Zeitschrift: Schweizerische Bauzeitung
Herausgeber: Verlags-AG der akademischen technischen Vereine
Band: 125/126 (1945)
Heft: 7

Artikel: Das Raketengeschoss "V 2"
Autor: Roth, Franz
DOI: https://doi.org/10.5169/seals-83602

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: 14.07.2025

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

Inhalt: Das Raketengeschoss «V 2». — «Tunnelgeologie». — Grundlagen zur Betonprüfung auf der Baustelle. — Aktuelle Fragen des Transformatorenbaues. — Ideenwettbewerb für die Gestaltung des Seeufers in Weesen (St. Gallen). — Mitteilungen: Die Wärmepumpe als Ergänzung industrieller Kälteanlagen. Persönliches. Eidg. Techn. Hochschule. — Nekrologe: Pierre Rambal. Rudolf Zeller. Maurice de Courten. Joh. Scheier. — Wettbewerbe: Wohnkolonie «Im Dörfli» der Firma Lindt Sprüngli, Kilchberg/Zch. — Literatur.
Mitteilungen der Vereine.
Vortragskalender.

Band 125 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. 7

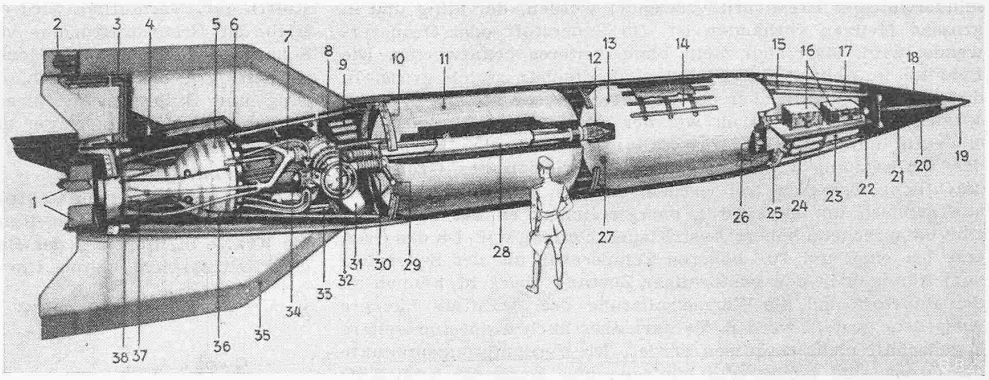

Abb. 1. Schema des Raketengeschosses nach englischer Darstellung
1 innere Steuerklappen
2 äussere Steuerklappen
3 Kettenantrieb zu den äussern Steuerklappen
4 Elektromotor
5 Lavaldüse
6 Verbrennungsräume
7 Alkoholzufuhr von der Brennstoffpumpe her
8 Turbinen-Pumpenaggregat
9 Pressluftflaschen
10 hinterer Spant und Verstärkungsring für Transport
11 flüssiger Sauerstoff
12 gesteuertes Alkoholauslass-Ventil
13 Alkoholbehälter
14 Schale des Raketenkörpers
15 Raum für die Steuerorgane
16 Radioausrüstung
17 Leitung vom Alkoholbehälter zum Sprengkörper
18 Sprengladung
19 Zünder
20 Kabel zum Zünder
21 Leitung für Zündstift
22 elektr. Zünder des Sprengkörpers
23 Sperrholzrahmen
24 Stickstofflaschen
25 vorderer Spant und Verstärkungsring
26 Kreisel für Steuerung
27 Alkoholeinfüllstutzen
28 doppelwandige Alkoholleitung zur Pumpe
29 Sauerstoffeinfüllstutzen
30 flexible Verbindungsleitung
31 Wasserstoffsuperoxydbehälter
32 Rohrrahmen des Turbinen-Pumpenaggregates
33 Permanganatbehälter (dahinter Gasgenerator)
34 Sauerstoffverteiler
35 Stabilisatoren
36 Alkoholleitung zur Hilfskühlung
37 Alkoholeinlass in die Doppelwand
38 elektrohydraulische Servomotoren

Das Raketengeschoss „V 2"

Von Dipl. Ing. FRANZ ROTH, Zürich

[*Vorbemerkung der Redaktion.* Wir bringen hier dieses Kriegsinstrument nur deshalb zur Sprache, weil die daran geknüpften theoretischen Ausführungen im Hinblick auf den Raketenmotor und den in der Zukunft auch für Friedenszwecke bedeutsamen *Stratosphärenflug* von allgemeinem Interesse sind.]

Neben der bekannten Flügelbombe V 1 wird seit einigen Monaten von Deutschland eine weitere Fernwaffe in Form des Raketengeschosses V 2 gegen die Alliierten eingesetzt. Das Geheimnis der V 2 wird womöglich noch strenger gewahrt als bei der V 1, über die ja bis heute noch keine deutsche technische Darstellung erfolgt ist. Da aber inzwischen einige, verhältnismässig unbeschädigte Blindgänger aufgefunden wurden, sind unlängst aus englischer offizieller Quelle einige technisch interessante Angaben gemacht worden, aus denen sich verschiedene Schlüsse ziehen lassen.

