

Mariner IV

Autor(en): **Paul, H.**

Objektyp: **Article**

Zeitschrift: **Bulletin des Schweizerischen Elektrotechnischen Vereins :
gemeinsames Publikationsorgan des Schweizerischen
Elektrotechnischen Vereins (SEV) und des Verbandes
Schweizerischer Elektrizitätswerke (VSE)**

Band (Jahr): **56 (1965)**

Heft 21

PDF erstellt am: **15.08.2024**

Persistenter Link: <https://doi.org/10.5169/seals-916413>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Inhalten der Zeitschriften. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern. Die auf der Plattform e-periodica veröffentlichten Dokumente stehen für nicht-kommerzielle Zwecke in Lehre und Forschung sowie für die private Nutzung frei zur Verfügung. Einzelne Dateien oder Ausdrucke aus diesem Angebot können zusammen mit diesen Nutzungsbedingungen und den korrekten Herkunftsbezeichnungen weitergegeben werden. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Die systematische Speicherung von Teilen des elektronischen Angebots auf anderen Servern bedarf ebenfalls des schriftlichen Einverständnisses der Rechteinhaber.

Haftungsausschluss

Alle Angaben erfolgen ohne Gewähr für Vollständigkeit oder Richtigkeit. Es wird keine Haftung übernommen für Schäden durch die Verwendung von Informationen aus diesem Online-Angebot oder durch das Fehlen von Informationen. Dies gilt auch für Inhalte Dritter, die über dieses Angebot zugänglich sind.

BULLETIN

DES SCHWEIZERISCHEN ELEKTROTECHNISCHEN VEREINS

Gemeinsames Publikationsorgan des Schweizerischen Elektrotechnischen Vereins (SEV)
und des Verbandes Schweizerischer Elektrizitätswerke (VSE)

Mariner IV

Von H. Paul, Baden

629.783:523.43

1. Ziel und Aufgaben

Nachdem es am 4. Oktober 1959 den Russen gelungen war, mit Hilfe des Satelliten Lunik II Photographien von der Rückseite des Mondes zur Erde zu bringen, hat die weitere photographische Erforschung unseres Erdtrabanten mit den Aufnahmeserien vom Ranger VII am 31. Juli 1964, Ranger IX am 21. März 1965 und Zond 3 am 20. Juli 1965 schnelle Fortschritte gemacht. Man konnte daran denken nunmehr auch unsere beiden Nachbarplaneten Venus und Mars mit Hilfe von Satelliten näher zu «betrachten». Ein erster bedeutender Erfolg in dieser Richtung war der Flug des Mariner II zur Venus, welche er am 14. Dezember 1962 im Abstand von nur 32 000 km passierte. Zwar konnten zu dieser Zeit noch keine Photographien von der Venus zur Erde übertragen werden, doch gelang es, über eine Distanz von mehr als 50 Millionen km den Funkkontakt aufrecht zu erhalten und wichtige Messwerte über das Magnetfeld der Venus, die Temperatur und die Partikelstrahlung zu übertragen. Die Fernsteuerung der Raumsonde Mariner II über diese gewaltige Entfernung und die damit erreichte «Zielgenauigkeit» von 650 km über eine Flugbahnlänge von 283 Millionen km bei einer totalen Flugzeit von 110 Tagen liessen erkennen, dass auch der Mars nicht mehr in unerreichbarer Ferne liegt. Nach sorgfältiger Vorbereitung wurde am 28. November 1964 der amerikanische Satellit Mariner IV mit einer zweistufigen Träger Rakete Atlas-Agena D vom Kap Kennedy in Richtung Mars abgeschossen. Das zu erreichende Ziel war ein Vorbeiflug des Satelliten in möglichst genau 9000 km Höhe über der Oberfläche des Mars. Dabei sollten etwa 22 Schwarz-Weiss-Aufnahmen von der Planeten-Oberfläche gemacht und in Digitalform auf Magnetband gespeichert werden. Eine Sofortübertragung der Bilder als Fernsehbilder wie bei den Mondaufnahmen des Ranger IX kommt auf keinen Fall in Frage, wie später (3.3.1) noch gezeigt wird. Die Bilder sollten erst in einem späteren Zeitpunkt zur Erde gefunkt werden. — Vor Erreichung dieses Zieles war in den 6500 Flugstunden genügend Zeit, noch die folgenden wissenschaftlichen Messungen auszuführen und zur Erde zu melden:

- a) Messung des Magnetfeldes des Mars
- b) Messung der Marsatmosphäre
- c) Feststellung etwaiger Strahlungsgürtel um den Planeten
- d) Untersuchung des solaren Plasmas
- e) Registrierung der Meteoriteneinschläge
- f) Messung der kosmischen Strahlung

Das gesteckte Ziel wurde erreicht und die weiteren gestellten Aufgaben mit Ausnahme der Messung des solaren

Plasmas konnten ebenfalls erledigt werden. Über die dazu eingesetzten Mittel, den Flugverlauf und über die bisher bekannten Ergebnisse soll im folgenden berichtet werden.

2. Das Trägerfahrzeug

Da das Raumfluggerät ein Gesamtgewicht von 262 kg hat, war ein relativ starkes Trägerfahrzeug nötig. Es wurde die zweistufige Atlas-Agena-D-Rakete verwendet, welche den Satelliten zunächst in eine kreisförmige Parkbahn in 185 km Höhe über der Erdoberfläche brachte. Die Atlas-Rakete brannte 300 s, dann wurde 24 s später die Agena-D-Stufe mit dem Satelliten abgetrennt und nach 379 s für die Dauer von 147 s gezündet. Damit wurde die kreisförmige Parkbahn erreicht. Nach den Keplerschen Gesetzen errechnet sich hierfür die Umlaufzeit zu $U = 88,27$ min und die Bahngeschwindigkeit zu $v = 7792$ m/s. Um nun die Fluchtgeschwindigkeit von 11 443 m/s zu erreichen, wurde 32 min später in einem bestimmten Punkt der Parkbahn die Zweitstufe noch einmal für 96 s gezündet. Das Trägerfahrzeug ging dann mit $v = 41\,196$ km/h in die gewünschte Bahn hinaus und trennte sich nach weiteren 160 s vom Raumfahrzeug. Die Agena-D-Stufe wurde um 180° gedreht und die Bremsraketen gezündet. Damit hatte das Trägerfahrzeug ausgedient.

3. Das Raumfahrzeug

3.1 Aufbau und Ausrüstung

3.1.1 Die mechanische Struktur

Die Hauptstruktur des Raumfahrzeuges besteht aus einem achteckigen Rahmen aus einer Magnesiumlegierung mit einem Gewicht von 13,6 kg bei 127 cm Durchmesser und 36 cm Höhe. Er ist in acht Kammern unterteilt, von denen eine das Kurskorrektur-Triebwerk enthält, während die sieben restlichen Kammern die elektronische Ausrüstung aufnehmen. Der Gasbehälter für das Lagekontrollsystem und der Treibstoffbehälter für das Kurskorrekturtriebwerk sind an einer freitragenden Konstruktion ausserhalb der Hauptstruktur befestigt. Weiterhin sind vier Sonnenzellen-Ausleger an den Seiten angebracht, sowie eine Parabol-Richtantenne und eine rundstrahlende Stabantenne von 224 cm Länge. Die Sonnenzellenausleger sind je 189 cm lang und 89 cm breit. An den Enden der Ausleger sind noch vier Solar-druck-Stellglieder angebracht, welche während des Fluges mit Hilfe des Strahlungsdrucks der Sonne eine zusätzliche Lagekorrektur ermöglichen.

