



# Elektrotechnische Zeitschrift

71. Jahrgang

1950

Wuppertal  
VDE-Verlag GmbH.  
1950



bewährte. Eine „Luftschmierung“ durch Ausbildung der Scheiben als Axialgebläse müßte noch geprüft werden.

Die erstrebte niedrige Spannung 1 ... 10 kV wurde durch den neuartigen Einbau eines mitumlaufenden „Abspanners“ aus einer „unendlichen Kette“ von Kondensatoren erzielt, die an die von der Maschine gelieferten Spannung in Reihe geschaltet sind und einzeln entladen werden. Bild 1 zeigt, daß für jeden aus der geschlossenen Kette austretenden Kondensator immer ein entladener Kondensator gleicher Kapazität eintritt. Die Rotation der Kondensatoren hat neben der Einsparung von Schleifringen den Vorteil, daß die Abnahmeteile feststehen und nicht von Fliehkräften beeinflußt werden. Kontakte und Schleifringe sind in Polystyrol eingelassen und die Abnahme erfolgt neuartig mit Spiralfedern mit angelöhten Kugelspitzen. Die Federn sind teilweise durch Spitzen (Grammophonadeln) ersetzbar.

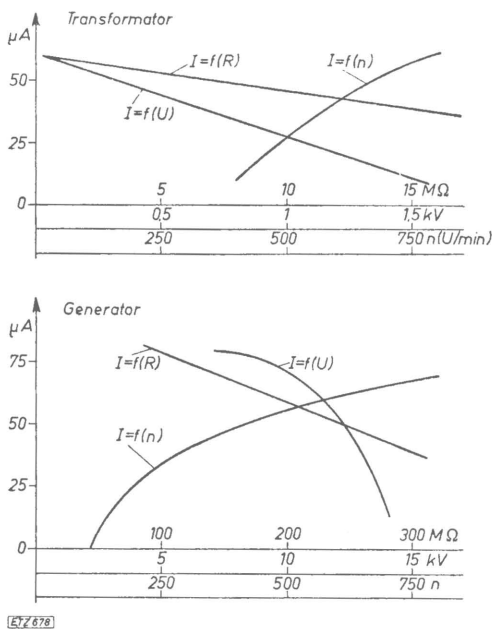


Bild 3. Betriebskennlinien, aufgenommen an Maschine 9.

Die bestmögliche Isolation der Kondensatoren wird durch Übereinanderwickeln zu einem Kondensator Kranz erreicht, wobei die Belege doppelt oder einzeln wirken können. Bei der 9. Versuchs-Maschine, an der auch die Messungen durchgeführt wurden, war der Kondensator Kranz noch vollständig im Innern der Walzen untergebracht, während er im Entwurf zur 10. Maschine (Bild 2) von außen gut zugänglich gemacht ist. Hierdurch wird vor allem eine einwandfreie Lötung ermöglicht. Bei der 10. Maschine, die wegen fehlender Mittel noch nicht gebaut werden konnte, sind alle Erfahrungen der bisherigen Versuche verwertet. Dank dem Einbau in ein

durchsichtiges Polystyrolrohr können die Abnahmeteile ganz freizügig angeordnet und der elektrische Teil der Maschine als eine unabhängige Baueinheit ausgebildet werden. Wie aus Bild 2 ersichtlich ist, wurde besonderer Nachdruck auf eine fertigungstechnisch günstige und robuste Konstruktion gelegt, da die üblichen Maschinen eher Laboratoriumsgeräte als Gebrauchsgeräte sind.

In Bild 3 sind einige der Kennlinien der Maschine Nr. 9 dargestellt. Die nach der mathematischen Untersuchung zu erwartende lineare Abnahme des Belastungsstromes bei wachsender Kondensatorspannung ist in den Kurven nur noch wenig ausgeprägt, ein Zeichen dafür, daß frühzeitig Koronaverluste auftreten. Wie experimentell gezeigt werden konnte, werden sie von den äußerst dünnen, in der Längsrichtung wie Spitzen wirkenden Metallbelegen verursacht und sind eine Folge der gedrängten Bauart der Maschine. Bei unbeschränkter Baugröße konnte Rogowski [3] diese Verluste dadurch herabsetzen, daß er statt der üblichen flachen Metallbelege abgerundete Rohre verwandte. Falls weitere Versuche zur Aufnahme der hohen Feldstärke Erfolg haben, wird das zu einer wesentlichen Stromerhöhung führen. Einen Einfluß auf die Stromlieferung hat auch die Kontaktgabe, die sich bei allen drehzahlabhängigen Kurven in einer asymptotischen Annäherung an einen Maximalwert äußert, was auch durch andere Versuche mit der Böning-Schaltung bestätigt wird.

### Zusammenfassung

Es wurde über die Verwendung neuer Kunststoffe zum Bau von elektrostatischen Generatoren und eine neue Walzenherstellung aus Polystyrol-Folien berichtet. Eine mathematische Untersuchung schälte die Größen heraus, die für Stromstärke und Spannung einer Wommelsdorfschen Kondensatormaschine mit Doppeldrehung bestimmend sind. Die geforderte niedrige Spannung ließ sich durch den neuartigen Einbau eines „Abspanners“ erzielen. Die Kennlinien der 9. Maschine wurden mitgeteilt und es wurde versucht, zu zeigen, wo mit größerem Aufwand an Maschinen und Hilfsmitteln noch offene Fragen beantwortet werden müssen.

### Schrifttum

- [1] H. Wommelsdorf: ETZ 50 (1929) S. 305; daselbst weitere Lit.-angaben.  
 W. Rogowski: Dissertation Wingen, T. H. Aachen 1934.  
 [2] Strauch: Phys. Z. 36 (1935) S. 575.  
 [3] W. Rogowski: DRP. Nr. 567 642.  
 F. Ollendorff: Über Kapazitätsmaschinen, Arch. Elektrotechn. 12 (1924) S. 297.  
 L. Fauldraht: Verwendung einer rotierenden Scheibe zum Ladungstransport in elektrost. Hochspannungsgeneratoren. Z. Phys. 116 (1940) S. 701.  
 H. Wommelsdorf: Neue Schaltungen für mehrpolige Influenz- und Kondensatormaschinen, Ann. Phys. 9 (1931) S. 265.  
 H. Wommelsdorf: Ann. Phys. 1920, S. 295; 1905, S. 336; 1904, S. 849 u. 1029; 1902, S. 650. Phys. Z. 1905, S. 185 u. 796.  
 A. Joffé, B. Hochberg u. a. schrieben über elektrost. Generatoren im J. techn. Phys., Leningrad, in den Jahren 1939 bis 1946.  
 R. J. van de Graaff: A 1500 kV electrostatic generator. Phys. Rev. 38 (1931) S. 1919; mit Mitarbeiter ebda.: 49 (1936) S. 865.  
 W. Vogel: Kabelprüfung. Z. techn. Phys. (1927) S. 483.  
 W. Raske in: Fortschritte in der Hochspannungstechnik, Bd. 1 (1944), herausgeg. v. W. O. Schumann, S. 152 bis 163; daselbst auch W. Vogel über Hochspannungskabel, S. 467.

## Elektrotechnisches von der V-2

Von F. Kirschstein, Darmstadt

DK 621.3 : 625.454.32

**Übersicht.** An Hand schematischer Darstellungen werden Teile der elektrotechnischen Ausrüstung der V-2-Rakete besprochen.

### Veröffentlichungen des Auslandes über die V-2.

Bei der Besetzung Deutschlands interessierten sich alle Alliierten sehr für die deutschen V-Waffen und sammelten sorgfältig, was davon noch erhalten war: Die Überreste von den deutschen Truppen beim Rückzug zerstörten Geräte, noch nicht fertiggestellte Raketen und Einzelteile in den ehemaligen Fertigungs- und Entwicklungsstellen, Fabrikationspläne, Zeichnungen und — die deutschen Techniker und Soldaten, die mit der Herstellung und dem Einsatz der Raketen zu tun gehabt hatten. Nach einer vorläufigen Sichtung

wurde ein großer Teil dieses Beutegutes in die verschiedenen Heimatländer der Verbündeten überführt und dort zum Gegenstand sorgfältiger Studien gemacht.