Nach diesen Meldungen ist die V 2 (Abb. 1) ein geschossförmiger Körper von etwa 1,6 m Durchmesser und 15 m Länge. In der spitz zulaufenden Nase befindet sich die Sprengstoff-Ladung von etwa 1000 kg; in getrennten Behältern wird der Treibstoff mitgeführt, der aus Alkohol und flüssigem Sauerstoff besteht. Durch Pumpen wird der Brennstoff in die Brennkammer gefördert, wo die Verbrennung stattfindet, worauf durch 18 getrennte Düsen die Gase ausgestossen werden. Am Schwanz des Geschosses befinden sich vier Stabilisierungsflossen. Das Gesamtgewicht der V 2 wird auf 12 t geschätzt, der Abschuss erfolgt auf einer fast senkrechten Rampe, durch elektrische Zündung des Brennstoffes. Die Reichweite beträgt 300 bis 320 km, wobei Höhen von 100 km und Geschwindigkeiten von 4800 km/h erreicht werden. Nach etwa einer Minute wird die Brennstoffzufuhr abgestellt, worauf die weitere Bahn als freifliegendes Geschoss durchcheilt wird. Wirkung und Zielgenauigkeit der neuen Fernwaffe werden nach der englischen Quelle etwa jener der fliegenden Bombe V 1 gleichgesetzt [1]). Allerdings kann die V 2 nicht mit den üblichen Abwehrwaffen bekämpft werden. Leider fehlen Angaben darüber, wieviel Brennstoff in der Zeiteinheit verbrannt wird, wie die Verbrennung geregelt ist, und in welchem Punkte der Bahnkurve die Geschwindigkeit von 4800 km/h (= 1,35 km/sec) erreicht wird.

Nach den neuesten Angaben bestätigt es sich also, dass die Fernwaffe V 2 durch reinen Raketenantrieb fortbewegt wird und wir wollen versuchen, einige weitere Kennzeichen dieser Antriebsart abzuleiten.

[1]) Die Hauptmerkmale der V 1 sind:

Gesamtgewicht	= 3000 kg	Geschwindigkeit	= 600 km/h
Sprengstoff	= 1000 kg	Flughöhe	= 1000 m
Brennstoff	= 600 l Benzin	Reichweite	= 250 km

Siehe z. B. Technische Beilage der «N. Z. Z.» vom 6. Sept. 1944.

1. Der Raketenantrieb

Die Druckdifferenz zwischen dem Brennraum der Rakete und seiner Umgebung bewirkt, dass die verbrannten Gasmassen mit grosser Geschwindigkeit durch die Düse austreten. Zur Beschleunigung dieser Gasmassen muss eine Kraft aufgewendet werden; ihre Reaktion auf den Raketenkörper ist dessen Antriebskraft. Dieser Schub ist

$$S = \frac{G'}{g}\, c$$

worin G' das sekundlich aus der Düse austretende Gewicht und c die Auspuffgeschwindigkeit bedeuten.

Wie jede Umformung von Wärmeenergie, ist auch dieser Vorgang mit einem Wirkungsgrad behaftet. Die zur Verfügung stehende Brennstoffenergie sei E (mkg/kg), dann ist

$$\frac{G}{2g}\, c_{th}^2 = E\,G$$

und

$$c_{th} = \sqrt{2gE}$$

die theoretische Austrittsgeschwindigkeit. Vergleicht man die effektive Austrittsenergie mit der theoretisch aus der Treibstoff-Energie errechneten, so gelangt man zum inneren Wirkungsgrad des Raketenmotors

$$\eta_i = \left(\frac{c}{c_{th}}\right)^2$$

Aber nicht nur die Umwandlung der Wärme in kinetische Energie ist mit einem Wirkungsgrad behaftet, sondern auch die Umwandlung der kinetischen Energie der Auspuffgase in nutzbringende Arbeit [2]). Da bei einer Waffe der energetische Wirkungsgrad nicht im Vordergrund steht, möchten wir auf diese Fragen nicht näher eingehen. Es sei nur bemerkt, dass sehr hohe Austritts-Geschwindigkeiten bei relativ kleinen Fluggeschwindigkeiten zu grossen Strahlverlusten führen.

2. Der Treibstoff

Ein charakteristisches Merkmal der Raketen ist der Umstand, dass nicht nur der eigentliche Brennstoff, sondern auch der zur Verbrennung notwendige Sauerstoff im Raketenkörper mitgeführt werden muss. In Tabelle I sind einige Treibstoffkombinationen zusammengestellt. Die V 2 soll mit einem Gemisch aus Alkohol und flüssigem Sauerstoff betrieben werden. Ob es sich beim Sauerstoff um O_2 oder O_3 handelt, ist noch nicht bekannt.

Es wäre naheliegend, eine Rakete mit dem energiereichsten Brennstoff anzutreiben (etwa Benzin), um die grösste Leistung herauszuholen. Bei der Flüssigkeitsrakete muss man aber auch noch anderen Umständen Rechnung tragen. Da für jedes kg

[2]) Siehe z. B. *R. Sänger*, Raketen-Flugtechnik. Ferner in SBZ: *K. Baetz*, Der Raketenmotor, Bd. 92, S. 98* (1928). *E. Sänger*, Der Verbrennungs-Raketenmotor, Bd. 107, S. 13* (1936). *K. H. Grossmann*, Der Wirkungsgrad des Raketenmotors, Bd. 120, S. 223* (1942).

