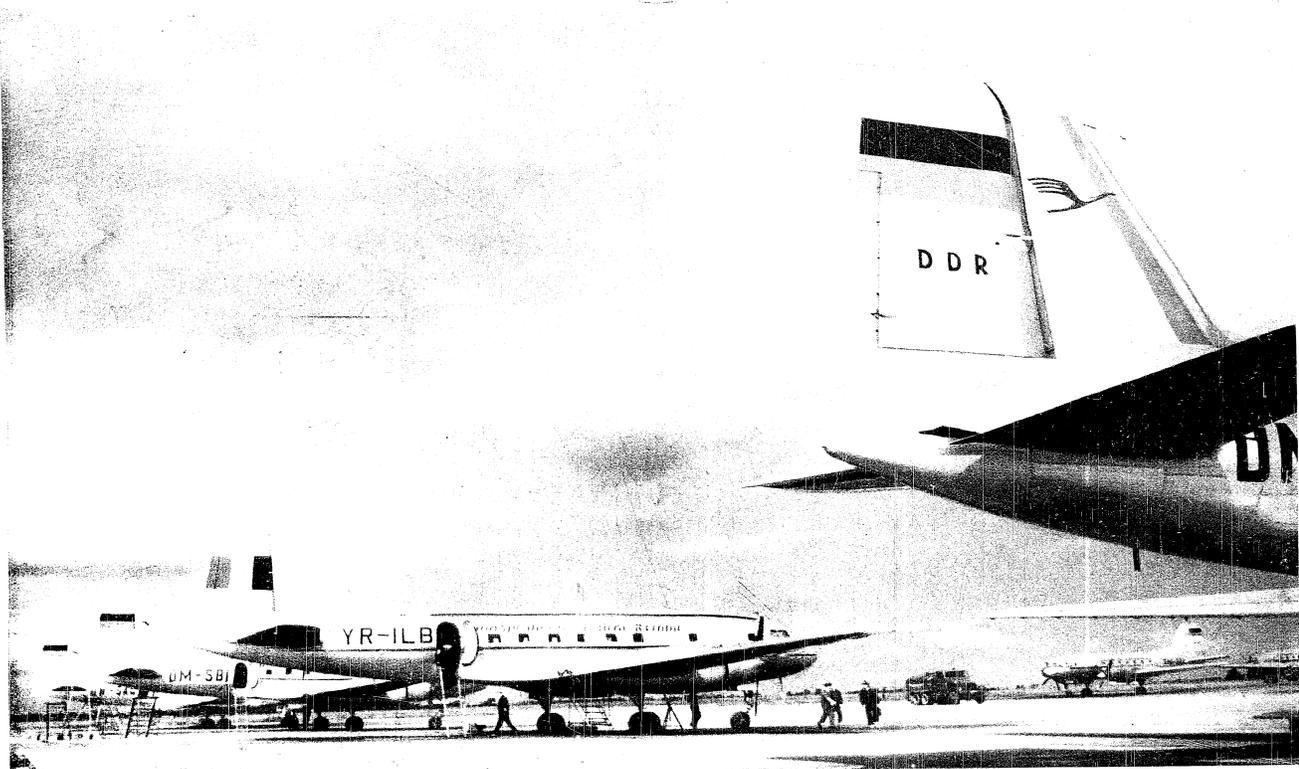


50X1-HUM

Page Denied

Next 1 Page(s) In Document Denied



Startsbereite Verkehrsflugzeuge vom Typ IL 14 P auf dem Zentralflughafen Berlin-Schönefeld. Von hier aus bestehen Flugverbindungen nach der ganzen Welt

Neues aus der Weltluftfahrt

DK 629.13(100): 008

Flugzeuge

Die Luftfahrtindustrie der Deutschen Demokratischen Republik beschäftigt sich gegenwärtig mit der Entwicklung eines neuen Kurz- und Mittelstrecken-Verkehrsflugzeuges mit Propellerturbinenantrieb. Das Flugzeug vom Typ 153 soll 600 bis 650 km/h Reisegeschwindigkeit erreichen und später die IL 14 P ersetzen. Die sowjetische Luftverkehrsgesellschaft Aeroflot hat vor kurzem ein neues Mittelstrecken-Verkehrsflugzeug vom Typ An-10 „Ukraina“ (Bild 1) in Erprobung genommen. Das vom sowjeti-

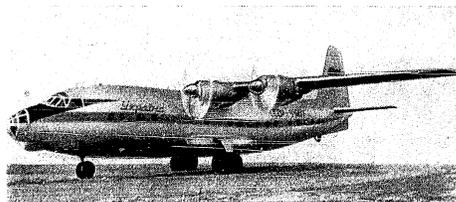
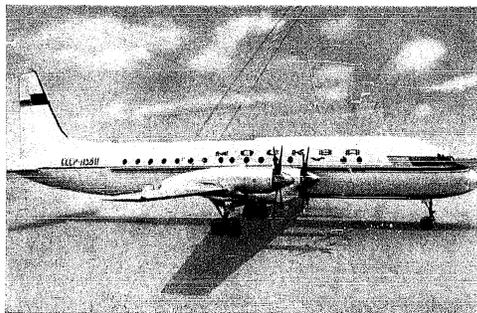


Bild 1. Verkehrsflugzeug Antonov An-10 „Ukraina“

schen Konstrukteur O. K. Antonow entwickelte Flugzeug ist mit vier Propellerturbinen, von denen jede mehr als 4000 PS leistet, ausgerüstet und soll 84 Fluggäste einschließlich 3,5 t Fracht mit 600 km/h Reisegeschwindigkeit in 8 bis 10 km Höhe befördern. Es soll auch als Transportflugzeug Verwendung finden und ist in kurzer Zeit umrüstbar. Neu ist die bisher nur Militärtransportern eigene Anordnung von zwei Fahrwerkswülsten seitlich des Rumpfes zur Aufnahme des achtradrigen einfahrbaren Hauptfahrwerkes.

Auf dem Flughafen Wnukowo bei Moskau wurden im Juli drei neue sowjetische Verkehrsflugzeuge vorgeführt. Das von Prof. Iljuschin konstruierte, mit vier Propellerturbinenriebwerken von je 4000 PS ausgerüstete Langstrecken-Verkehrsflugzeug IL-18 (Bild 2) für 70 bis 100 Fluggäste befördert 12 t Nutzlast mit 650 km/h Reisegeschwindigkeit auf Strecken bis 5000 km. Ferner wurden zwei Neukonstruktionen Prof. Tupoljews gezeigt. Das mit vier Strahltriebwerken ausgerüstete Mittelstrecken-Verkehrsflugzeug Tu-110 (Bild 3) bietet 78 bis 100 Fluggästen Platz. Die Höchstgeschwindigkeit beträgt 1000 km/h, die Reichweite 3500 km.

Bild 2. Iljuschin IL-18 „Moskwa“



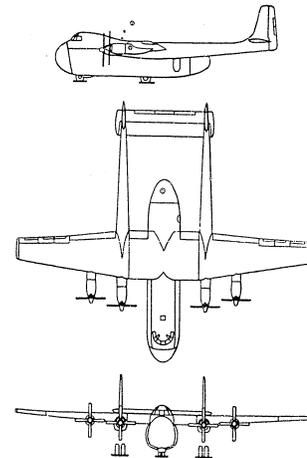
Aus der bekannten Tu-104 entwickelte Prof. A. N. Tupoljew die Tu-104 A für 70 Fluggäste. Die Reisegeschwindigkeit wird mit 800 km/h, die Reichweite mit 3000 km angegeben.



Bild 3. Tupoljew Tu-110

Sowjetische Konstrukteure arbeiten z. Z. an einem von Prof. A. N. Tupoljew entworfenen Langstrecken-Verkehrsflugzeug Tu-114, das mit vier PTL-Triebwerken ausgerüstet 170 Fluggäste mit einer Reisegeschwindigkeit von mehr als 900 km/h befördern soll. Der Rumpf des neuen Flugzeuges wird zwei Decks besitzen. In der Volksrepublik Polen wurde mit dem Bau eines viermotorigen Verkehrsflugzeuges MD 12 für 20 Fluggäste begonnen. Der Einsatz wird im Inlandsluftverkehr erfolgen.

Das englische Flugzeugwerk Armstrong-Whitworth veröffentlichte den Entwurf eines neuen Verkehrs/Frachtflugzeuges AW-650 „Freightliner“ für Kurz- und Mittelstreckeneinsatz (Bild 4). Es handelt sich um ein mit vier Rolls-Royce „Dart“-Propellerturbinen von je 2100 PS Startleistung ausgerüstetes und vorwiegend für den Frachteinatz bestimmtes Flugzeug, das sich gleicherweise als Verkehrsflugzeug für 71 oder 82 Fluggäste, Militärtransporter oder in Spezialausführung zum Autotransport eignen soll.

Bild 4.
Armstrong-Whitworth
AW-650 „Freightliner“

Triebwerke

Das erste von der Flugzeugindustrie der DDR erbaute Turbinenstrahltriebwerk wird z. Z. auf dem Prüfstand erprobt. Es ist zum Einbau in ein gegenwärtig in Entwicklung stehendes Verkehrsflugzeug vorgesehen.

Allgemeines

Eine Starthilfsanlage für Flugplätze mit besonders kurzen Startbahnen hat die All American Engineering Co. entwickelt. Sechs miteinander gekuppelte Turbinenluftstrahltriebwerke mit einer Leistung von insgesamt 60000 PS werden zum Antrieb des neuartigen Katapultes verwendet, das in der Lage sein soll, die normal notwendige Startstrecke kleiner bis mittlerer Flugzeuge auf ein Fünftel zu verkürzen.

Flu 139

Zum Abschluß seien noch einige Flugeindrücke in der IL 14 P erwähnt, die sich allerdings auf einen unvollständigen und äußerst subjektiven Abriß beschränken. Zudem können diese Beobachtungen nicht völlig der tatsächlichen Situation gerecht werden, weil unter ähnlichen Bedingungen erfolgte Vergleichswerte für Baumuster dieser Kategorie fehlen, da nur selten die Gelegenheit besteht, in Verkehrsflugzeugen unter Erprobungs- und Abnahmebedingungen zu fliegen.

Beim Start fielen der außerordentlich große Steigwinkel und eine hohe Steiggeschwindigkeit auf. Hierbei wurden Werte erreicht, die selbstverständlich unter normalen Reisebedingungen kaum erfolgen werden. Im wesentlichen ist das auf die Leistungsreserve der beiden 14-Zylinder-Doppelstern-Einspritz-Motoren von je 1900 PS Startleistung zurückzuführen. Bei einem Abfluggewicht von 16500 kg ergibt sich daraus die verhältnismäßig niedrige Leistungsbelastung von 4,35 kg/PS. Dem Passagier im Reiseflug dürfte, sofern er den Blick nicht nach außen auf das Triebwerk richtet, kaum bewußt werden, daß ein Triebwerk abgestellt wurde. Bekannt ist, daß bei Ausfall eines Triebwerkes nach dem Start der Flug der IL 14 P durchaus gefahrlos fortgesetzt werden kann und daß natürlich auch ein Steigflug möglich ist. Das gleiche gilt, wie der genannte Abnahmeflug mehrfach demonstrierte, auch für den Kurvenflug sowohl über den stehenden als auch über den laufenden Motor.

Die Ruderfolgsamkeit sowie die statische und dynamische Stabilität bewegen sich in den heute üblichen Bereichen. Bemerkenswert ist die außerordentlich kurze Zeit für das Ein- und Ausfahren des Fahrwerkes (Einfahren 4 Sekunden, Ausfahren 3,7 Sekunden). Bei einem Vergleich mit anderen Baumustern dürfte die IL 14 P in diesem Punkte an der Spitze liegen. Flattererscheinungen des Bugrades treten weder beim Start noch bei der Landung auf. Die Rollstrecken beim Start (470 m) und Landung (430 m) sind ebenso wie die Start- und Landestrecken auf bzw. aus 25 Meter Höhe (1020 m und 860 m) normal. Bei der IL 14 P steht der Grundsatz der Flugsicherheit an erster Stelle. Das beginnt bei den für sowjetische Konstruktionen üblichen hohen Lastannahmen und endet schließlich bei solchen Details, wie dem vierfachen Schutz gegen Vereisen und Beschlagen der Sichtscheibe der Flugzeugführerkabine (elektrische Beheizung, Warmluftbestrahlung, Flüssigkeitsenteisung und hydraulische Scheibenwischer). Im einzelnen ist sie auf folgende Fakten zurückzuführen:

1. Die aerodynamische Durchbildung des Baumusters ermöglicht noch eine Flugfähigkeit bei 125 km/h. Aus der sowjetischen Erprobung wird dazu mitgeteilt, daß bei normaler

Schwerpunktlage auch bei dieser niedrigen Geschwindigkeit die Maschine nicht über die Tragfläche abkippt. Sie nimmt stattdessen brav die Nase nach unten und holt rasch wieder an Geschwindigkeit auf.

2. Die Maschine kann infolge ihrer hohen Leistungsreserve im Einmotorenflug fliegen. Auch Steig- und Kurvenflug sind dabei möglich. Darüber hinaus können Kurven über das stehende Triebwerk geflogen werden.
3. Innerhalb einer Startstrecke von 1400 Metern kann das Flugzeug, sofern die Geschwindigkeit von 165 km/h noch nicht erreicht ist, bei Ausfall eines Triebwerkes wieder sicher zum Stehen gebracht werden. Würden jedoch bis zum Zeitpunkt des Triebwerkausfalles 165 km/h erreicht, dann kann der Start auch mit einem Triebwerk gefahrlos fortgesetzt werden.
4. Das Fahrwerk fährt in kürzester Zeit ein und aus.
5. Die Luftschraubenblätter können bei Triebwerkausfall schnell auf Segelstellung gebracht werden.
6. Mehrfache Sicherungen sind für eventuelle Störungen vorhanden. Zum Beispiel steht beim Ausfall einer Kurzwellen-Sende- und Empfangsanlage eine zweite zur Verfügung. Beim Versagen der Hydraulikanlage für das Ein- und Ausfahren des Fahrwerkes, die Betätigung der Landeklappen ist eine Hydrauliknotbetätigung vorgesehen usw.

Wenn auch in der ganzen Luftfahrttreibenden Welt das Thema Flugsicherheit betont wird, so stellt man im sowjetischen Flugwesen entsprechend der sozialistischen Konzeption des gesamten Lebens diesen Punkt noch vor die Flugeleistungen.

Im ganzen betrachtet stellt die Produktion der IL 14 P einen guten Beginn für unsere Luftfahrtindustrie dar. Berücksichtigt man noch die Tatsache, daß es das erste nach 1945 in Deutschland gebaute Verkehrsflugzeug ist, so handelt es sich um einen weiteren Meilenstein im traditionsreichen deutschen Flugwesen. Die Sowjetunion überließ uns die Konstruktionsunterlagen für dieses Baumuster kostenlos zum Bau der Maschine in eigener Verantwortung. Damit ist der Deutschen Demokratischen Republik die Möglichkeit gegeben, den eigenen Bedarf mit Inlanderzeugnissen zu decken und darüber hinaus im Exportgeschäft mit einem solch lohnintensiven Produkt, wie es das Flugzeug darstellt, aufzutreten. Damit erhält unsere Luftfahrtindustrie die wirtschaftliche Basis für eigene Entwicklungen im Gegensatz zur bundesdeutschen Luftfahrtindustrie, die mangels ausreichender finanzieller Mittel bisher auf die eigene Entwicklung von großen Verkehrsflugzeugen verzichten mußte, wertvolle Hilfestellung.

Flu 154

Luftfahrttechnische Tagung 1958

Im Frühjahr 1958 soll in Dresden die erste Luftfahrttechnische Tagung stattfinden, die gemeinsam von unserem Industriezweig und dem Fachausschuß „Luftfahrt“ der Kammer der Technik durchgeführt wird. Es ist vorgesehen, auf dieser Tagung die bei uns auftretenden Probleme auf wissenschaftlicher Basis vorzutragen und zu erläutern, um das Verständnis für unsere Forderungen an andere Industriezweige zu wecken und zu vertiefen. Es werden Probleme des Zellen-, Triebwerks- und Gerätebaus, der metallischen und nichtmetallischen Werkstoffe, des Oberflächenschutzes und der Betriebsstoffe behandelt.

Zu gegebener Zeit werden wir nähere Einzelheiten in unserer Zeitschrift veröffentlichen.



Bild 2. Ein letzter Blick in die geöffneten Handlöcher. Sind das Landeklappengestänge und der Betätigungsmechanismus für die Verriegelung des Fahrwerkschlusses in Ordnung?

Bild 3. Jedes Besatzungsmitglied hat fest umrissene Aufträge. In einer kurzen Flugbesprechung vor dem Start werden Zweck und Aufgabe des Fluges nochmals erläutert

nach hinten gerissen. Im nächsten Augenblick dringen die ersten Zündungen des zweiten Triebwerkes gedämpft in die Kabine, durch die jetzt ein leises Vibrieren geht. Um 12.03 Uhr rollt die Maschine ganz weich an und schwenkt auf die Startpiste ein, auf der sofort die erste Prüfung beginnt. Dem Kunden werden die hydraulische Bremsung und die Notbremsanlage des Hauptfahrwerkes vorgeführt. Leicht nach vorn nickend kommt die Maschine wieder zum Stehen. Die Bremsen wirken weich und keineswegs unangenehm für den Fluggast.

Nun laufen die Triebwerke auf Startleistung. Die Piste huscht vorüber und Sekunden später hebt die IL 14 P unmerklich ab. Das Variometer bestätigt eine hohe Steiggeschwindigkeit, und bald liegt die Elbe 1200 Meter unter uns. Das sonnenüberflutete Land sinkt hinter dem Flugzeug zurück. Felder und Waldflächen, die geometrischen Gebilden gleichen, zuweilen von Dörfern und schnurgeraden Straßen unterbrochen, ziehen als endloser Teppich unter der Maschine hinweg. Manchmal neigt sich eine Tragfläche im Kurvenflug zum Boden, und auf der anderen Seite rutschen Erde und Wolken wie über einen Steilhang in die Tiefe hinab.

Bei diesem Flug wird dem Kunden eine eingehende Funktionsprüfung vorgeführt. Vom Start an werden die Ruderkräfte und die Trimmung der Ruder in allen Fluglagen beurteilt. Probeweise werden Fahrwerk und Landeklappen im ZweisMotoren- und Einmotorenflug ausgefahren. In verschiedenen Fluglagen (normalem und steigenden Kurvenflug, Horizontal- und Steigflug) werden die Triebwerke wechselweise abgestellt, die Luftschraubenblätter auf Segelstellung gebracht und deren Verstellzeiten gemessen. In Verbindung damit erfolgt eine Prüfung der Dreifachsensteuerung, die auch im Einmotorenflug mit linkem Triebwerk voll wirksam bleibt. Der Flug mit Nennleistung des Triebwerkes ist ein weiterer Programmpunkt des Abnahmefluges. Auch hier müssen bestimmte festliegende Geräteanzeigen eingehalten werden.

Dem Bordfunker obliegt inzwischen die funktionsmäßige Kontrolle der beiden Kurzwellen- und der Ultrakurzwellen-Empfangs- und Sendeanlagen sowie der Bord-Eigenverständigung.

Die in Tragflächen- und Leitwerkknasen eingebaute Warmluftenteisung, die Flüssigkeitsenteisung der Luftschrauben und die vierfache Sicherung gegen Vereisen und Beschlagen der Sicht-

Schließlich werden die Einrichtungen des Flugkomforts wie Belüftung, Heizung und Einzel-Frischluflduschen einer Funktionsprüfung unterzogen.

Bei diesem Abnahmeflug hat jedes Besatzungsmitglied, wie schon bei den vorausgegangenen Erprobungsflügen, ein Programm mit festumrissenen Aufgaben zu erfüllen. Die Schönheiten des Fluges werden daher kaum beachtet, denn die exakte Durchführung der gestellten Aufgaben erfordert äußerste Konzentration und die ungeteilte Aufmerksamkeit jedes Besatzungsmitgliedes. Inzwischen nähern wir uns wieder dem Flugfeld. Wie von einem Balkon blickt man aus der Flugzeugführerkabine auf die Erde hinunter, die nun wieder näher herankommt. Manchmal schiebt sich die bunte Landschaft im Kurvenflug seitlich vor der breiten Sichtscheibe vorbei. Straßen und Häuser huschen bedenklich nahe unter uns hinweg. Doch das Arbeitsprogramm ist noch nicht beendet.

Jetzt wird die Flugleitung noch zweimal in rd. 100 Meter Höhe überflogen, um die Blindlandeanlage zu überprüfen. Beim Überfliegen des Senders sprechen in der Flugzeugführerkabine optische und akustische Zeichen an. Hierbei ertönt ein Klingelzeichen und am Instrumentenbrett leuchten zwei weiße Signallampen auf.

Bild 4. Die IL 14 P wird vom Abstellplatz zur Startpiste geschleppt. Die Besatzung hat bereits ihre Plätze eingenommen und wenige Minuten später wird die Maschine zum Abnahmeflug unterwegs sein



Ein Abnahmeflug mit der IL14P

Von Redakteur H. Ahner

DK 629.135.001.41

Dieser Beitrag soll in erster Linie dazu dienen, den Mitarbeitern unserer jungen Luftfahrtindustrie einen Maßstab für die eigene in Konstruktionssälen und Werkhallen vollbrachte Leistung zu finden. Das Schaffen am Detail, scheinbar oft weit ab vom eigentlichen Flugzeug, beeinträchtigt mitunter die richtige Einschätzung der Bedeutung der eigenen Arbeit, des eigenen Anteils am Gesamtergebnis.

Ein Abnahmeflug ist kein normaler Reiseflug. Bei ihm werden dem Kunden die Flugleistungen oft bis zu ihren Grenzen vorgeführt. Mit kritischen Augen prüft der Abnehmer jede Einzelheit und damit die in jeder Werkstatt geleistete Arbeit. Von ihrer Güte hängt die Flugsicherheit und damit das Leben von Menschen ab.

Die Redaktion

Wenn böse Zungen einstmals das Wort geprägt haben „Wo die Ordnung aufhört, da fängt die Fliegerei an“, so bildet auf jeden Fall das, was in unserer Luftfahrtindustrie geschieht — ganz gleich an welcher Stelle — den eklatanten Gegenbeweis dazu. Besonders deutlich findet das seinen Ausdruck in der Flugerprobung. Erprobt wird zwar beim heutigen Stand der Technik so ziemlich alles, was industriell hergestellt wird: Man jagt Motorräder und Autos über wilde Prüfstrecken, man prüft Kraftmaschinen und Haushaltsgeräte, ja selbst das Besohlmateriale für Schuhe wird Untersuchungen auf seine Abriebfestigkeit unterworfen.

Nirgends aber besitzt die Erprobung solche Tragweite wie in der Flugzeugindustrie, deren Erzeugnisse sich im dreidimensionalen Raum bewegen. Jedes Flugzeug, ganz gleich ob Prototyp oder Serienflugzeug, unterliegt einem individuellen Erprobungsprogramm, bevor es das Werk verläßt. Erst wenn dieses Programm erfolgreich durchgeführt und die Abnahme der Maschine

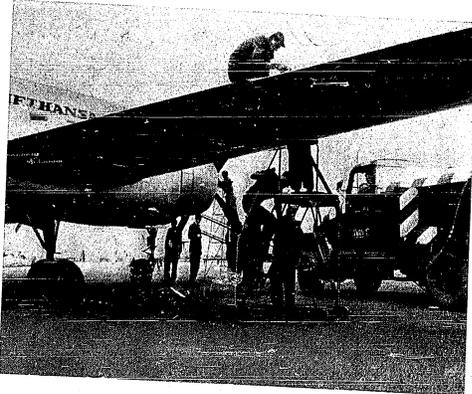


Bild 1. Das fertig erprobte Flugzeug wird für den Abnahmeflug betankt

erfolgt ist, wird sie dem Kunden ausgehändigt. Nach menschlichem Ermessen sind damit für die Betriebssicherheit des Flugzeuges alle Voraussetzungen gegeben. Tatsächlich gibt es heute im Luftverkehr — wenn alle Sicherheitsmaßnahmen eingehalten werden — kaum noch Flugunfälle durch ein Versagen der Maschine. So haben die sowjetische Aeroflot und die Scandinavian Airlines System (SAS) seit Jahren viele Millionen von Fluggastkilometern nahezu unfallfrei geflogen.

Nach Abschluß der Flugerprobung wird am Flugzeug noch einmal eine genaue Endkontrolle durchgeführt und die sich daraus noch ergebenden Arbeiten erledigt. Erst dann wird das Flugzeug den Vertretern des Abnehmers zur Durchsicht und Überprüfung zunächst in der Halle vorgeführt. Dabei erfolgen an der aufgebockten Maschine Funktionsproben von

Fahrwerk und Landeklappen. Sämtliche Klappen und Handlöcher werden geöffnet, um Einblick in alle Einzelheiten zu ermöglichen. Bei der Überprüfung verfährt der Abnehmer nach einem festgelegten Schema, um den Wert dieser Abnahme nicht durch eine subjektive und Zufälligkeiten unterworfenen Prüfung zu mindern. Gleichzeitig mit diesem Teil der Abnahme erfolgt eine Durchsicht der zu jedem Flugzeug gehörenden Zubehör- und Ersatzteile auf Vollständigkeit und Zustand (Abdeckplanen, Bremsklötze, Fahrwerk- und Ruderfeststellung, Bordwerkzeug und dergleichen mehr). Haben sich die Beauftragten des Abnehmers außerdem davon überzeugt, daß eventuelle Sonderwünsche, die sich aus dem vorgesehenen Verwendungszweck ergeben und die dem Auftrag zugrunde lagen, berücksichtigt wurden, dann ist dieser Teil der Abnahme beendet und das Flugzeug wird aus der Halle ins Freie gebracht. Nunmehr findet der Triebwerk-Standardlauf zur Überprüfung aller Triebwerk- und Triebwerkgerätfunktionen statt. Die Vertreter des Kunden befinden sich dazu mit an Bord, um alle Geräteanzeigen überwachen und gegebenenfalls schriftlich festhalten zu können. Dieser Standlauf erstreckt sich über 10 bis 15 Minuten Dauer. Dabei kommt es auf rasches Erfassen aller Gerätemesswerte an, da die luftgekühlten Triebwerke — um eine Überhitzung der Zylinderköpfe und des Schmierstoffes zu vermeiden — nur kurze Zeit im Stand auf Startleistung laufen dürfen. Zu diesem Zwecke werden die Triebwerke einige Male kurz auf Startleistung beschleunigt, während sie in der übrigen Zeit des Standlaufes auf verschiedenen niedrigeren Drehzahlen laufen.

Im einzelnen werden dabei geprüft:

1. Rasches Anspringen der Triebwerke und damit im Zusammenhang die Funktionen von Anlassern und Zündmagneten;
2. die Leistung der Generatoren;
3. die Einhaltung des erforderlichen Kraftstoff- und Schmierstoffdruckes sowie der Gemischregelung;
4. das Beschleunigungsvermögen;
5. die Luftschraubenverstellautomatik;
6. die Zylinderkopftemperaturen;
7. als Komponenten der Triebwerkleistung Drehzahl und Ladedruck;
8. der Leerlauf. Bei einer Drehzahl von 550 bis 600 Umdrehungen pro Minute muß das Triebwerk noch schüttelfrei laufen.