Die Ergebnisse dieser Studien sind im Ausland weitgehend veröffentlicht worden. So kann man z. B. in England, in Londoner Museen, aufgeschnittene V-Waffen in allen Einzelheiten studieren, und der „Electrician“ brachte 1946 eine ausführliche technische Beschreibung der V-2-Rakete. In Amerika enthielt die illustrierte Wochenschrift „Life“ des Jahres 1946 einen ausführlichen Bildbericht über das Versuchsschießen, das eine Gruppe deutscher Techniker in „White Sands“ mit aufgearbeiteten V-2-Raketen durchführte,

und im amerikanischen Elektrotechnischen Verein wurden später Vorträge über die V-Waffen gehalten und Filme von startenden V-2-Raketen vorgeführt. Außerdem erscheinen noch laufend technische Berichte über Einzelheiten in Fachzeitschriften, wie z. B. über die eingebauten „Beschleunigungsmesser“ im letzten Novemberheft von „Electrical Engineering“.

Demgegenüber ist die deutsche Öffentlichkeit bisher noch wenig über die V-Waffen unterrichtet worden, mit denen während des Krieges eine so unheilvolle Propaganda getrieben wurde. In folgendem wird daher ein kurzer Bericht über die V-2-Rakete und ihre Steuereinrichtungen gegeben.

**Die Rakete und ihre Steuereinrichtungen.**

Bild 1 zeigt einen Querschnitt durch das Geschöß. In der Spitze war eine Tonne Sprengstoff mit dem zugehörigen Aufschlagzünder untergebracht. Darunter folgte eine Abteilung mit den elektrischen Geräten, die vorwiegend der Steuerung dienten, darunter: ein Leichtmetall-Tank für 3,5 t flüssigen Sauerstoff. Alkohol und Sauerstoff flossen 2 Zentrifugalpumpen zu, die von einer Dampfturbine angetrieben wurden und die Brennstoffe unter hohem Druck dem Verbrennungsraum zuführten. Den Dampf für die Speisung der Turbine lieferte eine Dampferzeugungsanlage, in der konzentriertes Wasserstoffsperoxyd unter der Einwirkung eines Katalysators in Wasserdampf und Sauerstoff zerfiel. Die Turbinenleistung betrug — eine Minute lang — 300 kW. Der von der Pumpe geförderte Spiritus durchfloß als Kühlmittel zunächst die doppelte Wandung der konischen Ausstoßdüse für die Verbrennungsgase und trat dann durch eine Vielzahl von Einspritzdüsen als feiner Sprühregen in die kleinen Verbrennungskammern ein, die rund um den großen Hauptverbrennungsraum angeordnet waren. Der flüssige Sauerstoff wurde durch getrennte Rohrleitungen den einzelnen Verbrennungskammern unmittelbar zugeleitet und als dickerer Strahl in den Spiritus-Sprühregen eingespritzt. Der dabei auftretende explosionsähnliche Verbrennungsvorgang trieb die Verbrennungsgase in den Hauptverbrennungsraum, in dem sie — bei einer Temperatur von 2000° — restlos verbrannten. Die glühenden Gase strömten dann durch die konische Ausströmdüse ins Freie, wobei sie eine Geschwindigkeit von etwa 2000 m/s erlangten und den etwa 15 m langen Feuerschweif der Rakete bildeten.

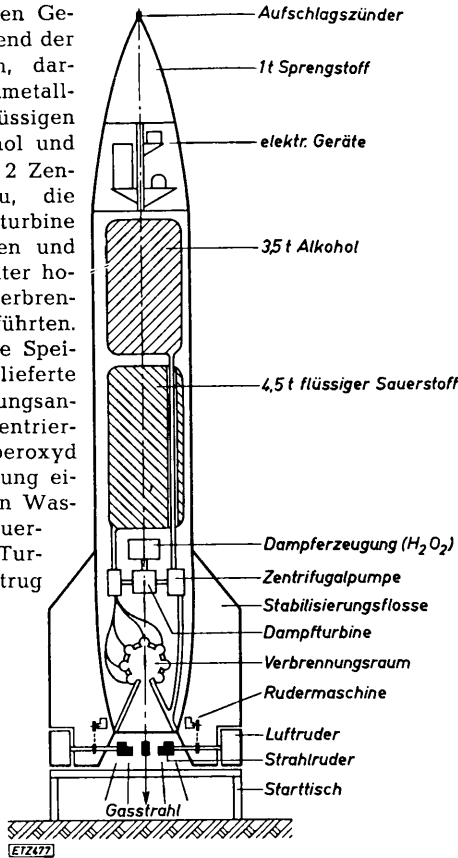


Bild 1. Querschnitt durch die Rakete; Gesamtlänge 14,5 m.

Zur aerodynamischen Steuerung der Rakete dienten außer den 4 großen Stabilisierungsflossen am Heck je 4 Luftruder und 4 Strahlruder. Die Luftruder wirkten genau so wie Höhen- und Seitensteuer eines Flugzeuges. Die „Strahlruder“ bestanden aus Graphit und lenkten den glühenden Gasstrahl mehr oder minder stark nach der Seite ab,

wobei sehr kräftige Drehmomente auf die Rakete ausgeübt wurden. Gleichsinnige Auslenkung von je 2 einander gegenüberstehenden Rudern erzeugte eine Drehung der Rakete um die Drehachse der Ruder, gegensinnige Auslenkung eine Drehung der Rakete um ihre eigene Längsachse.

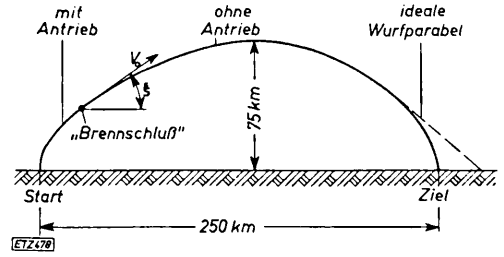


Bild 2. Die Flugbahn der Rakete.

**Die Flugbahn der Rakete.**

Die Reaktionskraft der nach hinten ausgestoßenen Gasmassen betrug etwa 25 t und trieb die Rakete — entgegen der Schwerkraft — mit ständig wachsender Beschleunigung nach vorne. Bild 2 zeigt die normale Flugbahn des Geschosses: Nach dem „Abheben“ von dem Starttisch bewegte es sich zunächst einige Sekunden senkrecht nach oben. Dann verdrehte eine Art Uhrwerk die „Höhenruder“ so lange, bis die Rakete um etwa 45° nach rechts — in die Schußrichtung — umgelenkt war. Nach etwa 60 s Flugzeit — in einer Höhe von etwa 20 km — wurde der Verbrennungsvorgang durch Absperrung der Sauerstoffzufuhr und Stilllegung der Förderpumpen plötzlich unterbrochen, und von da an flog die Rakete — genau wie eine Granate — auf einer Wurfparabel weiter. Infolge ihrer enormen „Anfangsgeschwindigkeit“ von etwa 1500 m/s und des geringen Luftwiderstandes in großen Höhen stieg sie dabei bis zu einer Höhe von etwa 75 km auf und erreichte eine Gesamtschußweite von 250 bis 300 km. Die Gesamtflugdauer betrug etwa 5 min.

