt. Dies hat seinen Grund darin, daß der
Stahlgurtquerschnitt nur 40 % des Duralgurtquerschnittes
beträgt und daher die Schwerpunkte der Stahlgurtquer-
schnitte weiter auseinander liegen als die der Dural-
gurtquerschnitte.

Die Stahlgurte wurden sowohl in Form einfacher keilförmiger Laschen in Verbindung mit Leichtmetall-T-Profilen als auch in Form einteiliger T-Profile angewendet. Bei den letzteren ging man von einem kreuzförmigen gewalzten Profil aus, das durch Brennschneiden in zwei T-Profile zertrennt wurde. Durch Schrägführung des Trennschnittes erhielt man zwei gleiche Gurtprofile mit keilförmigem Flansch, die durch seitliches Beschneiden des Flansches dem Biegemomentenverlauf gut angepaßt werden konnten. Die Trennflächen wurden durch Überschleifen geglättet. Die im Holmschnitt gezeigte Form des Stahlgurtes mit Anschlußlappen ist nicht mehr ausgeführt worden. Das Kriegsende unterbrach die Entwicklungsarbeiten, die in dieser Richtung liefen. Da der Stahlgurt etwa 5 % schwerer war als der Duralgurt, würde man ihm nach dem Kriege sicherlich auch dann keine weitere Aufmerksamkeit geschenkt haben, wenn sich inzwischen nicht eine andere Entwicklungsrichtung durchgesetzt hätte.

Es kommt in der Technik nicht selten vor, daß ein Erzeugnis gerade in dem Augenblick von der allgemeinen Entwicklung überholt wird, in dem es die Endstufe seiner Entwicklung erreicht hat und als technisch vollendet angesprochen werden kann. So erging es auch dem Holmgurt, der mit der gesamten Holmbauweise für Flügel schneller Flugzeuge uninteressant wurde, als er gerade seine ideale Form und Fertigung gefunden hatte. Die Gründe hierfür sind im gesamten Aufbau des Holmflügels zu suchen.

Wie bereits erwähnt, nehmen beim Holmflügel die Holmgurte die Biegebeanspruchungen, die Holmstege die Querkraftschübe und die Behäutung die Torsionsschübe auf. Die Behäutung wird durch Rippen versteift, die neben der Einleitung von Einzelkräften, z.B. aus den Rudern, vor allem die Aufgabe haben, der Haut die verlangte Profilform zu geben. Da die Rippen - besonders bei kleinen und mittleren Flügeln - aus einem Stück sehr genau hergestellt werden können, erfüllen sie diese Funktion

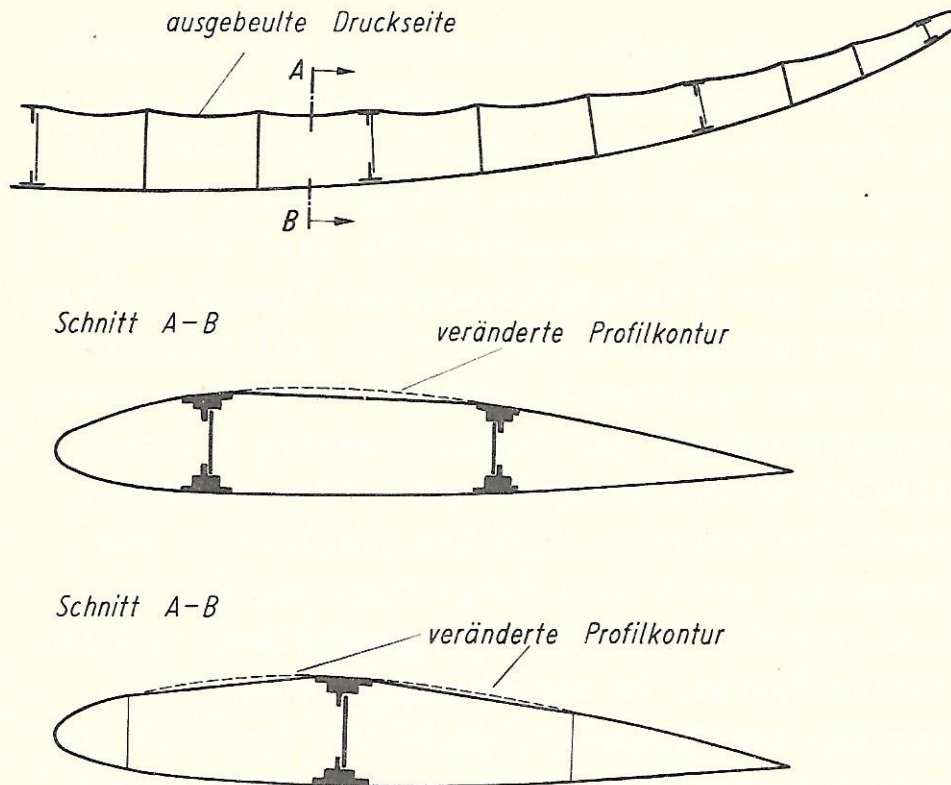


Bild 9: Veränderung der Profilkontur durch Ausbeulen der Beplankung

beim unbelasteten Flügel sehr gut.

Beim belasteten Flügel, also im Fluge, sieht die Sache allerdings anders aus. Für die Haut ergeben sich aus den Torsionsbeanspruchungen nur verhältnismäßig geringe Blechstärken. Wenn sich der Flügel nun unter Last auch nur wenig durchbiegt, und das ist unvermeidlich, so können die Hautbleche auf der Oberseite des Flügels die ihnen dabei aufgezwungenen Druckspannungen nicht ertragen und beulen deshalb aus. Es bildet sich beim Zweiholmer zwischen den Holmen und jeweils zwei Rippen in der Oberhaut eine elastische Beule, und die Profilkontur ist gestört. Beim Einholmer bildet sich je eine Beule vor und hinter dem Gurt. Durch diese Beulen werden die Leistungen des Flugzeuges natürlich verschlechtert. Bleibt die Leistungsminderung bei langsamen Flugzeugen noch in erträglichen Grenzen, so wird sie doch bei Geschwindigkeiten um 300 km/h schon merkbar und bei noch höheren Geschwindigkeiten recht wesentlich (Bild 9).

Drei Wege waren möglich, diesen Übelstand zu vermeiden.

Man konnte die Hautstärke erhöhen, was verhältnismäßig wirksam ist, da die ertragbare Druckspannung mit dem Quadrat der Blechdicke steigt. Dieser Weg ist aber wegen der betroffenen großen Flächen gewichtlich nicht gangbar.

Es bestand ferner die Möglichkeit, den Rippenabstand kleiner zu machen, was ebenfalls sehr günstig ist, da die ertragbare Druckspannung umgekehrt zum Quadrat des Rippenabstandes wächst. Das Mehrgewicht steckte dann in den Rippen, die in ihrer Gesamtheit große Flächen darstellen und wegen ihrer Einzelgröße nicht beliebig dünnwandig ausgeführt werden können. Hierbei bleibt aber das Mehrgewicht auch nicht in erträglichen Grenzen. Es besteht außerdem bei diesen Maßnahmen die Gefahr, daß die Haut schon bei der geringsten Überschreitung der rechnerischen Belastung ausknickt und Reparaturen erforderlich werden.

