JAHRBUCH 1983 II

der Deutschen Gesellschaft
für Luft- und Raumfahrt e.V. (DGLR)

Schriftleitung
Werner Schulz † und Werner Wilke

DEUTSCHE GESELLSCHAFT
FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V. (DGLR)
BONN

Alle Rechte,
auch die des auszugsweisen Nachdrucks,
der fotomechanischen Wiedergabe
und der Übersetzung vorbehalten.

1984

Deutsche Gesellschaft für Luft-
und Raumfahrt e.V. (DGLR)
Godesberger Allee 70, D-5300 Bonn 2
Telefon: (02 28) 37 67 26

GW ISSN 0070-4083

JULIUS HATRY, Mannheim

Über frühe theoretische Arbeiten und praktische Entwicklung von Raketen als Flugzeugantrieb und zu Katapultstart

DGLR 83-128

JULIUS HATRY, MANNHEIM +)

Über frühe theoretische Arbeiten und praktische Entwicklung von Raketen als Flugzeugantrieb und zu Katapultstart

1. Einleitung

Ein Referent historischer Ereignisse oder technischer Entwicklungen wird sich immer hermeneutischen Schwierigkeiten gegenübersehen, wenn er selbst in die betreffenden Vorgänge verstrickt ist. War er aber Unbeteiligter, dann sind die Schwierigkeiten, objektiv historisch richtig zu berichten, anderer Natur, und zwar umso mehr, je länger die Ereignisse zurückliegen. Denn dann ist er auf frühere Berichte angewiesen, die sowohl bei Eigendarstellung wie bei Darstellung durch Dritte nicht immer die Tatbestände richtig wiedergeben. So erscheinen dann - selbst in bedeutenden Werken - Dokumentationen, die nicht der historischen Wahrheit entsprechen.

Insoweit durch meine folgenden Ausführungen die bisherige Geschichtsschreibung eine Änderung oder Ergänzung erfährt, so geschieht dies gestützt auf auch heute noch lebende Zeugen und erhaltene Dokumente.

2. Max Valier's Bedeutung

Ein Bericht über frühe theoretische und praktische Arbeiten auf raketentechnischem Gebiet darf meiner Überzeugung nach nicht beginnen, ohne Max Valier zu würdigen. Seine populär-wissenschaftliche Schrift "Der Vorstoß in den Weltenraum" /1/ löste sicherlich eine Initialzündung aus, sich mit Weltraumfragen zu beschäftigen.

Auch für mich, knapp 18 Jahre alt, war die Lektüre dieser Broschüre Anlaß zum Studium der einschlägigen wissenschaftlichen Literatur, wie Hermann Oberth "Die Rakete zu den Planetenräumen" /2/, Walter Hohmann "Die Erreichbarkeit der Himmelskörper" /3/ und K. E. Ziolkowsky "Erforschung der Weltenräume mittels Reaktionsraumschiffen" /4/. Doch meine eigenen Arbeiten auf raketentechnischem Gebiet wurden später - indirekt durch Valier - auf ganz andere Art und Weise ausgelöst.

Max Valier und Willy Ley waren die Initiatoren, am 5. Juli 1927 zusammen mit Johannes Winkler, Walter Neubert, Hermann Oberth und Walter Hohmann den "Verein für Raumschiffahrt" zu gründen, dem 1928 auch Rudolf Nebel und 1930 Rolf Engel, Wernher von Braun und Klaus Riedel beitraten. Aber früher als all die Genannten, die sukzessive sich wieder abwandten, um selbständig oder in anderen Gruppen zu arbeiten, ging Valier einen anderen Weg. Er sah das Problem ganz klar:

+) Flugzeugingenieur Julius Hatry, früher Rhön-Rossitten-Gesellschaft und Junkers-Werke, Dessau, Meerwiesenstr. 53, D 6800 Mannheim 1

Die wissenschaftlichen Grundlagen des Raumfluges waren mathematisch durch Arbeiten der oben Genannten vorhanden. Die praktische Lösung hing vor allem von technologischen Problemen ab wie Form und Material des Verbrennungsofens und der Düse sowie deren Kühlung, Wahl der Treibstoffe und des Sauerstoffträgers sowie deren Einbringung und Dosierung, späterhin Formgebung, Stabilisierung und Steuerung der Rakete usw., war also ein sehr komplexes Problem, das sicherlich die Zusammenarbeit vielerlei Fachleute erforderte! In erster Linie aber reduzierte es sich auf die Frage der Finanzierungsmöglichkeit.

Folgerichtig hielt Valier deshalb Ausschau nach einem Mäzen, der für so nicht alltägliche Ideen zugänglich sein konnte.

3. Valier gewinnt Fritz von Opel für Raketen-Experimente

Fritz von Opel schien Valier der richtige Mann zu sein. Er war nicht nur ein schneidiger und sensationslustiger Sportsmann, sondern zugleich Generaldirektor und Reklamechef der kurz vorher an General Motors verkauften Opel-Werke und hatte damit auch den nötigen finanziellen und produktionstechnischen Background.

Auf dem DGLR-HOG-Symposium vom 22. September 1978 spricht Rolf Engel in seinem Bereicht über Johannes Winkler /5/ über die "zwei Wege" auf raketentechnischem Gebiet, die zu verschiedenen Zielen führen würden, nämlich der eine zur Raumfahrt, der andere zum Raketenflugzeug, und man hätte sich zu entscheiden gehabt, welchen von beiden man beschreiten wolle, weil sie zu verschieden seien, um zu einem kongruenten Ziel zu führen. Dem muß ich widersprechen. Gerade die derzeitigen Entwicklungen machen deutlich, daß Ergebnisse auf dem einen oder anderen Sektor sich wechselseitig befruchten. Und dies trifft sogar neuerdings für die Feststoffrakete zu, die lange Zeit als abgeschrieben gegolten hat! Bestes Beispiel ist das Space-Shuttle!

Auch hieße es, die wissenschaftliche Integrität von Valier verletzen, wollte man ihm unterstellen, er habe jemals gedacht, daß die Ausstattung eines Autos mit Raketen irgendwann einmal eine praktische Bedeutung erlangen könnte. Aus Gesprächen mit ihm weiß ich, daß er - von der Astronomie kommend - als Endziel den Raumflug realisiert wissen wollte. Aber auf dem Wege dorthin sollten Raketen-Auto und -Schlitten einerseits die große Allgemeinheit auf das Medium "Rakete" aufmerksam machen und andererseits ihm dabei die finanziellen Mittel beschaffen zu weiteren Arbeiten in Richtung auf das Universum!

4. Feststoffraketen als Antrieb von Fahrzeugen

Aus diesen Aspekten heraus hat Valier eine Zusammenarbeit mit Fritz von Opel angebahnt und als Lieferant von Feststoffraketen F. W. Sander aus Bremerhaven gewonnen, der als Inhaber der Firma Cordes erfolgreich Raketen bei seinen Apparaten zur Rettung Schiffbrüchiger aus Seenot einsetzte. Ing. F. Alber hat auf dem DGLR-Symposium vom 29. April 1971 in seinem Vortrag "Der Raketenpionier Friedrich Wilhelm Sander" /6/ ausführlich über die daraus resultierenden Raketenautoversuche referiert. Zu ergänzen wäre, daß und warum es nach der spektakulären Fahrt auf der Avus vom 28. Mai 1928 bereits wieder zum Bruch zwischen Valier und von Opel kam:

Valier hatte sich vertraglich ausbedungen, auch selbst mit dem Raketenauto fahren zu dürfen, was von Opel verweigerte und außerdem seine damit zusammenhängenden finanziellen Verpflichtungen nicht erfüllte.

Die seitens des von Opel dann zusammen mit Sander mit einem gleisgebundenen Wagen auf der Versuchsstrecke der Reichsbahn bei Burgwedel und von Valier gleichfalls mit einem Wagen und mit einem Raketen-Schlitten auf dem Eibsee unternommenen Versuche haben wesentliche Ergebnisse nicht erbracht, es sei denn, daß als Grund für die häufigen Explosionen feine Haarrisse in der glashart gepressten Brandmasse festgestellt wurden, verursacht durch unsachgemäßen Transport.

5. Definition von "Rakete" und "Brennder"

In vielen Berichten tauchen falsche Bezeichnungen, wie "Seelenrakete", "Brandrakete", "Brander" usw. auf. Deshalb soll an dieser Stelle auf die in der Pyrotechnik gebräuchliche Terminologie hingewiesen werden. Man unterscheidet zwischen "Rakete" und "Brennder":

Die "Rakete" hat eine Seelenbohrung im Brandsatz. Die Zündung erfolgt deshalb sofort axial auf dem inneren Zylindermantel und pflanzt sich radial nach außen fort. Da der Schub der jeweiligen Brandfläche angenähert proportional ist, nimmt er also mit fortschreitendem Abbrand bis zum äußeren Zylindermantel in etwa laufend zu. "Raketen" haben dadurch bei kurzer Brenndauer einen relativ hohen Schub.

Der "Brennder" ist massiv gestopft (ohne Seelenbohrung). Er zündet also auf der Querschnittsfläche und setzt den Abbrand axial, immer mit dem gleichbleibenden Querschnitt, von hinten nach vorne fort. Der Schub ist also bei gleichem Kaliber entsprechend der viel geringeren Brandfläche wesentlich kleiner und nimmt während des Abbrands sogar - wegen des immer größer werdenden Brandraums und dem sich dadurch verringerndem Ofendurck - stetig etwas ab, hat aber eine wesentlich längere Brenndauer.

Gleiche Brandsätze vorausgesetzt, ist die Brenndauer beim "Brennder" etwa proportional der axialen Länge des Brandsatzes, bei der "Rakete" in etwa dem äußeren Radius, minus innerem Radius des Brandmassen-Zylinders.

In Werner Büdelers hervorragender "Geschichte der Raumfahrt" /7/ wäre also auf Seite 224 zu berichtigen, daß die 80 kp Schub von dem "Brennder" und die 200 kp von der "Rakete" entwickelt wurden.

6. Modell- und Flugversuche auf der Rhön

Noch zur Zeit der ersten Raketenauto-Versuche in Rüsselsheim hat Valier in Begleitung von Sander Fühlung mit Alexander Lippisch auf der Wasserkuppe aufgenommen, um mit ihm wegen des Baues eines schwanzlosen Flugzeuges für Raketenflug-Versuche zu verhandeln.

Lippisch war Leiter der "Abteilung Flugtechnik des Forschungsinstituts der Rhön-Rossitten-Gesellschaft" und beschäftigte sich insbesondere wissenschaftlich mit neuartigen Flugzeugtypen, die er in systhematischen Versuchsreihen entwickelte (vgl. hierzu /8 bis 11/).

Zwei Modellformen, nämlich eine Schwanzlose "Storch" und die "Ente" mit vorne liegendem Leitwerk (Bild 1) waren so erfolgversprechend, daß davon bemannte Großausführungen gebaut wurden, die ich selbst als Versuchspilot mehrfach flog. Ich war 1927 in Rossitten als Segelfluglehrer beschäftigt und im Frühjahr 1928 mit der Akademischen Fliegergruppe München, der ich angehörte, zwecks Trainings für den Rhön-Wettbewerb auf die Wasserkuppe gekommen.

Am 10. Juni 1928 erschien dort von Opel zusammen mit Sander, um Versuche mit Raketen durchzuführen. Lippisch und Stamer haben darüber ausführlich in der ZFM /12/ berichtet.

Am 10. Juni beschäftigte man sich mit Modellversuchen. An das Modell Nr. 4 "Storch" wurden unterhalb des Schwerpunktes Raketen mit Schüben von 75 und 175 kp angebracht. Das Ergebnis war unbefriedigend, indem das Modell keinen stationären Steigflug auszuführen imstande war, sondern in steilem Aufstiegswinkel fortwährend Loopings mit jeweils immer kleiner werdendem Krümmungsradius flog. Lippisch glaubte, die Ursache davon sei die Anbringung der Raketen unterhalb des Schwerpunktes und des Luftkraftzentrums, wodurch ja ein aufwärts gerichtetes Drehmoment um die Querachse ausgelöst wird. Deshalb versuchte er durch Änderung der Anbringung, insbesondere aber auch durch Trimmen der beiden Verwindungsklappen, dem entgegenzuwirken, allerdings ohne Erfolg. Bei der Anwendung der 175 kp-Rakete demontierte das Modell und ging zu Bruch.