**Die Anforderungen an die Steuereinrichtungen.**

Um über so riesige Entfernungen ein vorgegebenes Ziel auch nur annähernd zu erreichen, mußten sehr genau arbeitende Steuereinrichtungen benutzt werden, die dafür sorgten, daß die Rakete im Moment der Stilllegung des Verbrennungsvorgangs 1. den richtigen „Seitenwinkel“, 2. den richtigen Höhenwinkel und 3. die richtige Anfangsgeschwindigkeit hatte. Die Anforderungen, die in dieser Richtung an die Steuereinrichtungen gestellt werden mußten, veranschaulicht Bild 3. Wenn die Rakete innerhalb eines Kreises niederfallen sollte, der mit 250 m Radius um das Ziel geschlagen wird, so durfte der Fehlwinkel  $\epsilon$ , d. h. die seitliche Abweichung der Flugbahn von der Sollrichtung, nicht größer als 250 m/250 km = 1/1000 oder 15 Bogenminuten sein. Die Anforderungen

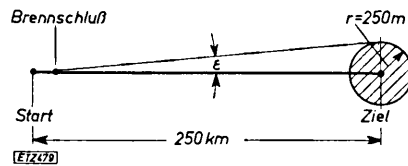


Bild 3. Die Anforderungen an die Steuereinrichtungen.

an den Höhenwinkel  $\xi$  waren wesentlich geringer, weil bei einem Höhenwinkel von  $\xi = 45^\circ$  die Reichweite nur wenig durch Schwankungen von  $\xi$  beeinflusst wird. Dagegen mußte die Anfangsgeschwindigkeit  $v_0$ , die quadratisch in die Reichweite eingeht, wieder auf 0,5‰ genau eingestellt werden.

Praktisch ist die hier angenommene Treffgenauigkeit nie erreicht worden. Es war aber von Anfang an klar, daß sie auch näherungsweise nur erreicht werden könnte, wenn man alle nur irgend verfügbaren Hilfsmittel der Elektrotechnik und Feinmechanik einsetzte. Anfangs glaubte man dabei, daß nur eine Fernsteuerung mit Hilfe elektromagnetischer Wellen von festen, geodätisch genau vermessenen Bodenstationen aus die erforderliche Genauigkeit liefern könne, und entwickelte die entsprechenden Einrichtungen trotz des großen

damit verbundenen Aufwandes und der Gefahr feindlicher Störstrahlungen, der solche Fernsteuerungen in hohem Maße ausgesetzt sind. Im Lauf der praktischen Versuchsarbeit zeigte sich aber dann, daß man auch mit Hilfe einfacherer elektromechanischer Steuereinrichtungen, die in der Rakete mitfliegen, ähnliche Ergebnisse erzielen konnte wie mit der Fernsteuerung. Infolgedessen wurde die Rakete beim Einsatz vorwiegend rein mechanisch gesteuert. Im folgenden werden die beiden Arten der Steuerung kurz beschrieben.

**Die Kreiselsteuerung.**

Zur Einregelung von Seiten- und Höhenwinkel dienten 2 Kreisel, die kardanisch gelagert waren und deren Achsen ihre vor dem Start eingestellte Lage während der Antriebsperiode als feste Bezugsgrößen beibehielten. Bild 4 zeigt schematisch die Steuerung des „Höhenruders“ durch den „Horizont-Kreisel“. Das schwarz ausgezogene Kreiselgehäuse, in dem der Kreisel mit waagerechter Achse rotiert, ist in einem Kardanring gelagert, dessen Drehzapfen senkrecht auf der Zeichenebene stehen und von dem Raketengehäuse getragen werden. Fest mit dem Kardanring verbunden ist ein Potentiometerabgriff, der auf zwei mit dem Raketengehäuse verbundenen Potentiometerwiderständen gleitet. Solange das Raketengehäuse seine (senkrechte) Soll-Lage beibehält, ist die Spannungsdifferenz zwischen den beiden Angriffsarmen des Potentiometers 0. Sobald aber eine Abweichung  $\varphi$  zwischen der Raketenachse und ihrer Soll-Lage auftritt, liefert das

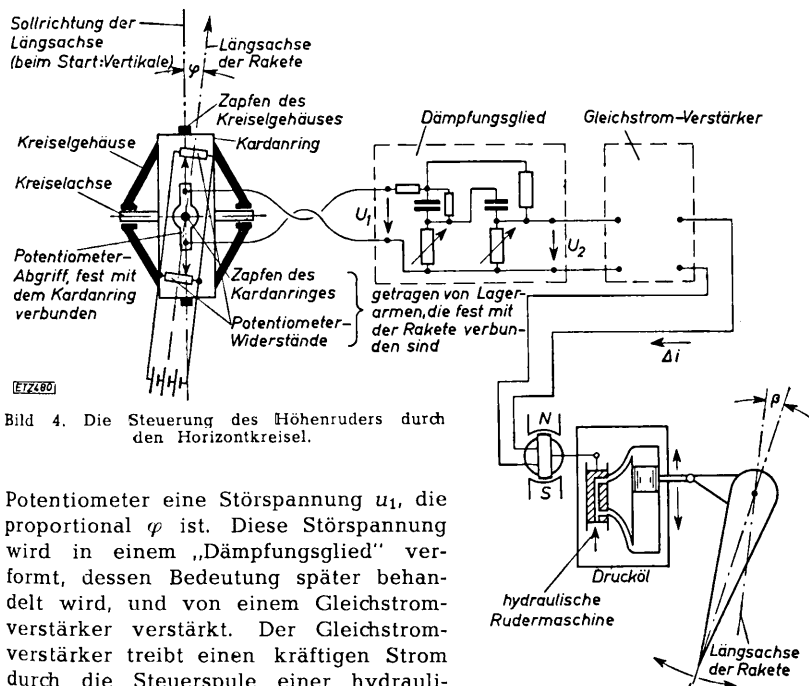


Bild 4. Die Steuerung des Höhenruders durch den Horizontkreisel.

Potentiometer eine Störspannung  $u_1$ , die proportional  $\varphi$  ist. Diese Störspannung wird in einem „Dämpfungsglied“ verformt, dessen Bedeutung später behandelt wird, und von einem Gleichstromverstärker verstärkt. Der Gleichstromverstärker treibt einen kräftigen Strom durch die Steuerspule einer hydraulischen Rudermaschine und verschiebt dadurch einen Schieber, der Drucköl auf die beiden Seiten eines Arbeitskolbens verteilt. Je nach der Richtung des Steuerstromes verschiebt sich dabei der Arbeitskolben nach oben oder unten und verstellt das zugehörige Ruderpaar in dem Sinn, der eine Rückkehr der Raketenachse in ihre Soll-Lage bewirkt.

Die Gesamtsteuerung enthielt diese Anordnung dreimal: je einmal für die Aufrechterhaltung des Höhenwinkels, des Seitenwinkels und der „Drall-Lage“ der Raketenachse. (Eine Drehung der Rakete um ihre Längsachse vor der seitlichen Umlenkung würde offensichtlich einen entsprechenden seitlichen Fehler der Schußrichtung hervorgerufen haben!) Um die Rakete nach dem senkrechten Start seitlich umzulenken, verdrehte das Uhrwerk die Potentiometerwiderstände des Horizontkreisel langsam gegenüber dem Raketengehäuse (vgl. Bild 4). Dabei drehte sich die Rakete im Gegensinn jeweils so lange, bis die Potentiometerwiderstände wieder symmetrisch zu den Abgriffsarmen standen, die durch den Kreisel senkrecht gehalten wurden.

Auf diese Weise erhielt die Rakete im Moment des Brennschlusses eine Geschwindigkeit, deren Höhen- und Seitenwinkel sehr genau durch die Lage der Kreiselachsen bestimmt war. Diese Achsen wurden vor dem Start der Rakete — nach geodätischer Festlegung der Schußrichtung — genauestens mit Bezug auf diese eingestellt und behielten ihre Lage während der kurzen Antriebsperiode recht genau bei.

