V★D★I

ZEITSCHRIFT DES VEREINES DEUTSCHER INGENIEURE

SCHRIFTLEITER: C. MATSCHOSS

BAND 71

EINUNDSIEBZIGSTER JAHRGANG

ERSTES HALBJAHR

1 9 2 7

MIT RUND
2000 ABBILDUNGEN IM TEXT
UND 4 TEXTBLÄTTERN

INHALT DER FORSCHUNGSARBEITEN, HEFT 292 BIS 295
AUSZUG AUS DEM INHALT DER VDI-NACHRICHTEN

VDI-VERLAG G.M.B.H. BERLIN NW7

Die Möglichkeit der Weltraumfahrt

Von H. Lorenz, Danzig

Prüfung der Möglichkeit des Abschusses und des Raketenfluges in den Weltraum mit Hilfe irdischer Treibmittel — Berechnung des Verhältnisses der anfänglichen zur endlichen Raketenmasse aus der verfügbaren Treibmittelenergie — Flugzeiten für verschiedene Abstände — Wirkungsgrade

Nachdem der uralte Traum der Luftfahrt durch die Flugtechnik infolge der Entwicklung starker Leichtmotoren in kurzer Zeit in Erfüllung gegangen ist, richten sich die Blicke vieler, darunter auch einzelner Ingenieure, auf das weitere Ziel der Befahrung des Weltraumes zum Zwecke des Besuches anderer Himmelskörper. Der Gedanke tauchte wohl zuerst in einer Erzählung Jules Vernes auf, der den Flug eines aus einem Rohr abgeschossenen, mit Menschen besetzten Hohlkörpers nach dem Monde schilderte; der bekannte Physiker und Philosoph Kurd Laßwitz beschrieb in seinem Roman „Auf zwei Planeten" die Fahrten von Raumschiffen, die durch Raketenwirkung getrieben und gesteuert werden. Diese Art der Bewegung liegt auch einigen neueren Schriften von Goddard[1]), Oberth[2]) und Hohmann[3]) zugrunde, die schon durchaus wissenschaftlich gehalten sind und teilweise bestimmte Bauvorschläge enthalten. Daran schließen sich auch gemeinverständliche Darstellungen, z. B. eine solche von Valier[4]), sowie Bestrebungen weiterer Kreise, die sich zur Verwirklichung dieser Pläne schon in einer „Gesellschaft für Weltraumforschung" zusammengefunden haben.

Angesichts dieser Sachlage dürfte eine nüchterne Prüfung der Ausführbarkeit der Weltraumfahrt an der Hand der Mechanik am Platze sein. Es handelt sich dabei um die Erhebung eines Körpers bis zu beliebigen Abständen von der Erdoberfläche oder aus dem Bereiche der Erdschwere überhaupt, ferner um die Bewegung im Raum und schließlich um die Rückkehr zur Erde, wobei der Widerstand beim Durchfahren der Lufthülle ein merkliches Hindernis in mechanischer und thermischer Hinsicht bildet. Wir wollen indessen hiervon vorläufig absehen und zunächst prüfen, ob die gewünschte und notwendige Erhebung im lutfleeren Raume mit den zur Verfügung stehenden irdischen Energiequellen möglich ist.

Da die Erde selbst im Raume fortschreitet und sich um eine Achse dreht, so hat der Ausgangspunkt schon eine bestimmte Geschwindigkeit mit einem in die Bewegungsrichtung des Raumfahrzeugs fallenden Anteil v_0. Wir betrachten daher einmal zwei Massen m_1 und m_2, mit der gemeinsamen Anfangsgeschwindigkeit v_0, die infolge einer zwischen ihnen wirkenden Kraft die absoluten Endgeschwindigkeiten v_1 und v_2 annehmen. Dann gilt für gleiche Richtung aller Größen v

$$m_1 v_1 + m_2 v_2 - (m_1 + m_2) v_0 = 0 \quad \ldots \ldots (1)$$

und für die hierzu nötige Arbeit

$$L = \frac{m_1}{2} v_1^2 + \frac{m_2}{2} v_2^2 - \frac{m_1 + m_2}{2} v_0^2 \quad \ldots \ldots (2).$$

Fügen wir hierzu die mit v_0 erweiterte Gl. (1), so wird

$$L = \frac{m_1}{2} v_1^2 + \frac{m_2}{2} v_2^2 - v_0 (m_1 v_1 + m_2 v_2) + \frac{m_1 + m_2}{2} v_0^2$$

oder

$$L = \frac{m_1}{2} (v_1 - v_0)^2 + \frac{m^2}{2} (v_2 - v_0)^2 \quad \ldots \ldots (2a).$$