Benzin 3,5 kg Sauerstoff an Bord mitgeführt werden muss, ist schon aus diesem Grund der Alkohol vorzuziehen, da er mit 2,08 kg O_2 einen Treibstoff gibt, der nur etwa 10 % weniger Energie trägt als das Benzingemisch, obwohl sich die Brennstoffheizwerte etwa wie 6 : 10 verhalten. Aber das Alkoholgemisch hat noch einen weiteren Vorteil. Die theoretische Auspuff-Geschwindigkeit liegt niedriger als beim Benzingemisch, folglich treten auch kleinere Strahlverluste auf. Statt Alkohol kann auch minderwertiger Brennsprit verwendet werden, der billig und in grossen Mengen vorhanden ist. Ob Sauerstoff oder Ozon verwendet wird, lässt sich nicht ohne weiteres beantworten. Die Behälter im Schnittbild der V 2 sind offenbar gleich gross. In diesem Falle müsste aber der Sauerstoff mehr als das doppelte spezifische Gewicht haben wie der Alkohol (0,8 kg/dm³), was eindeutig nur beim Ozon der Fall ist (Tabelle II). Da bei der der Verbrennung vorausgehenden Dissoziation des Ozons beträchtliche Energien frei werden, ist das Alkohol-Ozon-Treibstoffgemisch um etwa 20 % energiereicher; es hat aber auch eine entsprechend höhere Austrittsgeschwindigkeit. Da das Ozon erst bei einer um 70° höheren Temperatur als der Sauerstoff vom flüssigen in den gasförmigen Zustand übergeht, können an den Baustoff und die Wärmeisolierung des Behälters kleinere Ansprüche gestellt werden. Es darf aber auch noch eine weitere Eigenschaft nicht vergessen werden. Die Verdampfungsprodukte des Ozons sind hochgradig explosiv, also muss der beim Auftreffen der Rakete noch vorhandene Treibstoff zur Zerstörungs-Wirkung des eigentlichen Sprengstoffes hinzugerechnet werden.

Aus der Abbildung kann der totale Tankinhalt auf 4,5 bis 5,5 m³ geschätzt werden, was auf eine Treibstoffzuladung von 6 bis 8 t schliessen lässt. Da die Treibstoffzufuhr nach etwa 60 s abgestellt wird, kann mit einer sekundlichen Verbrennung von 100 bis 130 kg Treibstoff gerechnet werden.

Der Treibstoff wird vom Pumpenaggregat in die Brennräume verbracht. Wenn man vorerst annimmt, dass nur der Alkohol auf übliche Weise in die Brennräume gepumpt wird, ist schon dafür eine reine Förderleistung von schätzungsweise 250 PS notwendig.

Der Verbrennungsvorgang ist in 18 «Motoren» unterteilt. Dadurch kann die Verbrennung besser beherrscht werden, da pro Brennraum nur eine Treibstoffmenge von 5,5 bis 7,5 kg/s verarbeitet wird. Die Unterteilung hat aber auch noch den weitern Vorteil, dass die für die Energieausnützung eminent wichtigen Austrittsdiffusoren besser gestaltet werden können. Ueber die Dimensionierung der Brennräume lässt sich nach Sänger folgendes aussagen: Der notwendige Brennraum ist:

$$V_{\text{Brennraum}} = \frac{G' E t}{p_0} \frac{\varkappa - 1}{\varkappa}$$

worin G' das sekundlich benötigte Antriebsgewicht, E den Energie-Inhalt, t die zur Verbrennung notwendige Zeit und p_0 den Druck im Brennraum bedeutet ($\varkappa$ ist für zweiatomige Gase $= 1{,}4$). Da G', E und die Brennzeit gegebene Grössen sind, wird man den Druck so hoch wählen, wie es aus konstruktiven Gründen zulässig ist, wobei nicht nur die Festigkeit eine Rolle spielt, sondern auch die Leistungsfähigkeit der Treibstoffpumpen, da diese bei einer Gleichdruckverbrennung den Betriebstoff gegen den im Brennraum herrschenden Druck fördern müssen. Eine Hochdruck-Alkoholpumpe bietet heute keine technischen Schwierigkeiten. Wie hingegen der Sauerstoff in den Brennraum gefördert wird, ist nicht ohne weiteres ersichtlich. Aus dem thermodynamischen Zustand im Brennraum kann alsdann, nach den Gesetzen der Gasdynamik, der engste Düsenquerschnitt und der Flächenverlauf des Diffusors bestimmt werden. Wie weit Dissoziationserscheinungen den Verbrennungsvorgang beeinflussen und wie gross die Nachverbrennung im Diffusor ist, sind die eigentlichen Hauptprobleme des Raketenmotors.

Ein weiteres bemerkenswertes Merkmal des Raketenmotors der V 2 ist die Kühlung der Brennräume und der Düsen durch den als Brennstoff mitgeführten Alkohol. Dadurch werden einerseits die Wandtemperaturen in zulässigen Grenzen gehalten, anderseits der Brennstoff bereits vorgewärmt. Auf diese Anordnung wurde bereits von Oberth[3]) hingewiesen.