Am nächsten Tag, dem 11. Juni, fanden dann Flugversuche mit der "Ente" statt, mit Fritz Stamer als Pilot, und zwar mit "Brennder" von 12 bzw. 20 kp Schub und ca. 30 sec. Brenndauer. Erst beim dritten Start mittels Startseil unter Zündung von 2 Brenndern mit je 20 kp Schub machte das Flugzeug einen flachen Gleitflug mit insgesamt 3 Kurven über eine Strecke von ca. 1.200 m in ca. 1 Min. und landete schräg seitlich unterhalb seines Startplatzes. Bei dem vierten Versuch mit gleichfalls 2 "Brenndern" explodierte der erste kurz nach dem Start und setzte das Flugzeug in Brand.

Dies waren zweifelsfrei die ersten Flugversuche mit Raketen. Von einem eigentlichen "Raketenflug" kann man aber nicht sprechen. Durch den relativ schwachen Raketenschub wurde lediglich der Gleitwinkel etwas verbessert. Nur kurzfristig war ein geringes Steigen eingetreten, wahrscheinlich sogar verursacht durch den Hangaufwind, so daß man diesen Versuch als einen "mittels Raketen gestreckten Gleitflug eines Segelflugzeuges" charakterisieren sollte.

Nach diesen Ergebnissen verzichtete von Opel auf eine weitere Zusammenarbeit mit der RRG und gab an mehrere Firmen Aufträge zum Bau eines für Raketenantrieb geeigneten Flugzeuges. So zuerst an Raab-Katzenstein in Kassel, wo selbst eine "Grasmücke" in eine "Ente" umgebaut werden sollte! Dann an Müller-Griesheim und schließlich auch noch an Espenlaub! Aber keines dieser Flugzeuge kam zur Ablieferung oder zum Einsatz.

7. Eigene theoretische Arbeiten und Modellversuche

Während des Rhön-Wettbewerbs 1928 erhielt ich von Oskar Ursinus, dem "Rhön-Vater", den Auftrag zur Konstruktion der Zelle eines Leichtmotorflugzeuges - heute würde man es "Motorsegler" nennen -, für das Ursinus selbst einen Motor bauen wollte. Nach Ursinus' Worten sollte der Motor nur die "Krawattennadel" des Seglers sein und dem Segelflieger einen Eigenstart und die Überwindung von aufwindlosen Zonen ermöglichen. Realisiert wurde der Bau aber nie, weil Ursinus keine Typenprüfung erhielt und deshalb das Projekt aufgab.

Während meine Konstruktionszeichnungen längst fertig waren und ich auf den Motor wartete, erhielt ich eine Einladung von Rittmeister Röhre, mich am Preisfliegen Rossitten zu beteiligen. Dabei war auch ein Konstruktionswettbewerb ausgeschrieben und zwar - wegen der besonderen Schulungsbedingungen in Rossitten - für ein Segelflugzeug, das anwassern konnte und auch bei mittlerem Wellengang schwimmfähig blieb. Außerdem sollten neuartige Flugmodelle prämiert werden.

Dies war für mich Veranlassung, mich mit Lippisch über den Mißerfolg bei den Raketenstarts des "Storch"-Modells zu unterhalten. Lippisch war nach wie vor - entsprechend seinem Referat in der ZFM /12/ - der Überzeugung, daß die Exzentrizität des Raketenschubs die alleinige Ursache gewesen sei. Dem konnte ich nicht beipflichten.

Deshalb analysierte ich rein mathematisch das Problem. Das Ergebnis ist in Bild 2 dargestellt. Setzt man für das Verhältnis von Schub zu Gewicht S/G = n, für $c_w/c_a = \varepsilon$ und für den Anstellwinkel $= \varphi$, dann zeigt die Endform dieser Gleichung, daß ein stetiger Flugzustand nur solange möglich ist, wie der Ausdruck unter der Wurzel nicht negativ ist.

$$\text{Für } \varepsilon_{min} \text{ wird } tg\ \varphi = \frac{1}{\sqrt{n^2 - 1}}$$

In Bild 3 sind für verschiedene Werte von φ und n die Funktionen für

$$\varepsilon = \frac{n - \sin\varphi}{\cos\varphi} \text{ errechnet.}$$

Daraus ist ersichtlich, daß man kleine Werte von ε - also gute Gleitzahlen - dann verwenden muß, wenn S/G = n wesentlich kleiner als 1 ist, oder daß man andererseits bei $n \approx 1$ bei sehr guten Gleitzahlen außerordentliche Anstiegswinkel erreicht.

Übertrifft der Schub das Gewicht wesentlich, S/G >> 1, so gibt es kein reelles φ mehr. Der Kräfteausgleich längs der Bahnelemente ist dann nur mit Hilfe der Zentrifugalbeschleunigung möglich, wodurch die Bahn nicht mehr geradlinig, sondern gekrümmt verläuft. Da infolge der dauernden Änderung des Anstellwinkels auch eine entsprechende Änderung innerhalb des Kräftespiels eintritt, ist auch der Krümmungsradius der Bahn - in der Vertikalebene gedacht - einer stetigen Änderung unterworfen. Das Flugzeug - oder Modell - durchläuft eine durch Loopings unterbrochene aufwärts gerichtete Flugbahn. Da nach Überwindung der Rückenlage der Schub dann noch durch die Erdbeschleunigung verstärkt wird, ist der Krümmungsradius bei Fluglage senkrecht nach unten extrem klein. Das Flugzeug kommt mit einer fast knickartigen Kurve in Normallage und steigt sofort wieder steil an.

Die Kurve selbst ist zu gewinnen aus der Integration der Bewegungsgleichung in der vertikalen Ebene. In der graphischen Darstellung (Bild 3) erscheinen die irrationalen Aufstiegskurven als Parabeln, die asymptotisch 90 ° Aufstiegswinkel im Unendlichen erreichen. In dem Bahnpunkt, an welchem die Summe aus Schub, Erdbeschleunigung und Zentrifugalbeschleunigung ihr Maximum erreicht, wirken extreme Kräfte auf die Tragflügelkonstruktion, wodurch ja auch das "Storch"-Modell von Lippisch abmontierte.

Diese Berechnungen waren ein Teil der Unterlagen, die ich zu meinem Raketenflugmodell MR 31 zum Wettbewerb einreichte. Aus der Übersichtszeichnung (Bild 4) ist ersichtlich, daß zentral eine Halterung aus 3 Stahlrohren angebracht war zur Aufnahme von einer bis drei Raketen verschiedener Schubstärke. Da ich das Leitwerk in geteilter Form ausführte, konnte deren Strahl ungehindert abfließen. Ich war der Meinung, daß man die Erprobung eines neuartigen Antriebs nicht kombinieren sollte mit in der Grundform gleichfalls neuartigen Flugzeugmustern - Ente oder Schwanzlose -, um Versuchsergebnisse möglichst transparent zu erhalten.

Die Versuche haben dann in Rossitten eine sehr gute Übereinstimmung mit meinen Berechnungen erwiesen. Lippisch, der gewohnt war, selbst schwierigste aerodynamische Phänomene mathematisch zu analysieren, konnte nicht verstehen,

daß er selbst noch bei Abfassung seines Berichts in der ZFM /12/ über die Versuche vom 10. Juni 1928 an seiner irrigen Meinung festgehalten hatte, die Exzentrizität des Raketenschubs gegenüber den Luftkraftzentrum wäre Ursache des Mißerfolges gewesen. Dies war ihm so unangenehm, daß er mich bat, von einer Veröffentlichung meiner Berechnungen in der ZFM Abstand zu nehmen. Ich entsprach diesem Wunsch, weil ich Lippisch als meinem Lehrer und Mentor in vielen Fragen der Flugtechnik und Aerodynamik zu Dank verpflichtet war - und bin. Allerdings ist dadurch in keiner wissenschaftlichen Publikation dokumentiert, daß die Grundgleichungen für raketen-, sprich strahlgetriebene Flugzeuge, ergänzt durch die entsprechenden Schnell-, Hoch- und Weitflug-Zahlen, erstmals von mir errechnet und - im Rahmen des Rossitten-Wettbewerbs - mitgeteilt worden waren.

Außerdem beteiligte ich mich an dem Wettbewerb in Rossitten mit zwei weiteren Arbeiten. Für den Modellwettbewerb baute ich noch ein "Nurflügelmodell" MF 21 (Bild 5) als radikalste Form der Entwicklungsideen von Lippisch, weil diese späterhin für Raketenantrieb prädestiniert erschien. Wie zu erwarten war, war statische Stabilität um die Querachse zwar vorhanden, die dynamische Längsstabilität aber erwies sich - mangels genügend dämpfender Momente, wie Pfeilstellung der Flügel oder dergleichen - als ungenügend.

Dagegen war das von mir konstruierte und erbaute Wasser-Segelflugzeug "Wasserratte" (Bild 6) ein voller Erfolg. Es war ein abgestrebter Hochdecker in zweiholmiger Bauweise, der Rumpf als Boot ausgebildet mit seitlichen Auslegern als Stützschwimmern. Das Problem, daß das Leitwerk bei Wellengang nicht überspült wird, löste ich dadurch, daß ich es in der Ebene der Flügelsehne an einem räumlichen Strebenfachwerk aus Duralrohren hoch aufhängte. Die "Wasserratte" zeigte gute Flugeigenschaften, etwa vergleichbar dem "Prüfling".

Lippisch hat übrigens späterhin in gleicher Bauweise zwei Flugzeuge gebaut, nämlich 1929 einen Schul-Doppelsitzer (Bild 7) und 1930 einen "Leichtwindsegler" (Bild 8), (siehe /11/, S. 124).

8. Hatry-Flugzeug RAK I

Im Frühjahr 1929 überschlugen sich die Pressemeldungen über Bemühungen von Fritz von Opel, ein Flugzeug speziell für Raketenantrieb gebaut zu bekommen, bzw. über entsprechende Vertragslösungen mit den schon oben genannten Firmen Raab-Katzenstein und Müller-Griesheim.

Die Erfolge mit meinem Raketenmodell und der "Wasserratte" ermutigten mich, in bewußter Konkurrenz zu von Opel für mich selbst ein Raketenflugzeug zu bauen, und zwar in sehr naher Anlehnung an die Konstruktionsmerkmale des Wassersegelflugzeugs: Der Rumpf mußte nur kurz hinter dem zweiten Hilfsholm-Spant abgeschnitten werden, damit die Raketen im Schwerpunkt untergebracht werden konnten. Hinsichtlich des Leitwerks bestand das gleiche Problem, es hoch in der Flügelebene anzubringen, damit der Raketenstrahl, ohne es zu treffen, darunter streichen konnte. Zu diesem Zweck erfolgte die Aufhängung wieder mittels des räumlichen Strebenfachwerks, wobei wegen des Raketenstrahls das Seitenleitwerk geteilt ausgeführt wurde (Bild 9).

Übringens handelt es sich nicht - wie in der Literatur zumeist falsch interpretiert - um ein Segelflugzeug, das mit Raketen versehen wurde, sondern um ein nach den damaligen DVL-Bauvorschriften für Motorflugzeuge gebautes Spezialflugzeug, ausschließlich für Antrieb mittels Feststoffraketen und Start mittels eines Feststoffraketen-Katapults, und damit also um das "erste Raketenflugzeug der "Welt"!

Lippisch hat in seinen "Erinnerungen" /11, Seite 112/ bereits darauf hingewiesen, daß von Opel es auf recht merkwürdige Art und Weise verstand, in den Besitz meines Flugzeugs zu kommen. Er hatte nämlich durch eine Indiskretion von Robert Kronfeld, der 2 Jahre vorher in Rossitten mein Flugschüler war und nun in der Rhön Einsicht in meine Arbeiten hatte, von meinem Vorhaben erfahren. Von Opel schickte deshalb am 28. Mai 1929 Sander auf die Wasserkuppe. In einer Unterredung mit Lippisch, Stamer und mir behauptete Sander, er hätte von meinen Modellflügen gehört und sei an einer Zusammenarbeit mit mir interessiert, da er sich von Fritz von Opel getrennt habe. So kam es, daß Sander und ich einen Vertrag vereinbarten, wonach wir mit meinem Flugzeug gemeinsam Schauflüge durchführen wollten, mit mir als Pilot.