Zugleich soll der Standlauf den Nachweis der Dichtheit der Triebwerke erbringen. Dazu werden nach dem Standlauf die Verkleidungsbleche abgenommen, und die Triebwerke auf austretenden Betriebsstoff (Kraftstoff, Schmierstoff) überprüft. Nach dieser Kontrolle startet das Flugzeug zu einem Sicherheitsflug nach der Enddurchsicht. Erst dann erfolgt der Abnahmeflug. An Bord befinden sich werkseitig ein Flugzeugführer, ein Bordfunker, ein Bordmechaniker, ein Navigator und ein Flugversuchingenieur und von seiten des Abnehmers ein Flugzeugführer, ein Bordfunker, ein Bordmechaniker und weitere Beauftragte. Der Zeiger meiner Armbanduhr steht auf 11.59 Uhr. Der erste Flugzeugführer erteilt den Befehl: „Netz einschalten!“ — „Ist eingeschaltet!“, gibt der Bordfunker zurück.

Leise singt der Anlasser. Einen Augenblick später setzt das linke Triebwerk mit heulendem Diskant ein. Ein paar Ölschwaden werden mit rasender Geschwindigkeit aus den Auspuffrohren

nach hin
Zündun
durch d
Maschin
der sofo
hydraul
werkes v
wieder z
unangen

Nun lau
vorüber
Das Vari
bald lieg
Land sink
die geom
schnurgen
pich unte
fläche im
rutschen
Tiefe hin

Bei diese
prüfung v
die Trimm
werden F
Einmotor
malem un
werden d
benblätter
gemessen.
achsensteu
werk voll
werkes ist
Auch hier
gehalten w
Dem Bord
trolle der b
und Sendez

Die in Tra
enteisung,
vierfache S

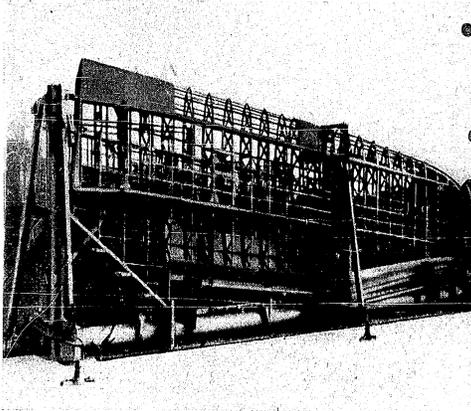
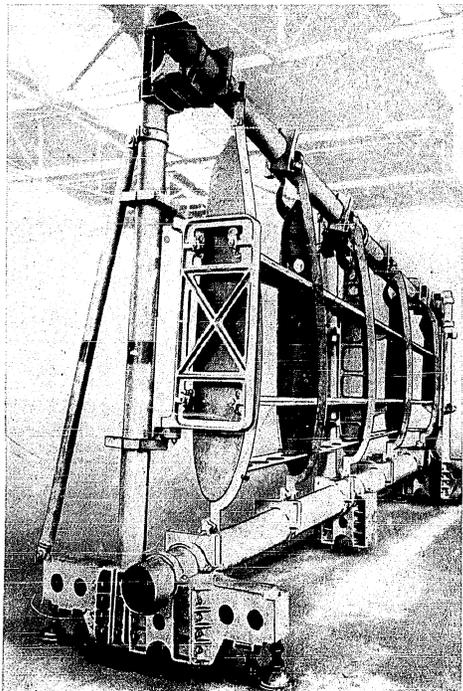


Bild 12. Tragflächenbauvorrichtung. Vorstufe für das „Baukastensystem“

zu erhöhen. Mit den Vorrichtungen allein wird das jedoch nicht erreicht. Obwohl die Lage aller wichtigen Punkte durch Halterungen und Spanneinrichtungen zwangsläufig festgelegt ist, verbleiben darüber hinaus Bauvorgänge, die von der Geschicklichkeit und dem handwerklichen Können der Werk tätigen abhängig sind und von ihnen maßgeblich beeinflusst werden. So können zum Beispiel durch unsachgemäßes Nieten oder schlechtes Anpassen der Hautbahnen Spannungen entstehen, die zu Beulen in der Beplankung führen. Diese häßlichen Stellen sind nicht wieder wegzubringen und mindern das Aussehen und die aerodynamischen Werte des fertigen Flugzeuges ganz beträchtlich. Je glatter die Oberfläche ist, um so mehr ist sie ein Maßstab

Bild 13. Tragflächenbauvorrichtung nach dem „Baukastensystem“. Bemerkenswert ist die einsäulige Ausführung und die im Vordergrund sichtbare ausschwenkbare „Wurzellehre“



für die erstrebte genaue aerodynamische Form und ein geschultes Fachpersonal.

Darüber hinaus können durch fehlerhaftes Nieten Spreizkräfte entstehen, die Spannungen im Materialgefüge verursachen, mit denen der Konstrukteur nicht gerechnet hat, und Überbeanspruchungen hervorrufen.

Nicht selten sind die Fälle, insbesondere beim Anlauf neuer Typen, wo Bauteile windschief aus den Vorrichtungen herauskommen und derart „springen“, daß eine Wiederaufnahme nicht möglich ist. Das Nachrichten erzeugt wieder oft nicht zu verantwortende Spannungen, so daß derartige Teile als Ausschuß erklärt werden müssen.

Alle diese Momente tragen dazu bei, daß der Flugzeugbauer ein hohes Verantwortungsbewußtsein haben und seinen persönlichen Anteil dazu beitragen muß, die Sicherheit im Flugverkehr zu garantieren.

Schlußbetrachtung

Aus dem großen Gebiet der Bauvorrichtungen konnte nur ein verhältnismäßig kleiner Ausschnitt als Überblick gegeben werden. Die vielseitigen Ausführungsformen in Verbindung mit den zur Herstellung erforderlichen Hilfsmitteln, insbesondere Schablone, Vorrichtungsform- und Anschlußlehren, Meßverfahren zum Ausrichten der Vorrichtungen sowie auch spezielle Fertigungsverfahren stellen ein Stoffgebiet dar, das im Rahmen dieser Ausführungen nicht erschöpfend zu behandeln ist und späteren Betrachtungen überlassen bleiben muß.

Flu 143

Luftfahrt in der Vergangenheit

DK 656.7(091)

- 3. 7. 1900 Erster Aufstieg eines Zeppelin-Luftschiffes in Manzell am Bodensee.
- 11. 7. 1907 Blériot startet zu seinen ersten Eindecker-Flügen und stellt hierbei einen Streckenrekord von 150 m auf.
- 20. 7. 1909 Erster Flug Igo Etrichs auf der nach ihm benannten Taube in Wiener Neustadt.
- 25. 7. 1909 Erste Überquerung des Ärmel-Kanals in Richtung Calais-Dover von Blériot in 32 Minuten auf seinem Blériot-Eindecker mit 25-PS-Motor.
- 10. 8. 1896 Otto Lilienthal verstorben.
- 18. 8. 1903 Nördlich von Hannover in der Vahrenwalder Heide führte der Deutsche Karl Jatho mit einem selbstgebauten Dreiecker mit 9/12-PS-Buchet-Motor den ersten Flugsprung über deutschem Boden von 18 m Länge in dreiviertel Meter Höhe aus.
- 25. 8. 1919 Erster regelmäßiger Flugdienst zwischen Paris und London.
- 15. 8. 1929 Erster Weltflug des Luftschiffes „Graf Zeppelin“.
- 27. 8. 1939 Das erste Turbinenstrahlflugzeug der Welt, die Heinkel He 178, startet zu ihrem ersten Flug.

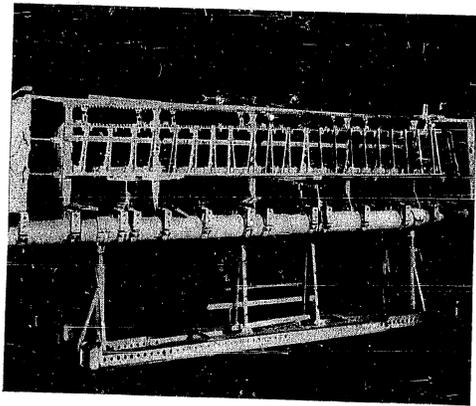


Bild 7. Bauvorrichtung für Querruder, auf fahrbaren in der Länge verstellbaren Wagen einer Taktstraße montiert

Der verwindungsfeste Bau derartiger Vorrichtungen verleitet den nicht versierten Konstrukteur aus Sicherheitsgründen häufig dazu, diese durch Fundamentschrauben mit dem Boden zu verbinden, um Verdrehungskräfte abzufangen. Das sollte nicht geschehen. Die Konstruktionen sind heute so ausgereift, daß diese ohne Bedenken mittels Tellerfüßen und Spindeln lose auf den Boden gestellt werden können. Der Hallenboden sollte ein für allemal unangetastet bleiben.

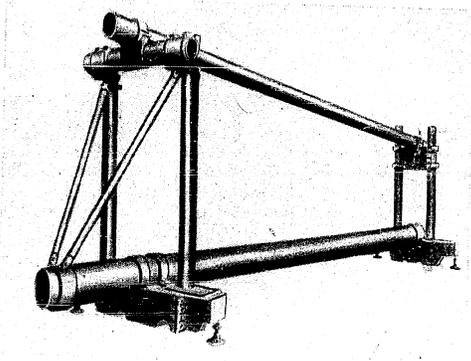
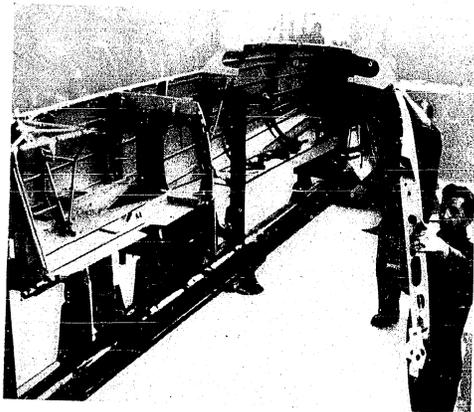


Bild 8. Grundgerüst einer Tragflächenbauvorrichtung nach dem „Baukastensystem“. Ortsbeweglichkeit durch Spindelfüße

Bild 9. Rumpfbauvorrichtung. Boden und Seitenwände werden in dieser Vorrichtung zusammengesetzt



Mit Hilfe optischer Kontrolleinrichtungen sind eingetretene Verwindungen oder Abweichungen von den Bezugsebenen zu jeder Zeit leicht feststellbar. Zum leichteren Transport werden an geeigneten Stellen feste oder ausschwenkbare Rollen vorgesehen (Bild 5).

Bauvorrichtungen für große räumliche Flugzeugteile, Rumpfe, Tragflächen, Leitwerke, Seitenwände, Schalen usw. (Bilder 6 bis 13) haben als Grundkörper einen durchgehenden Längsträger mit seitlichen Querträgern, die eine gute Standsicherheit ermöglichen. Auf diesen Körpern werden Portale, Endböcke oder Zwischengerüste zum Zusammenbau dieser Teile errichtet.

Auch rahmen- und portalartige Grundkörper sind gut geeignet, wenn sie der allgemeinen Forderung entsprechend ortsbeweglich gestaltet werden. Die Anwendung des Baukastensystems und

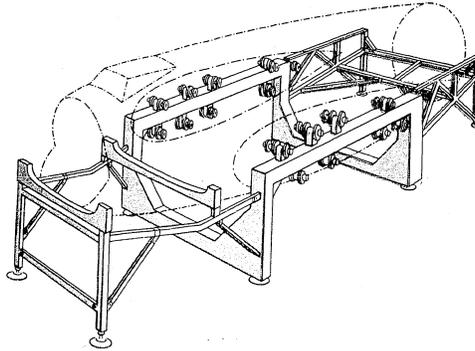


Bild 10. Schematische Darstellung einer Rumpfbauvorrichtung in „Portalbauweise“ für Großrumpfe. Diese Bauweise vermeidet den unterhalb durchgehenden Längsträger. Der Rumpf wird dadurch beim Nieten gut zugänglich. Freie Aufstellung auf dem Hallenboden durch „Tellerfüße“.

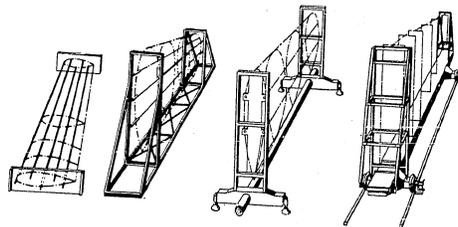


Bild 11. Entwicklungsstufen der Tragflächenbauvorrichtung

weitgehende Verwendung genormter Teile sind dabei selbstverständliche Voraussetzungen. Auf ausreichende Stabilität und Flächensteifigkeit ist größter Wert zu legen.

Arbeitsbühnen und Treppen sollen deshalb nicht mit dem Vorrichtungengerüst fest in Verbindung gebracht, sondern unabhängig davon errichtet werden, um die Maßgenauigkeit der Vorrichtungen durch unkontrollierbare Belastungen und Kräfteübertragungen nicht zu beeinträchtigen. Denn schon kleine Veränderungen durch Biege- oder Verwindungskräfte können bei langgestreckten Teilen erhebliche Ungenauigkeiten in den System- und Anschlußmaßen hervorrufen, die zur Unbrauchbarkeit der fertigen Bauteile führen.

Bauvorrichtungen im Produktionsprozeß

Bauvorrichtungen sind für den Zusammenbau des Flugzeuges unerlässlich. Sie tragen dazu bei, den Fertigungsprozeß abzukürzen, die Formgenauigkeit zu gewährleisten und die Qualität

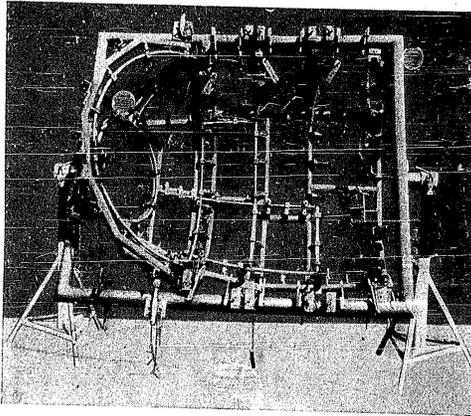


Bild 4. Große schwenkbare Schweißvorrichtung für Dachgerüst. Rechteckiger Rahmen in Rohrbauweise

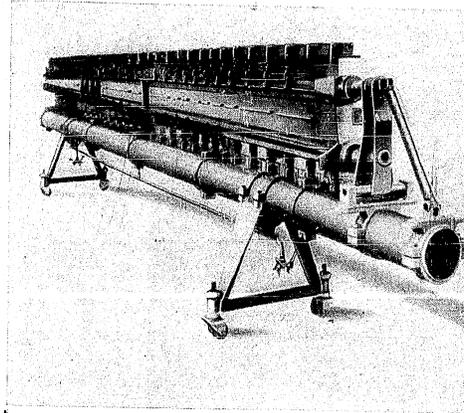


Bild 5. Langgestreckte, fahrbare Bauvorrichtung für Gurtflaschenträger. Grundkörper aus Rohr auf gußeisernen Böcken, Aufbauten an Flanschsellen befestigt, Preßfließleitung unterhalb des Rohres

der günstigste, da sie immer die gleiche Arbeit haben und demzufolge schneller eingearbeitet sind.

Je nach Größe der zu bauenden Flugzeugteile lassen sich die Bauvorrichtungen in zwei große Gruppen einteilen:

1. Kleinbauvorrichtungen
 2. Großbauvorrichtungen,
- kurz Großvorrichtungen genannt

Beide Gruppen sind durch folgende Merkmale gekennzeichnet: Zu den Kleinbauvorrichtungen werden sie gerechnet, wenn sie beim Gebrauch einfach auf die Werkbank gelegt werden können. Soweit sie auf besonderen Grundkörpern, Böcken errichtet sind und Produktionsfläche in Anspruch nehmen, werden sie zu den Großvorrichtungen gezählt. Ihre Anzahl und Baumaße sind bei der Raumplanung des Fertigungsablaufes zu berücksichtigen.

Während in Kleinbauvorrichtungen Einzelteile zu Untergruppen zusammengefügt werden, fällt den Großvorrichtungen die Aufgabe zu, diese Teile in sich aufzunehmen und zu einem größeren Ganzen zu vereinigen. Zusammen mit der Beplankung geben sie dem Großbauteil (Zellenteil) die aerodynamische Form und schließen damit den Vorgang des Zusammenbaues ab.

Ausführungsformen

Bei näherer Betrachtung kann man folgende vier große Gruppen unterscheiden, und zwar Bauvorrichtungen für:

1. kleine ebene und geförmte Teile
2. größere flächige und leicht gewölbte Teile
3. langgestreckte Teile
4. große räumliche Teile

Im Rahmen der ersten Gruppe liegen Bauvorrichtungen für Deckel, Klappen, Knotenstücke, kleine Spante, einfache Schweißvorrichtungen usw. Ihr Aufbau vollzieht sich in der Regel auf Platten aus Stahlblech, die durch Winkelrahmen verstärkt sind, oder auf je nach Erfordernissen zusammengestellten Grundkörpern. An der Gesamtzahl der Bauvorrichtungen haben sie den größten Anteil, der etwa 70 bis 80% beträgt.

Bauvorrichtungen für größere, flächige und leicht gewölbte Teile — Bilder 2 bis 4¹⁾ — lassen bereits Grundkörper erkennen, die als rechteckige und quadratische Rahmen, Ringe, Bauplatten usw. in verschiedenen Größen und Abmessungen immer wieder-

¹⁾ Das Bildmaterial ist dem im Fachbuchverlag Leipzig erscheinenden Buch „Vorrichtungen im Flugzeugbau“ entnommen.

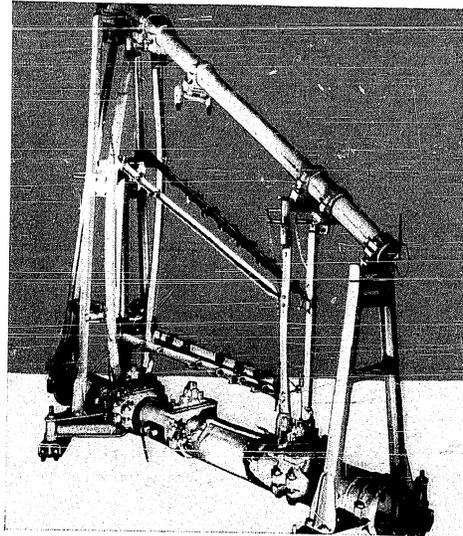


Bild 6. Fahrbare Bauvorrichtung für Seitenflosse. Grundkörper: Rohr mit Querträgern und Flanschsellen, Aufbauten aus Normalprofilen. Die Vorrichtung gehört zu einer Taktstraße mit vier Takten

kehren. Oft sind sie der besseren Zugänglichkeit wegen auf Böcken schwenkbar gelagert, so daß der Zusammenbau und das Nieten der Teile sowohl in horizontaler als auch in vertikaler Weise vorgenommen werden kann.

Aber auch Rohre mit daran befestigten Quergliedern oder entsprechenden Aufbauten zählen zu dieser Gattung (Bild 1).

Geeignete Bauteile sind Spante, Querverbände, Verkleidungen für Triebwerk und Fahrgestell, Motorgondeln, Bodenwannen usw. Auch Gerüste für Kanzeln, Kabinendach und ähnliche sperrige Teile gehören zu dieser Kategorie.

Bauvorrichtungen für langgestreckte Bauteile (Bild 5), insbesondere Diagonalverbände, Tragflächenträger in Rohr-, Gurtflaschen- oder Stegblech-Ausführung, Stirnkappen usw., erfordern Grundkörper entsprechender Länge. Diese können aus normalen Stahlblechen, Normalprofilen und Gitterträgern bestehen. Kasten-träger mit quadratischem oder rechteckigem Querschnitt sind ebenfalls anwendbar.

Die Konstruktion der Großvorrichtungen bereitet daher, soweit nach dem vorgenannten System gearbeitet werden kann, keine übergroßen Schwierigkeiten, da sie dem Stahl- und Gerüstbau ähnelt. Die Schwierigkeiten liegen vielmehr darin, den inneren Ausbau so maß- und formgenau zu bauen, daß die Maßgenauigkeit der zu bauenden Flugzeugteile im Rahmen der geforderten Toleranzen liegt.

Diese Maßgenauigkeit wird aber nicht ausschließlich von den Bauvorrichtungen bestimmt, sondern sie ist bereits von der Formtreue der Einzelteile abhängig. Bei ungenau gefertigten Einzelteilen, seien es Zerspanungs-, Verformungs- oder bereits zur Untergruppe zusammengebaute Teile, wie Spante, Querverbände, Klappen, Rippen usw., ist mit der besten Großvorrichtung kein konturgenaues Flugzeugteil zu erzielen. Es muß deshalb auf eine genaue Einzelteilverfertigung größter Wert gelegt werden, und es sind alle Vorkehrungen zu treffen, hier größte Genauigkeiten zu erzielen. Hierzu sind weitere Hilfsmittel erforderlich, auf die im Rahmen dieser Abhandlung jedoch nicht eingegangen werden soll, da sie ein umfangreiches Sondergebiet darstellen.

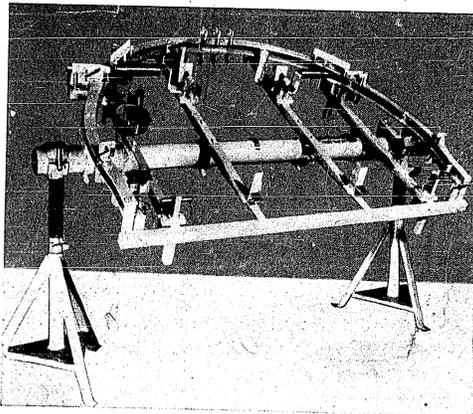
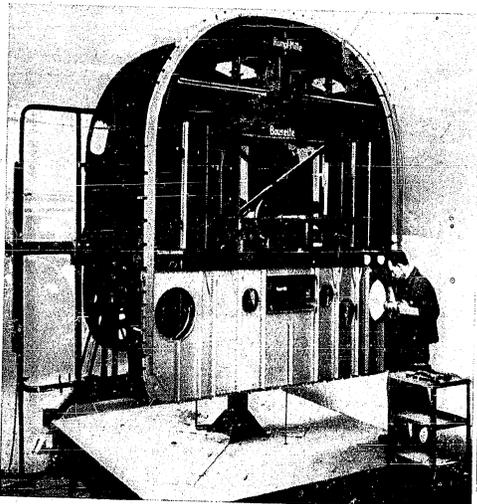


Bild 1. Schwenkbare Spantbauvorrichtung auf Rohrbasis. Die Querträger sind auf genormten Kastenschellen befestigt

Bild 2. Senkrecht stehende Spantbauvorrichtung in platzsparender Doppelausführung als „Bauplatte“ ausgebildet. Die Bauplatten sind jede für sich drehbar, so daß jeder Punkt vom Boden aus erreichbar ist. Eine Arretiereinrichtung ermöglicht die Feststellung in jeder Lage



Grundsätzliche Erwägungen

In der Flugzeugfertigung lassen sich drei Produktionsweisen unterscheiden, die Gestaltung und Ausführung der Bauvorrichtungen beeinflussen:

1. der Versuchsbau
2. der Kleinserienbau
3. der Serienbau

Bei Versuchsflugzeugen und im Entwicklungsbetrieb, wo oft zu langwieriger Anfertigung komplizierter Vorrichtungen keine Zeit ist, werden behelfsmäßige Ausführungen ihren Dienst erfüllen. Angebracht sind hier Universalbauvorrichtungen, die für bestimmte Bauteile und Größen immer vorhanden und einstellbar sind. Dies ist von Vorteil, da im Versuchsbetrieb häufig mit Änderungen zu rechnen ist, die sofort berücksichtigt werden müssen. Rahmen, Ringe, Tische usw. sind hierfür geeignet, da sie eine schnelle Einstellung ermöglichen.

Bei größeren Vorrichtungen wird man den Zusammenbau in wenigen Großvorrichtungen konzentrieren und die Konstruktion so einfach wie möglich halten.

Der hohe Kostenaufwand für den Vorrichtungspark zwingt aber heute dazu, eine Abstimmung mit der Kleinserie vorzunehmen, damit unter Berücksichtigung eines späteren verfeinerten Ausbaues eine Übernahme in diesen Produktionsprozeß erfolgen kann.

Serienvorrichtungen haben die Aufgabe, den Fertigungsprozeß weiter aufzulockern, um möglichst kurze Verweilzeiten der Flugzeugteile darin zu erreichen. Man kann hierbei verschiedene Wege beschreiten. Entweder entschließt man sich, die auszustößende Produktion durch eine Vermehrung gleicher Vorrichtungen zu bewältigen, oder man wählt den Weg der Taktstraßen, der eine Unterteilung des Zusammenbauvorganges ermöglicht und zu einer fließenden Fertigung in einzelnen Takten führt.

Zu beachten ist dabei, daß im ersten Fall die Arbeitskolonnen das Teil bis zur Herausnahme aus der Vorrichtung zusammenbauen. Sie sind also an den Arbeitsplatz gebunden. Im anderen Fall durchwandert das Flugzeugteil die ganze Taktstraße, ist erst im letzten Takt fertig und wird dann herausgenommen. Die Kolonnen können entweder wie im ersten Fall am Arbeitsplatz verbleiben, oder sie wandern mit den Takten. Ersterer Fall ist

Bild 3. Bauvorrichtung für Triebwerksverkleidung. Die Beplankungsbleche werden durch Lederriemen gehalten

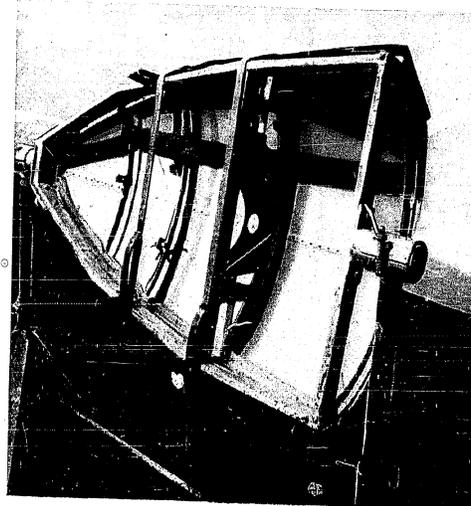


Bild 4. Rahmen

der gü
zufolge
Je nach
vorricht

Beide C
Zu der
sie bei
können
richtet
sie zu d
sind bei
sichtige
Währen
zusamm
gabe zu
Ganzen
dem Gr
schließen

Ausführu
Bei nähe
untersch

Im Rahm
Deckel, i
vorrichtu
Platten a
oder auf
körpern.
den größ
Bauvorrie
Teile — E
die als re
usw. in ve

Das Bild
„Vorrichtu

Die Gliederung und Bedeutung der sechsstelligen Kennzahlen sind für alle Stoffhauptgruppen bereits festgelegt. Für die Stoffhauptgruppen 1 bis 3 ist die Bedeutung der Zahlen in Tafel 2 erläutert. Auf die Darlegung der Gliederung und Bedeutung der Kennzahlen für die Stoffhauptgruppen 4 bis 9 kann in diesem Rahmen nicht eingegangen werden.

3.2 LW-Kennzahlen in Fertigteilverzeichnungen

Bei allen metallischen Fertigteilen, die den Werkstoff- und Oberflächenzustand des Ausgangshalbzeuges behalten, ist die LW-Kennzahl für das Roh- und Fertigteil dieselbe, z. B.

Beplankungsbleche	aus 3126.35
Leitungsrohr	aus 3355.51
Sicherungsdraht	aus 1107.04
Federn aus Draht	1169.84

Bei allen übrigen metallischen Fertigteilen, bei denen durch eine technologische Behandlung der Werkstoff- oder Oberflächenzustand verändert wird, ändern sich auch die Beizahlen der LW-Nummer, z. B.