Die Abbildung der V 2 enthält einige Hilfstoffe, deren Zweck nicht ohne weiteres ersichtlich ist. Da die mitgeführte Pressluft offenbar nicht genügen würde, die Turbine des Pumpenaggregates anzutreiben, wird sie voraussichtlich zur Betätigung von Servomotoren benützt.

Wasserstoffsuperoxyd und Permanganat sind beides Sauerstoffträger. Vermutlich wird einer dieser beiden Stoffe zum Antrieb der Brennstoffturbine verwendet. Da bei der Turbinen-Schaufelung eine gewisse Höchsttemperatur nicht überschritten werden darf, ist es möglich, dass der Stickstoff zur Verzögerung und Stabilisierung dieses Verbrennungsvorganges dient. Der andere Sauerstoffträger könnte unter Umständen zur Einleitung der Hauptverbrennung beim Start benützt werden.

3. Die Bahnkurve

Aus Abb. 2 sind die Kräfte ersichtlich, die auf die fliegende Rakete wirken. In jedem Punkte der Bahnkurve müssen sich die Kräfte in Richtung der Bahntangente und senkrecht dazu das Gleichgewicht halten. Daraus ergibt sich:

$$S = G \sin \varphi + \frac{G}{g} \frac{dv}{dt} + W$$

$$G \cos \varphi = \frac{G}{g} \frac{v^2}{\varrho}$$

Hierin bedeuten:

S = Raketenschub

G = augenblickliches Raketengewicht

T_t = Trägheitskraft tangential zur Bahn $= \frac{G}{g} \frac{dv}{dt}$

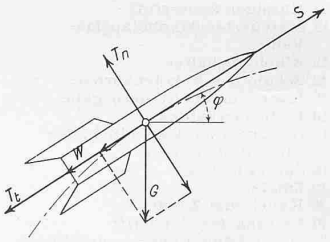

Abb. 2. Gleichgewicht der Kräfte am Raketenkörper

T_n = Trägheitskraft normal zur Bahn $= \frac{G}{g} \frac{v^2}{\varrho}$

$\frac{dv}{dt}$ = Beschleunigung in Richtung der Bahn

W = $c_w q F$ = Luftwiderstand v = Bahngeschwindigkeit

ϱ = Krümmungsradius der Bahn φ = Bahnwinkel

Da es sich um einen Flug mit ständig ändernder Bahngeschwindigkeit handelt und die Rakete keine auftrieberzeugende Flügel besitzt (im Gegensatz zur Flügelbombe V 1), kommt den Trägheitskräften eine erhöhte Bedeutung zu. Nach dem Abstellen der Brennstoffzufuhr ($S = 0$) verhält sich die Rakete wie ein gewöhnliches Geschoss mit der augenblicklichen Bahngeschwindigkeit als Ausgangsgeschwindigkeit und mit der Bahnneigung als Elevationswinkel. Da die V 2 nicht abgeschossen wird, sondern aus eigener Kraft startet, muss sie fast senkrecht auf die Startbahn gestellt werden, damit sie bei den anfänglich kleinen Geschwindigkeiten nicht in eine allzu flache Bahn gerät. Es ist sogar denkbar, dass der Abflug genau senkrecht erfolgt und der Bahnwinkel erst nach Erreichung einer gewissen Höhe (30 bis 40 km) bzw. vor dem Abstellen der Brennstoffzufuhr durch die Steuerorgane auf etwa 45° korrigiert wird (maximale Reichweite). In diesem Zusammenhang ist es bemerkenswert, dass die V 2 zwei verschiedene Steuerflächen besitzt: Aussenliegende, die nur solange wirksam sind, als ein merklicher Staudruck vorhanden ist, sowie innere Steuerflächen, die im praktisch luftleeren Raum von über 40 km immer noch wirksam sind, solange sie im Strahl der Auspuffgase liegen.

Ohne genaue Kenntnis des Abschussvorganges und der Treibstoffdosierung lassen sich unendlich viele Bahnkurven denken. Es sei daher ein willkürliches, aber durchaus mögliches Beispiel herausgegriffen. In der vermutlichen Antriebzeit von 60 s sei der gesamte Brennstoffverbrauch 6 t und zwar gleichmässig 100 kg/s. Mit einer geschätzten Austrittsgeschwindigkeit von 3000 bis 3500 m/s ($\eta_i = 50$ bis 70 %) beträgt der Schub 30 bis 35 t. Die Startneigung sei etwa 75°, damit werden die unteren, dichten Luftschichten mit relativ kleiner Bahngeschwindigkeit durcheilt und der Luftwiderstand bremst nicht zu stark. Durch die Schwerkraft wird die Bahnneigung dauernd verkleinert, bis dann schon in grossen Höhen der zur grössten Reichweite gehörende Neigungswinkel von 45° erreicht wird.

[3]) *Oberth*: Die Rakete zu den Planetenräumen. — *Oberth*: Wege zur Raumschiffahrt (Verlag Oldenbourg München).

