

**Zeitschrift:** Schweizerische Bauzeitung  
**Herausgeber:** Verlags-AG der akademischen technischen Vereine  
**Band:** 121/122 (1943)  
**Heft:** 25

**Artikel:** Das Verkehrsfluggerät der Nachkriegszeit  
**Autor:** Warner, E.P.  
**DOI:** <https://doi.org/10.5169/seals-53229>

#### Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften auf E-Periodica. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen sowie auf Social Media-Kanälen oder Webseiten ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. [Mehr erfahren](#)

#### Conditions d'utilisation

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. La reproduction d'images dans des publications imprimées ou en ligne ainsi que sur des canaux de médias sociaux ou des sites web n'est autorisée qu'avec l'accord préalable des détenteurs des droits. [En savoir plus](#)

#### Terms of use

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. Publishing images in print and online publications, as well as on social media channels or websites, is only permitted with the prior consent of the rights holders. [Find out more](#)

**Download PDF:** 14.01.2026

**ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, <https://www.e-periodica.ch>**

**INHALT:** Das Verkehrsfluggerät der Nachkriegszeit. — De la stabilité des chambres d'équilibre et des systèmes de chambres d'équilibre. — Eine raumsparende Fabrikgarderobe-Anlage. — Mitteilungen: Die Brennstoffversorgung im Winter 1943/44. Der «Topoplan». Die Hochspannungsteuerung elektrischer Lokomotiven. Eine Autostrasse Bern-Lau-

sanne durch das Tal der Venoge. Das Verkehrshaus der Schweiz. Wohlfahrthaus der Werkzeugmaschinenfabrik Oerlikon. Persönliches. — Nekrologie: Gustav Klages. Maurice Fatio. — Wettbewerbe: Schulhaus mit Turnhalle in Breitenbach. Kleinhäuser in Holzausführung in Biel. — Literatur. — Mitteilungen der Vereine. — Vortragskalender.

**Band 122**

Der S.I.A. ist für den Inhalt des redaktionellen Teils seiner Vereinsorgane nicht verantwortlich  
Nachdruck von Text oder Abbildungen ist nur mit Zustimmung der Redaktion und nur mit genauer Quellenangabe gestattet

**Nr. 25****Das Verkehrsfluggerät der Nachkriegszeit**

Von Dr. E. P. WARNER, Washington; übersetzt und bearbeitet  
von Dipl. Masch.-Ing. N. N., Zürich

**Anmerkung des Bearbeiters.** Dr. E. P. Warner ist der derzeitige Leiter der amerikanischen Aufsichtsbehörde für Luftverkehr (Civil Aeronautics Board) und hat in dieser Eigenschaft Unterlagen zur Verfügung wie sonst kein anderer. Er wurde von der Royal Aeronautical Society eingeladen, am 27. Mai 1943 an der Wilbur Wright-Gedächtnisfeier in London über ein Problem zu sprechen, das heute sicher zu den brennendsten der Nachkriegszeit gehört. Es hat sich dort zum ersten Mal ein Fachmann zu diesem Thema geäußert, der in keiner Weise auf Propaganda und Effekt ausgeht. Gerade dadurch unterscheidet sich sein in «Flight» vom 3., 10. und 17. Juni 1943 abgedruckter Vortrag in so angenehmer Weise von all den bisher erschienenen Veröffentlichungen, die nicht nur in den Tageszeitungen, sondern zum Teil auch in Fachzeitschriften die Gemüter verwirren.

Bei der folgenden auszugsweisen Wiedergabe wurden alle jene Punkte über Wirtschaftlichkeit weggelassen, die auf die amerikanischen Verhältnisse derart zugeschnitten sind, dass sie für uns keine grosse Bedeutung haben können.

\*

Bei der Analyse des Fluggerätes der ersten Nachkriegsgeneration und der Bedingungen, unter denen die Maschinen eingesetzt werden, muss man zwei Klassen von Luftverkehr genau unterscheiden: 1. Flugverkehr, der bestrebt ist, seine Dienste möglichst vielen Menschen unter Berücksichtigung der wirtschaftlichen Erfordernisse zur Verfügung zu stellen, und 2. Flugverkehr, der aus nationalem Prestige als politisches Werkzeug benutzt werden wird, wobei die Aufmachung gegenüber der Rentabilität stark in den Vordergrund treten wird. Im folgenden soll nur die erstgenannte Klasse untersucht werden, indem zu hoffen ist, dass die Zeiten endgültig vorüber sind, in denen man Fluglinien durch Subventionen künstlich am Leben erhalten musste.

**Luftverkehr**

Die Art des Luftverkehrs ist von zwei Faktoren abhängig: der Wirtschaftlichkeit und den Anforderungen, die der Fluggast stellt. Diese können umschrieben werden mit grösstmöglicher Geschwindigkeit, Billigkeit, grösster Regelmässigkeit und Verkehrsdichte, Fahrplanmässigkeit und Geräumigkeit. Aus diesem letzten Grund wird der durchschnittliche Fluggast immer grosse Maschinen bevorzugen, wobei natürlich aus wirtschaftlichen Erwägungen nicht alle Forderungen gleichzeitig verwirklicht werden können. Der Luftverkehr und seine Betreuer haben bereits heute viel dazu beigetragen, dass der Transport mit Flugzeugen wirtschaftlich geworden ist, eine Tatsache, die umso erstaunlicher ist, als doch dieses Beförderungsmittel kleiner als irgend ein anderes auf Schienen oder auf dem Wasser ist. Aus dem Beispiel, dass zwischen New York und Boston bei 22 Kursen in jeder Richtung in der Luft und 23 auf der Schiene 16 % der Reisenden den Luftweg bevorzugen, können auch für andere Länder die richtigen Rückschlüsse gezogen werden. Wie gross auch immer die Vorliebe des Publikums für Riesenflugzeuge sein mag (das Riesige hat immer seine Attraktionsfähigkeit), wird doch auch in Zukunft der Fluggast besonders für kürzere Reisen die grosse Verkehrsdichte vorziehen. Ein Reisender, der um die halbe Welt will, wird sich immer eher an einen Fahrplan halten als ein solcher, der nur von einer Stadt zur andern gelangen möchte und infolgedessen einen omnibusähnlichen Fahrplan wünscht. Gerade der Einsatz von kleinen Flugzeugen auch im Zubringerdienst hat den grossen Vorteil, dass die Zahl der Reisenden, die vom Ausgangspunkt zum Endpunkt ihrer Reise gebracht werden, bedeutend zunehmen kann und wird. Trotzdem wird infolge der rein technischen Verhältnisse (Wind- und Wettereinfluss) die Erreichung dieses Ziels auch mit den heute schon bedeutend verbesserten Flugsicherungsmethoden schwieriger sein als auf der Erde. Wichtiger noch als die Unsicherheit der Verbindungen ist der Zeitverlust infolge der Zwischen-

halte. Während der Zeitverlust bei der Eisenbahn einschliesslich Halt, Bremsen und Beschleunigen rd. 3 min beträgt, lautet dieser Betrag ohne Brennstoffauffüllen beim Flugzeug 15 min, wo bei zu berücksichtigen ist, dass Grösse der Maschinen und Verkehrsdichte diese Zeit noch vergrössern werden. Bei einem Flug von 300 km macht der Zeitverlust infolge einer Zwischenlandung fast 20 % der totalen Reisezeit aus. Ideal wäre alle 10 min ein Kurs ohne Zwischenlandung, ein Ziel, das sicher nicht erreicht werden kann, aber dem man mit einer kleinen Maschine näher kommt als mit einer grossen. Eine der grossen Schwierigkeiten liegt in der begrenzten Möglichkeit der Landungen auf einem Flugplatz. Unter Vorkriegsverhältnissen konnte ein Flugplatz mit doppeltem Landebahnsystem 60 Landungen und ebensoviele Starts pro Stunde bei Tag und Nacht und besten Sichtverhältnissen bewältigen, während diese Zahlen bei minimaler Sicht bis 1941 auf vier herabgesetzt waren, heute aber auf 12 heraufgeschraubt worden sind. Diese Steigerung ist jedoch nur dort eingeführt, wo ein Kontrollturm mit Blindlandeanlage den Verkehr regelt. Vor der Requirierung einer grossen Anzahl von Verkehrflugzeugen durch die Armee betrug die Zahl der Landungen und Starts auf dem Stadtfeldplatz von New York 244 pro Tag, wovon 9 Landungen und 7 Starts, also 7 %, zwischen Mitternacht und 06.00 vor sich gingen, 41 % jedoch zwischen 16.00 und 22.00 stattfanden, indem auf eine Stunde 14 Starts entfielen.