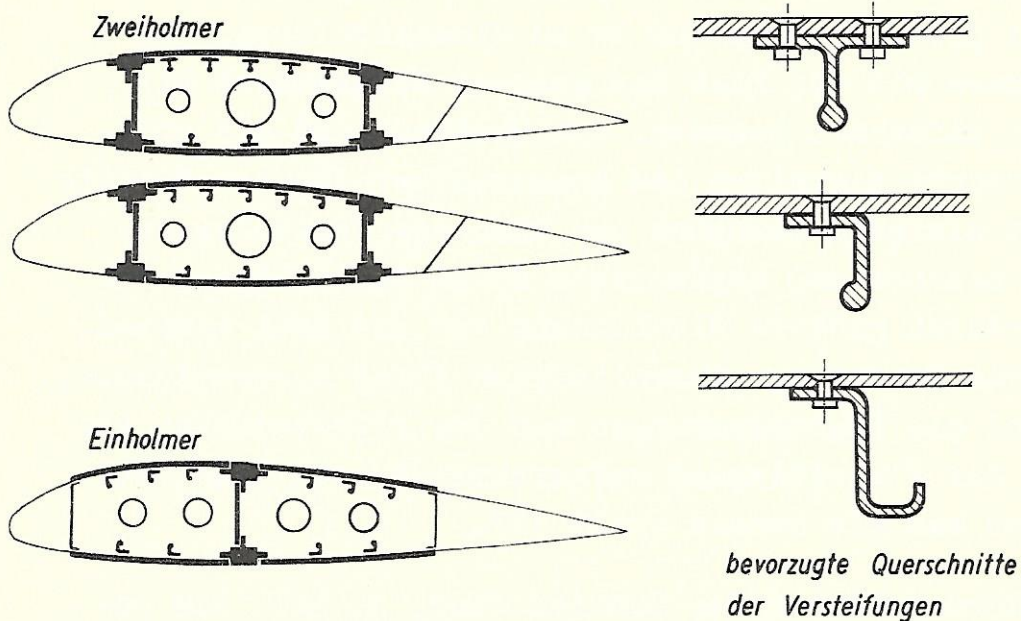


Bild 10: Holmflügel mit zusätzlichen Hautversteifungen

Viele Konstrukteure wählten daher den dritten Weg und versteiften die Haut durch zusätzliche, in Richtung der Spannweite verlaufende Profile. Dabei erhalten die Versteifungen natürlich Druckspannungen aus der Flügeldurchbiegung, die beim Zweiholmer sogar größer sind als die Gurtspannungen. Beim Einholmer sind sie nur wenig niedriger. Will man nun allen aerodynamischen- und Festigkeitsforderungen gerecht werden, so müssen die Versteifungen so dimensioniert werden, daß sie nicht unter $0,5 \cdot$ Bruchlast elastisch und nicht unter $0,75 \cdot$ Bruchlast bleibend ausknicken. Die Gurte müssen natürlich für die volle Bruchlast dimensioniert sein. Die Versteifungen bringen also ebenfalls zusätzliches Gewicht, wenn auch weniger als in den vorher erwähnten Fällen (Bild 10).

2. Schalenbauweise

Auf die Dauer konnte daher auch diese Lösung nicht befriedigen. Man ging dazu über, unter völligem Verzicht auf Gurte die Versteifungen so zu dimensionieren, daß sie zusammen mit der Haut das gesamte Biegemoment bis zum Bruch aufnehmen konnten. Der Umstand, daß die steigenden Geschwindigkeiten dem Konstrukteur dünnere Profile und damit kleinere Bauhöhen und kleinere Torsionsquerschnitte bescherten, begünstigte diese Entwicklung, da sich hierdurch größere Blechdicken für die Haut ergaben. Eine solche Behauptung einschließlich ihrer Versteifungen, die sowohl die Beanspruchungen aus der Flügeltorsion als auch aus der Flügelbiegung aufzunehmen in der Lage ist, bezeichnet man als Schale (Bild 11).

Die Ausführungsformen der Schalen sind, je nach den gewählten oder verfügbaren Halbzeugen, sehr mannigfaltig. Erwähnenswert ist, daß der erste von Prof. Junkers gebaute Metallflügel ein echter Schalenflügel war. An seiner Schale ist bemerkenswert, daß sie aus dünnen Stahlblechen gefertigt war. Die Haut und das Wellblech, das zu ihrer Versteifung dient, waren durch Punktschweißung miteinander verbunden.

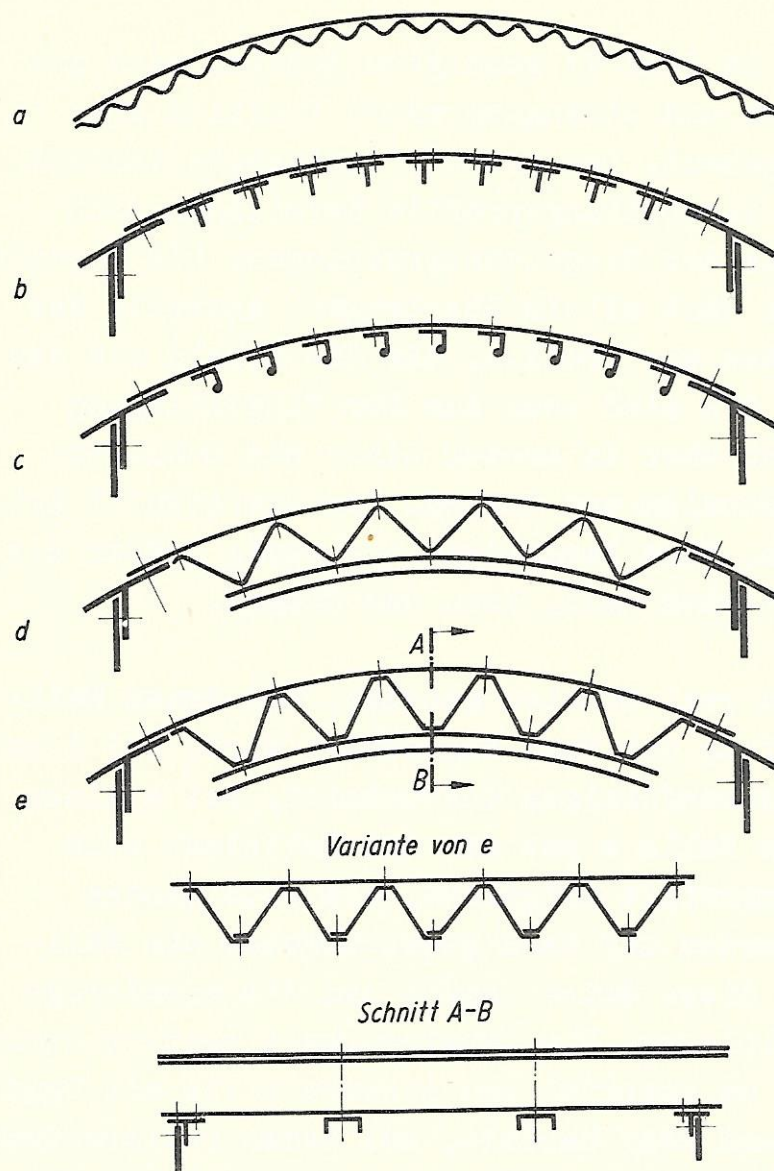


Bild 11: Ausführungsformen von Flügelschalen

Mir ist nicht bekannt, warum Prof. Junkers für diesen Flügel Stahl als Werkstoff gewählt hat. Es ist aber anzunehmen, daß er in erster Linie vorhandene Fertigungseinrichtungen seines Betriebes für Wärmegeräte ausnutzen wollte. Hinzu kam vielleicht, daß seine Arbeiter mit der Verarbeitung dünner Stahlbleche vertraut waren, während die damals gerade aufgekommenen Durallegierungen für sie neu gewesen wären und man Anlaufschwierigkeiten vermeiden wollte.

Die unter b und c im Bild 11 gezeigten Schalen sind aus glatten Hautblechen und stranggepreßten Profilen als Versteifungen aufgebaut. Das ist die einfachste Bauform einer Schale. Die Versteifungsprofile beteiligen sich nur an der Aufnahme der Biegebeanspruchungen. Die Torsionsspannungen muß die Haut allein übertragen. Anstelle der früheren Gurte sehen wir Profile, die die Schale mit den Stegen verbinden. Sie sind zwar aus der Flügelbiegung beansprucht, dienen aber in erster Linie als Schubverbindung zwischen Schalen und Stegen. Ihr Querschnitt ist entsprechend klein, ihre Wandstärke nur wenig größer als die der angeschlossenen Haut, bzw. des Steges.

Unter d und e sind zwei Schalen gezeigt, bei denen Wellblech zur Versteifung der Haut angewendet wird. Bei d haben die Wellen einen sinusförmigen Querschnitt, bei e einen trapezförmigen. Im Falle e hat man das Wellblech auch in einzelne Wellenprofile aufgelöst, die miteinander längs vernietet werden und dann gewissermaßen ein Wellblech bilden. Auf diese Weise umgeht man die schwierige Fertigung des Wellblechs. Die Schwierigkeit besteht darin, daß es sich dabei um sperrige und schwere Teile mit Wandstärken bis 3 mm und mehr handelt, bei denen entsprechend der abnehmenden Flügeltiefen längs der Spannweite auch die Wellenbreiten und Wellenhöhen abnehmen müssen.

Bei d ist das Wellblech nicht mit den Stegen verbunden. Hier muß also die Haut den Schubfluß aus der Torsion allein übertragen, während sich das Wellblech nur an der Aufnahme der Biegebeanspruchungen beteiligt. Man kann das Wellblech aber auch, wie bei e gezeigt, mit den Stegen verbinden und es auf diese Weise zur Übertragung des Torsions-Schubflusses heranziehen. Es beteiligt sich daran allerdings nicht im direkten Verhältnis seiner Wandstärke, sondern nur im umgekehrten Verhältnis seiner abgewickelten Breite. Wenn also bei Haut und Wellblech die gleiche Blechdicke vorliegt, die abgewickelte Breite

einer Welle aber 1,5 mal so groß ist wie die des zugehörigen Hautstreifens, so hat die Haut 60 % des Schubflusses aufzunehmen, während das Wellblech nur 40 % aufnimmt.

