

Hochleistungstriebwerke

Von Helmut Schelp, Berlin

(als Gast)

Auszug aus dem in der 3. Wissenschaftssitzung der Ordentlichen Mitglieder
am 2. Juli 1943 gehaltenen Vortrag

Alle Gedankengänge, Überlegungen und Untersuchungen, die Flugleistung zu steigern, oder noch allgemeiner gesagt, in der Luftrüstung eine Überlegenheit zu schaffen, umreißen im Endziel die Aufgaben und Forderungen, die an den Antrieb des Flugzeugs oder des Flugkörpers zu stellen sind. Es besteht hierin eine gewisse Wechselwirkung, da wiederum nur die Kenntnis der triebwerkseitigen Möglichkeiten Ausgangspunkt aller Arbeiten sein kann, immer besseres Fluggerät zu schaffen.

Den Arbeiten der Forschung und Entwicklung, die sich mit der Antriebsfrage beschäftigen, kommt daher eine gewisse Schlüsselstellung zu. Aus dieser Erkenntnis heraus erwächst aber die Forderung, weit vorausschauend in die Zukunft das Ziel zu erkennen und einen klaren Weg zur Erreichung dieses Zieles aufzuzeigen.

Es ist notwendig, in Forschung und Entwicklung Abschnitte zu umreißen und sich jeweils von Zeit zu Zeit Rechenschaft über das Erreichte abzulegen, um die gewonnenen Erkenntnisse in den Gesamtrahmen einzufügen und zu verarbeiten.

Der erste Entwicklungsabschnitt umfaßt den bisherigen Zeitraum der Luftfahrt von Anbeginn, wo als Antrieb ein abgewandelter Automotor verwendet wurde, bis zu den heute geforderten Flugleistungen, die mit dem Flugmotor nur noch unwirtschaftlich oder mit unvertretbarem Aufwand zu erreichen sind.

Bei den verlangten Leistungssteigerungen müssen aber die Probleme von Grund auf neu durchdacht werden, um zu Lösungen zu kommen, die den heute vorliegenden und noch kommenden Forderungen gerecht werden.

Es muß also eine neue Beurteilungsbasis geschaffen werden, auf Grund deren alle Triebwerksvorschläge auf ihre Verwendungsfähigkeit untersucht werden müßten. Nur auf diesem Wege wird es möglich sein, der Luftwaffe den vor uns liegenden Bereich des Geschwindigkeits- und Höhenfluges zu eröffnen.

Überblickt man die Entwicklung des Kolbenmotors auf Grund des derzeitigen Erkenntnisstandes, so ist erkennbar, daß keine grundsätzlichen

Verbesserungen mehr zu erwarten sind. Die zuletzt durchgeführte Planung für dieses Gebiet hat klar ergeben, daß die Grenzen mit diesem Antriebe erreicht sind.

Mit den wachsenden Forderungen hinsichtlich Flugleistung war es notwendig, Motoren größerer Leistung zu bauen. Neben den Verbesserungen der Verbrennungsvorgänge und der Verwendung hochwertigen Kraftstoffes, auf Grund dessen es möglich war, die Leistung der Zylinder-einheit immer mehr zu vergrößern, wurden Motoren mit steigender Zylinderzahl gebaut. Die wachsenden Erkenntnisse der Thermodynamik des Motors und der inneren Vorgänge gestatten es gleichzeitig, den Kraftstoffverbrauch und das Gewicht zu senken. Die Forderungen nach Höhenleistung konnten durch Überladung mit mechanischen Ladern oder durch die Verwendung von Abgasinhaladern erfüllt werden.

Da bei der Triebwerksentwicklung die Zeitfrage immer ein entscheidender Faktor ist, wurde mit besonderem Schwerpunkt der flüssigkeitsgekühlte Motor entwickelt, ohne den luftgekühlten Motor ganz zu vernachlässigen. Es fehlte in Deutschland 15 Jahre Erfahrung beim Bau von luftgekühlten Motoren, und es führte schneller zum Ziel, wenn die Kühlfrage gesondert nebenher gelöst werden konnte. Die allgemeinen Erkenntnisse auf dem Gebiet der Luftkühlung waren noch nicht groß genug, um abschätzen zu können, ob und wo der Luftkühlung durch Vergrößerung der Leistung oder durch wachsende Höhenforderung eine Grenze gesetzt ist.

Dieses Vorgehen war bedingt durch die Notwendigkeit, aus Termingründen bei den einzelnen Firmen einen reibungslosen Entwicklungsablauf zu gewährleisten. Es ist selbstverständlich, daß immer wieder versucht werden mußte, so weit wie möglich bewährte Konstruktionselemente zu übernehmen, schon mit Rücksicht auf die vorhandenen Maschinen der Serie. Selbst der Entschluß, für einen neuen Motor eine neue Bauform zu wählen, war von weittragender Bedeutung.