34410-417

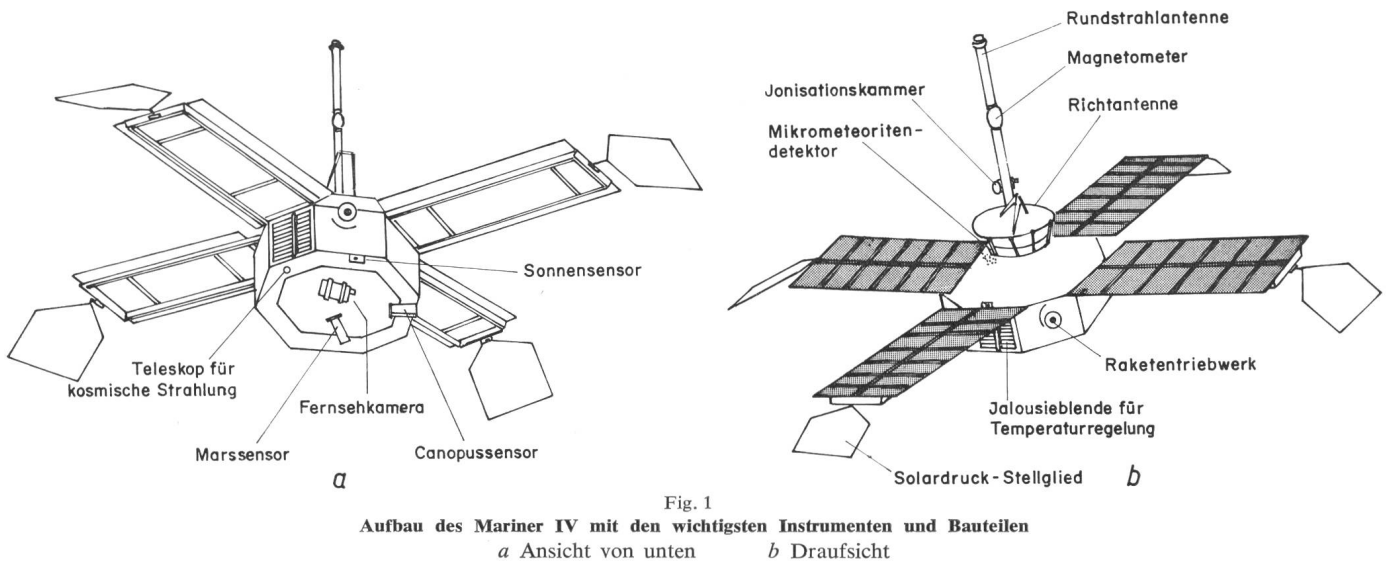


Fig. 1
Aufbau des Mariner IV mit den wichtigsten Instrumenten und Bauteilen
 a Ansicht von unten b Draufsicht

Die Sonnenzellenausleger und die Stellglieder sind vor dem Erreichen der endgültigen Flugbahn und der Abtrennung des Trägerfahrzeuges in achsenparallele Stellung geklappt, damit der gesamte Satellit gut unter dem Hitzeschild untergebracht werden kann. Nach Entfaltung der Ausleger hat der Flugkörper eine maximale achsiale Länge von 290 cm und eine Spannweite von 690 cm.

An der äusseren Oberfläche befinden sich Jalousien, welche verstellbar sind und zur Temperaturregelung der im Innern angebrachten Moduln dienen. An der unteren, den Antennen abgewandten Fläche, ist die Photo- bzw. Fernsehkamera zusammen mit den beiden Mars-Sensoren (Grob- und Feinsensor) auf einer schwenkbaren Platte angebracht (Fig. 1 und 2).

3.1.2 Die Energieversorgung

Auf den vier Sonnenzellen-Auslegern befinden sich insgesamt 28 224 Photozellen, welche in Erd- bzw. Sonnennähe etwa 640 W und in Marsnähe etwa 310 W nominell abgeben könnten bei einem totalen Wirkungsgrad von 7 %. Sie speisen über ein Schutz- und Regelgerät eine Silber-Zinkbatterie von 900 Wh Kapazität mit Spannungen von 26...33 V bei Stromentnahmen bis maximal 9,5 A. Die tatsächlich von den Geräten im Satelliten benötigte Leistung beträgt 140 W, wenn das Magnetbandgerät läuft, und 225 W, wenn Kurskorrekturen ausgeführt werden müssen. Das Gesamtgewicht des Energieversorgungssystems einschliesslich Sonnenzellen beträgt 23,5 kg.