Alle bisher besprochenen Schalen sind normalerweise orthotrop, d.h. sie haben ein verhältnismäßig großes Trägheitsmoment und große Biegesteifigkeit im Hinblick auf eine in der Bildebene horizontal liegende Achse aufzuweisen. In bezug auf eine senkrecht auf der Bildebene stehenden Achse aber sind sie sehr biegeweich. Deshalb übertragen sie von den an der Haut angreifenden Luftkräften nur sehr wenig direkt auf die Stege. Der weitaus größte Teil der Luftkräfte wird auf dem Umweg über die Rippen auf die Stege übertragen. Man kann daher den Rippenabstand bei orthotropen Schalen nicht beliebig groß wählen.

Bei den Schalen d und e läßt sich die Steifigkeit in der zweiten Richtung wesentlich erhöhen, wenn zusätzliche Profile quer zur Schale, also in Flugrichtung angebracht werden. Diese Querprofile bilden dann mit den Wellen und der Haut einen fachwerkartigen Biegeträger, bei dem die Querprofile und die Haut die Funktion der Gurte, die Wellen die Funktion der Fachwerkstäbe übernehmen. Hierdurch kann man erreichen, daß die Luftkräfte von der Schale direkt auf die Stege übertragen werden und die Rippen völlig entfallen können. In diesem Fall wird die Oberschale durch einfache Stützen, die in Reihen längs der Spannweite angeordnet sind, mit der Unterschale verbunden und so von dieser gegen Ausknicken gestützt. Die Unterschale kann diese Aufgabe übernehmen, da sie stets, wenn die Oberschale knickgefährdet ist, unter Zugspannungen steht und daher stabil ist. Einen solchen rippenlosen Flügel, der 1936 unter Prof. Wagner bei Junkers gebaut wurde, zeigt das Bild 12.

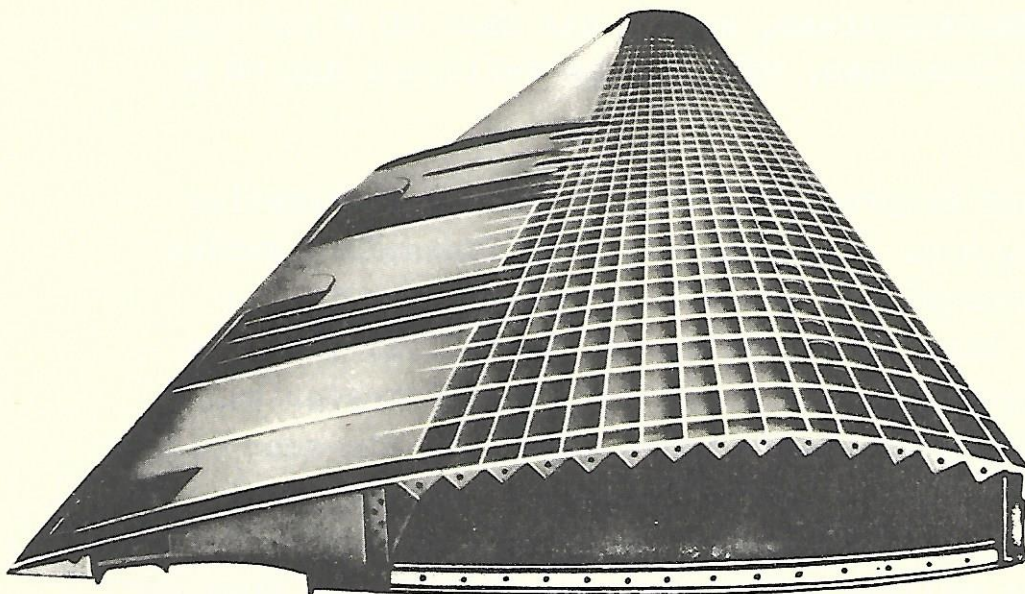


Bild 12: Junkers-Schalenflügel 1936-37

Im Bild sind die auf der Innenseite der Oberschale in Flugrichtung verlaufenden Querprofile gut zu erkennen. In dem Bestreben, die Quersteifigkeit der Schale möglichst groß zu machen, wurden die Querprofile in verhältnismäßig kleinen Abständen angeordnet. Auf der Innenseite der Schale befinden sich, im Bild nicht sichtbar, gleiche Profile in gleicher Anordnung. Die Querprofile der Außenseite dienen gleichzeitig zur Befestigung der bei diesem Flügel vorgesehenen Stoffbespannung. Hierdurch erhielt die Bespannung eine einwandfreie Profilkontur, die sich nicht hätte verwirklichen lassen, wenn die Bespannung unmittelbar auf die Wellen der Schale gespannt worden wäre.

Die Ausnutzung dieser Schale bzw. ihre Anpassung an den Biegemomentenverlauf zeigt das Bild 13.

Wir stellen fest, daß die Anpassung der Schale bei Ver-

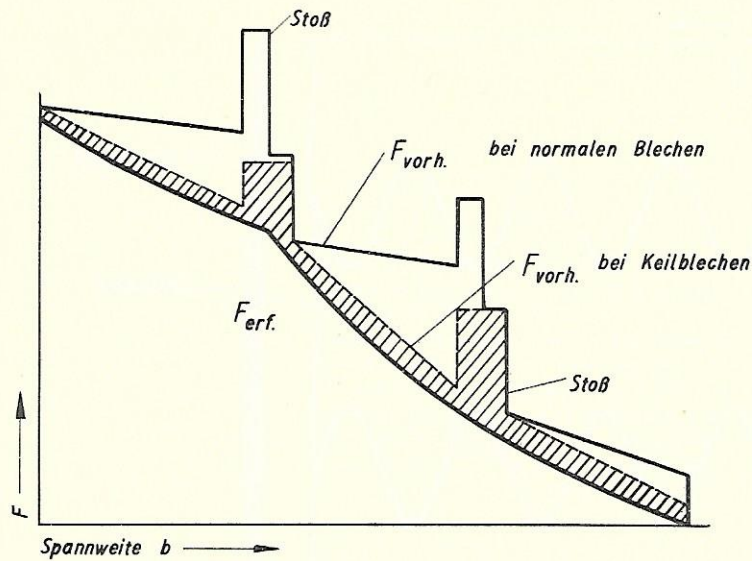


Bild 13: Anpassung konventioneller Flügelschalen

wendung normaler Bleche verblüffende Ähnlichkeit mit der Anpassung des Rohrgurtes hat. Bei Verwendung von Keilblechen gleicht die Anpassung der des Gurtes mit keilförmiger Lasche. Sie ist allerdings noch um die Querschnitte der unvermeidlichen Stoßblaschen schlechter. Zum Stoßen der Bleche ist man nicht nur aus Gründen der Anpassung gezwungen, sondern auch deshalb, weil Bleche nur in beschränkten Längen, äußerstenfalls bis 6 m, hergestellt werden. Werden anstelle der Bleche Bänder verwendet, so sind zwar größere Längen erhältlich, sie müssen dann aber über der Schalenbreite mehrfach gestoßen werden.

Die Querstöße der Schalen sind mit großer Sorgfalt auszubilden, da sie, besonders bei der Unterschale, hohe Spannungen zu übertragen haben (Bild 14). Um die Bleche möglichst wenig durch Nietlöcher zu schwächen und deren schädlichen Einfluß auf die Dauerfestigkeit klein zu halten, bildet man die Stoßblaschen als Zackenlaschen aus.

Der Idealfall, daß alle Niete in der Stoßverbindung gleichhoch belastet werden, ist freilich nur annähernd zu erreichen, weil die Voraussetzungen, nämlich gleiche

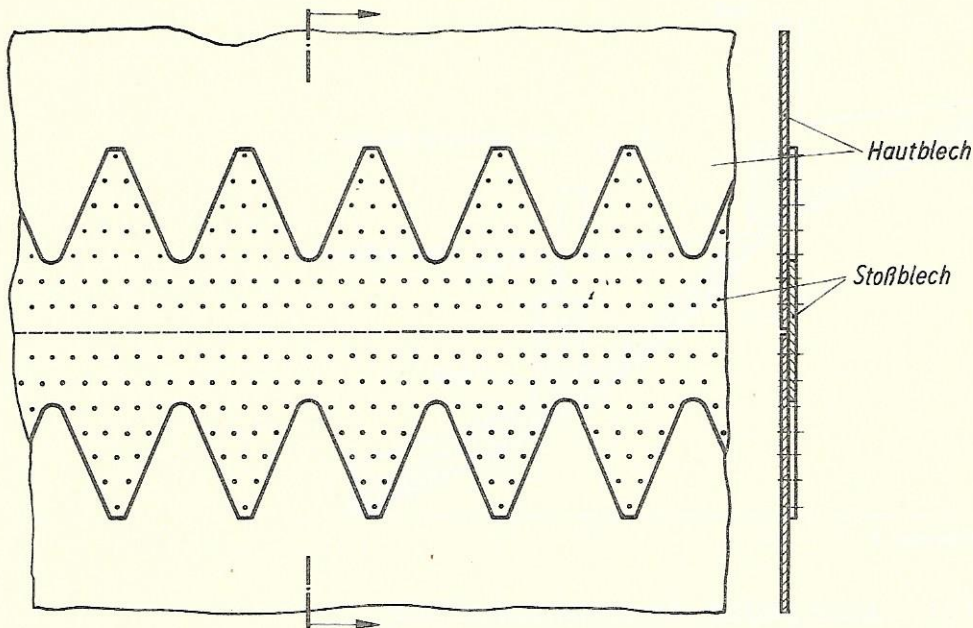


Bild 14: Querstoß der Haut bei konventionellen Flügelschalen

Dehnung in der Haut und in der Lasche innerhalb der Stoßlänge, nicht erfüllt sind; es sei denn, daß sehr komplizierte, teure Formen und Querschnitte bei der Lasche ausgeführt werden.

