

Die Reichweite der Strahl-Verkehrsflugzeuge

Autor(en): **Ackeret, J. / Plaskowski, Z.**

Objektyp: **Article**

Zeitschrift: **Schweizerische Bauzeitung**

Band (Jahr): **81 (1963)**

Heft 46: **Sonderheft zum 60. Geburtstag von Prof. Ed. Amstutz**

PDF erstellt am: **08.08.2024**

Persistenter Link: <https://doi.org/10.5169/seals-66909>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Inhalten der Zeitschriften. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern.

Die auf der Plattform e-periodica veröffentlichten Dokumente stehen für nicht-kommerzielle Zwecke in Lehre und Forschung sowie für die private Nutzung frei zur Verfügung. Einzelne Dateien oder Ausdrucke aus diesem Angebot können zusammen mit diesen Nutzungsbedingungen und den korrekten Herkunftsbezeichnungen weitergegeben werden.

Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Die systematische Speicherung von Teilen des elektronischen Angebots auf anderen Servern bedarf ebenfalls des schriftlichen Einverständnisses der Rechteinhaber.

Haftungsausschluss

Alle Angaben erfolgen ohne Gewähr für Vollständigkeit oder Richtigkeit. Es wird keine Haftung übernommen für Schäden durch die Verwendung von Informationen aus diesem Online-Angebot oder durch das Fehlen von Informationen. Dies gilt auch für Inhalte Dritter, die über dieses Angebot zugänglich sind.

Am 18. November 1963 feiert Prof. Ed. Amstutz, der verdiente Direktionspräsident der Eidgenössischen Materialprüfungs- und Versuchsanstalt, seinen sechzigsten Geburtstag. Die Mitarbeiter dieses Heftes und die Redaktoren unserer Zeitschrift beglückwünschen ihn dazu von Herzen und möchten

ihm durch die veröffentlichten Beiträge ihre Wertschätzung für seine grossen und vielseitigen Leistungen sowie auch ihre Verbundenheit mit seinem Hauptwerk, der in Dübendorf neu aufgebauten Eidgenössischen Materialprüfungs- und Versuchsanstalt, zum Ausdruck bringen.

Die Reichweite der Strahl-Verkehrsflugzeuge

DK 629.135.2

Von J. Ackeret (I) und Z. Plaskowski (II), Institut für Aerodynamik ETH, Zürich.

Herrn Professor Ed. Amstutz zum 60. Geburtstag (18. November 1963) freundlichst gewidmet.

I

Vor nahezu 20 Jahren hat der eine von uns¹⁾ versucht, Wirkungsweise und Wirkungsgrad der damals nur gerüchtweise bekannten Turbo-Strahltriebwerke verständlich zu machen. Am Schluss des kurzen Aufsatzes stand der Satz: «Reiner Strahlantrieb mit Turbomaschinen ist für Geschwindigkeiten unter 900 km/h verbrauchsmässig wesentlich ungünstiger als der übliche Schraubenantrieb. Seine Verwendung lässt sich rechtfertigen, wenn es gelingt, das Baugegewicht stark zu verringern, oder wenn höhere Geschwindigkeiten, wenn auch nur ganz kurze Zeit, erreicht werden sollen.»

Damals dachte man freilich nur an Jagd-Flugzeuge mit sehr beschränktem Brennstoff-Fassungsvolumen und schloss aus dem berechneten verhältnismässig niedrigen Wirkungsgrad auf geringe Reichweite. Eine Anwendung der Turbinen beim Passagierverkehr erschien eher utopisch. Und heute? — Heute stehen die DC-8-Flugzeuge täglich im Non-stop-Verkehr Zürich—New York!

Es dürfte vielleicht von Interesse sein, den Gründen nachzugehen, die diese erstaunliche Entwicklung entgegen allen pessimistischen Voraussagen ermöglichten. — Zunächst ist zu sagen, dass die damals berechneten Wirkungsgrade, bzw. Brennstoff-Verbrauchszahlen, durchaus realistisch waren. Auch geben die Formeln den Hinweis, wie der Verbrauch gesenkt werden kann: durch Anwendung höherer Verdichtungsverhältnisse des Kompressors, gleichzeitig mit einer Steigerung der Eintrittstemperatur der Turbine, ist es möglich, etwa 20 bis 25 % zu sparen. Die UeberEinstimmung der Rechnung mit den Ergebnissen moderner Strahltriebwerke (Bild 1) zeigt, dass die 1944 angenommenen pauschalen (d. h. Nebenverluste enthaltenden) Kompressor- und Turbinen-Wirkungsgrade auch heute noch zutreffen. Die erwähnte Verbrauchsverbesserung ist nun keineswegs genügend, um den Ozeanflug zu ermöglichen; es müssen also wesentliche Verbesserungen anderer Art hinzu gekommen sein, die 1944 kaum zu vermuten waren. Diese sollen nun kurz besprochen werden:

1. Das Gewicht des Turbojets ist wesentlich kleiner als das eines leistungsgleichen Kolbenmotors mit Propeller. Es können Leistungen erzielt werden, die die Kolbenmaschine niemals erreichen kann. Freilich steigt der Verbrauch entsprechend — vergleiche Bild 2.

2. Der Turbojet ist ein ausgezeichneter Höhenmotor. Er benötigt nicht, wie der Kolbenmotor, komplizierte und störungsanfällige Zusatzapparate. Es wird sich zeigen, dass dieser Umstand geradezu ausschlaggebend wurde. Nun war es möglich geworden, in grossen Höhen zuverlässig zu fliegen und den Vorteil besserer Gleitzahlen (Auftrieb/Widerstand) dort voll auszunützen. Man hatte ihn zwar schon früh erkannt und auch allerlei Versuche unternommen («Stratosphärenflug» nannte man dies damals), doch scheiterten diese an den Motor-Schwierigkeiten. — Freilich war es jetzt nötig, Druckkabinen anzuwenden, die nicht unbe-

trächtliches zusätzliches Gewicht und Klima-Einrichtungen erfordern. Aber die unter 1. genannte Gewichtersparnis kam diesem Schritt entgegen.

3. Der Jet erlaubte eine wesentliche aerodynamische Verfeinerung des Flugzeuges. Die für die Motorkühlung erforderliche Luft, die beim Durchgang zwischen den Kühlrippen naturgemäss einen erheblichen Impulsverlust erleidet, fällt beim Jet weg. Der Propellerstrahl erzeugte an Flügeln und Leitwerk erhebliche Turbulenz und damit Zusatzwiderstand; er ist jetzt eliminiert. Die klotzigen Motorgondeln einer DC-6 oder DC-7 haben einer glatten Verschalung Platz gemacht. Besonders schön ist dies bei der Caravelle mit ihrem wunderbaren Flügel zu sehen, der fast an ein Segel-Flugzeug erinnert.

4. Die hohen Geschwindigkeiten (besser Machzahlen gleich Geschwindigkeit/Schallgeschwindigkeit) ergaben zunächst beträchtliche Schwierigkeiten. In der Nähe von Mach 1 steigt der Widerstand unverhältnismässig stark an. Ein Strahlflugzeug mit mässiger Geschwindigkeit, z. B. $Ma = 0,5$, würde dies zwar nicht verspüren. Die alten Formeln von 1944 zeigen aber deutlich, dass dann der Wirkungsgrad des Strahltriebwerkes auf so niedrige Werte sinkt, dass jeder Gewinn verloren geht. — Nun will man aber grosse Geschwindigkeiten auch aus anderen Gründen. Es musste also mit allen Mitteln versucht werden, ohne wesentliche Widerstandsvermehrung mit hohen Machzahlen zu fliegen. Die intensive Forschung in Hochgeschwindigkeitskanälen zeigte den Weg dazu: Verminderung der Flügeldicke und Pfeilung des Flügels (Betz, Busemann). Man ist damit zwar nicht über dem Berg der «Schallmauer», aber man kann näher an ihn herankommen. Heute liegt die wirtschaftlich noch erträgliche Höchst-Machzahl bei rund 0,82 (entsprechend einer Fluggeschwindigkeit von 878 km/h in 10 500 m Höhe). Bild 3 zeigt, wie weit man in dieser Hinsicht gekommen ist.