Im einzelnen kann man die Folgen nicht voraussagen, die der Kriegseinsatz der Flugzeuge auf die Verkehrsdichte in der Nachkriegszeit haben wird; aber so viel ist sicher, dass der Einsatz von 1000 Bombenflugzeugen in einer Nacht dazu beitragen wird, die Verkehrsdichte ohne Sicherheitsbusse bedeutend zu steigern, sodass bei guter Organisation 40 Landungen und 60 Starts in der Stunde während der Stosszeit ohne weiteres möglich sein werden und dass bei genügender Anzahl von Landebahnen auch bei schlechtem Wetter 150 Operationen pro Stunde auch unter Blindlandebedingungen zu erreichen sind. Um die zukünftige Entwicklung des Luftverkehrs zu beurteilen, muss man sich die Zahlen vergegenwärtigen, die vor dem Kriege, in USA also 1940, erreicht wurden. Es stellt sich hierbei heraus, dass für Reisen über 1500 km rund 20 %, für Reisen von rd. 300 km rund 11 % aller Reisenden den Luftweg wählten. Der Krieg verändert nicht nur die wirtschaftliche Lage, sondern auch die Gewohnheiten der Menschen, sodass es sehr schwierig ist, irgendwelche Prognosen über die Nachkriegsfrequenz anzustellen. Trotzdem kann mit gutem Grund behauptet werden, dass der Luftverkehr auf 120 % des Verkehrs von 1940 steigen wird. Ohne auf die genauen Zahlen eingehen zu wollen, wie sie für Grossstädte vom Ausmass von London oder New York zur Verfügung stehen, kann doch für alle grösseren Städte folgendes geschlossen werden:

1. Die angeführten Punkte werden stark von der Grösse der eingesetzten Flugzeuge abhängig sein.

2. Die Anzahl der fahrplanmässigen Kurse, die während der Stosszeiten geflogen werden müssen, wird unter den heutigen Umständen das Vermögen eines einzigen Flugplatzes übersteigen.

3. Falls die zukünftige Entwicklung den Einsatz von zehnplätzigen Flugzeugen aus wirtschaftlichen Gründen notwendig machen sollte, würde die Anzahl der Kurse derart überhandnehmen, dass nicht nur Weltstädte wie London usw., sondern auch kleinere Städte mehrere Flugplätze allein für den Luftverkehr besitzen müssten, ganz abgesehen von Flugfeldern für die übrigen Klassen von fliegerischer Betätigung.

4. Das Ausmass dieser Vervielfachung von Flugplätzen ist eine Funktion der Entwicklung der Flugüberwachungsgeräte und deren Einsatzes, sodass der anfliegende Pilot die Anwesenheit eines andern Flugzeuges nicht nur vom Boden aus erfahren, sondern sie auch selbst mit eigenen Mitteln (Radiolocation usw.) feststellen kann.

Auch vom Standpunkt des Passagiers aus kann man für die Zukunft annehmen, dass für Reisen ein Flugzeug von der Grösse einer Douglas DC 3 für eine Flugdauer von 4 bis 5 Stunden in bezug auf Komfort ausreichen wird, während für Reisen von

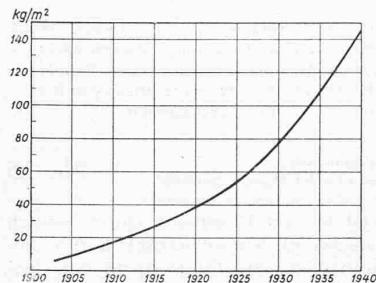


Abb. 1. Durchschnittliche Flächenbelastungen von 1910 bis 1940

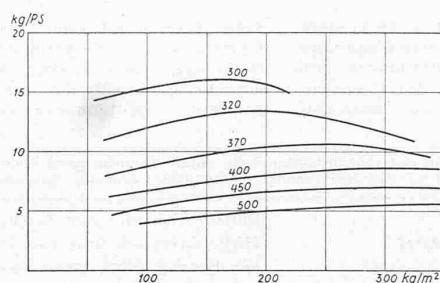


Abb. 2. Leistungsbelastung in Funktion der Flächenbelastung bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten in 3000 m Höhe

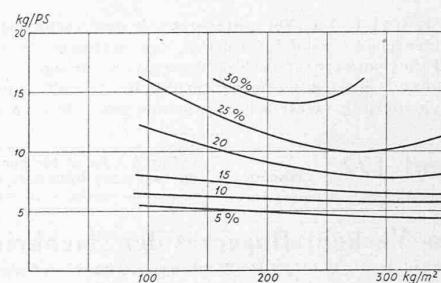


Abb. 3. Prozentualer Anteil der zahlenden Last in Funktion der Leistungsbelastung und Flächenbelastung: Flugstrecke 800 km

doppelter Dauer auch doppelter Raum für die Fluggäste vorzusehen ist, für Reisen von grösserer Dauer hingegen die minimale Grösse rd. 40 t betragen dürfte.

#### Transoceanflug

Wenn man die Anzahl der Passagiere, die im letzten Friedensjahr von Europa nach den USA gefahren sind, mit total 130 000 in die Rechnung einsetzt, so kann man auf Grund dieser und anderer Unterlagen eine tägliche Fluggastzahl von 600, in jeder Richtung also 300, erwarten. Bei acht Kursen pro Tag in beiden Richtungen und einer 65prozentigen Platzausnützung müssten also Maschinen von 60 Plätzen zur Verfügung stehen, was wiederum mit den weiter oben erwähnten Anforderungen für solche Reisen durchaus im Einklang steht.

Als Flugdauer dürfen für die Ost-West-Traversierung 15 Stunden, für den Gegenkurs 21 Stunden eingesetzt werden, wobei diese Zeiten die Zeitunterschiede zwischen Europa und New York einschliessen. Es wäre durchaus möglich, kürzere Zeiten zu fliegen, aber es ist mit Rücksicht auf die Wirtschaftlichkeit nicht erstrebenswert. Was nun die Kosten einer Fluglinie betrifft, können folgende Werte als Faustformeln gelten: Unter der Voraussetzung von 3000 Stunden Flugzeit pro Jahr und einer Abschreibung innerhalb fünf Jahren ist der Unterhalt eines Verkehrsflugzeuges proportional  $G^{0.9}$  und der Triebwerkunterhalt proportional  $N^{0.75}$ , wobei G das Bruttogewicht, N die Nennleistung des Triebwerks bedeuten. Die Anschaffungskosten für die Zelle sind proportional  $G^{1.25}$ , indem eine Vergrösserung auch eine Verteuerung infolge des Verlustes von gewissen Herstellungseinsparungen mit sich bringt. Die Preiserhöhung von zweimotorigen in viermotorigen Zellen beträgt 10 %, während sich die Anschaffungskosten des Triebwerks mit N<sup>0.75</sup> ändern.