Die bisher besprochenen Schalen haben alle den Nachteil, daß sie sehr viele Niete aufweisen. Die Oberflächengüte genügt deshalb höchsten aerodynamischen Ansprüchen nicht. Hinzu kommt, daß die neuere Entwicklung die Unterbringung großer Kraftstoffmengen im Flügel erfordert. Bei Verkehrsflugzeugen möchte aber die Unterbringung des Kraftstoffes in der Nähe der Fluggasträume, also im Rumpf, vermieden werden. Außerdem wirkt das Kraftstoffgewicht im Flügel den dort angreifenden Luftkräften entgegen und setzt dadurch die Querkräfte und Biegemomente des Flügels herab. Die einfachste Lösung für die Unterbringung des Kraftstoffes im Flügel wird dadurch gegeben, daß man den Flügel dicht-

nietet und mit Kraftstoff füllt. Die zahlreichen Nieten erschweren aber eine zuverlässig dichte Ausführung des Flügels sehr. Eingebaute Behälter dagegen ergeben hohes Gewicht, weil sie im Flügel wegen ihrer flachen Gestalt ein ungünstiges Verhältnis der Oberfläche zum Inhalt aufweisen.

Das Problem der Dichtnietung tritt auch beim Rumpf auf; denn bei modernen Verkehrsflugzeugen mit ihrer großen Reishöhe wird die Unterbringung der Besatzung und der Fluggäste in druckdichten Kabinen notwendig.

3. Integral-Bauweise

Diese Schwierigkeiten und Nachteile werden vermieden oder doch wesentlich vermindert bei der in den letzten Jahren stark in den Vordergrund gerückten Integral-schale. In Verbindung damit hört und liest man auch häufig die Ausdrücke Integral-Tank und Integral-Bauweise. Von diesen Begriffen ist der des Integral-Tanks der älteste. Man bezeichnet als Integral-Tank in den englisch sprechenden Ländern alle Kraftstoffbehälter, die durch Dichtnieten einzelner Zellenräume entstehen, wobei die sonst gebräuchlichen Behälter in Fortfall kommen. Der Kraftstoffbehälter ist gewissermaßen mit der ihn umgebenden Zellenkonstruktion zu einem neuen Gebilde, dem Integral-Tank, integriert worden.

In erweitertem Sinne spricht man jetzt von Integral-Bauweise bei allen Konstruktionen, bei denen mehrere Teile oder eine Gruppe von Teilen zu einem größeren, aus einem Stück gefertigten Ganzteil zusammengefaßt werden. Dieses Streben nach Zusammenfassung der Teile - und damit nach Verminderung ihrer Anzahl - ist dem deutschen Flugzeugkonstrukteur nicht neu. Der aus einem Stück einschließ-lich Anschlußkopf geschmiedete Gurt ist z.B. ein echtes Integralteil. Versäumt wurde nur, der Sache beizeiten einen klangvollen Namen zu geben. Das nächste Bild

zeigt einige in Integral-Bauweise ausgeführte Teile.

Es muß hier bemerkt werden, daß es heute auch in Verkehrsflugzeugen in steigendem Maße Teile gibt, die nur in Integral-Bauweise zufriedenstellend konstruiert werden können. Der gezeigte Lagerarm ist ein Beispiel dafür. Es kann daher von einer immer größeren Notwendigkeit der Integral-Bauweise gesprochen werden (Bild 15).

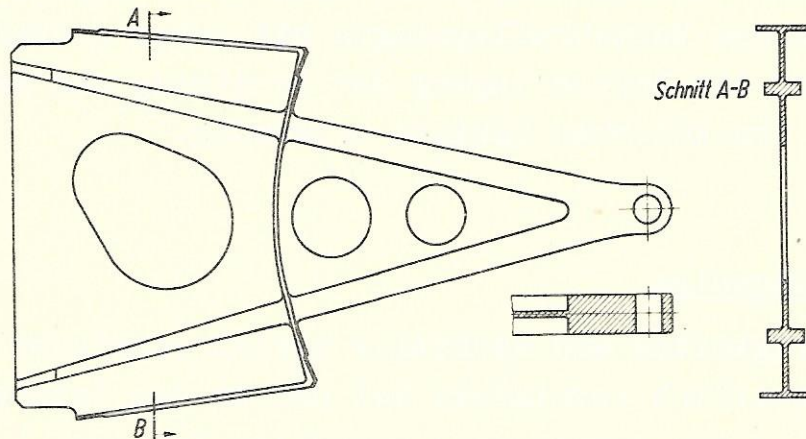


Bild 15a: Ruderlagerrippe als Integralteil

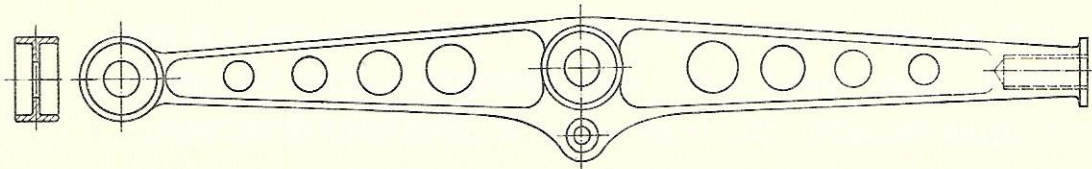


Bild 15b: Motorträger als Integralteil

Das Prinzip der Zusammenfassung der Teile wurde folgerichtig auch auf die Schalen angewendet und so die Integralschale geschaffen (Bild 16).

Die Integralschale besteht aus einem oder mehreren Streifen, bei denen die Haut und die Versteifungen ein Ganzteil bilden. Die Schalenstreifen werden entweder stranggepreßt oder aus 50 bis 70 mm dicken Platten ausgefräst. Beim Fräsen aus der Platte müssen 80 bis 90 % des Plattenvolumens zerspant werden. Das Fräsen hat den Vorteil, daß Verstärkungen, die örtlich an

Stellen notwendig sind, wo größere Kräfte in die Schale eingeleitet werden, sofort mit in das Schalenteil eingearbeitet werden können.