Das ganze war aber nur ein abgekartetes Spiel zwischen von Opel und Sander, um mich vertraglich zu binden. Denn der letztere kam am 13. Juli 1929 erneut angereist und erklärte mir, von Opel habe nun gleichfalls von meinen Arbeiten erfahren; er würde in Kürze mit seiner De-Haviland-Moth auf der Wasserkuppe landen, um mein Flugzeug zu erwerben. Ich lehnte ein solches Ansinnen ab, so daß von Opel unverrichteter Dinge wieder abfliegen mußte.

Am Abend des 15. Juli wurde ich durch Zufall Zeuge eines Disputs zwischen Lippisch und Stamer. Ursache war, daß Stamer sich von Opel gegenüber bereit erklärt hatte, das fast fertige Flugzeug der RRG "Schuldoppelsitzer" (Bild 7), das genau meinen Konstruktionsprinzipien entsprach, umzubauen. Der Rumpf sollte verkürzt und hinten geöffnet werden, um anstelle des hinteren Piloten die Raketenbatterie im Schwerpunkt unterzubringen. Lippisch war aber nicht bereit, bei diesem Vorhaben seines Schwagers Stamer mitzuwirken.

Auf Anraten von Lippisch habe ich mich dann entschlossen, damit von Opel mir nicht zuvorkäme, am 26. Juli 1929 einen Vertrag mit von Opel abzuschließen. Danach war dieser lediglich berechtigt, den ersten öffentlichen Vorführflug als Pilot auszuführen, wohingegen er sich verpflichtete, an 40 Plätzen, mit denen er schon entsprechende Verträge abgeschlossen hätte, Raketenschauflüge mit mir als Pilot durchzuführen.

9. Die ersten Raketenflug und -start-Versuche

Am 1. September 1929 wurde das fertiggestellte Flugzeug nach Frankfurt transportiert, woselbst die Instrumente sowie der Zündschalter und der Raketenkasten eingebaut wurden, die beide in den Opel-Werken hergestellt worden waren. Auf dem alten Frankfurter Flugplatz "Am Römerhof" flog ich das Flugzeug zunächst im Autoschlepp ein.

Bei den ersten Raketenflugversuchen verwendeten wir Raketen mit Silumin-Hülsen mit nur 1,5 sec. Brenndauer und ca. 90 kp Schub, von denen 100 Stück in einem Raketenkasten untergebracht werden konnten (Bild 10) und einzeln durch Betätigung eines Schalters elektrisch gezündet wurden. Diese Versuche fanden zwecks Geheimhaltung auf einer Wiese bei dem Jagdgut "Mönchbruch" in der Nähe von Kelsterbach statt. Dabei durfte, wenn ich flog, niemand von den Helfern zugegen sein, außer von Opel selbst und ein Arzt.

Auf Bild 11 ist die Beschriftung während der Vorversuche auf "Mönchbruch" zu sehen. Ursprünglich hatte das Flugzeug die Bezeichnung "Hatry - RAK I", die aber von Opel in "Sander - RAK I" abändern und groß davor "Opel" aufmalen lies. Auf meinen Protest hin wurde dann auf beiden Seitensteuerflächen die Bezeichnung "HATRY-FLUGZEUG" angebracht.

Am 10. September 1929 lud Fritz von Opel erstmals die von ihm hinzugezogenen Pressevertreter - nämlich einen Fotographen der NEW YORK TIMES, die das

alleinige Weltbildrecht erworben hatte, einen Journalisten vom Dammerts-Presse-Verlag, der das alleinige Presserecht besaß, ferner Dr. Dyck vom 8-Uhr-Abend-Blatt und den technischen Schriftsteller Otto Willi Gail - zur ersten geheimen Vorführung ein.

An diesem Tag nahm Fritz von Opel zum ersten Mal am Steuer des Flugzeuges Platz. Beim ersten Start zündete er die Raketen zu spät, die am Boden ausbrannten. Erst beim zweiten Start mittels Startseil kam das Flugzeug frei (Bild 12) und legte in geringer Höhe von 1 bis 2 m einen Flug über eine Strecke von ca. 1 km zurück.

Die ersten Raketen-Katapultversuche fanden eine Woche später gleichfalls auf "Mönchbruch" unter meiner Führung statt. Dabei wurden Raketen in Stahlrohrhülsen von 9 cm Durchmesser verwendet, die bei 4 sec. Brenndauer einen Schub von 350 kp entwickelten. Dabei wurden bis zu 3 Raketen an einer Laufkatze befestigt, die das Flugzeug trug und zwischen U-Schienen lief. Das Katapultgestell selbst war 18 m lang, innerhalb derer das Flugzeug auf Fluggeschwindigkeit beschleunigt wurde. Das Katapult war in den Opel-Werken angefertigt worden. Bei einem Start mit 3 Raketen durchschlug die Laufkatze die ungenügende Auffangvorrichtung und flog, während ich die ersten Flugraketen zündete, mit noch brennenden Startraketen mir nach und rasierte den Rumpf unter meinem Sitz weg.

Eigene Versuche mit dem Katapultstart hatte von Opel dadurch nicht, als am Montag, den 30. September 1929 das Flugzeug zahlreichen Pressevertretern, Fotographen und Kameraleuten auf dem Flugplatz in Frankfurt vorgestellt wurde (Bild 13). Zu meiner Bestürzung war nun aber mein Name auf den Seitenleitwerken mit dicken schwarzen Strichen übermalt, um in der Öffentlichkeit meinen Namen zu unterdrücken. Auf meinen Protest hin erklärte Fritz von Opel, die NEW YORK TIMES würde es ablehnen, Bilder mit der Reklamebeschriftung des Herstellers zu vertreiben. Auf meine Frage, was dann aber "OPEL-SANDER-RAK I" darstellen würde, erklärte er, das sei eine "Sensationsbeschriftung", die von der NEW YORK TIMES geduldet würde!

Am 6. Oktober 1929 druckte die NEW YORK TIMES in der Picture-Section der dicken Sonntagsausgabe ein Bild, auf dem mein Name sehr gut zu lesen ist, in ganzer Satzbreite ab (Bild 14). Denn da es damals noch keine Bildtelegraphie gab, hatte die NEW YORK TIMES zwecks schneller Berichterstattung Klischées von den Versuchsflügen vom 10. September 1929 angefertigt und an die ganze Weltpresse vorweg verschickt.

10. Der erste öffentliche Raketenstart und -flug

Zunächst hatte von Opel zwei Fehlstarts (Bild 15), weil die Zündung der Flugraketen nicht funktionierte. Die Zunge des Zündschalters war verbogen und die verwendete Taschenlampenbatterie zu schwach.

Da sich das Fliegen mit kurz brennenden Raketen als unpraktisch erwiesen hatte, wurden am 30. September 1929 nun Brennder mit einer Brenndauer von etwa 25 sec. und einem Schub von 22 kp verwendet. Bei einer Länge von 40 cm und einem Kaliber von 9 cm konnten in dem Raketenkasten 16 Stück dieser Stahlrohr-Brennder untergebracht werden. Bild 16 zeigt, wie 11 Brennder vor den dritten Start eingebracht sind.

Als die Batterie durch einen Aku ersetzt und die Kontaktzunge zurechtgebogen war, kam das Flugzeug beim dritten Start frei (Bild 17), wobei noch auf der Laufkatze kurz hintereinander 2 Flugbrennder gezündet wurden und gleich darauf

ein weiterer für den Steigflug bis zu einer Höhe von etwa 20 m (Bild 18). Nach deren Ausbrennen zündeten 2 weitere Raketen zu einem entsprechend schnelleren Horizontalflug. Dabei wurde entlang dem Bahndamm, der den Flugplatz begrenzte, die erste Rechtskurve geflogen, später mit einer zweiten Rechtskurve in den Rückenwind auf Gegenkurs eingeschwenkt. Hier zündete offensichtlich nur mehr eine Rakete, denn das Flugzeug verlor an Höhe und landete mit Rückenwind in ungünstigem Gelände. Im Auslauf stieß es gegen einen kleinen Damm, auf auf welchem sich der Weg zum "Römerhof" befand. Dabei wurde der Rumpf erheblich beschädigt (Bild 19). Wiederum durch Versagen des Zündschalters war der Flug vorzeitig beendet worden, denn bei der Landung waren noch 5 unverbrauchte Raketen vorhanden. Insgesamt dauerte der Flug etwa 1 Min. 15 sec. Dabei wurde eine Strecke von rund 2 km zurückgelegt mit einer Durchschnittsgeschwindigkeit von knapp 100 km/h. Dies war der erste öffentliche reine Raketenflug der Welt mit einem Raketenspezialflugzeug und mit Raketenstart mittels Feststoffraketen.

11. Vorzeitige Beendigung der Raketenflüge

Von Opel war verpflichtet, das beschädigte Flugzeug wiederherstellen zu lassen. Als ich ihn dazu aufforderte, schrieb er zurück, die Jahreszeit sei bereits zu weit fortgeschritten und er habe die Abschlüsse mit den einzelnen Flughäfen in 8-tägiger Folge, beginnend im April 1930 in Bremerhaven, umdisponiert. Als ich auf der Bezahlung des Kaufpreises und meines Monatshonorars bestand, erklärte von Opel plötzlich, mein Flugzeug sei zu Schauflügen unbrauchbar. Ursache für diese Behauptung war aber, daß von Opel sich eines betrügerischen Bankrotts schuldig gemacht hatte und Deutschland fluchtartig verlassen mußte, um sich einer Verhaftung zu entziehen.

Kurz darauf war ich auf Veranlassung von Walter Kleffel, dem Chefredakteur der "BZ am Mittag" beim Presseempfang von All Williams, dem bekannten amerikanischen Kunstflieger, der nach Berlin gekommen war, um Ernst Udet eine persönliche Einladung zu überbringen, an den amerikanischen Kunstflugmeisterschaften teilzunehmen. Der ebenfalls anwesende Luftfahrt-Attachée der amerikanischen Botschaft lud mich ein, aus diesem Anlaß ebenfalls nach Amerika zu kommen und dort mein Raketenflugzeug auf Schauflügen vorzuführen.

Bei dieser Sachlage versuchte ich Ende 1929 zunächst von Sander Raketen geliefert zu bekommen, um - wie urprünglich vereinbart - mit ihm Schauflüge mit der zu reparierenden Maschine gemeinsam durchzuführen. Aber von Opel hielt nicht nur mein Flugzeug gesperrt, sondern sperrte von Amerika aus auch Sander bezüglich einer Raketenlieferung an mich unter Berufung auf den zwischen ihnen beiden bestehenden Exclusivvertrag.

Deshalb suchte ich Anfang 1930 Valier auf, der bei der Gesellschaft für Industriegas-Verwertung, Heylandt in Berlin-Britz arbeitete, um näheres von ihm über seine Erfahrungen mit Eisfeld-Raketen zu hören. Er riet mir dringend ab, stellte aber in Aussicht, daß er mit der Entwicklung seines Flüssigkeitsraketen-Aggregats schnell voranzukommen hoffe und dann an einer Zusammenarbeit mit mir interessiert wäre. Leider konnte diese Absicht durch den Unfall von Valier am 17. Mai 1930 nicht realisiert werden. Sein Tod bedeutete für mich und die weitere Entwicklung einen großen Verlust.

12. Weitere theoretische Arbeiten

Im März 1930 war ich zur Teilnahme an der ersten Tagung der Internationalen

Gesellschaft für Segelflug (Istus) in Darmstadt delegiert. Prof. Wilhelm Hoff von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt war auch anwesend und zeigte in ausgedehnten Gesprächen großes Interesse an meinen Arbeiten. Er sammelte in einem Buch Autogramme prominenter Tagungsteilnehmer. Daß er auch meinen Eintrag wünschte, empfand ich als große Ehre und zeigte mir, daß mein Raketenflugzeug nicht nur die Publizität auslöste, die von Opel damit suchte, sondern auch in wissenschaftlichen Kreisen entsprechende Würdigung fand. Prof. Hoff stellte es mir frei, jederzeit in seinem Institut arbeiten zu dürfen, sei es theoretisch in der umfangreichen internationalen Berichtssammlung, sei es praktisch.

Tatsächlich widmete ich mich dann einem intensiven Studium der vieschichtigen Sachfragen, die einer Klärung bedurften. Das führte auch zu regem Gedankenaustausch und Briefwechsel mit Prof. Emil Everling, insbesondere über "Strahlapparate", mit deren Hilfe der äußere Wirkungsgrad von Strahlantrieben verbessert werden sollte.