Wenn man nun auf die näheren Gründe der Kosten eingeht, so kann festgestellt werden, dass die aerodynamische Güte eines Fluggerätes die Wirkung hat, dass eine Geschwindigkeitsverhöhung von 10 % bei gleichbleibendem Totalwiderstand und gleicher Antriebleistung eine Flugkostenverringerung von rd. 4 % zur Folge hat, da 40 % der totalen Betriebsausgaben umgekehrt proportional zur Geschwindigkeit sind, während die übrigen 60 % einschliesslich der hauptsächlichsten Verkehrsauslagen und Bodenauslagen direkt von diesem Faktor abhängen. Der Einfluss der Flugzeuggrösse geht dahin, dass bei gleichen Flächenbelastungen, Leistungsbelastungen und Zuladungsprozentsätzen die Betriebsausgaben fallen, um z. B. bei einer viermotorigen Maschine bei 100 t Gewicht konstant zu bleiben. Der Gewinn beträgt zwischen einer 10 t- und einer 15 t-Maschine bei kurzen Entfernungen rd. 8 %, während er zwischen einer 50 t- und 75 t-Maschine nur noch 3 % beträgt. Eine Verdopplung des Gewichtes bringt einen Geschwindigkeitsgewinn bei gleicher Antriebleistung von 5 % durch Verringerung des Widerstandscoeffizienten. Ungefähr ein Viertel der Kostenverminde rung ist eine Folge der Geschwindigkeitsverhöhung, während der Rest eine Funktion ist von Gehältern und Einsparungen an Radioeinrichtungen usw., sowie andern Konstanten, die von der Grösse unabhängig sind. Um bei gleicher Flächenbelastung und Leistungsbelastung die gleichen Betriebsausgaben pro t/km zu erhalten, muss ein viermotoriges Flugzeug ungefähr 40 % schwerer und grösser sein als ein zweimotoriges. Diese Werte wurden erhalten unter der Zugrundelegung, dass der Profilwiderstand des Flügels proportional  $G^{0.9}$  und der totale Widerstand von Zelle minus Flügel proportional  $G^{0.6}$  sind. Weiter wurde der Gewinn durch den Zuwachs der höheren Reynoldschen Zahl berücksichtigt. In diesem Zusammenhang muss darauf hingewiesen werden, dass die Ausschaltung des Rumpfwiderstandes, also das Nurflügelflugzeug, gewisse Vorteile zu bieten vermag, wobei man sich darüber klar sein muss, dass diese Vorteile erst bei grossen und grösssten Flugzeugen von 160 t an

aufwärts in Erscheinung treten. In diesem Fall jedoch dürfte der Gewinn bei gleicher Flächenbelastung und Leistungsbelastung im Vergleich mit einem normalen Flugzeug von 30 t rd. 20 % an Geschwindigkeit betragen.

#### Konstruktionsgrössen

Wie auch immer in Zukunft die Flugzeuge beschaffen sein werden, sie werden immer die Grössen wie Flächenbelastung, Leistungsbelastung, Profilwiderstand und induzierten Widerstand besitzen. Im folgenden sollen nun die einzelnen Bauteile näher untersucht werden in bezug auf diese Grössen und ihre Entwicklungsrichtung.

Die Flügeldicke betrug im Durchschnitt in den letzten Jahren 3,5 bis 4,0 % der Spannweite, ein Wert, der auch in Zukunft aus konstruktiven Gründen in dieser Gegend bleiben wird. Die Entwicklung der Flächenbelastung in den letzten 40 Jahren ist aus Abb. 1 ersichtlich. Es wurde der USA-Aufsichtsbehörde schon wieder vorgeworfen, sie hindere durch ihre Bestimmungen die Entwicklung, sodass sich die Behörde veranlasst sah, bei den führenden Konstrukteuren eine Nachfrage anzu stellen, die folgende Werte ergab: 146 kg/m<sup>2</sup> für ein 12 t-Flugzeug, 171 für ein solches von 30 t und 220 für ein 70 t-Flugzeug. Diese Werte liegen mit Ausnahme des letzten innerhalb der behördlich bewilligten Grenzen. Im weiteren kann als grobe Regel gelten, dass die Flächenbelastung für geringsten Flügelwiderstand gleich dem neunfachen Wert der Geschwindigkeit durch 160 im Quadrat bei einer Flughöhe von 300 m sein und dass die Spannweitenbelastung ein Zwölftel dieses Wertes betragen sollte.

Als Grundlage für die folgenden Untersuchungen gilt eine 30 t-Maschine, eine Grösse, von der man mit einem Recht annnehmen kann, dass sie nach dem Krieg die am häufigsten gebrauchte für Überlandstrecken zwischen Haupt-Verkehrszentren sein wird. Bei diesem Flugzeug, das ungefähr die doppelte Grösse der DC 3 haben wird, sinkt der Widerstandscoeffizient auf 80 % desjenigen der DC 3. In Abb. 2 sind die Leistungsbelastungen für verschiedene Reisegeschwindigkeiten als Funktion der Flächenbelastung für eine Flughöhe von 3000 m aufgezeichnet. Hierbei, wie auch in den folgenden Diagrammen, ist die Leistungsbelastung auf Grund der Reiseleistung des Triebwerks berechnet, die wiederum 50 % der Nennleistung beträgt. Abb. 3 zeigt den Einfluss von Leistungsbelastung und Flächenbelastung auf den Anteil der zahlenden Last am Abfluggewicht. Hier zeigt sich so recht die Wirkung von niedriger Flächenbelastung und niedriger Leistungsbelastung auf die Nutzlast. Als Grundlage diente eine 800 km-Strecke; das Einrichtungsgewicht pro Fluggast wurde mit 34 kg eingesetzt, eine Zahl, über die später noch berichtet werden wird. Bei einem Sicherheitsfaktor von 3,75 ändert sich das Gewicht des Flügels proportional 0,75 der Nennleistung, während das Triebwerksgewicht einschliesslich Propeller und Hilfsaggregaten 1,0 kg/PS Startleistung bis 1000 PS, von 1000 bis 3000 PS aber 0,9 kg/PS beträgt. Beim Einrichtungsgewicht von 34 kg/Passagier sind die Schallisolierungen und das elektrische Licht einbezogen, wobei der heute übliche Komfort als Grundlage angenommen wurde. Eine Verdopplung dieses Gewichtes würde eine Reduktion der Nutzlastprozente um 20 % bewirken. Bei der Berechnung der Brennstoffzuladung wurde bei der 800 km-Strecke ein Gegenwind von 65 km/h, ferner 300 km Reserve, um einen andern Flugplatz zu erreichen, falls der Bestimmungsplatz aus irgendeinem Grund ausfallen sollte, sowie die Menge, um bei Sparflug 1½ h über einem Platz kreisen zu können, bis sich die Landeverhältnisse geklärt haben, einberechnet. Diese Vorsicht scheint auf den ersten Blick übertrieben; jedoch sind in letzter Zeit so viele Projekte veröffentlicht,

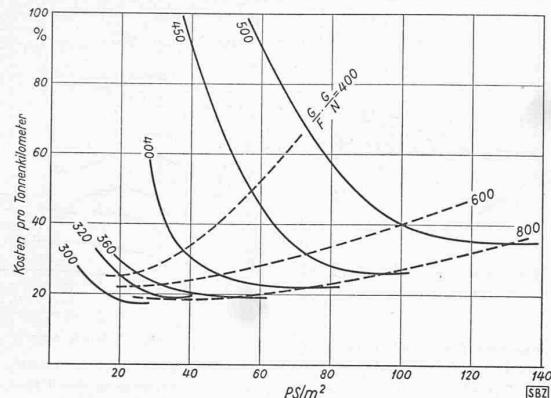


Abb. 4. Kosten pro tkm in Funktion der Flächenleistung bei verschiedenen Geschwindigkeiten; Flughöhe 3000 m

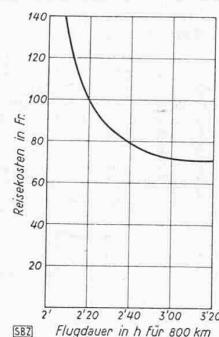


Abb. 5. Reisekosten für Fluggäste bei verschiedener Flugdauer für eine 800 km-Strecke