Tabelle I: Flüssige Brennstoffe

		E mkg/kg	c_{th} m/s
a) mit flüssigem Sauerstoff O_2:			
Benzin	(1 kg C_8H_{18} + 3,5 kg O_2)	$1{,}01 \cdot 10^6$	4450
Benzol	(1 kg C_6H_6 + 3,4 kg O_2)	$0{,}93 \cdot 10^6$	4270
Alkohol	(1 kg C_2H_5OH + 2,08 kg O_2)	$0{,}89 \cdot 10^6$	4180
b) mit flüssigem Ozon O_3:			
Benzin	(1 kg C_8H_{18} + 3,5 kg O_2)	$1{,}25 \cdot 10^6$	4960
Benzol	(1 kg C_6H_6 + 3,4 kg O_2)	$1{,}17 \cdot 10^6$	4800
Alkohol	(1 kg C_2H_5OH + 2,08 kg O_2)	$1{,}09 \cdot 10^6$	4630

Tabelle II: Kennwerte von flüssigem Sauerstoff O_2 und Ozon O_3

	Siedepunkt	Schmelzpunkt	kritischer Druck	spez. Gewicht
O_2	— 183° C	— 219° C	51 kg/cm²	1,143 kg/m³
O_3	— 112° C	— 251° C	67 kg/cm²	1,71 kg/m³

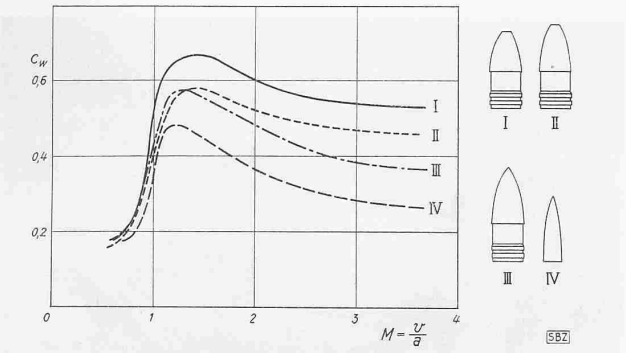

Abb. 3. Luftwiderstand verschiedener Geschossformen bei Unterschall- und Ueberschallströmung (nach Eberhard, Becker und Kranz)

Da sich in den Bewegungsgleichungen, mit Ausnahme des Schubes, jede Grösse dauernd ändert (genau genommen nimmt auch die Erdbeschleunigung mit zunehmender Höhe langsam ab) wäre es müssig, in geschlossener Form integrieren zu wollen. Hingegen ist es möglich, die Gleichungen schrittweise zu summieren, wobei bei jedem neuen Schritt die entsprechenden Anfangsbedingungen zu berücksichtigen sind[4]). Dies gilt vor allem für den Luftwiderstand, der den grössten Aenderungen unterworfen ist, sowie für das Fluggewicht, das ja in der Antrieb-Periode kontinuierlich abnimmt.

Für den Luftwiderstand gilt die Bezeichnung:

$$W = c_w \, \varrho/2 \, v^2 F$$

In Abb. 3 sind die Widerstandsbeiwerte einiger Geschossformen in Funktion der Mach'schen Zahl (Verhältnis von Bahngeschwindigkeit zur Schallgeschwindigkeit) aufgetragen. Dem vorliegenden Fall entspricht wohl am besten die Geschossform IV. Die Tabelle III enthält die Dichtewerte der Luft mit zunehmender Flughöhe nach den Normen der CINA. Da in 40 km Höhe die Luftdichte nur noch etwa $^3/_{1000}$ des Bodenwertes beträgt, kann der Luftwiderstand vernachlässigt und die Bahnkurve als reine Wurfparabel betrachtet werden. Die Widerstandsbeiwerte sind auf den Hauptspant bezogen, der bei der V 2 etwa 2 m² beträgt.

Die Bahnkurve gemäss Abb. 4 stimmt in grossen Zügen mit den englischen Angaben überein. Nur die Reichweite ist etwa 20 % zu klein. Hierzu ist zu bemerken, dass mit etwas anderen Annahmen (grössere Auspuffgeschwindigkeit, grösserer Treibstoffverbrauch usw.) die errechnete Reichweite entsprechend modifiziert werden kann. In diesem Zusammenhang dürfte es vielleicht interessant sein, diese Einflüsse unter vereinfachten Annahmen näher zu betrachten. Wenn man den Luftwiderstand vernachlässigt und eine senkrechte Bahn annimmt, lassen sich Steiggeschwindigkeit und Steighöhe in geschlossener Form darstellen.

Es ist:

Die Steiggeschwindigkeit: $v = c \ln \left[\frac{G_a}{G_a - G' t} \right] - g t$

Die Endgeschwindigkeit nach der Antriebperiode

$$v = c \ln \left(\frac{G_a}{G_e} \right) - g \, t_e$$

[4]) Die Fliehkraftentlastung als Folge der Erdrotation spielt bei dieser Bahngeschwindigkeit noch keine Rolle und äussert sich in einer unbedeutenden Vergrösserung der Reichweite.