Zerspanungsteil . . . 1145.30,	hergestellt . . .	aus 1145.12
Zerspanungsteil . . . 1403.40,	hergestellt . . .	aus 1403.12
Randbogen 3126.30,	hergestellt . . .	aus 3126.36
Preßprofil 3125.33,	hergestellt . . .	aus 3125.43

Flu 118

Bauvorrichtungen im Flugzeugbau

Von Ing. H. Tödter

DK 629.135.002.54

Allgemeines

In der Flugzeugproduktion nehmen die Bauvorrichtungen einen führenden Platz ein. Ohne sie ist eine wirtschaftliche Fertigung und ein Zusammenbau des Flugzeuges in den vorgeschriebenen Abmessungen und aerodynamischen Formen nicht möglich. In keinem anderen Industriezweig, auch im verwandten Automobilbau, finden sie in einem derartigen Umfang wie im Flugzeugbau Anwendung.

Die Baugenauigkeit, die bei neuzeitlichen Flugzeugen immer mehr in den Vordergrund tritt, stellt an Ausführung und Gestaltung hohe Anforderungen. Wenn zu Beginn des Flugzeugbaues noch mit verhältnismäßig einfachen und behelfsmäßigen Vorrichtungen gebaut werden konnte, so wurden diese im Laufe der Zeit komplizierter und teurer. Große sperrige Bauteile, wie Tragflächen, Rumpfe, Leitwerke usw., die sich aus vielen Einzelteilen zusammensetzen, bilden während des Zusammenbaues noch kein starres Gerüst und machen Vorrichtungen erforderlich, für die es in der Technik kein Vorbild gab. Wenn früher beim Zusammenbau des Flugzeuges die Lage von Einzelteilen noch mit dem Metermaß gemessen werden konnte, so mußten nunmehr Halterungen und Spanneinrichtungen vorgesehen werden, um die einzelnen Punkte genau zu fixieren und zwangsläufig zu erreichen.

Aber auch diese Maßnahmen reichten nicht aus, um die geforderte Genauigkeit zu erreichen. Es mußten zusätzlich Schablonen und Lehren besonderer Art entwickelt werden, um das Ziel zu erreichen. Hinzu kam das zeitraubende und umständliche Ausmessen, insbesondere der Großvorrichtungen, das spezielle Meßverfahren notwendig machte, um den schnellen Anlauf eines neuen Baumusters zu sichern. Alle diese Hilfsmittel sind notwendig, um einwandfreie Bauvorrichtungen zu erhalten. Dabei spielen weitere Fragen in bezug auf Ausführungsformen, Ortsfestigkeit oder -beweglichkeit, Leichtbauweise oder Schwerkonstruktion und andere eine erhebliche Rolle mit. Obwohl heute die Bauvorrichtungen einen Stand erreicht haben, von dem angenommen werden kann, daß ein gewisser Abschluß erreicht ist, zwingen die immer größer werdenden Flugzeuge zu ständiger Weiterentwicklung und Ermittlung zweckmäßigster Konstruktionen. Als Richtlinie soll grundsätzlich das Prinzip der Leichtbauweise und Ortsbeweglichkeit zur Anwendung kommen. Groß-

vorrichtungen aus Guß sind wegen des erheblich größeren Materialaufwandes und der langen Lieferzeit der Modelle nicht vertretbar. Soweit gegossene Einzelteile als Normteile Verwendung finden, ist nichts dagegen einzuwenden, vielmehr ist es sogar wünschenswert.

Bauelemente

Bauelemente zur Konstruktion der Vorrichtungen sind normale handelsübliche Stahlbleche, Profilstähle und Rohre, die zu Grund- oder Fundamentkörpern, Aufbaukörpern, Stütz- oder Zwischengerüsten in Gestalt von Böcken, Rahmen, Portalen, Trägern usw. verarbeitet werden. Die spezielle Gestaltung auf ein bestimmtes Flugzeugteil hatte jedoch den Nachteil, daß eine Wiederverwendung beim Anlauf eines neuen Musters nur in geringem Umfang möglich war. Die Vorrichtungen wurden deshalb zum größten Teil verschrottet. Damit gingen erhebliche Werte verloren, und es setzten intensive Bestrebungen zur Normung der Einzelteile ein mit dem Ziel, möglichst viele Teile beim Wechsel eines Baumusters der Wiederverwendung zuzuführen.

Aus diesen Erwägungen entstand das sogenannte „Baukastensystem“. Das System umfaßt den gesamten Aufbau des Vorrichtungengerüsts und erstreckt sich sowohl auf die Zusammensetzung des Unterbaues als fundamentlosen auf wenige Punkte abstellbaren Grundkörper, als auch auf sich wiederholende Bauelemente, wie Querträger, Rohrschellen, Rollen, Spindelfüße, Gabellager usw. Das handelsübliche nahtlose Stahlrohr dient als verbindendes Element.

Nach diesem System kann das Grundgerüst der Bauvorrichtungen in beliebiger Weise und in verschiedenen Abmessungen kurzfristig zusammengebaut werden. Fast 70% aller Teile können beim Auslauf eines Baumusters wieder verwendet werden. Im Hallenfußboden betonierte Bauvorrichtungen dürften keine Anwendung mehr finden. Wo das System noch Lücken aufweist, sollten Überlegungen zur Verbesserung angestellt werden.

Außer den geschilderten Bauelementen finden auch Kunststoffe und insbesondere Preßschichtholz, heute unter dem Namen „Plastefol“ bekannt, für Zwischengerüste, Formbügel usw. bedingt Anwendung.

stoffes zwei Beizahlen angehängt werden. Die zwei Beizahlen ermöglichen, weitere Gütemerkmale, die über den Begriff Werkstoffzustand hinausgehen, auszudrücken.

Tafel 1

Junkers-Bezeichnung	Legierungsgattung	Mindest-Zugfestigkeit σ_{2B} kg/mm ²	Firmenbezeichnung
Du 42	AlCuMg unplattiert	42	Duralumin
Dp 42	AlCuMg plattiert	42	
Du 48	AlCuMg höchfest unplattiert	48	Igedur
P 12	AlMgSi gegläht	12	Pantal
P 20	AlMgSi abgeschreckt	20	
P 30	AlMgSi warm ausgehärtet	30	Legal
MA 30	AlMg 5	30	Magnalium
MA 32	AlMg 7	32	
MA 36	AlMg 9	36	Hydronalium
EL AM 503	MgMn	20	Elektron AM 503
EL AZM	MgAl	28	Elektron AZM

Das ist besonders bei makromolekularen Stoffen, Faserstoffen, Brennstoffen, Derivaten und anorganischen Stoffen zweckmäßig, wie dies die Erfahrung bestätigt hat. Bei den metallischen Stoffen (Stähle, Schwermetalle, Leichtmetalle) bedeutet grundsätzlich die erste Beizahl „Werkstoffzustand“ und die zweite Beizahl „Oberflächenzustand oder Gießart“ (Tafel 2). Bei Nichtmetallen dagegen werden die zwei Beizahlen zur Kennzeichnung verschiedener Merkmale und Eigenschaften verwendet.

Bei der Festlegung der Kennzahlen für den Grundwerkstoff wurde die frühere Fliegwerkstoffkennzahl übernommen, soweit der neue Luftfahrt-Werkstoff hinsichtlich der chemischen Zusammensetzung und der mechanisch-technologischen Eigenschaften mit dem Fliegwerkstoff übereinstimmt, z. B. 3115, 3116, 3125, 3126 und 3355. Mit dieser Regelung sollte nicht nur die Identität der neuen Luftfahrt-Werkstoffe mit den früheren Fliegwerkstoffen ausgedrückt werden, sondern sie bedeutet zugleich eine Gedächtnisstütze für die Alten vom Fach.

Die Luftfahrt-Werkstoffe sind in folgende neun Stoffhauptgruppen eingeteilt:

- 1 Stahl und Eisen
- 2 Schwermetalle
- 3 Leichtmetalle
- 4 Holz, Papier, Pappe, Textilwerkstoffe
- 5 Gummi, Leder, lederähnliche Werkstoffe
- 6 Plaste
- 7 Anstrichmittel, Klebmittel
- 8 Sonstige Werkstoffe
- 9 Betriebsstoffe, Hilfsmittel

Tafel 2

0 0 0 0 0 0			
1. Zahl	2. Zahl	3. u. 4. Zahl	1. Beizahl
1 Stähle	0 Massenbaustahl	Ordnungsnummer innerhalb der Werkstoffgruppe	0 ohne Nachbehandlung
	1 unlegierter Qualitätsstahl		1 normalgeglüht
	2 legierter Einsatzstahl		2 gegläht
	3 legierter Vergütungsstahl		3
	4 legierter Werkzeugstahl		4 vergütet
	5 legierter Werkzeugstahl		5
	6 hochlegierte Stähle		6 gehärtet
	7 hochlegierte Stähle		7 abgeschreckt
	8 Sintereisen und -stahl		8 kalt verfestigt
	9 Grauguß und Temperguß		9 behandelt nach besond. Vorschrift
2 Schwermetalle	0 Kupfer und Kupferlegierungen	Ordnungsnummer innerhalb der Werkstoffgruppe	0 ohne Nachbehandlung
	1 Kupfer und Kupferlegierungen		1 (geglüht) *
	2 Nickel und Nickellegierungen		2 weichgeglüht
	3 Nickel und Nickellegierungen		3 ausgehärtet
	4 Kobalt und Kobaltlegierungen		4 ausgehärtet und kalt verfestigt (kalt ausgehärtet) *
	5 Kobalt und Kobaltlegierungen		5 abgeschreckt
	6 Edelmetalle		6 halbhart, preßhart
	7 Zinn und Zinnlegierungen		7 hart
	8 Blei und Bleilegierungen		8 federhart
	9 Zink und Zinklegierungen		9 behandelt nach besond. Vorschrift
3 Leichtmetalle	0 Rein-Aluminium	Ordnungsnummer innerhalb der Werkstoffgruppe	0 ohne Nachbehandlung
	1 Al-Cu-Legierungen		1 —
	2 Al-Si- und Al-Mn-Legierungen		2 weichgeglüht
	3 Al-Mg-Legierungen		3 kalt ausgehärtet (homogenisiert) *
	4 Sonstige Al-Legierungen		4 kalt ausgehärtet u. kalt verfestigt
	5 Magnesium und Mg-Legierungen		5 warm ausgehärtet
	6 Magnesium und Mg-Legierungen		6 warm ausgehärtet u. kalt verfestigt
	7 Titan und Titan-Legierungen		7 halbhart
	8 Titan und Titan-Legierungen		8 hart
	9 Titan und Titan-Legierungen		9 behandelt nach besond. Vorschrift

* Die eingeklammerten Werkstoff- und Oberflächenzustände gelten für Gußlegierungen.

Bezeichnungssysteme für Luftfahrt-Werkstoffe

Von O. Hauber

DK 629.13.012.212
001.5:003.62

1. Einleitung

An Werkstoffe zur Fertigung von Flugzeugen werden aus Gründen des Leichtbaues und der Sicherheit höchste Güteforderungen gestellt. Daher unterliegen die Luftfahrt-Werkstoffe besonderen Abnahme- und Prüfbedingungen. Um Verwechslungen mit anderen Werkstoffen auszuschließen, müssen die Luftfahrt-Werkstoffe besonders bezeichnet und gekennzeichnet werden.

2. Die Entwicklung von Bezeichnungssystemen für Luftfahrt-Werkstoffe

2.1 Junkers-Werkstoffbezeichnungen

Die erste systematische Bezeichnung von Luftfahrt-Werkstoffen haben die Junkerswerke Dessau schon vor 1933 eingeführt. Zu dieser Zeit, als im Flugzeugbau bereits größere Mengen an Leichtmetallen verarbeitet wurden, gab es für die Aluminium- und Magnesium-Legierungen noch keine genormten Bezeichnungen. Die Leichtmetalle wurden gehandelt und bezeichnet nach ihren Firmen- bzw. Markenbezeichnungen. Als Beispiel werden einige Marken-Bezeichnungen der Legierungsgattung AlCuMg (Dural) angeführt.

Markenbezeichnung	Hersteller
Igedur	I. G. Farbenindustrie, Bitterfeld
Bondur	Vereinigte Leichtmetallwerke Bonn
Duralumin	Dürener Metallwerke
Rheindur	Rheinmetall Borsig, Berlin
Aludur	Aluminiumwalzwerk Wutöschingen
Heddur	Hedderheimer Kupferwerk

Die in Firmenprospekten angepriesenen mechanischen, physikalischen und chemischen Eigenschaften von Leichtmetallen gleicher Legierungsgattung unterschieden sich nur wenig voneinander. Da aber die Gütewerte von vielen Herstellern als Mittel- und Höchstwerte angeboten wurden, mußten für die Konstruktion und Abnahme im Flugzeugbau verbindliche Mindestwerte festgelegt werden.

Aus den 130 Markenwerkstoffen an Leichtmetalllegierungen, die zur damaligen Zeit im Handel waren, haben die Junkerswerke eine beschränkte Anzahl für ihre Flugzeugfertigung ausgesucht, diese Werkstoffe güttemäßig eindeutig festgelegt und sie mit werkseigenen Bezeichnungen systematisch bezeichnet. Die so festgelegten Leichtmetalle können als die ersten Luftfahrt-Werkstoffe angesehen werden. Einige Junkers-Werkstoffbezeichnungen werden als Beispiele in Tafel 1 aufgeführt.

2.2 Fliegwerkstoff-Bezeichnungen

Mit dem Anwachsen der Flugzeugproduktion machte sich notwendig, alle in diesem Industriezweig zur Verwendung kommenden Werkstoffe einheitlich zu bezeichnen.

In Zusammenarbeit mit den Flugzeugwerken wurden im Jahre 1935 vom damaligen RLM die Fliegwerkstoff-Kennzahlen nach einem bestimmten Zahlensystem entwickelt. Diesem System zufolge wurden die Werkstoffe mit einer fünfstelligen Kennzahl bezeichnet. Dabei wurde die Vereinheitlichung von vielen Markenstoffen, die z. T. monopolisiert und mit Schutzrechten versehen waren, in kürzester Frist durchgeführt. Schon nach

wenigen Jahren waren die Fliegwerkstoffe in Deutschland zu einem Qualitätsbegriff geworden; sie wurden auch von anderen Industriezweigen übernommen.

Die fünfstellige Fliegwerkstoff-Kennzahl gliederte sich wie folgt:



Fliegwerkstoff-Kennzahlen gab es für die Stoffe Stähle, Leichtmetalle, Schwermetalle, Holz, Gummi und Anstrichmittel.

Nach Kriegsende mußten alle Normenunterlagen, die sich auf die Rüstung bezogen, auf Grund des Alliierten Kontrollratsgesetzes aus dem Verkehr gezogen werden; darunter fielen auch die Fliegwerkstoff-Leistungsblätter. Jedoch sind die Werkstoffkennzahlen mit ihren technischen Daten in die Literatur eingegangen.

3. Bezeichnung der neuen Luftfahrt-Werkstoffe der DDR

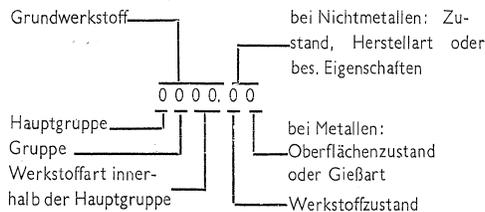
3.1 LW-Kennzahlen

Mit der Wiederaufnahme der Flugzeugproduktion in der DDR ergab sich aus den eingangs erwähnten Gründen die zwingende Notwendigkeit, hierfür eine Werkstoffauswahl zu schaffen und die ausgewählten Werkstoffe wieder besonders zu bezeichnen und zu kennzeichnen. Als Grundlage für die Ausarbeitung einer Werkstoffauswahl dienten im Hinblick auf den Nachbau sowjetischer Flugzeugmuster sowjetische Werkstoff-Unterlagen.

Vor der Einführung eines Systems für die einheitliche Bezeichnung der neuen Luftfahrt-Werkstoffe wurden die bekannten Stoff-Bezeichnungssysteme miteinander verglichen.

Erfahrungsgemäß kann gesagt werden, daß Stoffbezeichnungen mittels Kennzahlen den Vorzug haben, Werkstoffe aller Art eindeutig zu bezeichnen und maschinell mittels der Lochkartentechnik zu erfassen. Diese Erkenntnis setzt sich immer mehr durch, weshalb im Deutschen Normenausschuß ein „Ausschuß für Stoffnummern“ gegründet wurde, der bereits einen Norm-Entwurf für einen Rahmenplan zur Bezeichnung aller Stoffe mittels Zahlen ausgearbeitet hat. Nach sorgfältiger Prüfung wurde entschieden, die neuen Luftfahrt-Werkstoffe mit einem ähnlichen Kennzahlensystem wie die früheren Fliegwerkstoffe zu bezeichnen.

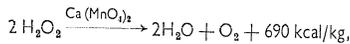
Die Stoffnummern der Luftfahrt-Werkstoffe der DDR setzen sich aus einer sechsstelligen Kennzahl zusammen, wobei die ersten vier Ziffern den Grundwerkstoff bezeichnen.



Sie unterscheiden sich gegenüber denen der früheren Fliegwerkstoffe dadurch, daß an die vierstelligen Kennzahl des Grundwerk-

von 1500 bis 2200 m/s und spezifische Schubimpulse von 150 bis $220 \frac{\text{kg} \cdot \text{s}}{\text{kg}}$. Ihre Kosten sind unterschiedlich, liegen aber niedriger als die der Feststoff-Treibsätze. Es ist etwa mit 3,— bis 7,— DM für einen Schubimpuls von 1 ts zu rechnen.

Für Starthilfen hatte sich vor allem das Walter-Verfahren durchgesetzt (Bild 4), das mit H_2O_2 als Sauerstoffträger arbeitet, der mittels Calciumpermanganat als Katalysator zersetzt wird gemäß



wobei Zersetzungstemperaturen zwischen 400 und 500° C je nach Konzentration auftreten. Der freiwerdende Sauerstoff wird dann in der Brennkammer noch zur Verbrennung von Benzol, Dekalin, Kogasin usw. benutzt, wobei Brenntemperaturen von ~ 2000° C bei ~ 30 ata, Ausströmgeschwindigkeiten von ~ 2100 m/s mit spezifischem Schubimpuls von ~ $215 \frac{\text{kg} \cdot \text{s}}{\text{kg}}$ erreicht werden. Später wurde Hydrazinhydrat-Methanol-Gemisch verbrannt, wobei die Vorzeretzung durch Calciumpermanganat wegfällt, da Hydrazinhydrat mit H_2O_2 direkt reagiert. Es ergaben sich etwa die gleichen Werte für Ausströmgeschwindigkeit und spezifischen Schubimpuls [4]. Leider ist H_2O_2 nicht ganz einfach zu handhaben, da es sich in der nötigen 80- bis 85prozentigen Konzentration bei Anwesenheit von Staubteilchen leicht zersetzt und explodiert.

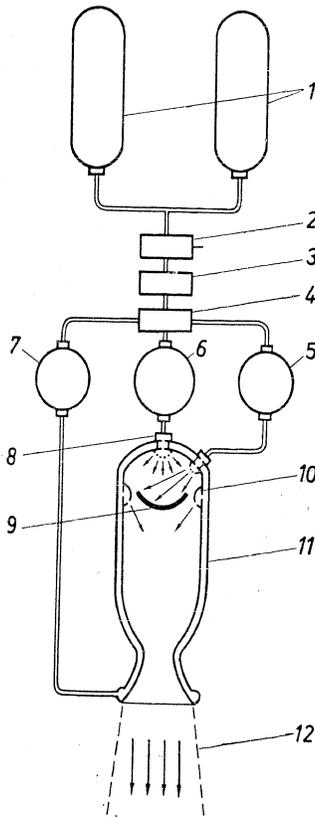


Bild 4. Schema einer Flüssigkeits-Raketen-Starthilfe nach dem Walter-Verfahren
1 Druckluftflaschen (150 atü), 2 Absperrventil, 3 Druckminderventil (150 → 32 atü),
4 Verteilerventil, 5 H_2O_2 -Behälter, 6 $\text{Ca (MnO}_2)_2$ -Behälter, 7 Brennstoffbehälter,
8 Brennkammer, 9 Prallblech, 10 Einspritzdüse für Brennstoff, 11 Brennkammer,
12 Heißgasstrahl

3. Heißwasserraketen-Starthilfen

In einem Kessel unter 30 bis 80 atü gespanntes Heißwasser wird über ein Ventil in einer Düse auf Umgebungsdruck entspannt, wobei etwa 20 bis 40% des Heißwassers verdampfen und die 80 bis 60% des Heißwassers als feinverteilte Tröpfchen im Dampfstrahl mitgerissen werden (Bild 5). Gemäß dem von Sänger an-

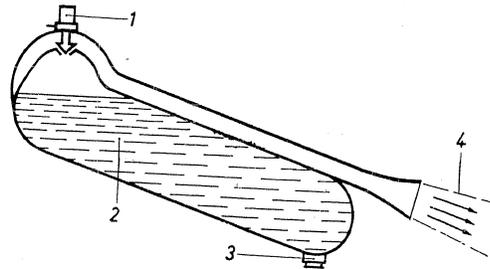


Bild 5. Schema einer Heißwasser-Raketen-Starthilfe
1 Absperrventil, 2 Heißwasser, 50 atü, 3 Füllstützen, 4 Dampf-Wasserstrahl

gegebenen Diagramm liegt die Austrittsgeschwindigkeit zwischen 400 und 600 m/s, also der spezifische Schubimpuls zwischen 40 und $60 \frac{\text{kg} \cdot \text{s}}{\text{kg}}$, so daß bei etwa 50 ata Heißwasserdruck für 1 ts Schubimpuls 23 kg Heißwasser mit einem Preis von —,05 DM nötig sind. Das ist ein außerordentlich niedriger Kostenaufwand, der leider mit einem etwas größeren Gewichts Aufwand und der im Winter evtl. nicht ganz zu vermeidenden Startbahnvereisung erkauft wird.

Nimmt man für den Start eines mittleren Verkehrsflugzeugs einen Zusatzimpuls von $4 \cdot 2,5 \text{ s} = 100 \text{ ts}$ an, so werden etwa 2,5 t Heißwasser von 50 ata benötigt. Der dazu erforderliche Kessel wiegt als Kugel von ~ 1,7 m Durchmesser und 10 mm Wanddicke etwa 0,7 t und als Zylinder von 0,9 m Durchmesser, 4 m Länge und 10 mm Wanddicke etwa 1,0 t.

Das Leistungsgewicht, also Starthilfenleergewicht/Schub liegt zwischen $0,7/4,0 = 0,175$ und $1,0/4,0 = 0,25$ und das spezifische Startgesamtgewicht, also Starthilfengesamtgewicht/Gesamtimpuls, der Heißwasserraketen-Starthilfe bei $3200/100 = 32$ bis $3500/100 = 35 \text{ kg/ts}$.

Vergleichsweise liegt das Leistungsgewicht der Feststoffraketen-Starthilfe bei $40/450 = 0,089$ und das spezifische Startgesamtgewicht bei $93/5400 = 17,2 \text{ kg/ts}$.

Die 2,5 t Heißwasser ergeben bei Annahme, daß 50% des Wassers auf eine Startbahn von 500 m Länge und 25 m Breite gleichmäßig verteilt auffallen, eine Benetzungshöhe von $\frac{1,25}{500 \cdot 25} = 0,0001 \text{ m} \approx 0,1 \text{ mm}$. Bei größerer Starthäufigkeit und ungünstigen Windverhältnissen ist also mit Vereisung der Startbahn im Winter zu rechnen.

Zusammenfassung

Es wird kurz der heutige Stand der Starthilfenentwicklung dargestellt. Auf weitere sich anbahnende Entwicklungen kann hier nicht mehr eingegangen werden, da dies den Rahmen dieser Arbeit übersteigen würde.

Literatur:

- [1] Triebnigg, H.: Leistungssteigerung von Luftfahrttriebwerken durch Wasser-Methanoleinspritzung. Luftfahrttechnik 1953, Juni, S. 30 bis 35.
- [2] Sänger, E.: Heißwasserraketen als wirtschaftliche Starthilfen. Luftfahrttechnik 1955, Aug., S. 71 bis 72.
- [3] Sutherland, G. S.: Modern Techniques in Solid-Rocket Engg. Aero Digest 1956, Jan., S. 46 bis 56.
- [4] Stemmer: Raketenantriebe, Zürich, 1952.

Flu 124

Turbinenluftstrahltriebwerke sind also hinsichtlich der Starteigenschaften im Nachteil.

Deshalb empfiehlt H. Triebnigg die Wasser-Methanoleinspritzung, die den Startschub der Kolbentriebwerke auf das Fünffache und den der Turbinenluftstrahltriebwerke auf das Dreifache des Reiseschubes erhöhen soll. Durch die Nachverbrennung von Brennstoff mit den Gasen der TL- und PTL-Triebwerke, in denen noch größere Mengen Sauerstoff verfügbar sind, läßt sich der Startschub weiter auf das 4,2fache des Reiseschubes steigern.

Weiter werden zur Erzielung einer hohen Auftriebskomponente beim Start Schubklappen am Ende der Schubdüsen empfohlen, die den Triebwerksstrahl der TL schräg nach unten ablenken. Darüber hinaus sind die Konstrukteure bestrebt, Kurzstartflugzeuge zu entwickeln, bei denen von Startbeginn an eine möglichst saubere Umströmung der Flügel durch einen Luftstrahl mit der Geschwindigkeit v_{st} gewährleistet ist, also das Flugzeug bereits bei kleinen Rollgeschwindigkeiten abhebt. Andere streben den Senkrechtstart an, indem sie den dann senkrecht gerichteten Schub S größer als das Fluggewicht G machen und somit einen „Raketenstart“ ohne Benutzung der tragenden Flügel erzwingen, die nur beim Reiseflug nach Umlenkung zum Tragen benutzt werden.

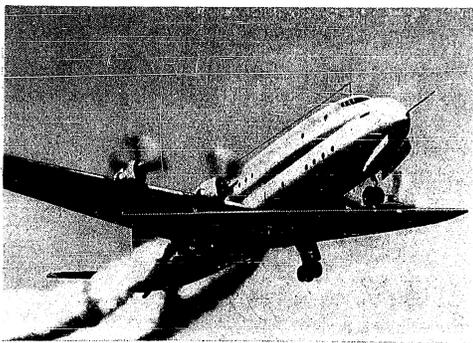


Bild 2. Start des Lockheed „Constitution“ Großtransportflugzeuges mit Hilfe von 6 Jato-Startraketen

Ungeachtet aller dieser Möglichkeiten haben sich Starthilfen als besondere bordfeste oder abwerfbare Einheiten eingebürgert (Bild 2), die neben den Triebwerken kurzzeitig einen zusätzlichen Schub abgeben. Neuerdings werden Startwagen empfohlen, nachdem der Katapult- und Windenstart für Sonderzwecke eingeführt wurde. Der Startwagen wird von Sänger [2] besonders für das Starten von Flugzeugen mit Staustrahltriebwerken vorgeschlagen, die im Stand ja keinen Schub erzeugen können.