3.1.3 Lagestabilisierung

Während des ganzen Fluges Erde—Mars müssen die Sonnenzellen-Ausleger stets voll zur Sonne hin «sehen», damit ständig genügend elektrische Leistung zur Verfügung steht und dabei die Batterie möglichst wenig beansprucht wird. Zu diesem Zweck sind am Hauptkörper zwei Sensoren angebracht, welche die Signale für eine Grob- und eine Feinsteuerung der Lage liefern. Die eigentliche Ausrichtung des Flugkörpers erfolgt durch je drei Gasdüsen an den äusseren Kanten der Sonnenzellen-Ausleger, welche mit Stickstoff betrieben werden. Mit der Stabilisierung auf die Sonne ist jedoch noch die Drehung um die Rollachse möglich, und es ist daher noch ein weiterer Bezugspunkt zu suchen. Dieser darf aber nicht dem Sonnensystem angehören; es kommt also nur ein sehr heller Stern mit geeigneter Lage zur Bahn-

ebene (Sonne—Mars—Erde) in Frage. Als solcher wurde Canopus im Sternbild Schiffskiel ausgesucht, ein Stern erster Grösse am südlichen Sternhimmel, ca. 100 Lichtjahre von der Erde entfernt. Man hat daher einen weiteren Sensor, den «Canopus-Sensor», am Hauptkörper angebracht, welcher zusätzliche Steuersignale für die Gasdüsen liefert. Mit dieser doppelten Lagestabilisierung des Satelliten wird erreicht, dass bei Annäherung an den Mars der «Marssensor» das Ziel früh genug erfasst und die Nachsteuerung der Plattform für die Fernsehkamera korrekt erfolgen kann. Zugleich wird damit auch die mit dem Satellitenkörper festverbundene Richtantenne genau auf die Erde ausgerichtet.

Bei diesem Stabilisierungssystem können allerdings einige kritische Stellen durchlaufen werden:

- a) In Erdnähe kann die Erde statt Canopus irrtümlich erfasst werden.
- b) In Marsnähe könnte Canopus durch den Mars bedeckt sein.
- c) Beim Durchlaufen des Marsschattenkegels fallen die Sonnensensoren und die Energieversorgung zugleich aus (Fig. 4...6).