Auf die elektrotechnisch sehr interessante Ausführung des Gleichstromverstärkers im Schema von Bild 4 kann hier aus Platzmangel nicht eingegangen werden, dagegen muß das vorausgehende Dämpfungsglied wenigstens kurz besprochen werden, weil dies für die Stabilität der Steuerung von entscheidender Bedeutung war (Erfinder P. H ö l z e r).

Die soeben beschriebene Regelung der Lage der Raketenachse neigte nämlich — wie jede selbständige Regelung — zur Erzeugung von Regelschwingungen, vor allem deshalb, weil die hydraulische Rudermaschine verhältnismäßig langsam arbeitete und dadurch einer Abweichung der Raketenachse aus der Sollrichtung die korrigierende Ruderbewegung nur mit einer merklichen Verzögerung folgte. Dadurch bestand die Gefahr, daß sich eine Drehschwingung der Rakete um ihren Schwerpunkt erregte, deren Frequenz durch das Trägheitsmoment der Rakete und die Rückstellkraft des Fahrtwindes gegeben war. Um dieser Gefahr zu begegnen, mußte die Steuerwirkung, die der Kreiselabgriff auf die Rudermaschine ausübt, zeitlich gegenüber der Bewegung der Rakete vorgerückt werden. Dies geschah durch das Dämpfungsglied, wie man unmittelbar einsehen kann, wenn man eine sinusförmige Pendelbewegung der Rakete annimmt. In diesem Fall eilt nämlich die Spannung an dem ersten Regelwiderstand der vom Potentiometer gelieferten Wechselspannung  $u_2$  um etwa  $90^\circ$  vor, (weil der Strom in einem Kondensator der angelegten Spannung um  $90^\circ$  voreilt) und die Spannung  $u_2$  am zweiten Regelwiderstand eilt der Spannung  $u_1$  noch mehr vor. Dadurch wurde das Auftreten von Regelschwingungen mit Sicherheit verhindert. Allerdings betrug die am Ausgang des Dämpfungsgliedes auftretende Spannung  $u_2$  auch nur noch einige Prozent der Eingangsspannung  $u_1$ , so daß der Gleichstromverstärker einen relativ großen Verstärkungsgrad haben mußte.

Die mit dieser reinen Kreiselsteuerung erzielte Genauigkeit der Einstellung des Abschlußwinkels betrug größenordnungsmäßig  $\pm 1^\circ$ . Bei einer Schußweite von 250 km betrug die „50prozentige Seitenstreuung“, d. h. die Breite des Geländestreifens, auf den 50% aller Einschläge entfielen, etwa 10 km.

**Die Leitstrahlsteuerung.**

Um eine genauere Einhaltung der Abschlußrichtung zu erreichen, wurde zusätzlich zur Kreiselsteuerung noch eine Steuerung mit Hilfe elektromagnetischer Wellen durchgeführt. Zu diesem Zweck wurde 12 km hinter der Startstelle der Raketen ein Ultrakurzwellensender mit 5 m Wellenlänge und einer Leistung von etwa 1 kW aufgestellt. Dieser Sender speiste nach Bild 5 zwei waagerechte Dipole, die symmetrisch zur Schußrichtung in etwa 200 m Abstand aufgestellt waren. Ein am Starkstromnetz liegender Synchronmotor drehte einen Luft-Dreh-Kondensator innerhalb der Senderanordnung und bewirkte dadurch, daß der Hochfrequenzstrom  $I_1$  in der linken Antenne dem Strom  $I_2$  in der rechten Antenne abwechselnd um  $90^\circ$  in der Phase vor- oder nacheilte. Gleichzeitig mit dieser Änderung der hochfrequenten Phasenlage erfolgte auch eine Änderung der Tonfrequenz, mit der der Sender moduliert wurde, und zwar betrug die Modulationsfrequenz abwechselnd 5 kHz und 8 kHz.

Durch das Zusammenwirken der beiden Sendedipole ergaben sich Schwankungen der abgestrahlten Feldstärke mit

der Ausstrahlungsrichtung. Nach Bild 6 erhielt man in einer horizontalen Ebene als Polardiagramm der Feldstärke die beiden nach rechts und links geneigten Keulen, und zwar galt die linke Keule für die Zeiten, in denen  $I_1$  in der Phase hinter  $I_2$ , und die rechte für die Zeiten, in denen  $I_1$  vor  $I_2$  lag. In der Schußrichtung herrschte daher unabhängig von der Zeit eine konstante Feldstärke, die etwa  $\frac{2}{3}$  des Maximalwertes der Keulen betrug. Wich jedoch die Rakete seitlich um den Winkel  $\varepsilon$  aus der Sollrichtung ab, so war die Empfangsfeldstärke zeitweilig größer und zeitweilig kleiner (vgl. die Pfeilspitzen in Bild 6) und der Unterschied war in erster Näherung dem Winkel  $\varepsilon$  proportional.

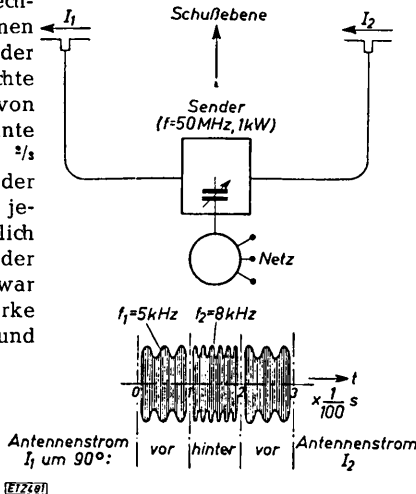


Bild 5. Die Leitstrahlsender.

Man erhielt daher nach Bild 7 am Ausgang eines in die Rakete eingebauten Empfängers, an der mit C bezeichneten Stelle, die rechts dargestellten drei verschiedenen Spannungsverläufe, je nachdem ob der Fehlwinkel  $\varepsilon$  verschwand, positiv oder negativ war. Wurden diese

Wechselspannungen gleichgerichtet und die Richtströme durch einen Bandpaß für 50 Hz geschickt, so erhielt man an der Stelle D der Empfängerschaltung die rechts mit den Buchstaben D bezeichneten Wechselspannungen der Frequenz 50 Hz, deren Amplituden wieder dem Fehlwinkel  $\varepsilon$  proportional waren und deren Phasenwinkel beim Durchgang durch  $\varepsilon = 0$  einen Sprung von  $180^\circ$  machte. Diese Wechselspannungen wurden einem Ringmodulator zugeführt, der auf der anderen Seite mit der festen Bezugs-

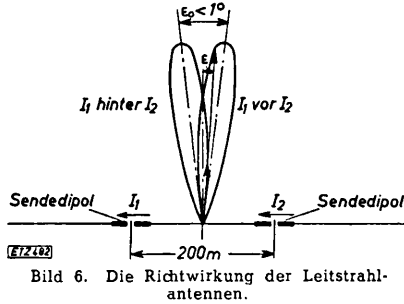


Bild 6. Die Richtwirkung der Leitstrahlantennen.