5. Einen grossen Fortschritt bedeutete auch die Steigerung der Flächenbelastung (Gewicht/Flügelfläche) auf Beträge, die man vorher für unzulässig erachtete. Damit wird der Flügel kleiner und leichter. Das geschieht freilich auf Kosten einer erhöhten Start- und Landegeschwindigkeit. Aber hier ergeben die modernen Betonpisten von mehreren Kilometern Länge die notwendige Voraussetzung. Auch hat man Strahlbremsung beim Aufsetzen verwirklichen können. Das Ergebnis dieser Verbesserungen zeigt sich in erster Linie in einer gewaltigen Steigerung des Brennstoffanteils am Startgewicht auf nahezu 50 Prozent — in dieser Hinsicht schon fast an Raketen gemahnend. Das ist der zweite Hauptgrund für die Reichweite-Steigerung.

Um die Verhältnisse etwas zu illustrieren, ist ein Vergleich gemacht zwischen einem hypothetischen Jet-Flugzeug mit den Charakteristiken eines (vergrösserten) DC-4-Flugzeuges mit 1944-Jet und einer DC-8 — beide auf gleiches Startgewicht bezogen, aber in verschiedenen Höhen fliegend. Da eine Druckkabine fehlt, ist für den DC-4-Typ die Flughöhe stark begrenzt. Es ergab sich eine nicht weniger als siebenfach vergrösserte Reichweite.

¹⁾ J. Ackeret: Bemerkungen über den Rückstossantrieb von Flugzeugen. SBZ 123, 1944; S. 235—237.

So haben sich Einzelverbesserungen verschiedenster Art aufsummiert und damit den Pessimismus Lügen gestraft. Man sieht erneut, dass das Flugzeug stets als ein *Ganzes* beurteilt werden muss, und dass Prophezeiungen den Mangel in sich tragen, zu sehr vom Bekannten auszugehen und noch mögliche Fortschritte nicht vorauszusehen. Diese Lehre kann man vermutlich mit Nutzen anwenden bei den gerade jetzt aktuellen Diskussionen über die Einführung von Ueberschall-Verkehrsflugzeugen. Einesteils liegen bestechende neue Fortschritte im Luftverkehr in Sicht; andererseits bestehen aber grosse Fragezeichen hinsichtlich einer erfolgreichen Lösung der wahrhaft enormen technischen und wohl auch wirtschaftlichen Schwierigkeiten. Es wird nicht leicht sein, den guten Weg zu finden; wir sind aber der Ueberzeugung, dass er früher oder später gefunden werde.

II.

Im nachfolgenden sollen die im Teil I. erwähnten Angaben näher begründet werden. Zu den Vergleichen werden die bei der Schweizerischen Luftverkehrs AG. SWISSAIR seinerzeit und neuerdings verwendeten Flugzeugtypen herangezogen.

Jetliners

Flugzeuge mit Düsenantrieb, die sog. Jetliners, sind die Hauptträger des heutigen Luftverkehrs, insbesondere auf den mittleren und langen Flugstrecken. Der rasche Uebergang zu den Turbotriebwerken (Jets) im Passagierverkehr mag am Beispiel der Einsatzdaten von einigen Linienflugzeugen bei der SWISSAIR beleuchtet werden, die in Tabelle 1 zusammengestellt sind.

Schon etwa neun Jahre nach dem Dienstbeginn der DC-6B hat die SWISSAIR ihren ersten Jetliner DC-8 auf einer der bedeutendsten Flugstrecken, der Transatlantik-Route, eingesetzt; zweieinhalb Jahre später schied hier die letzte DC-6B aus. Seit April 1960 schaffte die SWISSAIR nur noch düsenbetriebene Verkehrsflugzeuge an, so die DC-8, «Caravelle» und «Coronado». Ein ähnliches Vorgehen kann auch bei anderen Fluggesellschaften beobachtet werden.

Beim Vormarsch der Jetliners hat das Moment des Flugkomforts auf der Fluggast-Seite eine ausschlaggebende Rolle gespielt: grössere Fluggeschwindigkeit und damit kürzere Verbindungszeiten bei vorhandenen Distanzen (z. B. Zürich—New York: mit DC-6B rd. 21½ Stunden, einschliesslich der nötigen Zwischenlandungen; mit DC-8 etwa 8½ Stunden im direkten Flug), sowie der wesentlich ruhigere Jetflug. Seitens der Fluggesellschaften sind selbstverständlich die wirtschaftlichen Verhältnisse bei einem Flugzeug stark massgebend. Und da bieten die Jetliners — entgegen ursprünglichen Befürchtungen — ein recht interessantes Gesamtbild dar, dank einer geschickten Kopplung der Komponenten «Antriebsaggregat/Flugwerk/Flugeinsatz».

Turbotriebwerke

Für die Eignung eines Antriebes zum Flugverkehr sind neben der Betriebssicherheit im wesentlichen die Leistungs-

fähigkeit und der Brennstoffverbrauch des betreffenden Aggregates entscheidend. Unter der Leistungsfähigkeit wird man hier die Betriebscharakteristiken (Stand-, Geschwindigkeits- und Höhenverhalten), wie ebenso die, im Flugzeugbau wichtige Leistungsbelastung (Leistung pro Eigengewicht) verstehen. Es sind dabei sowohl die spezifischen, wie die absoluten Daten von Interesse: Liefern jene ein Mass für die Güte der Arbeitsprozesse, so geben diese die technologisch-konstruktiven Grenzen für die Ausführungen an.

In den folgenden Betrachtungen beschränken wir uns bewusst auf die reinen Einstrom-Turbotriebwerke. Sie stellen im Vergleich zu den Turboprops, Doppelstrom (By-pass, Aftfan) und ähnlichen, auf Erfassung grösserer Lufmassen basierenden Anordnungen, die einfachste Konstruktion dar. Zu ihrer Klasse dürften vorerst auch die Triebwerke der kommenden Verkehrsflugzeuge — die «Turbo-Ramjets» — gehören. Die Einstrom-Jets weisen naturgemäss einen etwas höheren spezifischen Brennstoffverbrauch auf.

Zur Charakterisierung von Turbotriebwerken verwendet man heute Angaben über das Standverhalten in Meereshöhe (Index 0 entsprechend $V = 0$ und $H = 0$):

den spezifischen Schub $s_0 = \text{kp Schub} / (\text{kp Luft/s})$ und den spezifischen Brennstoffverbrauch $b_{s0} = \text{kp Br. St.} / (\text{kp S} \cdot \text{h})$

Beide Grössen sind vom Arbeitsprozess abhängig, der im wesentlichen durch das Kompressionsverhältnis π_K im Kompressor, die Erhitzung in der Brennkammer K und die Teilwirkungsgrade η_x (x bedeutet abwechslungsweise Fangdiffusor, Kompressor, Brennkammer, Verbrennung, Turbine, Expansionsdüse), also kurz durch das Entropie-Diagramm gegeben wird.