Daneben hielt ich Kontakt zu Heylandt, wo zunächst Ingenieur Pietsch die Arbeiten von Valier weiterführte. Ich bin noch im Besitz eines Diagramms von einem Brennversuch mit einer Kegeldüse, mit der wir am 3. Juli 1930 bei einem Verbrauch von 6 l Flüssigsauerstoff und 6/5 l Bezin einen Schub von 10 kp erzielten.

13. Konkurrierende Arbeiten zu Beginn des dritten Jahrzehnts

Wie sehr die verschiedenen Gruppen, die an der Lösung des gleichen Problems unabhängig voneinander arbeiteten, oft ganz parallele Wege gingen und die von ihnen erzielten Erfolge oft zu Unrecht für einen Rekord hielten und publizierten, obwohl anderen Ortes bereits früher die gleichen oder sogar bessere Ergebnisse erzielt worden waren, erhellt aus dem Bericht der Chemisch-Technischem Reichsanstalt in Berlin über den ersten Flüssigkeitsaggregats-Versuch des Vereins für Raumschiffahrt in Gegenwart von Oberth, Nebel, Riedel, Heinisch, Engel und von Braun vom 23. Juli 1930 (s. /7/, S. 202). Da wurden lediglich maximal 7 kp Schub erzielt, ebenfalls mit einer Kegeldüse unter Einsatz von 6 kg Flüssigsauerstoff und einem kg Bezin, also denselben Treibstoffen in sogar etwas größerer Menge!

Dieses Beispiel ist typisch für die Zeit zwischen 1930 und 1932. Es wurde an vielerlei Orten von vielerlei Personen und Gruppen an vielerlei Lösungen gearbeitet, aber durchweg ohne spektakuläre Erfolge. Vor allem lag dies allerdings an der enormen Zuspitzung der Wirtschaftskrise, die den Einsatz entsprechender staatlicher oder privater Mittel ausschloß.

Nachdem Rudolf Nebel am 27. September 1930 in Berlin-Reinickendorf einen "Raketenflugplatz" gegründet hatte, hätte man annehmen dürfen, daß davon vielleicht stärkere Impulse ausgehen würden. Das war aber nicht der Fall. Ein Besuch des Raketenflugplatzes festigte bei mir die Überzeugung, daß ich dort meine Arbeiten nicht weiter fördern könnte. Und daß Engel und von Braun ihn 1932 auch verließen, spricht für die Richtigkeit meiner Einschätzung.

Ähnlich verhält es sich mit den anderen bekanntgewordenen Gruppen: Ob sie ein paar Briefe am Kopf einer Feststoffrakete über eine kurze Strecke als "Postrakete" bezeichneten oder Tiling gleichfalls an Feststoffraketen viel geringerer Leistung, als wir sie schon 1928/29 eingesetzt hatten, Spreizflügel anbrachte, um damit eine Landung zu bewerkstelligen, es sind allenfalls kleinste Schritte oder oft auch Mißerfolge, von denen allerdings Goddard früher einmal gesagt hat, daß sie in summa letztlich den Durchbruch zum großen Erfolg mit verursachen würden.

Dies ist ein mildereres Urteil, als es Udet 1932 Tiling gegenüber bei einer Vorführung in Reinickendorf mit "Spielerei" fällte. Dabei ist zu berücksichtigen, daß Udet ganz allgemein einem Strahlantrieb gegenüber negativ eingestellt war.

14. Kontakt mit Heereswaffenamt

Bei meinem Kontakt zu amtlichen Stellen wurde ich 1933 an das Heereswaffenamt in Berlin, Jebenstraße verwiesen. Dort zeigte sich Walter Dornberger als Leiter der Abteilung für Raketen an meinen Arbeiten sehr interessiert und wünschte von mir eine weitgehende Ausarbeitung über alle denkbaren Anwendungsmöglichkeiten, auch unter Berücksichtigung militärischer Aspekte.

Dies war Veranlassung für mich, daß ich tatsächlich von dem Anerbieten von Prof. Hoff Gebrauch machte und in der DVL alle raketen-relevanten Gebiete, wie Aerodynamik, Gasdynamik, Thermodynamik, Ballistik sowie chemische und technologische Fragen eingehendst erarbeitete. Bei Heylandt waren inzwischen die Versuche mit größeren Erfolgen weitergeführt worden, deren Ergebnis mir zur Verfügung gestellt wurde.

Mein Bericht nahm dem Umfang und dem Inhalt nach die Größe und Bedeutung einer Doktorarbeit an. Leider ist durch die Kriegsereignisse kein einziges Exemplar dieser Denkschrift erhalten geblieben. Lediglich Teile meines Manuskripts sind noch vorhanden. Allein aus der Gliederung (Bild 20) ist ersichtlich, wie weitgehend meine Arbeit unter zugrundelegung alles damals Bekannten Richtung und Inhalt der durchzuführenden Maßnahmen zu lenken geeignet war. Im Manuskript ist u. a. noch vorhanden der ausführliche Beschrieb von Öfen der Firma Heylandt, mit denen damals bereits Schübe zwischen 50 bis 500 kp erzielt wurden, sowie die Auswertung entsprechender Versuche mit 70 %igem Spiritus und Flüssigsauerstoff (siehe anliegende Abschrift aus dem Manuskript und 2 Diagramme).

Nach Ablieferung meiner letzten Arbeit beim Heereswaffenamt wurde ich mehrfach auf einen späteren Bescheid vertröstet. Ich kann mich nicht des Eindrucks erwehren, daß man mich über längere Zeit veranlaßte, meine Ideen, wissenschaftlich untermauert, dem Heereswaffenamt zur Verfügung zu stellen, um sie evtl. der bereits in Kummersdorf gebildeten Arbeitsgruppe um Wernher von Braun zur Auswertung und Weiterbearbeitung zu überlassen. Rolf Engel hat ja einmal ähnliche Vermutungen hinsichtlich seiner eigenen Arbeiten geäußert.

Schließlich erhielt ich die Aufforderung, meine Personalpapiere einzureichen. Mittlerweile waren aber die Nürnberger Gesetze erlassen und bei der Ahnenforschung ergab sich, daß ein im Jahre 1825 geborener Großelternteil zwar selbst protestantisch war, aber von gleichfalls protestantisch getaufen jüdischen Eltern abstammte. Damit war ich zur perona non grata geworden!

15. Schlußbetrachtung

Auf diese Weise wurde mir einerseits vielleicht das typische Forscherschicksal erspart, daß ein zweckfreies Suchen nach Erweiterung menschlicher Erkenntnisse und Möglichkeiten durch Zeitereignisse in eine Zielrichtung gelenkt wird, die den ursprünglichen Absichten niemals innewohnte. Auf der anderen Seite aber hat damit sicherlich eine in jugendlichstem Alter vielversprechend begonnene Arbeit nicht ihren krönenden Abschluß finden können.

16. Schrifttum

/1/ Max Valier: Der Vorstoss in den Weltenraum. Eine technische Möglichkeit? R. Oldenburg-Verlag, München-Berlin 1924. Zweitauflage 1925.

/2/ Hermann Oberth: Die Rakete zu den Planetenräumen. Oldenburg-Verlag, München-Berlin, 1923/1960.

/3/ Walter Hohmann: Die Erreichbarkeit der Himmelskörper. R. Oldenburg-Verlag, München-Berlin, 1925.

/4/ Konstantin Eduardowitsch Ziolkowsky: Erforschung der Weltenräume mittels Reaktionsschiffen. (Neubearbeitung 1914/1926). Verlag 6. Reichsschriftsetzerei, Kaluga 1926.

/5/ Rolf Engel: Johannes Winkler - ein Mann der ersten Stunde. Deutsche Luft- und Raumfahrt, Mitt. 78-01, Beitrag 78-204.

/6/ F. Alber: Der Raketenpionier Friedrich Wilhelm Sander. Deutsche Luft- und Raumfahrt, Mitt. 71-24, Beitrag S. 51-54.

/7/ Werner Buedeler: Geschichte der Raumfahrt. Sigloch Edition, Künselsau, 1979.

/8/ Alexander Lippisch: Modellversuche mit neuartigen Flugzeugtypen. ZFM 1926, 24. Heft, S. 549-555.

/9/ Alexander Lippisch: Versuche mit neuartigen Flugzeugtypen. ZFM 1928, 12. Heft, S. 274-281.

/10/ Alexander Lippisch: Ein Dreieck fliegt. Die Entwicklung der Delta-Flugzeuge bis 1945. Motor-Buch-Verlag, Stuttgart, 1976.

/11/ Alexander Lippisch: Erinnerungen. Luftfahrtverlag Axel Zuerl, Steinebach-Wörthsee.

/12/ Alexander Lippisch und Fritz Stamer: Raketenversuche mit Flugzeugen und Flugmodellen. ZFM 1928, 12. Heft, S. 270-274.

Der Flugzeugkonstrukteur und Versuchspilot
Julius Hatry 1929 im Alter von 22 Jahren

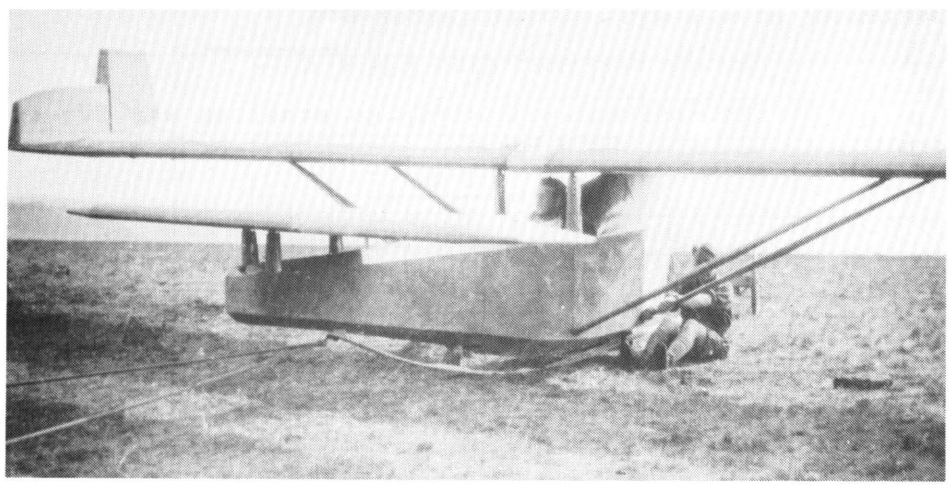


Bild 1. Versuchssegelflugzeug "Ente" der RRG 1928.
Am Steuer J. Hatry beim Start zu einem Versuchsflug.

Beim gleichförmigen Steig- und Horizontalflug ist infolge stetigen Raketenschubes:

$$A = c_a \cdot F \cdot q = G \cdot \cos \varphi$$

$$W = c_w \cdot F \cdot q = S - G \cdot \sin \varphi$$

$$\text{folglich } \frac{c_w}{c_a} = \frac{S - G \cdot \sin \varphi}{G \cdot \cos \varphi}$$

Setzt man $S/G = n$ und $c_w/c_a = \varepsilon$, dann gilt:

$$\varepsilon = \frac{n - \sin \varphi}{\cos \varphi} = \frac{n}{\cos \varphi} - \operatorname{tg} \varphi = n \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \varphi} - \operatorname{tg}$$

$$\varepsilon + \operatorname{tg} \varphi = n \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \varphi} \quad \text{, durch Quadrieren:}$$

$$\varepsilon^2 + 2 \varepsilon \operatorname{tg} \varphi + \operatorname{tg}^2 \varphi = n^2 + n^2 \operatorname{tg}^2 \varphi$$

$$n^2 \operatorname{tg}^2 \varphi - \operatorname{tg}^2 \varphi - 2 \varepsilon \operatorname{tg} \varphi - \varepsilon^2 = - n^2$$

$$\operatorname{tg}^2 \varphi (n^2 - 1) - 2 \varepsilon \operatorname{tg} \varphi = \varepsilon^2 - n^2 \text{ ; teilen durch } (n^2 - 1):$$

$$\operatorname{tg}^2 \varphi - \frac{2 \varepsilon}{n^2 - 1} \operatorname{tg} \varphi = \frac{\varepsilon^2 - n^2}{n^2 - 1} \text{ ; daraus Grundform}$$

$$\operatorname{tg}^2 \varphi - \frac{2 \varepsilon}{n^2 - 1} \operatorname{tg} \varphi - \frac{\varepsilon^2 - n^2}{n^2 - 1} = 0 \text{ ; daraus:}$$

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{\varepsilon}{n^2 - 1} \pm \sqrt{\frac{\varepsilon^2}{(n^2 - 1)^2} + \frac{\varepsilon^2 - n^2}{n^2 - 1}}$$

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{\varepsilon}{n^2 - 1} \pm \sqrt{\frac{\varepsilon^2 + \varepsilon^2 n^2 - n^4 - \varepsilon^2 + n^2}{(n^2 - 1)^2}} \text{ , daraus:}$$

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{\varepsilon}{n^2 - 1} \pm \frac{n}{n^2 - 1} \cdot \sqrt{\varepsilon^2 + 1 - n^2}$$

Die Endform dieser Gleichung zeigt, daß ein stetiger Flugzustand nur solange möglich ist, als der Summand unter der Wurzel positiv bleibt oder gleich Null wird. Der bei gegebenem n erreichbare Kleinstwert von ε ist gegeben durch die Beziehung $\varepsilon^2 + 1 = n^2$, Wurzelfaktor = 0.