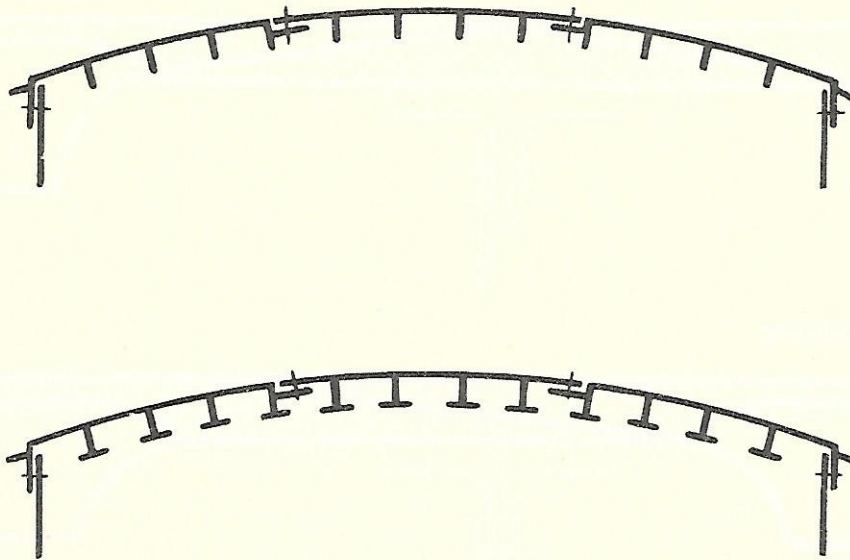


Bild 16: Integralschalen

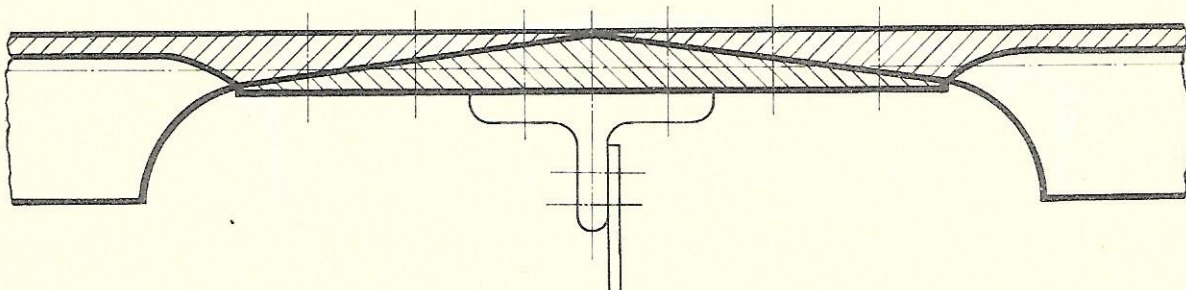
Auch ist es dabei möglich, die Versteifungen auf den Mantellinien des Flügels, also in von innen nach außen abnehmenden Abständen, anzuordnen. Bei den gepreßten Streifen sind diese Abstände über der Länge konstant. Das Verformen der Streifen - entsprechend der Hautkrümmung - ist hierbei schwieriger, da die Versteifungen noch etwas über die hohe Kante gebogen werden müssen. Zudem kann bei den gepreßten Streifen auch auf das Fräsen nicht ganz verzichtet werden, wenn eine gute Anpassung der Schalenquerschnitte an den Biegemomenten-Verlauf erzielt werden soll. Das Fräsen ermöglicht eine wesentliche Verbesserung der Schalenquerstöße (Bild 17).

Achtet man auf die sich hierbei ändernde Lage der Schalen-Schwerachse, so können die Schalenstreifen im Bereich des Stoßes so dick gelassen werden, daß die Versteifungen über der Stoßbreite unterbrochen werden können. Dadurch wird eine glatte Auflagefläche, z.B. für die Gurte dichtzunietender Rippen am Ende der Tankräume, geschaffen.

Darüber hinaus besteht die Möglichkeit, die Materialstärke am Stoß so zu wählen, daß auch die Nietschwächungen ausgeglichen und damit die besonders in der Unterschale gefähr-

lichen Spannungsspitzen an den Nieten wirksam verkleinert werden; die Dauerfestigkeit steigert sich entsprechend.

Doppelschäftung mit Lasche



einfache Schäftung

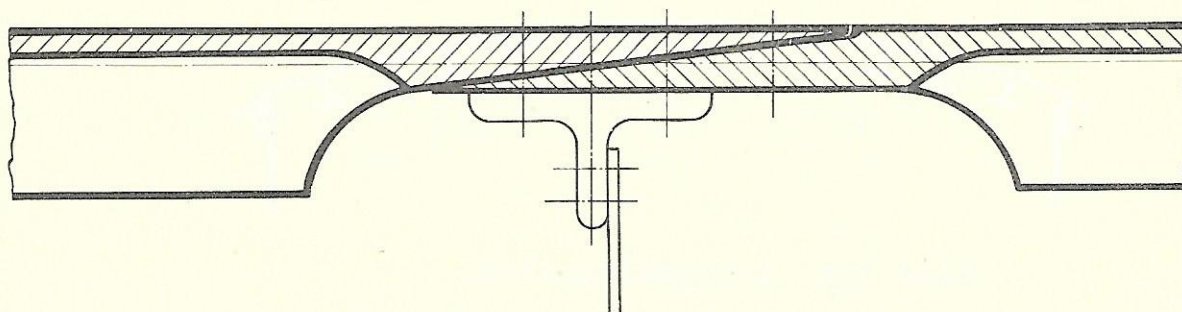


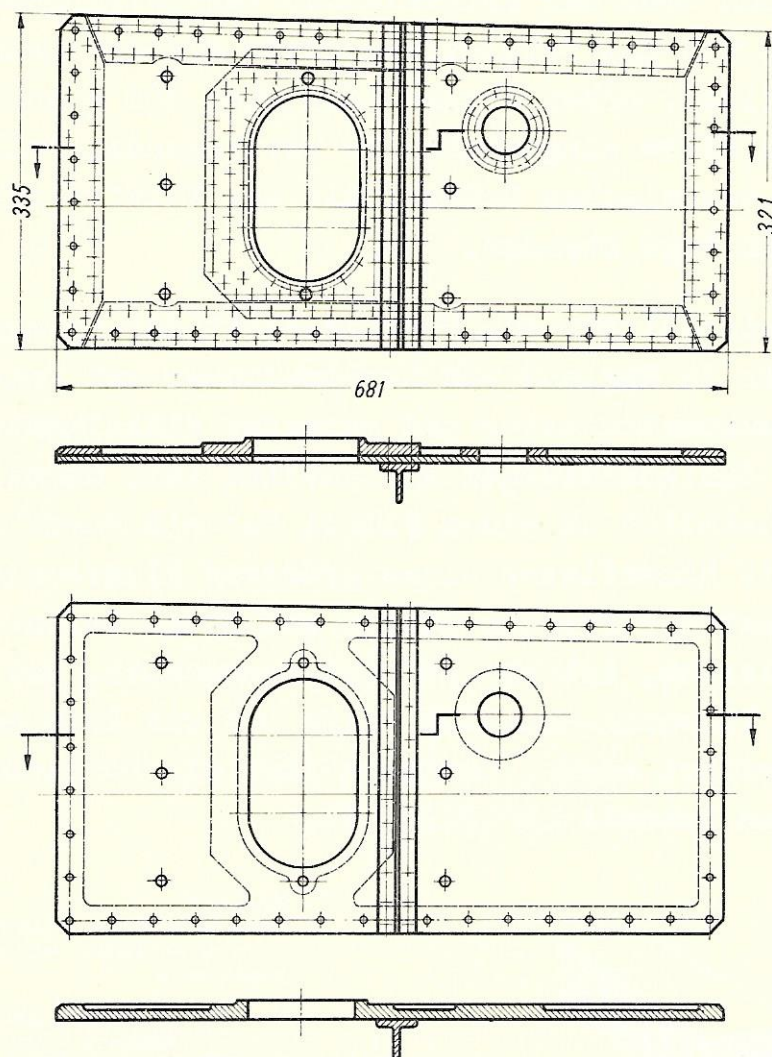
Bild 17: Ausbildung eines Querstoßes
bei Integralschalen

Die Vorteile der Integralschale sind zahlreich und augenfällig. Infolge des Fortfallens von 70 bis 80 % der Hautniete und der günstigen Gestaltungsmöglichkeiten der Stöße begünstigt sie in hervorragendem Maß die Verwendung des Flügels als Integral-Tank. Allein hierdurch sind bei einem Verkehrsflugzeug mittlerer Größe Hunderte von Kilo an Gewicht zu ersparen. Die Verminderung der Hautniete und die bessere Formtreue der Profilkontur ergeben eine erhebliche Steigerung der aerodynamischen Oberflächengüte.

Als besonderer Vorteil der Integral-Bauweise ist die enorme Verringerung der Anzahl der Kleinteile zu nennen. Damit geht eine starke Verminderung der Zusammenbauarbeiten und ebenso ein weitgehender Fortfall der dafür erforderlichen Kleinrichtungen parallel. Bei der Integralschale kommt ferner eine wesentliche Vereinfachung der Großvorrichtung für ihren Zusammenbau hinzu.

Interessant ist dabei, daß die Zeit für das Ausfräsen geringer ist, als sie für den Zusammenbau der Teile bisher erforderlich

war. Als Beispiel sei hierzu zunächst eine einfache Tankraum-
klappe gezeigt (Bild 18).



	<i>Normal- Ausführung</i>	<i>Integral- Ausführung</i>	<i>Verhältnis in %</i>
<i>Anzahl der Teile</i>	8	2	25
<i>Anzahl der Niete</i>	221	24	11
<i>Gewicht (kg)</i>	2,357	1,967	83,5

Bild 18: Tankdeckel als Niet- und als Integral-Bauteil

Im Bilde ist die herkömmliche Ausführung einer gefrästen
Ausführung gegenübergestellt. Aus der Tabelle geht her-
vor, wie sich die Anzahl der Teile, die Anzahl der Niete

und das Gewicht bei der gefrästen Ausführung vermindert haben. Es sei hervorgehoben, daß die Klappe in der gezeigten Form noch nicht den Idealfall verkörpert. Bei diesem müßte auch noch das aufgenietete Versteifungsprofil fortfallen, und die Versteifung würde mit dem Deckel ein Ganzteil bilden. Dabei würden noch etwa 100 g und alle restlichen Niete eingespart. Im vorliegenden Fall waren es keine technischen Gründe, die der Verwirklichung der Idealform im Wege standen.

