

Zur Theorie und Praxis der modernen Flüssigkeitsrakete

Von Willy Ley

In der umfangreichen Korrespondenz, welche bei mir über Raketenfragen einläuft, und in den vielen Gesprächen, die ich darüber nicht immer ganz freiwillig führe, kehren zwei Fragen mit tödlicher Regelmäßigkeit und mit einer ausgesprochenen parlamentarischen Zweidrittelmehrheit wieder.

Die erste lautet: Warum versteift man sich denn eigentlich darauf, durchaus Raketen für flüssige Brennstoffe zu bauen, die doch bis jetzt alle explodiert sind. Warum versucht man nicht, die alte, gutbewährte Pulverrakete höher zu entwickeln und für die neuen Aufgaben, deren Lösung man sich jetzt durch Raketenhilfe erhofft, heranzuzüchten?

Die zweite Frage ist keine reine Frage mehr, sondern erhält einen ausreichenden Prozentsatz teilweise besserwissender Schnoddrigkeit, manchmal auch wissenschaftlicher Überheblichkeit beigemischt. Sie lautet:

»Weshalb soll der Rückstoß im leeren Raum wirken, wo nichts ist, woran man sich abstoßen kann, bittééé!«

Nehmen wir die zweite Frage zuerst vor und denken wir uns eine allseitig geschlossene Konservendbüchse, deren Inhalt (ein beliebiges Gas) unter Druck steht. Solange die Büchse dicht hält, wird man ihr nichts anmerken (Abb. 2), in dem Augenblick, in dem sie ein Loch bekommt, gerät sie in Bewegung. Denn vorher war der Innendruck auf alle Teile der Wandung gleichmäßig verteilt, nun, da er auf einer Seite nicht wirken kann, weil dort die Öffnung ist, bleibt auf der dieser Öffnung gegenüberliegenden Seite Druck übrig, welcher das Ganze bewegt, so lange, bis er erschöpft ist. Es ist ganz klar, daß diese Vorgänge mit einem äußeren Medium (Luft oder Wasser) nichts zu tun haben, sondern daß sie sich in jeder Umgebung abspielen und mit demselben Ergebnis abspielen, gleichgültig, wie die Umgebung aussieht. Nur eine Bedingung

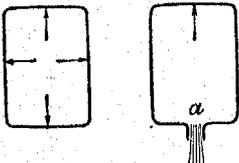


Abb. 2, links. Die Entstehung des Rückstoßes. Bei Weglassung eines Teiles der Wandung einer unter innerem Überdruck stehenden Hülse bleibt eine Kraft übrig, welche nur dadurch kompensiert werden kann, daß sich das Ganze in der Richtung dieser Kraft bewegt.

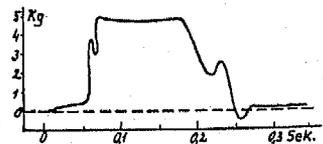


Abb. 3, rechts. Rückstoßdiagramm einer gewöhnlichen Feuerwerksrakete. Der Rückstoßdruck dieses kleinen Apparates beträgt über 5 kg, dauert aber nur $2\frac{1}{2}$ Zehntel Sekunden

Abb. 4. Normale Feuerwerksrakete im Schnitt. Der Pulversatz erhält eine konische Bohrung, die Seele, die auf ihrer ganzen Fläche auf einmal Feuer fängt. Dadurch erklärt sich die Kürze der Brenndauer. Der massive Teil, die Zehrung, ergibt nur einen Funkeneffekt. Die Nutzlast bilden Leuchtkugeln.

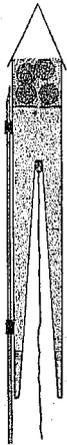


Abb. 4

Abb. 5. Anwendung dieser Prinzipien bei der Kriegerakete des vergangenen Jahrhunderts (um 1820, verbesserte Congrevesche Kriegerakete. Die Abbildung zeigt eine kombinierte Granatkartätschraube von ca. 1 km Reichweite). Die Nutzlast bildet das Geschöß, der Lenkstab wird von einer Gabel achsial gehalten (Achsenstabsrakete).