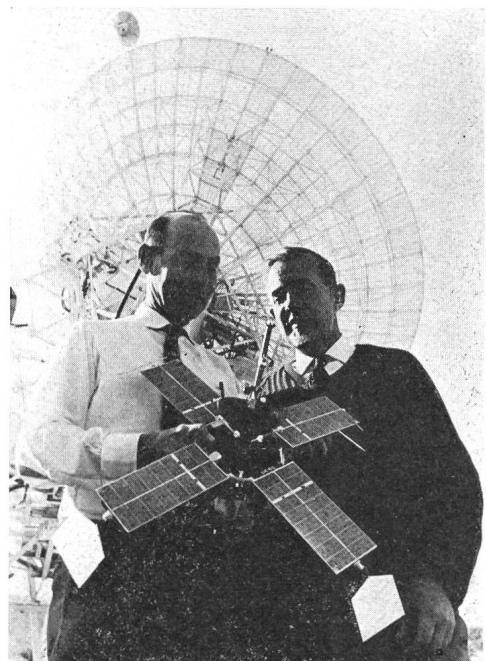


Fig. 2
Ansicht des Mariner IV

Photo AP

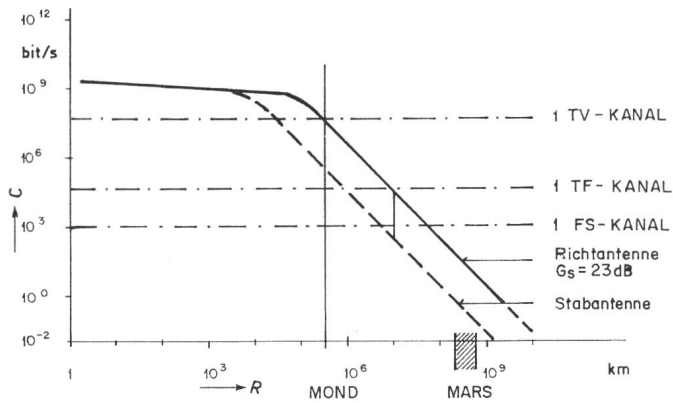


Fig. 3
Abhängigkeit der Informationskapazität C von der Übertragungsentfernung R

Diesen Faktoren musste daher bei der Festlegung des «Zielgebietes» in Marsnähe Rechnung getragen werden. Überraschenderweise hat der Canopus-Sensor in der ersten Flugphase noch andere Objekte am Himmel irrtümlich aufgefasst, worüber später noch berichtet wird.

3.1.4 Kurskorrektur-Einrichtung

Um den vollen Erfolg der Mariner-Mission zu sichern, wurde ein Kurskorrektur-Triebwerk vorgesehen, welches bei Abweichungen von der Soll-Bahn von der Erde aus in Tätigkeit gesetzt werden kann. Aus einer Düse, welche an der einen Seitenwand sitzt, kann für die Dauer von 0,05...100 s ein Hydrazinstrahl, der mit Stickstofftetroxyd gezündet wird, einen Schub senkrecht zur Rollachse von 23 kp ausüben und damit die Geschwindigkeit um Beträge von $\Delta v = 0,05...80$ m/s ändern. Das Gerät wiegt 21,5 kg.

3.2 Physikalische Messungen

3.2.1 Magnetische Messungen

Nachdem die Messungen von Mariner II schon bei der Venus kein Eigen-Magnetfeld des Planeten gezeigt hatten, wurde dem Nachweis eines Magnetfeldes vom Mars nach Betrag und Richtung besondere Beachtung geschenkt. Zu diesem Zweck wurde in genügendem Abstand von den Stromkreisen des Satelliten am Mast der Rundstrahlantenne ein Heliummagnetometer angebracht, welches etwaige Magnetfelder des Mars nach Betrag und Richtung hätte messen können. Es hat eine Empfindlichkeit von $0,5 \gamma$ für jede

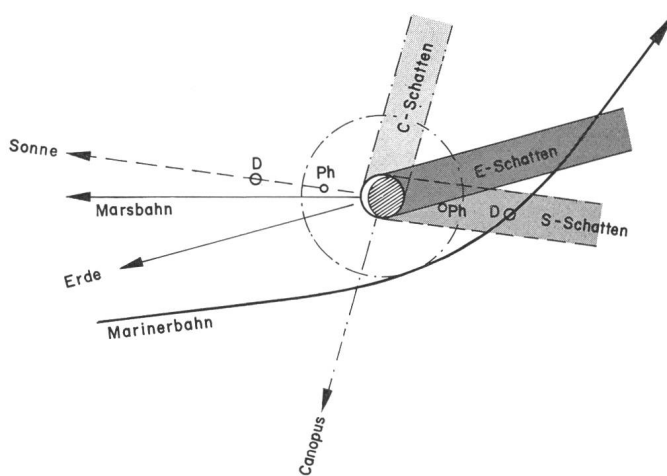


Fig. 5
Die Marinerbahn und die Marsbahn in die Ebene der Ekliptik projiziert

3.2.3 Mikrometeoritendetektor

Ein Detektor für Mikrometeoriten, bestehend aus einer sehr dünnen quadratischen Aluminiumplatte, welche beim Auftreffen von Staubteilchen ein akustisches Signal gibt, lieferte wertvolle Angaben über Verteilung und Impuls des kosmischen Staubes, insbesondere im interplanetarischen Raum.