Als weiteres Beispiel für die Überlegenheit der Integral-Bauweise sei ein in England von herkömmlicher auf Integral-Bauweise umkonstruierter und gebauter Flügelkasten erwähnt. Wie aus den Abmessungen ersichtlich ist, handelt es sich wahrscheinlich um einen Flügel für ein Jagdflugzeug oder um die Höhenflosse eines größeren Flugzeuges. Wenn man die Gewichte für die Rippen und Stege beider Bauweisen vergleicht, ist man geneigt anzunehmen, daß die Umstellung auf Integral-Bauweise nicht bis zur letzten Konsequenz durchgeführt wurde. Trotzdem sind die Ersparnisse in allen Sparten beachtlich (Bild 19).

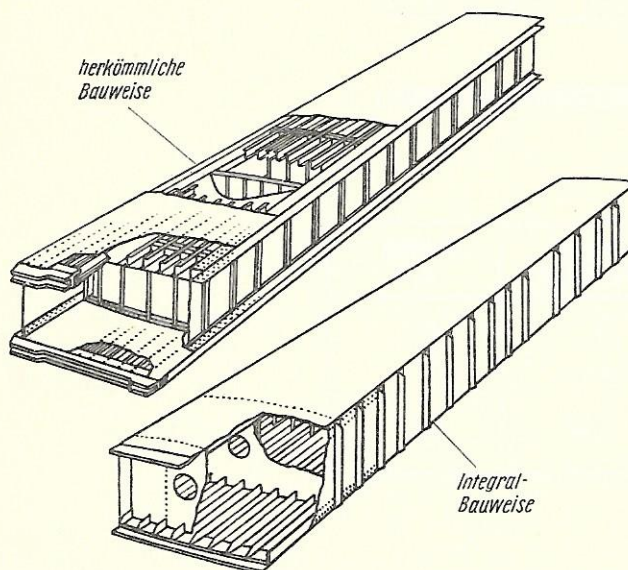
	Länge 3,00 Breite an der Wurzel 0,56 m an der Spitze 0,34 m Dicke 0,254 m		
		Herkömmliche Bauweise	Integral-Bauweise
<u>Gewichte</u>			Unterschied in %
Oberschale	41,5 kg	26,4 kg	
Unterschale	35,3 kg	23,38 kg	
Rippen	5,23 kg	6,25 kg	
Stege	14,35 kg	16,45 kg	
	96,38 kg	78,48 kg	- 18,6
<u>Anzahl der Teile</u>	504	284	- 43,7
<u>Anzahl der Verbindungsstücke</u>	10 073	2 851	- 71,6
<u>Kosten</u>			
Löhne	2 701 £	1 487 £	- 44,9
Material	120 £	225 £	+ 87,5
	2 821 £	1 712 £	- 39,3

Bild 19: Vergleich der Integral-Bauweise mit einer herkömmlichen

Für die Verminderung des Gewichtes bei der Integral-Bauweise liegen mehrere Gründe vor. Neben der schon erwähnten besseren Anpassung an den Kraftverlauf und der Vermeidbarkeit der Nietschwächung ist die infolge der kompakteren Querschnitte erreichte höhere örtliche Festigkeit von besonderer Bedeutung.

Einen weiteren Vorteil der Integral-Bauweise, der in steigendem Maße in den Vordergrund tritt, muß man darin erblicken, Integralteile automatisch herstellen zu können. Auch die Herstellung der Teile als Gesenkschmiedestücke ist möglich. Daher macht man zur Zeit große Anstrengungen, das Schmieden von großen versteiften Platten für Integralschalen zu ermöglichen. Zu diesem Zweck sind eine Reihe von Schmiedepressen bis zu 80000 t Druckkraft geplant oder im Bau. Die Schale erreicht damit den Entwicklungsstand der Gurte.

Die Integralschale wird umso vorteilhafter, je schneller die Flugzeuge werden. Mit steigender Geschwindigkeit werden nämlich die Flügelprofile dünner und damit die Beanspruchungen in der Schale aus der Flügelbiegung höher. Hatten die Flügel vor zwanzig Jahren noch Profildicken von 16 bis 18 % der Profillänge, so haben die Flügel heutiger Verkehrsmaschinen Profildicken von 8 bis 12 %, Überschalljäger sogar solche von 5 bis 6 %. Es sind schon Integralschalen mit 16 mm Hautstärke an der Wurzel ausgeführt worden. Klar ist, daß für diese Verhältnisse die herkömmlichen Bauweisen und Schalen sich nicht als geeignet erweisen.

Es wäre aber nicht richtig, wenn man nur die unbestrittenen Vorteile der Integral-Bauweise sehen wollte; denn es sind auch Nachteile vorhanden. An erster Stelle sei hier angeführt, daß Flugzeuge mit Integralteilen schwierig zu reparieren sind. Bei Beschädigungen müssen entweder Teile ausgewechselt werden, die in ihren Abmessungen größer als bei den herkömmlichen Bauweisen sind, oder man muß

Flickarbeiten durchführen, bei denen es kaum vermeidbar ist, daß Festigkeit und Sicherheit herabgemindert werden. Ein Nachteil besteht auch darin, daß die Kosten für die Fertigungsmittel bei der Integral-Bauweise trotz des Fortfalls vieler Kleinvorrichtungen höher liegen als bei den herkömmlichen Bauweisen. Allerdings handelt es sich dabei im wesentlichen um Fräseinrichtungen, die für verschiedene Baumuster verwendbar sind, während es bei den Kleinvorrichtungen in den allermeisten Fällen baumustergebundene Einrichtungen betrifft, die für jedes Baumuster neu erstellt werden müssen.

Betrachten wir noch die Möglichkeiten zur Anwendung der Integral-Bauweise bei der Konstruktion von Rümpfen. Hier liegen die Verhältnisse bei Verkehrsflugzeugen besonders günstig, da deren Rümpfe mit Rücksicht auf den schon erwähnten Innendruck der Kabine kreisrunden Querschnitt haben, der noch über einen großen Bereich der Länge konstant sein kann. In diesem Bereich bildet der Rumpf einen Hohlzylinder mit konstantem Umfang. Die Schalenstreifen weisen hier über ihrer ganzen Länge gleiche Breite und gleichen Abstand der Versteifungen auf (Bild 20).

Die Seitenstreifen mit den Fensterausschnitten sind zweckmäßigerweise aus Platten zu fräsen, wobei die erforderlichen Randversteifungen der Fensterausschnitte mit ausgearbeitet werden. Auf diese Weise vermeidet man die im Gebiet der Randspannungen der Fensterausschnitte liegenden Nietungen und ihren schädlichen Einfluß auf die Dauerfestigkeit. Die übrigen Schalenstreifen werden stranggepreßt. Sind bei den Schalenstreifen über der Länge Abstufungen der Wandstärke notwendig und lassen diese das Fräsen nicht mehr zu, so kann ein neuartiges Bearbeitungsverfahren, das sogenannte chemische Fräsen, angewendet werden. Hierbei werden die Gebiete des Teiles, an denen keine Materialabtragungen erfolgen sollen, durch einen geeigneten Lacküberzug geschützt. An den ungeschützt ge-

bliebenen Stellen wird das Material durch Eintauchen in ein entsprechend zusammengesetztes Bad geätzt. Das Ausmaß der Abtragung ist von der Zeit abhängig, in der das Teil eingetaucht bleibt. Mit diesem Verfahren lassen sich beliebig dünne, gleichmäßig abgestufte und auch keilförmige Wandstärken erzielen. Seine Anwendung ist selbstverständlich nicht nur auf Rumpfschalen beschränkt; es kann auch bei Flügel- und Leitwerksschalen zum Einsatz kommen.