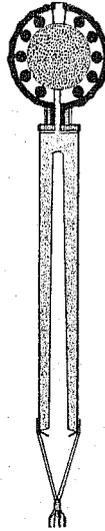


Abb. 5

Abb. 6. Hochleistungspulverrakete von Fr. W. Sander für die Opelschen Raketenautos. Ohne Seele, da ein sehr kräftiger und sehr fest gepreßter Pulversatz verwendet wurde. Diente dazu, den Wagen in Fahrt zu halten, der Start erfolgte mit Seelenraketen. Brenndauer etwa 40 Sekunden. Rückstoß je nach Bauart zwischen 5 und 40 kg.

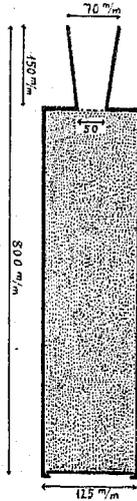


Abb. 6



Abb. 7



Abb. 8

Abb. 7. Versuchsausrüstung von Prof. Robert H. Goddard (USA.). Material: Chromnickelstahl. Zündung: Glühpilze (elektrisch). Für eine Pulverexplosion im Luftraum oder im Vakuum.

Abb. 8. Schema der ersten Mirak (Gesamtlänge 2,31 m). S = flüssiger Sauerstoff, M = Lenkstab, als Benzintank ausgebildet. D = Verbrennungsraum und Auspuffdüse. N = freier Raum zwischen dem Sauerstoff und dem Sicherheitsventil. Am unteren Ende des Benzintanks eine Druckgaspatrone zur Brennstoff-Förderung.

ist an das äußere Medium gestellt: seine Dichtigkeit darf nicht größer sein als die wirkenden Kräfte, denn dann kann sich natürlich kein Resultat zeigen. Der »leere Raum« ist also nicht nachteil-, sondern sogar vorteilhaft, weil er keinen Widerstand leistet. Zum Überfluß hat Professor Robert H. Goddard in USA. noch den experimentellen Beweis für diese Behauptung erbracht, indem er Versuchsgeräte (Abb. 7) in langen luftleer gepumpten Röhren arbeiten ließ und einen größeren Effekt herausholte als im Luftraum.

Bei dieser Gelegenheit muß aber einmal ganz kurz die Mathematik berührt werden, welche hier mit einigen leichten und aufschlußreichen Formeln aufwarten kann. Die in den Formeln vorkommenden Buchstaben haben folgende Bedeutungen: e ist die Basis der natürlichen Logarithmen 2,72 usw., v bedeutet die Geschwindigkeit des Raketenkörpers, c die Auspuffgeschwindigkeit der Gase relativ zur Rakete gerechnet, P die Kraft des Rückstoßes in Kilogramm und m_0/m_1 das »Massenverhältnis« der ausgebrannten zur gefüllten Rakete.

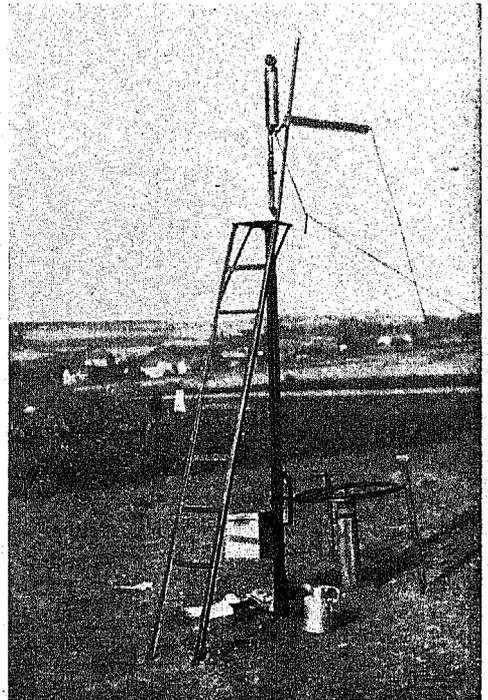


Abb. 9. Die erste »Mirak« im Startgestell

Da erhält man zunächst ganz allgemein

$$v = c \cdot \log \text{nat.} \frac{m_0}{m_1} \dots (1)$$

also Geschwindigkeit gleich der Auspuffgeschwindigkeit mal dem natürlichen Logarithmus des Massenverhältnisses. Die Formel zeigt etwas sehr wichtiges, wenn v hinaufgetrieben werden soll, dann hat es mehr Wert, c zu erhöhen, als das Massenverhältnis, denn dies tritt nur mit seinem nat. Log. auf, während c in voller Kraft und Größe erscheint und wirksam wird.