Tabelle III: Luftdichte in verschiedenen Höhen

H km	$\varrho = \frac{\gamma}{g}$ kg s² m⁻⁴
0	$1{,}25 \cdot 10^{-1}$
10	$4{,}20 \cdot 10^{-2}$
20	$9{,}00 \cdot 10^{-3}$
30	$1{,}85 \cdot 10^{-3}$
40	$3{,}80 \cdot 10^{-4}$
50	$7{,}95 \cdot 10^{-5}$
60	$1{,}60 \cdot 10^{-5}$
70	$3{,}40 \cdot 10^{-6}$
80	$7{,}00 \cdot 10^{-7}$
90	$1{,}40 \cdot 10^{-7}$
100	$3{,}00 \cdot 10^{-8}$

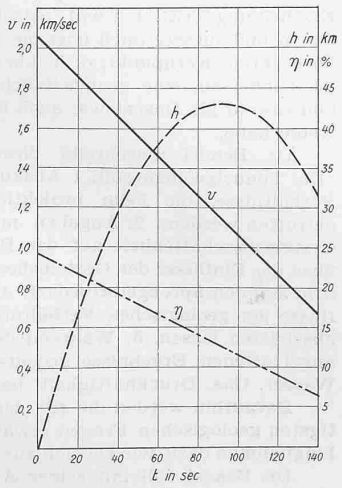

Abb. 5. Steighöhe h, Endgeschwindigkeit v und Wirkungsgrad η der V 2 in Funktion der Antriebzeit bei senkrechter Flugbahn ohne Luftwiderstand. $G_a/G_e = 2$

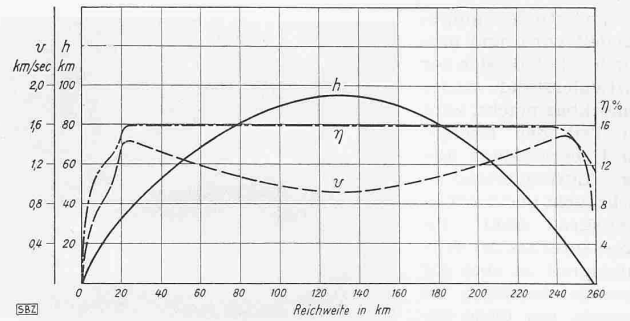

Abb. 4. Flugbahn h, Bahngeschwindigkeit v und Wirkungsgrad η der V 2

Die Steighöhe

$$h = c\,t \left[1 + \ln \left(\frac{G_a}{G_a - G' t} \right) \right] - c \frac{G_a}{G'} \ln \left(\frac{G_a}{G_a - G' t} \right) - g/2 \, t^2$$

Die Endhöhe nach der Antriebperiode

$$H = c \, t_e \left[1 - \left(\frac{G_e}{G_a - G_e} \right) \ln \frac{G_a}{G_e} \right] - g/2 \, t^2$$

worin c die Auspuffgeschwindigkeit, G_a das Abfluggewicht und G_e das Endgewicht nach der Antriebperiode bedeuten. G' ist die sekundlich verbrannte Treibstoffmenge. Für $g = 0$ gehen diese Beziehungen in die bekannte Raketengleichung für das schwerefreie und widerstandsfreie Feld über.

In Abb. 5 sind diese Beziehungen aufgetragen. Die maximale Geschwindigkeit kann nicht erreicht werden, denn dazu müsste die Beschleunigung ∞ gross werden. Ebenso kann die Antriebzeit nicht beliebig verlängert werden, da im Grenzfall der Startschub mindestens so gross wie das Raketengewicht sein muss. Jede andere Annahme ist jedoch denkbar.

Während der Luftwiderstand in der Antriebperiode keine grosse Rolle spielt und in grossen Höhen ganz vernachlässigt werden kann, kommt ihm in der letzten Phase der Bahnkurve umso grössere Bedeutung zu, da ja das Geschoss jetzt mit enormer Geschwindigkeit in dichtere Luftschichten vordringt. Für die Geschwindigkeit von 1000 m/s seien in Bodennähe einige Zahlen genannt:

Luftwiderstand $\cong$ 30 000 kg
Verzögerung $\cong$ 4 g
Temperaturerhöhung im Staupunkt $\cong$ 500 ° C
Druckerhöhung im Staupunkt $\cong$ 34 at

Für die Temperaturerhöhung gilt die Beziehung $\Delta T = \frac{A v^2}{2 g c_p}$

und das Druckverhältnis ist $\left(\frac{p_0}{p} \right)^{\frac{1-\varkappa}{\varkappa}} = \left(\frac{T}{T_0} \right)$

4. Der Energieaufwand

Um einen Anhaltspunkt über die Güte der Energieumsetzung zu haben, lässt sich ein Wirkungsgrad, als Verhältnis der kinetischen und potentiellen Energie der Rakete zur Energie des Treibstoffes, definieren. Nach der Antriebperiode lässt sich dieser Wirkungsgrad in der Form schreiben:

$$\eta = \frac{\left(\frac{v^2}{2g} + H \right) G_e}{E \, (G_a - G_e)}$$

Diese Beziehung ist in den Abbildungen 4 und 5 aufgetragen. Nach der Antriebperiode bleibt der Wirkungsgrad im widerstandfreien Feld vorerst konstant, da nur kinetische Energie