Eine vereinfachte¹⁾ Betrachtung des Arbeitsprozesses von Einstrom-Turbotriebwerk am Stand liefert die Beziehungen:

$$s_0 = \left(\frac{w_9}{g} \right)_0 = \frac{a_1}{g} \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1}} \sqrt{\left(\frac{T_7 - T_9}{T_1} \right)_0}$$

und (mit $\eta_{\text{Verbr}} = 1$)

$$b_{s0} = 3600 \frac{c_p (T_5 - T_4)}{H_u s_0} = \frac{3600}{H_u / A} \frac{a_1}{\sqrt{2(\kappa - 1)}} \sqrt{\left(\frac{T_5 - T_4}{T_1} \right)_0} \sqrt{\left(\frac{T_7 - T_9}{T_1} \right)_0},$$

mit den Grössen:

¹⁾ Bezeichnungen und Vereinfachungen gleich, wie bei *Ackeret — loc. cit.*: Die Teilwirkungsgrade sind durch die Wirkungsgrade des Kompressors η_K und der Turbine η_T erfasst; für das Entropie-Diagramm wird die Geschwindigkeit w_2 am Kompressor-Eintritt als sehr klein vorausgesetzt.

NB. Unter « $M = 1,10$ » in der Beschriftung der Bilder 5 und 6 des zitierten Aufsatzes ist das Temperaturverhältnis $\eta = T_2/T_1$ zu verstehen.

Tabelle 1 Einsatzdaten einiger SWISSAIR-Flugzeuge

| Flugzeug: | Antrieb: | Flugstrecke: | SWR — Dienstbeginn: | SWR — Dienstende: |
|--------------------------|---------------------------------|---------------|---------------------|-------------------|
| DC — 4 | 4 Kolbenmotoren mit Propeller | mittel + lang | Dezember 1946 | Mai 1959 |
| DC — 6 B | 4 Kolbenmotoren mit Propeller | mittel + lang | Juni 1951 | Oktober 1962 |
| CV — 440 Metropolitan | 2 Kolbenmotoren mit Propeller | kurz + mittel | Juni 1956 | im Dienst |
| DC — 7 | 4 Compoundmotoren mit Propeller | mittel + lang | November 1956 | März 1962 |
| DC — 8 | 4 Turbotriebwerke | mittel + lang | April 1960 | im Dienst |
| SE — 210 Caravelle | 2 Turbotriebwerke | kurz + mittel | Mai 1960 | im Dienst |
| CV — 990 Coronado | 4 Turbotriebwerke | mittel | Januar 1962 | im Dienst |

Bild 1. Spezifischer Brennstoff-Verbrauch b_{s_0} und spezifischer Schub s_0 der Turbotriebwerke am Stand ($V = 0$, $H = 0$) in Abhängigkeit vom Verdichtungsverhältnis $\pi_K = p_3/p_2$ des Kompressors und von Erhitzungsgrad $K = T_5/T_1$ in der Brennkammer

w_9 Geschwindigkeit am Austritt aus der Expansionsdüse
 a_1 Schallgeschwindigkeit in der Umgebungsatmosphäre

Temperaturen (absolut)
 T_1 in der Atmosphäre;
 T_2 am Kompressor-Eintritt;
 T_3 am Kompressor-Austritt bei verlustloser Kompression das Temperaturverhältnis ist $\vartheta = T_3/T_2 \equiv \vartheta_K$ das Druckverhältnis ist

$\pi_K = p_3/p_2 = \vartheta_K^{\kappa/(\kappa-1)}$
 T_4 am Kompressor-Austritt bei der effektiven Kompression, $\eta_K = (T_3 - T_2)/(T_4 - T_2)$;
 T_5 am Brennkammer-Austritt, $K = T_5/T_1$;

T_6 am Turbinen-Austritt verlustlos
 T_7 am Turbinen-Austritt effektiv $\eta_T = (T_5 - T_7)/(T_5 - T_6)$;
 T_8 am Austritt aus der Expansionsdüse — nach verlustloser Turbine;

T_9 am Düsenaustritt
 Die relative Temperaturdifferenz für die Erhitzung in der Brennkammer

$$\left(\frac{T_5 - T_4}{T_1}\right)_0 = \left(K - 1 - \frac{\vartheta - 1}{\eta_K}\right);$$

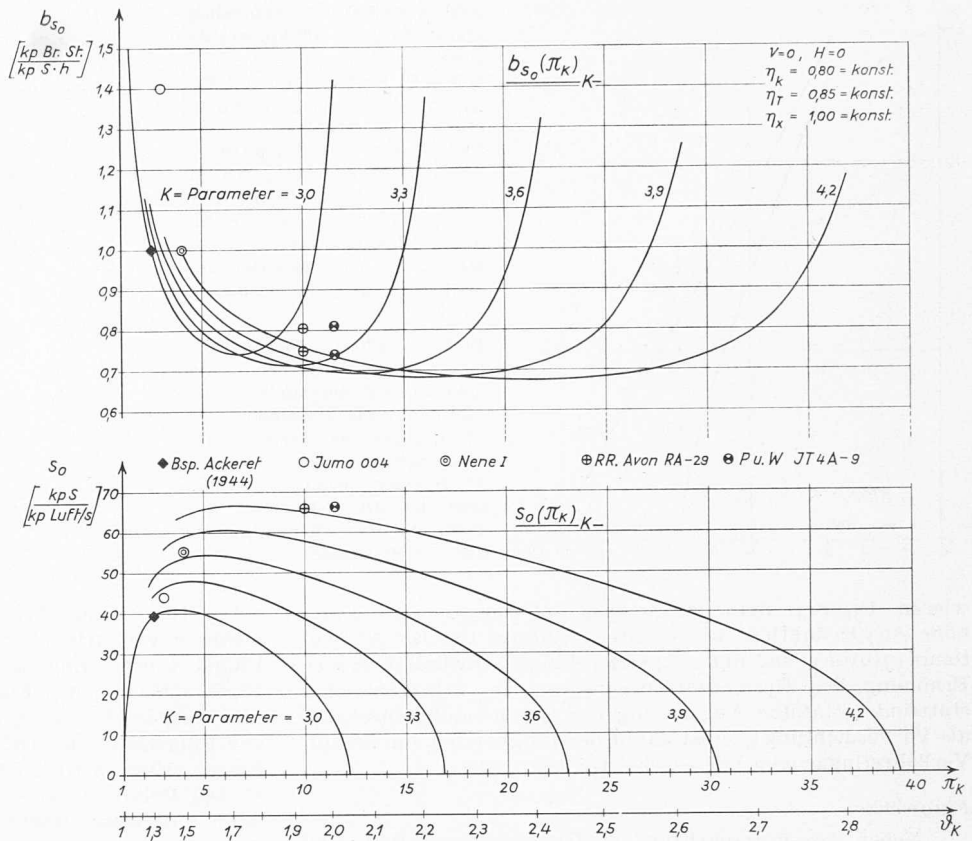
Die relative Temperaturdifferenz für das Expansionsgefälle in der Düse

$$\left(\frac{T_7 - T_9}{T_1}\right)_0 = \frac{\left(K - \frac{\vartheta - 1}{\eta_K \eta_T} - \frac{K}{\vartheta}\right) \left(K - \frac{\vartheta - 1}{\eta_K}\right)}{\left(K - \frac{\vartheta - 1}{\eta_K \eta_T}\right)}$$

c_p, c_v spezifische Wärmen der Luft, $\kappa = c_p/c_v = 1,40$.
 A das mechanische Wärmeäquivalent ($A = 1/427$ kcal/mkp)
 H_u der Untere Heizwert des Brennstoffes (hier zu 10 300 kcal/kp angenommen)

Die Berechnungsergebnisse sind in Bild 1 dargestellt. Wie daraus ersichtlich, führt eine gleichzeitige Erhöhung des Kompressionsverhältnisses π_K und des Erhitzungsgrades in der Brennkammer K zur Steigerung des spezifischen Schubes s_0 und zur Senkung des spezifischen Brennstoff-Verbrauches b_{s_0} . Beträchtliche s_0 -Werte treten vor allem bei starken Erhitzungen und eher mässigen Kompressionen auf. Wesentliche b_{s_0} -Reduktionen ergeben sich bei hohen Kompressionsverhältnissen und gleichzeitig massiven Erhitzungen. Je stärker die Erhitzung, um so grösser ist der Unterschied zwischen dem Kompressionsverhältnis des maximalen Schubes π_K ($s_0 = \text{Maximum}$) und demjenigen des minimalen Brennstoff-Verbrauches π_K ($b_{s_0} = \text{Minimum}$).