Der Konstrukteur wird aber meist umgekehrt denken müssen, gegen den festliegenden Wert von c kann er nichts machen, er kann nur das Massenverhältnis ändern, wozu ihm die Formel

$$\frac{m_0}{m_1} = e^{\left(\frac{v}{c}\right)} \dots (2)$$

hilft. Ausgesprochen: Das Massenverhältnis ist gleich der Basis der nat. Log. hoch der Geschwindigkeit durch die Auspuffgeschwindigkeit.

Auch diese Formel hat eine sehr wichtige Bedeutung, sie ermöglicht es, mit einem Blick zu sagen, bei welchem Massenverhältnis die Eigengeschwindigkeit der Rakete so groß wird wie die ihrer Gase, so daß diese hinter der Rakete gerade zum Stillstand kommen (was vielleicht aus vielen Gründen angestrebt wird). Wenn nämlich der Exponent $\frac{v}{c}$ gerade 1 ist, dann ist das Massenverhältnis gerade e (2,72), das wäre der Fall v gleich c , soll v gleich $2c$ werden, so ist das Massenverhältnis e^2 (ca. 7,4) usw. Nach dieser kleinen Abschweifung, die notwendig war, gehen wir zur ersten Frage über. Warum Flüssigkeit? Nun, zunächst gibt es praktische Gründe dafür. Eine Pulverrakete läßt sich, einmal angebrannt, nicht abstoppen, sondern brennt aus, dann läßt sie sich auch nicht regulieren, sondern arbeitet mit voller Kraft, welche aber sehr kurzzeitig ist (Abb. 3) und hat auch sonst noch eine Reihe unerwünschter Nebeneigenschaften.

Am wichtigsten aber ist der kleine Buchstabe c bei dieser Erfindung. Wir haben aus der ersten Formel gesehen, daß es viel mehr auf c , also die Auspuffgeschwindigkeit, ankommt, als auf alles andere, und wenn der Raketentechniker einen glücklichen Traum hat, dann sieht er dies kleine c deshalb riesengroß werden. Nun

ist c aber seinem Machtbereich vollkommen entzogen, es ist kein technischer Wert, sondern eine chemische Eigenschaft des Brennstoffs, abhängig von seinem Energiegehalt. Wie die theoretischen Werte für c bei den verschiedenen Brennstoffen errechnet werden, das mag hier beiseite bleiben, uns interessieren aber die Resultate. Die gewöhnliche Pulverrakete zeigt die allgeringste Zahl, c ist etwa 600 Meter in der Sekunde. Benzin und Sauerstoff ergeben zusammen bereits etwa 1800 m/sek, die besten rauchlosen Pulver, die aber aus vielen anderen Gründen praktisch nicht verwendbar sind, kommen auf rund 2000 m/sek, Alkohol mit Sauerstoff und Methan mit Sauerstoff erreichen je etwa 2200 m je Sekunde, und den höchsten bis jetzt bekannten Wert ergibt Wasserstoff mit Sauerstoff, nämlich ca. 4850 m/sek.

Diese Zahlen drücken die Überlegenheit der flüssigen Brennstoffe weit besser aus, als die langatmigste Abhandlung dazu imstande wäre. Es ist also klar, daß eine Hochleistungsrakete nur eine Flüssigkeitsrakete sein kann, es kommt nun darauf an, wie man mit dem Problem in der Praxis fertig wird.

Vorher mag noch betont werden, daß es sich hier nicht um eine theoretische Möglichkeit handelt, der unsere Technik noch nicht gewachsen ist, wie es beispielsweise bei der Atomenergie der Fall ist. Auch hier ist man theoretisch ziemlich weit vorgeschritten, die Praxis aber kann den dabei auftretenden Kräften noch lange nicht die Stirn bieten, und so muß es bei der Theorie bleiben. Ähnliches haben manche Gegner auch der Raketentechnik nachgesagt, aber zu Unrecht. Mit den Kräften, welche in der Großrakete theoretisch wirken, kann auch die heutige Technik ganz bestimmt schon fertig werden, es fehlt hier nur die Übung, welche eben erworben werden muß. (Man denke an die Unfälle, welche andere Nationen mit Großluftschiffen dauernd haben, sie sind gewiß nicht dümmer als wir, aber nicht so in jeder Hinsicht geübt wie unsere eingespielte Zeppelinmannschaft.)