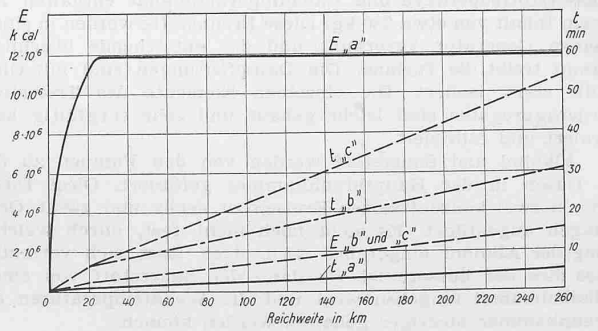

Abb. 6. Vergleich von Energieaufwand E und Flugzeit t der V 2 mit zwei modernen Flugzeugen
Kurven a für die V 2
Kurven b für einmotorigen Jäger von 6000 kg Fluggewicht
Kurven c für Douglas D C 3 von 12000 kg Fluggewicht

in potentielle umgewandelt wird und umgekehrt. Sobald sich der Luftwiderstand wieder bemerkbar macht, wird ein Teil der Energie zur Ueberwindung dieses Luftwiderstandes verbraucht und der Wirkungsgrad sinkt. Interessanter als der Wirkungsgrad ist aber der absolute Aufwand an Energie, um diese Geschoss-Geschwindigkeit zu erreichen. In Abb. 6 sind diese Werte aufgetragen und mit zwei Flugzeugen heutiger Bauart verglichen.

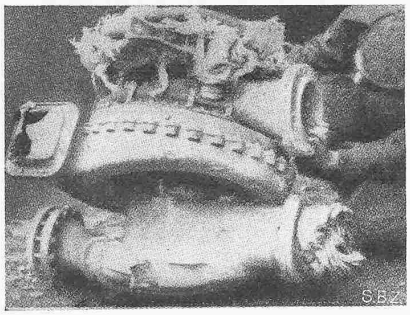

Abb. 7. Das Turbinen-Pumpen-Aggregat. Die einstufige Turbine treibt die Sauerstoffpumpe (oben) und die Alkoholpumpe (unten)

Abb. 8. Demontiertes Aggregat; das Turbinenlaufrad und die Segmente des Leitrades sind sichtbar. Im Vordergrund die mit Glaswolle isolierte Turbinenleitung und ein Sauerstoffverteiler

In der Antriebperiode beträgt die Brennstoffleistung der V 2 bei einem Treibstoffverbrauch von 100 kg/s rund 200 000 kcal/s oder 1,15 Mio PS. Um zu einer Antriebleistung ähnlicher Grössenordnung zu gelangen, muss als Vergleich ein grosser Ozeandampfer herangezogen werden. Z. B. besitzt die «Queen Mary» mit ihren 73 000 BRT eine Antriebleistung von 190 000 WPS; mit einem totalen Brennstoffverbrauch von 290 g/PSh (alle Hilfsantriebe inbegriffen), entspricht dies einer Brennstoffleistung von nur 875 000 PS oder 75 % der V 2. Es ist aber zu beachten, dass diese enorme Leistung nur etwa 60 Sekunden lang aufgewendet wird. Anderseits könnte z. B. ein Verkehrsflugzeug vom Typ Douglas DC 3 mit dem Brennstoffaufwand von 6000 kg 20 Passagiere in rund 20 Stunden auf eine Entfernung von etwa 6000 km befördern.

Die Alliierten betonen die technische Leistung bei der Realisierung der V 2. Diese besteht vor allem in der Beherrschung der Verbrennungsvorgänge so gewaltiger Energiemengen, dass kurzzeitig Antriebleistungen zu Stande kommen, die bis anhin nicht üblich waren und zu aussergewöhnlichen Geschwindigkeiten führen. Ob die Wirkung der V 2 diesen unglaublichen Aufwand rechtfertigt, entzieht sich noch der Beurteilung. Beim Uebergang von der zerstörenden Waffe zu zivilen Verwendungszwecken wird noch eine ganze Anzahl von Problemen zu lösen sein.

5. Nachtrag

Nach Abschluss der vorliegenden Arbeit ist ein englischer Aufsatz[5]) über dieses Thema bekannt geworden, der weitere bemerkenswerte Einzelheiten enthält, die unsere Annahmen im wesentlichen bestätigen.

Die Hauptabmessungen der V 2 betragen darnach 14 m in der Länge und 1,65 m Durchmesser. Die Haupttreibstoffbehälter haben einen Inhalt von je 4,5 m³, bestehen aus einer Aluminiumlegierung und sind mit Aethylalkohol und flüssigem Sauerstoff gefüllt. Das anfängliche Treibstoffgewicht beträgt 3,4 t Alkohol und 5 t Sauerstoff. Das Abfluggewicht beläuft sich auf 12 t. Sofern es sich tatsächlich um flüssigen Sauerstoff und nicht um Ozon handelt, verbliebe nach der Antriebperiode noch 1 t Alkohol, was unwahrscheinlich ist.

Die Abb. 7 und 8 zeigen das Turbinen-Pumpenaggregat zur Treibstofförderung. Die Turbine besteht aus Leitradsektoren und einem Laufrad, das die Sauerstoff- und Alkoholpumpe treibt. Die Leistung der Turbine wird auf 500 PS geschätzt. In der Nähe des Pumpenaggregates befinden sich zwei Behälter, die Wasserstoffsuperoxyd und Calciumpermanganat enthalten, mit einem Inhalt von etwa 280 kg. Diese Brennstoffe werden in einem kleinen Generator verbrannt und der entstehende überhitzte Dampf treibt die Turbine. Die Dampfleitungen sind mit Glaswolle stark isoliert. Die einzelnen Elemente des Treibstofförderaggregates sind leicht gebaut und sehr sorgfältig konstruiert und fabriziert.