Da der zusätzliche Startschub nur etwa 30 bis 40 s zu wirken braucht, ist die Rakete mit ihrem niedrigen Leistungsgewicht trotz ihres verhältnismäßig hohen Treibstoffverbrauchs und trotz der Tatsache, daß sie beide Brennkompontenten (Brennstoff + Sauerstoff) mit sich tragen muß, vorwiegend als Starthilfe benutzt worden, und zwar sowohl als Feststoff- als auch als Flüssigkeitsrakete. Die eine Art führt den Treibstoff fest und die andere flüssig mit sich. Neuerdings werden von Sänger Heißwasserraketen propagiert, da sie geringe Startkosten versprechen und vor allen Dingen nicht feuergefährlich sind.

1. Feststoffraketen-Starthilfen

Hier werden zwei Arten von Treibstoffen verwendet: erstens die homogenen, zweitens die heterogenen. Die homogenen Treibstoffe (Cordit usw.) enthalten den Sauerstoff eingebaut im Mole-

kül und bestehen z. B. etwa je zur Hälfte aus Nitrozellulose und Nitroglycerin mit verschiedenen Zusätzen und erzeugen nach G. S. Sutherland [3] Brenntemperaturen von $\sim 3000^\circ\text{C}$ bei ~ 70 ata und ~ 15 mm/s Brenngeschwindigkeit, also Ausströmgeschwindigkeiten von etwa 1900 m/s mit einem spezifischen Schubimpuls von $\sim \frac{200 \text{ kg} \cdot \text{s}}{\text{kg}}$. Sie kosten nach Sutherland etwa 78,— DM/kg. 1 ts Schubimpuls kostet also etwa 400,— DM.

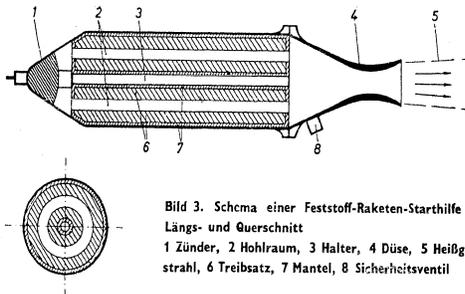


Bild 3. Schema einer Feststoff-Raketen-Starthilfe in Längs- und Querschnitt

1 Zünder, 2 Hohlraum, 3 Halter, 4 Düse, 5 Heißgasstrahl, 6 Treibsatz, 7 Mantel, 8 Sicherheitsventil

Die heterogenen Treibstoffe bestehen zu etwa $\frac{1}{5}$ aus einem Brennstoff (Öl, Harz, Asphalt, Gummi usw.), der mit etwa $\frac{4}{5}$ eines Sauerstoffträgers (Kaliumperchlorat KClO_4 , Ammoniumperchlorat NH_4ClO_4 , Ammoniumnitrat NH_4NO_3 usw.) möglichst fein verteilt gemischt und in die gewünschte Form vergossen wird. Sie erzeugen Brenntemperaturen von 1500 bis 2400°C bei 20 bis 70 ata und etwa 0,1 bis 30 mm/s Brenngeschwindigkeit je nach Zusammensetzung, also Ausströmgeschwindigkeiten von 1500 bis 1800 m/s mit spezifischen Schubimpulsen von 155 bis 185 kg/s. Sie kosten zwischen 15,— und 60,— DM/kg, so daß sich 1 ts Schubimpuls auf etwa 100,— bis 300,— DM stellt.

Als Ausführungsbeispiel diene hier die ältere Starthilfe Aerojet 12 AS — 1000 D — 1 mit 250 mm Durchmesser, 910 mm Länge, Treibsatz aus 40 kg Asphalt \rightarrow KClO_4 — Gemisch bei 93 kg Gesamtgewicht, der 450 kg Schub 12 s lang erzeugt, also 5,4 ts Schubimpuls abgibt. Eine neuere Ausführung ist die Aerojet-Mark 6, Mod 0 15 KS-1000 (Bild 3).

2. Flüssigkeitsraketen-Starthilfen

Hier werden flüssige Treibstoffe und flüssige Sauerstoffträger verwendet, die getrennt in die Raketenbrennkammer eingespritzt und dort verbrannt werden. Die hochgespannten Heißgase werden durch die Düse auf Umgebungsdruck entspannt, erhalten hohe Geschwindigkeit c und erzeugen durch ihre Rückwirkung auf die Brennkammerwände einen Schub $S = \Sigma p \cdot \Delta f = m \cdot c$, wobei p die Druckdifferenz auf das Flächenelement Δf der Brennkammer und m die sekundliche Ausströmmasse bedeuten.

Als Brennstoffe können dienen: Erdöl (Kerosin), Teeröl (Dieselöl, Mittelöl), Benzin, Benzol, Alkohol, evtl. Flüssiggase (Pentan, Butan) und als Brennstoffzusätze Hydrazinhydrat $\text{N}_2\text{H}_4\text{H}_2\text{O}$, Anilin $\text{C}_6\text{H}_5\text{NH}_2$ usw.

Als Sauerstoffträger können benutzt werden: Salpetersäure HNO_3 , Wasserstoffsperoxyd H_2O_2 , evtl. Stickstoffperoxyd, selten flüssiger Sauerstoff (dieser nur bei Großraketen).

Die meisten der Kombinationen aus obigen Komponenten wurden für Groß- und Mittelraketen verwendet. Sie gaben Brenntemperaturen von 2000 bis 3000°C , Ausströmgeschwindigkeiten

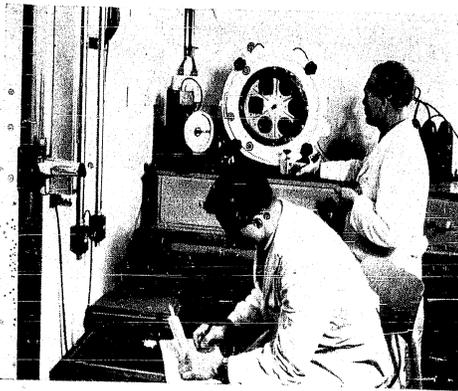


Bild 5. Prüfstand für Dosengeräte

schleppung der Kompaßrose durch die Kompaßflüssigkeit wird z. B. durch gleichförmiges Drehen des Kompasses um 360°/min um seine Hochachse bestimmt. Der Antrieb des Teilkreises, auf

dem die Haltevorrichtung für den Kompaß sitzt, erfolgt durch einen Asynchronmotor. Ein am Prüfstand befestigter Summton, der als Signal zur Ablesung des jeweils anliegenden Kompaßkurses dient. Die hierbei ermittelte Abweichung der Rosenstellung vom Sollwert zeigt die durch die Kompaßflüssigkeit hervorgerufene Größe der Nachschleppung an. Ferner werden auf diesem Prüfstand die für die verschiedensten Kompaßtypen unterschiedlichen Laufzeiten der Kompaßrosen ermittelt, die im Kurvenflug für eine schnelle und sichere Zielansteuerung des Flugzeuges ausschlaggebend sind.

Bild 5 zeigt einen Prüfstand zur Prüfung von Höhen-, Fahrtmessern und Variometern. Die Unterdruckkammer (Rezipient) ist mit einem Stationsbarometer und einer Vakuumpumpe verbunden. Die Verbindung zwischen Rezipient und Vakuumpumpe ist zur Feinregulierung der Absauggeschwindigkeit, die zur Ermittlung der Anzeigegegenauigkeit bei Variometern von besonderer Bedeutung ist, durch einen Dreiwegehahn getrennt. Anhand der durchlaufenen Meßstrecke am Stationsbarometer und unter Berücksichtigung der Umgebungstemperatur lassen sich die Anzeigefehler der Geräte genau errechnen.

Flu 125

Raketen als Starthilfen im Flugverkehr

Von Dipl.-Ing. E. Berthold

DK 629.138.5
629.139.6
621.455

Die Entwicklung der Flugzeuge strebt im wesentlichen nach größeren Baueinheiten mit größeren Fluggewichten G und mit höheren Fluggeschwindigkeiten v , wodurch erhöhter Triebwerksschub S nötig wird. Dies bringt höhere Tragflächenbelastungen $\frac{G}{F}$ und höhere Leistungsbelastungen $\frac{G}{S}$ bzw. $\frac{G}{N}$ mit sich, wenn die Leistung ist:

$$N = \frac{S \cdot v}{75 \cdot \eta}$$

Die Bezeichnungen der Gleichung bedeuten:

N Leistung in PS

S Triebwerksschub in kg

v Fluggeschwindigkeit in m/s

η Luftschraubanwirkungsgrad

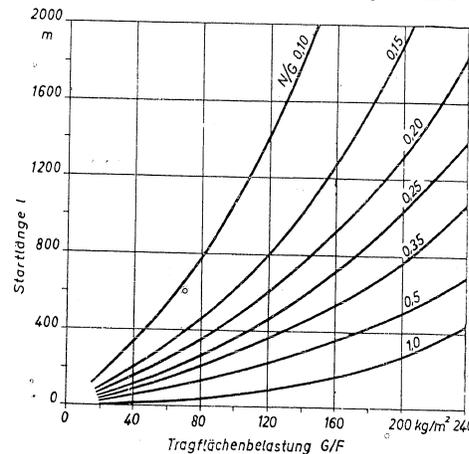
Dadurch steigen die notwendigen Startlängen l an und Startbahnen von 2 km Länge und darüber werden verlangt, da das Triebwerk beim Start den Rollwiderstand R , den (zunächst allerdings noch kleinen) Luftwiderstand L und vor allem den Trägheitswiderstand M überwinden muß, also das Flugzeug auf die Steiggeschwindigkeit v_{st} beschleunigen soll, während beim Geradeausflug in der Höhe nur der Luftwiderstand zu überwinden bleibt. Es ist also beim Start ein erhöhter Triebwerksschub erwünscht, um kurze Startlängen l zu erreichen.

Dies zeigt Bild 1 deutlich, in welchem die Startlängen l , gerechnet nach der Startformel von Blenck, über der Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ mit der reziproken Leistungsbelastung $\frac{N}{G}$ als Parameter auf-

getragen sind, wobei mittlere Werte für die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte usw. angenommen wurden.

Der Schub der Triebwerke läßt sich nun nicht beliebig steigern, sondern bleibt mit Rücksicht auf wirtschaftliche Auslegung der Triebwerke im Reiseflug beschränkt. H. Triebnigg [1] gibt den maximalen Startschub für Propellerkolbentriebwerke zum vierfachen Werte des normalen Reiseschubes und für Turbinenluftstrahltriebwerke (TL) zum 2,2fachen Werte an. Propellerturbinenluftstrahltriebwerke (PTL) liegen dazwischen. Die

Bild 1. Startdiagramm nach Blenck



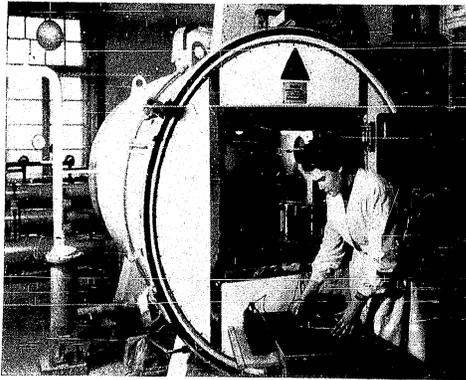


Bild 2. Höhenkammer

Die thermische Beanspruchung bewegt sich etwa zwischen -60°C (Temperatur in einer Flughöhe von 15 km, gegebenenfalls Einflüsse in arktischen Gebieten) bis zu Temperaturen von $+50^{\circ}\text{C}$ in entsprechend warmem Klima. Der Einfluß der Hitze-grenze bei Schnellstflugzeugen bleibt in diesem Zusammenhang unerwähnt. Unter der Einwirkung von Höhe und Temperatur in Zusammenhang mit den Änderungen der Luftfeuchtigkeit stellen sich Beanspruchungen ein, die zur Korrosion der verwendeten Metallteile führen können.

Allein schon die vorstehend genannten Bedingungen, für die kein Anspruch auf Vollständigkeit erhoben werden kann, lassen erkennen, daß nur mit Hilfe modernster und technisch vollkommener Laboreinrichtungen die Eignung der Geräte für den Flugbetrieb nachgewiesen werden kann. Eine Teilaufgabe ist die Prüfung von Bordgeräten und elektrischen Ausrüstungen, und es dürfte von Nutzen sein, über die Technik der Prüfmethoden zu berichten.

Die Prüfeinrichtungen gliedern sich in Prüfstände allgemeiner Art, z. B. Schlagprüfstände für Beschleunigungsmessungen, Schütteltische für Schwingungsmessungen, Unterdruckkammern zur Nachbildung der Betriebsvorgänge bei Höhenflügen, Thermo-Barokammern zur kombinierten Messung des Verhaltens der Geräte und in entsprechende vielseitige elektrische Meßeinrichtungen. Die nachstehenden Abbildungen geben einen Einblick in einige Prüflaboratorien.

Bild 3. Schütteltisch

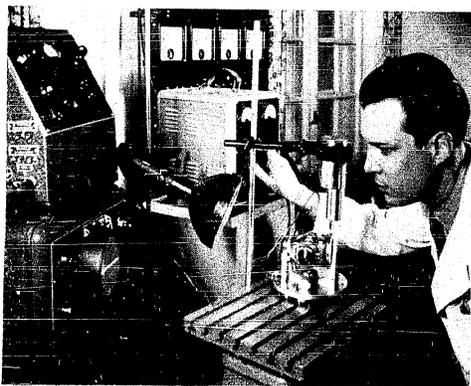


Bild 1 zeigt den Schalterprüfstand bei der Messung des Spannungsabfalls von Schaltern bei Raumtemperatur in Abhängigkeit von der Schaltzahl. Auf dem im Vordergrund sichtbaren Gestell sind vier Schalter eingebaut, die von einer Zugstange ein- und ausgeschaltet werden. Die Zugstange wird von der an der rechten Seite des Bildes sichtbaren Kurvenscheibe hin- und herbewegt; ein Zählwerk registriert dabei die Zahl der Stellungswechsel. Die Stromregelung kann mittels der sichtbaren Widerstände vorgenommen werden. So unbedeutend ein Schalter an sich zu sein scheint, so ist seine Betriebssicherheit im Flugzeug von absoluter Bedeutung, und es gibt daher auch keinen Unterschied zwischen wichtigen und unwichtigen Bauteilen im Flugzeug.

Im Bild 2 ist eine Thermo-Barokammer dargestellt, die durch eine entsprechende Druckanlage auf die im Höhenflug auftretenden Unterdrücke einreguliert werden kann. Das Bild zeigt die Prüfung von Schaltern, die in ähnlicher Weise wie auf dem vorhergehenden Bild angetrieben werden. Die Verschlößtüre ist mit einem Schaufenster versehen, so daß von außen der Verlauf einer Prüfung verfolgt werden kann. Die Thermo-Barokammer ermöglicht eine labormäßige Prüfung des Verhaltens von Geräten unter Höhenflugbedingungen.

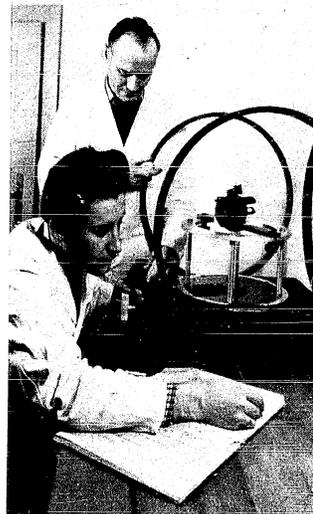
Bild 4
Kompaßprüfstand

Bild 3 stellt einen Meßplatz im Gerätelabor dar, bei dem das Verhalten eines Gerätes unter Schwingungseinwirkungen untersucht werden kann. Auf dem im Vordergrund sichtbaren Schütteltisch, der Schwingungen verschiedener Frequenz und Amplitude erzeugt, ist ein Spezial-Kreiselgerät aufgebaut, ein Fluglagenfernergeber (künstlicher Horizont mit Fernanzeige). Das Kreiselgerät wird mit einem Lichtblitzstroboskop während des Schwingungsvorganges intermittierend angeleuchtet, wodurch das Kreiselgerät für das Beobachteraue still zu stehen scheint. Die Schwingungen des Kreiselgerätes, die der am Ständer befestigte elektrodynamische Schwingungsgeber aufnimmt, werden auf den Bildschirm des links sichtbaren Kathodenstrahlzillo-graphen übertragen und liefern ein getreues Abbild der Schwingungen nach Form und Amplitude. Die Geräte im Hintergrund dienen zur Stromversorgung des Versuchsaufbaues.

Bild 4 zeigt einen Kompaßprüfstand zur Ermittlung der Anzeigegenauigkeit von Nah- und Fernkompassen. Die Nach-

Spezialisten der staatlichen Verwaltung und anderer neutraler Stellen zusammensetzt.

Diese Kommission führt eine eingehende Besichtigung der dargestellten Attrappe durch und faßt den Befund in einem Protokoll zusammen. In diesem Protokoll werden etwaige Änderungsvorschläge der Kommission festgehalten und die Empfehlung ausgesprochen, das in der Attrappe dargestellte Projekt — evtl. unter bestimmten Bedingungen — zu genehmigen oder auch abzulehnen.

In unserer staatlich gelenkten Wirtschaft bildet somit das Attrappenprotokoll als Ergebnis einer kollektiven Beratung die Grundlage für die Entscheidung des Leiters der Verwaltung

über die weitere Behandlung des Projektes und seine Freigabe zur Konstruktion.

Für das ausführende Werk bedeutet die Abnahme der Attrappe ein wichtiges Zwischenziel im Ablauf der Entwicklung eines neuen Modells, da damit die allgemeine Auslegung des Projektes als richtig anerkannt und der verantwortliche Chefkonstrukteur im gewissen Sinn entlastet wird. Setzt auch der Bau der verschiedenartigen Attrappen einen erheblichen Aufwand an Arbeitszeit und Material voraus, so ist er doch im Interesse hoher Qualität des Flugzeuges unentbehrlich. Es geht schließlich auch hier darum, den Erzeugnissen unserer Deutschen Demokratischen Republik Weltgeltung zu verschaffen.

Flu 135

Die Technik der Prüfung von Flugzeug-Bordgeräten

Von Ing. E. Lehmann und Mitarbeitern

DK 629.135.05.001.4

Wer ein Flugzeug betritt, um eine Luftreise zu unternehmen, wird es kaum versäumen, wenn ihm dazu Gelegenheit geboten wird, einen Blick in den Flugzeugführerraum des Flugzeuges zu werfen. Im Zeitalter des Schnellverkehrs ist eine Fahrt im Auto, in der Eisenbahn oder auf einem Schiff eine solche Selbstverständlichkeit, daß sich niemand mehr Gedanken darüber macht, welche Aufgaben die Lenkung dieser Verkehrsmittel erfordert. Die Führung des Flugzeuges stellt an den Flugzeugführer Anforderungen, die aus der Natur der Sache heraus weit über das hinausgehen, was alle anderen Verkehrsmittel verlangen. Es ist

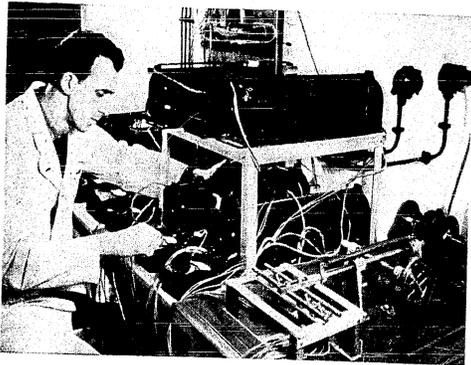


Bild 1. Schalterprüfstand

nun einmal so, daß sich das Flugzeug im freien Luftraum mit größerer Geschwindigkeit bewegt und demzufolge alle Reaktionen, die zwischen dem Flugzeug und der das Flugzeug umgebenden und tragenden Luft auftreten, durch die Sinnesorgane des Menschen allein nicht erkannt werden können.

Ein Blick in den Flugzeugführerraum eines modernen Verkehrsflugzeuges zeigt eine Vielzahl verschiedenster Geräte, die in gewissem Sinn die verfeinerten Sinnesorgane des menschlichen Gehirnes sind, in ähnlicher Weise wie unsere Werkzeuge Projektionen der menschlichen Gliedmaßen ins Dimensionale sind. Diese

Geräte, die alle aus Werkstoffen hergestellt sind, die ebenso wie der menschliche Organismus äußeren Einflüssen, z. B. Temperatur, Luftdruck usw., unterliegen, müssen dem Flugzeugführer die absolute Sicherheit geben, daß sie jederzeit die ihnen gestellten Funktionen erfüllen.

Das Hauptmerkmal aller im Flugzeug zur Anwendung gelangenden Geräte gegenüber anderen bekannten Anwendungsgebieten ist die hohe Anforderung in bezug auf ihre Betriebssicherheit, und damit an ihre Herstellung und ihre Behandlung im Betrieb. Die sich hieraus ergebenden Bedingungen für alle Bordgeräte sind durch den Forschungsingenieur in mühevoller und zum Teil wenig sichtbarer Kleinarbeit zusammengestellt und durch entsprechende Versuchsanordnungen im Laboratorium nachgeahmt worden. Daraus sind dann die Richtlinien entstanden, nach denen heute alle Geräte und Einzelteile einheitlich gebaut und geprüft werden müssen. Abgesehen von den grundsätzlichen Anforderungen, die jedes Gerät hinsichtlich der Einhaltung der Leistungsdaten erfüllen muß, ergeben sich aus den charakteristischen Eigenheiten des Flugbetriebes noch besondere Beanspruchungen, denen jedes Gerät genügen muß.

Die Betriebssicherheit in den Grenzen der stark schwankenden Bordnetzspannung muß gewährleistet sein. Hinsichtlich Isolation, Strombelastbarkeit, elektrischer und magnetischer Störanfälligkeit dürfen ganz bestimmte Grenzwerte nicht unter- bzw. überschritten werden. Auftretende mechanische Beanspruchungen in bezug auf Beschleunigung, Einfluß durch Wetter und Höhe, Lagesicherheit, Explosionssicherheit, Erwärmung sowie Beeinflussung durch Kraftstoffe, Öl und Kühlmittel stellen besondere Anforderungen an ihre konstruktive Ausbildung. Nicht zu vergessen sind Gewichts- und Raumbedarf, die Frage der schnellen Austauschbarkeit, die hinsichtlich der Flugsicherheit und Einsatzbereitschaft des Flugzeuges wichtige Faktoren darstellen. Ein schlechter Isolationswert kann z. B. zu Masseschluß und somit zu Kurzschluß und unbeabsichtigtem Ausfall wichtiger Stromkreise führen. Die Einhaltung eines möglichst hohen Isolationswiderstandes im Flugzeug-Bordnetz ist daher mit Rücksicht auf die einzelnen Anlagen außerordentlich wichtig.

Außerdem muß entsprechend dem Einsatz der Geräte außerhalb oder innerhalb der Druckkabine die unbedingte Höhenfestigkeit der Geräte gewährleistet sein.

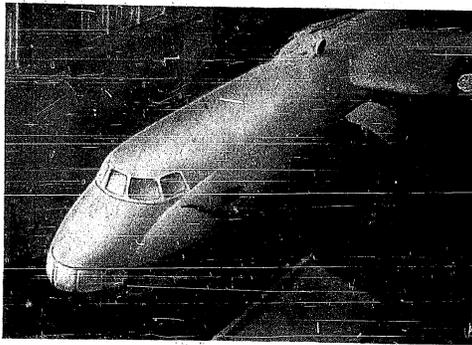


Bild 8. Teilansicht der Attrappe eines Verkehrsflugzeuges

gänglichkeit nach vorn gefahren worden, wie es in der wirklichen Ausführung ebenfalls vorgesehen ist.

Das Bild vermittelt einen guten Eindruck von der Fülle der Einbauten, an sich gegenseitig überdeckenden und kreuzenden Leitungen, Armaturen, Geräten, Behältern usw. und läßt erkennen, daß hier die Gestaltung auf zeichnerischem Wege allein versagen müßte. Noch besser geht dies aus Bild 7 hervor, das einen vergrößerten Ausschnitt aus dem vorherigen Bilde darstellt.

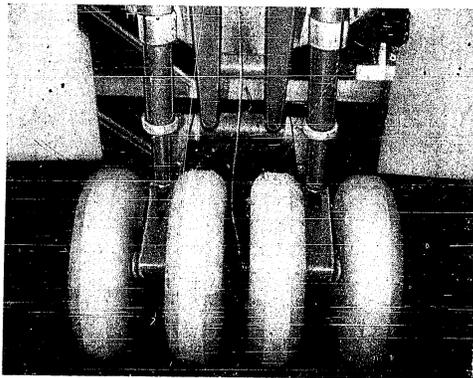
Als Attrappe des einzubauenden Triebwerkes selbst wird meist — wie auch im vorliegenden Falle — ein Originalgerät verwendet, das durch Dauererprobung auf dem Prüfstand oder auf andere Weise seine Lebensdauer überschritten hat und unbrauchbar geworden ist.

Sind die verschiedenen Einzelberichte — wie in Vorstehendem beschrieben — durch Studium an Teilattrappen und deren laufende Vervollständigung und Verfeinerung einer befriedigenden Lösung zugeführt, wird unter teilweiser Verwendung dieser Vorattrappen die endgültige sogenannte Konstruktionsattrappe gebaut, die praktisch eine Nachbildung des gesamten Flugzeuges darstellt.

Bild 8 zeigt eine Teilansicht der Konstruktionsattrappe eines Verkehrsflugzeuges.

Bei dieser Konstruktionsattrappe, die im wesentlichen aus Holz aufgebaut und auch mit Sperrholz beplankt ist, werden weitestgehend die bei der vorangegangenen konstruktiven Vorklärung ermittelten Verhältnisse in bezug auf statisches System und Dimensionen nachgeahmt. Sie soll dazu dienen, einen möglichst naturgetreuen Eindruck von dem zukünftigen

Bild 9. Attrappe des Hauptfahrwerkes



Produkt zu geben. An ihr werden auch bestimmte kinematische Vorgänge funktionsmäßig dargestellt, um die Freizügigkeit in allen Stellungen wie auch die Bewegungsvorgänge kontrollieren zu können. Dazu gehören das Aus- und Einfahren der Landehilfen, das Öffnen und Schließen der Fahrwerksklappen, das Aus- und Einfahren der Fahrwerke usw.

In Bild 9 ist das Hauptfahrwerk, in Bild 10 das Bugfahrwerk gezeigt.

Während das Ein- und Ausfahren der Fahrwerke in Wirklichkeit hydraulisch mittels Arbeitszylinder betätigt wird, geschieht es in der Attrappe auf primitive Weise durch Drahtseil (auf den Bildern sichtbar), während der Arbeitszylinder nur in seinen Abmessungen nachgebildet ist.

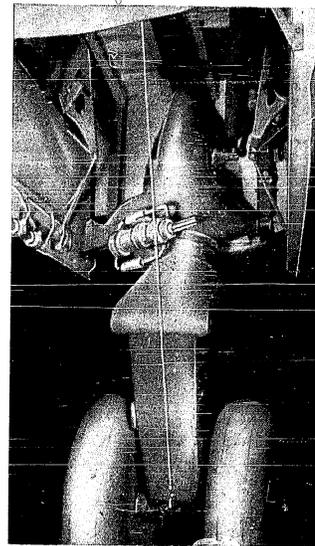


Bild 10
Attrappe des
Bugfahrwerkes

Besonderer Wert auf wirklichkeitstreuere Nachbildung wird bei der Verlegung von Rohrleitungen in der Konstruktionsattrappe gelegt. Bei der großen Zahl der in ein Flugzeug einzubauenden Leitungen für Kraftstoff, Hydraulik, Klimaanlage, Enteising, Feuerlöschanlage und den meist komplizierten Formen, in die die einzelnen Rohre gebogen werden müssen, wäre eine eindeutige zeichnerische Darstellung sehr umständlich und würde trotzdem kaum eine genaue Fertigung danach ermöglichen. Deshalb werden die in der Attrappe durch Anpassen geformten Rohre häufig als Muster für die Fertigung verwendet. Auf diese Weise können die einzelnen Leitungselemente ohne zeitraubende Anpaßarbeit bei der Endmontage bereits vorab angefertigt werden.