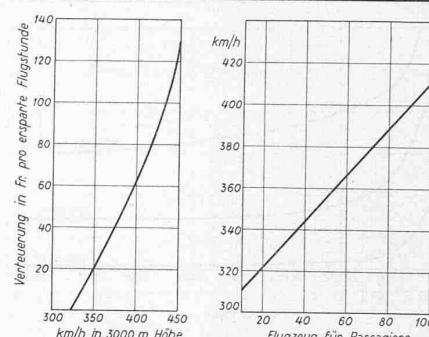


Abb. 6. Reisekosten-erhöhung pro ersparte Flugstunde; Flughöhe 8000 m

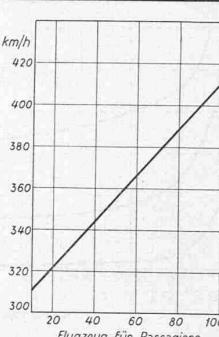


Abb. 7. Erhöhung der wirtschaftlichen Geschwindigkeit in Funktion der Flugzeuggrösse

licht worden, dass es an der Zeit ist, die Sache auf realem Boden zu beurteilen. Der Anteil der Brennstoffzuladung am Abfluggewicht beträgt bei einem Brennstoffverbrauch von 205 gr/PSh einschliesslich Schmieröl bei einer Leistungsbelastung von 15 kg/PS 10,0 %, günstigste Flächenbelastung vorausgesetzt, bei 5 kg/PS jedoch 16,2 %. Die grössten Schwankungen des Zellengewichtes bleiben innerhalb 26 bis 36 %, während die Änderungen des Triebwerksgewichtes auf 15 bis 40 % lauten.

In Abb. 4 sind die prozentualen Kosten pro Tonnenkilometer in Funktion der Flächenleistung bei verschiedenen Reisegeschwindigkeiten in einer Flughöhe von 3000 m aufgezeichnet. Wenn man eine günstigste Reisegeschwindigkeit von 320 km/h annimmt, was sich aus andern Gründen als gerechtfertigt erweist, so sieht man aus dem Diagramm, dass eine Flächenleistung von rd. 38 PS/m<sup>2</sup> am günstigsten wäre. In diesem Fall wäre jedoch die minimale Startlänge bei Startleistung zur Ueberwindung eines 15 m hohen Hindernisses rd. 1000 m. Falls jedoch die Bestimmungen die Strecke auf 600 m beschränken, so müssten die Flächenbelastung und die Startleistung derart geändert werden, dass die Flächenleistung 19 PS/m<sup>2</sup> lauten würde. Hieraus ergibt sich wiederum eine Kostensteigerung von rd. 15 %. Man sieht daraus, dass eine Verlängerung der Startstrecke zur Ueberwindung eines 15 m-Hindernisses über 800 m keinen wirtschaftlichen Gewinn bringen kann.

Man kann damit rechnen, dass in den nächsten Jahren eine Verminderung des Flügelprofilwiderstandes um 33 %, sowie eine Verringerung des restlichen Widerstandes um 20 % erreicht werden wird. Daraus würde ein Gewinn von 10 bis 15 % an Reisegeschwindigkeit entstehen, indem der relative Gewinn von einer Steigerung der Leistungsbelastung herrühren wird.

#### Kosten als Funktion der Zeit

Wenn man vom zukünftigen Luftverkehr und seinem Einfluss auf den Güterverkehr spricht, so muss man sich vor Augen halten, dass man hier ebenfalls den Zeitfaktor einsetzen muss. In Abb. 5 sind die Reisekosten bei verschiedener Flugdauer für eine 800 km-Strecke in den USA eingetragen. Hierbei ist ein Gegenwind von 50 km/h, sowie die Zeit für Kurven über dem Flugfeld, Rollen am Boden und Steigen und Fallen einkalkuliert. Als Basis für das Fluggerät dienten die heute in den USA gültigen Verordnungen und Gesetze. Die Flächenbelastung ist unter 220 kg/m<sup>2</sup> gehalten. Abb. 6 zeigt die logische Folge der erhöhten Reisegeschwindigkeit in Form der Kosten für jede gesparte Flugstunde, wobei die Streckenlänge sozusagen keinen Einfluss auf diese Werte hat. Man kann aus diesen beiden Diagrammen ersehen, dass bei einer 800 km-Strecke die Einsparung der ersten 33 min eine Verteuerung von 30 % bedeutet, während die nächsten 12 min die gleiche Erhöhung nach sich ziehen. Das nächste Kurvenblatt Abb. 7 zeigt die Erhöhung der wirtschaftlichen Reisegeschwindigkeit als Funktion der Flugzeuggrösse, wobei hier die Anzahl Passagiere als symbolische Flugzeuggrösse aufgetragen ist. Aus dieser Kurve kann abgeleitet werden, ob es wirtschaftlicher ist, häufigere Kurse mit kleineren Maschinen oder grössere in grösseren Zeitintervallen einzusetzen. Auf Grund der Hypothese dieses Diagramms kann festgestellt werden, dass die Flugzeit eines 100 Passagiere fassenden Flugzeuges für eine 800 km-Strecke 20 min kürzer ausfallen würde als diejenige einer 20 Passagier-Maschine. Hierbei ist natürlich die wirtschaftliche Geschwindigkeit vorgesehen. Diese Möglichkeit geht sogar noch weiter, wenn man mit dem Einsatz von Nurflügel-Flugzeugen von 200 t Gewicht rechnet, eine Möglichkeit, die jedoch erst nach Ueberwindung der heut-

noch vorhandenen Schwierigkeiten in bezug auf Stabilität und Steuerung in Betracht kommen wird. Ein solches Flugzeug würde in 3000 m Flughöhe eine wirtschaftlichste Geschwindigkeit von rd. 450 km/h haben, wobei die Kosten 20 % unter denjenigen einer 40 Passagier-Maschine, die Geschwindigkeit 15 bis 20 % über derjenigen einer solchen Maschine liegen würden. Bei all diesen Untersuchungen und Ueberlegungen lagen immer Flughöhen zugrunde, in denen der Verkehr ohne Atmungshilfsmittel abgewickelt werden konnte.

#### Stratosphärenflug

Geht man zu grösseren Flughöhen über, so ergeben sich daraus die bekannten Vorteile der Ausweichmöglichkeit von Sturmzentren und des ruhigeren Fluges, sowie des übernormal raschen Abstieges. Einen Nachteil bedeutet die Ausrüstung für Kabinenaufladung, die nach Schätzungen rd. 3,5 % des Abfluggewichtes ausmachen wird. Unter der Annahme, dass bei Kriegszeiten absolut zuverlässige mechanisch angetriebene Gebläse für eine Gleichdruckhöhe von 10 000 m vorhanden sein werden, dürfte sich die Gewichtserhöhung beim Triebwerk auf 0,1 kg/PS Startleistung belaufen. Abb. 8 zeigt den Gewinn an Reisegeschwindigkeit durch das Aufsuchen einer Flughöhe von 10 000 m, sowie den prozentualen Triebwerksgewichtsgewinn bei verschiedenen Geschwindigkeiten. Bei normalen Flugbedingungen dürfte der Gewinn an Triebwerk den Gewichtszuwachs infolge Kabinenaufladung wettmachen. Hinzu kommen jedoch noch folgende Faktoren, die berücksichtigt werden müssen: 1. Brennstoffeinsparung durch gleichbleibende Reisegeschwindigkeit in grosser Höhe, 2. Gewichtszunahme der Zelle infolge kleinerer Flächenbelastung, 3. Einfluss der Steig- und Sinkzeit auf die Streckengeschwindigkeit. Den Zusammenhang zwischen Höhenflug, zahler Last und Reisegeschwindigkeit gibt Abb. 8a.