Daraus bestimmt sich $\varepsilon = \sqrt{n^2 - 1}$

Wenn bei $\varepsilon^2 + 1 = n^2$ der Radikant = 0 wird, so erhalten wir für $\operatorname{tg} \varphi$ die einfache Form:

$$\operatorname{tg} \quad = \frac{\varepsilon}{n^2 - 1}$$

Da nun in diesem Falle $\varepsilon = \sqrt{n^2 - 1}$ ist, so wird für

$$\varepsilon_{min} \operatorname{tg} \varphi = \frac{\sqrt{n^2 - 1}}{n^2 - 1} = \frac{1}{\sqrt{n^2 - 1}}$$

In der anliegenden Tafel (Bild 3) sind die Aufstiegwinkel φ für verschiedene Werte von n und die Funktionen $\varepsilon = \frac{n - \sin \varphi}{\cos \varphi}$ errechnet. Ist $S/G = n \ll 1$, so muss man kleine Werte von ε, also gute Gleitzahlen verwenden. Bei $n \approx 1$ wird φ irrational, gleichbedeutend mit keinem stetigen Aufstiegwinkel. Vielmehr wird die steil nach oben gerichtete Aufstiegsbahn fortlaufend von Loopings unterbrochen, wodurch der Kräfteausgleich zwischen Auftrieb, Schub und Gewicht in der vertikalen Ebene hergestellt wird.

Bild 2. Berechnung der Flugleistungen.

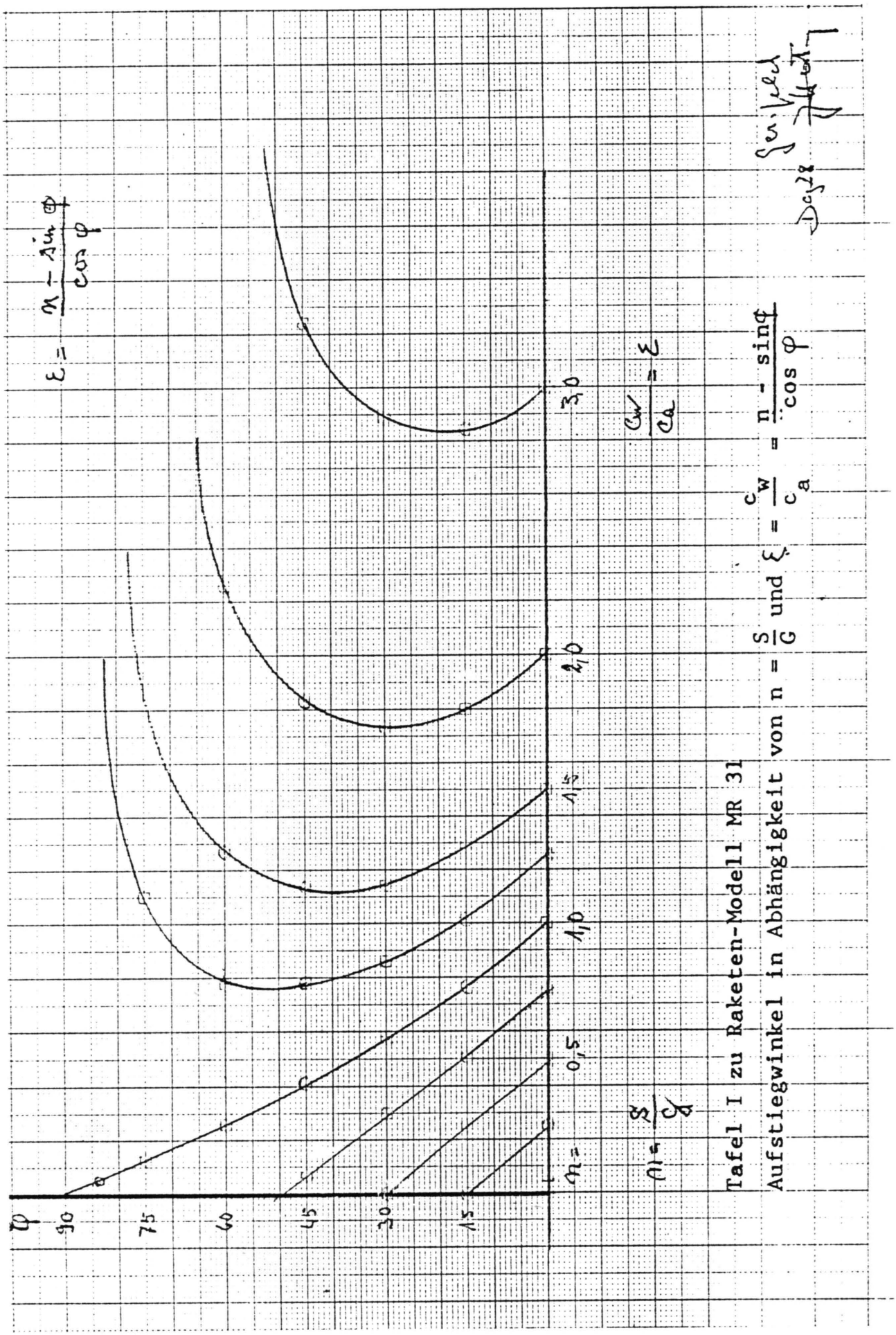


Bild 3
Berechnung der Aufstiegwinkel

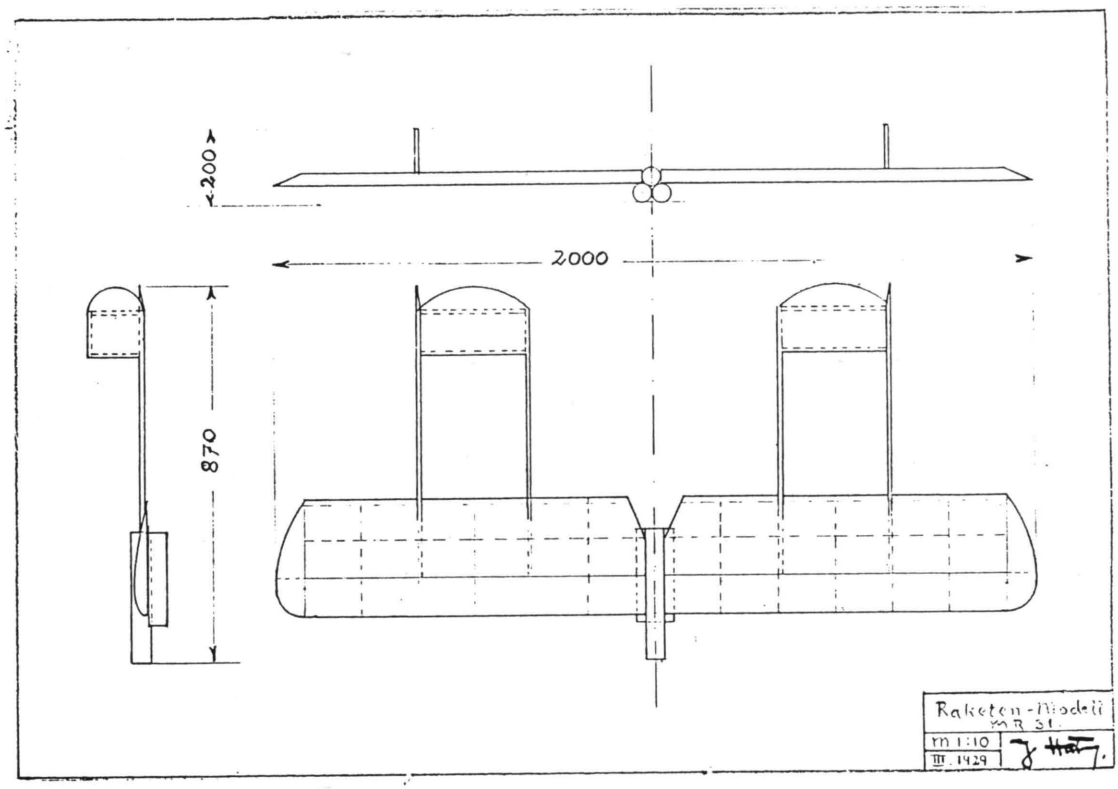


Bild 4. Raketen-Modell MR 31 von Julius Hatry
zum Konstruktionswettbewerb Rossitten 1928/29.

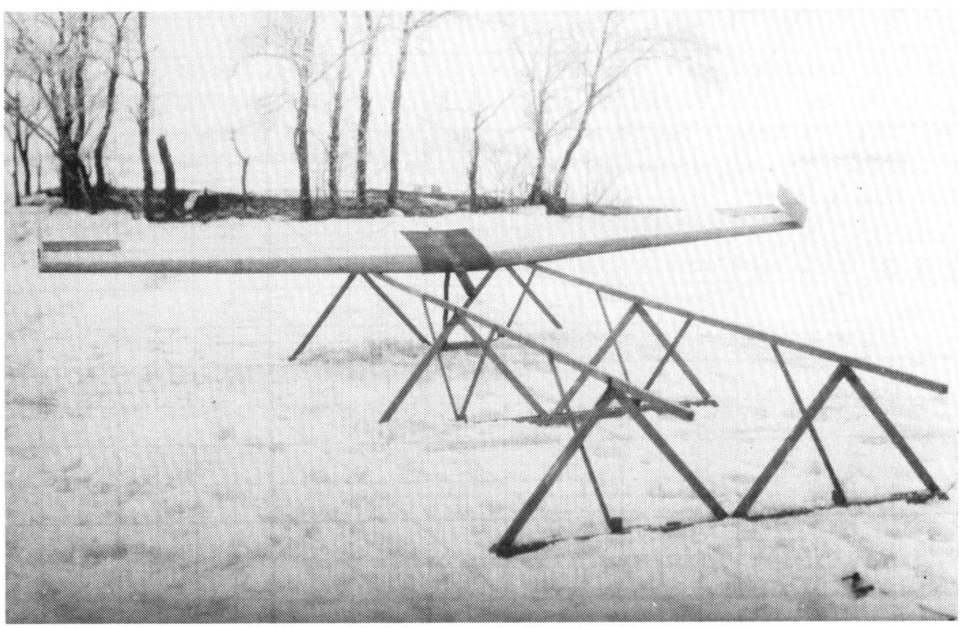


Bild 5. Nurflügel-Modell MF 21 von Julius Hatry
zum Konstruktionswettbewerb Rossitten 1928/29.

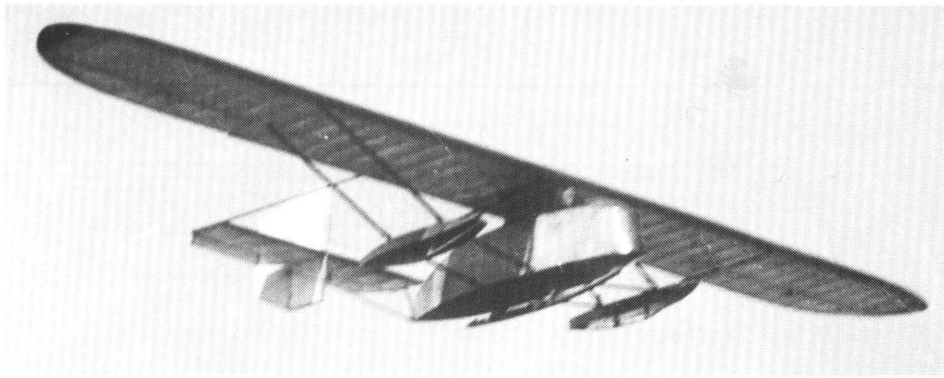


Bild 6. Wassersegelflugzeug "Wasserratte" von Julius Hatry zum Konstruktionswettbewerb Rossitten 1928/29.