Die Arbeiten für die Änderung der Absolut- und der Relativbewegung stimmen also miteinander überein. Schreiben wir an Stelle von Gl. (1)

$$m_1 (v_1 - v_0) + m_2 (v_2 - v_0) = 0 \quad \ldots \ldots (1a),$$

so folgt aus Gl. (2a) durch Ausschalten von $(v_2 - v_0)$

$$L = \frac{m_1}{2} \left(1 + \frac{m_1}{m_2}\right) (v_1 - v_0)^2 \quad \ldots \ldots (2b).$$

Aus Gl. (1a) ergibt sich ferner, daß für $m_2 = \infty$ $v_2 = v_0$ ist, womit sich die Arbeit in

$$L = \frac{m_1}{2} (v_1 - v_0)^2 \quad \ldots \ldots (2c)$$

vereinfacht. Dies trifft z. B. für den Fall des Abschusses von der Oberfläche des Erdballes zu, dessen Masse gegen die des Geschosses stets praktisch unendlich groß ist und daher keine Arbeit aufnimmt.

Befindet sich ein Körper zwischen zwei Himmelskörpern von den Massen m_1 und m_2 mit dem Abstand r vom ersten und $r_0 - r$ vom zweiten, Abb. 1, so unterliegt er einer Beschleunigung nach m_1 von

$$q = k \frac{m_1}{r^2} - k \frac{m_2}{(r_0 - r)^2} \quad \ldots \ldots (3),$$

worin k die Gravitationszahl nach Gauß ist. Mit der Oberflächenbeschleunigung g auf m_1 vom Halbmesser a ergibt sich dann k aus

$$k\, m_1 = g\, a^2 \quad \ldots \ldots (4$$

so daß statt Gl. (3) auch

$$q = g\, a^2 \left[\frac{1}{r^2} - \frac{m_2}{m_1} \frac{1}{(r_0 - r)^2}\right] \quad \ldots \ldots (3a)$$

gilt. Dieser Wert verschwindet für den neutralen Punkt r_1, gegeben durch

$$\frac{r_0 - r_1}{r_1} = \sqrt{\frac{m_2}{m_1}}; \quad \frac{1}{r_1} = \frac{1}{r_0}\left(1 + \sqrt{\frac{m_2}{m_1}}\right) \quad \ldots (3b).$$

Die Arbeit zur Hebung einer Masse m von der Oberfläche des Körpers m_1 bis zum Abstand r ergibt sich dann aus Gl. (3 a) zu

$$L = m \int_a^r q \,\mathrm{d}\, r = m\, g\, a^2 \int_a^r \left(\frac{1}{r^2} - \frac{m_2}{m_1} \frac{1}{(r_0 - r)^2}\right) \mathrm{d}\, r,$$

$$L = m\, g\, a^2 \left[\frac{1}{a} - \frac{1}{r} + \frac{m_2}{m_1} \left(\frac{1}{r_0 - a} - \frac{1}{r_0 - r}\right)\right] \quad \ldots (5).$$

Setzen wir hierin $r = r_1$, so wird hieraus mit Gl. (3 b) die Hubarbeit bis zum neutralen Punkt

$$L_1 = m\, g\, a \left[1 - \frac{a}{r_0}\left(1 + \sqrt{\frac{m_2}{m_1}}\right) + \frac{m_2}{m_1}\left(\frac{a}{r_0 - a} - \frac{a}{r_0} - \frac{a}{r_0}\sqrt{\frac{m_1}{m_2}}\right)\right]$$

oder wegen $a \ll r_0$ hinreichend genau

$$L_1 = m\, g\, a \left[1 - \frac{a}{r_0}\left(1 + 2\sqrt{\frac{m_2}{m_1}} - \frac{a}{r_0}\frac{m_2}{m_1}\right)\right] \quad \ldots (5a).$$

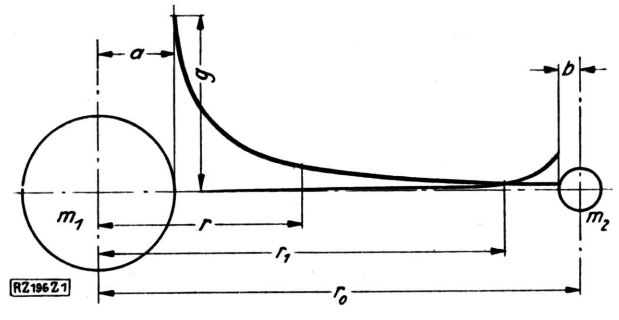

Abb. 1
Bewegung eines Fahrzeuges im Raum zwischen zwei Weltkörpern

[1]) Vergl. Rob. H. Goddard, A method of reaching extreme altitudes, Smithsonian Institute, Washington 1919.
[2]) Vergl. H. Oberth, Die Rakete zu den Planetenräumen, 2. Aufl. München und Berlin 1925, R. Oldenbourg.
[3]) Vergl. W. Hohmann, Die Erreichbarkeit der Himmelskörper, München und Berlin 1925, R. Oldenbourg.
[4]) Vergl. M. Valier, Der Vorstoß in den Weltenraum, München und Berlin 1925, R. Oldenbourg.