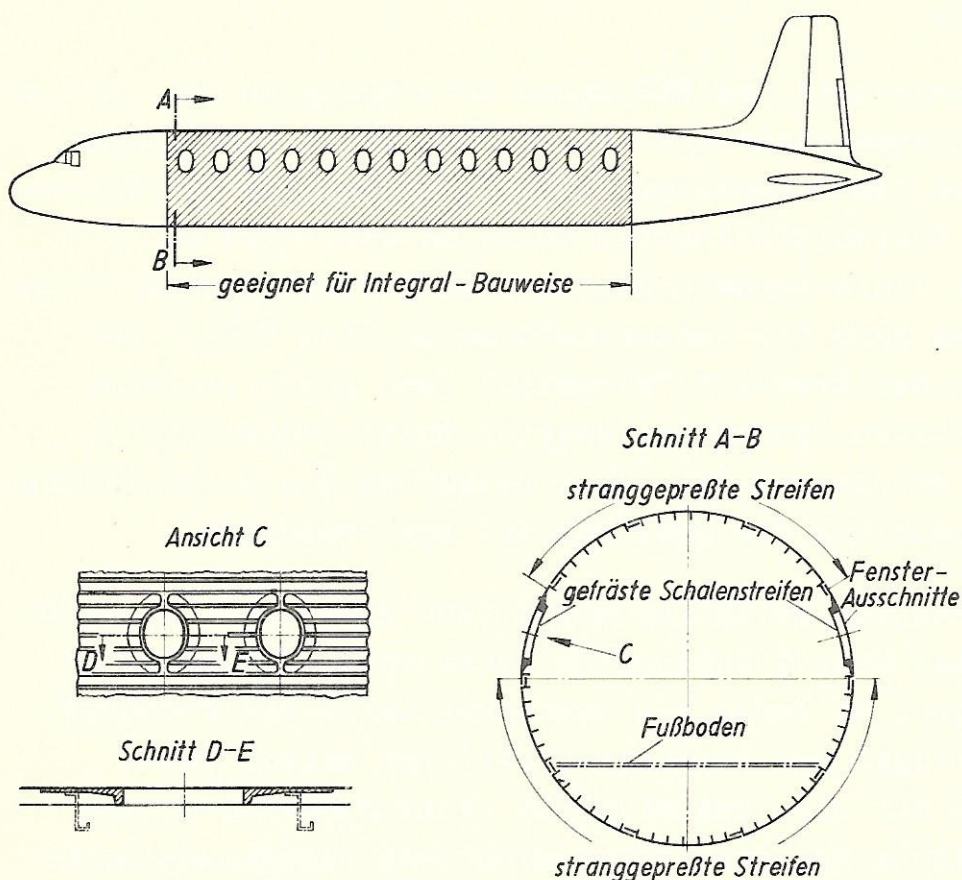


Bild 20: Rumpf in Integral-Bauweise

Die Integral-Bauweise bietet also beim Rumpf die gleichen Vorteile wie beim Flügel: die Anzahl der Teile wird vermindert, ebenso die Anzahl der Nieten; die Dichtnietung wird vereinfacht, die Dichthaltung zuverlässiger und die Dauerfestigkeit erhöht.

4. Sandwich-Bauweise

In jüngster Zeit ist eine neue Bauweise aufgekommen, die ebenfalls große Bedeutung hat. Sie ist unter dem Namen Sandwich-Bauweise bekannt geworden. Gegenüber der Integral-Bauweise besitzt sie den Vorteil, daß sie auch bei räumlich gekrümmten Bauteilen angewendet werden kann. Das Charakteristische dieser Bauweise ist darin zu sehen, daß bei ihr die Bauteile stets aus zwei Deckschichten bestehen, deren Zwischenraum durch eine leichte Stützschiicht ausgefüllt wird.

Auf dem Messestand des EKB waren in Leipzig in den letzten Jahren Leichtbauplatten zu sehen, bei denen eine Stützschiicht aus dem Schaumstoff Ekazell beidseitig mit Sperrholz oder Edelholzfournieren verleimt ist. Hier handelt es sich um echte Sandwichplatten. Ihre erste Anwendung im Flugzeugbau fand die Sandwich-Bauweise beim Flügel des englischen Nachtbombers "Mosquito", den jeder Deutsche aus den letzten Jahren des zweiten Weltkrieges noch in schlimmer Erinnerung hat. Hier bestanden die Deckschichten aus Sperrholz und die Stützschiicht aus Balsaholz.

Nach dem zweiten Weltkrieg wurde dann diese neue Bauweise auch für den Metallflugzeugbau übernommen. Theoretische Überlegungen, an denen von deutscher Seite die Forscher Neubert, Flüge und Marguerre beteiligt waren, haben gezeigt, daß für die Tragfähigkeit einer Sandwich-Schale das Verhältnis E/γ der Stützschiicht von ausschlaggebender Bedeutung ist. Schaumstoffe haben zwar kleines γ , aber leider auch einen sehr kleinen E-Modul. Die Sandwich-Schale mit Metalldeckschichten und Schaumstoffkern hat aber den Vorteil, daß sie isotrop ist, das heißt, daß sie gleiche Steifigkeiten in zwei zueinander senkrecht stehenden Achsen aufweist, während die meisten Schalen üblicher Bauart, wie bereits früher betont, orthotrop sind.

Vergleicht man das Gewicht einer orthotropen Schale üblicher Bauweise mit einer durch Schaumstoffe gestützten isotropen Sandwich-Schale, so zeigt sich, daß letztere nur bei kleinen Bela-

stungen gewichtsgleich ausgeführt werden kann. Man hat daher nach Stützstoffen gesucht, bei denen das Verhältnis E/γ größer ist als bei den Schaumstoffen. Heute wird zur Stützung fast allgemein die sogenannte Honigwabe angewendet. Bei dieser ist die Stüttschicht aus gewellten Blechstreifen aufgebaut, die miteinander verklebt werden und dann honigwabenartige Zellen bilden.

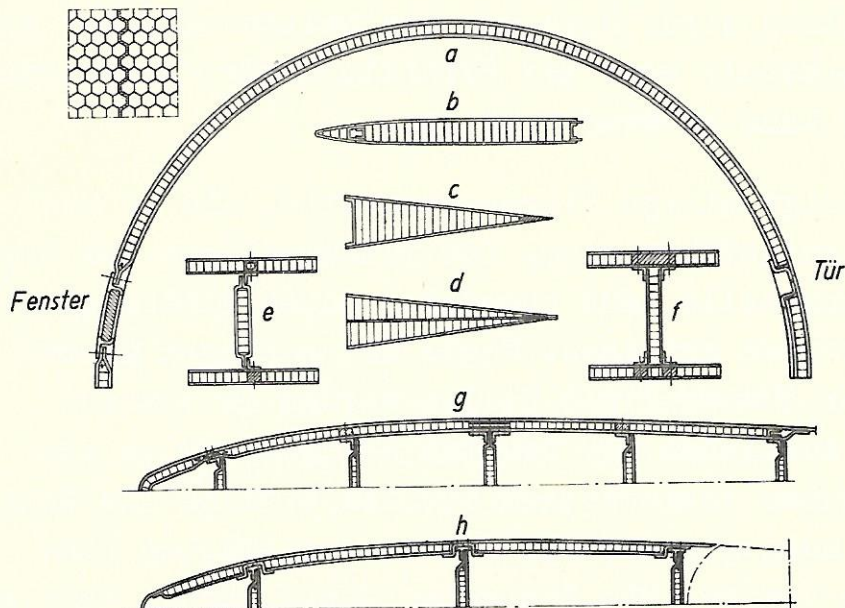


Bild 21: Flugzeugbauteile in Sandwich-Bauweise mit Wabenzellenkern

- | | |
|-------------------------|------------------------------------|
| a Rumpfabschnitt | e} Holm- und Rippenver- |
| b Flugkörper-Tragflügel | f} steifung an Tragflächen |
| c} Steuerflächen | g Jagdflugzeug-Tragflügel |
| d} | h Flossenabschnitt eines Flugzeugs |

Die Blechstärken dieser Streifen betragen etwa 0,5 bis 0,1 mm, die lichten Weiten der einzelnen Zellen etwa 4 bis 12 mm. Die Verbindung der Honigwaben-Stüttschicht mit den Deckschichten erfolgt durch Kleben. Als Kleber finden hauptsächlich Redux und Epoxydharze Verwendung. Von letzteren ist Araldid das bekannteste. Es ist klar, daß eine gute Klebung nur erreicht werden kann, wenn die Stüttschicht überall satt an der Deckschicht anliegt. Damit dies erreicht wird,

müssen die Auflageflächen der Stützschrift bearbeitet werden. Wegen der geringen Wandstärken der Zellen und der großen Weichheit des gesamten Honigwabenblockes ist eine Bearbeitung nicht ohne weiteres möglich. Man gießt daher die Zellen vorher mit Woods-Metall oder Paraffin aus. Auf diese Weise erhält man einen starren Block und erzielt eine Stützung der Zellenränder, sodaß eine gute Bearbeitung möglich wird. Nach dem Bearbeiten wird das eingegossene Woods-Metall oder das Paraffin wieder ausgeschmolzen. Auch Eis kann verwendet werden.

Das Bild 21 zeigt einige Flugzeugbauteile, die in Sandwichbauweise ausgeführt sind. Das Zusammenfügen der Großteile zur Gesamtzelle kann ebenfalls durch Kleben oder durch Verschrauben erfolgen. Wegen der geringen Druckfestigkeit der dünnwandigen Zellen werden im letzten Fall vor dem Aufkleben der zweiten Deckschicht an den für die Schrauben vorgesehenen Stellen örtlich die Zellen mit Gießharz ausgegossen, das nach dem Aushärten eine gute Stützung ergibt. Die Schraubenlöcher werden dann normal gebohrt.

Die Sandwich-Bauteile mit Honigwaben-Stützschrift können auch bei höheren Belastungen gewichtsgleich mit den in üblicher Bauweise hergestellten ausgeführt werden. Der Hauptvorteil der Sandwich-Bauweise ist darin zu sehen, daß die Deckschichten bis zum Versagen des Bauteiles unter Last völlig glatt bleiben. Sie genügen daher höchsten aerodynamischen Anforderungen. Nachteilig ist das Angewiesensein aufs Kleben, daß sehr sorgfältiges Arbeiten und teure Einrichtungen erfordert. Das Verkleben von Redux muß z.B. unter Druck und erhöhter Temperatur erfolgen, wobei die Klebevorrichtung die unter Umständen komplizierte Form des Bauteiles erfordert. Hinzu kommt, daß die Klebeschichten bei höheren Temperaturen schnell an Festigkeit verlieren.