#### Langstreckenflug

Die Flüge über grosse Strecken fallen in zwei Klassen: Die lange Strecke ist erzwungen durch das Fehlen der Möglichkeit von Zwischenlandungen oder sie ist freiwillig gewählt aus Ueberlegungen der grösseren Geschwindigkeit und Wirtschaft-

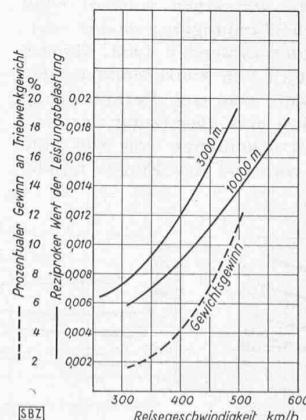


Abb. 8. Reisegeschwindigkeit und Triebwerksgewichtsgewinn bei verschiedenen Flughöhen

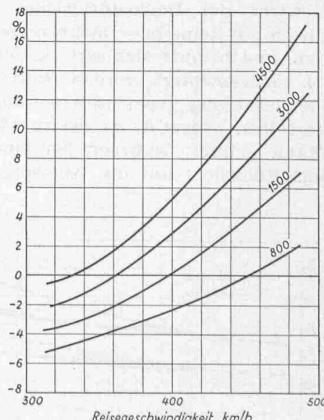


Abb. 8a. Zunahme der zahlenden Last bei Höhenflug in Funktion der Reisegeschwindigkeit bei verschiedenen langen Flugstrecken

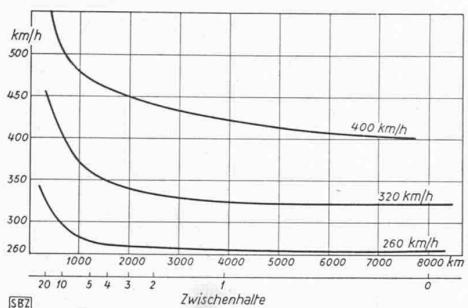


Abb. 9. Notwendige Reisegeschwindigkeit für verschiedene Durchschnittsgeschwindigkeiten zwischen den Endpunkten in Funktion der Flugstrecke und der Anzahl von Zwischenhalten. 30 t-Flugzeug, 190 gr/PSh Brennstoffverbrauch, Windstille, 3000 m Flughöhe. Nach 800 km Flug 10 min Halt, nach 4000 km 30 min Halt

lichkeit. Das Einführen einer Zwischenlandung, die nicht zwingend erforderlich ist, hat nicht nur einen Zeitverlust zur Folge, sondern ist in den meisten Fällen ein Grund für die Zunahme der Unregelmässigkeit im fahrplanmässigen Verkehr, indem die Witterungsverhältnisse auf dem Zwischenlandeplatz eine Durchführung des Fluges verhindern können. Eine Zwischenlandung in Neufundland z. B. bei Nordatlantik-Ueberquerungen ist die Quelle von häufigen Ausfällen, die ohne diese Zwischenlandung nicht vorkämen, wie auch die Zwischenwasserung auf den Azoren infolge Wellenbildung den selben Einfluss hat. Es gibt jedoch viele Fälle, bei denen die klimatischen Verhältnisse derart sind, dass diese Erwägungen nicht ins Gewicht fallen können. Abb. 9 zeigt den Einfluss einer oder mehrerer Zwischenlandungen auf die Durchschnittsgeschwindigkeit, wobei die Zeit zum Brennstoffnachfüllen nach einer 800 km-Etappe 10 min, nach einer 4000 km-Etappe 30 min beträgt. Diese Untersuchungen wurden weitergeführt und zeigen anhand von Abb. 10 den Einfluss der Strecken- oder Etappenlänge auf den prozentualen Anteil der zahlenden Last und der Brennstoffmenge am Abfluggewicht bei einer Reisegeschwindigkeit von 320 km/h für eine Flugstrecke von 8000 km. Bei diesen Bedingungen hängt die zahlende Last von zwei Faktoren ab: a) Die Brennstoffzuladung nimmt mit der Etappenlänge zu, und b) die Gewichtszunahme von Triebwerk und Zelle infolge der höheren Geschwindigkeit, die notwendig ist bei mehreren Zwischenlandungen zur Einhaltung der gleichen Streckendurchschnittsgeschwindigkeit. Als Grundlage diente eine 30 t-Maschine mit den besten Eigenschaften, die unmittelbar nach dem Krieg erwartet werden dürfen. Brennstoffverbrauch 190 gr/PSh, Reiseleistung 50 % der Startleistung, jedoch am Anfang des Fluges 65 % der Startleistung. Die Steigleistung eines solchen Flugzeugs dürfte bei 160 m/min liegen. Die Brennstoffzuladung reicht aus zur Ueberwindung eines 65 km/h-Gegenwindes plus 400 km Umweg für die kürzeste Etappe, 800 km für die längste plus Brennstoff für eine Stunde bei Reisegeschwindigkeit. All diese zusätzlichen Zuladungen können die Brennstoffzuladung gegenüber derjenigen bei Windstille und ohne Reserve bei einer Etappe von 8000 km um 55 %, bei einer solchen von 500 km um 175 % erhöhen. Das Gewicht der Inneneinrichtung bleibt für einen solchen Flug gleich, ob keine oder mehrere Zwischenlandungen gemacht werden, und beläuft sich auf rd. 50 % der zahlenden Last. Hierbei ist berücksichtigt worden, dass im Fall von Zwischenlandungen die Besatzung gewechselt werden kann, was eine Verminderung derselben bedeutet, da bis zu 1200 km eine Besatzung von drei Mann genügt, während bei einer Streckenlänge von 8000 km mit Rücksicht auf die Ablösungen während des Fluges minde-

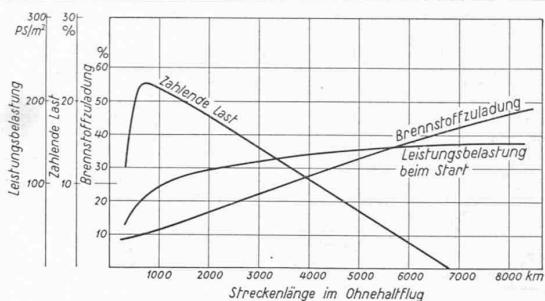


Abb. 10. Leistungsbelastung, sowie prozentualer Anteil der zahlenden Last und der Brennstoffzuladung am Abfluggewicht in Funktion der Streckenlänge im Ohnehaltflug. 30 t Flugzeug, Brennstoffverbrauch 190 gr/PSh, Reiseleistung =  $0.5 \times$  Startleistung

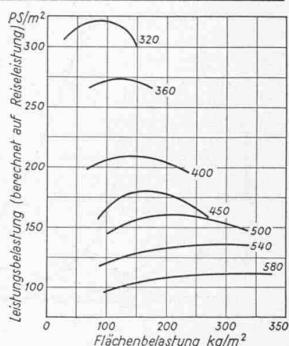


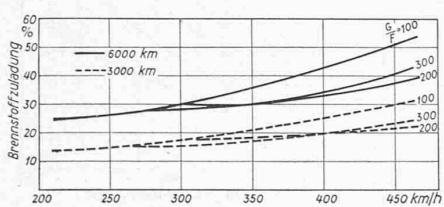
Abb. 11. Reiseleistung in Funktion der Flächenbelastung bei verschiedenen Reisegeschwindigkeiten; Flughöhe 10000 m

stens neun Mann Besatzung vorgesehen und mitgeführt werden müssen. Auf Grund dieser Untersuchungen ist die höchst erreichbare zahlende Last bei einer Etappenlänge von 800 km erreicht, eine Grösse, die sich aber durch die Notwendigkeit von Bodenpersonal usw. auf 1200 bis 2000 km erhöht. Etappenlängen von über 2000 km kosten rasch sehr viel und sind wirtschaftlich nicht tragbar. Man kann grössere zahlende Lasten über grössere Etappen bei grösserer Wirtschaftlichkeit nur durch geringere Reisegeschwindigkeiten erreichen. Die wirtschaftlichste Geschwindigkeit liegt ungefähr bei 290 km/h. Die wirtschaftlichste Reisegeschwindigkeit in 3000 m Flughöhe ist ungefähr 13,7 mal der Quadratwurzel aus der Flächenbelastung in kg/m². Will man diesen Wert steigern, so kann man dies unter Vergrösserung der Flächenbelastung erreichen, was eine Erhöhung des Widerstandskoeffizienten und damit des Brennstoffverbrauches zur Folge hat. Abb. 11 (11 a) zeigt diese Abhängigkeit, indem immer die günstigste Lösung angenommen wurde. Die Werte enthalten die normalen Reserven für Kursabweichungen und Steigverbrauch, aber nicht für Gegenwind. Abb. 12 zeigt die Verbrauchskurven bei verschiedenen Gegenwindstärken (wobei die Flächenbelastung immer den Verhältnissen angepasst wurde) und Abb. 13 den Anteil der Brennstoffzuladung bei verschiedenen Flugzeuggrössen in Funktion der Streckenlänge.