Mit $r_0 - r = b$ erhalten wir die Hubarbeit bis zur Oberfläche des Körpers m_2 vom Halbmesser b

$$L_2 = m\,g\,a\left[1 - \frac{a}{r_0 - b} + \frac{m_2}{m_1}\left(\frac{a}{r_0 - a} - \frac{a}{b}\right)\right]$$

oder wegen $b \ll r_0$

$$L_2 = m\,g\,a\left[1 - \frac{a}{r_0}\left(1 - \frac{m_2}{m_1}\right) - \frac{m_2}{m_1}\frac{a}{b} - \frac{a^2}{r_0^2}\left(\frac{b}{a} - \frac{m_2}{m_1}\right)\right] \quad (5b)$$

und schließlich mit $r = r_0 = \infty$ aus Gl. (5) die Gesamtarbeit zur Entfernung der Masse m aus dem Schwerebereich von m_1 allein.

$$L_0 = m\,g\,a \quad \ldots \ldots \quad (5c).$$

Nun ist für Erde und Mond

$$r_0 : a = 63;\quad b : a = 0{,}27;\quad m_1 : m_2 = 80;\quad \sqrt{m_1} : \sqrt{m_2} \approx 9;$$

also wird unter Vernachlässigung von $a^2 : r_0^2$ sowie von $\frac{a}{r_0}\frac{m_2}{m_1}$

$$L_1 = L_0\left(1 - \frac{1}{51{,}5}\right);\quad L_2 = L_0\left(1 - \frac{1}{16{,}1}\right) \quad \ldots \quad (6).$$

Man erkennt hieraus, daß durch die Mondanziehung an der Hubarbeit bis zum neutralen Punkt im Abstand $r_1 = \frac{9}{10} r_0$ rund 2 vH und bis zur Mondoberfläche wenig über 6 vH der Gesamtarbeit zur Entfernung aus dem Erdschwerebereich gespart werden. Diese Beträge sind so unerheblich, daß sie bei der Berechnung des Arbeitaufwandes außer Betracht bleiben können, insbesondere wenn es sich um die Erreichung anderer Weltkörper handelt, die sich praktisch außerhalb des Schwerefeldes der Erde befinden. In allen solchen Fällen muß also die durch Gl. (5 c) gegebene Hubarbeit $L_0 = m\,g\,a$ geleistet werden, der eine Änderung der kinetischen Energie derart entspricht, daß

$$2\,g\,a = w_0^2 - w^2 \quad \ldots \ldots \quad (7)$$

wird. Soll im Unendlichen $w = 0$ sein, so stellt

$$w_0 = \sqrt{2\,g\,a} = 11\,180 \text{ m/s} \quad \ldots \ldots \quad (7a)$$

die Geschwindigkeit dar, mit der ein Körper die luftfreie Erdoberfläche verlassen muß, um dem Bereich der Erdschwere zu entrinnen.

Soll diese Geschwindigkeit durch A b s c h u ß a u s e i n e m R o h r erreicht werden, so kann dies nur durch ein Treibmittel geschehen, dessen in mechanische Arbeit umwandelbare Energie, bezogen auf die Gewichtseinheit, wir mit h bezeichnen wollen. Es ist dies nichts andres als die Hubhöhe in m, auf die sich die Gewichtseinheit des Treibmittels durch die eigene Energie erheben kann. Da der Abschuß in einem Rohr erfolgt, so hat beim Verlassen der Geschoßmasse m_0 mit der Geschwindigkeit w_0 die Gesamtmasse m des Treibmittels, die dem Geschoß folgt, die mittlere Geschwindigkeit $\frac{w_0}{2}$, entsprechend der mittleren kinetischen Energie $\frac{m\,w_0^2}{6}$, so daß die Arbeitsgleichung besteht:

$$m\,g\,h = \frac{m\,w_0^2}{6} + \frac{m_0\,w_0^2}{2} \quad \ldots \ldots \quad (8)$$

oder wegen Gl. (7 a)

$$\frac{m_0}{m} = \frac{h}{a} - \frac{1}{3} \quad \ldots \ldots \quad (8a).$$

Da das Massenverhältnis positiv sein und bleiben muß, so besteht die Bedingung

$$h > \frac{a}{3} \quad \ldots \ldots \quad (8b),$$

d. h. die freie Hubhöhe des Treibmittels muß größer sein als ein Drittel des Erdhalbmessers.