Der Hauptzweck der Konstruktionsattrappe besteht jedoch darin, dem Auftraggeber und dem Kunden das Produkt bereits mit Abschluß der Projektierungsarbeiten materiell vor Augen zu führen, also zu einem Zeitpunkt im Entwicklungsablauf, zu dem Anregungen und Änderungswünsche bei der Konstruktion noch berücksichtigt werden können. Außerdem dient sie dazu, über das Ergebnis der Projektierung eine fachliche Beurteilung von unvoreingenommener Seite zu erlangen, bevor das Erzeugnis in der Konstruktion und der Fertigung verwirklicht wird. Zu diesem Zweck tritt nach Fertigstellung der Konstruktionsattrappe die Staatliche Attrappenkommission zusammen, die in verschiedene Fachgruppen unterteilt ist und sich aus führenden

Bild 4 zeigt einen Blick in die Attrappe der Passagierkabine eines Verkehrsflugzeuges.

Neben den Leistungen bilden die Ausstattung der Passagierkabine und deren verschiedene Variationsmöglichkeiten das Hauptmerkmal für den Verkaufswert eines Verkehrsflugzeuges. Die Leistungen lassen sich durch Zahlen und Angaben eindeutig bekanntgeben. Die Zweckmäßigkeit und die geschmackliche Wirkung der Passagierkabine kann praktisch jedoch nur am fertigen Objekt nachgewiesen werden. Der heute bei fast allen Luftverkehrsgesellschaften vorliegende starke Bedarf an Flugzeugen zwingt vielfach schon zum Abschluß von Kaufverträgen auf Flugzeuge, die sich noch in Konstruktion befinden. In diesem Fall dient die Attrappe als Vorführmuster. An ihr kann dem Käufer die Berücksichtigung seiner speziellen Wünsche hinsichtlich Anzahl und Anordnung der Sitze, Komfort und Raumgestaltung vorgeführt werden.

Eine schwedische Luftverkehrsgesellschaft hat eine in den Nutzräumen voll ausgerüstete Attrappe eines Passagierflugzeuges zur öffentlichen Benutzung als Restaurant aufgestellt, in welchem dem Besucher in gleicher Weise das geboten wird, was auf einer Luftreise üblich ist. Auf diese Art wird einerseits ein propagandistischer Erfolg erzielt, indem einem breiten Publikum die Annehmlichkeiten des Luftverkehrs vor Augen geführt werden. Andererseits kann auf diese Weise der allgemeine Geschmack

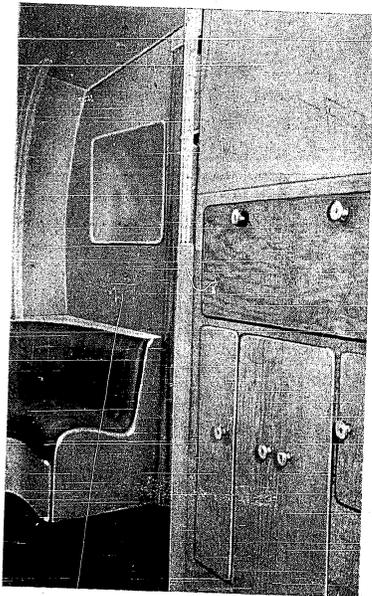


Bild 5
Attrappe der
Anrichte

erforscht werden, da die Besucher dazu angehalten werden, ihre Eindrücke und Anregungen bekanntzugeben.

Bild 5 stellt einen Blick auf die Attrappe der Anrichte dar, die im Flugzeug dazu dient, der Stewardess die Sorge um das leibliche Wohl der Fluggäste zu ermöglichen.

Im Bild ist nur der Zustand des Rohbaues festgehalten. Auch hier gilt es, auf engstem Raum alle Vorräte an Speisen und Getränken mit dem notwendigen Geschirr und den erforderlichen Bestecken unterzubringen, um die gastronomischen Wünsche der Fluggäste während des mehrstündigen Fluges zu befriedigen.

Da es nicht üblich ist, im Mittelstreckenverkehr an Bord Speisen zuzubereiten, werden fertige Gedecke auf Spezialtablets mitgeführt. Ebenso ist es nicht üblich, gebrauchtes Geschirr und Besteck während des Fluges abzuwaschen, da es in bezug auf

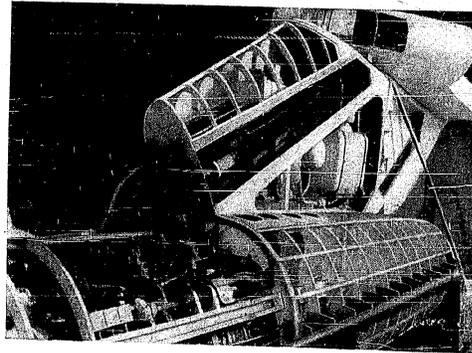


Bild 6. Attrappe des Triebwerkeinbaues

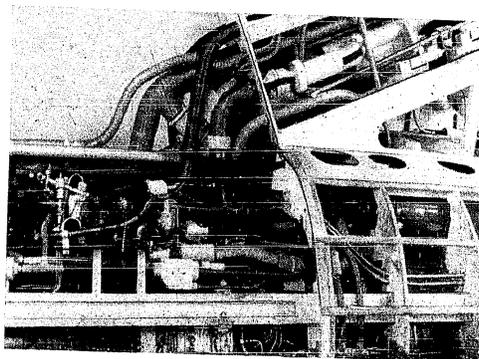
Gewicht günstiger ist, für jeden Fall frisches Geschirr mitzuführen, als das zum Abwaschen notwendige Wasser.

Um die Zeit für die Abfertigung des Flugzeuges bei Zwischenlandungen, wozu auch das Ergänzen der Küchenvorräte gehört, auf ein möglichst kurzes Maß zu beschränken, werden Speisen und Geschirr in Spezialbehältern untergebracht. Nach der Landung werden die Behälter mit benutztem Geschirr bzw. mit leeren Tablets gegen solche mit frischem Geschirr bzw. neuen Gedecken ausgetauscht. In gleicher Weise wird mit den für Heißgetränke wie Kaffee, Tee usw. vorgesehenen Thermosgefäßen verfahren. Die raumsparende Unterbringung all dieser Gegenstände und Vorräte, zu denen noch Wein, Likör, Bier, Limonade, Keks, Konfekt und Rauchwaren kommen, sowie die zweckmäßige Einrichtung des Arbeitsplatzes der Stewardess wäre ohne eingehendes Studium an der Attrappe kaum denkbar. Ähnliche Bedeutung — wenn auch unter ganz anderen Bedingungen — kommt der Attrappe zu bei der Klärung des Triebwerkeinbaues und der damit zusammenhängenden Fragen. Zur Erzielung bester Raumaussnutzung steht für den Konstrukteur hierbei die Aufgabe im Vordergrund, die Triebwerkverkleidung unter Wahrung einer aerodynamisch guten Form und unter Berücksichtigung aller Forderungen nach Zugänglichkeit und Wartbarkeit sowie der Betriebsbedingungen möglichst eng an den Triebwerkkörper anzupassen.

Bild 6 zeigt die Attrappe einer Triebwerk gondel.

Im Oberteil des Bildes ist der dargestellte Flügelschnitt und der zur Befestigung des Triebwerkes am Flügel dienende Stiel zu sehen. Die Außenhaut ist bei der Attrappe fortgelassen, um den Blick in das Innere freizugeben. Der Vorderteil der Verkleidung (auf dem Bilde links) ist zur Demonstration der Zu-

Bild 7. Ausrüstungen und Rohrleitungen am Triebwerk



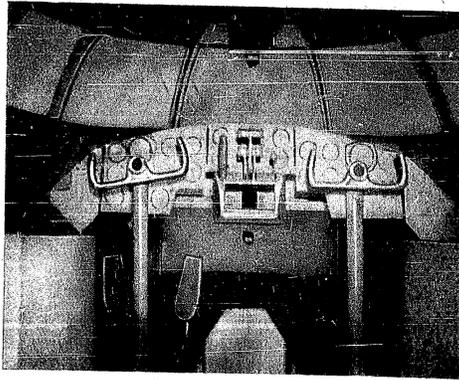


Bild 1. Blick auf den Platz der Flugzeugführer, Vorattrappe

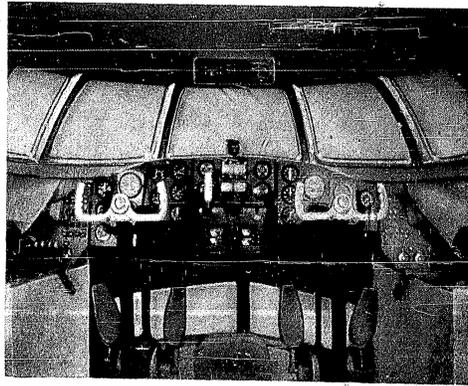


Bild 2. Blick auf den Platz der Flugzeugführer, Hauptattrappe

vervollständigt oder wahrscheinlicher durch eine neue, sorgfältiger gebaute ersetzt, die womöglich schon ein Bestandteil der endgültigen Gesamtattrappe werden kann. In ihr werden weitgehend alle Ausrüstungsteile wie Geräte, Instrumente und Bedienorgane angebracht bzw. auch nur angedeutet, um ihre Anordnung zueinander und zum Benutzer zu studieren. Hierzu werden üblicherweise nur die sichtbaren Teile dargestellt, d. h. zum Beispiel nur die Zifferblätter der Instrumente und die Handgriffe von Bedienorganen.

In Bild 1 ist eine darartige Attrappe des Besatzungsraumes gezeigt, die in ihrer Ausführung bereits einen gewissen Grad der Vervollkommenung, noch nicht aber die letzte Reife erlangt hat. Bild 2 zeigt im Vergleich dazu etwa dieselbe Ansicht des Besatzungsraumes in ausgereifter Form als Bestandteil der endgültigen Gesamtattrappe.

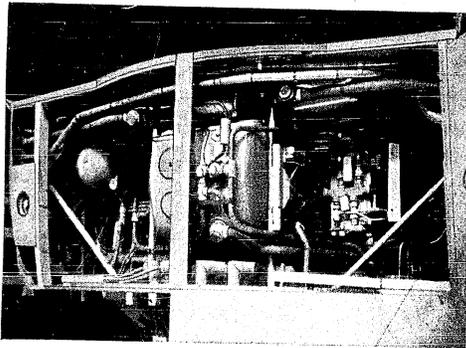


Bild 3. Attrappendarstellung eines Geräteraumes

Bei dieser Ausführung werden teilweise Originalgeräte eingebaut und die von Bedienorganen abgehenden Übertragungsglieder, die zum Teil unsichtbar hinter Verkleidungen liegen, ebenfalls dargestellt.

Ähnliche, wenn auch weniger umfangreiche Untersuchungen an Hand von Attrappen erfordert der Einbau der Geräte, die, weil sie keine unmittelbare Bedienung erfordern, außerhalb des Besatzungsraumes, meist in besonderen Geräteräumen, untergebracht werden. Es handelt sich dabei im wesentlichen um Geräte der Funkanlage, Ventile, Armaturen, Steuer- und Regelgeräte der Hydraulik-, Kraftstoff- und Feuerlöschanlage usw. Ihre übersichtliche Unterbringung auf engstem Raum mit

guter Zugänglichkeit zwecks Kontrolle und Wartung jedes einzelnen Gerätes kann auf zeichnerischem Wege allein nicht erreicht werden. Bild 3 zeigt den Blick in einen derartigen Geräteraum in Attrappendarstellung.

Einen besonderen Schwerpunkt in der attrappenmäßigen Klärung bildet die Ausstattung und Innenarchitektur der Passagierkabine und der dazugehörigen Nebenräume wie Küche, Toilette usw., da von deren Einrichtung der Verkaufswert und die Marktgängigkeit des Flugzeuges wesentlich beeinflusst werden. Auch hierfür wird schon im frühen Entwicklungsstadium eines Neuentwurfes mit Raumstudien an primitiven Teilattrappen begonnen. Obwohl auch für die Aufteilung der Passagierkabinen in bezug auf Anordnung der Sitze zueinander, ihre Lage zu Tischen und Fenstern, den allgemeinen Raumbedarf usw. gewisse Richtmaße festliegen, ist doch bei jedem Neuentwurf den besonderen Verhältnissen Rechnung zu tragen. Erschwerend wirkt der Umstand, daß hierbei nicht allein die Zweckmäßigkeit und Bequemlichkeit eine Rolle spielen, sondern daß auch in entscheidendem Maße der Publikumsgeschmack beachtet werden muß. Aus diesem Grunde wird die Passagierkabine in der endgültigen Attrappe mit besonderer Sorgfalt und unter weitgehender Benutzung von Originalteilen ausgestattet. Zur Beurteilung der Bequemlichkeit eines Sessels muß zum Beispiel dessen Polsterung auf jeden Fall der späteren Ausführung entsprechen, und um die geschmackliche Wirkung zu prüfen, müssen die Beleuchtungskörper, die Wandbekleidung und der Fußbodenbelag in Originalausführung vorhanden sein.

Bild 4. Inneres der Passagierkabine in Attrappenausführung, gegen Flugrichtung gesehen



Zweck und Bedeutung der Attrappe im Flugzeugbau

Von Obering. E. Wolf

DK 629.135.001.572

Beim Neuentwurf eines Flugzeuges, ganz gleich, für welchen Verwendungszweck es vorgesehen ist, muß es als oberstes Gebot gelten, die Innenräume bei voller Gewährleistung aller an sie gestellten Anforderungen so knapp wie möglich zu bemessen, oder mit anderen Worten: alle im Flugzeug enthaltenen freien Räume möglichst weitgehend auszunutzen. Jeder ungenutzte Raum vermindert die Wirtschaftlichkeit eines Flugzeuges. Er bedeutet unnötiges Gewicht und zusätzlichen Widerstand, wodurch sich einerseits die Herstellungskosten, andererseits der Kraftstoffverbrauch und im Zusammenhang damit die laufenden Betriebskosten erhöhen.

In gewisser Weise ist ein Vergleich mit einem Wohnhaus möglich, bei dem Herstellungspreis und laufende Unkosten sich ebenfalls nach den Kubikmetern des umbauten Raumes richten. Dieser Vergleich ist jedoch unzulänglich, denn bei einem Haus, an dem zum Beispiel ein zusätzlicher Erker angebaut werden soll, ist der Mehraufwand mit dem umbauten Raum des Erkers ausgestanden. Wesentlich größere Auswirkungen hätte eine entsprechende Raumvergrößerung bei einem Flugzeug. Nehmen wir an, der Rumpf eines Verkehrsflugzeuges, der ja die wesentlichen Nutzräume enthält, soll in seinem Volumen um ein gewisses Maß vergrößert werden, um beispielsweise mehr Raum zwischen den Sitzen zu schaffen. Das auf diese Weise entstehende Mehrgewicht des Rumpfes zieht eine ganze Reihe weiterer Gewichtserhöhungen nach sich: Es muß die Flügelfläche um den entsprechenden Betrag vergrößert werden, wodurch sich das Gewicht des Tragflügels erhöht. Die vergrößerte Flügelfläche wiederum bedingt eine Vergrößerung der Leitwerke und damit eine weitere Gewichtszunahme. Die so entstandenen Vergrößerungen von Abmessung und Gewicht verlangen höhere Triebwerksleistung und eine Vermehrung des Kraftstoffvorrates, was wiederum größere Behälterräume erfordert.

Diese genannten Auswirkungen erfordern weiter eine Verstärkung des Fahrwerkes und damit eine nochmalige Steigerung des Gewichtes.

Diese wie eine Schraube ohne Ende anmutenden Wechselbeziehungen ergeben letzten Endes einen Faktor, mit dem ein eingebautes zusätzliches Gewicht multipliziert werden muß, um den Einfluß auf das Abfluggewicht zu ermitteln. Dieser Faktor beträgt je nach Reichweite des betreffenden Flugzeuges etwa 2,5 bis 5. Dies bedeutet, daß, wenn es gelingt, durch geschickte Raumaussnutzung zum Beispiel 100 kg Rumpfgewicht zu sparen, das Abfluggewicht des Flugzeuges um 250 bis 500 kg geringer wird bzw. daß die Nutzlast um etwa diesen Wert erhöht werden könnte.

Die vorstehenden Betrachtungen sollen zeigen, in welchem Maße eine mehr oder weniger geschickte Raumaussnutzung beim Projektieren eines Flugzeuges sich auswirkt und welche Bedeutung dieser Frage deshalb zukommt.

Natürlich bedient sich der Projektteur zu deren Lösung zunächst des universellen Hilfsmittels des gestaltenden Ingenieurs, der Zeichnung. Ein endgültiges, breites Urteil über Zweckmäßigkeit, Bequemlichkeit und Nutzwert der vorgesehenen Räume sowie über ihre ästhetische Wirkung auf den zukünftigen Benutzer kann jedoch nur durch praktisches Studium am tatsächlichen Objekt gewonnen werden. Zu diesem Zweck werden die im

zeichnerischen Entwurf festgelegten Verhältnisse in einer mehr oder weniger provisorischen Form als Attrappe dargestellt, um sie von einem möglichst großen Kreis durch praktische Benutzung erproben und begutachten zu lassen.

Die attrappenmäßige Darstellung gestattet es, durch die Möglichkeit, auf einfache Weise Änderungen und Ergänzungen auszuführen, einem Optimum in der Gestaltung nahe zu kommen. Gewisse Fragen aber lassen sich überhaupt nur durch praktische Handhabung entscheiden, so die Zugänglichkeit, Bedienbarkeit und Wartbarkeit von Geräten, die Übersichtlichkeit und die Ablesbarkeit der Instrumente, die handliche Anordnung der Bedienorgane usw. Hierfür ist die Attrappe ein unentbehrliches Hilfsmittel für den Projektteur und den Konstrukteur, das ihnen die Möglichkeit gibt, das Endprodukt in ausgereifter Form herauszubringen.

Bereits im frühen Stadium einer Neuentwicklung bedient man sich der Attrappe, um gewisse wichtige Bereiche durch Teiluntersuchungen vorzuklären. In den ersten Anfängen sind es oft nur roh zusammengezimmerter Lattengerüste, die dazu dienen, irgendwelche Raumwirkungen oder Sichtverhältnisse zu studieren. Im Ablauf der Entwicklung wird auch die Ausführung derartiger Attrappen vervollständigt und verfeinert. Wenn die einzelnen Teiluntersuchungen zu befriedigenden Lösungen geführt haben, werden die gewonnenen Ergebnisse in einer endgültigen Gesamtattrappe dargestellt. Mit besonderer Sorgfalt müssen derartige Untersuchungen an der Ausgestaltung und Ausrüstung des Besatzungsraumes, dem Herzen des Flugzeuges, durchgeführt werden. Hier sind eine Reihe von Bedingungen zu erfüllen, um der Besatzung die Führung des Flugzeuges zu erleichtern, sie vor Ermüdung auch bei längerer Flugdauer zu bewahren und Fehlbedienungen zu vermeiden. Die ständig unter Kontrolle zu haltenden Instrumente müssen in günstiger Lage des Blickfeldes liegen und so geordnet sein, daß sie trotz ihrer Vielzahl keinen verwirrenden Eindruck hervorrufen und andererseits auf so gedrängtem Raum Platz finden, daß sie weder die Bewegungsfreiheit noch die Sicht nach außen nennenswert beschränken. Alle Bedienorgane zum Beispiel für die Steuerung, die Triebwerkregulierung, die Durchführung des Start- und Landemanövers usw. müssen in bequem erreichbarer Lage angeordnet und so ausgebildet sein, daß trotz ihrer großen Zahl eine Verwechslung vermieden wird. Die Fenster müssen so beschaffen sein, daß sie in jeder Fluglage genügend Sicht gewährleisten, wobei aus Gewichtsgründen die Fensterfläche so knapp wie möglich gehalten werden muß. Die Sitze müssen eine ruhende Körperhaltung ermöglichen, ohne die Besatzungsmitglieder bei ihrer Arbeit zu behindern. Sie müssen außerdem in ihrer Lage zu den Bedienorganen verstellbar sein, um verschiedenen Körpergrößen und -proportionen Rechnung zu tragen.

Obwohl diese Probleme grundsätzlich immer wieder die gleichen sind und gewisse Bezugsmaße auch festliegen, kann von einem etwa genormten Flugzeugherrerraum bei weitem keine Rede sein. Praktisch verlangt jeder neu ausgelegte Typ auch eine Neuauslegung des Besatzungsraumes. Hierbei stellt die Attrappe ein unumgängliches Hilfsmittel dar.

Sind die Grundabmessungen des Raumes durch eine rohe Nachbildung, bei der meist nur die hauptsächlichlichen Begrenzungskonturen dargestellt werden, ermittelt, wird die Attrappe weiter

Bild 1.

vervollständigt werden. Die Attrappe wird zur Begutachtung der einzelnen Bereiche verwendet. Sie dient zur Veranschaulichung der einzelnen Details und zur Festlegung der endgültigen Ausführung.



Bild 3.

Bei der endgültigen Ausführung der Attrappe wird die endgültige Gestaltung festgelegt. Die Attrappe wird zur Veranschaulichung der einzelnen Details und zur Festlegung der endgültigen Ausführung verwendet.

den Winkel zwischen Bewegungsrichtung und Flugzeugsängsachse vergrößern will (Bild 4).

Bei einer Schiebelandung muß daher der Flugzeugsführer rechtzeitig einen Seitenruderausschlag geben oder einseitig bremsen, um mit Hilfe des dadurch hervorgerufenen Gegenmomentes ein Ausbrechen des Flugzeuges zu vermeiden. Zur Erreichung des gleichen Zieles sind bei einigen Flugzeugen die Haupträder schwenkbar angeordnet und mit Nachlauf versehen, d. h. der Bodenberührungspunkt des Rades liegt hinter der Federbein-achse. Durch die Seitenkräfte werden sie in die Bahnrichtung des Schwerpunktes gedreht, und das Flugzeug rollt mit einem Schiebewinkel in dieser Richtung weiter.

Allerdings sind auch bei starrem Heckradfahrwerk kleine Schiebewinkel noch gefahrlos, da das Hauptfahrwerk infolge seiner Elastizität bis zu 2° verformbar ist und die Räder auch beim Walken noch normal abrollen.

Wird durch einseitiges Gasgeben oder Bremsen ein Kurvenrollen eingeleitet, so werden im Flugzeugschwerpunkt Zentri-

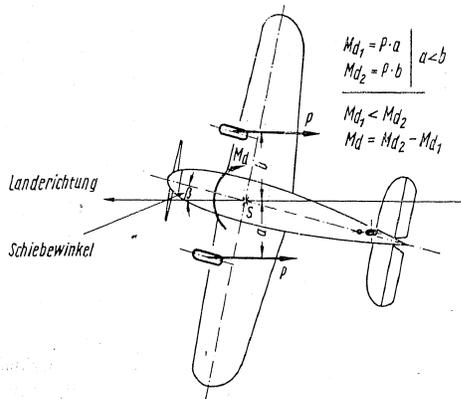


Bild 4. Schiebelandung mit Heckradfahrwerk

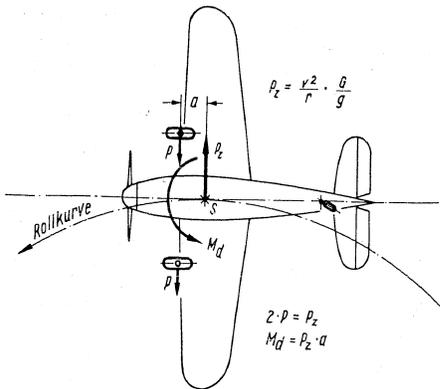


Bild 5. Kurvenrollen mit Heckradfahrwerk

fugalkräfte wirksam, die in den Seitenkräften am Hauptfahrwerk ihre Gegenkraft finden (Bild 5).

Diese Seitenkräfte erzeugen aber um den Schwerpunkt ein Drehmoment, welches das Flugzeug in Richtung der eingeleiteten Kurve weiter eindrehen will. Bei höheren Rollgeschwindigkeiten sind diese Kräfte schon bei großen Kurvenradien recht erheblich. Also bereits bei kleinen Korrekturen der Rollrichtung, wie sie z. B. unmittelbar nach der Landung notwendig werden können, ist mit ihnen zu rechnen. Der Flugzeugsführer muß dann durch

einen sofortigen Seitenruderausschlag eine Gegenkraft am Leitwerk erzeugen, die dem oben beschriebenen Drehmoment das Gleichgewicht hält.

Wird bei kleineren Rollgeschwindigkeiten, bei denen die Seitenruderwirkung noch nicht ausreicht, eine zu enge Kurve gerollt, so geht das Flugzeug von selbst in eine noch engere Kurvenbahn über. Infolge der hierdurch bedingten Vergrößerung der Seitenkräfte kann das Fahrwerk unter Umständen abbrechen.

Wenn in einer Kurve zusätzlich gebremst wird, dann wirkt an der Bodenberührungsfläche des Reifers außer der radial nach innen gerichteten Seitenkraft auch noch senkrecht dazu in der Horizontalen die Bremskraft. Hierbei kann bei glattem, z. B. vereistem Boden der Fall eintreten, daß die Resultierende aus Seiten- und Bremskraft am weniger beanspruchten Innenbahnrad größer als die vertikal wirkende Belastung dieses Rades ist. Der Reibschluß ist dann nicht mehr ausreichend, das Innenbahnrad gerät ins Rutschen und damit dreht das Flugzeug aus der Kurve wieder in die Gerade zurück (Bild 6).

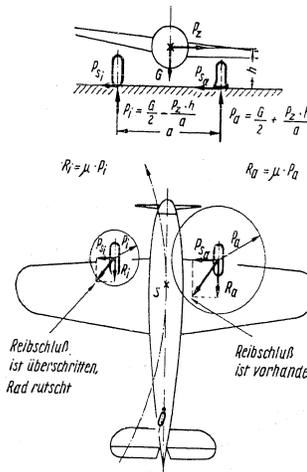


Bild 6. Bremsen im Kurvenrollen mit Heckradfahrwerk

Hatte der Flugzeugsführer z. B. ein Bremsmoment zur Verkleinerung des Rollkreises eingeleitet, um einer anderen Maschine auszuweichen, so tritt durch das Bremsen die gegenteilige Wirkung ein und ein Unfall ist unvermeidbar.

4. Zusammenfassung

Das Heckradfahrwerk bewährt sich für Start und einwandfrei durchgeführte Landung durchaus. Jedoch besitzt diese Fahrwerksanordnung auch eine Reihe von Nachteilen:

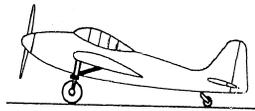
- Infolge der Schräglage des Rumpfes am Boden (10 bis 12°) ist die Beladung und Betankung schwierig. Die Fluggäste empfinden diese Lage als unbequem.
- Bei der Landung besteht Neigung zum Springen.
- Bedingt durch eine ungenügende Rollstabilität besteht Ausbrechgefahr bei Landung und Kurvenrollen.
- Auf glattem Boden ergibt sich eine schlechte Rollsteuerbarkeit.