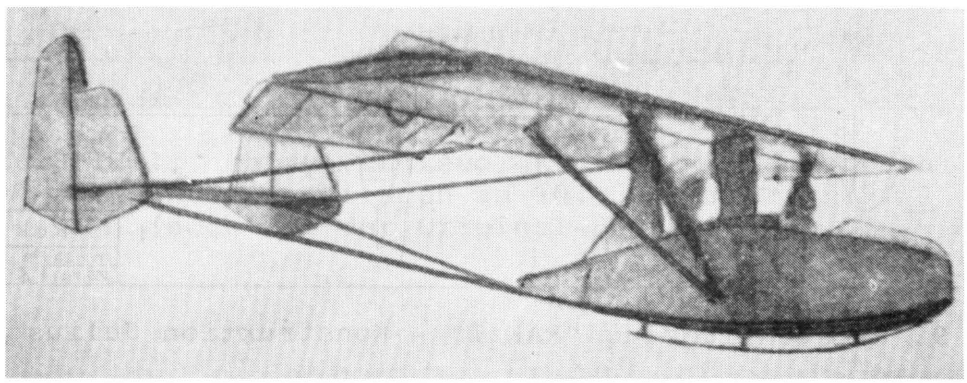


Bild 7. Schul-Doppelsitzer der RRG 1929. Konstruktion Alexander Lippisch.

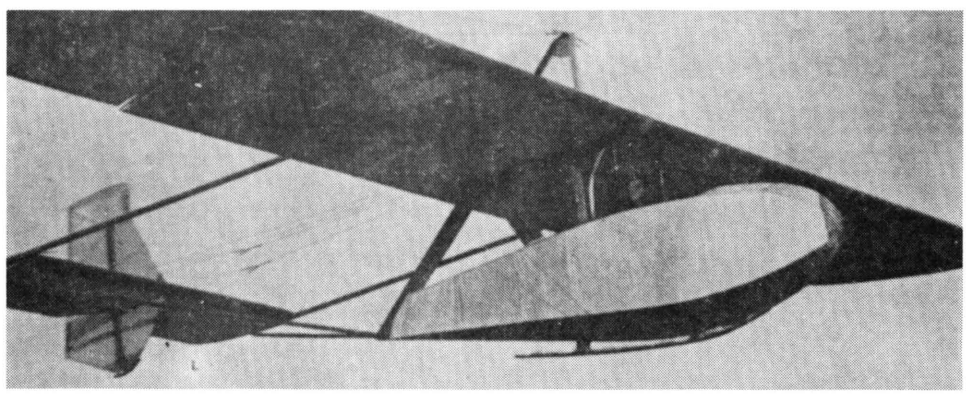


Bild 8."Leichtwindsegler" der RRG 1930. Konstruktion Alexander Lippisch.

Man beachte bei beiden Typen die gleichen Konstruktionsmerkmale wie bei "Wasserratte" und "RAK I" des Konstrukteurs Julius Hatry.

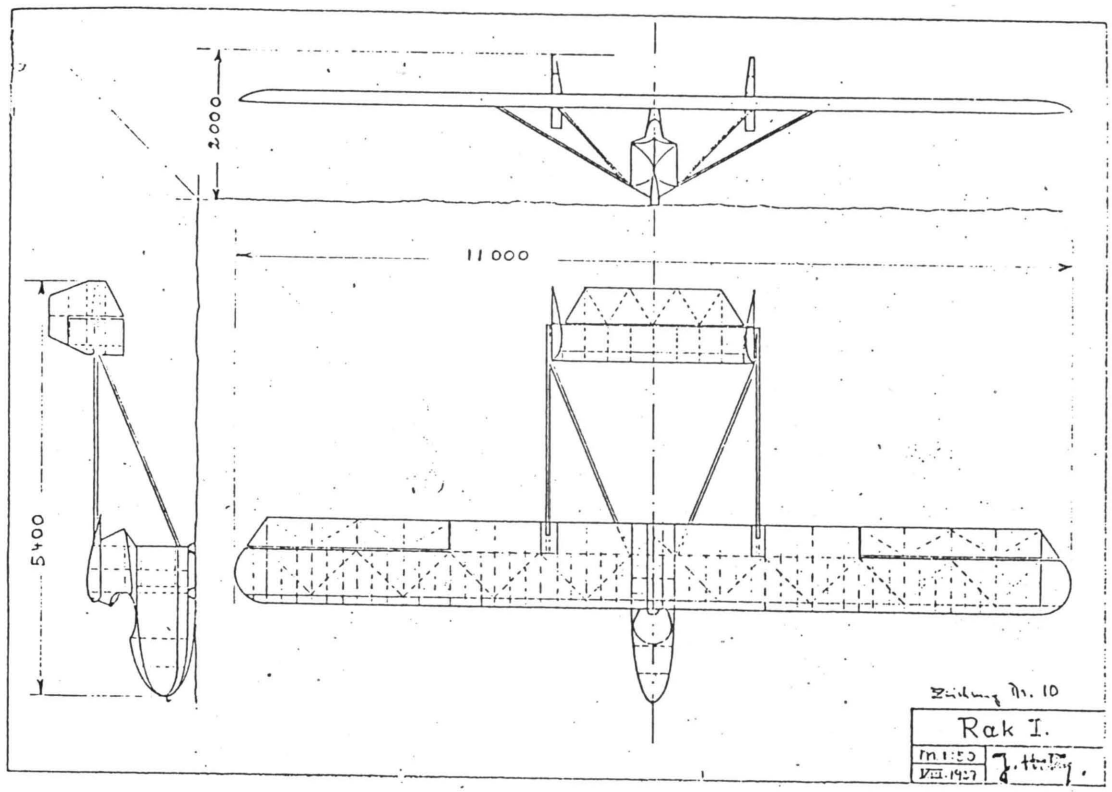


Bild 9. Raketenflugzeug "RAK I" - Konstruktion Julius Hatry.

Bild 10. Hatry-Flugzeug "RAK I" auf Mönchbruch bei Versuchsflügen. Raketenkasten für 100 Raketen mit 90 kp Schub bei 1,5 Sekunden Brenndauer.

Bild 11. Hatry-Flugzeug "RAK I" auf Mönchbruch
bei Versuchsflügen am 10. September 1929
(noch mit der Original-Beschriftung).

Bild 12. Erster erfolgreicher Versuchsflug von
Fritz von Opel am 10. September 1929 auf Mönchbruch.

Bild 13. "RAK I" wird am 30. September 1929 auf dem Flugplatz in Frankfurt/Main der Presse vorgeführt. "HATRY-FLUGZEUG" ist schwarz übermalt !

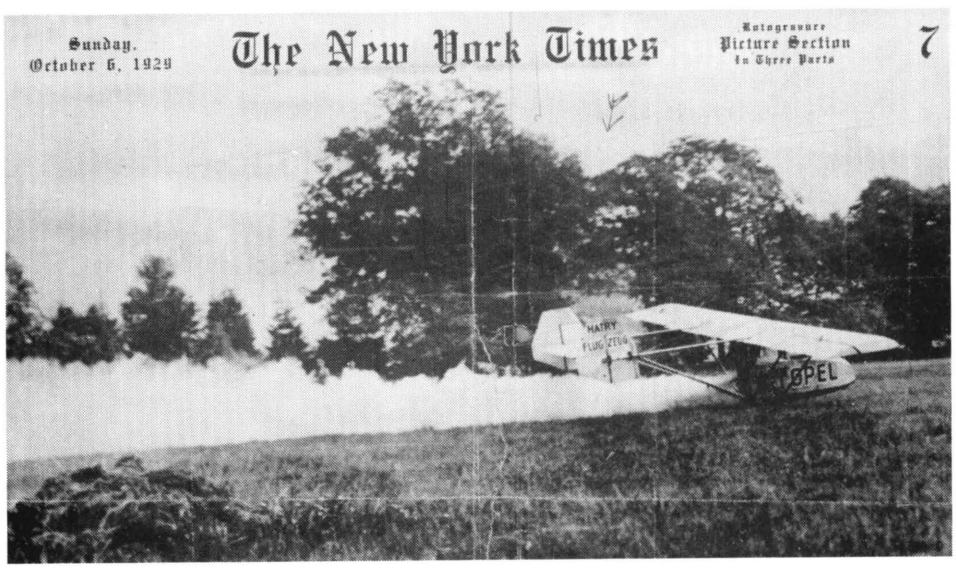


Bild 14. Die NEW YORK TIMES veröffentlicht ein Foto von den Vorversuchen mit der Beschriftung "HATRY-FLUGZEUG". Von Opel hatte behauptet, die Redaktion würde das ablehnen!

Bild 15. RAK I" beim zweiten Fehlstart.
Die Raketen des Katapults werden von außen gezündet.

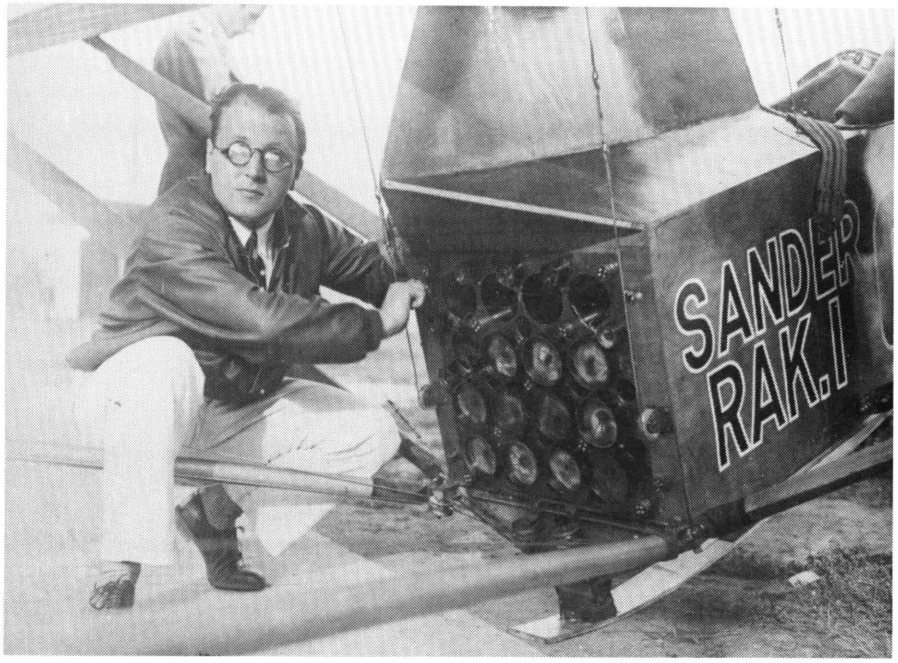


Bild 16. "RAK I" wird zum dritten, erfolgreichen Start mit 11 Brenndern von je 22 kp Schub beladen. Davor knieend Fritz von Opel, dahinter der Konstrukteur Julius Hatry.

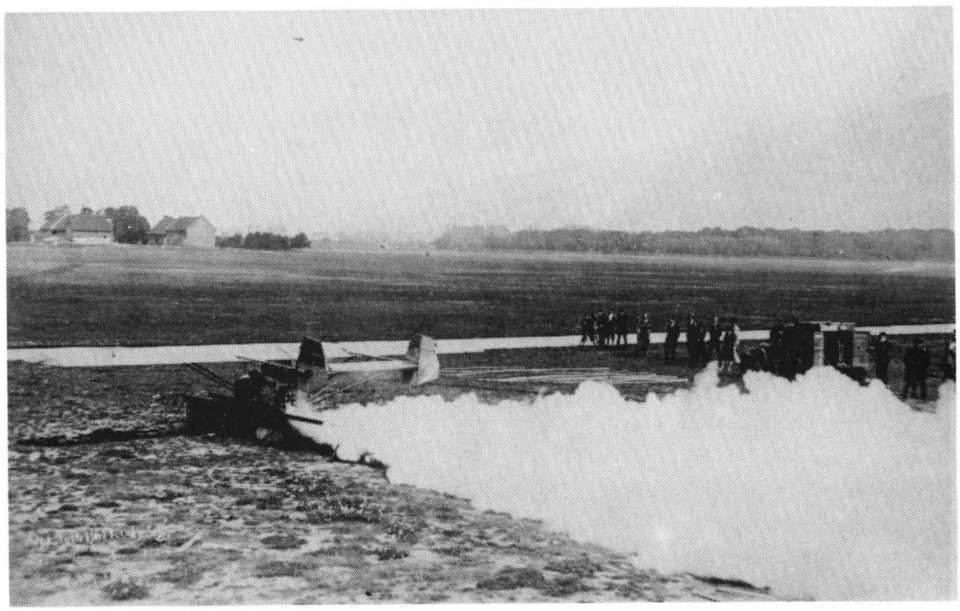


Bild 17. "RAK I" beim dritten Start. Noch vor Verlassen des Katapults Einsatz der Flugraketen. Im Hintergrund der erste Wochenschau-Tonfilmwagen, der extra aus Paris gekommen war.