Zahlentafel 1

Treibmittel	Q WE/kg	h_0 km	h km	w m/s
$H_2 + O$	3550	1520	1010	4430
$C + O_2$	2930	1250	835	4048
Nitroglyzerin	1580	670	446	2950
Schießwolle	1100	460	306	2450

Zahlentafel 1 enthält die entsprechenden Werte für die stärksten beiden Treibmittel, nämlich Nitroglyzerin und Schießwolle, denen noch zwei ideelle, nämlich Wasserstoff mit Sauerstoff und Kohle mit Sauerstoff hinzugefügt sind. Darin bedeutet Q die gesamte Wärmetönung und h_0 den Arbeitswert, von dem aber nach den Erfahrungen der Ballistik nur $h = {}^2/_3\, h_0$ als freie Hubhöhe in Frage kommt, während mindestens ${}^1/_3\, h_0$ auf die von den Abgasen mitgeführte Wärme zu rechnen ist. Da nun $h < a : 3$ ist, so steht zur Zeit kein ausreichendes Treibmittel für den Abschuß mit der notwendigen Anfangsgeschwindigkeit zur Verfügung, womit dieses Verfahren überhaupt ausscheidet. Es hat darum auch keinen Zweck, etwa die Beschleunigungsverhältnisse mit Rücksicht auf die Rohrlänge oder den Einfluß der Luft zu untersuchen, die schon dem Austritt aus dem Rohr mit planetarischer Geschwindigkeit ein gewaltiges Hindernis durch scheinbare Vergrößerung der Masse m entgegenstellen, an der Bedingung Gl. (8 a) aber nichts ändern.

Wir gehen darum sogleich zur R a k e t e n w i r k u n g , d. h. zum Antrieb durch den Rückstoß der Abgase des Treibmittels über, deren relative Auspuffgeschwindigkeit wir mit w bezeichnen, während v die veränderliche Geschwindigkeit der durch den Gasaustritt ebenfalls veränderlichen Masse m gegen die Erde bedeutet. Ist dann wieder h die wirksame Hubhöhe des Treibmittels, so ist zunächst:

$$w^2 = 2\,g\,h \quad \ldots \ldots \quad (9).$$

Die dieser Formel entsprechenden Werte der Treibmittel sind ebenfalls in der Zahlentafel 1 eingetragen.

Außerdem aber dient der Rückdruck der mit der Geschwindigkeit w in der Zeiteinheit austretenden Gasmasse $w\,\mathrm{d}m : \mathrm{d}t$ zur Beschleunigung der Gesamtmasse m und zur Überwindung der Erdbeschleunigung; für radiale Bewegungsrichtung ist:

$$w\frac{\mathrm{d}m}{\mathrm{d}t} = -m\left(\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} + g\frac{a^2}{r^2}\right) \quad \ldots \ldots \quad (10).$$

Erweitern wir diese Gleichung mit $\mathrm{d}r = v\,\mathrm{d}t$, so folgt:

$$w\,v\frac{\mathrm{d}m}{m} = -v\,\mathrm{d}v + g\,a^2\,\mathrm{d}\left(\frac{1}{r}\right) \quad \ldots \quad (10a).$$

Dafür dürfen wir aber auch unter Hinzufügen und Abziehen von $\frac{w^2\,\mathrm{d}m}{2} = g\,h\,\mathrm{d}m$ schreiben:

$$-g\,h\,\mathrm{d}m = m\,v\,\mathrm{d}v - \frac{\mathrm{d}m}{2}\left[(v-w)^2 - v^2\right] - m\,g\,a^2\,\mathrm{d}\left(\frac{1}{r}\right) \quad (10b).$$

Dies ist nichts als die E n g e r g i e g l e i c h u n g , wonach die linksstehende mechanische Energieentwicklung des Gasteilchens $\mathrm{d}m$ zur Änderung der kinetischen Energie von $\mathrm{d}m$ selbst sowie von m und zur Leistung der Hubarbeit im letzten Gliede rechts dient. Da Gl. (10 a) und (10 b) aber drei Veränderliche, m, v und r enthalten, so kann man wenigstens die linke Seite von Gl. (10 a) nicht ohne weiteres integrieren. Wir wissen aber, daß die Gesamtmasse m durch den Auspuff unter Zunahme der Geschwindigkeit v stetig abnimmt; also können wir mit einer noch unbestimmten Geschwindigkeit v_0 und der anfänglichen Gesamtmasse m_0 setzen

$$\frac{m}{m_0} = e^{-\frac{v}{v_0}},\quad \frac{\mathrm{d}m}{m} = -\frac{\mathrm{d}v}{v_0} \quad \ldots \ldots \quad (11),$$

womit Gl. (10 a) übergeht in

$$\left(1 - \frac{w}{v_0}\right) v\,\mathrm{d}v = g\,a^2\,\mathrm{d}\left(\frac{1}{r}\right) \quad \ldots \ldots \quad (12)$$

und, integriert mit den Anfangsbedingungen $v = 0$, $r = a$ an der Erdoberfläche,

$$v^2 = \frac{2\,g\,a^2\,v_0}{w - v_0}\left(\frac{1}{a} - \frac{1}{r}\right) \quad \ldots \ldots \quad (12a)$$

ergibt. Für $r = \infty$ erhalten wir daraus die Endgeschwindigkeit

$$v_1^2 = \frac{2\,g\,a\,v_0}{w - v_0} \quad \text{oder} \quad v_0 = \frac{w\,v_1^2}{v_1^2 + 2\,g\,a} \quad \ldots \quad (12b).$$