Die Praxis der Flüssigkeitsrakete, welche sich bemüht, die oben kurz zusammengedrängten Theorien auszuführen, ist jetzt etwa drei Jahre alt, hat aber bereits sehr interessante Wege hinter sich. (Schluß folgt)

Abb. 10. Der erste Repulsor. Links auf dem Bild der Verfasser. Der Sauerstofftank ist vereist



Zur Theorie und Praxis der modernen Flüssigkeitsrakete

Von Willy Ley

(Schluß)

Als erstes mag eine ausländische, und zwar französische Erfindung genannt werden, der »Melotpropulsor«, welcher nach kurzer Blüte- und Diskussionszeit aus unerfindlichen Gründen von der Bildfläche verschwand (Abb. 11). Melot hatte die Absicht, den Wirkungsgrad des Raketenantriebes bei »langsamen« Geschwindigkeiten — als solche bezeichnen die Raketentechniker Geschwindigkeiten unter 2000 km/st — zu verbessern. Wie bereits angedeutet, werden die Brennstoffe der Rakete in gewissem Sinne am besten ausgenutzt, wenn v und c einander gleich sind. Das ist nun für irdische Fahrzeuge viel zu schnell, man kann sich aber theoretisch eine Rakete denken, welche mit einem Brennstoff von sehr kleinem Wert c arbeitet und dafür große Massen von Gas ausstößt. Eine solche Rakete würde einen idealen Flugmotor darstellen, sie ist technisch aber nicht vorstellbar. Melot löste das große Problem nun folgendermaßen: Er nahm einen waagrecht liegenden Doppelzylinder, in dem er einen Kolben ohne Pleuelstange und die sonstigen Mechanismen laufen ließ. Die Brennstoffe waren die üblichen, das System arbeitete im Zweitakt und wurde regelmäßig an bei-

den Seiten des Doppelzylinders gezündet. Die Explosionsgase von beiden Seiten gelangten in ein druckfestes Sammelrohr, welches die Auspuffdüse trug. Der hier auspuffende Gasstrahl hatte natürlich hohe Geschwindigkeit und geringe Masse, lief aber durch eine Reihe ringförmiger Venturidüsen, welche von außen Luft ansaugten. Wenn er die letzte Düse passierte, dann war das Ziel erreicht, die Masse des Gasstroms war groß und seine Geschwindigkeit klein geworden, die Grundlage für einen guten Wirkungsgrad gelegt.

Während diese Idee eigenartigerweise nicht weiter verfolgt wurde, haben die in Deutschland von verschiedenen Seiten gebauten

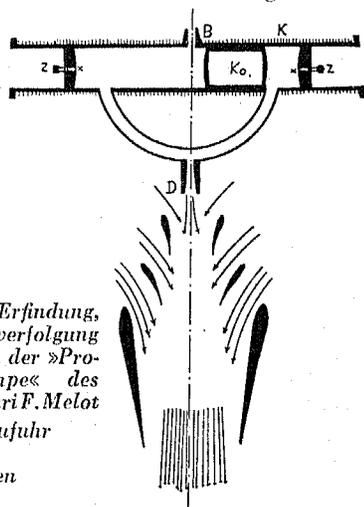


Abb. 11. Eine Erfindung, deren Weiterverfolgung lohnen würde, der »Propulseur trompe« des Franzosen Henri F. Melot
B Brennstoffzufuhr
Ko. Kolben
ZZ Zündkerzen
D Düse