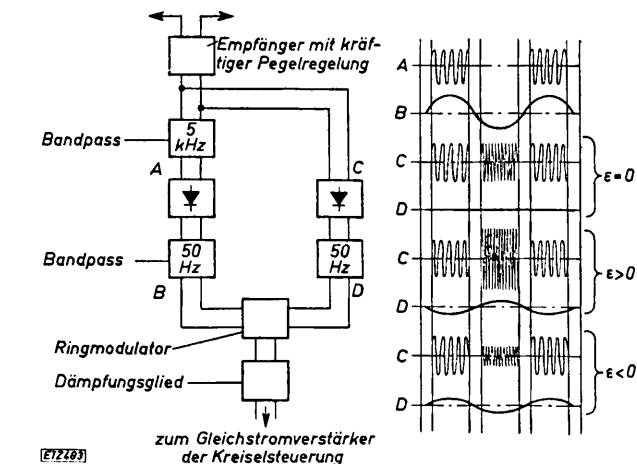


Bild 7. Schaltung und Wirkungsweise des Leitstrahlempfängers.

spannung B gespeist wurde, die aus der Empfänger-Ausgangsspannung C mit Hilfe eines 5 kHz-Bandpasses, eines Gleichrichters und eines 50 Hz-Bandpasses gewonnen wurde. Am Ausgang des Ringmodulators ergab sich dadurch ein Gleichstrom, dessen Größe dem Winkel  $\varepsilon$  proportional war und der über ein Dämpfungsglied zur Unter-

drückung von Regelschwingungen zusätzlich auf den Gleichstromverstärker einwirkte, auf den bereits das Potentiometer des Kreisel für die Seitensteuerung der Rakete arbeitete. Dadurch korrigierte das Seitenruder nicht nur Abweichungen der Raketenachse aus ihrer Sollrichtung, sondern auch Abweichungen der gesamten Rakete aus der Schußebene, und die Anordnung war so gewählt, daß bereits wenige Meter Versetzung der Rakete genügten, um die Stellerruder mit der vollen Geschwindigkeit aus der Ruhelage auslaufen zu lassen.

Man konnte daher hoffen, daß der Einsatz dieser Leitstrahl-Steuerung die seitliche Treffgenauigkeit der Rakete entscheidend verbessern würde. Tatsächlich ergaben sich aber bei der praktischen Erprobung zunächst Schwierigkeiten dadurch, daß der Leitstrahl durch Unebenheiten des Aufstellungsgeländes in der Umgebung der Senderantennen nicht die theoretisch zu erwartende Richtung hatte, und daß die Rakete kleine Regelschwingungen um den Leitstrahl ausführte, die lange Zeit nicht bemerkt wurden. Die letzteren gaben der Rakete im Moment des Brennschlusses eine Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Schußebene und damit eine große Seitenstreuung im Ziel. Als die beiden Fehlerquellen erkannt und durch künstliche Erden unter den Senderdipolen und entsprechende Bemessung des Dämpfungsgliedes für die Leitstrahlsteuerung behoben waren, ging die 50% Seitenstreuung auf etwa 5 km herunter. Jedoch war die Zahl der kontrollierten Versuchsschüsse, die danach bis zum Kriegsende noch abgegeben wurden, so gering, daß diese Angabe unsicher ist.

**Die Einstellung der Schußweite.**

Um eine bestimmte Schußweite zu erzielen, mußte die Geschwindigkeit der aufsteigenden Rakete laufend gemessen werden und der Strahlantrieb in dem Augenblick unterbrochen werden, in dem die Geschwindigkeit einen konstanten, zu dieser Schußweite gehörenden Wert erreicht hatte. Die Berechnung dieser „Abschaltgeschwindigkeit“ erfolgte im wesentlichen nach den Gesetzen des schrägen Wurfs im luftleeren Raum, wobei von einem Normalstandort der Rakete im Augenblick des Brennschlusses ausgegangen wurde und nur eine geringe Korrektur zur Berücksichtigung der Luftreibung im letzten Teil des Fluges vorgenommen wurde. Die Abschaltung des Antriebs mußte sehr präzise erfolgen, weil die Abschaltgeschwindigkeit, die quadratisch in die Schußweite eingeht, am Ende der Antriebsperiode sehr rasch zunimmt (Beschleunigung:  $5 g = 50 \text{ m/s je sec}$ ). Zur Verminderung dieser Schwierigkeit erfolgte die Stilllegung der Verbrennung in zwei Schritten. Durch den ersten Schritt wurde die Verbrennung gedrosselt und die Beschleunigung auf etwa  $1 g$  vermindert. Durch den zweiten Schritt wurde die Verbrennung ganz stillgelegt.

Die Messung der Raketengeschwindigkeit erfolgte entweder durch Beschleunigungsintegration innerhalb der fliegenden Rakete oder mit Hilfe elektromagnetischer Wellen durch Ausnutzung des Doppler-Effektes in einer Bodenstation.

**Der integrierende Beschleunigungsmesser.**

Die Wirkungsweise des meist benutzten integrierenden Beschleunigungsmessers (nach Gievers) zeigt Bild 8. Ein Kreisel dreht sich um eine Achse, die senkrecht zur Richtung der zu messenden Beschleunigung  $b$  liegt, in einem Gehäuse, das schwenkbar um eine Achse A in einem C-förmigen Träger gelagert ist. Der Träger ist seinerseits um eine in der Richtung von  $b$  verlaufende Achse drehbar und über ein Zahnradgetriebe mit einer großen Drehscheibe verbunden. Die letztere trägt einen Schaltknocken, der einen Federkontakt schließt, wenn die Drehscheibe — von einer bestimmten Anfangsstellung aus — einen beliebig einstellbaren Drehwinkel  $\alpha_0$  zurückgelegt hat.

Unter dem Einfluß der zu messenden Beschleunigung  $b$  versucht das Kreiselgehäuse gegenüber seinem Träger zurückzubleiben, wird aber durch den eingebauten Kreisel daran gehindert. Dieser zwingt stattdessen dem Gehäuse

seine Präzessionsbewegung auf und dreht dadurch die Drehscheibe mit einer Winkelgeschwindigkeit  $\omega_p$ , die proportional der Beschleunigung  $b$  ist. Der von der Drehscheibe zurückgelegte Drehwinkel  $\alpha = \int_0^t \omega_p dt$  wird dadurch in jedem Augenblick der Geschwindigkeit  $v = \int b dt$  proportional, die die Rakete bis dahin erreicht hat, und man kann durch Wahl eines entsprechenden Winkels  $\alpha_0$  für die Verschiebung des Federkontaktes erreichen, daß dieser Kontakt die Verbrennung unterbricht, wenn eine bestimmte Abschaltgeschwindigkeit  $v_0$  erreicht ist.

Um zu verhindern, daß das Kreiselgehäuse infolge von Reibungswiderständen bei der Drehung des C-förmigen Trägers und der Drehscheibe im Lauf der Zeit doch gegenüber dem Träger zurückbleibt, wird die Welle des Trägers von einem kleinen Motor angetrieben, der durch einen Schaltkontakt an Spannung gelegt wird, sobald das Kreiselgehäuse um ein bestimmtes Stück zurückgeblieben ist. Der Motor beschleunigt dann die Präzessionsbewegung, so daß das Kreiselgehäuse sich wieder nach vorne bewegt und den Schaltkontakt wieder öffnet.

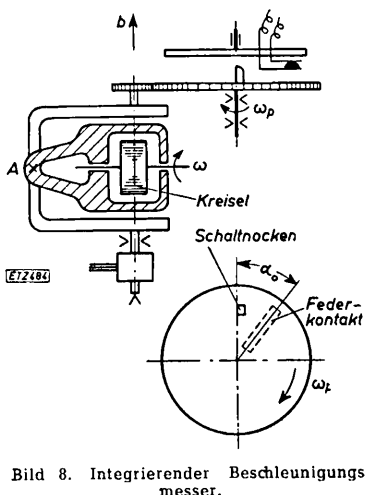


Bild 8. Integrierender Beschleunigungsmesser.

Anfänglich war beabsichtigt, diesen Beschleunigungsmesser auf einer besonderen, durch Kreisel waagrecht gehaltenen Plattform so aufzustellen, daß die Drehachse des C-förmigen Trägers eine konstante Neigung von  $45^\circ$  gegen die Horizontale hatte. Dabei hätte die Drehung  $\alpha$  der Drehscheibe stets der  $45^\circ$ -Komponente der Geschwindigkeit entsprochen, und man hätte den die Messung störenden Einfluß der Erdbeschleunigung durch eine Feder kompensieren können, die das Kreiselgehäuse mit einer entsprechenden Kraft nach vorn zog. Praktische Schießversuche zeigten jedoch, daß man die besondere kreiselstabilisierte Plattform einsparen und den Beschleunigungsmesser fest in die Rakete einbauen konnte. Das Gerät integrierte dabei die axiale Komponente der Raketenbeschleunigung, und der — mit der Zeit veränderliche — Einfluß der Erdbeschleunigung wurde bei der Einstellung der Schußweite durch Rechnung berücksichtigt.