Damit aber wird aus Gl. (11)

$$\frac{m_0}{m} = e^{\frac{v}{w}\left(1+\frac{2\,g\,a}{v_1^2}\right)} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (13)$$

und für $r = \infty$, also $v = v_1$,

$$\frac{m_0}{m_1} = e^{\frac{1}{w}\left(v_1+\frac{2\,g\,a}{v_1}\right)} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (13a).$$

Dieser Ausdruck erreicht einen Kleinstwert für

$$v_1^2 = 2\,g\,a$$

oder nach Gl. (12b)

$$v_0 = \frac{w}{2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (13b).$$

Der Kleinstwert ist

$$\frac{m_0}{m_1} = e^{\frac{2\,v_1}{w}} = e^{\frac{2\sqrt{2\,g\,a}}{w}} = e^{2\sqrt{\frac{a}{h}}} \quad \ldots\ldots \quad (13c),$$

während nach Gl. (12 b) und Gl. (13) allgemein gilt

$$\frac{m_0}{m} = e^{\frac{2\,v}{w}}, \quad v^2 = 2\,g\,a^2\left(\frac{1}{a}-\frac{1}{r}\right) \quad \ldots\ldots \quad (14).$$

Daraus folgt schließlich die Bahnbeschleunigung

$$\frac{d\,v}{d\,t} = v\,\frac{d\,v}{d\,r} = g\,\frac{a^2}{r^2}$$

und die durch den Rückdruck der Auspuffgase erzeugte Gesamtbeschleunigung

$$q = \frac{d\,v}{d\,t} + g\,\frac{a^2}{r^2} = 2\,g\,\frac{a^2}{r^2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (15).$$

Diese stimmt mithin an der Erdoberfläche, d. h. bei Beginn der Bewegung, mit der doppelten Erdbeschleunigung g überein, was bei kurzer Wirkung auch für Fahrgäste im Liegen erträglich sein kann. Für die in Zahlentafel 1 enthaltenen Treibstoffe erhalten wir dann nach Gl. (13 a) die nachstehenden Werte:

Zahlentafel 2

Treibmittel	a/h	$2\sqrt{a/h}$	m_0/m_1
$H_2 + O$	6,37	5,05	156
$C + O_2$	7,63	5,53	252
Nitroglyzerin	14,28	7,56	1920
Schießwolle	20,82	9,10	8900

Daraus geht hervor, daß auch im günstigsten Fall und ohne Berücksichtigung des Luftwiderstandes nur ein verschwindender Bruchteil der ursprünglichen Raketenmasse dem Schwerefeld der Erde entrinnen kann; daran dürfte die Verwirklichung des Raketenfluges vorläufig scheitern.

Die Zeit vom Abfluge von der Erdoberfläche bis zu einem bestimmten Abstand r berechnet sich mit Gl. (14) in Verbindung mit $d\,r = v\,d\,t$ zu

$$d\,t\sqrt{2\,g\,a} = d\,r\sqrt{\frac{r}{r-a}} \quad \ldots\ldots \quad (15a)$$

oder, integriert mit $t = 0$ für $r = a$,

$$t = \sqrt{\frac{a}{2\,g}}\left[\frac{r}{a}\sqrt{1-\frac{a}{r}} - \ln\left(\sqrt{\frac{r}{a}} - \sqrt{\frac{r}{a}-1}\right)\right] \quad (15b),$$

worin

$$\sqrt{\frac{a}{2\,g}} = 570 \text{ s}$$

ist. Damit erhält man für die Abstandverhältnisse

$$\frac{r}{a} = 1,\ 2,\ 3,\ 4,\ 10,\ 25,\ 50,\ 63 \text{ (Mondabstand)}$$

die Flugzeiten

$t = 0$, 21′ 55″, 34′ 10″, 45′ 25″, 1 h 47′ 20″, 4 h 15′, 8 h 15′, 10 h 21′.