#### V e r o r d n u n g e n

Jeder, der mit Verordnungen zu tun hat, ist sich seiner grossen Aufgabe voll bewusst, indem falsch angeordnete Gesetze jeglichen Fortschritt hemmen oder zumindest in falsche Bahnen lenken können. Für alle Länder geht es hierbei um die gleichen Probleme: Auf der einen Seite möchte man den Sicherheitsfaktor so hoch als möglich haben, damit er alle vorauszusehenden Möglichkeiten einschliesst und man sozusagen nichts mehr dem Zufall überlässt; auf der andern Seite hingegen möchte man auch nicht durch zu enge Verordnungen den Fortschritt und die Wirtschaftlichkeit verunmöglichen oder verringern. Um kein Hemmschuh zu sein, müssen diese Gesetze der Technik voraussehen.

In den USA ist der grundlegende Gedanke, dass der Ausfall irgendeines Motors eines Verkehrsflugzeuges in irgendeinem Augenblick auf keinen Fall die Sicherheit gefährden darf, ferner dass das Triebwerk genügend Reserve haben soll, um auch bei ungünstigsten Witterungsverhältnissen eine vernünftige Sicherheit zu erlauben. Die USA-Zulassungsbedingungen umfassen neben den üblichen Stabilitätsbedingungen Landeversuche, die das Ueberfliegen eines 15 m hohen Hindernisses bei Windstille mit 1,3facher Schwebegeschwindigkeit (Geschwindigkeit im



Prozentualer Anteil der Brennstoffzuladung am Abfluggewicht in Funktion der Reisegeschwindigkeit für eine Strecke von 3000 bzw. 6000 km.

Abb. 11a für verschiedene Flächenbelastungen G/F

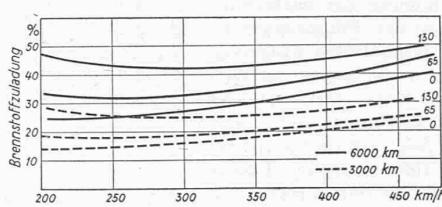


Abb. 12 für verschiedene Gegenwinde von 0 bis 130 km/h

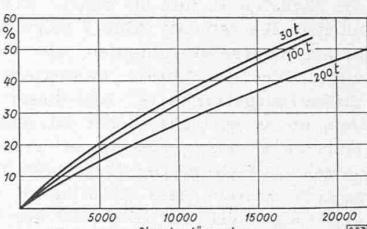


Abb. 13. Prozentualer Anteil der Brennstoffzuladung am Abfluggewicht bei einem 30 t- und einem 200 t-Nurflügelflugzeug in Funktion der Streckenlänge. Flächenbelastung 195 kg/m² für 30 t, 290 kg/m² für 200 t

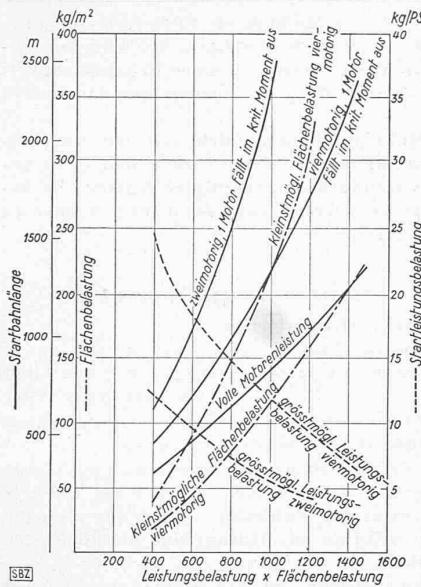


Abb. 14 (links).  
Zusammenhang zwischen  
erforderlicher Start-  
bahnlänge zur Ueber-  
windung eines 15m hohen  
Hindernisses nach dem  
Start, Leistungs- und  
Flächenbelastung

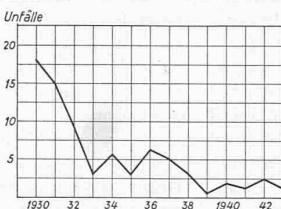


Abb. 15. Tödliche Unfälle  
pro 100 Mio Passagier-km  
in den USA

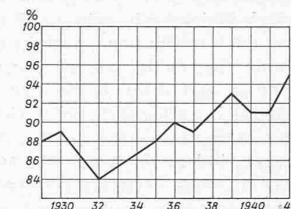


Abb. 16 in den letzten 14 Jahren  
Abb. 17 im Jahr 1942

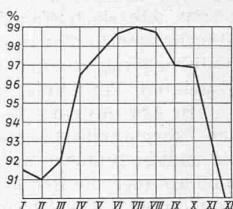


Abb. 17 im Jahr 1942

Augenblick des Durchsackens im überzogenen Zustand) mit anschliessender Landung umfassen. Landeklappen usw. müssen hierbei diejenige Stellung haben, die eine Steigfähigkeit von 0,06mal der Landegeschwindigkeit in km/h in m/min bei Startleistung des Triebwerks erlauben. Gemessen wird die Strecke vom Hindernis bis zum vollständigen Stillstand der Maschine. Diese Landestrecke wird für verschiedene Zuladungen und Höhen gemessen. Die auf der Strecke angeflogenen Flugplätze müssen Landepisten haben, die diesen Wert um 66 % übersteigen. Die Startbedingungen lauten dahin, dass bei Ausfall eines Triebwerks im kritischen Augenblick die Möglichkeit besteht muss, entweder den Flug mit Sicherheit fortzusetzen oder die Maschine innerhalb des Flugfeldes zum Stillstand zu bringen. Die Maschine muss beim Start den Boden bei einer Geschwindigkeit verlassen, die 20 % höher als die motorlose Gleitgeschwindigkeit und 10 % höher als diejenige liegt, bei der die volle Steuerfähigkeit des Flugzeuges gewährleistet ist. Die Steiggeschwindigkeit mit einem Motor muss grösser sein als 0,03mal die Gleitgeschwindigkeit in einer Höhe von 300 m über dem höchsten zu überfliegenden Punkt der Strecke. Bei diesem Start muss der Propeller angetrieben werden, darf also nicht in Segelstellung stehen. Sofern die Verordnungen in den USA nicht geändert werden, müssen sich also alle Flugzeughersteller, die die Zulassung erhalten wollen, nach diesen Werten richten. Diese Forderungen ergeben, dass für die Nachkriegsmaschinen das Produkt von Leistungsbelastung und Wurzel aus der Flügelbelastung 21 bei zweimotorigen, 30 bei viermotorigen Maschinen nicht überschreiten darf. Wenn man die Startbedingungen für die Flächenbelastungen mit den durch die wirtschaftlichste Reisegeschwindigkeit bedingten vergleicht, so erhellt, dass es schwierig wird, für Leistungsbelastungen von mehr als 5 kg/m<sup>2</sup> die Flächenbelastung von zweimotorigen Flugzeugen so zu bestimmen, dass sie den Startanforderungen genügen. Das Produkt von Leistungsbelastung und Flächenbelastung ist für den einmotorigen Start nicht ganz befriedigend, jedoch für den mit voller Startleistung; trotzdem gibt es einen ganz guten Annäherungsgrad, wie aus dem Diagramm Abb. 14 ersichtlich ist. Diese Kurven haben als Kriterium die USA-Bedingungen für Start.