Alkohol und Sauerstoff werden von den Pumpen zu den 18 Düsen in der Hauptbrennkammer gefördert. Diese Düsen sind in zwei konzentrischen Kreisen zu sechs und zwölf Oeffnungen angeordnet. Es steht noch nicht fest, durch welchen Ring der Alkohol eingeführt wird, doch lässt sich vermuten, dass dies der äussere ist, da dann der Sauerstoff von einem Alkoholmantel umgeben wird und die Wandtemperaturen der Brennkammer niedriger gehalten werden können.

Aus den weiteren Angaben ist noch zu vermerken, dass der Stickstoff vermutlich dazu benützt wird, den Druck in den Hauptbehältern während der Antriebperiode konstant zu halten. Der Start und die Steuerung der Rakete erfolgen in der bereits beschriebenen Weise. Zusätzlich wird noch angeführt, dass die inneren Steuerflächen aus Kohle bestehen sollen, um den hohen Temperaturen der Auspuffgase standzuhalten.

Reichweite, Flughöhe und Geschwindigkeiten werden bestätigt; die Auftreffgeschwindigkeit wird mit 1100 m/s angegeben. Das Bahngeräusch der Rakete wird erst nach der Explosion vernommen. Es wird vermutet, dass die Treibstoffzufuhr vorzeitig abgestellt wird und die Reichweite somit noch vergrössert werden kann.

[5]) *F. C. Sheffield*: V2 the German rocket a notable technical achievment of insignificant military value. «Flight» 21. Dez. 1944.

«Tunnelgeologie»

Die Mitglieder des Schweiz. Verbandes für die Materialprüfungen der Technik, denen die Post vom 27. Jan. 1945 wieder eine der üblichen, umfangreichen Drucksachensendungen brachte mit Veröffentlichungen über «Das Klopfen der Ottomotoren», «Isolierungen im Hochbau», «Bestimmung des freien CaO resp. ($C[OH]_2$) in Hydrauliten» u. a. m., waren überrascht — weil stofflich gar vom übrigen entfernt und aus dem Rahmen des SVMT fallend — darunter auch den Sonderdruck einer in «Hoch- und Tiefbau» erschienenen Abhandlung von Dr. L. Bendel über «Tunnelgeologie» vorzufinden[1]).

Der Verfasser versucht, durch diese Arbeit alte und neuere Erkenntnisse aus der Literatur systematisch zusammenzufassen und sie einem grössern Interessenkreise zugänglich zu machen. Das ist an und für sich anerkennenswert. Wessen Erfahrungen sich auf den Bau von rund 30 Tunneln und Stollen, worunter Lötschberg und Simplon, stützen, hat allerdings zur Tunnelliteratur eine kritischere, und in Fällen, wo die Ansichten auseinandergehen, auch eine positivere Einstellung, als sie da in Erscheinung tritt. Ich will jedoch auf Einzelheiten nicht eintreten und äussere mich über die vorliegende Arbeit nur, weil ich über ihren Kernpunkt, d. h. über die Aufgaben des Geologen im Tunnelbau, eine grundsätzlich abweichende Ansicht vertrete und sowohl als Dozent wie auch in Veröffentlichungen stets vertreten habe.

Dr. Bendel umschreibt diese Aufgaben folgendermassen: «Die Tunnelgeologie soll: 1. Auskunft geben über die geologischen Verhältnisse, die beim projektierten Tunnel oder Stollen angetroffen werden; 2. Angaben machen über die Einflüsse der Gesteinsbeschaffenheit auf den Bauvorgang; 3. Auskunft geben über die Einflüsse der Gesteinsbeschaffenheit auf die Baukosten, d. h. auf den Sprengstoffbedarf, die Zimmerung usw. 4. Die Einflüsse der geologischen Verhältnisse auf die Bauzeit sollen sich abschätzen lassen. 5. Während des Baus des Tunnels sollen die angetroffenen Ergebnisse gedeutet und bei Schwierigkeiten mit Wasser, Gas, Druckhaftigkeit usw. Ratschläge erteilt werden.»

Daraufhin werden die für den Tunnel- und Stollenbau wichtigsten geologischen Fragen erwähnt und die verschiedenen Stellungnahmen dazu, wie sie sich aus der Literatur ergeben, skizziert.

Dr. Bendel will mit seiner Arbeit ein besseres, wirksameres Zusammenarbeiten von Ingenieur und Geologen veranlassen. Darin ist er zu unterstützen, denn das Fehlen oder Ungenügen einer

[1]) **Tunnelgeologie.** Beitrag zur praktischen Ingenieur-Geologie. Von L. Bendel. Sonderdruck aus «Hoch- und Tiefbau» 1942/43. 27 S. mit 29 Abb. und 1 Tabelle. Zürich 1944, Verlag A.-G. Hoch- und Tiefbau, Beethovenstrasse 38. Preis kart. 4 Fr.