Die unter b) bis d) genannten Schwierigkeiten nehmen mit steigender Geschwindigkeit zu. Bei Landegeschwindigkeiten von mehr als 100 km/h machen sie sich bereits sehr unangenehm bemerkbar, und bei solchen von über 150 km/h werden sie unerträglich. Daher war man gezwungen, bei Erreichung höherer Landegeschwindigkeiten eine andere Fahrwerksanordnung zu verwenden.

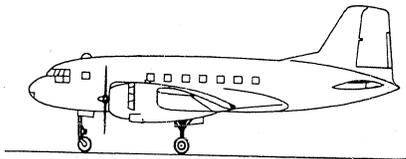
Flu 134 (wird fortgesetzt)

3.2 Start- und Landevorgang

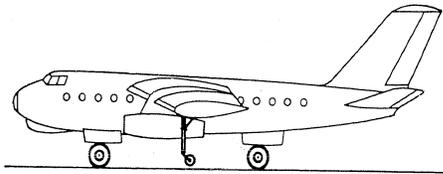
Beim Start rollen Flugzeuge mit Heckradfahrwerk zunächst in Dreipunktlage an. Wird der für die Höhenruderwirkung ausreichende Staudruck erreicht, gibt der Flugzeugführer Höhenruder in Richtung „Drücken“, bis das Flugzeug in etwa horizontaler Lage, d. h. mit dem kleinsten Widerstand, den größten Teil der Startstrecke durchrollt. Kurz vor dem Abheben wird ein Höhenruderausschlag in Richtung „Ziehen“ gegeben, wobei das Flugzeug schwanzlastig wird und noch vor Bodenberührung des Heckrades infolge des nunmehr vorhandenen großen Anstellwinkels und damit auch ausreichenden Auftriebes von selbst abhebt. Es fliegt nun in der einmal eingesteuerten Lage weiter, ohne daß große Änderungen des Höhenrunderwinkels erforderlich sind.



a) Heckrad-Fahrwerk



b) Bugrad-Fahrwerk



c) Tandem-Fahrwerk

Bild 1. Wichtigste Fahrwerksanordnungen

Da die Bodenkraft am Hauptfahrwerk mit zunehmendem Auftrieb allmählich nachläßt und schließlich ganz verschwindet, verläuft der Startvorgang außerordentlich stabil, was vom Flugzeugführer als sehr angenehm empfunden wird.

Bei der Landung setzt das Flugzeug mit Heckradfahrwerk am zweckmäßigsten in Dreipunktlage auf. Da der Steuerknüppel während des Aufsetzens in derselben Lage verbleiben kann, ergibt sich auch für die Landung ein sehr einfacher Steuervorgang. Gerade wegen dieser leichten Start- und Landetechnik hatte sich das Heckradfahrwerk in der Vergangenheit so stark durchgesetzt. Auch heute noch sind zahlreiche Flugzeuge mit dieser Fahrwerksanordnung ausgerüstet.

Ungünstiger liegen die Verhältnisse allerdings, wenn die Landung nicht einwandfrei durchgeführt wird. Ist z. B. die Landegeschwin-



Bild 2. Flugzeug mit Heckradfahrwerk Avia L-60 „Brigadyr“

digkeit wesentlich größer als vorgesehen oder liegt eine zu große Sinkgeschwindigkeit vor, so setzt das Flugzeug mit den Haupt-rädern zuerst auf. Da die letzteren vor dem Schwerpunkt angeordnet sind, entsteht durch den Landestoß ein schwanzlastiges Drehmoment, der Anstellwinkel vergrößert sich erheblich, infolge der noch zu hohen Landegeschwindigkeit nimmt der Auftrieb zu, das Flugzeug hebt erneut ab und führt einen Sprung aus.

Da das Flugzeug während des Sprunges nicht mehr einwandfrei gesteuert werden kann, erfolgt das zweite Aufsetzen meistens mit einem wesentlich stärkeren Stoß als beim ersten Mal. Das ist der Grund, warum bei Flugzeugen mit Heckrad-Fahrwerken bei dieser erneuten Bodenberührung die meisten Fahrwerksbrüche eintreten.

In Zusammenhang mit der Landung steht auch die Forderung nach einer weichen Federung, aber nicht zu großer Gesamteinfederung. Der Federung muß daher eine Vorspannung gegeben werden, die etwa so groß ist, daß sie beim Rollen mit kleinstem Landegewicht bereits anspricht. Da die Arbeitsaufnahme der Bereifung sehr klein ist, wird auch schon bei kleinsten Sinkgeschwindigkeiten ein Stoß von mehr als der Größe der Vorspannung auf die Flugzeugzelle übertragen. Dieser Umstand ist mit dafür verantwortlich, daß Flugzeuge mit Heckradfahrwerk so stark zum Springen neigen, wenn sie nicht in Dreipunktlage landen.

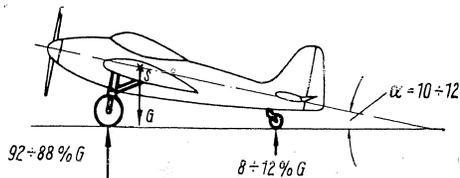


Bild 3. Gewichtsverteilung und Anstellwinkel beim Heckradfahrwerk

Aber auch in Dreipunktlage kann das Flugzeug wieder abheben, wenn das Hauptfahrwerk schneller als das Heckrad ausfedert. Die Dämpfung aller Federbeine muß daher sorgfältig aufeinander abgestimmt sein.

3.3 Rolleigenschaften

Nach der Betrachtung von Start und Landung sollen im folgenden noch die Rolleigenschaften des Flugzeuges mit Heckradfahrwerk besprochen werden. Hierbei tritt ein großer Nachteil dieser Fahrwerksanordnung zutage: sie ist nicht rollstabil.

Bewegt sich der Schwerpunkt des Flugzeuges nicht in dessen Längsachse, wie dies z. B. nach einer Schiebelandung der Fall ist, so wird durch die am Hauptfahrwerk auftretenden Seitenkräfte ein Drehmoment um den Schwerpunkt eingeleitet, das

den Winkel vergrößern.
Bei einer S
zeitig einer
um mit H
ein Ausbrä
des gleiche
schwenkba
Bodenberü
achse. Dur
des Schwer
Schiebewin
Allerdings
winkel no
Elastizität
Walken no
Wird dur
rollen eing

Länderichtu

Schiebewin

Bild 4: Schieb

Rollkur

Bild 5. Kurve

fugalkräfte
ihre Gegen
Diese Seit
Drehmome
Kurve wei
sind diese
Also berei
z. B. unmi
ist mit ihr

DEUTSCHE

Der Wert n_s wird vorgeschrieben. Er beträgt für Heckradfahrwerke etwa 0,5 und für Bugradfahrwerke etwa 0,7.

Beim Rollen sind noch verschiedene Stoßkräfte mit unterschiedlichen Wirkungsrichtungen zu berücksichtigen, z. B. beim Überrollen von Bodenunebenheiten, beim Manövrieren ohne eigene Kraft usw.

Während der Start noch keine übermäßig großen Anforderungen an das Fahrwerk stellt, tritt die stärkste Beanspruchung bei der Landung auf. Aus der kinetischen Energie des sinkenden Flugzeuges errechnet sich die erforderliche Arbeitsaufnahme des Hauptfahrwerkes aus

$$A = \frac{m_{red} \cdot v_{st}^2}{2} \quad \left[\text{kg m} \right]$$

Hier bedeutet m_{red} die auf den Angriffspunkt der Stoßkraft resultierenden reduzierte Gesamtmasse des Flugzeuges, die sich ergibt aus

$$m_{red} = \frac{m}{1 + \left(\frac{a}{i_y} \right)^2} \quad \left[\frac{\text{kg} \cdot \text{s}^2}{\text{m}} \right]$$

m = Gesamtmasse des Flugzeuges in $\frac{\text{kg} \cdot \text{s}^2}{\text{m}}$

a = Abstand der Stoßkraftresultierenden vom Flugzeugschwerpunkt in m

i_y = Trägheitsradius des Flugzeuges um die Querachse in m

v_{st} stellt die maximal auftretende sichere Stoßgeschwindigkeit dar, die in die Festigkeitsrechnung moderner Flugzeuge mit 4 bis 5 m/s in die Rechnung eingesetzt wird.

Eine Bestimmung der am Fahrwerk angreifenden Kräfte aus der vorstehenden erforderliche Arbeitsaufnahme zeigt, daß hierbei je nach Verwendungszweck des Flugzeuges das 2,2- bis 3,5-fache der Lande-Radlast auftritt.

Ein weiterer Lastfall, der im Zusammenhang mit der Landung auftreten kann und der für die Berechnung des Fahrwerkes berücksichtigt werden muß, ist die Schiebelandung. Sie entsteht, wenn die Windrichtung nicht parallel zur Landebahn verläuft. In diesem Fall bildet die Flugzeuglängsachse mit der Bewegungsrichtung einen mehr oder weniger großen Winkel. Beim Aufsetzen werden dadurch außer dem Vertikalstoß auch noch Seitenkräfte am Fahrwerk wirksam (siehe Bild 3).

Wird andererseits die Bewegungsrichtung der Flugzeuglängsachse mit der Landebahnrichtung durch Steuerbewegung zur Deckung gebracht, so ist hierzu ein mehr oder weniger großer Hängewinkel (Drehung um die Längsachse) des Flugzeuges erforderlich. Das Flugzeug wird also mit dem dem Seitenwind zugekehrten Fahrwerk zuerst aufsetzen, welches dadurch eine besonders hohe Beanspruchung erfährt.

1.3 Beanspruchungen der Reifen

Die aus dem Anwachsen der Fluggeschwindigkeiten resultierende Steigerung der Landegeschwindigkeiten führte zu Schwierigkeiten im Hinblick auf die Reibbeanspruchung der Reifen. Die während des Fluges in Ruhe befindlichen Räder müssen beim Aufsetzen in Bruchteilen von Sekunden auf eine Umfangsgeschwindigkeit gebracht werden, die der Landegeschwindigkeit entspricht. Die Länge der Abriebspuren auf der Betonbahn zeigt, daß die Beschleunigung der Räder bei einer normalen Landung während $\frac{2}{3}$ bis $\frac{3}{4}$ Radumdrehungen erfolgt. Die raue Betonbahn wirkt hierbei wie eine Schmirgelscheibe und zerstört die Gummioberfläche durch die auftretenden hohen Temperaturen. Der Reibungsbeiwert steigt noch dadurch erheblich an,

weil der Gummi hierbei teigig wird und auf der Betonbahn festkleben will. Die dadurch entstehenden nach hinten gerichteten Reibungskräfte beanspruchen insbesondere bei Einbeinfahrwerken die Federbeine sehr stark auf Biegung, was zu einem Verklemmen der Federung führen kann. In diesem Falle muß die gesamte Landestoßenergie von der Bereifung allein aufgenommen werden, wodurch unkontrollierbar hohe Kräfte in den Federbeinen entstehen. Diese Kräfte bedingen wiederum eine weitere Steigerung der Bodenreibungskraft, was schließlich die Zerstörung der Reifen zur Folge haben kann.

Als Abhilfemaßnahme gegen diese hohen Beanspruchungen begann man zunächst, die Räder vor dem Aufsetzen durch Elektro- oder Hydraulikmotoren auf eine genügend große Umfangsgeschwindigkeit zu beschleunigen. Die hierfür erforderlichen Antriebsleistungen sind jedoch nicht unerheblich. Aber gerade kurz vor der Landung stehen infolge der gedrosselten Triebwerke nur geringe elektrische und hydraulische Leistungen zur Verfügung, so daß sich relativ lange Beschleunigungszeiten ergeben. Diese würden ein sehr frühzeitiges Ausfahren des Fahrwerkes erforderlich machen.

Eine in diesem Zusammenhang teilweise günstigere Lösung stellt die Anwendung des Schwinghebelfahrwerkes dar. Hierbei sitzt das Rad auf einem Hebel, der bei Stoßbeanspruchung nach hinten wegschwingen kann, ohne daß die Federstrebe ein Biegemoment aufnehmen muß.

2. Entwicklung der Fahrwerkbauarten

Im Verlaufe der Flugzeugentwicklung fanden bereits die verschiedensten Fahrwerkstypen Anwendung. Jedoch als erste einheitliche Bauform, die bis zum zweiten Weltkrieg vorherrschend blieb, bürgerte sich das Heckradfahrwerk ein.

Bedingt durch die Steigerung der Landegeschwindigkeit führte die Entwicklung weiter zu dem heute vorherrschenden Bugradfahrwerk.

Schließlich ist als neueste Fahrwerkskategorie noch das Tandemfahrwerk mit seitlichen Stützrädern hinzugekommen. Seine Einführung insbesondere bei Schnellflugzeugen hat ihre Ursache in den Unterbringungsschwierigkeiten der bisherigen Fahrwerke in den extrem dünnen Tragflächen (Bild 1).

Die vorgenannten drei Fahrwerksanordnungen sind die heute bedeutungsvollsten. Hinzu kommen noch einige Sonderausführungen wie z. B. Schwimmer, Schneekufen usw.

In den folgenden Abschnitten sollen diese Fahrwerksanordnungen mit ihren Start-, Lande- und Rolleigenschaften sowie die Gestaltung ihrer wichtigsten Bauteile, wie z. B. Räder, Bremsen, Feder- und Einziehstreben, besprochen werden.

3. Heckradfahrwerk

3.1 Anordnung des Fahrwerkes

Bei diesem Fahrwerk befinden sich die Haupträder vor dem Schwerpunkt und haben zur Sicherung gegen Umkippen des Flugzeuges einen mehr oder weniger großen Abstand von der Flugzeuglängsachse, während das Heck durch einen dritten Auflagepunkt abgestützt wird. Letzterer bestand ursprünglich aus einer gefederten Gleitkufe, Sporn genannt, die etwa um das Jahr 1930 herum durch ein ebenfalls gefedertes Spornrad ersetzt wurde (Bild 2).

Die Anordnung der Fahrwerksräder ist am günstigsten, wenn auf dem Hauptfahrwerk 88 bis 92 Prozent und auf dem Heckrad 12 bis 8 Prozent des gesamten Fluggewichtes ruhen. Ein Flugzeug mit einem derartigen Fahrwerk besitzt außerdem, wenn es am Boden steht, einen großen Anstellwinkel von etwa 10 bis 12°, was für den Startvorgang von großem Vorteil ist (Bild 3).

fach deshalb, weil es ein Leitwerksteil weniger erfordert als ein normales Kreuzleitwerk. Daß für dieses Baumuster auch ein laminares Flügelprofil gewählt wurde, ist nicht ganz einzusehen; denn bei diesem ausgesprochenen Billigbau, bei welchem für die notwendige Oberflächengüte der Laminarprofile nicht viel getan werden kann, wäre ein auf Bauabweichungen weniger empfindliches Profil sicher zweckmäßiger.

Als Vertreter der hochgezüchteten Doppelsitzer sind die italienische „CVV-8“, die französische „Breguet 904“ und die deutsche „HKS 1“ (Bild 12) angeführt. Bei diesen Typen ist ebenso wie bei den entsprechenden Einsitzern ohne Rücksicht auf Baukosten — es handelt sich um Einzelbauten — alles getan worden, um eine hohe Gleitzahl zu erreichen. Die „HKS 1“ entspricht in ihrer Konstruktion dem schon besprochenen Einsitzer „HKS 3“.

Tafel 3

Type	Gleitzahl	Fluggewicht kg	Preis DM
Gleitflugzeug Greif	14	390	5000,—
Gebrauchsflugzeug Nipp	22	430	9000,—
Wettbewerbsflugzeug HKS-1	38	560	rd. 30000,—

Bild 11 zeigt die Zweiseitenansichten zweier Vertreter der Doppelsitzerklassen: das billige Gebrauchsflugzeug von Nipp und das sehr teure Wettbewerbsflugzeug „HKS 1“. Abschließend sind für die Doppelsitzer Beispiele angeführt, die zeigen, daß mit der Flugleistung auch das Fluggewicht und die Baukosten erheblich ansteigen (Tafel 3).

Flu 133

Flugzeug-Fahrwerke

Anforderungen, Bauarten, Start-, Lande- und Rolleigenschaften sowie Gestaltung der wichtigsten Bauteile

Von Prof. Dipl.-Ing. B. Baade

DK 629.135.015.098
629.135.015 : 347.811.2
629.135.015.004.12

1. Anforderungen an das Fahrwerk

Das Fahrwerk dient dazu, dem Flugzeug einmal das Rollen am Boden mit größter Beweglichkeit und zum andern Start und Landung zu ermöglichen. Im einzelnen werden an das Flugzeugfahrwerk hierfür folgende Bedingungen gestellt:

1.1 Allgemeine Anforderungen

Der Rollvorgang soll möglichst mit eigener Kraft, d. h. nur mit Hilfe der Triebwerke des Flugzeuges durchgeführt werden können. Hierbei soll das Flugzeug sowohl leicht lenkbar als auch ausreichend rollstabil sein. Es wird von ihm verlangt, daß es in der einmal eingeschlagenen Bahnrichtung möglichst lange geradeaus weiterrollt und keine Neigung zum Ausbrechen zeigt. Das Fahrwerk soll ferner das Flugzeug beim Überrollen von Bodenunebenheiten so weich abfedern, daß nur kleine Stoßbeanspruchungen auf die Zelle übertragen werden.

Das Fahrwerk muß so ausgelegt sein, daß sowohl beim Start als auch beim Landevorgang der zur Abhebe- bzw. Landegeschwindigkeit gehörige Anstellwinkel erreicht werden kann.

Während der Landung muß das Fahrwerk imstande sein, die aus der Sinkgeschwindigkeit resultierende kinetische Energie aufzunehmen und weitestgehend umzuwandeln, damit das Flugzeug nach dem Aufsetzen nicht gleich einem Gummiball erneut in die Luft geschleudert wird. Weiterhin soll das Fahrwerk ermöglichen, das Flugzeug beim Ausrollen nach der Landung so zu bremsen, daß die gesamte Landeenergie auf einer möglichst kurzen Strecke aufgenommen wird.

Damit das Beladen und Betanken leicht und bequem erfolgen kann, ist es zweckmäßig, das Flugzeug am Boden durch das Fahrwerk in horizontaler Lage zu halten.

Auf das Fahrwerk entfällt ein großer Teil des Gesamtwiderstandes des Flugzeuges. Für Schnellflugzeuge muß daher verlangt werden, daß das Fahrwerk während des Fluges eingezogen werden kann.

Das Fahrwerk ist mit etwa 5 bis 6 Prozent erheblich am Gesamtfluggewicht beteiligt. Diese Tatsache wiegt um so schwerer, als das Fahrwerk während des Fluges nicht benötigt wird. Aber alle Bestrebungen, das Fahrwerk ganz wegzulassen, scheiterten bisher daran, daß noch keine andere den gleichen Anforderungen genügende Lösung gefunden wurde.

An das Fahrwerk werden somit eine ganze Reihe sich teilweise sogar widersprechender Anforderungen gestellt.

1.2 Beanspruchungen der Fahrwerksstreben

Das Fahrwerk unterliegt beim Rollen, Starten und vor allem bei der Landung starken Beanspruchungen. Für die Berechnung von Flugzeugfahrwerken bestehen daher wie für alle anderen Bauteile des Flugzeuges Vorschriften und Richtlinien. In den Lastannahmen und Bauvorschriften werden eine Reihe von Lastfällen, d. h. mögliche Beanspruchungen der Fahrwerke, berücksichtigt, die jedoch im Rahmen dieser Abhandlung nicht eingehend behandelt werden können. Im folgenden soll daher nur das Grundsätzliche über die auftretenden Beanspruchungen dargestellt werden.

Am Boden treten neben dem als Vertikalkraft wirkenden Flugzeuggewicht beim Kurvenrollen Zentrifugalkräfte auf. Die dadurch quer zur Bewegungsrichtung entstehende Beanspruchung des Fahrwerkes muß folgender Gleichung genügen:

$$n_s = \frac{P_z}{G} = \frac{v^2}{g \cdot r}$$

Hierbei bedeuten: n_s = seitliches Lastvielfaches
 P_z = Zentrifugalkraft in kg
 G = Gewicht des Flugzeuges in kg
 v = Rollgeschwindigkeit in m/s
 r = Kurvenradius in m
 g = Erdbeschleunigung 9,81 m/s²

Durchbiegung des schlanken Tragflügels in erträglichen Grenzen zu halten, war der Holm aus Dural gebaut, der Tragflügel entsprach der üblichen Bauart: Holzgerippe mit Stoffbespannung. Für die Rumpfröhre wurde Elektron verwendet. Das Fluggewicht betrug trotz der großen Spannweite nur 275 kg.

Die neuen Hochleistungssegelflugzeuge besitzen nur teilweise Laminarprofile. Die Bilder 7 und 9, in denen die Segelflugzeuge mit Laminarprofil besonders gekennzeichnet sind, lassen erkennen, daß die Verwendung dieser Profile nicht die erwartete Verbesserung gebracht hat. Dagegen ist der nötige Bauaufwand für Konturtreue und glatte Oberflächen für einen Laminarflügel recht erheblich. Schon durch geringe Verunreinigungen an der Tragflügelhase (Insekten, Staub) wird der Widerstandsgewinn wieder eingebüßt. Deswegen verwenden viele Konstrukteure sogenannte halblaminare Profile (z. B. Gö 549), die auch eine gewisse Widerstandsverringering durch längeren laminaren Anlauf der Strömung besitzen und gegen Oberflächenstörungen nicht so empfindlich sind wie die echten Laminarprofile.

Bild 6 zeigt die Zweiseitenansichten von drei Segelflugzeugen gleicher Klasse. Ein Vergleich der Preise dieser in Serie gebauten Typen gibt einen Anhalt über den Aufwand, der zur Erreichung der Flugeigenschaften und Leistungen notwendig war (Tafel 2).

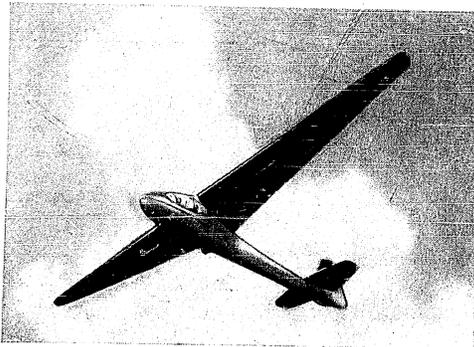
Tafel 2

Type	Gleitzahl ϵ	Preis DM
Kleinsegler Fauvel	24	6000,—
Übungssegler Meise	25	9000,—
Hochleistungssegler Zugvogel	34	13500,—

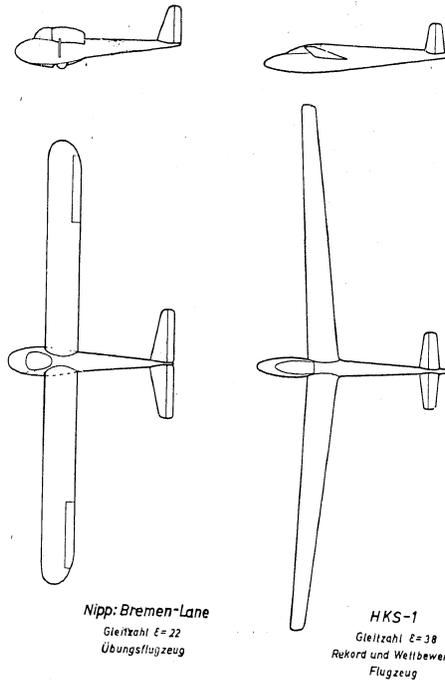
Doppelsitzer

Diese müssen eigentlich in die Klassen Gleit-, Übungs-, Leistungs- und Hochleistungssegelflugzeuge — ähnlich den einsitzigen Segelflugzeugen — unterteilt werden. Doppelsitzige Gleitflugzeuge gibt es jedoch kaum. Die in Bild 9 eingezeichneten Punkte „Grille“ und „Greif V“ sind zwar neuere Konstruktionen, aber nur ihrer geringeren Baukosten wegen für die Doppelsitzer-Schulung an der Winde als Gleitflugzeug mit geringerer Gleitzahl ausgelegt. Allgemein findet die Doppelsitzer-Anfängerschulung heute mit Flugzeugen statt, welche die Leistungen und guten Flugeigenschaften der Übungs- bzw. Leistungseinsitzer haben. Der Segelflugschüler kann später ohne Schwierigkeiten auf einsitzige Segelflugzeuge übergehen. Als typischer Vertreter dieser

Bild 10. Übungszeisitzer FES 530 „Lehrmeister“



Flugzeugklasse sei das in unserer Republik entwickelte und jetzt in Serie gebaute Segelflugzeug FES 530 „Lehrmeister“ angeführt (Bild 10). Es ist so ausgelegt, daß die Flugeigenschaften, d. h. Steuerbarkeit und sonstiges Verhalten in der Luft, weitestgehend denen des „Baby“ entsprechen. Dabei ist die Gleitzahl mit $\epsilon = 24$ um einiges besser. Bei guter Wetterlage ist dieses Segelflugzeug auch für größere Streckenflüge geeignet.



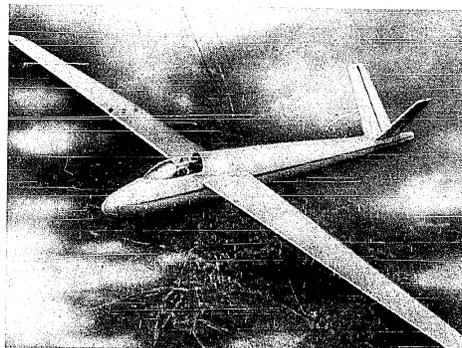
Nipp-Bremen-Lane
Gleitzahl $\epsilon = 22$
Übungsflugzeug

HKS-1
Gleitzahl $\epsilon = 38$
Rekord und Wettbewerbs-
Flugzeug

Bild 11. Vergleich der Zweiseitenansicht eines Gebrauchssegelflugzeuges mit der eines Wettbewerbssegelflugzeuges

Neuartig in seiner Konstruktion ist das 1952 bei Nipp entwickelte Segelflugzeug „Bremen Lane“ (Bild 11). Es ist für den Bau in größerer Serie zu einem möglichst geringen Preis bei annehmbaren Flugeleistungen bestimmt. Diese Ganzmetallkonstruktion hat einen abgestrehten Rechteckflügel mit über die ganze Spannweite gleichen Rippen. Das Rumpffende ist als runde Metallröhre leicht und einfach gebaut. Das V-Leitwerk ist wohl nicht wegen des geringeren Widerstandes gewählt, sondern ein-

Bild 12. Hochleistungszeisitzer HKS



zu einem technischen Wettrennen werden und das Spöttliche dabei in den Hintergrund tritt. Trotzdem sind diese Flugzeuge die interessantesten, so daß es sich lohnt zu untersuchen, mit welchen Mitteln und mit welchem Aufwand die besseren Flugleistungen erreicht werden. Den größten Einfluß auf den Luftwiderstand und damit auf die Gleitzahl des Flugzeuges hat bekanntlich die Streckung des Tragflügels $\Lambda = b^2/F$ (Spannweite²/Tragflügelfläche). Man ist also bestrebt, den Tragflügel mit möglichst großer Spannweite zu bauen, soweit dies unter Berücksichtigung der Festigkeit bei tragbarem Gewichtsufwand möglich ist.