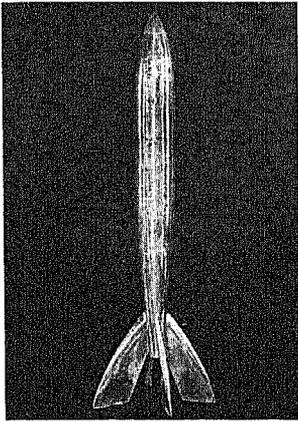


Abb. 12

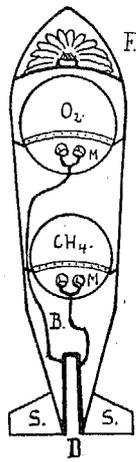


Abb. 13

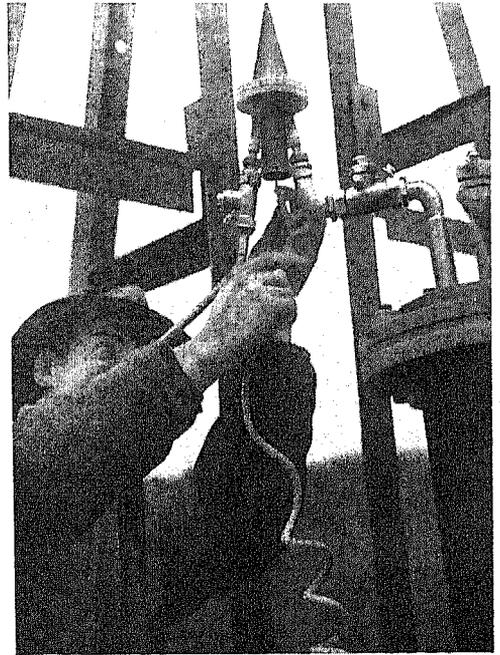


Abb. 14

Abb. 12. Erste Oberthrakete, Außenansicht
 Abb. 13. Schema der Winklerrakete, die am 6. Okt. 1932 in der Nähe von Pillau explodierte. F Fallschirm, O₂ Sauerstofftank, M Druckmesser, CH₄ Methantank, B Brennstoffleitungen nach D, D Verbrennungsraum und Auspuffdüse, SS Stabilisierungsflossen
 Abb. 14. Erprobung des kegelförmigen Verbrennungsraumes am Prüfstand

reinen Flugraketen für Flüssigkeitsantrieb bereits einen langen Weg hinter sich. Das erste Modell Professor Oberth's (Abbild. 12) hatte Stromlinienform und trug an der Spitze den Fallschirm für die Landung. Danach folgten die Brennstofftanks und zuunterst der Verbrennungsraum mit

Auspuffdüse, die »Kegeldüse«, wie man beides zusammen nach seiner äußeren Form nannte (Abb. 14). Das Schema dieses Aufbaus ist jetzt von Winkler noch einmal übernommen worden (Abb. 13), aber mit anderen Formen von Tanks und Brennräum. Da diese Raketen keine großen Flüge



Abb. 15. Sauerstofftank der Mirak 2

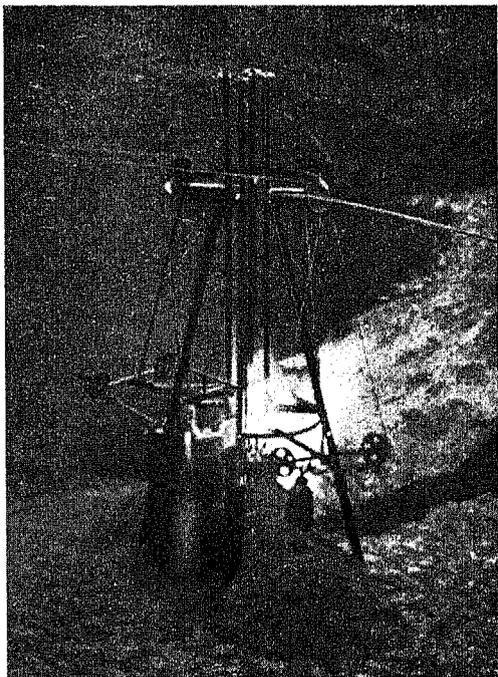


Abb. 16. Tank (Abb. 15) nach der Explosion

unternommen haben, läßt sich ein abschließendes Urteil noch lange nicht fällen, nahe liegt natürlich zunächst die Gefahr des Überschlagens, und dann die weitere, daß die Rakete in den Fallschirm, der sie sicher zur Erde bringen soll, hineinrast, wenn er sich zu früh öffnen sollte, was bei anderen Raketen in der Praxis häufig geschehen ist.