Beiden Massnahmen sind aber technische Grenzen gesetzt. Zur Erzielung sehr hoher Kompressionsverhältnisse bedarf es — besonders am Stand — vielstufiger, schwerer Kompressoren, deren Gesamtwirkungsgrad η_K mit zunehmendem π_K effektiv abnimmt. Aus Raum- und Gewichtsgründen kommt eine Anwendung grosser π_K -Werte nur in starken Einheiten zum Antrieb von Grossflugzeugen in Frage. — Die Hitzebeständigkeit der Turbinenschaufeln, die Verbrennungsverluste und die Wärmeverluste im austreten-



den Düsenstrahl (besonders bei mässigen π_K -Werten) bilden die praktischen Begrenzungen für den Erhitzungsgrad K .

Die zeitliche Entwicklung der Turbotriebwerke ist dem theoretisch vorgezeichneten Weg tatsächlich gefolgt — man sieht dies anhand der Beispiele in Bild 1 und Tabelle 2 deutlich. Es sind heute wesentlich höhere Verdichtungen (über 10) und rund um etwa 80 °C höhere Brennkammer-Temperaturen (Nimonic-Stahl) anzutreffen, als z. B. in einem JUMO 004; die Triebwerke wurden damit spezifisch stärker (1,5-facher spezifischer Schub s_0), sparsamer (b_{s_0} ging von 1,4 auf 0,74 zurück) und leichter (G_{Tr}/S_0 sank von 0,82 auf rd. 0,3); sie wurden aber auch absolut genommen grösser und stärker (S_0 stieg auf das 8,5-fache und mehr). Die Entwicklung der absoluten Grössen ging also sinngemäss mit derjenigen der spezifischen zusammen.

Die bestechende Leistungsfähigkeit der Turbotriebwerke bei hohen Fluggeschwindigkeiten und in grossen Höhen — in Flugbereichen also, in denen die Leistung der Antriebe durch Kolbenmotoren mit Propeller sehr stark zurückgeht — ist in Bild 2 dargestellt. Vergleicht man die Leistungsbelastung N/G_{Tr} (PS-Flugleistung/kp-Eigengewicht) eines modernen Turbotriebwerkes im Flug mit derjenigen eines Triebwerkes mit Kolbenmotor und Propeller, so ergeben sich etwa folgende Verhältnisse:

Kolbenmotor mit Propeller in Meereshöhe ($H = 0$, maximale Startleistung):

P & W Twin Wasp (DC-4): $N/G_{Tr} \cong 1,70$ PS/kp (einschliesslich Propeller-Gewicht)

P & W Double Wasp (DC-6B): $N/G_{Tr} \cong 1,94$ PS/kp (einschliesslich Propeller-Gewicht)

Turbotriebwerk bei $V = 1112$ km/h:

für max. Dauerleistung

bei $H = 0$ km: $N/G_{Tr} \cong 10,2$ PS/kp

bei $H = 12$ km: $N/G_{Tr} \cong 3,5$ PS/kp

für max. Reiseleistung

bei $H = 0$ km: $N/G_{Tr} \cong 6,8$ PS/kp

bei $H = 12$ km: $N/G_{Tr} \cong 3,0$ PS/kp

Mit diesen Zahlen sei auf die Verringerung des spezifischen Baugewichtes von starken Turbotriebwerken hinge-

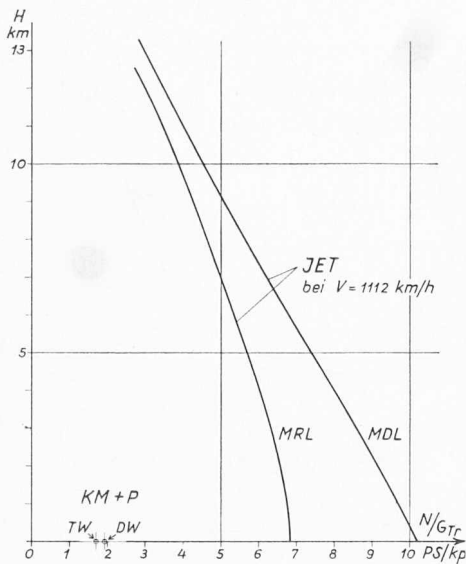
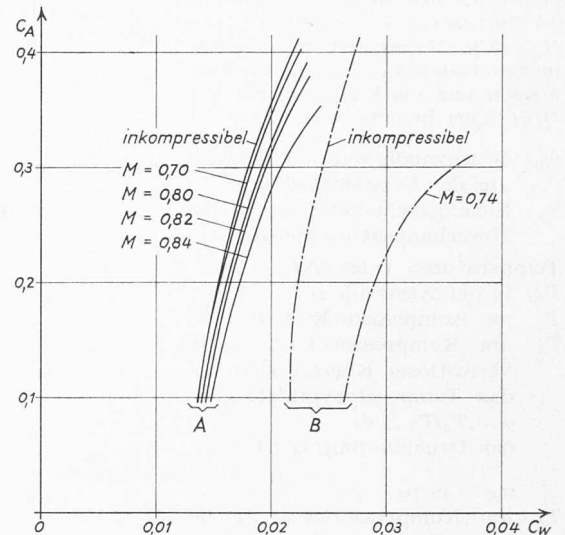


Bild 2 (links). Leistungsbelastung N/G_{Tr} in PS/kp von Antrieben:
 KM + P: Kolbenmotor mit Propeller bei maximaler Startleistung in Meereshöhe;
 TW = P & W Twin Wasp (DC-4);
 DW = P & W Double Wasp (DC-6B);
 JET: Modernes Turbotriebwerk bei $V = 1112$ km/h in verschiedenen Flughöhen H ;
 MDL = bei max. Dauerleistung,
 MRL = bei max. Reiseleistung

Bild 3 (rechts). Flugzeug-Polaren: Auftriebsbeiwerte c_A und zugehörige Widerstandsbeiwerte c_W bei inkompressibler Strömung und bei verschiedenen Mach-Zahlen M ;
 A für einen modernen Jetliner, etwa der «DC-8»-Klasse;
 B für ein älteres Linienflugzeug der «DC-4»-Klasse



wiesen. Erinnert man daran, dass mit zunehmender Flughöhe eine Reduktion von b_s eintritt (infolge tieferer Aussentemperaturen), und mit steigender Fluggeschwindigkeit eine Erhöhung des Gesamtwirkungsgrades des Strahlantriebes stattfindet (infolge Ausnützung des Geschwindigkeitsstaues als Vorverdichtung), so ist damit der Flugbereich von Strahlverkehrsflugzeugen triebwerkseitig begründet.

Flugwerke

Neben den Fortschritten im Turbotriebwerk-Bau sind die strukturellen und aerodynamischen Aenderungen der Verkehrsflugzeuge selbst mit ein weiterer Grund für die guten Langstrecken-Leistungen von Jetlinern.