Man kann schließlich nach Oberth (a. a. O. S. 29) den Triebstoffverbrauch und damit das Verhältnis $m_0 : m$ durch Abstellen der Verbrennung herabsetzen, wenn man sich mit einer geringeren Fahrtgeschwindigkeit begnügen will. Da von der Unterbrechung ab das Fahrzeug wie ein Geschoß sich selbst überlassen bleibt, so läuft dies auf eine Verbindung der beiden oben berechneten Fälle hinaus, s. Abb. 2. Die Verbrennung darf jedenfalls nicht

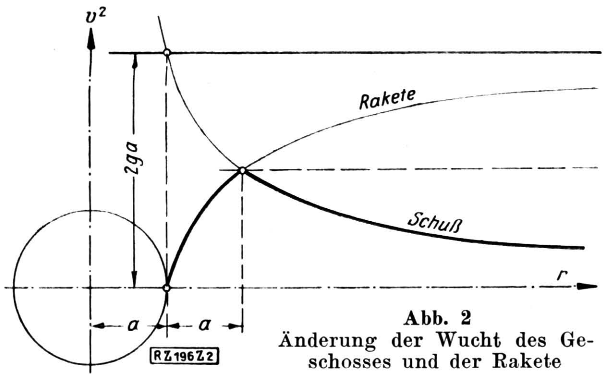

Abb. 2
Änderung der Wucht des Geschosses und der Rakete

eher abgestellt werden als die der Entfernung r_2 entsprechende Geschoßgeschwindigkeit erreicht ist, da das Geschoß sonst dem Banne der Erdschwere nicht entrinnen könnte. Für die radiale Geschoßgeschwindigkeit $v = \frac{d\,r}{d\,t}$ gilt nun:

$$\frac{d\,v}{d\,t} = -\,g\,\frac{a^2}{r^2}, \quad v\,d\,v = g\,a^2\,d\left(\frac{1}{r}\right)$$

oder mit dem Anfangswert $v_0 = \sqrt{2\,g\,a}$ an der Erdoberfläche

$$(v^2 - v_0^2) = 2\,g\,a^2\left(\frac{1}{r_2} - \frac{1}{a}\right), \quad v^2 = 2\,g\,\frac{a^2}{r_2} \quad \ldots \quad (16).$$

Setzen wir diesen Betrag in Gl. (14) ein, so folgt als Abstand vom Erdmittelpunkt im Augenblick der Unterbrechung

$$r_2 = 2\,a \quad \ldots\ldots\ldots \quad (16a),$$

d. h. der doppelte Erdhalbmesseer. Damit aber wird

$$v^2 = g\,a\,; \quad v = 7900 \text{ m/s} \quad \ldots\ldots \quad (16b)$$

und nach Einführung in Gl. (14) mit $w = \sqrt{2\,g\,h}$

$$\frac{m_0}{m_2} = e^{\sqrt{2\frac{a}{h}}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (17).$$

Durch Vergleich mit Gl. (13 a) erkennt man, daß sich durch die Unterbrechung die Exponenten der Massenverhältnisse auf das $1 : \sqrt{2} = 0{,}7$fache vermindern. Wir erhalten demgemäß für die verschiedenen Treibmittel folgende Werte von $m_0 : m_2$, Zahlentafel 3:

Zahlentafel 3

Treibmittel	$m_0 : m_2$
$H_2 + O$	34
$C + O_2$	48
Nitroglyzerin	199
Schießwolle	582

Auch diese Werte schließen die Verwirklichung der Raketenfahrt völlig aus, ganz abgesehen von der für die Weltraumfahrt viel zu kleinen Geschwindigkeit, die dauernd unter 8000 m/s liegt und im Unendlichen verschwindet.

Der Gesamtwirkungsgrad für den Aufstieg ist das Verhältnis der schließlich geleisteten Arbeit $m_1\,g\left(a + \frac{v_1^2}{2\,g}\right)$ zur Arbeit des vergasten Treibmittels $(m_0 - m_1)\,g\,h$, also

$$\eta = \frac{m_1}{m_0 - m_1}\,\frac{a}{h}\left(1 + \frac{v_1^2}{2\,g\,a}\right) \quad \ldots\ldots \quad (18).$$

Dies ergibt für die Rakete mit dauernder Verbrennung, d. h. $v_1^2 = 2\,g\,a$, und mit Abstellung, d. h. $v_1^2 = 0$:

$$\eta' = \frac{2\,a}{\left(\frac{m_0}{m_1} - 1\right)h}, \quad \eta'' = \frac{a}{\left(\frac{m_0}{m_2} - 1\right)h} \quad \ldots \quad (18a)$$

mit den Werten

Zahlentafel 4

	η'	η''	$\frac{a}{h} + 1$
$H_2 + O$	0,082	0,193	7,37
$C + O_2$	0,061	0,162	8,63
Nitroglyzerin	0,015	0,072	15,28
Schießwolle	0,0047	0,036	26,82

In die letzte Spalte sind noch die Massenverhältnisse $\frac{m_0}{m_2} = \frac{a}{h} + 1$ eingetragen, die dem Wirkungsgrad $\eta'' = 1$ der Rakete mit Abstellung und Verwandlung der ganzen verfügbaren Treibmittelarbeit in reine Hubarbeit entsprechen würden.