3.2.4 Marsatmosphäre

Für die Untersuchung der Marsatmosphäre wurden keine besonderen Messgeräte eingesetzt, da beim Durchfliegen des mit «E-Schatten» bezeichneten Gebietes (Fig. 5 und 6) die vom Mariner-Sender ausgestrahlten Signale die «Luft»-Hülle des Planeten durchlaufen müssen. Die dabei in der Bodenstation registrierbaren Feldstärke-, Frequenz- und Polarisationsänderungen geben genügend Aufschluss über eine eventuell vorhandene Ionosphäre, über den «Luft»-druck und die ungefähre Dicke der Atmosphärenschicht über der Marsoberfläche.

3.3 Übertragungs-Einrichtungen

3.3.1 HF-Sender und -Empfänger

Die hochfrequente Übermittlung der von der Kamera aufgenommenen und auf Magnetband gespeicherten Bilder, der wissenschaftlichen Daten und der Haushaltmeldungen

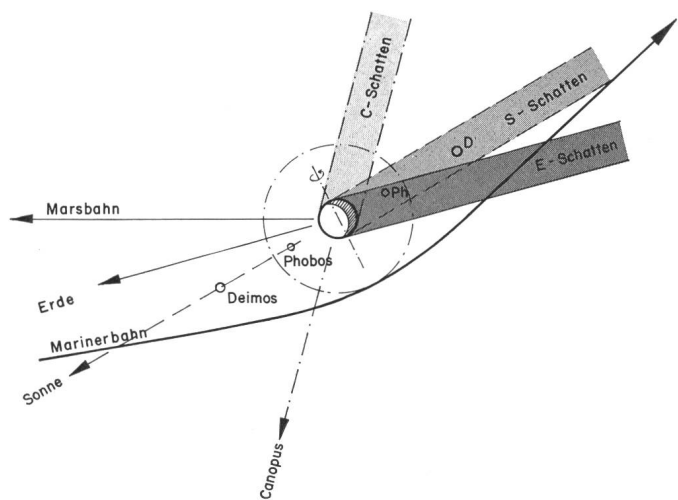


Fig. 4
Der prinzipielle Verlauf der Bahn des Mariner IV in Marsnähe
Die Ebene der Ekliptik ist senkrecht zur Papierebene

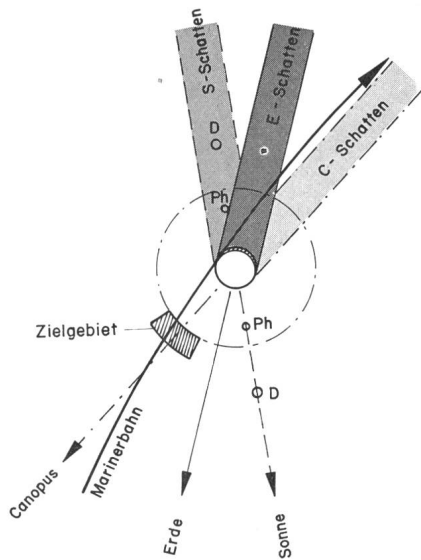


Fig. 6
Das «Zielgebiet» beim Mars

Die Marsbahn steht senkrecht zur Papierebene

über eine Entfernung von 240 Millionen km stellte ein nicht einfach zu lösendes Hochfrequenzproblem dar, wie folgende Rechnung zeigt:

Aus Gewichts- und Platzgründen war die Bord-Sendeleistung auf $P_s = 10$ W beschränkt. Die Wellenlänge war mit Rücksicht auf die z.Zt. verfügbaren Bodenstationen mit genügend grossen Antennen mit $\lambda = 13$ cm festgelegt. Der Gewinn der Boden-Antenne (Goldstone, 26 m Durchmesser) ist $G_E = 53$ dB ($= 2 \cdot 10^5$). Für die gesamte Empfangsanlage mit Vorverstärkung durch einen Maser kann man mit einer effektiven Rauschtemperatur von $T_{eff} = 60$ °K (einschliesslich Rauschen der Antenne, Galaxis, Marsoberfläche und irdischer Lufthülle) rechnen. Dann ist die Rauschleistung