Die von Dipl.-Ing. R. Nebel konstruierte erste »Mirak« (Minimumrakete, Abb. 8, 15, 16) hatte dagegen ihre Form von der Feuerwerksrakete entlehnt und war zunächst noch ohne Fallschirm, welcher auch im Kopf angebracht werden sollte. Gebaut wurden Mirak I und II. Nr. III, die nahezu fertig war, wurde dann nicht vollendet. Sie sahen sich — bis auf geringe Abweichungen — sehr ähnlich und zeigten am Prüfstand, daß ihre Rückstoßkraft größer als ihr Gewicht war, so daß sie also hätten frei fliegen können. (Es sei darauf aufmerksam gemacht, daß eine Flugrakete 200 % ihres Eigengewichtes an Rückstoßdruck leisten muß, während zum Antrieb eines Wagens 5% genügen.)

Inzwischen war nun den Technikern des »Raketenflugplatzes Berlin« am Motorenprüfstand (Abb. 17) die Entwicklung einer neuen besonders leistungsfähigen Art des Verbrennungsraums geglückt, welche der



alten Kegeldüse weit überlegen war. Diese hatte laut Gutachten der Chemisch-Technischen Reichsanstalt etwa 7 kg Rückstoß über 90 Sekunden abgegeben, die neuen, sogar kleineren Motoren leisteten 25—35 kg über die gleiche Zeit. Sie wurden in einen neuen Apparat eingebaut, dem ich den Namen Repulsor gab, um ihn gut von den Miraks und den Pulverraketen zu unterscheiden. Beim Repulsor war das alte Oberthische Schema genau umgedreht worden (Abb. 10). Der Verbrennungsraum bildete den Kopf, die Tanks folgten, zunächst nebeneinander, dann untereinander angeordnet in einigem Abstand, und den Beschluß bildete der Fallschirmtopf. Etwaige Nutzlast hätte man zwischen Fallschirmtopf und unterstem Tank eingeschaltet.

Diese Apparate ergaben die besten möglichen Resultate, sie kamen mit 1 l Brennstoff 1½ km hoch und etwa 5 km weit, und bewiesen damit, daß ein guter Verbrennungsraum weit besser als die äußere aerodynamische Formgebung ist, auf welche besonders die nur theoretisch arbeitenden Autoren gern Nachdruck legen. Daß die Motoren (die Verbrennungsräume) gut waren, bewiesen die Prüfstandergebnisse. Aus dem am Prüfstand gemessenen Rückstoßdruck P ließ sich nach der Formel

$$c = P : \frac{dm}{dt} \left(\frac{dm}{dt} \text{ bedeutet hier die sekundliche Massenabschleudung} \right)$$

leicht errechnen, wie groß der Wert für c in Wirklichkeit wurde, und es zeigte sich, daß er erstaunlich nahe an den theoretischen Höchstwert heranrückte. (Aus dem Nachrichtenblatt der American Interplanetary Society, den »Astronautics« ersehe ich, daß man dort mit bedeutend weniger Glück experimentierte als in Berlin.)

Diese Ergebnisse haben den Leiter des Raketenflugplatzes, Dipl.-Ing. Nebel, ermutigt, schon für 1933 einen Versuch mit einer Flüssigkeitsrakete für einen Passagier öffentlich anzukündigen. Nach der Veröffentlichung handelt es sich um einen sehr großen Repulsor, der gegenüber seinen kleineren Vorgängern wieder einige bauliche Veränderungen zeigt. Bei ihm liegen die Brennstofftanks nicht nebeneinander, sondern ineinander. Der

Abb. 17. Probefahren eines Raketenmotors am Prüfstand

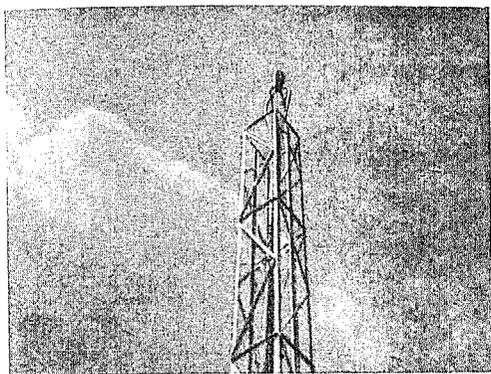


Abb. 18. Neues Raketenstartgestell

Fallschirm für die Rakete liegt direkt unter den Tanks, während der einzige Passagier mit seinem eigenen Fallschirm in einer kleinen Kabine ganz zu unterst angebracht ist. Dieser Apparat, von dem sich sein Konstrukteur erhebliche Propagandawirkung verspricht, soll nur 1 km hochsteigen, und dann am Fallschirm herunterkommen, während der Passagier, der im übrigen ganz untätig und nicht etwa »Pilot« ist, im Augenblick der Entfaltung des Raketenfallschirms mit seinem eigenen »Rettungsring der Luft« abspringen soll.