#### Bela stungsgrenzen

Da es nicht möglich erscheint, dass die notwendige Steigfähigkeit eines zweimotorigen Flugzeuges mit einem Produkt von 500 erreicht werden kann, ohne dass die Flächenbelastung mindestens 100 kg/m<sup>2</sup> und die Leistungsbelastung 5 kg/Pse betragen, bedeutet die aus Gründen sehr hoher Landegeschwindigkeit maximal zulässige Flächenbelastung eine Grenze gegen oben bei Reisegeschwindigkeiten über 360 km/h, die noch eingeräumt wirtschaftlich geflogen werden sollen. Unter diesen Geschwindigkeiten leitet die Startbedingung diese Werte. Zum Unterschied von den ICAN-Bedingungen haben die USA Gesetze, die eine Beschränkung der maximalen Landegeschwindigkeit mit Rücksicht auf die Bodenbeschaffenheit der Flugplätze vorschreiben. Es hat dies ebenfalls den Vorteil grösserer Sicherheit bei Notlandungen ausserhalb eines vorgesehenen Flugplatzes, und die vorherrschende Ansicht der USA-Verkehrspiloten lautet dahin, dass sie vorziehen, erst bei weniger als 195 km/h Ge-

schwindigkeit zur Landung zu schreiten und dass sie dabei 40 % über der Schwebegeschwindigkeit liegen sollen, was zu maximalen Schwebegeschwindigkeiten von 135 km/h führt. Der Ausfall eines Motors bei einer viermotorigen Maschine führt zu einem Steiggeschwindigkeitsverlust von 200 m/min, bei einer zweimotorigen zu dem doppelten Wert.

#### Verkehrsgesetze

Für den Nachkriegs-Luftverkehr ist es von ungewöhnlicher Bedeutung, dass Verständigungen unter den beteiligten Nationen gefunden werden über diese Gesetze und dass dann die Bestimmungen von allen Flugzeugherstellern berücksichtigt werden. Es liegt in den Händen der einzelnen Regierungen, inwieweit sie diese international gültigen Bestimmungen auch für ihre internen Luftrouten anwenden wollen, die anderen Bedingungen zu erfüllen haben.

#### Flugplätze

Man kann einen Flugplatz so gross machen, wie man will, einmal wird der Fall eintreten, bei dem er nicht genügend gross war für eine Notlandung. Aus dem oben erwähnten Diagramm Abb. 14 ist die für die USA-Bestimmungen notwendige Flugplatzgröße, bzw. Startbahnlänge ersichtlich. Die Länge der Startbahn ist bei Flächenbelastungen von 100 bis 200 kg/m<sup>2</sup> unter Berücksichtigung der USA-Bestimmungen betr. Start bei Ausfall eines Motors durch folgende Formel festzulegen:

$$L = 1000 + 5,5 (G/F)$$

wobei L Länge der Startbahn in m,  
G Gewicht des Flugzeuges in kg,  
F Flügelfläche in m<sup>2</sup>.

Die Längen der Startbahnen liegen praktisch zwischen 1000 m für eine Flächenbelastung von 70 und 2400 m für eine solche von 220 kg/m<sup>2</sup>, wobei diese Werte für zweimotorige Maschinen fast übereinstimmen. Unter der Voraussetzung von wirksamen Landeklappen, aber ohne Flächenveränderungs-Einrichtungen können Schwebegeschwindigkeiten erlaubt werden, die Flächenbelastungen von 155 für zweimotorige, 185 kg/m<sup>2</sup> für viermotorige Flugzeuge zur Folge haben. Die Belastung beim Start kann um die im Flug verbrannte Brennstoffmenge vergrössert werden.

Man muss die zukünftige Luftverkehrsgestaltung auch unter dem Gesichtspunkt der bisher erreichten Sicherheitsergebnisse betrachten. Abb. 15 zeigt die Verluste an Menschenleben in den letzten 14 Jahren auf inneramerikanischen Luftlinien, wobei diesmal die Verluste in Beziehung zu den geflogenen Passagier-Kilometern gebracht werden, da diese Kurve den Vorteil gegenüber der umgekehrten Relation hat, dass sie gegen Null strebt. Es ist interessant, die Ursachen dieser Unfälle genauer anzusehen, obschon es klar ist, dass aus dieser Untersuchung keine absolut gültigen Schlüsse für die weitere Entwicklung gezogen werden können, indem sich in Zukunft bestimmt vieles wiederholen, jedoch auch Neues hinzukommen wird. In den letzten vier Jahren haben sich zwölf tödliche Unfälle auf 700 Mio Flugkilometern ereignet. Sieben dieser Unfälle haben sich beim Landeanflug zugetragen, wobei in zweien dieser Fälle die Piloten die Orientierung verloren hatten. Bei zwei weiteren waren die Landebahnen relativ kurz, bei zwei kurvten die Flugzeuge oder näherten sich die Maschinen in sehr geringer Flughöhe infolge eines niedrigen Plafonds, und der letzte Fall scheint einer irrtümlichen Höhenmessereinstellung zuzuschreiben zu sein. Der menschliche Faktor zeigt sich darin, dass doch in zwei Fällen von Piloten sicher Fehler gemacht wurden, die absolut hätten vermieden werden können, während eigentlich nur in einem Fall während vier Jahren ein mechanisches Versagen irgendeines Teils die Schuld hatte. Bei zwei Fällen trat Eisbildung an der Maschine auf, die jedoch nicht so schwerwiegende Folgen hatte, dass ein Totalverlust hätte daraus erfolgen sollen, falls die Flugplatzbeschaffenheit und die Blindlandeanlagen so beschaffen gewesen

wären, wie sie hoffentlich nach Kriegsende sein werden. Feuer, Störung der Radioverbindung oder irrtümliche Auffassung einer Radiomeldung spielten nirgends eine Rolle, was für einen hohen Stand der Verkehrsüberwachung und ihrer Hilfsmittel spricht.

In Abb. 16 sind die tatsächlich geflogenen im Verhältnis zu den fahrplanmässig geplanten Flugkilometern in den USA für die letzten 16 Jahre aufgetragen, indem nicht nur die Sicherheit, sondern auch die Regelmässigkeit eines Verkehrs eine bedeutende Rolle spielt. Die Unterschiede sind zum grossen Teil durch die mehr oder weniger grosse Häufigkeit von schlechtem Flugwetter bedingt. Abb. 17 zeigt für das Jahr 1942 die Regelmässigkeit für die einzelnen Monate, woraus ersehen werden kann, dass die Ausfälle in den Wintermonaten bis zu 18 % ausmachen können, während die Sommermonate nur solche in der Grössenordnung von 2 % und weniger zeigen.

Welche Verbesserungen sind für die Zukunft zu erwarten? Die grösste Verbesserungsmöglichkeit liegt sicher in den Blindlandeanlagen, indem europäische Piloten bereits vor diesem Krieg grosse Uebung in der Verwendung des Lorentz-Systems hatten. Durch die Anwendung von Blindlandeanlagen können in Zukunft bis zu 75 % der früher verzeichneten Unfälle vermieden werden, sowie ½ der bisher aus Gründen von schlechtem Wetter usw. erfolgten Streichungen von Kursen wegfallen, sodass dadurch allein 50 % der im Winter entstandenen Ausfälle nicht mehr eintreten würden. Im weiteren machen die verschiedenen Enteisungsvorrichtungen grosse Fortschritte, sodass es zwar nicht möglich sein wird, bei schlimmsten Vereisungstendenzen zu fliegen, jedoch den Anteil der Ausfälle aus diesen Gründen stark