$$N = 8,3 \cdot 10^{-22} B \quad [W]$$

wobei B die Bandbreite der Empfangsanlage ist. Andererseits wird das Empfangssignal S bei einer Streckendämpfung von

$$a_{st} = \left(\frac{4\pi R}{\lambda} \right)^2 = 5 \cdot 10^{26} = 267 \text{ dB}$$

und einem Antennengewinn $G_E = 2 \cdot 10^5$ der Bodenantenne:

$$S = \frac{10 \cdot 2 \cdot 10^5}{5 \cdot 10^{26}} = 4 \cdot 10^{-21} \text{ W}$$

Das Verhältnis der Signalleistung zur Geräuschleistung ist unter diesen Umständen $S/N = 5/B$, d. h. bei 5 Hz Bandbreite (!) ist $S/N = 1$; man muss also auch die Bordantenne als Richtantenne mit einem Gewinn von etwa $G_s = 2 \cdot 10^2 = 23$ dB ausrüsten, um bei $B = 10$ Hz noch einen Geräuschabstand von $S/N = 100$ zu erhalten. Werden die Signale als Puls-Code-Modulation auf den Sender übertragen, so würde dann im Idealfall die Kanalkapazität (Informationsrate) $C = B \cdot \lg(1 + S/N) = 60$ bit/s. Praktisch erreicht man dann $C \approx 12$ bit/s. Bei der extrem geringen Bandbreite von 10 Hz werden an den Boden-Empfänger allerdings sehr hohe Anforderungen bezüglich Frequenzstabilität des Überlagerungsoszillators gestellt.

Da das Raumfahrzeug eine (sich auch noch stark ändernde) Relativgeschwindigkeit von etwa 100 000 km/h gegenüber der Erde hat, tritt eine Doppler-Frequenzverschiebung

von etwa 200 kHz auf, die aber nicht konstant ist. In Marsnähe, wo die Bahn stark gekrümmt ist, erreicht der Frequenzablauf von der Dopplerfrequenz Werte von der Grössenordnung 6 Hz/s; das ist die halbe Bandbreite! Man korrigiert diesen Frequenzablauf im Empfänger mit einer «Phaselock»-Schaltung. Das ist im Prinzip ein Phasendiskriminator, welcher bei Phasenablauf eine Regelspannung liefert, die den Überlagerungsoszillator so nachregelt, dass das Signal in der Mitte des Empfangsbandes bleibt.

Die Übermittlung Boden-Bord ist auch nicht einfach. Bei einer Sendeleistung von 20 kW erhält man zwar ein Signal von $1,6 \cdot 10^{-15}$ W; dafür ist aber wegen des fehlenden Maservorverstärkers mit einer effektiven Empfänger-Rauschtemperatur von $T_{eff} \approx 3000$ °K zu rechnen. Man könnte dann mit einem idealen Modulationssystem gemäss der Shannon-Formel eine theoretische Kanalkapazität von $C \approx 2600$ bit/s erhalten, praktisch werden aber nur 50 bit/s erreicht, also nicht einmal die Güte eines Fernschreibkanals. In Fig. 3 ist die Abhängigkeit der Informationskapazität von der Entfernung Erde—Mariner für die Verbindung Bord—Boden dargestellt.

3.3.2 Telemetrie- und Kommandosystem

Die von den wissenschaftlichen Experimenten und von den Haushaltsmeldungen angelieferten Messwerte werden in einem Daten-Automatisierungssystem in digitale Form umgewandelt und direkt zur Erde gesendet. Es wird dabei ein 100-Kanal-Zeitmultiplex-System verwendet, welches 280 bit für physikalische Messungen und 140 bit für Haushaltsmeldungen verarbeitet. Da jedoch bei den Lage- und Kurskorrekturmanövern alle technischen Daten wesentlich wichtiger sind als die physikalischen und beim Vorbeiflug am Mars der umgekehrte Fall eintritt, ist noch ein Zusatzgerät eingebaut, welches gestattet, von der Erde aus die zeitliche Folge der Daten im Zeitmultiplexsystem der jeweiligen Lage anzupassen. Es können somit folgende «Betriebsarten» des Telemetriesystems eingeschaltet werden:

- a) Nur technische bzw. Haushaltsmeldungen,
- b) Physikalische Messwerte und Haushaltsmeldungen,
- c) Nur physikalische Daten beim Vorbeiflug.