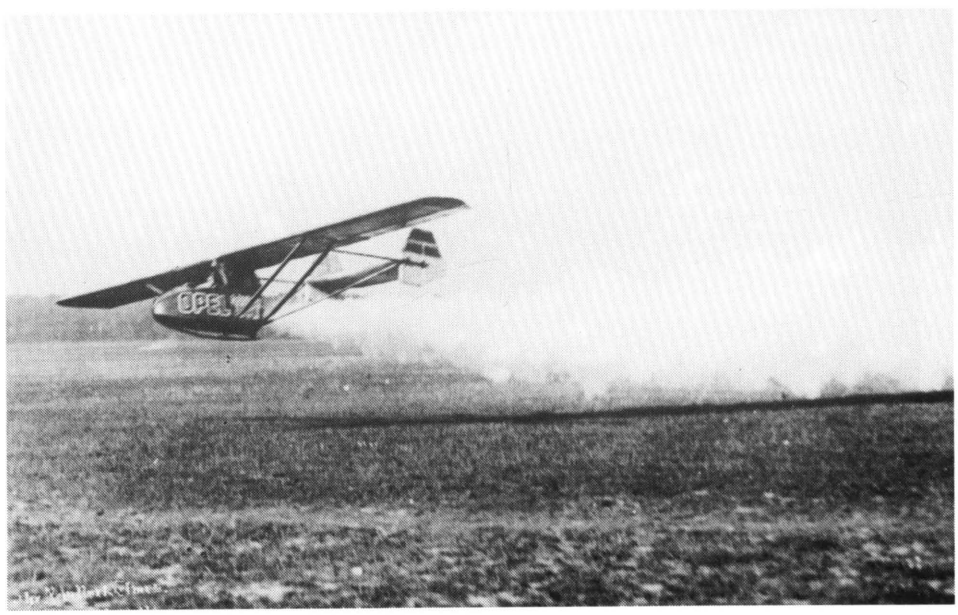


Bild 18. "RAK I" im Flug, kurz nach Verlassen des Katapults. Noch zünden die Flugraketen, aber bereits nach einer halben Platzrunde setzt die Zündung wieder aus, das Flugzeug verliert an Höhe und.....

Bild 19. ...Fritz von Opel muss mit Rückenwind landen. Dabei stößt er an einen Damm. Der Raketenfabrikant F.W. Sander und der Konstrukteur des Flugzeugs Julius Hatry besichtigen den zertrümmerten Rumpf.

Für alle Bilder (mit Ausnahme Bild 7 und 8) Copy-right by Julius Hatry, Meerwiesenstraße 53, 6800 Mannheim 1.

G L I E D E R U N G

1. Übersicht über Formelzeichen

2. Literaturangabe

3. Einleitung

4. Zurückliegende eigene Arbeiten
   41. Theorie des Anstiegs-Winkels
   42. RAK-Modell MR 31
   43. Hatry-Flugzeug Opel-Sander RAK I

5. Flüssigkeitsraketen
   50. Allgemeines
   51. Ofenvorgänge
   52. Düsenvorgänge
   53. Wirkungsgrad
      531. Innerer Wirkungsgrad
      532. Äußerer Wirkungsgrad
      533. Strahlapparate
      534. Gesamtwirkungsgrad
   54. Leistungen
   55. Ofen der AG für Industriegas-Verwertung Heylandt
      551. Beschrieb desselben
      552. Auswertung von Versuchen
      553. Zusammenfassung

6. Anwendungsgebiete
   61. Raketenflugzeuge in Analogie zu Motorflugzeugen
      611. Steigfähigkeit
      612. Gipfelhöhe
      613. Schnelligkeit
      614. Landegeschwindigkeit
      615. Reichweite
      616. Beispiel: Schneiderpokal-Flugzeug S 6 B mit Raketen- statt Motor-Propeller-Antrieb
      617. Wirtschaftlichkeit
      618. Sicherheit
   62. Raketen-Katapulte
   63. Raketen als Starthilfe an Motorflugzeugen
   64. Lufttorpedos

7. Arbeitsgebiete:
   71. Weiterentwicklung des Ofens
      711. Versuche mit verschiedenen Brennstoffen
      712. Düsenversuche
         7121. optimale Formgebung
         7122. technologisch hinsichtlich Material
   72. Entwicklung der Strahlapparate
   73. Raketenflugzeugbau
      731. Überschallgeschwindigkeitsprofile
      732. Flugzeug Grundform
   74. Raketen-Katapulte
   75. Lufttorpedos

8. Zusammenfassung

Gekürzter Auszug der Tz. 55-553 vorstehender Gliederung aus dem Exposé des Referenten an das Heereswaffenamt als Beispiel und Beweis, wie weit sowohl die theoretischen Unterlagen bereits 1933 erarbeitet, als auch die praktische Entwicklung eines Flüssigkeitsraketen-Ofens in Zusammenarbeit mit der AG für Industriegas-Verwertung Heylandt vorlag und Dornberger unterbreitet worden waren:

55. Ofen der AG für Industriegas-Verwertung Heylandt.

In dem Laboratorium der Fa. Heylandt wurde in Fortführung der daselbst von Max Valier unternommenen Versuche in jahrelanger Arbeit ein obigen theoretischen Betrachtungen entsprechender Flüssigkeits-Raketen-Motor entwickelt.

551. Beschrieb desselben.

Im Prinzip besteht das Aggregat aus einem aus Stahl verfertigten Verbrennungsofen, in welchen die Brennstoffe unter teilweiser Ausnutzung der bei dem Oxydationsprozess freiwerdenden Wärme gefördert werden. Als sehr günstiger Brennstoff hat sich ein Spiritus, bestehend aus 70 % reinem Alkohol und 30 % Wasser herausgestellt.Durch die Beimischung von Wasser können Ofendruck und Verbrennungstemperatur in praktisch zu beherrschenden Grenzen gehalten werden, wodurch gleichzeitig das Eintreten von Dissotiationserscheinungen vermindert wird. Der zur Verbrennung der Kohlenstoff- und Wasserstoff-Atome benötigte Sauerstoff wird in Form von Flüssig-Sauerstoff ebenfalls in den Ofen eingebracht. Die Düse besteht gleichfalls aus Stahl und ist - durch Ziehen hergestellt - fest mit dem Ofen verbunden. Es wurden Ofenaggregate der verschiedensten Größen mit einem Maximalschub zwischen 50 und 500 kg untersucht! Das Gewicht dieser Öfen ist äußerst gering und beträgt mit sämtlichen Armaturen nur zwischen 5 und 20 kg! Auch bei Dauerbetrieben traten keinerlei Ermüdungserscheinungen ein.

Über die Frage des Brennstoffverbrauchs pro Sekunde und kg Schub gibt die anliegende Tafel Aufschluss, in welcher die z.Zt. garantierten Gewichte der Fa. Heylandt dargestellt sind. Inzwischen wurden aber bereits weit bessere Werte erzielt, wie sich aus nachfolgender Versuchsauswertung ergibt.

552. Auswertung von Versuchen.

Versuch am 20.10.1933.

Rückstoßofen nach Zeichnung R 1045, Gewicht 5,304 kg, Inhalt: 900 cm³

Düse: Länge 67 mm, engster Querschnitt 24,0 mm, $f' = 4{,}53$ cm²
bei der Mündung erweitert auf 36,5 " $f_m = 10{,}45$ "

Brennstoff: 70 % C_2H_6O + 30 % H_2O ; spez. Gewicht = 0,855 t/m³
flüssig Sauerstoff O_2 " " = 1,143 "

Bei konst. Ofendruck von 10 atü Einbringung der Brennstoffe mit konst. Vordruck von 12 atü, von Spiritus mit Hilfe eines sogenannten Brennstoffköpfchens, welches 28 Löcher zu je 1 mm Ø besitzt, Brennstoffeinbringungsfläche 22,2 mm², Eintritt von Flüssig-Sauerstoff durch 6 Sauerstoffwarzen, jede mit 4 Löchern zu 1 mm Ø , Sauerstoff-Förderfläche = 19 mm².

Brenndauer: 169,5 s ; Konst. Rückstoß S = 61,20 kg

Brennstoffverbrauch: 39 kg O_2 + 20,5 kg Spiritus, zus. = 59,50 kg

Sekundlicher Verbrauch G_s = 0,352 kg/s ; spez. Verbrauch = 5,73 g/skg

Die Strömungsgeschwindigkeit der Raketengase an der Düsenmündung errechnet sich aus (4) zu $w_m = 1710$ m/s (71)

* Alle Dimensionen in dieser Anlage nach damals gültigen Normen!

Nach (6) beträgt der (korr.) untere Heizwert von C_2H_6O

$$K = 6400{,}0 \text{ kcal/kg} \tag{72}$$

nach (7) ergibt sich für das Alkohol-Wasser-Gemisch

$$K = 4301{,}5 \text{ kcal/kg} \tag{73}$$

nach (11) ergibt dies einen Heizwert von

$$E = 1{,}837 \cdot 10^6 \text{ mkg/kg} \tag{74}$$

Der Verbrauch von Sauerstoff pro kg Spiritus beträgt

$$39{,}0 : 20{,}5 = 1{,}902 \text{ kg } O_2 / \text{ kg Spiritus} \tag{75}$$

Für die gesamte Betriebsstoffmischung ergibt sich also

$$E = 10^6 \cdot 1{,}837 : 2{,}902 = 0{,}633 \cdot 10^6 \text{ mkg/kg} \tag{76}$$

die sogenannte "Heizhöhe" des Betriebsstoffes.

Nach (41) beträgt die theoretische Düsenmündungsgeschwindigkeit des Strahls unter Einsetzung des Wertes aus (76)

$$w_{th} = 3530 \text{ m/s} \tag{77}$$

sodaß entsprechend (44) unter Zugrundelegung der Werte aus (71) und (77) sich ein innerer Wirkungsgrad von

$$\eta_i = 0{,}235 \text{ errechnet} \tag{78}$$

Ein Wirkungsgrad dieser Höhe entspricht etwa solchen von Benzinmotoren; wie unter Tz 53 ausgeführt, sollte der innere Wirkungsgrad allerdings wesentlich besser liegen. Es soll deshalb in der weiter folgenden Auswertung der Versuch gemacht werden, die Ursachen dafür festzustellen.