Dabei ist noch nicht berücksichtigt, daß der für die Rückkehr der Rakete zum Bremsen erforderliche Treibmittelaufwand nochmals ungefähr dasselbe Massenverhältnis bedingt wie das berechnete, wonach das Gesamtverhältnis der Massen der abgehenden und der zurückkehrenden Rakete sich wie das Produkt beider Werte ergibt und auf ganz unmögliche Zahlen führt.

Die vorstehenden Ausführungen erstrecken sich ausdrücklich nicht auf den Flug innerhalb der oberen Schichten der Lufthülle, da deren Zusammensetzung, Dichte und Einfluß auf die Bewegung vorläufig noch unbekannt sind. [B 196]

Luftfahrtechnische Fortschritte in England 1926[1])

Das Bestreben, die Entwicklung der Luftfahrt in neue Bahnen zu lenken, machte sich im Jahre 1926 in noch stärkerem Maße bemerkbar als in den vorangegangenen Jahren. So wurde z. B. bei dem „Autogyro“ von Cierva[2]) und bei dem schwanzlosen Flugzeug von Hill[3]) grundsätzlich von der überlieferten Flugzeugbauart abgegangen. Cierva hat die üblichen Tragflächen durch einen großen Windmühlenflügel ersetzt, der sich frei um eine annähernd senkrechte Achse unter der auf gewöhnlichem Wege erzeugten Vorwärtsbewegung des Flugzeugs dreht. Die Vorteile dieses Flugzeugs sind ein mehr senkrechter Abstieg und Aufstieg und seine geringe Landegeschwindigkeit. Versuche mit einem 3 m großen Modell einer Auto-Gyro-Hubschraube wurden in England vom National Physical-Laboratory aufgenommen und einige Flugzeuge dieser Bauart sind vom Air Ministry zu Versuchzwecken gebaut worden. Durch die pfeilförmig nach hinten gestellten Tragflügel der Hillschen Konstruktion ist ein besonderes Leitwerk überflüssig. Bemerkenswerte Stabilität, zuverlässige Steuerbarkeit und gute Flugleistungen werden diesem Flugzeug zugeschrieben.

Die Anwendung des Magnus-Effekts für den Vortrieb von Schiffen durch Flettner war nicht ohne Einfluß auf die flugtechnischen Studien. Eingehende Versuche über die Verwendbarkeit von umlaufenden Zylindern an Stelle der Tragflügel sind angestellt worden, doch läßt sich zur Zeit noch nicht sagen, ob die Walze für Flugzeuge praktische Bedeutung gewinnt. An Walzenflügeln sind hohe Auftriebzahlen gemessen worden, es scheint aber, daß diese von entsprechend hohen Widerstandzahlen begleitet sind. Möglicherweise wird bei Großausführungen das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand günstiger, als es bei Modellen gefunden wurde.

Die Fortschritte in der Luftschiffahrt waren in zahlreichen Einzelheiten der Konstruktion der beiden großen englischen Luftschiffe R 100 und R 101 zu erkennen. Bedeutungsvoller sind aber die Mitteilungen der Zeppelingesellschaft über ihre Erfindung bezüglich des Antriebs des 130 000 m³-Luftschiffes, das jetzt für einen versuchsmäßigen transatlantischen Verkehr gebaut wird. Die Motoren werden nicht mehr mit Benzin, sondern mit einem Treibgas vom spezifischen Gewicht der Luft betrieben, das denselben Heizwert hat wie Benzin. Das neue Treibgas wird unter atmosphärischem Druck in dem Teil der Gaszellen mitgeführt, der früher zum Tragen der flüssigen Brennstoffmengen gebraucht wurde. In England, wo die Brauchbarkeit dieses Verfahrens zuerst angezweifelt wurde, geht man jetzt dazu über, das während der Fahrt überschüssig werdende Wasserstoffgas für den Betrieb der Motoren nutzbar zu machen. Eine andre bemerkenswerte Neuerung ist die Verwendung von Duraluminblech für die Luftschiffhülle[4]) und für die Gaszellen an Stelle von Stoff oder Goldschlägerhaut. Ein Ganzmetallluftschiff dieser Bauart ist bei der Aircraft Development Corporation im Bau.

Auch auf dem Gebiete des Flugmotorenbaues sind neue Wege beschritten worden. Hervorzuheben sind die Versuche mit einem Motor, bei dem die Tellerventile durch Schieberventile ersetzt sind. Durch diese Änderung kann die Neigung zum Klopfen vermindert, ein höheres Verdichtungsverhältnis und eine bedeutende Verbesserung des Wirkungsgrades erreicht werden, ohne daß dabei eine Erhöhung des Triebwerkgewichtes in Kauf genommen werden muß. Besondere Aufmerksamkeit wurde ferner der Entwicklung der Verbrennungsmaschine mit zweistufiger Expansion zugewandt. Nach Überwindung der hauptsächlich auftretenden Schwierigkeiten konnte zum Bau eines Versuchsmotors nach den Entwürfen von H. R. Ricardo geschritten werden. Der Schwerölmotor ist weiter entwickelt worden; die Fortschritte werden jedoch geheimgehalten.