Der ganze Entwicklungsabschnitt kann gekennzeichnet werden durch folgende Tatsachen:

1. Es wurden Kolbenmotoren entwickelt;
2. Sie wurden bewertet nach Wellenleistung in PS,
Brennstoffverbrauch pro PS,
Gewicht pro PS.

Die so entwickelten Motoren wurden dann je nach den Bedürfnissen der Zellen zu Triebwerken vervollständigt.

In dem Bereich höherer Flugeschwindigkeiten, wo die Überschwingigkeiten sich der Schallgeschwindigkeit nähern, treten aber besondere Verhältnisse auf, die ein eingehendes Studium erfordern.

Grundsätzliche Überlegungen hatten gezeigt, daß eine große Steigerung der Fliegleistung nicht allein durch Weiterentwicklung und Verbesserung des Vorhandenen gelöst werden konnte. Die Probleme mußten daher von Grund auf neu durchdacht werden, da sonst die Gefahr bestand, daß durch Übernahme bisher fest umrissener Grundsätze von vornherein die Basis verfälscht wurde.

Bei den bisherigen Betrachtungen wurde immer das Triebwerk als etwas Unabänderliches angenommen. Man begnügte sich, daß dieses eine bestimmte Wellenleistung der Zelle zur Verfügung stellt. Diese Betrachtungsweise ist nur so lange richtig, wie das Triebwerk selbst keinen eigenen Widerstand hat, in der Zelle vollständig eingebaut ist und durch sein Vorhandensein keine zusätzlichen Widerstände entstehen. Das tritt aber nur in den seltensten Fällen ein. Mit zunehmender Antriebsleistung wird es immer schwieriger, das Triebwerk vollständig einzubauen. Der Normalfall wird sein, daß die Triebwerke am Tragflügel angebaut werden, und dann kann der Eigenwiderstand nicht mehr vernachlässigt werden. Er wird berücksichtigt, indem der Widerstandsbeiwert der Zelle um einen experimentell gefundenen Wert erhöht wird.

Geschwindigkeitssteigerungen bis in den Bereich der kritischen Geschwindigkeit sind aber nur möglich, wenn die einzelnen Verlustfaktoren gesondert betrachtet werden und alles getan wird, sie zu verkleinern.

Der Gesamtwiderstand des Flugzeugs soll daher unterteilt werden in

$$W = W_{\text{Zelle}} + W_{\text{Triebwerk}} + W_{\text{Interferenz}}$$

Als Triebwerkswiderstand $W_{\text{Triebwerk}}$ soll der Widerstand der im Luftstrom freifliegenden Triebwerksgondel bezeichnet werden. Als Interferenzwiderstand soll derjenige Anteil bezeichnet werden, der sich durch den Aufbau des Triebwerks an die Zelle ergibt.

Der vom Triebwerk erzeugte indizierte Schub ist dann im Stationärflug:

$$\begin{aligned} S_i &= W_{\text{Flügel}} \\ &= W_{\text{Zelle}} + W_{\text{Triebwerk}} + W_{\text{Interferenz}} \end{aligned}$$

$$S_i - W_{\text{Triebwerk}} = W_{\text{Zelle}} + W_{\text{Interferenz}}$$

Für die Bestimmung des Interferenzwiderstandes fehlen heute noch die Prüfeinrichtungen. Er kann nur als Differenz der anderen Summanden gefunden werden.

Es ist notwendig, daß der Triebwerksbauer sich in Zukunft nicht allein mit der Wellenleistung befaßt; sein Aufgabenbereich umfaßt vielmehr den Ausdrück

$$S_i - W_{\text{Triebwerk}} = S_e$$

Der effektive Schub S_e ist der Schub, der vom Triebwerk nach Abzug des Eigenwiderstandes an die Zelle nutzbar abgegeben wird.

$$S_e = S_i - W_T$$

S_i = indizierter Schub in kp,
 W_T = Eigenwiderstandswert des Triebwerks in kp.

Für den indizierten Schub gilt ganz allgemein:

$$S_i = m (c - v)$$

m = sekundlich durchgesetzte Luftmasse in $\text{kgm}^{-1} \text{sek}$,
 c = Austrittsgeschwindigkeit in m/sek ,
 v = Fluggeschwindigkeit in m/sek .

Bei Luftschraubentriebwerken ergibt sich:

$$S_i = S_L + S_v$$

$$S_L + m_L(c_L - v) + m_v(c_v - v)$$

S_L = Luftschraubenschub in kp,
 S_v = Schub der Verbrennungsgase in kp,
 m_L = sekundlich durch die Luftschraube erfaßte Luftmasse in $\text{kgm}^{-1} \text{sek}$,
 c_L = Geschwindigkeit hinter der Luftschraube in m/sek ,
 m_v = sekundlich durch das Triebwerk für die Verbrennung durchgesetzte Luftmasse in $\text{kgm}^{-1} \text{sek}$.