Bild 7 zeigt die Gleitzahlen bekannter einsitziger Segelflugzeuge in Abhängigkeit von der Tragflügelstreckung. Es gibt einen gewissen Überblick über die Baugüte bzw. über den Aufwand, den der Konstrukteur des Flugzeuges zur Erreichung der entsprechenden Gleitzahl getrieben hat. Segelflugzeuge, deren Werte wesentlich unter der willkürlich gezogenen Geraden liegen, sind — bewußt oder unbewußt — solche mit geringerer Baugüte oder mit geringerem Aufwand (z. B. zu kleine Flügel für den durch die Abmessungen des Flugzeugführers gegebenen Rumpf). Die darüber liegenden Punkte sind Segelflugzeugen zugehörig, bei denen man viel für die Erreichung einer guten Gleitzahl getan hat. Am auffallendsten tritt dies bei dem schon erwähnten schwanzlosen Kleinsegler Fauvel AV-36, bei dem durch Einsparung von Rumpf- und Leitwerkswiderstand die Gleitzahl hochgetrieben wurde, in Erscheinung. Das wohl modernste Flugzeug dieser Art, die HKS 3, bei der viel Aufwand zur Erzielung einer sehr glatten Oberfläche getrieben wurde, ragt aus dem Rahmen dieser Betrachtung heraus. Die Bepunktung des Laminarflügels ist durch Schaumstoffe gestützt, um das Welligwerden der Oberfläche zu verhindern. Die Sturzflugbremse im Flügel ist aus Widerstandsgründen durch einen Bremschirm am Rumpfenende ersetzt; selbst der Widerstand des Querruders wurde eingespart, da die Quersteuerung durch Verwölbung der äußeren Flügelprofile erfolgt. Das V-Leitwerk ist selbstverständlich vorhanden.

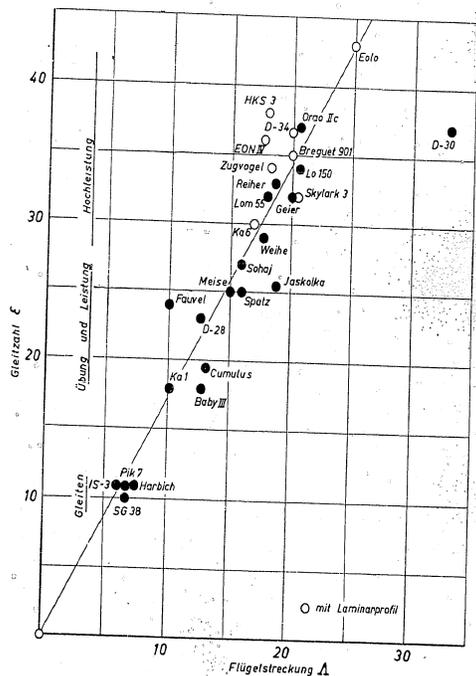


Bild 7. Gleitzahlen und Tragflügelstreckungen einsitziger Segelflugzeuge

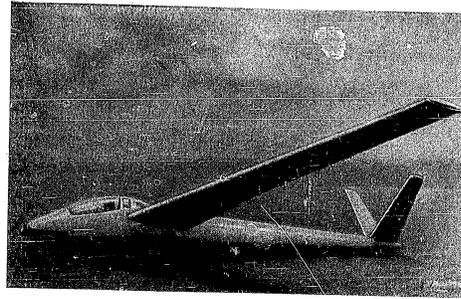


Bild 8. Leistungseinsitzer 3 V-1 „EOLO“

Als Gleitzahl der neuen italienischen Konstruktion 3 V-1 „EOLO“ (Bild 8), wird $\epsilon = 43$ angegeben. Dieser besonders hohe Wert wird durch die extrem hohe Tragflügelstreckung erreicht. Naturgemäß ist durch das notwendige Tragflügelbaugewicht das Fluggewicht des Segelflugzeuges mit 450 kg besonders hoch. So betragen z. B. die Fluggewichte der HKS 3 rd. 330 kg und der Fauvel AV-36 nur 225 kg. Die „EOLO“ ist damit ein schneller Segelflugzeug, und die gute Gleitzahl ist nur bei besonderen Wetterlagen auszunutzen. Bei Ausschlag der Wölbungslandeklappen beträgt die geringste Fluggeschwindigkeit nur 50 km/h und ist damit verhältnismäßig niedrig. Das Flugzeug ist in üblicher Holzbauweise ausgeführt.

Ein weiteres auffallendes Segelflugzeug in Bild 7 ist die D-30. Dieses schon im Jahre 1938 von der Fliegergruppe der Technischen Hochschule Darmstadt gebaute Versuchssegelflugzeug mit der extrem großen Tragflügelstreckung von $\Lambda = 33$ erreichte nur eine Gleitzahl von $\epsilon = 37$, was an der noch ungenügenden aerodynamischen Durchbildung und an der für heutige Verhältnisse schlechten Oberflächengüte gelegen haben mag. Um die

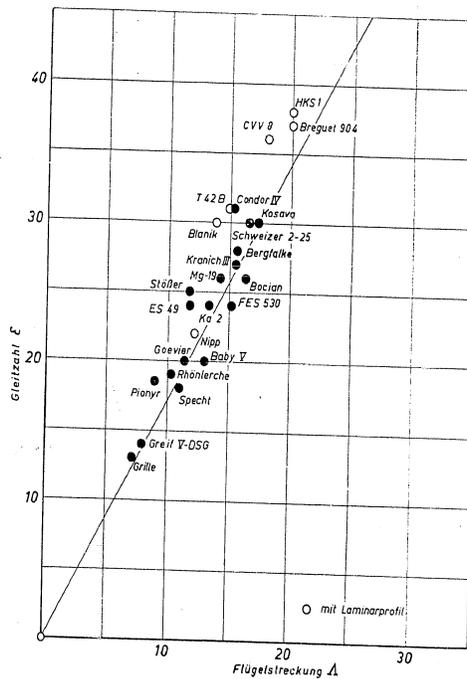
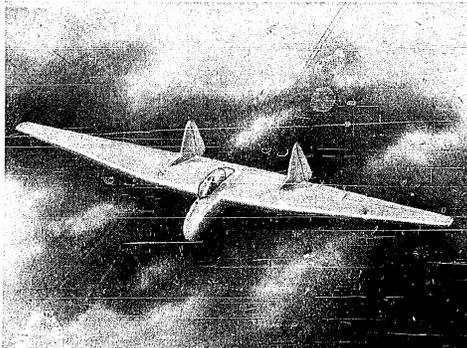
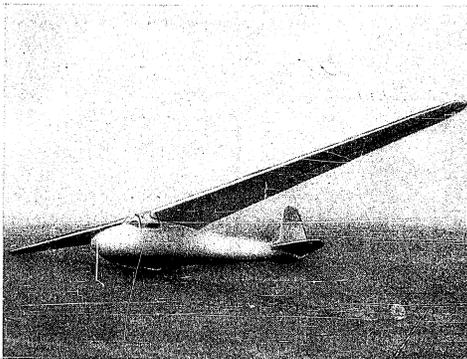
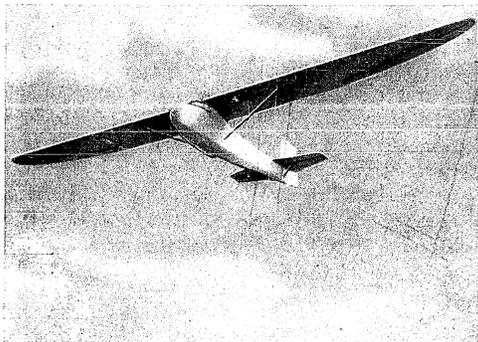
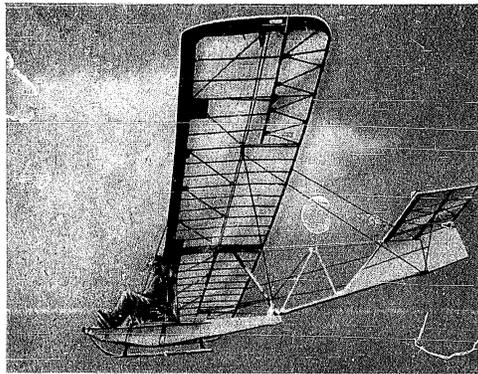


Bild 9. Gleitzahlen und Tragflügelstreckungen zweisitziger Segelflugzeuge



und die bekannte „Meise“ (Bild 4), die 1939 als Einheitssegelflugzeug für die Olympischen Spiele 1940 entwickelt wurde, werden bei uns und auch im Ausland heute noch industriell in großer Stückzahl gebaut.

Von den nach 1945 herausbrachten Typen ist in bezug auf Leistung oder Bauweise in dieser Klasse von Seglern kaum ein besonderer Fortschritt zu verzeichnen. Eine Ausnahme macht lediglich der von den Gebrüdern Fauvel (Frankreich) konstruierte schwanzlose Kleinsegler AV-36 „Fliegender Flügel“ (Bild 5). Bild 6 zeigt eine Zweiseitenansicht dieses Flugzeuges. Die zum Vergleich dargestellte „Meise“ in klassischer Bauart besitzt ungefähr gleiche Gleitzahl, dürfte aber, weil in den Abmessungen und im Gewicht größer, teurer sein. Im Gegensatz zu anderen schwanzlosen Segelflugzeugen wird von der Fauvel AV-36 berichtet, daß sie „durchaus klassische Flugeigenschaften besitzt und leicht zu fliegen ist“. (Thermik 1953, Heft 12). Viele Länder haben die Nachbaurechte für dieses Segelflugzeug erworben.

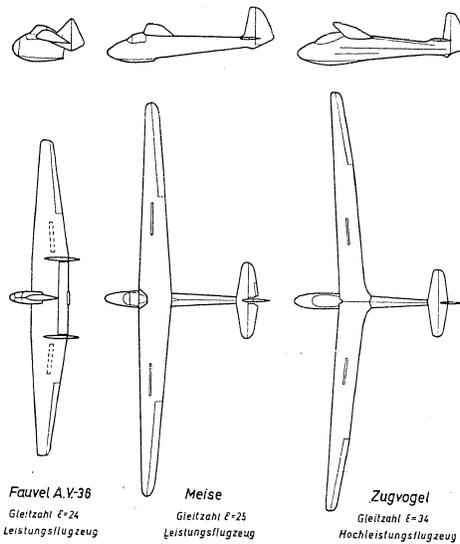


Bild 6. Zweiseitenansichten bewährter Leistungssegelflugzeuge

Hochleistungssegelflugzeuge

Für den Könnler sind Hochleistungssegelflugzeuge mit den bestmöglichen Leistungszahlen nötig, wobei in bezug auf die Flugeigenschaften einiges zugunsten der Leistungen geopfert wird. Die Hochleistungs-Einsitzer müssen eigentlich in zwei Klassen unterteilt werden: in eine Klasse gut durchkonstruierter und erprobter Flugzeuge, die industriell in größerer Stückzahl zu einem erschwinglichen Preis gebaut werden können, und in eine Klasse, die jene hochgezüchteten Super-Segelflugzeuge darstellt, die, ohne Rücksicht auf Kosten und nur in wenigen Exemplaren gebaut, bei Rekord- und Wettbewerbsflügen Verwendung finden. So zeigte die vorjährige Segelflugweltmeisterschaft in St. Yan, Frankreich, bei der die Teilnehmer mit ihren neuesten überzüchteten und kaum bezahlbaren Segelflugzeugen erschienen, daß solche Veranstaltungen immer mehr

Von links oben nach unten

Bild 2. Schulgleiter SG-38

Bild 3. Übungseinsitzer „Baby III“

Bild 4. Übungseinsitzer „Meise“

Bild 5. Übungseinsitzer Fauvel AV-36

Gegenwärtiger Entwicklungsstand der Segelflugzeuge

Von A. Jensen und F. Gottschlich

DK 629.135.15.004.15
533.666.6

Entwicklung

In der verhältnismäßig kurzen Zeit der Segelflugzeug-Entwicklung, etwa vom Jahre 1920 bis heute, sind auf der Welt sehr viele Typen konstruiert und gebaut worden. Deutlich zeichnen sich mehrere Entwicklungsstufen ab. Während die Zeit von etwa 1920 bis 1928 dem Nachweis des motorlosen Fluges galt — hauptsächlich als Hangflug in der aufsteigenden Luftströmung an Höhenzügen — wurde im Jahre 1928 ein neuer Entwicklungsabschnitt eingeleitet, als man die thermischen Aufwinde für den Segelflug auszunutzen lernte. Man wurde frei vom Hang und konnte jetzt auch in der Ebene fliegen. Diese Möglichkeit übte einen großen Einfluß auf die weitere Entwicklung der Segelflugzeuge aus.

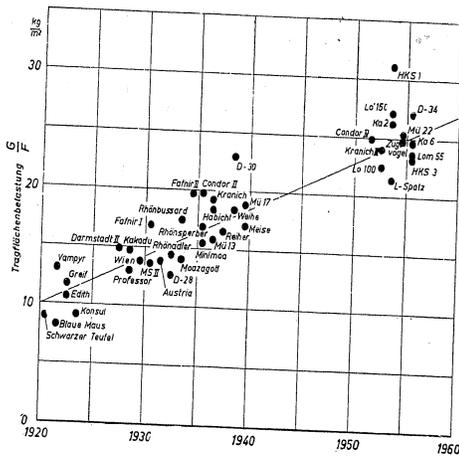


Bild 1. Anwachsen der Tragflächenbelastung deutscher Leistungssegelflugzeuge

In Bild 1 sind die Tragflächenbelastungen einiger bemerkenswerter deutscher Leistungssegelflugzeuge aufgetragen. Es ist zu erkennen, daß sich im Laufe der Entwicklung die Tragflächenbelastung mehr als verdoppelt hat und damit auch die Fluggeschwindigkeiten entsprechend angewachsen sind. Während man beim Segeln am Hang geringe Fluggeschwindigkeiten benötigt — verbunden mit möglichst geringem Sinken — kommt beim Thermikflug die Forderung nach guter Gleitzahl hinzu, um im Bedarfsfall die gewonnene Höhe in eine möglichst weite Flugstrecke umzusetzen. Die bessere Gleitzahl bedingt größere Spannweite und bessere aerodynamische Durchbildung; beide erfordern aber ein höheres Baugewicht, wodurch die Segelflugzeuge schneller werden. Die Erhöhung der Fluggeschwindigkeit ist zwar für Strecken- und Zielflüge willkommen, jedoch beim Kreisen in begrenzter Thermik kaum zu gebrauchen. So zeigt die Entwicklung ausgesprochene Streckenflugzeuge mit hohem Baugewicht (z. B. HKS 1 mit großem Gewichts Aufwand für gute Formhaltung) und auch leichtere, langsamere Segelflugzeuge, die bei entsprechender Wetterlage durch Mitnahme von Wasserballast schwerer und damit schneller gemacht werden können (z. B. HKS 3, Lom 55, Breguet 901).

Nach dieser einleitenden Betrachtung über das Anwachsen der Tragflächenbelastungen von Leistungssegelflugzeugen folgt eine Gliederung der heute in Gebrauch befindlichen Segelflugzeuge für die verschiedenen Verwendungszwecke. In Tafel 1 sind von diesen Segelflugzeugen für die genannten Verwendungszwecke die Spannweiten, Fluggewichte und die erreichten Gleitzahlen und Sinkgeschwindigkeiten zusammengestellt. Alle Typen lassen sich mit Ausnahme weniger extrem gebauter gut in dieses Schema einordnen.

Gleitflugzeuge

Die Anfängerschulung findet heute noch zum größten Teil mit billigen und einfachen Gleitflugzeugen statt. Fast jede Flugsport treibende Nation besitzt für die Anfängerschulung einen solchen Typ. In Deutschland ist es der bekannte und bewährte im Jahre 1938 konstruierte Schulgleiter SG-38 (Bild 2). Die Typen der anderen Länder, wie z. B. die „IS-3“ in Polen, „Pik“ in Finnland, „Harbich“ in Österreich usw., welchen nur unwesentlich vom SG-38 ab. Die Herstellung dieser Segelflugzeuge erfordert nur einen geringen Aufwand an Bauvorrichtungen und kein besonderes fachliches Können, so daß die einzelnen Fliegergruppen ihre Schulgleiter schon aus Erziehungsgründen meist selber bauen.

Übungssegelflugzeuge

Für den Fortgeschrittenen braucht man Übungsflugzeuge mit ausgesprochen guten Flugeigenschaften, die gute Gleitzahlen und geringe Sinkgeschwindigkeiten besitzen und damit Strecken- und Thermikflüge ermöglichen.

In dieser Klasse gibt es eine große Auswahl bewährter Typen. Einige besonders gut gelungene Konstruktionen aus der Zeit vor 1939, wie das „Baby“ (Bild 3), das ständig verbessert wurde

Tafel 1

Segelflugzeug-Klassen	Spannweite b m	Fluggewicht G kg	Beste Gleitzahl G	Geringste Sinkgeschwindigkeit w _s m/s
Gleitflugzeuge für Anfängerschulung	10	150 bis 200	10 bis 14	1,2 bis 1,3
Übungs- und Leistungs-Einseiter	10 bis 15	200 bis 300	18 bis 25	0,70 bis 1,0
Hochleistungs-Einseiter	15 bis 18	330 bis 400	28 bis 40	0,56 bis 0,7
Schul-Zweiseiter	13 bis 17	400 bis 500	18 bis 24	0,9 bis 1,0
Leistungs-Zweiseiter	17 bis 20	520 bis 560	26 bis 40	0,6 bis 0,8

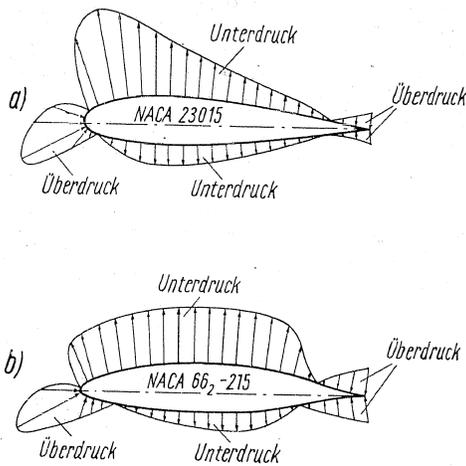


Bild 10. Druckverteilung über die Tiefe bei einem Anstellwinkel $\alpha = 2^\circ$ und der Mach-Zahl $M = 0,4$ (Auftriebsbeiwert $c_a \approx 0,3$)

3. Lage der größten Profildicke, Nasenradius und Hinterkantenwinkel

Diese drei Formparameter charakterisieren die Form des Profiltropfens; in gewissen Grenzen ist immer einer mit dem anderen gekoppelt. Von ihnen hat vor allem die Lage der größten Profildicke einen entscheidenden Einfluß auf das Widerstandsverhalten des Profils sowohl im Hinblick auf den erreichbaren Minimalwert als auch auf den Widerstandsanstieg bei hohen Mach-Zahlen. Bis

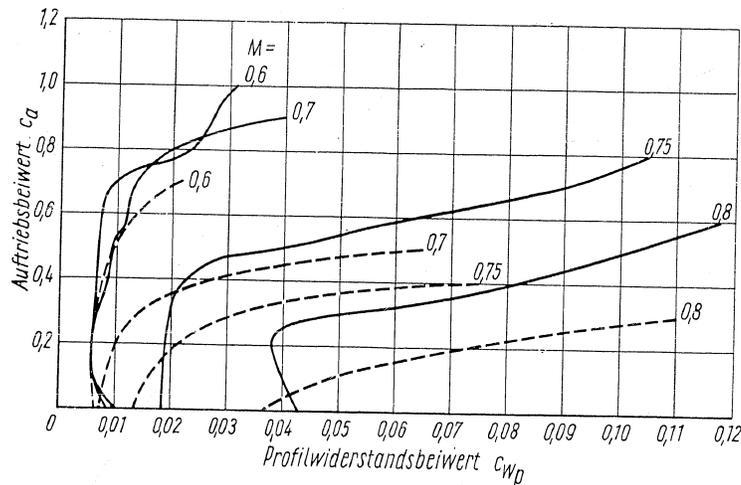
nahme des Höchstauftriebes in Kauf nehmen. Bild 8 zeigt die Polare eines älteren Profils NACA 23015 verglichen mit der eines sogenannten Laminarprofils NACA 66₂-215 gleicher Dicke. Im c_a -Bereich von 0 bis 0,4 beträgt der Widerstandsbeiwert des Laminarprofils $c_{wp} = 0,003$ gegen $c_{wp} = 0,0063$ des Profils NACA 23015. Der Widerstandsgewinn für den Reiseflug ist also beträchtlich. Der Höchstauftriebsbeiwert ist demgegenüber von $c_{a,max} = 1,71$ auf $c_{a,max} = 1,49$ abgefallen (Bild 9). Das bedeutet eine Erhöhung der Minimalgeschwindigkeit um ungefähr 4%.

Bei den heutigen schnellen Verkehrsflugzeugen muß aber auch das Verhalten der Profile hinsichtlich ihres Widerstandsanstiegs bei hohen Mach-Zahlen untersucht werden. Auch hier weisen die Laminarprofile eindeutige Vorteile gegenüber den alten Profilen mit 30% Dickenrücklage auf. Die an ihrer Oberfläch auf tretenden Unterdrücke (Bild 10) und somit auch Übergeschwindigkeiten sind beim gleichen Auftrieb niedriger als bei den alten Profilen, so daß erst bei einer höheren Mach-Zahl örtlich an einem Punkt des Profils die Schallgeschwindigkeit erreicht bzw. überschritten wird. Das bedeutet, daß auch der Widerstandsanstieg infolge der Zunahme des Druckwiderstandes bei hohen Mach-Zahlen erst später einsetzt. Bild 11 zeigt die Polare der beiden oben erwähnten Profile für verschiedene Mach-Zahlen. Aus diesem Diagramm ist ersichtlich, daß bei $M=0,7$ das Laminarprofil bei $c_a = 0,1$ bis 0,3 noch praktisch den gleichen Widerstand wie bei kleinen Mach-Zahlen besitzt, während das andere Profil bereits den doppelten Widerstand bei $c_a = 0,3$ aufweist.

Ihr Vorteil wird allerdings nur in Verbindung mit einer genauen und sorgfältigen Fertigung voll ausgenutzt. Es müssen sämtliche Störungen der glatten Profilloberfläche wie Nietköpfe, Wellen

Bild 11. Polaren der Profile NACA 23015 und NACA 66₂-215 bei verschiedenen Mach-Zahlen

NACA 66₂-215
NACA 23015



Ende der 30er Jahre hatten die Profile fast ausschließlich die größte Dicke in etwa 30% ihrer Tiefe. Eingehende theoretische und experimentelle Untersuchungen der Strömungsvorgänge am Profil zeigten jedoch, daß durch Zurückverschieben der maximalen Dicke auf 40 bis 50% der Tiefe eine beachtliche Widerstandsverminderung zu erzielen ist.

Der Widerstandsgewinn, der bis zu 50% gegenüber den früheren Profilen beträgt, ist jedoch nur in einem bestimmten Bereich kleiner Anstellwinkel, wie sie beim Steig- und Reiseflug vorkommen, vorhanden. Bei höheren Auftriebsbeiwerten muß man sowohl eine Vergrößerung des Widerstandes als auch eine Ab-

insbesondere am Profilverderteil peinlich vermieden werden; eine Oberflächenrauigkeit, die $10 \mu = 0,01$ mm überschreitet, macht sich bereits störend bemerkbar, und bei größeren Werten kann eine bedeutende Widerstandsvergrößerung auftreten.

Man sieht also, daß in den letzten 15 Jahren noch ein bedeutender Schritt nach vorn in der Entwicklung von Profilen für das Unterschallgebiet getan wurde, und es besitzen bereits eine große Anzahl moderner Flugzeuge derartige Laminarprofile.

Literatur

1. L. Prandtl, Ergebnisse der aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, Lieferung I-IV
2. I. Abbott und A. v. Doenhoff, Theory of wing sections

Flu 123

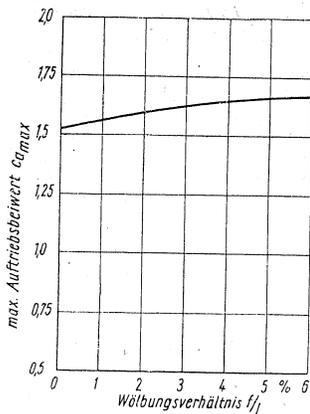


Bild 6. Abhängigkeit des maximalen Auftriebsbeiwertes $c_{a,max}$ vom Wölbungsverhältnis f/l für ein Profil mit einem Dickenverhältnis $\delta = 0,12$ und einer Wölbungsrücklage $\xi_\varphi = 0,3$

Wie werden nun durch die verschiedenen Formparameter die Profileigenschaften beeinflusst?

1. Wölbung und Lage der größten Wölbung

Betrachtet man die Polaren von Profilen, die den gleichen Profiltropfen besitzen, deren größte Wölbungen aber unterschiedlich sind, so stellt man u. a. folgende wichtige Unterschiede fest:

- a Der maximale Auftriebsbeiwert $c_{a,max}$ steigt mit zunehmender Profilwölbung (Bild 6). Diese Steigerung findet jedoch nur bis zu einer bestimmten Wölbung statt; sie ist außerdem von der Lage der größten Wölbung und der Tropfenform abhängig.
- b Mit zunehmender Wölbung verlagert sich der minimale Profilwiderstandsbeiwert zu einem größeren Auftriebsbeiwert; er wächst dabei etwas an.

Diese großen Vorteile der Wölbung hat bereits Lilienthal an der gewölbten Platte erkannt und bei seinen Tragflügelprofilen ausgenutzt.

Die Profilwölbung und ihre Lage bestimmen das Luftkraftmoment, das den Flügel verdrehen will; seine Größe ist für die Dimensionierung des Tragflügels auf Verdrehfestigkeit mit ausschlaggebend.

2. Profildicke

Die Profildicke beeinflusst in wesentlich stärkerem Maße als die Wölbung die Größe des minimalen Widerstandsbeiwertes und den erreichbaren Höchstauftrieb. Die in Bild 5 dargestellten Profile mit unterschiedlichem Dickenverhältnis zeigen, daß die in Längsrichtung angeströmte ebene Platte den geringsten Widerstand besitzt. Ihr Widerstand besteht praktisch nur aus dem Reibungswiderstand. Sie weist bei $\alpha = 0^\circ$ keinen durch Verdrängung der

umströmenden Luft entstandenen Druckwiderstand auf. Dieser Minimalwert ist aber nur bei Auftrieb Null vorhanden. Bei Auftrieb erhöht sich ihr Widerstand stark, so daß Profile mit endlicher Dicke sehr schnell der ebenen Platte überlegen sind. Der Höchstauftrieb wächst mit steigender Dicke und erreicht bei einer bestimmten Profildicke seinen Maximalwert (Bild 7).

Zusammenfassend kann man etwa für ein glattes Profil ohne Klappenausschlag sagen:

- a Eine Profildicke von 12 bis 15% ergibt die Maximalwerte für den Höchstauftriebsbeiwert.
- b Der minimale Widerstandsbeiwert ist um so kleiner, je geringer die maximale Profildicke ist.