Die in „The Engineer“ enthaltene Aufzählung der im letzten Jahre herausgebrachten Flugzeug- und Motorenmuster muß insofern als unvollständig angesehen werden, als die neuesten, im Auftrage der britischen Regierung gebauten Heeres- und Marineflugzeuge nicht beschrieben wurden. Die eingehende Behandlung der zahlreich aufgeführten übrigen Flugzeuge gibt ein genügendes Bild über den Stand des Flugzeug- und Motorenbaues in England.

Das zweisitzige Militärflugzeug „Hendon“ der Firma Handley-Page, Ltd., ist zum Tragen von Torpedos bestimmt und hat Spaltflügel[5]), wodurch die Landegeschwindigkeit um annähernd 30 vH verringert und der An- und Auslauf beträchtlich verkürzt werden. Der dreimotorige Eindecker „Hamlet“ desselben Werkes ist ebenfalls mit Spaltflügeln versehen und kann bei Ausfall eines Motors ohne Höhenverlust weiterfliegen. Die Firma Short Bros., Ltd., hat ein großes Ganzmetall-Verkehrsflugboot für 15 Fluggäste fertiggestellt, das die Bezeichnung „Calcutta“ trägt und von drei Jupiter M VI-Motoren von je 420 PS angetrieben wird. Das vollbeladene Flugzeug wiegt 9 t.

Über den von der Firma Hawiker Engineering Co. erbauten, mit einem 650 PS-Motor ausgerüsteten Militär-Doppeldecker „Hornbill“, der als stärkster Kampfeinsitzer der Welt gilt, werden keine näheren Angaben gemacht. Der Übungszweisitzer „Vendace“ von Vickers mit einem 290 PS-Rolls-Royce-Falcon hat derart gute Abflug- und Landeleistungen, daß Start und Landung auf dem Deck eines Schiffes ausgeführt werden können. Die Firma Westland Aircraft Co. ist mit der Weiterentwicklung des schwanzlosen Flugzeugs von Hill beschäftigt. Das erste Versuchsflugzeug dieser Bauart zeigte sich bei Geschwindigkeiten und Fluglagen noch steuerbar, bei denen man mit andern Flugzeugen nicht mehr sicher fliegen kann. Die Firma Bristol Aeroplane Co. betreibt neben der Flugzeugherstellung den Motorenbau. Der bewährte luftgekühlte Jupiter-Motor wird jetzt in drei Ausführungsarten geliefert, die je nach dem Verdichtungsverhältnis 420 bis 470 PS leisten. Der neue wassergekühlte 6 Zylinder-Reihenmotor „Nimbus“, der von der A. D. C. Aircraft Co. gebaut wird, leistet bei 1600 Uml./min 335 PS. Sein Leistungsgewicht beträgt nur 0,9 kg/PS.

Das Ganzstahlflugzeug „Siskin“ der Firma Armstrong-Whitworth Aircraft, ein Kampfeinsitzer mit überverdichtetem 400 PS-Jaguar-Motor, erreicht in seiner neuen Ausführung in Bodennähe und in 6500 m Höhe eine Geschwindigkeit von 230 km/h, während in 3300 m 250 km/h entwickelt werden. Aus demselben Werk ist auch das Groß-Verkehrsflugzeug „Argosy“ hervorgegangen, das auf verschiedenen englischen Luftverkehrslinien eingesetzt ist und 20 Fluggäste befördern kann. Das Gesamtgewicht dieses Flugzeuges beträgt 8200 kg einschließlich einer zahlenden Last von 2050 kg. Die drei Jaguar-Motoren von zusammen 1200 PS verleihen dem großen Doppeldecker eine Höchstgeschwindigkeit von 165 km/h und eine Reisegeschwindigkeit von 140 km/h. Ein Flugzeug, das sich durch besonders gute Steigfähigkeit auszeichnet, ist der Kampfeinsitzer „Gambet“ der Firma Gloster Aircraft Co. Mit einem Jupiter M VI-Motor steigt dieser Doppeldecker in 3 min auf 1500 m, in 7 min auf 3000 m und in 11 min auf 4500 m. Als Gipfelhöhe wird 7700 m angegeben. Von Bedeutung ist schließlich, daß man in England immer mehr zum Metallbau und zur Verwendung von Metalluftschrauben übergeht.

Berlin [N 222] Br.

[1]) „The Engineer“ Bd. 143 (1927) S. 19 u. f.
[2]) Vergl. Z. Bd. 69 (1925) S. 1422.
[3]) Vergl. Z. Bd. 70 (1926) S. 674.
[4]) Vergl. Z. Bd. 70 (1926) S. 1690.
[5]) Vergl. S. 647.