Strukturell gesehen sind die Jetliner bedeutend grösser (rd. doppelte Tragfläche) und drei- bis viermal schwerer geworden als ihre, durch Kolbenmotoren und Propeller angetriebenen Vorgänger (Tabelle 3). Das relative Gewicht der Antriebsaggregate einschliesslich Einbau und Schalldämpfer bzw. früher Propeller, wurde dabei etwa halb so gross. Auffallend stark stieg der Gewichtsanteil des fassbaren Brennstoffes im Verhältnis zum (sogar) maximalen Startgewicht; bei DC-8 beträgt es 49 % gegenüber 29 bzw. 30 % bei DC-4 und DC-6B. Auch wird die Tankkapazität der Jetliner in viel stärkerem Masse für den Reiseflug herangezogen, als dies früher der Fall war; so macht der Reise-Brennstoff bei der DC-4 45 % aus, bei der DC-6B 60 % und bei der DC-8 88 %. Die numerische Auswirkung der grossen Brennstoff-Zuladung soll noch später gezeigt werden (Bild 4).

Die eingangs genannten aerodynamischen Verfeinerungen der Flugzeuge, verursacht durch den Wegfall von Motoren und vom Propellerstrahl, weiter die Anpassung der Formgebung an höhere Flug-Machzahlen durch Verwendung dünner, gepfeilter Flügel, schlanker, sorgfältig ausgebil-

deter Rumpfe und Triebwerksgondeln sowie mögliche Vermeidung von kritischen Interferenzzonen (Uebergänge, wie Flügel-Rumpf; Engpässe, z. B. Gondel-Flügel), haben ihren Niederschlag in den Flugzeug-Polaren gefunden, Bild 3.

Vergleicht man zunächst die *inkompressiblen* Polaren von Flugzeugen der DC-8-Klasse (Kurven A) und der DC-4-Klasse (Kurven B), so fallen folgende Unterschiede auf:

a) Die Polare A weist im Bereich der kleineren bis mittleren Auftriebsbeiwerte c_A etwa um $\frac{1}{3}$ bis $\frac{1}{4}$ kleinere Widerstandsbeiwerte c_W auf, als die Polare B.

b) Sogar die optimale Gleitzahl $\epsilon_{opt} = c_W/c_A = \text{Minimum}$ ist im Falle A um einige Relativprocente besser als im Falle B. [«Sogar...», weil dies bei den wesentlich dünneren Flügelprofilen im inkompressiblen Bereich gar nicht selbstverständlich ist.] Sie liegt vor allem bei einem beträchtlich niedrigeren c_A -Wert, als denjenigen der Polare B, was sinngemäss für die höheren Fluggeschwindigkeiten richtig ist.

Uebergeht man nun zum Vergleich der *effektiven Reise-flug-Polaren* in beiden Fällen [A = kompressibel, B = inkompressibel], so sind immer noch grosse Differenzen der c_W -Werte zugunsten der Polare A bei gleichen c_A -Werten festzustellen. Der kompressible Widerstandsanstieg ist bei Mach-Zahlen 0,8 bis 0,82 dank der günstigen Flugzeug-Formgebung noch klein. Allerdings liegen die mittleren c_A -Beiträge des Reisefluges bei einer DC-4 wesentlich höher als bei der DC-8, so dass die zugehörigen Gleitzahlen etwa vergleichbar sind.

Um die Auswirkungen der modernen Flugwerkformen im kompressiblen Flugbereich zu zeigen, versuchten wir mit Hilfe vorhandener Ergebnisse von Windkanal-Messungen eine Polare für den «alten» Fall B, aber bei einer Mach-Zahl $M = 0,74$ (entspricht z. B. einer Fluggeschwindigkeit von 875 km/h in 3000 m Höhe ü. M.) abzuschätzen. Der gerade

Tabelle 2 Beispiele für die Entwicklung der Einstrom-Turbotriebwerke

| Zeichen in Bild 1 | Turbotriebwerk | π_K | K | s_0 1) | b_{s_0} 2) | b_{s_0} 3) | S_0 max | G_{Tr}/S_0 |
|----------------------|----------------|-------------|-------------|----------------|--------------|--------------|-----------|--------------|
| | | (p_3/p_2) | (T_5/T_1) | kp S kp L/s | kp kp · h | kp kp · h | kp S | kp kp S |
| ◆ | Ackeret (1944) | 2,5 | 3,0 | 39,4 | 0,997 | — | — | — |
| ○ | Jumo 004 | 3,0 | 3,72 | 44,1 | — | 1,40 | 900 | 0,82 |
| ⊙ | Nene I | 4,0 | 3,81 | 55,4 | — | 1,00 | 2270 | 0,33 |
| ⊕ | RR. Avon RA-29 | 10,0 | — | 66,1 | 0,805 | 0,749 | 5170 | 0,29 |
| ⊗ | P & W JT4A-9 | 11,5 | ~ 4 | 66,4 | 0,81 | 0,74 | 7620 | 0,30 |

1) spezifischer Standschub in kp Schub / kp Luft / s

2) bei maximalem Standschub in kp Brennstoff / kp Schub · h

3) bei Dauerstandscharub in kp Brennstoff / kp Schub · h

Tabelle 3 Daten von Verkehrsflugzeugen mit verschiedenen Antrieben

| | DC-4 | | DC-6 B | | DC-8 | | |
|--|----------------|----------------------|------------------------|------------------------|-------------------|----------------------|-------|
| <i>Dimensionen:</i> | | | | | | | |
| Spannweite <i>b</i> | m | 35,81 | 35,81 | 35,81 | 43,39 | | |
| Länge <i>L</i> | m | 28,47 | 32,51 | 32,51 | 45,9 | | |
| Höhe über Boden | m | 8,41 | 8,74 | 8,74 | 12,9 | | |
| Tragfläche (durchgehend) <i>F</i> | m ² | 135,8 | 135,8 | 135,8 | 276,0 | | |
| Streckung $\lambda = b^2/F$ | | 9,44 | 9,44 | 9,44 | 6,82 | | |
| <i>t</i> /4 — Pfeilung des Flügels | | — | — | — | 30 ° | | |
| <i>Antrieb:</i> | | | | | | | |
| <i>Triebwerke</i> | | 4 P & W Twin Wasp | 4 P & W Double Wasp | 4 P & W Double Wasp | 4 P & W JT4A-9 | | |
| Max. Leistung bzw. Standschub pro Triebwerk (<i>H</i> = 0) | | 1470 PS | 2535 PS | 2535 PS | 7620 kpS | | |
| total | | 5880 PS | 10140 PS | 10140 PS | 30480 kpS | | |
| Max. Dauerleistung bzw. Dauer-Standschub pro Triebwerk (<i>H</i> = 0) | | 1220 PS | 1930 PS | 1930 PS | 6123 kpS | | |
| total | | 4880 PS | 7720 PS | 7720 PS | 24492 kpS | | |
| <i>Gewichte:</i> | | | | | | | |
| | | (t) | (%) | (t) | (%) | (t) | (%) |
| Max. Startgewicht | | 33,11 | 100,0 | 48,54 | 100,0 | 142,89 | 100,0 |
| Tank-Kapazität | | 9,52 | 28,7 | 14,61 | 30,1 | 70,03 | 49,0 |
| Reise-Brennstoff | | 4,29 | 13,0 | 8,84 | 18,2 | max. 61,5 | 43,0 |
| Antrieb ¹⁾ | | 5,26 | 15,9 | 8,54 | 17,6 | 12,36 | 8,7 |
| Max. Totalzuladung | | 12,68 | 38,3 | 18,37 | 37,8 | 79,15 | 55,4 |
| <i>Passagiere</i> Kapazität (Econ.) | | 55 Pers. | | 75 Pers. | | 156 Pers. | |
| <i>Flächenbelastungen G/F:</i> | | | | | | | |
| | | (kp/m ²) | | (kp/m ²) | | (kp/m ²) | |
| Max. beim Start | | 244 | | 357 | | 518 | |
| Mittl. im Reiseflug | | 221 | | 314 | | 383 | |
| Max. bei der Landung | | 212 | | 295 | | 340 | |
| <i>Reiseflug-Leistungen:</i> | | | | | | | |
| Flughöhen ü. M. | km | 2,5 bis | 4 | 2,5 bis | 4,5 | 9 bis | 12 |
| Reise-Geschwindigkeiten | km/h | 348 bis | 563 | 476 bis | 661 | 838 bis | 953 |
| Reichweiten | km | 2370 bis | 5000 | 3370 bis | 5510 | 6390 bis | 8300 |