Durch sorgfältige Eichung des Beschleunigungsmessers mit Hilfe der Erdbeschleunigung unmittelbar vor dem Start und sorgfältige Konstanthaltung der Frequenz des Drehstromnetzes, das den Antriebsmotor für den Kreisel speiste, wurde erreicht, daß das Gerät mit großer Genauigkeit arbeitete und die 50%-Längenstreuung der Versuchsschüsse nur 5 km betrug.

### Die Antriebsabschaltung mit Hilfe elektromagnetischer Wellen.

Die Wirkungsweise der Anlage (nach Stäblein-Wolman), die elektromagnetische Wellen zur Geschwindigkeitsmessung und Antriebsabschaltung benutzte, zeigt Bild 9. Ein hinter der Startstelle der Rakete aufgestellter Bodensender strahlte Wellen mit der Frequenz  $f/2$  ( $= 30$  MHz) aus. Diese wurden von einem in der Rakete mitfliegenden Empfänger-Sender aufgenommen, verstärkt, in der Frequenz verdoppelt und von neuem ausgestrahlt. Die zum Ausgangspunkt zurückkehrenden Wellen wurden dort von einer Empfangsantenne aufgenommen, verstärkt und bezüglich ihrer Frequenz mit der Frequenz  $f$  verglichen, die in der Bodenstation unmittelbar durch Verdopplung der Frequenz  $f/2$  erhalten wurde. Infolge der stetigen Zunahme

der Entfernung von Bodenstation und Rakete hatten die auf dem Weg über die Rakete ankommenden Wellen eine stetig zunehmende Phasennacheilung gegenüber den innerhalb der Bodenstation übertragenen Wellen. Die Frequenz  $f'$  (vgl. Bild 9) war daher kleiner als  $f$  und die Differenzfrequenz  $\Delta f = f - f'$  direkt proportional der Geschwindigkeit  $v$ , mit der sich die Rakete von der Bodenstation radial fortbewegte.

Der Endgeschwindigkeit der Rakete von  $1500$  m/s entsprach ein  $\Delta f$  von etwa  $600$  Hz. Sobald diese Frequenz erreicht war, betätigte eine vorher entsprechend eingestellte Frequenz-Meßbrücke ein Relais und veranlaßte dadurch, daß ein zweiter Sender in der Bodenstation auf einer anderen Welle ein Kommando aussendete, das von einem zweiten Empfänger in der Rakete aufgenommen wurde und die Stilllegung des Verbrennungsvorganges bewirkte. Das Kommando bestand dabei aus 2 Paaren von Tonfrequenzen, die nacheinander den Hochfrequenzsender je  $50$  ms lang modulierten und in dem Empfänger hinter entsprechenden Bandfiltern liegende Relais betätigten. Die Frequenz-Meßbrücke lieferte in ihrer Diagonalen eine Wechselspannung, deren Amplitude bei der gewünschten Abschaltfrequenz durch Null ging und gleichzeitig ihre Phasenlage sprunghaft um  $180^\circ$  änderte. Diese Spannung wurde — ähnlich wie die Spannung  $D$  in Bild 7 (links) — zusammen mit einer festen Bezugsspannung auf einen Ringmodulator gegeben, der ein polarisiertes Relais zum Umschlagen veranlaßte.

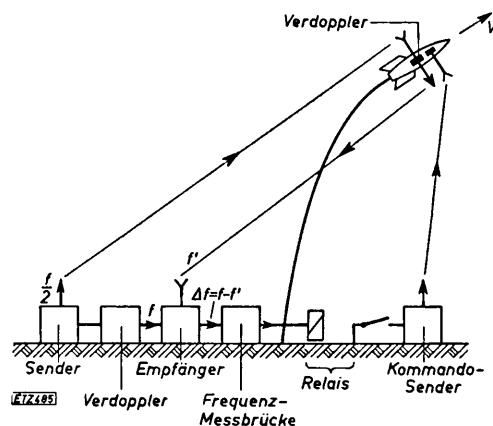


Bild 9. Die Antriebsabschaltung durch Funk.

Eine genauere Beschreibung dieser außerordentlich umfangreichen Anlage ist aus Platzmangel nicht möglich. Die Anlage lieferte — wegen der großen Genauigkeit und der zeitlichen Konstanz, mit der Frequenz-Meßbrücken gebaut werden können — theoretisch genauere Abschaltungen als die Beschleunigungsmesser. Praktisch konnte sich diese Überlegenheit aber nicht auswirken, weil einerseits der Standort der Rakete im Moment des Brennschlusses von Rakete zu Rakete zu stark schwankte, und andererseits die Betriebssicherheit der komplizierten Funkanlage naturgemäß nicht so groß war wie die des einfachen Beschleunigungsmessers.

Die praktische Bedeutung der Abschalteinrichtungen mit Funk lag daher weniger auf dem Gebiet der Abschaltung als auf dem Gebiet der Beobachtung des Raketenfluges und der Vermessung der Flugbahn.

### Die elektrische Flugbahnbeobachtung und -vermessung.

Schon gleich bei den ersten Versuchsschüssen hatte sich gezeigt, daß die Differenzfrequenz  $\Delta f = f - f'$  (Bild 9), die im Lautsprecher einen gut hörbaren Ton erzeugte, ein ausgezeichnetes Hilfsmittel zur Beobachtung des Raketenfluges war. Während der Antriebsperiode ließ der zeitliche Anstieg der Tonhöhe unmittelbar erkennen, ob der Antrieb normal arbeitete, und nach der Abschaltung hörte man den Ton während der gesamten Flugdauer bis zum Aufschlag der Rakete auf der Erdoberfläche. Eine genaue Registrierung des

Höchstwertes der Frequenz  $\Delta f$  lieferte außerdem — wenige Minuten nach dem Start — die Abschaltgeschwindigkeit, aus der die voraussichtliche Lage der Einschlagsstelle berechnet werden konnte.

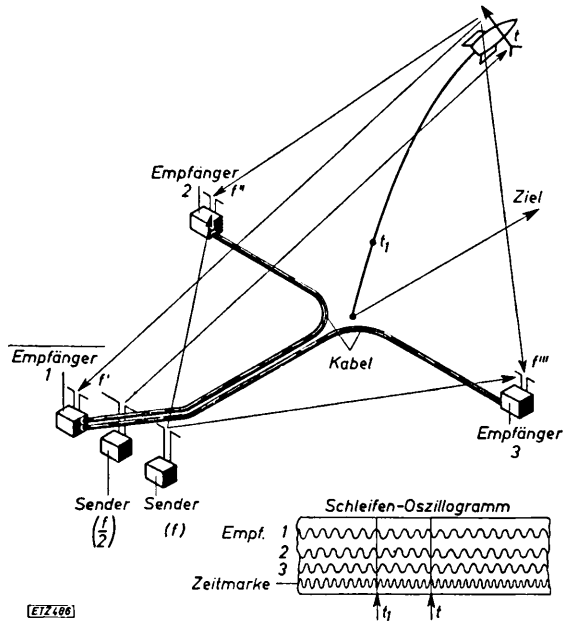


Bild 10. Die elektrische Flugbahnvermessung.