III. Einfluß der Temperatur

Dem Einfluß der Temperatur auf die Flugzeugzelle kommt in den nächsten Jahren erhöhte Bedeutung zu. Dafür gibt es zwei Gründe. Einmal ist man bestrebt, in den Strahltriebwerken zur Verbesserung des thermischen Wirkungsgrades und damit zur Senkung des Kraftstoffverbrauchs höhere Verbrennungstemperaturen zu erreichen. Dabei können die das Triebwerk umgebenden und in der Nähe des mit etwa 600 bis 700° austretenden Gasstrahles liegenden Zellenteile erhöhten Temperaturen ausgesetzt sein; dies trifft besonders bei Standläufen und beim Rollen am Boden zu, wobei eine ausreichende Kühlung durch die vorbeistreichende Luft fehlt. Zum anderen muß für die nahe Zukunft mit einer wesentlichen Steigerung der Fluggeschwindigkeit gerechnet werden. Beim Flug mit Überschallgeschwindigkeit wird aber bald ein Gebiet der Geschwindigkeit erreicht, in dem die kinetische Energie der Luft eine merkliche Erwärmung der Flugzeug-Oberfläche hervorruft.

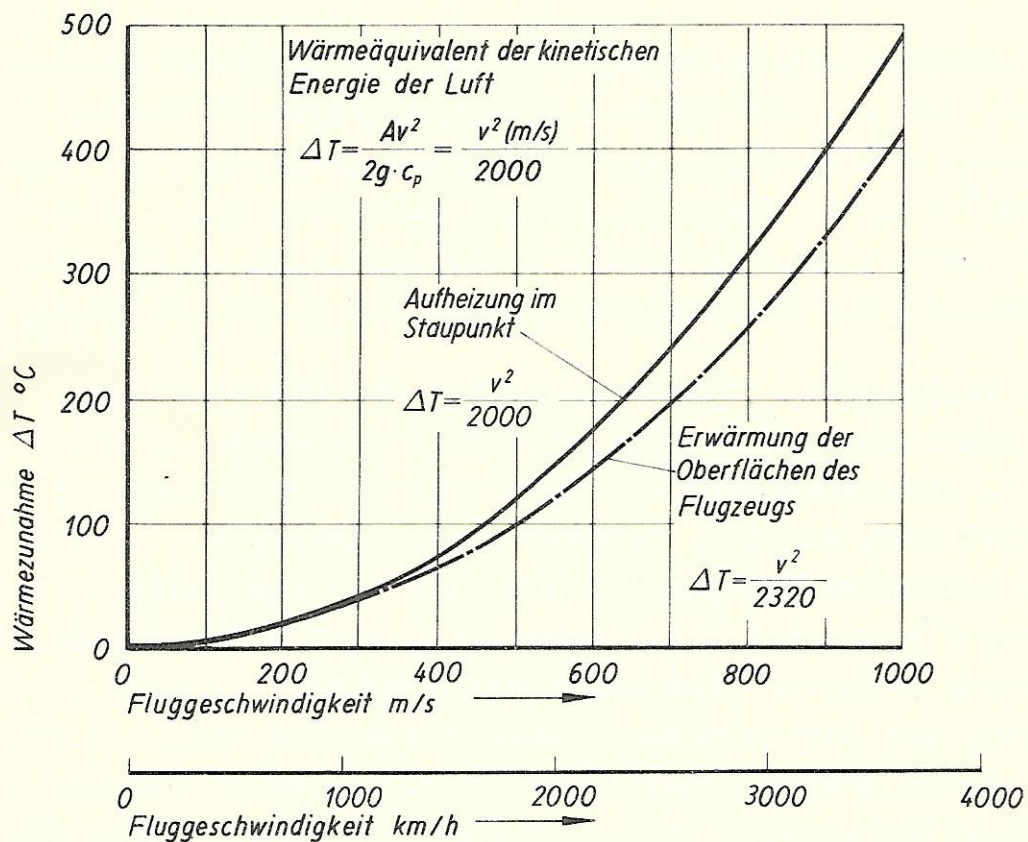


Bild 22: Aufheizung im Staupunkt und Erwärmung der Oberflächen des Flugzeugs mit wachsender Fluggeschwindigkeit

Das Bild 22 zeigt die Zunahme der Temperatur eines Flugzeugs in den Staupunkten, d.h. an den Vorderkanten des Flügels und der Leitwerke sowie an der Rumpfspitze und an der übrigen Oberfläche - in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit. Den Kurven können wir entnehmen, daß bei einer Fluggeschwindigkeit von 2000 km/h die Oberflächentemperatur bereits 110 bis 130° C erreicht. Diese Temperatur kann von den heute gebräuchlichen Alu-Legierungen auf die Dauer nicht mehr ertragen werden. Ihre Anwendung ist auf Temperaturen von 80 bis 100° C und damit auf Geschwindigkeiten bis etwa 1700 km/h beschränkt.

Bei höheren Geschwindigkeiten müssen Titan-Legierungen oder neu entwickelte Sinterwerkstoffe aus Aluminium angewendet werden. Titan ist ein Leichtmetall mit einem spez. Gewicht von $\gamma = 5,6$, dessen Legierungen Festigkeitswerte erreichen, die denen der legierten Stähle gleichkommen.

Ein Vertreter der Sinterwerkstoffe, die uns hier interessieren, ist das SAP (Sinter-Aluminium-Pulver). Dieser Werkstoff entsteht aus pulverisiertem Reinaluminium, das bei 600° C unter Druck zu Blöcken gesintert wird. Diese Blöcke werden dann zu Profilen verpreßt oder zu Blechen ausgewalzt. Die Bruchfestigkeit des SAP liegt bei 36 kg/mm².

Beide Werkstoffe - Titanlegierungen und SAP - ertragen ohne nennenswerten Festigkeitsabfall Temperaturen bis 450° C. Ihre Anwendung ist daher bis zu Geschwindigkeiten von 3500 km/h möglich. Darüber hinaus können von den uns heute bekannten Werkstoffen nur noch warmfeste Stähle Verwendung finden, wobei wahrscheinlich hartgelötete oder geschweißte Sandwich-Konstruktionen erhöhte Bedeutung gewinnen dürften. Der für Geschwindigkeiten von etwa 1600 bis 1800 km/h entwickelte Bomber Convair B58 (Hustler) weist bereits an der Flügelunterseite derartige Sandwich-Schalen auf, und zwar in einem Bereich, der dem Einfluß des heißen Gasstrahles hinter den inneren Triebwerken unterliegt.

BILD-VERZEICHNIS

	Seite
Bild 1: Kräfte am Flugzeug	5
Bild 2: Kräfte am Flügel	6
Bild 3: Holmflügel	8
Bild 4: Rohrgurt	11
Bild 5: T-Gurt mit Lasche	12
Bild 6: T-Gurt gefräst, Anpassung der Querschnitte	13
Bild 7: T-Gurt geschmiedet	15
Bild 8: Stahlgurte	16
Bild 9: Veränderung der Profilkontur durch Ausbeulen der Beplankung	18
Bild 10: Holmflügel mit zusätzlichen Hautversteifungen	19
Bild 11: Ausführungsformen von Flügelschalen	21
Bild 12: Junkers-Schalenflügel 1936-1937	24
Bild 13: Anpassung konventioneller Flügelschalen	25
Bild 14: Querstoß der Haut bei konventionellen Flügelschalen	26
Bild 15a: Ruderlagerrippe als Integralteil	28
Bild 15b: Motorträger als Integralteil	28
Bild 16: Integralschalen	29
Bild 17: Ausbildung eines Querstoßes bei Integralschalen	30
Bild 18: Tankdeckel als Niet- und als Integral-Bauteil	31
Bild 19: Vergleich der Integral-Bauweise mit einer herkömmlichen (aus Aircraft Production, Juni 1954)	32
Bild 20: Rumpf in Integral-Bauweise	35
Bild 21: Flugzeugbauteile in Sandwich-Bauweise mit Wabenzellenkern (nach B.R. Noton, Sonderdruck Nr. 24 (1956) "SAAB SONICS")	37
Bild 22: Aufheizung im Staupunkt und Erwärmung der Oberflächen des Flugzeugs mit wachsender Fluggeschwindigkeit (nach Goschek, Die Aerodynamik hoher Geschwindigkeiten, Verlag ausländischer Literatur, Moskau 1954)	39

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. Obering. 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, 10, 11 - 1959 erscheinen noch 6, 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-N2, Postfach 40, bezogen werden.