Es ist

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

Damit

$$S_L = \eta_{\text{schr}} N_w \cdot \frac{75}{v} = m_L(c_L - v)$$

$$S_v = N_v \cdot \frac{75}{v} = m_v(c_v - v)$$

Also

$$S_e = \eta_{\text{schr}} N_w \cdot \frac{75}{v} + N_v \cdot \frac{75}{v}$$

η_{schr} = Luftschraubenwirkungsgrad,
 N_w = Wellenleistung in PS,

Als weiteres charakteristisches Merkmal für ein Triebwerk ist der Brennstoffverbrauch, bezogen auf den effektiven Schub S_e , anzusehen. Er wird ausgedrückt in kg/kp h ,

$$b_e = \text{kg/kp h},$$

und sinngemäß der Brennstoffverbrauch, bezogen auf den indizierten Schub

$$b_i = \text{kg/kph.}$$

Für die Beurteilung eines Triebwerks und für die Entscheidung, welchem Triebwerk der Vorzug zu geben ist, ist allein das Antriebsgewicht maßgebend.

Das Antriebsgewicht ist die Summe aus Triebwerksgewicht und Brennstoffverbrauch für die geforderte Flugdauer.

Um die Festwerte eines Triebwerks und die Verwendbarkeit dimensionslos darstellen zu können, seien Beiwerte in Anlehnung an die Aerodynamik eingeführt.

$$\begin{aligned}
 S_i &= c_i q F & c_i &= \frac{S_i}{q F} & c_i &= \text{indizierter Schubbeiwert,} \\
 S_e &= c_e q F & c_e &= \frac{S_e}{q F} & c_e &= \text{effektiver Schubbeiwert,} \\
 W_T &= c_{WT} q F & c_{WT} &= \frac{W_T}{q F} & c_{WT} &= \text{Widerstandsbeiwert des} \\
 & & & & & \text{Triebwerks,} \\
 c_e &= c_i - c_{WT} & & & q &= \text{Staudruck in kg/m}^2, \\
 & & & & F &= \text{größte Spantfläche in m}^2.
 \end{aligned}$$

Als Bezugsgröße wurde die größte Spantfläche gewählt, da dieser Wert einwandfrei definiert werden kann und bei vorgegebener günstigster Formgebung der Triebwerksgondel, die in Zukunft immer angestrebt werden muß, als charakterisierender Wert anzusehen ist.

Entsprechend gilt dann

$$\frac{b_a}{b_i} = \frac{c_i}{c_e} = 1 + \frac{c_{WT}}{c_e}$$

oder

$$b_a c_e = b_i c_i$$

Weiterhin ist für die Verwendbarkeit eines Triebwerks das Antriebsgewicht maßgebend.

$$G_A = G_T + Bt;$$

G_A = Antriebsgewicht in kg,
 G_T = Triebwerksgewicht in kg,
 B = stündlicher Brennstoffverbrauch in kg/h,
 t = Flugdauer für die vorgesehene Einsatzzeit in h.

Bezeichnet man mit g_e das Triebwerksgewicht für 1 kp effektiven Schub,
50 197

$$g_e = \frac{G_T}{S_e}$$

und das spezifische Antriebsgewicht

$$g_A = g_e - v_e t.$$

Die im vorhergehenden Abschnitt aufgezeigten Grunderkenntnisse, die nicht nur bei der Beurteilung eines Triebwerks maßgebend sind, sondern als Richtschnur für die Entwicklung gelten müssen, sollen die Basis für die Triebwerksbetrachtung des gesamten Geschwindigkeitsbereiches bilden. Es muß vorausgeschickt werden, daß es auf Grund des heutigen Standes der Erkenntnisse nicht möglich ist, in jedem Fall erschöpfende Angaben über das Triebwerk zu machen, da in den meisten Fällen die notwendigen, nur durch den Versuch beschaffbaren Unterlagen fehlen. Der Zweck ist erreicht, wenn die Grundgedanken aufgezeigt werden und auf die noch bestehenden Lücken hingewiesen wird, da in sehr vielen Fällen die richtige Aufgabenstellung allein schon ein wesentlicher Schritt zum Erfolg ist.

In dem bisherigen Flugleistungsbereich konnten die alten Begriffsbestimmungen und Beurteilungsgrundlagen verwendet werden, ohne daß wesentliche Fälschungen des Ergebnisses auftraten. In diesem Bereich konnte immer noch mit c_e -Werten gerechnet werden, die nahezu von der Geschwindigkeit unabhängig sind. Da nun die Forderungen hinsichtlich der Geschwindigkeit und der Höhe erheblich gewachsen sind, muß der Mach-Einfluß berücksichtigt werden. Die neuen Grundlagen ermöglichen eine wesentlich bessere und genauere Beurteilung der möglichen Triebwerke. Es werden Erkenntnisse gewonnen, die für die Festlegung der Entwicklungsrichtung und Planung von grundsätzlicher Bedeutung sind.