Aus (9) und (5) ergibt sich der zur restlosen Verbrennung eines kg Spiritus obiger Zusammensetzung benötigte Sauerstoff zu

$$O_2 \text{ erforderlich} = 1{,}46 \text{ kg/kg Spiritus} \tag{79}$$

Nach (75) betrug der tatsächliche Verbrauch aber 1,90 kg/kg Spiritus, sodaß sich ein Sauerstoffüberschuss von

$$0{,}44 \text{ kg } O_2 \text{ / kg Spiritus} \tag{80}$$

feststellen lässt. Durch diesen Sauerstoffüberschuss wird selbstverständlich die tatsächlich erzielte Leistung gegenüber der theoretisch maximal möglichen verschlechtert, wodurch der innere, Wirkungsgrad eine Einbuse erleidet. Es dürften aber auch noch andere Ursachen vorliegen:

Nach (10) entstehen bei Verbrennung von 1 kg Spiritus + 1,90 kg Sauerstoff:

$$\begin{array}{rcll} 1.34 \text{ kg} & = & 0{,}730 \text{ nm}^3 & CO_2 \\ +\ 1{,}12 \text{ "} & = & 1{,}495 \text{ "} & H_2O \\ +\ 0{,}44 \text{ "} & = & 0{,}330 \text{ "} & O_2 \\ \hline = 2{,}90 \text{ kg} & = & 2{,}555 \text{ nm}^3 & \text{Gasgemisch} \end{array} \tag{81}$$

Aus (18) ergibt sich das scheinbare Molekulargewicht dieser Gasmischung zu:

$$M_m = r_i M_i = 27{,}25 \tag{82}$$

und aus (19) die Gaskonstante zu $R_m = 848/27{,}25 = 31{,}1$ (83)

für den Adiabatenexponenten nach (13) und (14) näherungsweise $\varkappa = 1{,}33$, (84)

sodaß der kritische Druck p' bei einem Ofendruck von $p_o = 11$ at (85)

nach (30) $p'/p_o = (2/2{,}33)^4 = 0{,}54$, $p' = 5{,}95$ at beträgt (86)

Dieser kritische Druck p' wird in dem engsten Querschnitt der Düse, also bei f' erreicht. Durch Einsetzen der entsprechenden Werte in (31) bestimmt sich daraus das spezifische Gasvolumen im Ofen nach der Verbrennung zu

$$V_o = 0{,}81 \text{ m}^3/\text{kg} \tag{87}$$

aus (16) errechnet sich die maximale Ofentemperatur damit zu

$$T_o = 2863° = t_o = 2590° \text{ C} \qquad (88)$$

Mit diesen Werten erhält man nach (32) die kritische Geschwindigkeit w' = der Schallgeschwindigkeit des Gases im kritischen Gaszustand a' zu

$$w' = a' = 1000 \text{ m/s} \qquad (89)$$

Nach (20) und (22) gilt für das spezifische Gasvolumen in diesem Zustand

$$V' = V_o \, (p_o/p')^{1/\varkappa} = 1{,}281 \text{ m}^3/\text{kg} \qquad (90)$$

und nach (33) ergibt sich dasselbe bei der Düsenmündung zu

$$V_m = V' \, w_m f_m / \, w' f' = 5{,}060 \text{ m}^3/\text{kg} \qquad (91)$$

Der Druck der Gase bei der Düsenmündung p_m errechnet sich

aus (20) zu $$p_m = p_o \, (V_o/V_m)^{\varkappa} = 0{,}962 \text{ at} \qquad (92)$$

daselbst besitzen dieselben nach (15) noch eine Temperatur von

$$T_m = 1566° \; ; \; t_m = 1293° \text{ C} \qquad (93)$$

Obwohl der unter (92) für den Düsenmündungsdruck gefundene Wert nur wenig von 1 verschieden ist und sich vor allem Abweichungen der tatsächlich vorhandenen von den oben abgeleiteten Beziehungen dadurch ergeben, daß dieselben nur für ideale Gase - also unter Vernachlässigung der Reibungseinflüsse - gelten, so besteht doch gerade hinsichtlich dieses Wertes eine gute Übereinstimmung mit den tatsächlich vorhandenen.

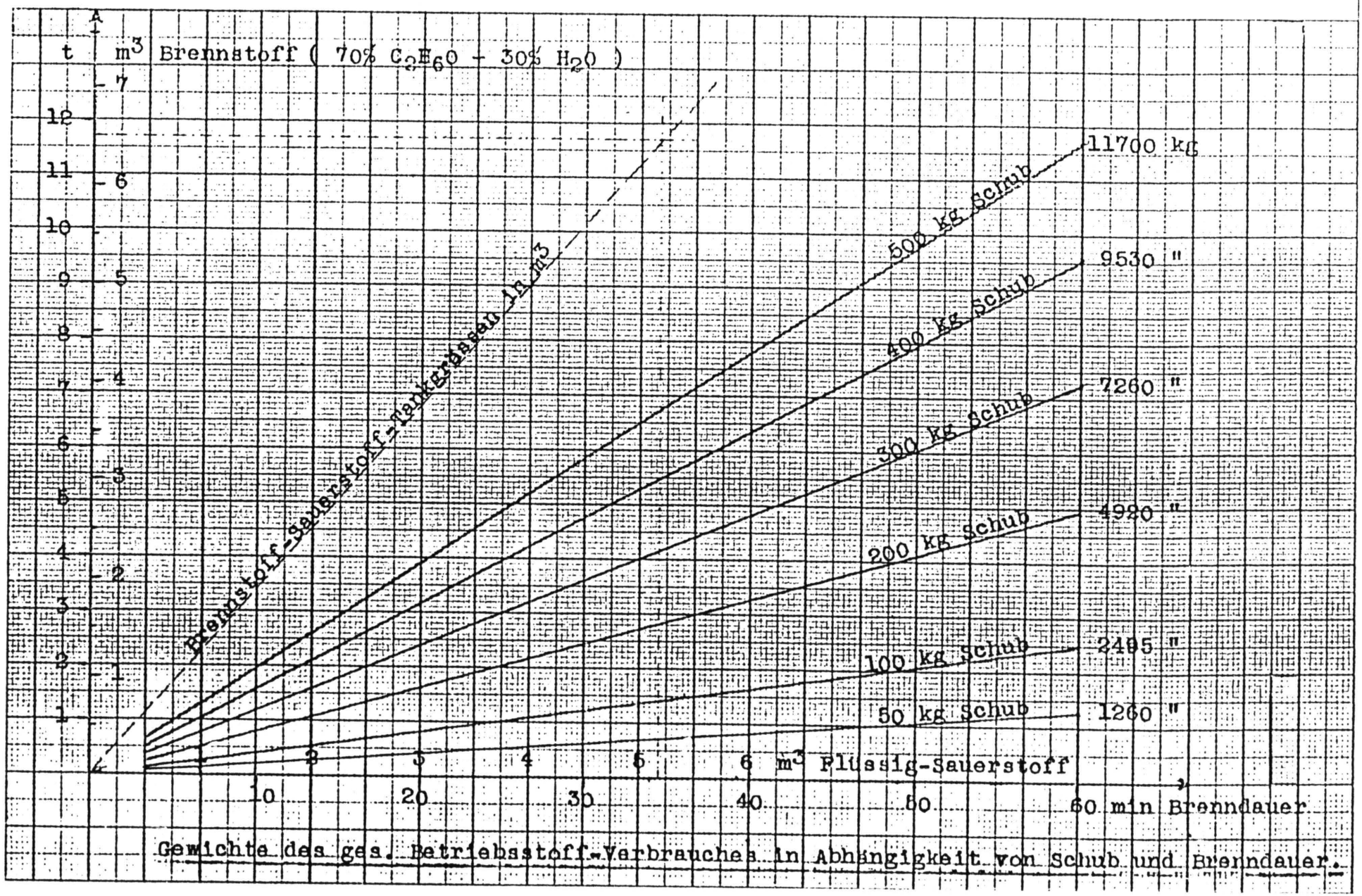
Bei den Laboratoriumsversuchen wurden nämlich häufig in dem Gasstrahl stationäre Schallwellen beobachtet. Als Ursache dieser Schallwellen ist anzusprechen, daß bereits noch innerhalb der Düse der vorhandene Außendruck p_a unterschritten wurde. In diesem Falle treten dann Verdichtungsstöße ein, wodurch der austretende Gasstrahl mit stehenden Schallwellen durchzogen ist. Die zur Erzeugung dieser Schallwellen benötigte Energie geht natürlich der strömenden Bewegung verloren, sodaß also in einem solchen Falle immer ein Impulsverlust infolge der Verdichtungsstöße vorhanden ist, was sich in einer Verschlechterung des inneren Wirkungsgrades η_i auswirkt. Es muss also angestrebt werden, derartige Erscheinungen zu vermeiden.

553 Zusammenfassung.

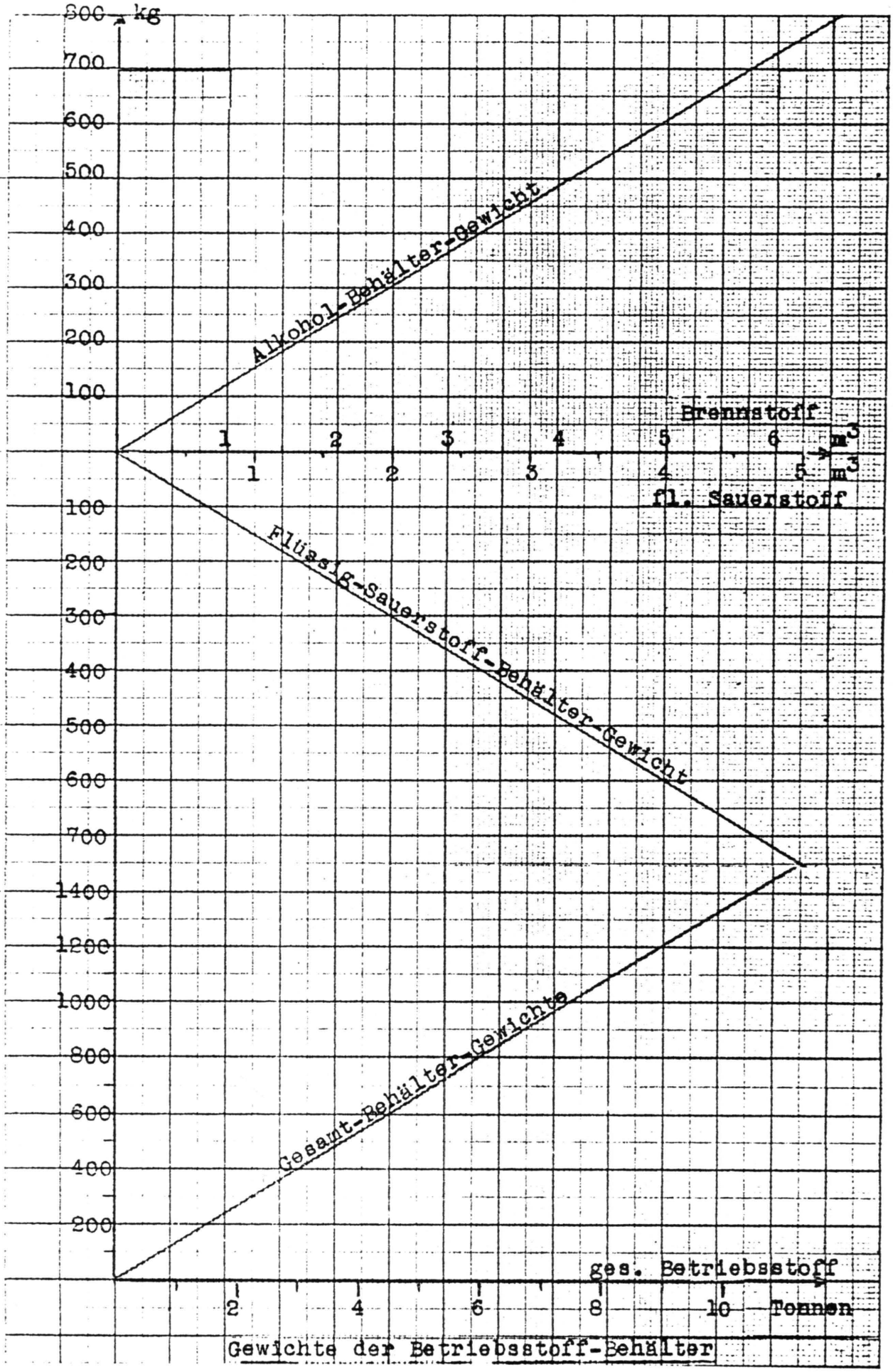
Der Ofen der AG für Industriegas-Verwertung, Berlin, stellt ein Flüssigkeitsraketen-Aggregat dar, das sich bei leichter Regulierbarkeit durch Sicherheit im Betrieb auszeichnet. Auch bei den noch verhältnismäßig geringen Verbrennungsdrücken und -Temperaturen werden mit demselben bei niederem spezifischem Brennstoffverbrauch hohe Leistungen und Wirkungsgrade erzielt, die im Übrigen durch eine folgerichtige Weiterentwicklung leicht steigerungsfähig erscheinen.

Aber auch aufgrund der bereits heute damit erzielten Ergebnisse kann gesagt werden, daß dieses Aggregat schon jetzt allen an es zu stellenden Anforderungen entsprechen dürfte und geeignet erscheint zur praktischen Verwendung als Antriebsmittel in allen den Fällen, wo die zu einem erfolgversprechenden Einsatz der Rakete als Kraftmaschine zu erfüllenden Voraussetzungen gegeben sind.

-.-.-



Gewichte des ges. Betriebsstoff-Verbrauches in Abhängigkeit von Schub und Brenndauer.



Gewichte der Betriebsstoff-Behälter