Darüber hinaus ließ sich die Abschaltanlage durch einfache Zusatzeinrichtungen so erweitern, daß sie auch eine genaue zahlenmäßige Ermittlung der gesamten Flugbahn der Rakete ermöglichte. Bild 10 gibt einen Überblick über die erweiterte Anlage. Hinter der Startstelle stand außer dem Sender für die Frequenz  $f/2$  und dem Empfänger für  $f$  ein weiterer Sender der Frequenz  $f$ . Außerdem waren rechts und links von der Startstelle, mit einigen Kilometern Abstand, zwei weitere Empfänger 2 und 3 aufgestellt, die gleichzeitig die von dem Bodensender ausgestrahlten Wellen ( $f$ ) und die von der Rakete ausgestrahlten Wellen ( $f'$  und  $f''$ ) empfangen und die Differenzfrequenzen zusammen mit der Frequenz  $\Delta f$  und einer als Zeitmarke dienenden Normalfrequenz durch einen Mehrschleifenoszillographen auf einem 80 m langen Papierstreifen aufgeschrieben (vgl. Bild 10 unten).

Aus diesem Oszillogramm ließ sich die gesamte Flugbahn der Rakete genau rekonstruieren, wenn außerdem der Standort der Rakete einige Sekunden nach dem Start — zur Zeit  $t_1$  — durch optische Beobachtung festgelegt wurde. Denn jede Periode einer Differenzfrequenz, die zwischen dem Zeitpunkt  $t_1$  und einem beliebigen Zeitpunkt  $t$  auf dem Oszillogramm gezählt wurde, entsprach einer Vergrößerung des Weges vom Sender ( $f/2$ ) über die Rakete zu dem die Differenzfrequenz anzeigenden Empfänger um eine Wellenlänge:  $\lambda = c/f$ . Die Frequenz  $f$  war sehr genau bekannt, und es war daher nicht schwierig, durch Auszählen des ganzen Oszillogramms die räumliche Lage der Rakete für jeden Zeitpunkt  $t$  des Fluges zu berechnen.

Die Meßgenauigkeit betrug dabei während der Antriebsperiode Bruchteile einer Wellenlänge und reichte z. B. aus, um die kleinen Regelschwingungen der Leitstrahlsteuerung zu erkennen. Im späteren Verlauf des Fluges wurde die Zählung der Periodenzahl durch Schwundperioden erschwert. Infolgedessen war die so ermittelte Einschlagstelle in der Schußrichtung mit einer Unsicherheit von einigen Kilometern, in der Seitenlage von einigen 100 m behaftet.

**Die Antennen der Funkanlagen.**

Die Antennen für die Empfänger und Sender innerhalb der Rakete waren am Heck der Rakete angebracht, weil sie dort der Bodenstation hinter der Startstelle zugekehrt waren. Bild 11 zeigt zwei Ausführungsformen, von denen die Rahmenantennen eine ausgesprochene Richtwirkung nach hinten hatten, während die Stabantennen keine besondere Richtwirkung aufwiesen. Bild 12 zeigt den Verlauf der Eingangsspannung eines Bodenempfängers, der die von diesen Antennen ausgehenden Wellen empfing, kurz vor und nach dem Brennschluß. Man erkennt, daß der glühende Gasschweif die von den dicht benachbarten Antennen ausgehende Strahlung merklich schwächte. Um diese Schwächung zu vermeiden, wurden auch Antennen in der Spitze der Rakete benutzt. Bild 13 zeigt deren Konstruktion und Anschlußleitungen.

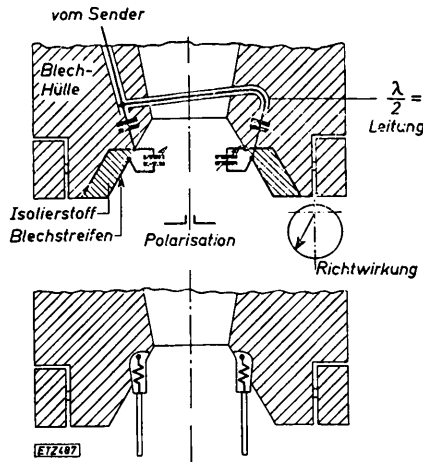


Bild 11. Die Heckantennen.

Die Antennen der Bodenstationen bestanden aus vertikalen und horizontalen Dipolen und horizontalen Rhombus-Antennen. Um Interferenzen zwischen der direkt einfallenden Strahlung und am Erdboden reflektierter Strahlung nach Möglichkeit zu vermeiden, wurden die Empfangsantennen meist nur in einer Höhe von  $1/8$  bis  $1/2$  Wellenlänge über dem Erdboden angebracht.

**Die restliche elektrotechnische Ausrüstung der Rakete.**

Außer den elektrischen Steuergeräten enthielt die V-2-Rakete noch eine ganze Reihe anderer elektrotechnischer Ausrüstungsstücke. Dazu gehörten vor allem eine große Zahl elektropneumatischer Ventile, die beim Start der Rakete und während der Antriebsperiode die Bewegung der Treibstoffe zur Dampferzeugungsanlage und der Brennstoffe zum Verbrennungsraum steuerten. In diesen Ventilen bewegten Spulen bei Stromdurchgang zunächst kleine Steuerventile, die Preßluft auf größere Arbeitskolben einwirken

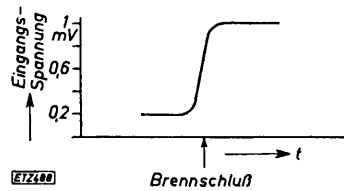


Bild 12. Der Einfluß des Feuerschweifs: Eingangsspannung eines Bodenempfängers vor und nach Brennschluß.

ließen und dadurch größere Ventile mit erheblichen Kräften bewegten. Die Speisung dieser Ventile und der elektrischen Steuergeräte erforderte ein umfangreiches Bordnetz mit 2 Gleichstrombatterien, 3 Gleichstrom - Drehstromumformern und einer großen Zahl von Schaltschützen, die das Öffnen und Schließen der Stromkreise von einer zentralen Kommandoanlage aus ermöglichten.

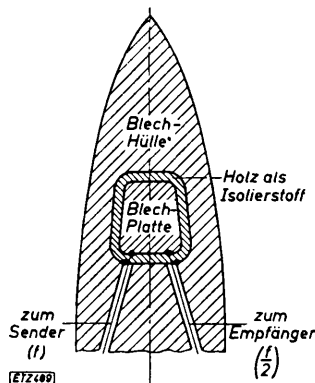


Bild 13. Die Spitzenantennen (auf der Rückseite: gegenphasig schwingende Platte).

Für den Start der Rakete war eine umfangreiche elektrische Boden-Anlage erforderlich. Diese enthielt vor allem die zentrale Kommandoanlage, von der aus beim Start der Rakete mit Hilfe von Druckknöpfen und



Schaltern die verschiedenen Brennstoffventile und die elektrischen Steuereinrichtungen in der richtigen Reihenfolge betätigt wurden. Auch ein Benzinaggregat zur Speisung des Bordnetzes während der Startvorbereitungen war nötig und umfangreiche Prüfeinrichtungen, mit deren Hilfe alle Teile der Bordausrüstung unmittelbar vor dem Start noch einmal auf ordnungsgemäßes Funktionieren geprüft werden konnten.

Für die restlose Aufzählung oder gar eine genaue Beschreibung aller dieser elektrotechnischen Ausrüstungsgegenstände der Rakete fehlt hier der Platz. Es soll daher abschließend nur noch kurz etwas über die Entwicklung und den Einsatz der Rakete während des Krieges berichtet werden.

#### Historisches von der Entwicklung und dem Einsatz der V-2-Rakete.

Die Anregung zur Entwicklung einer großen Rakete als weitreichendes Geschöß wurde 1935 durch den Studenten Werner v. Braun an das Heereswaffenamt herangetragen. v. Braun gehörte damals zu einer Gruppe von Amateuren, die schon seit einigen Jahren versuchte, nach den Ideen des Siebenbürgener Wissenschaftlers Oberth eine große Flüssigkeitsrakete zu bauen, durch die die Weltraum-Schiffahrt ermöglicht werden sollte.