¹⁾ einschl. Einbau, Propeller, bezw. Schalldämpfer

Flügel einer DC-4, deren Profile eine relative Dicke von 16 % an der Wurzel bis auf 12 % an der Flügelspitze aufweisen, sowie die Leitwerke würden bei dieser, nach heutigen Begriffen noch bescheidenen Mach-Zahl sehr spürbare Widerstandserhöhungen hervorrufen (Bild 3). Vergleicht man den Fall B bei $M = 0,74$ und inkompressibler Strömung unter sich, so stellt man eine relative Zunahme von c_W von 10 bis 50 % fest (c_A -Bereich: 0,1—0,3). — Bezieht man die c_W -Werte von B auf den heutigen Fall A, beide für $M = 0,74$, so ergeben sich relative c_W -Anstiege von 70 bis 90 % im selben c_A -Intervall. Im Lichte dieser Daten kommen die aerodynamischen Eigenschaften der Jetliners und die dabei erzielten Fortschritte deutlich zum Vorschein.

Flugeinsatz

Wie wir gesehen haben, fliegen die Jetliners nicht nur wesentlich schneller, sondern auch sehr viel höher als die früheren Linienflugzeuge, und sie legen dabei erst noch grössere Strecken im Direktflug zurück (vgl. Tabelle 3). Der schnelle Höhenflug ist durch das Zusammenspiel der bereits genannten Faktoren begründet: die Geschwindigkeits- und Höheneigenschaften der Turbotriebwerke und die aerodyna-

mischen Charakteristiken der Flugzeuge (die durch die Polaren gekennzeichnet sind).

Die Aufgabestellung für die Auslegung des Streckenfluges für eine bestimmte Flugverbindung ist recht komplex: es sind Fragen der Zuladungen (Nutzlast, Brennstoff), der Flächenbelastungen, der Reishöhen und der Reisegeschwindigkeiten, damit der Flugzeiten, der Zellen- und Triebwerkbelastungen u. a. m. miteinander in Einklang zu bringen. Dabei müssen stets die Betriebskosten im Auge behalten werden. — Schematisiert heisst es etwa, eine vorgeschriebene Strecke in einer günstigen Zeit mit wenig totalem Brennstoff-Verbrauch zu fliegen. Der Zusammenhang zwischen der Reichweite und dem Reise-Brennstoffbedarf soll hier kurz erläutert werden.

Wird während eines Fluges (V, H) eine bestimmte Brennstoff-Menge ($-\Delta G_B$) innert des Zeitintervalls (Δt) verbraucht, so bestimmt sich die dabei zurückgelegte Flugstrecke (Δr) zu:

$$\Delta r (-\Delta G_B) = \int_{t_1}^{t_2} V dt = \int_{G_1}^{G_2} \frac{V (-dG)}{B} = \int_{G_2}^{G_1} \frac{V dG}{B}$$

Es bezeichnen:

- r die Flugstrecke (km); $\Delta r = r_2(t_2) - r_1(t_1)$;
 t die Zeit (h); $\Delta t = t_2 - t_1$;
 V die Fluggeschwindigkeit (km/h), allgemein in $f(t)$;
 H die Flughöhe;
 $G(t)$ das momentane Flugzeug-Gewicht (kp);
 $G_B(t)$ das momentane Gewicht der Brennstoff-Zuladung im Flugzeug (kp);
 $(-dG) = (-dG_B)$ die Gewichtsänderung des Flugzeuges infolge Brennstoff-Verbrauch
 (— Vorzeichen bedeutet G -Abnahme);
 $(-\Delta G_B)$ den betrachteten Brennstoff-Verbrauch (kp);
 $-\Delta G_B = G_{B2}(t_2) - G_{B1}(t_1) = G_2(t_2) - G_1(t_1)$
 B den zeitlichen Brennstoff-Verbrauch (kp Br. St./h)
 $B = -dG_B/dt = b_s \cdot S$
 V/B „stündliche Flugstrecke“ $\frac{\text{km}}{\text{„stündl. Brennstoff-Verbrauch“ kp Br. St.}}$

Es sei vorweggenommen, dass eine Durchführung des sog. „sparsamsten Streckenfluges“, bei dem das Verhältnis (V/B) ein Maximum ist, auf etwas bescheidene Reisegeschwindigkeiten (bei DC-8 im Mittel 650 bis 700 km/h) führt und aus Flug- und Zeitplan-Gründen nicht angestrebt wird. Der Betriebszustand darf aber nicht allzu weit davon entfernt sein, sollen wirklich grosse Reichweiten geflogen werden.

Triebwerkseitig betrachtet wird der stündliche Brennstoff-Verbrauch $B = b_s \cdot S$ durch den Triebwerk-Schub S und den spezifischen Brennstoff-Verbrauch b_s bestimmt. Diese beiden sind vom Flugstand (M, H), von der Aussentemperatur und von der Schub-Drosselung (über Drehzahl und Brennstoff-Zufuhr) — oder von der sog. «Leistung» (engl. «Rating» — Dosierung) — abhängig. Der Schubdosierung im Streckenflug sind praktische Grenzen sowohl nach oben (thermische Dauer-Beanspruchung der Triebwerke, Anwachsen von b_s und B), wie nach unten (Zunahme von b_s , unwirtschaftliche N/G_{Tr}) gezogen. Als Richtlinien gelten hier die «maximale Dauerleistung» (Maximum Continuous Rating — zumeist für den Steigflug verwendet) nach oben, sowie die «maximale Reiseleistung» (Maximum Cruise Rating), die in einem Masse noch unterschritten werden kann.

Flugmechanisch gesehen hat die Schubdosierung im Streckenflug so zu erfolgen, dass der Triebwerk-Schub S praktisch den Flugzeug-Widerstand W überwindet: $S = W$ (genau gültig im Horizontalflug mit konstanter Geschwindigkeit).