Prozentuale Verteilung der Ausgaben für den Nachkriegs-Flugverkehr		
Flugpersonal . . . . .	12,3 %	
Brennstoff . . . . .	11,9	
Schmieröl . . . . .	0,5	
Bruch einschl. Versicherungs-Prämien . . . . .	1,4	
Verschiedenes . . . . .	1,9	
Flugausgaben . . . . .	28,0	28,0 %
Wetterwarte und Laufjungen . . . . .	0,7 %	
Radiooperateure auf Boden . . . . .	1,8	
Verkäufer von Flugscheinen auf Flugplatz . . .	3,7	
Bodenpersonal ohne Werkstätte . . . . .	4,1	
Teleph., Telegr., Zubringerdienst, Gebäudemiete	8,9	
Bodenausgaben . . . . .	19,2	19,2 %
Instandhaltung der Zellen (Löhne, Material) . .	3,2 %	
Instandhaltung der Triebwerke . . . . .	4,4	
Instandhaltung der Instrumente . . . . .	0,2	
Instandhaltung der Propeller . . . . .	0,1	
Instandhaltung der Radiogeräte . . . . .	0,6	
Instandhaltung des Fluggerätes . . . . .	8,5	8,5 %
Instandhaltung des Bodenfunks . . . . .	0,3 %	
Instandhaltung der Gebäude . . . . .	1,0	
Instandhaltung der Bodenanlagen . . . . .	1,3	1,3 %
Ueberwachungspersonal, Bureauumieten . . . .	5,0 %	
Lebensmittel und Stewards . . . . .	5,0	
Betreuung von Fluggästen f. unterbrochene Flüge	0,4	
Fluggast-Versicherung . . . . .	3,3	
Passagierdienst . . . . .	13,7	13,7 %
Verkaufsleiter . . . . .	1,5 %	
Verkaufspersonal für Flugbureau (i. Stadt usw.)	3,0	
Ermässigungen . . . . .	0,5	
Verschiedene Verkaufskosten . . . . .	4,9	
Verkaufskosten . . . . .	9,9	9,9 %
Zeitungsanzeigen . . . . .	1,0 %	
Fahrpläne und Rundschreiben . . . . .	0,2	
Uebrige Reklameausgaben . . . . .	1,1	
Reklame . . . . .	2,3	2,3 %
Gehälter von Bureaupersonal . . . . .	2,6 %	
Allgemeine Steuern . . . . .	2,1	
Verschiedene Verwaltungskosten . . . . .	3,7	
Verwaltungskosten . . . . .	8,4	8,4 %
Abschreibungen Zelle . . . . .	5,0 %	
Abschreibungen Triebwerk, Propeller, Radio . .	2,4	
Abschreibungen Bodenfunk, Werkzeuge, Gebäude	1,3	
Abschreibungen . . . . .	8,7	8,7 %
	100 %	

zurückzudrängen. Alles in allem genommen dürften die Ausfälle nach dem Krieg auf 50 bis 75 % der jetzigen zurückgehen, so dass in den USA und in Westeuropa mit einer Regelmässigkeit von 97 % im Winter und über 99 % im Sommer gerechnet werden kann.

Der Erfolg dieser Entwicklung wird nicht nur von den technischen Sachverständigen abhängen, sondern zu einem nicht geringen Teil von den Regierungen der beteiligten Völker, die damit beweisen können, ob sie wirklich zum Wohl ihrer Völker zu regieren wissen oder nicht.

## De la stabilité des chambres d'équilibre et des systèmes de chambres d'équilibre

Par CHARLES JAEGER, Dr. ès sc. techn., Privat-docent à l'E. P. F., Collaborateur du Laboratoire de recherches hydrauliques E. P. F. à Zurich (Suite de la page 300)

### 3. Influence du rendement des groupes électro-mécaniques et des pertes de charge dans les conduites forcées

Nous avons dit que Frank dessine des diagrammes  $w = w(z)$  ou, en valeurs relatives  $y = y(x)$ . Il s'est servi, à cet effet, de la méthode de Braun. On arrive d'ailleurs — ainsi que nous l'avons vu — aux mêmes résultats en utilisant une méthode dérivée de celle de Schoklitsch.

Dans l'une et l'autre méthode, on doit ajouter aux courbes et diagrammes ordinaires, l'hyperbole qui représente la condition de réglage à puissance constante:

$$Q = \frac{C}{H + z} = \frac{Q_0 H_0}{H + z} \quad \dots \quad (2)$$

Nous avons supposé, pour écrire cette condition, que  $\eta$ , coefficient total du rendement (conduites forcées et machines), est constant. Or cette hypothèse est certainement inexacte. Il importe maintenant de la contrôler et au besoin de la corriger.

Calaire et Gaden ont montré<sup>24)</sup>, en partant de la fonction connue  $\eta = \eta(N)$  qui, reportée en fonction de  $N$ , possède en général un maximum, que la stabilité de la chambre se trouve accrue dans tout le domaine où  $d\eta/dN$  est positif, et au contraire menacée dans le domaine où  $d\eta/dN$  est négatif.

Si l'on entend par  $\eta$  le rendement total du système à l'aval de la chambre d'équilibre, y compris le rendement des conduites forcées, le cas  $d\eta/dN < 0$  peut se présenter facilement. Plus le débit augmente, plus le rendement des conduites diminue, ce qui est une circonstance certainement défavorable à la stabilité. Nous proposerons donc, en première approximation, de négliger les variations de rendement des turbines et des installations électriques et de ne considérer que la seule influence des pertes de charge dans les conduites forcées, dont on sait qu'elle est défavorable.

On peut alors procéder comme suit: en définissant le rendement  $\eta_c$  des conduites en fonction de la perte de charge  $P^* Q^2$  dans ces mêmes conduites forcées, on trouve:

$$\eta_c Q(H + z) = Q(H + z - P^* Q^2) = C^* \quad (24)$$

Dans les calculs graphiques, qu'ils soient effectués en partant des méthodes de Braun ou en partant de celles de Schoklitsch, on substituera cette équation (24) à l'hyperbole équilatère que représente l'équation (2).

#### 4. De quelques résultats et exemples de calcul (fig. 6)

Pour fixer les idées, nous reproduisons sur la fig. 6 pour une même chambre d'équilibre caractérisée par  $F = 18,9 \text{ m}^2$  et une galerie de mise en charge caractérisée par  $f = 17,25 \text{ m}^2$ ,  $L = 5900 \text{ m}$  et  $P = 1,115$ , les courbes d'oscillations  $z = z(t)$  calculées pour:

- 1) le cas de réglage à débit constant . . . . .  $Q_0 = 40 \text{ m}^3/\text{sec}$
- 2) le cas de réglage à puissance constante avec

$$H = 74 \text{ m}, \eta_c = 1, Q_0 = 40 \text{ m}^3/\text{sec}$$

- 3) le cas de réglage à puissance constante avec

$$H = 200 \text{ m}, \eta_c = 1, Q_0 = 40 \text{ m}^3/\text{sec}$$

- 4) le cas de réglage à puissance constante avec

$$H = 245 \text{ m} (\text{limite de stabilité}) \eta_c = 1, Q_0 = 40 \text{ m}^3/\text{sec}$$

- 5) le cas de réglage à puissance constante avec

$$H = 490 \text{ m}, \eta_c = 1, Q_0 = 40 \text{ m}^3/\text{sec}$$

- 6) le cas de réglage à puissance constante avec

$$H = 245 \text{ m}, \eta_c = \eta_c(P^* Q^2), Q_0 = 40 \text{ m}^3/\text{sec}$$

Dans tous les cas, l'ouverture fut supposée avoir lieu à partir d'une vitesse initiale  $w_1 = 0,20 \text{ m/sec}$ , correspondant à un débit de  $3,45 \text{ m}^3/\text{sec}$ . En valeurs relatives, on a pour tous les cas  $m = 0,0862$  et  $\varepsilon = 82,1$ . Quant à  $\beta$  on trouve pour

$$\begin{array}{llll} H = 74 & 200 & 245 & 490 \text{ m} \\ \beta = 0,081 & 0,03 & 0,024 & 0,012 \end{array}$$

<sup>24)</sup> Calame et Gaden: De la stabilité des installations hydrauliques. «Schweiz. Bauzeitung», 30 juillet et 6 août 1922.