Das Heereswaffenamt griff diese Anregung auf und errichtete in Peenemünde auf Usedom eine Entwicklungsstelle für Raketen, deren technische Leitung v. Braun übertragen wurde und die rasch größeren Umfang annahm. Nach Beginn des Krieges und besonders nachdem die feindliche Über-

legenheit in der Luft so groß geworden war, daß Luftangriffe auf englische Städte nicht mehr möglich waren, wurde die Entwicklung mit höchster Dringlichkeitsstufe und unter rücksichtslosem Einsatz aller nur irgendwie erreichbaren Hilfsmittel und Hilfskräfte fortgeführt.

Die technischen Schwierigkeiten des Problems waren aber so groß, daß mit einer — bescheidenen — Serienfertigung der Rakete erst begonnen werden konnte, als die Kanalküste und die dort vorgesehenen Abschußstellungen bereits in feindlicher Hand waren. Man versuchte daher im Winter 1944/45, von der holländischen Küste aus London zu beschießen. Dies war aber ein Verzweiflungsschritt, weil die Entfernung Den-Haag bis London-Mitte 310 km betrug, während die V-2-Rakete nur für eine Garantiereichweite von 250 km entwickelt worden war. Ein großer Teil der Schüsse erreichte daher aus Brennstoffmangel das Stadtgebiet von London gar nicht, und von den Raketen, die London erreichten, explodierte wieder ein erheblicher Bruchteil als sogenannte „Luftzerleger“ in 1 bis 3 km Höhe über dem Erdboden, ohne ernstlichen Schaden anzurichten. Von den insgesamt auf London abgefeuerten 1000 Raketen dürften daher nur einige hundert ihr Ziel wirklich erreicht haben. Ihre Wirkung war dabei geringer als die einer entsprechenden Anzahl Fliegerbomben, weil die Raketen infolge ihrer größeren Auftreffgeschwindigkeit sehr tiefe und schmale Sprengtrichter erzeugten. Insgesamt ist die Wirkung der V-2-Rakete auf London nicht merklich größer gewesen als die des Paris-Geschützes aus dem ersten Weltkrieg auf Paris.

## Einige Bemerkungen zur elektrischen Strahlungstrocknung

(Mitteilung aus dem Elektrowärme-Institut Essen-Langenberg)

Von Harald Müller, Essen/Ruhr

DK 621.367 : 536.33

**Übersicht.** Nach einer Zusammenstellung der wichtigsten Gesetze der Temperaturstrahlung werden die Verhältnisse im Trocknungsgut und in den Temperaturstrahlern behandelt.

### Grundgesetze.

Die im Ausland oft als Infraroterwärmung bezeichnete Strahlungstrocknung kann eine Reihe von Trocknungsaufgaben erfüllen. Der in den USA zuerst sehr stürmisch verlaufene Einsatz des Verfahrens hat einer ruhigeren Entwicklung Platz gemacht, weil zunächst infolge der Nichtbeachtung der grundlegenden Gesetze dieses Erwärmungsverfahrens auch an Stellen angewandt wurde, wo es keinen wesentlichen Fortschritt gegenüber altbewährten Wegen brachte. Es erscheint deshalb notwendig, diese Gesetze einmal im Zusammenhang mit den Aufgaben der Strahlungstrocknung zu betrachten.

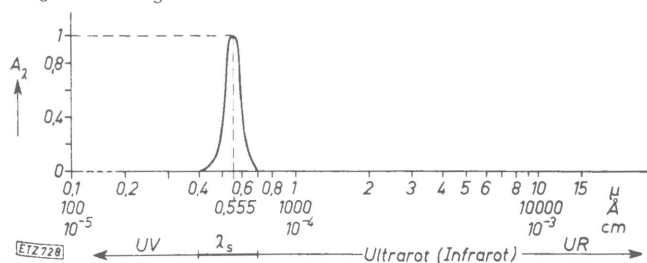


Bild 1. Verteilung der Wellenlängen (logar. Maßstab). Über  $\lambda$  ist die spektrale Augenempfindlichkeit mit Höchstwert bei  $0,55 \mu$  (gelbgrün) aufgetragen. Die Kurve ist international festgelegt.

Grundsätzlich handelt es sich bei der Temperaturstrahlung um eine elektromagnetische Schwingung. Ihre Energie stammt nur aus der Körperwärme der Wärmequelle (des Strahlers) und wird dem angestrahlten Körper (dem Empfänger), also dem zu erwärmenden Gut, nur als Wärmeenergie zugeführt. Ihre Wellenlänge ist keinesfalls auf das Ultrarotgebiet beschränkt, wie etwa der Name „Infrarot-

erwärmung“<sup>1</sup> vermuten lassen könnte. Z. B. liegt auch im Gebiet der dem Auge wahrnehmbaren elektromagnetischen Schwingungen, im Gebiet  $\lambda_s$  des Bildes 1, eine teilweise erhebliche Temperaturstrahlung. So wird selbst von dem vollkommensten aller lichtaussendenden technischen Temperaturstrahler, der gasgefüllten Wolframlampe, nur 4% als Licht, der Rest vorwiegend als Temperaturstrahlung abgegeben. Die Verteilung der vom Strahler je Flächeneinheit ausgestrahlten Leistung<sup>2</sup> erkennt man für verschiedene Temperaturen des Strahlers aus Bild 2. Die Bildunterschrift enthält die wesentlichen Angaben. Die in Bild 2 herausgestellten Kurven betreffen Strahler, deren Temperaturen praktische Bedeutung haben<sup>3</sup>. So entspricht 6000 °K etwa der Temperatur der Sonne an ihrer Oberfläche, 3000 °K etwa der Temperatur des Glühfadens einer üblichen Glühlampe, 2200 °K der Temperatur eines Glühfadens eines sog. Infrarotstrahlers der Philips AG., etwas mehr als der der Temperatur des Fadens einer Kohlefadenlampe (2100 °K), 1675 °K der Temperatur einer hochbeanspruchten Wendel in einem Kammerofen oder der eines SiC-Stabes, etwa Cesiwid, 1000 °K einem dunkelrot leuchtenden Strahler, 600 °K einem Dunkelstrahler. Außer bei Temperaturstrahlern, bei denen die Temperatur über 3000 °K liegt, liegt das Maximum der Strahlungsdichte immer bei Wellenlängen des Ultrarotgebietes. Auch unsere Glühlampen sind Ultrarotstrahler. Auf der anderen Seite strahlen auch Wendeln und SiC-Stäbe ein helles Licht ab, das nahezu weiß wirkt, so daß man keinesfalls mit dem Begriff des Ultrarotstrahlers oder Infrarotstrahlers

<sup>1</sup> Das Infrarotgebiet ist das gleiche wie das Ultrarotgebiet. Verfasser hält die in der deutschen Physik und Technik übliche Bezeichnung „Ultrarot“ für besser, weil aus „infra“ (lat. Wort für „unter“) nicht hervorgeht, ob auf Frequenz oder Wellenlänge bezogen wird. „Ultra“ bedeutet „jenseits“. Ultrarot und Ultraviolet lassen eindeutig das Gebiet des sichtbaren Spektrums als Bezugsgebiet erkennen.

<sup>2</sup> Diese Kurven gelten nur für einen besonderen Strahler, den sogenannten schwarzen Strahler, auf den wir noch zu sprechen kommen werden.

<sup>3</sup> C. Saatzmann gibt in Korrosion u. Metallsch. 19 (1943) H. 1 für die handelsübliche Glühlampe 2900 °K, Th. J. A. Manders in Elektrizitätsverw. 21 (1946/47) S. 269 2850 °K, im D. R. P. 652027 werden rd. 3000 °K angegeben, für eine Kohlenfadenlampe rd. 2100 °K.