Aerodynamischerseits ist der Flugzeug-Widerstand W (als Kraft in kp) durch die Gleitzahl $\epsilon = c_W/c_A = f(M, c_A)$ und den benötigten Auftrieb $A = c_A \cdot \rho/2 \cdot V^2 F$ (Luftdichte $\rho = \rho(H)$, Tragfläche F) gegeben: $W = \epsilon \cdot A$, und im Streckenflug praktisch $W = \epsilon \cdot G$ ($A = G$ genau gültig im geradlinigen Horizontalflug). Bei einer gegebenen Flächenbelastung ist die Gleitzahl die massgebende Grösse. Sie wird durch die Wahl des Flugverfahrens V und H in Funktion der Zeit und somit der zeitlich variablen Flächenbelastung gesteuert. Werden zu niedrige c_A -Werte zugelassen, sei es wegen kleiner Flächenbelastungen, grosser Fluggeschwindigkeiten oder zu tiefgehaltener Flughöhen ($c_A = G/F \cdot 1/q$, $q = \frac{1}{2} \rho(H) V^2$), so steigt der Widerstand beträchtlich, auch wenn günstige Widerstandsbeiwerte c_W vorliegen. — Die geeigneten Massnahmen sind:

a) Anwendung genügend hoher Flächenbelastungen am Start (Tabelle 3), so dass diejenigen des Reisefluges nicht zu niedrig werden. Dies besonders in Anbetracht der grossen Gewichtsabnahme um den Anteil des Reise-Brennstoffes gegen Ende des Fluges; b) Beschränkung der Reise-Geschwindigkeit (Kompromisslösung); c) Streckenflug in zunehmenden Höhenstufen nach Massgabe der Zwischen-gewichte vom Flugzeug gestaffelt. So fliegt z. B. eine

DC-8 die Strecke Zürich—New York nach Beendigung der Steigflug-Phase zunächst $1\frac{1}{2}$ Stunden lang in 9500 m Höhe, dann 3 bis 4 Stunden lang in 10 700 m und den Rest des Streckenfluges vor dem Abstieg auf 11 900 m (alles runde Angaben).

Mit diesen Beziehungen wurde der Fragenkomplex über den Flugeinsatz etwas umschrieben. Es würde hier zu weit führen, Variationsbetrachtungen anstellen zu wollen, die der Praxis effektiv obliegen. Anstelle dessen wird ein numerisches Beispiel für die Auswirkungen der Reiseflug-Höhe und des verbrauchten Brennstoffes auf die Reichweite eines Jetliners angeführt, Bild 4.

Für ein Flugzeug A der DC-8-Klasse sind die Steig- und Streckenflug-Leistungen bestimmt worden. Berücksichtigt sind dabei die zeitliche Gewichtsabnahme, die Aenderung des Brennstoffverbrauches je nach Flugzustand (V, H) und nötiger Schubdosierung, sowie die aerodynamischen Charakteristiken des Flugzeuges (Polaren in Bild 3). Es gelten hiefür folgende Ausgangsdaten:

max. Standschub in Meereshöhe
 $S_0 = 4 \cdot 7620 = 30\,480$ kp bei $b_{s0} = 0,81$ kp Br. St. / (kp·S·h)
 Zu Beginn des Steigfluges in Meereshöhe
 Flugzeug-Gewicht $G_a = 142\,500$ kp
 Flächenbelastung $(G/F)_a \cong 516$ kp/m²
 Bahngeschwindigkeit des Steigfluges $V_{Ba} \cong 575$ km/h.

Der Streckenflug setzt sich zusammen aus einem Steigflug bei konstantem Staudruck q^2 und einem Reiseflug, der Einfachheit halber mit konstanter Reise-Geschwindigkeit $V_R \cong 875$ km/h und jeweils in konstanter Flughöhe bis über den Bestimmungsort erfolgen soll. In der Darstellung sind die Flugbahnen des Flugzeuges A eingetragen, die in verschiedenen Höhen zurückgelegt werden (stark ausgezogene Linien), wobei die Orte konstanter Flugzeug-Gewichte $G(t)$ und somit der bis dahin verbrauchten Brennstoff-Mengen $(-\Delta G_B) = -(G_a - G(t))$ parametrisch miteinander verbunden sind (dünne, gestrichelte Linien). Die maximale Zuladung an Reise-Brennstoff $G_{BR} = \Delta G_B \text{ max} = 61\,500$ kp (rd. 43 % von G_a) bildet hier die äussere Begrenzung. Den Ergebnissen der Berechnung kann folgendes entnommen werden:

a) Zum Höheneinfluss auf die maximale Reichweite r (bei der der Reise-Brennstoff voll aufgebraucht, Reserve intakt ist)

| | | | |
|------------------------------|--------|---------------------|---------|
| Reiseflug in $H = 10\,000$ m | ergibt | $r \cong 7\,870$ km | (100 %) |
| $H = 6\,000$ m | | $r \cong 6\,100$ | (~77 %) |
| Meereshöhe | | $r \cong 3\,470$ | (~44 %) |

b) Zum Einfluss der verfügbaren Brennstoff-Zuladung G_{BR} auf die Reichweite in 10 000 m (bei stets gleichem G_a , z. B. durch Variationen der Gewichtsanteile von Nutzlast und Brennstoff) — bei

| | | | |
|---|------|---------------------|---------|
| $G_{BR} = 61\,500$ kp (~43 % v. G_a) | wird | $r \cong 7\,870$ km | (100 %) |
| 41 500 kp (~29 % v. G_a) | | 4860 | (~62 %) |
| 21 500 kp (~15 % v. G_a) | | 2190 | (~28 %) |

Zum Abschluss möchten wir die kumulierte Auswirkung der Aenderungen und Fortschritte abschätzen, die seit der Ackeretschen Betrachtung aus dem Jahre 1944 erzielt wurden. Zu diesem Zweck wird ein hypothetisches Flugzeug B vorausgesetzt, das einen «Jetliner Stand 1944» etwa darstellen soll und dem folgende Daten zugrunde gelegt werden:

1. Ausgangsgewicht und -flächenbelastung gleich, wie beim modernen Jetliner A

$$G_a(B) = G_a(A) = 142\,500 \text{ kp}$$

$$(G/F)_a(B) = (G/F)_a(A) \cong 516 \text{ kp/m}^2.$$

2. %-Gewichtsanteil der totalen Brennstoff-Zuladung (-Kapazität) am Startgewicht gleich, wie bei der DC-4, d. h. 28,7 % und damit

$$G_{B \text{ tot}}(B) = 41\,000 \text{ kp}$$

3. %-Gewichtsanteil des maximal verfügbaren Reise-Brennstoffes (Reserve belassen) an der Brennstoff-Kapazität gleich, wie bei Jetlinern, d. h. rd. 87,8 % (DC-8) und damit

$$G_{BR \text{ max}} = 36\,000 \text{ kp}$$

2) Die Bahngeschwindigkeit nimmt mit der Höhe zu, entsprechend: $V_B(H) = V_B(0) \cdot (\rho_0/\rho_H)^{1/2}$

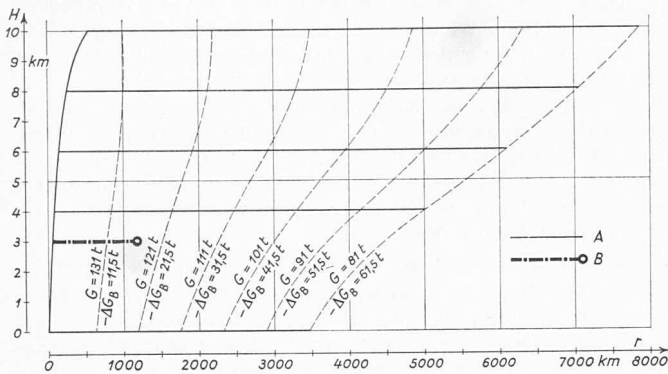


Bild 4. Reichweiten r (km) von Flugzeugen mit Antrieb durch Einstrom-Turbotriebwerke in Abhängigkeit von der Reiseflughöhe H (km) und verschiedenen Reise-Brennstoff-Zuladungen ($-\Delta G_B$) bei einem Anfangsgewicht $G_a = 142,5$ t und Flug-Endgewichten $G = G_a - \Delta G_B$: A moderner Jetliner der DC-8-Klasse, B hypothetischer «Jetliner, Stand 1944»