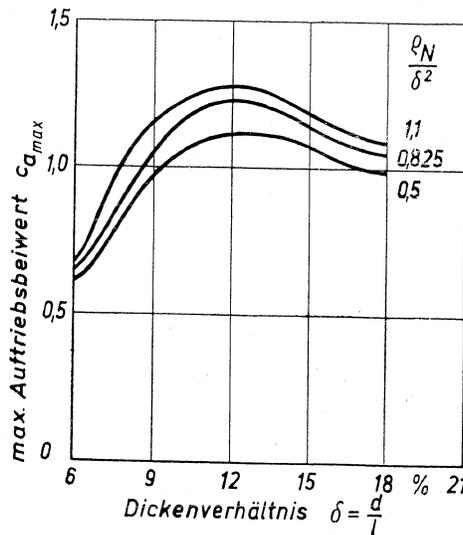


Bild 7. Abhängigkeit des maximalen Auftriebsbeiwertes $c_{a,max}$ vom Dickenverhältnis δ bei einer Dickenrücklage $\xi_\varphi = 0,4$ und verschiedenen Nasenradien

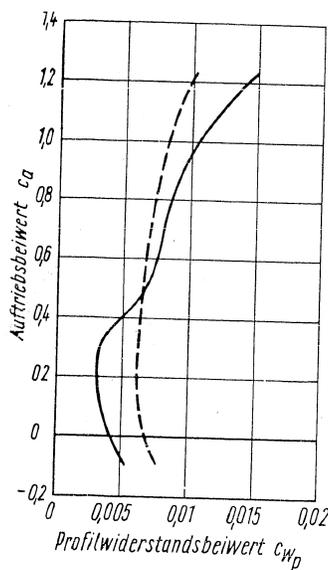


Bild 8. Profilwiderstandsbeiwert der Profile NACA 23015 und NACA 66_2-215 in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert

NACA 66_2-215 ———
NACA 23015 - - - - -

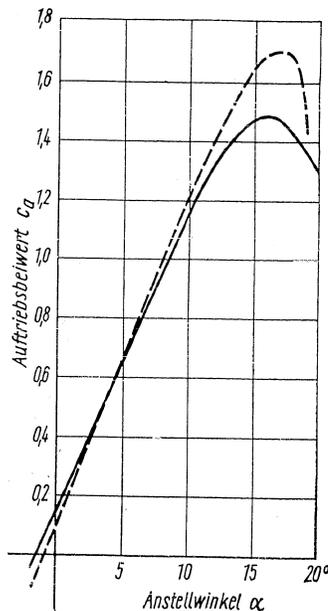


Bild 9. Auftriebsbeiwert der Profile NACA 23015 und NACA 66_2-215 in Abhängigkeit vom Anstellwinkel

NACA 66_2-215 ———
NACA 23015 - - - - -

dere Anforderungen an die Oberflächenbeschaffenheit der Tragflügel und Leitwerke stellen, konnten sie erst nach Entwicklung neuartiger Bauweisen, die eine glatte Flügeloberfläche gewährleisten, Anwendung finden.

Um in die Mannigfaltigkeit der Profilformen eine gewisse Systematik zu bringen und ihre Eigenschaften vergleichen zu können, muß man die Profile an Hand charakteristischer geometrischer Parameter ordnen.

Die wichtigsten Parameter eines Profils sind:

die größte Wölbung $\varphi = f/l$

die Lage der größten Wölbung $\xi_\varphi = \frac{x_\varphi}{l}$

die größte Dicke $\delta = d/l$

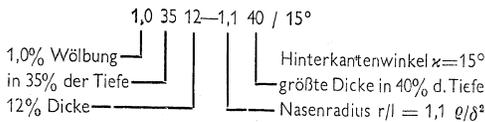
der Nasenradius $\rho = r/l$

die Lage der größten Dicke $\xi_\delta = \frac{x_\delta}{l}$

der Hinterkantenwinkel α

Dabei ist das gewölbte Profil so aufgebaut, daß die Ordinaten eines symmetrischen Profils, das als Profiltropfen bezeichnet wird, um jeden Punkt auf der Senkrechten zur sogenannten Skelettlinie aufgetragen sind (Bild 3). Die Skelettlinie stellt somit die geometrische Mittellinie des Profils dar.

Entsprechend diesen charakteristischen Werten hat sich in Deutschland eine Profilbezeichnung eingebürgert, nach der die einzelnen Ziffern die Profilparameter in der oben angegebenen Reihenfolge in % der Flügeltiefe angeben. So besitzt z. B. das Profil:



Die Profilbezeichnungen der NACA sind ähnlich aufgebaut.

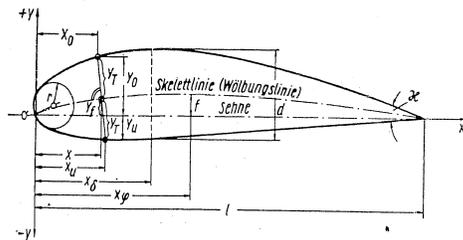


Bild 3. Profilbezeichnungen

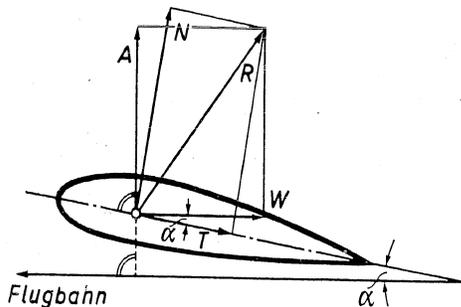
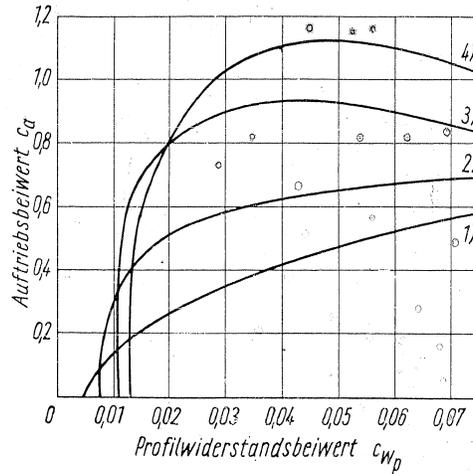


Bild 4. Kräfte am Tragflügelprofil

- A = Auftrieb, senkrecht zur Anströmrichtung
- W = Widerstand, in Anströmrichtung
- N = Normalkraft, senkrecht zur Profelsehne
- T = Tangentialkraft, in Richtung der Profelsehne
- R = resultierende Luftkraft
- α = Anstellwinkel



- 1) $\frac{d}{l} \sim 0$
- 2) $\frac{d}{l} = 0,05$
- 3) $\frac{d}{l} = 0,10$
- 4) $\frac{d}{l} = 0,15$

Bild 5. Polaren symmetrischer Profile verschiedener Dicke

Der Einfluß dieser Parameter auf die am Profil auftretenden Kräfte und Momente kann an Hand systematischer Messungen erfaßt und hiernach die Auswahl des jeweils geeigneten Profils getroffen werden. Da die auf das Profil wirkenden Kräfte (Bild 4) im Bereich kleiner Anstellwinkel proportional der Flügelfläche und dem Staudruck sind, können sie durch dimensionslose Beiwerte dargestellt werden. Mit dieser Darstellungweise ergibt sich außerdem eine gute Möglichkeit, Vergleiche zwischen den verschiedensten Messungen ziehen zu können.

Es ist der Auftriebsbeiwert: $c_a = \frac{A}{q \cdot F}$

der Widerstandsbeiwert: $c_w = \frac{W}{q \cdot F}$

der Momentenbeiwert: $c_m = \frac{M}{q \cdot F \cdot l_\mu}$

Dabei bedeuten:

- A der Auftrieb in kg
- W der Widerstand in kg
- M das Moment in mkg

$q = \frac{\rho}{2} \cdot v^2$ der Staudruck in kg/m²

F die Tragflügelfläche in m²

l_μ die aerodynamische Bezugsstiefe in m.

Die Koeffizienten werden im allgemeinen in der oben erwähnten Polarendarstellung $c_a = f(c_w)$ aufgetragen (Bild 5). Diese Darstellung hat u. a. den Vorteil, daß man sofort aus der Verbindungslinie des Nullpunktes mit einem Punkt der Kurve den Wert $\frac{c_w}{c_a}$ erhält. Dieser Wert gibt den Gleitwinkel des Tragflügels an, d. h. den Winkel, unter dem er bei einer durch den Auftriebsbeiwert bestimmten Geschwindigkeit zur Erde gleiten würde. Die Tangente an die Polare gibt den besten, d. h. kleinsten Gleitwinkel an.

strecke in der Nähe der amerikanischen Marineflugbasis San Diego. Ein dritter Versuch, die USA auf der Transpolarroute zu erreichen, scheiterte. Im Spätsommer 1937 verschwand eine fünfköpfige sowjetische Besatzung unter Führung des Piloten Lewanewski mit einer viermotorigen ANT-6 zwischen dem Nordpol und Alaska. Trotzdem hatten die Flüge, die durchschnittlich

in 6000 Meter Höhe erfolgten, bewiesen, daß der lange Zeit angezweifelte Flug auf der Transpolarroute möglich ist. Der Krieg unterbrach weitere Versuche.

Aus Anlaß des 20. Jahrestages des Tschkalow-Fluges forderten kürzlich mehrere sowjetische Zeitungen ebenfalls die Einrichtung einer sowjetischen Transpolarruglinie.

Flu 155

Das Profil und seine wesentlichen Eigenschaften im Unterschallbereich

Von Dr.-Ing. W. Lehmann und Ing. G. Koscielny

DK 533.69.042:71*
533.6.011.3

Eine der wichtigsten Aufgaben des Aerodynamikers beim Entwurf eines neuen Flugzeugmusters ist die Festlegung der Flügel- und Leitwerksprofile. Die Leistungen und Eigenschaften eines Flugzeuges hängen so wesentlich von der Profilierung des Tragflügels ab, daß für jeden Verwendungszweck fast der gesamte damit zusammenhängende Fragenkomplex neu aufgerollt und durchdacht werden muß.

Diese Bedeutung des Profils wurde bereits von den Pionieren der Luftfahrt erkannt, und sie legten mit ihren Arbeiten den Grundstein zu unseren heutigen Kenntnissen. In den 80er Jahren des vorigen Jahrhunderts waren es die Brüder Otto und Gustav Lilienthal, von denen besonders Otto Lilienthal (Bild 1) richtungweisende empirische Arbeiten auf dem Gebiete der Profilmessung leistete.



Bild 1. Otto Lilienthal, 1848 bis 1896

Er führte als erster systematische Profilmessungen an einem Rundlaufgerät, das als Vorläufer für einen Windkanal anzusehen ist, durch und erkannte auf Grund dieser

Messungen eindeutig die Überlegenheit des gewölbten Profils gegenüber der ebenen Platte. Den Ausgangspunkt für die von ihm entworfenen Profile bildete der Vogelflügel (Bild 2a). Von ihm stammt die auch heute noch übliche kurvenmäßige Darstellung der Profilverte, bei der der Auftriebsbeiwert c_a als Ordinate und der Widerstandsbeiwert c_w als Abszisse aufgetragen werden. Dieses sogenannte Polardiagramm, das unten noch ausführlich beschrieben wird, wird auch Lilienthal-Polare genannt.

Die erste bedeutende theoretische Untersuchung auf dem Gebiete der Profilmessung wurde von N. E. Shukowski (1847—1921) durchgeführt. Er entwickelte mit Hilfe der konformen Abbildung Profilserien, deren Eigenschaften leicht berechnet werden konnten. Die nach ihm gefertigten Shukowski-Profile (Bild 2b) sind vor allem dadurch gekennzeichnet, daß ihr Hinterkantenwinkel gleich Null ist. Der Hinterkantenwinkel hat einen wesentlichen Einfluß auf die Profileigenschaften.

Den großen Vorteil der dicken Profile hat Junkers als erster erkannt; er schuf den freitragenden Tiefdecker durch Ausnutzen

der großen Bauhöhe des dicken Profils für den Festigkeitsverband. Aufbauend auf den Shukowski-Profilen wurden insbesondere bei der AVA (Aerodynamische Versuchs-Anstalt) in Göttingen, die 1907 errichtet wurde, systematisch die verschiedensten Profilformen entwickelt und im Windkanal vermessen. Von diesen Profilen wurden viele erfolgreich im Motor- und Segelflugzeugbau benutzt (Bild 2c).

Die erste größere Systematik wurde in den USA von der NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) geschaffen, die 1937 eine komplette Sammlung der Versuchsreihe über diese NACA-Profile (Bild 2d) veröffentlichte. In dieser Sammlung waren u. a. auch wertvolle Versuchsergebnisse über den Einfluß der Reynoldsschen Zahl Re enthalten. Die Reynoldssche Zahl $Re = \frac{v \cdot l}{\nu}$

bei der $v =$ Fluggeschwindigkeit in m/s , $l =$ Flügeltiefe in m und $\nu =$ kinematische Zähigkeit der Luft in m^2/s bedeuten, ist ein Maß für die Übertragbarkeit der im Windkanal ermittelten aerodynamischen Beiwerte auf die geometrisch ähnliche Großausführung. Diese Beiwerte können bei Gleichheit der Reynoldsschen Zahl unverändert übertragen werden.

Wichtige Forschungsarbeiten auf dem Gebiete der Profilentwicklung wurden auch bei der DVL (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt) in Berlin-Adlershof durchgeführt.

Die wesentlichsten theoretischen und experimentellen Untersuchungen über die in den letzten 18 Jahren entwickelten sogenannten Laminarprofile (Bild 2e), Profile, deren größte Dicke in etwa 40 bis 50 % ihrer Tiefe liegt, wurden ebenfalls von der NACA durchgeführt. Diese Profile zeichnen sich durch besonders niedrige Widerstände aus. Da jedoch diese Profile ganz beson-

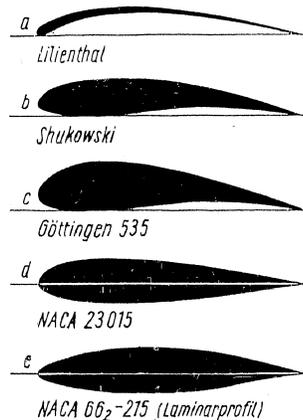


Bild 2
Entwicklung
der Flügelprofile
seit Lilienthal (1858)

MITTEILUNGEN ZUR FACHLICHEN INFORMATION FÜR DIE MITARBEITER DER LUFTFAHRTINDUSTRIE
DER DEUTSCHEN DEMOKRATISCHEN REPUBLIK

Die kürzesten Straßen führen über den Pol

Schon vor 20 Jahren beflog Tschkalow
als Erster die Transpolarroute

DK 656.7(211)

Am 10. September 1956 nahmen Pan American World Airways den Direkt-Flugverkehr zwischen der amerikanischen Westküste und Europa über den Nordpol auf. Bereits am 24. Februar 1956 dieses Jahres eröffnete die Skandinavische Luftverkehrsgesellschaft (SAS) den planmäßigen Passagierverkehr auf der Transpolarroute von Kopenhagen nach Tokio. Damit wurde die 16000 km lange Flugroute nach Ostasien auf 12800 km verkürzt.

Diese Tatsachen sind uns Anlaß zu einer Würdigung des vor 20 Jahren von Valerij Tschkalow durchgeführten Transpolarfluges von Moskau nach Amerika (Bild 1). Mit diesem Flug, der in seiner Bedeutung wahrscheinlich noch den Lindbergh-Flug über den Nordatlantik übertrifft, wurden die ersten Voraussetzungen für den heutigen transpolaren Luftverkehr geschaffen.

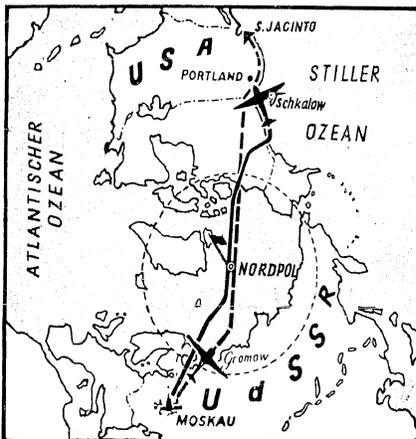


Bild 1. Flugwege von Tschkalow und Gromow

Der Gedanke, Amerika und Ostasien auf kürzestem Wege über den Nordpol zu erreichen, ist nicht neu. Doch schwierige Navigationsprobleme und bis in die neueste Zeit unbekannt meteorologische Verhältnisse, insbesondere über dem Pol der Unzugänglichkeit zwischen Alaska und dem geografischen Nordpol, setzten Transpolarflügen eine fast unüberwindliche Schranke entgegen. Auch der Flug Amundsens mit dem Luftschiff „Norge“ 1926 von Spitzbergen über den Nordpol nach Alaska und der



Bild 2. Das sowjetische Langstreckenflugzeug ANT-25 (1937)

Transarktisflug des Australiers Sir George Hubert Wilkins 1928 (Point Barrow-Spitzbergen, 3200 km, Lockheed „Vega“) brachten kaum nennenswertes Licht in diese Verhältnisse.

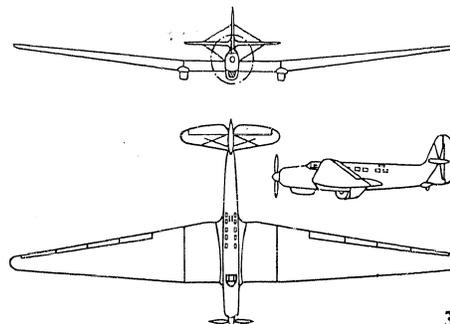
1937 unternahm dann die Sowjetunion ihren erfolgreichen Großangriff auf die Transpolarroute. Am 18. Juni 1937 startete der bekannte sowjetische Pilot, Held der Sowjetunion, Valerij Tschkalow, mit seinen Begleitern Beljakow und Baidukow in einer einmotorigen ANT-25 (Bild 2 und 3) auf dem Flugplatz Schtschelkowo bei Moskau zum Flug über den Pol. Nach 62 Stunden landete die Besatzung bei Portland in Kalifornien. Die geflogene Strecke betrug 9605 km und stellte damals zugleich einen Langstreckenweltrekord dar.

Technische Daten der ANT-25

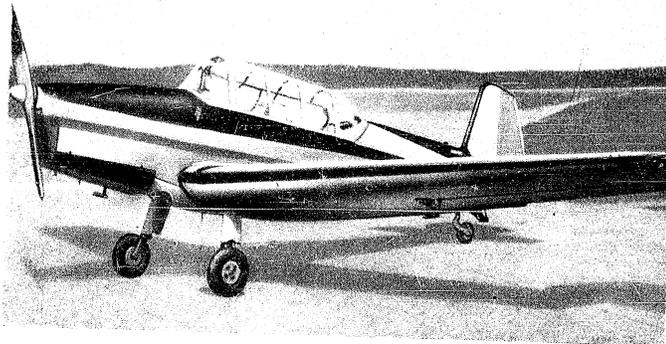
Reihenmotor	950 PS
Spannweite	34,2 m
Länge	13,4 m
Höhe	5,5 m
Tragflächeninhalt	87,9 m ²
Leergewicht	4,2 t
Gesamtlast	7,1 t
Fluggewicht	11,3 t
Tragflächenbelastung	128,5 kg/m ²

Wenige Tage darauf flog der Pilot Gromow ebenfalls mit einer ANT-25 zur Vertiefung der gemachten Erfahrungen auf gleichem Kurs von Moskau über den Nordpol und erreichte nach 62 Stunden und 17 Minuten die USA. Er landete nach 10500 km Flug-

Bild 3. Dreiseitenansicht der ANT-25



FLUGZEUGE DER TSCHECHOSLOWAKISCHEN REPUBLIK



Zlin 126 „Trenér“

Sport- und Schulflygzeug, zweisitzig
 Triebwerk: Walter-Minor 4-III
 4-Zylinder-Reihenmotor
 105 PS Startleistung

Spannweite	10,30 m
Länge	7,50 m
Höhe	2,05 m
Tragflächeninhalt	14,90 m ²
Leergewicht	505 kg
Fluggewicht	760 kg
Tragflächenbelastung	51 kg/m ²
Höchstgeschwindigkeit	205 km/h
Reisegeschwindigkeit	180 km/h
Landegeschwindigkeit	74 km/h
Gipfelhöhe	4560 m
Reichweite	600 km



L 40 „Meta Sokol“

Sport- und Reiseflygzeug, dreisitzig
 Triebwerk: Walter-Minor 4-III
 4-Zylinder-Reihenmotor
 105 PS Startleistung

Spannweite	10,00 m
Länge	7,35 m
Höhe	2,20 m
Tragflächeninhalt	13,80 m ²
Leergewicht	425 kg
Fluggewicht	780 kg
Tragflächenbelastung	56,6 kg/m ²
Höchstgeschwindigkeit	240 km/h
Reisegeschwindigkeit	212 km/h
Landegeschwindigkeit	75 km/h
Gipfelhöhe	4800 m
Reichweite	1000 km



„Super Aero“ 45 S

Sport- und Reiseflygzeug, vier- bis fünfsitzig
 Triebwerk: Walter-Minor 4-III
 4-Zylinder-Reihenmotor
 2 x 105 PS Startleistung

Spannweite	12,30 m
Länge	7,55 m
Höhe	2,30 m
Tragflächeninhalt	17,10 m ²
Leergewicht	860 kg
Fluggewicht	1500 kg
Tragflächenbelastung	87,8 kg/m ²
Höchstgeschwindigkeit	300 km/h
Reisegeschwindigkeit	260 km/h
Landegeschwindigkeit	80 km/h
Gipfelhöhe	6400 m
Reichweite	1500 km

Herausgeber: Verwaltung der Luftfahrtindustrie. — Mit der H-Veröffentlichung beauftragt: Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel, Dresden-N. 2, Postfach 13. Redaktionskollektiv: Obering. Besinger, Ing. Bonin, Dipl.-Ing. Buchner, Ing. Eberhard, Dipl.-Ing. Eitner, Dipl.-Ing. Everling, Dipl.-Phys. Dr. oec. Geist, Obering. Griebisch, Ing. Hartlepp; Hauptbuchhalter Kellermann, Prof. Landmann, Ing. Lorenzen, Dr.-Ing. Maschek, Obering. Mindach, Ing. Projscha, Justiziar Siegert. Verantwortlicher Redakteur: Dipl.-Ing. Helmut Schneider. — Alle Rechte an den Aufsätzen, Übersetzungen und Bildern behält sich die Zentralstelle vor. Auszüge nur mit Quellenangabe zulässig. — Die „Deutsche Flugtechnik“ erscheint monatlich und ist im Halbjahresabonnement zum Preise von DM 3.— (Heftpreis DM 0,50) über die technischen Abteilungen der Betriebe zu erhalten. — Abbestellungen müssen spätestens drei Monate vor Ablauf des Halbjahres eingehen. Nachbestellungen können jederzeit aufgegeben werden. Liefermöglichkeit vorbehalten. — Satz und Druck übernimmt im Auftrage des VEB Verlag Technik, Berlin C 2, Oranienburger Str. 13—14, VEB Druckerei der Werktätigen in Halle (Saale). Genehmigt Minist. für Kultur, HV Verlagswesen, Lizenz-Nr.: 4210

M
D
fü
DK
Am 1
verke
auf. B
verke
route
nach

Dies
20 J
fluge
in se
über
setzu

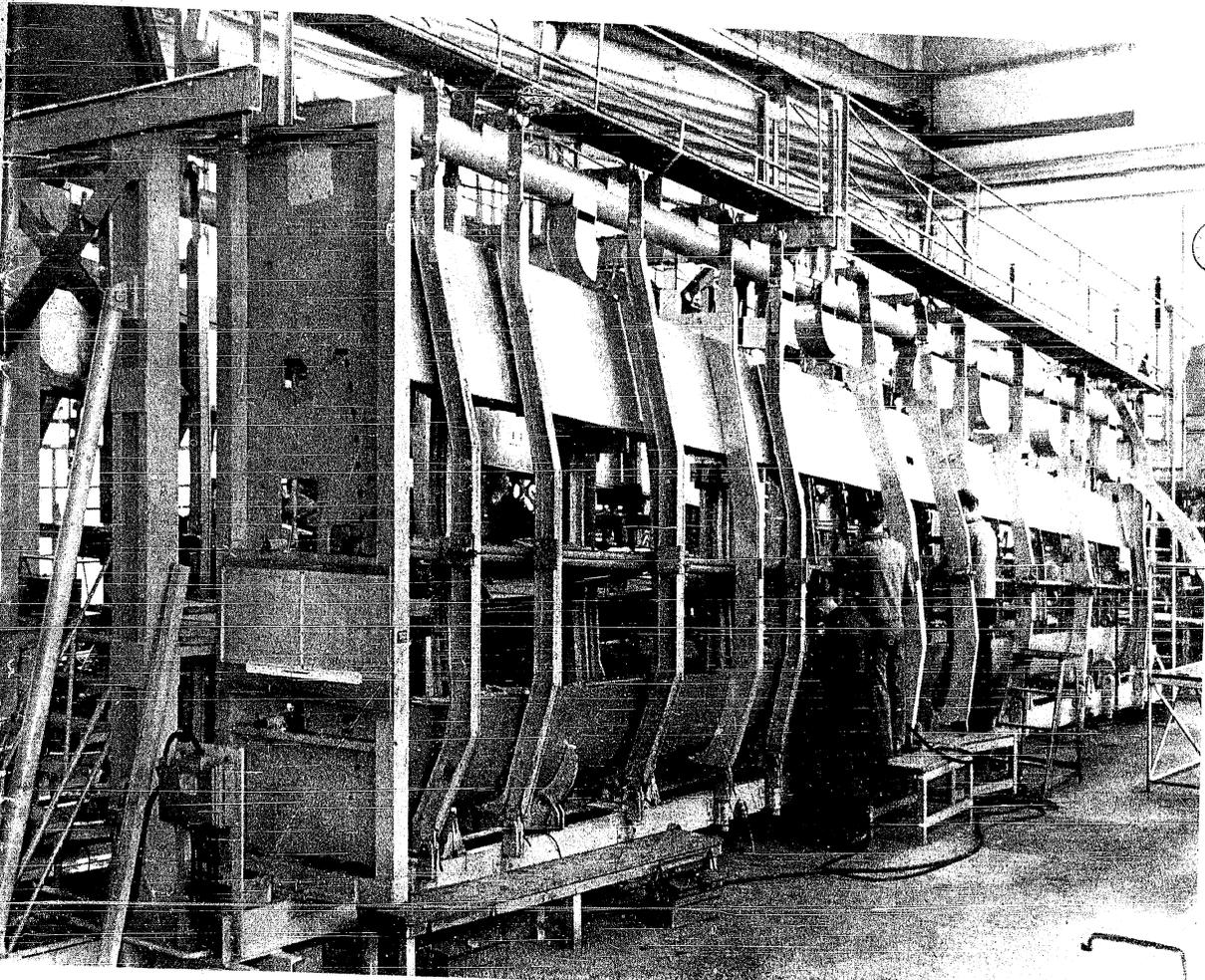


Bild 1.
Der Ge
den Ne
gations
orolog
zugäng
setzen
gegen.
1926 v

DEUTSC

DEUTSCHE flugtechnik

MITTEILUNGEN ZUR FACHLICHEN INFORMATION
FÜR DIE MITARBEITER DER LUFTFAHRTINDUSTRIE
DER DEUTSCHEN DEMOKRATISCHEN REPUBLIK



Äußerer Tragflügel für die IL 14 P in der Bauvorrichtung

AUS DEM INHALT:

Flugzeuge über dem Pol — Profleigenschaften im Unterschallbereich — Entwicklungsstand der Segelflugzeuge — Flugzeugfahrwerke — Flugzeugatruppen — Prüfung von Bordgeräten — Starthilfsraketen — Bezeichnungssysteme für Luftfahrt-Werkstoffe — Bauvorrichtungen im Flugzeugbau — Ein Abnahmeflug mit der IL 14 P

• 3/4 •

1. JAHRGANG

Juli/August 1957