Ich will nicht verschweigen, daß mir ein solcher Versuch etwas verfrüht erscheint, aber auch er ist Pionierarbeit auf ungebahntem Wege, und es haben noch niemals gebahnte Wege in Neuland geführt.

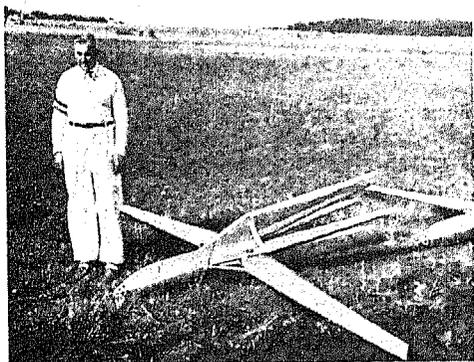


Abb. 19. Ing. Reinhold Tiling mit seiner Flugrakete für Pulverantrieb (Photo: Plasmadienst am Kunden G. m. b. H., Hannover)

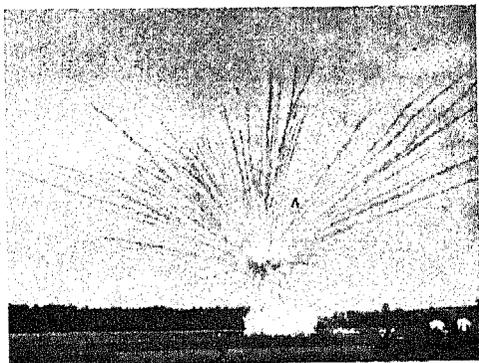


Abb. 20. Explosion einer Tilingrakete (Photo: Plasmadienst am Kunden G. m. b. H., Hannover)

Ein unberechenbarer Umstand?

Eine eigentümliche Erscheinung trat bei einem englischen Seeflugzeug gelegentlich eines Versuchsfluges auf. Man konnte die Maschine zunächst nicht vom Wasser hochbringen, weil sie trotz ihres hart Steuerbord gelegten Ruders scharf nach Backbord abdrehte. Schließlich kam man über diese Schwierigkeit dadurch hinweg, daß man statt der ursprünglichen Luftschraube von 2000 mm eine solche von 2780 mm Durchmesser nahm. Wieso allerdings ein Unterschied von 780 mm Schraubenlänge ein vollkommenes Versagen beim Loslösen vom Wasser in erfolgreiches Abheben umwandeln konnte, ist heute noch nicht recht klar. Man sieht daraus, daß trotz unserer wunderbaren Versuchsanlagen und komplizierten Berechnungsmethoden die Technik der Wirklichkeit manchmal auf etwas unsicheren Füßen steht. Eigenartig ist, daß die englische Luftfahrt kürzlich ein amerikanisches Seejagdflugzeug gekauft hat, wie es drüben seit einigen Jahren zum

Abschleudern von Kriegsschiffen verwendet wird. Man will daran die Verwendbarkeit des Ein-Schwimmer-Wasserflugzeugs prüfen, das in Amerika bevorzugt wird, und gleichzeitig sehen, was diese gegenwärtig besten amerikanischen Geräte leisten. Man hat in England früher schon verschiedene Male mit Ein-Schwimmer-Flugzeugen Versuche gemacht, war aber mit ihrer geringen Quersteifigkeit im Wasser nicht zufrieden. Für friedliche Zwecke wie beim Dornier-Wasserflugzeug genügt sie indessen. Diese haben sich sogar stets als besonders seetüchtig erwiesen. Aber die englischen Wasser-Flugzeuge sollen Torpedos tragen, und dafür ist das Einschwimmerzeug nicht steif genug. Diese Tatsache mag als schöne Bebilderung der französischen Behauptung gelten, daß sich alle unsere deutschen Verkehrsflugzeuge in kürzester Frist für Militärzwecke verwendbar machen ließen.

P.