Steigflug-Geschwindigkeit $V_B = 574,5$ km/h IAS

Reiseflug-Geschwindigkeit $V_R = 874,8$ km/h TAS

4. 20 %ige Erhöhung des Schubes gegenüber dem Jetliner A und damit der maximale Standschub in Meereshöhe
 $S_0 = 4 \cdot 9145 = 36\,580$ kpS

5. Der spezifische Brennstoff-Verbrauch am Stand etwa dem Beispiel Ackeret 1944 entsprechend (vgl. Tabelle 2)
 $b_{s0} = 1,0$ kp Br. St./((kpS · h)

6. Alte Flugzeug-Formgebung und damit Polaren B in Bild 3.

Einige dieser Daten bedürfen vielleicht einer kurzen Erläuterung. Mit der Beibehaltung des gleichen Ausgangsgewichtes für das hypothetische Flugzeug B wie beim A — trotz einer, gegenüber A stark verringerten Brennstoff-Kapazität — dürfte nicht nur ein sinngemässer Vergleich zwischen den beiden angestrebt, sondern auch einer Erhöhung des Betriebsleergewichtes grob Rechnung getragen werden. Die Notwendigkeit einer Anpassung des Flugwerkes von B an höhere Staudrücke sowie die gegenüber A schwereren Triebwerke (S_0 grösser, G_{TV}/S_0 laut früheren Daten grösser) würden ein relativ zum Start. höheres Betriebsleergewicht von B ergeben als bei einer DC-4.

Der Streckenflug des «Jetliners B» soll analog zu demjenigen von A verlaufen, jedoch mit der Reiseflug-Höhe einer DC-4 ohne Druckkabine. Er besteht demnach aus einem Steigflug mit gleichen Bahngeschwindigkeiten $V_B(H)$ wie beim A [V_{steig} verschieden], aus einer Beschleunigungsstrecke ($V = 667 - 875$ km/h) und einem Rest mit konstanter Reise-Geschwindigkeit $V_R = 875$ km/h ($V_R(B) =$

$= V_R(A)$). — Hier hat sich als Folge der starken Kompressibilitätseinflüsse (Polare B in Bild 3: $M = 0,74$) die Notwendigkeit einer Schuberrhöhung erwiesen, damit das betrachtete Flugzeug B überhaupt auf die gewünschte Reisegeschwindigkeit kommt. Sogar mit dem, hier um 20 % höheren Schub könnte der «Jetliner B» die ganze Reisedstrecke nur mit einer, über die sog. maximale Reiseleistung hinausgehenden Schubdosierung (praktisch maximale Dauerleistung, wie im Steigflug) fliegen, was normalerweise nicht gemacht wird.

Das Ergebnis ist in Bild 4 eingetragen (Endpunkt der strichpunktierten Linie) und lautet: die Reichweite eines supponierten «Jetliners Stand 1944» würde rd. 1170 km betragen. Dies heisst 15 % der Reichweite eines modernen Jetliners A nach vereinfachtem Flugverfahren ($V_R = \text{konst.}$, $H_R = \text{konst.}$), und etwa 14 % eines in der Höhe gestaffelten Reisefluges der DC-8. Und dafür hätte man — mit damaligen Mitteln — 36 t Brennstoff verwenden müssen:

$(\bar{V}/\bar{B}) = 0,0325$ km/kp Br. St. gegenüber 0,135 km/kp Br. St. der DC-8 bei Windstille. Der Unterschied ist eindrucklich.

Für die während der Entstehung des vorliegenden Aufsatzes stets sehr bereitwillig erteilten Auskünfte danken die Verfasser der Schweizerischen Luftverkehrs AG. Swissair, Zürich-Kloten, herzlich.

Zusatz bei der Korrektur

Der Rekordflug der HB - IDD (Douglas DC-8-53) der SWISSAIR vom 30. Oktober 1963, bei welchem eine Strecke durchflogen wurde, die 30 % des Erdumfanges beträgt, steht nicht etwa im Widerspruch mit den durchgeführten Rechnungen. Wie vorstehend erwähnt, gibt der bei diesem Rekordflug verwendete Doppelstrom-Jet unter sonst gleichen Umständen eine Vergrösserung der Reichweite gegenüber dem der Betrachtung zugrunde gelegten Einstrom-Triebwerk. Sie dürfte sich auf rund 1200 km belaufen, würde also nur einen Teil der beim Flug erreichten Mehr-Reichweite erklären. Nun ist der Flug aber unter Verhältnissen erfolgt, die nicht ohne weiteres mit den im normalen Flugverkehr vorliegenden verglichen werden dürfen. Wir erwähnen u. a.:

Herabsetzung der Nutzlast auf einen Bruchteil, Aeusserste Ausnützung der Brennstoff-Kapazität, Flug in noch grösserer Höhe ($\sim 13\,000$ m), Sorgfältige Auswahl der Flugroute und des Zeitpunktes zwecks Ausnützung eines erheblichen Rückenwindes.

Eine auf dieser Grundlage ausgeführte Ueberschlagsrechnung zeigt, dass eine Reichweite von 13 000 km durchaus im Bereich des Möglichen liegt. Mit dieser Bemerkung soll natürlich der Wert dieses Experimentes nicht in Frage gestellt werden. Im Gegenteil werden sich aus den dabei gewonnenen Erfahrungen sehr wertvolle Schlüsse für den «normalen» Luftverkehr ziehen lassen.

Leistungen und Aufgaben der neuen EMPA in Dübendorf

DK 061.6:620.1

«Ohne Taufe und Fanfaren» wurde am 12. September 1963 die neue EMPA in Dübendorf eingeweiht. Wohl aber war es ein illustrierter Kreis von Förderern und Freunden, die an diesem in schlichtem eidgenössischen (um nicht zu sagen «zürcherischen») Rahmen gehaltenen Anlass teilnahmen: Bundesrat Dr. H. P. Tschudi, Schirmherr der ETH und ihrer Anstalten, weitere Behördenmitglieder, Vertreter des S.I.A., des SVMT und manch weitere, der Eidgenössischen Materialprüfungsanstalt nahe verbundene Gäste, sowie das Personal der EMPA und die Presse. Grosse Freude und Dankbarkeit der Veranstalter ob des Erreichten war spürbar. Der Präsident des Schweizerischen Schulrates, Prof. Dr. H. Pallmann, gab diesem Empfinden in seiner vielfachen Dankbezeugung Ausdruck.

*

Wer sich in die Anfänge der Materialprüfung zurückversetzt — etwa beim Betrachten der Werderschen Universal-Festigkeitsprüfmaschine, die 1866 für die Eidgenossenschaft

gebaut und 1881 in den Dienst der damals eben geschaffenen Materialprüfungsanstalt gestellt worden ist (sie hat in Dübendorf ihren Ehrenplatz gefunden) — wird tief beeindruckt von der innerhalb acht Jahrzehnten erfolgten technischen Entwicklung, die sich wohl nirgendwo so umfassend widerspiegelt wie in der betrieblichen Einrichtung der neuen EMPA, die zur Zeit unter den europäischen Materialprüfanstalten in ähnlicher Ausstattung und Breite ihresgleichen selten nur finden dürfte. Wenn die Errichtung der neuen Anlage schon durch die infolge besonderer Umstände hervorgerufenen Schwierigkeiten der Baugrund-Entwässerung zahlreiche Probleme gestellt hat, auch mancherlei Abänderungen zu treffen und unliebsame Verzögerungen in Kauf zu nehmen waren, so wird dies den überwältigenden baulich-technischen Gesamteindruck dieses in seinem Umfange erst- und einmaligen Unternehmens kaum zu schmälern vermögen.

Wessen man sich zudem deutlicher als je zuvor — etwa