Nach dem Vorbeiflug werden die physikalischen Messwerte erst auf Magnetband gespeichert und zu geeigneter Zeit abgerufen. Die Übermittlungsgeschwindigkeit beträgt anfangs $33\frac{1}{3}$ bit/s und wurde in etwa 10 Millionen km Entfernung von der Erde am 3. Januar 1965 auf $8\frac{1}{3}$ bit/s umgeschaltet, um den Bandbreiteneanforderungen, wie sie im vorigen Abschnitt erläutert wurden, zu genügen.

Neben der Übermittlung Bord—Boden muss das Datenverarbeitungssystem auch noch die von der Erde gesendeten 30 verschiedenen Kommandosignale decodieren und in geeigneter Form an die zugeordneten Stellen weiterleiten können.

3.3.3 Bildaufnahme und Übertragung

Die Fernsehkamera, welche beim Vorbeiflug 21 Aufnahmen von der Marsoberfläche machen soll, tastet das Bild mit 200 Zeilen zu je 200 Bildpunkten, also insgesamt mit 40 000 Bildpunkten, ab. Zum Vergleich sei gesagt, dass ein Fernsehbild mit 625 Zeilen von je 800 Bildpunkten insgesamt 500 000 Bildpunkte hat. (Ein Kleinbildphoto hat etwa 10 Millionen Bildpunkte!) — Jedem Bildpunkt wird eine von 64 Helligkeitsstufen zugeordnet, welche durch einen sechsstelligen

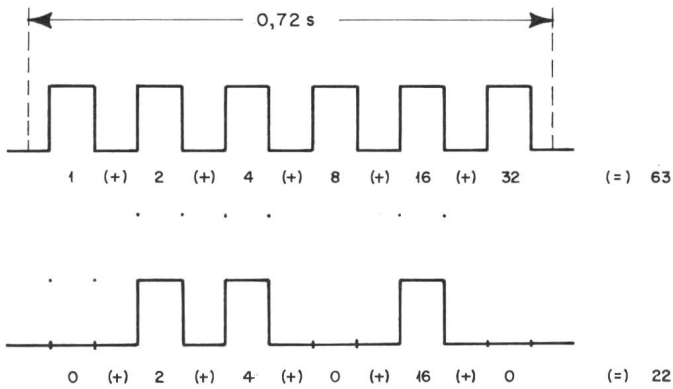


Fig. 7
Schema der codierten Helligkeitsstufen eines Bildpunktes
für Lichtwert 63 und 22

Binär-Pulscode dargestellt werden (Fig. 7). Die Pulsfolge 1-1-1-1-1-1 bedeutet $1+2+4+8+16+32 = 63$ und die Folge 0-1-1-0-1-0 bedeutet $0+2+4+0+16+0 = 22$. Mit den 6 bit pro Bildpunkt hat man dann 240 000 bit pro Bild zu übertragen. Das ergibt bei einer Übertragungsgeschwindigkeit von $8\frac{1}{3}$ bit/s eine Übertragungszeit von $28\ 800\text{ s} = 8\text{ h}$. Da jedoch ausser den Bildpunkten auch noch die Zeilenfrequenzsynchronisierzeichen zu übertragen sind, erhöht sich die Übertragungszeit pro Bild auf 8 h 20 min. Die Aufnahmen von der Kamera werden mit 10 700 bit/s auf das Magnetband gespeichert, also in etwa 22,4 s. Das Band ist 106 m lang und wird zweispurig beschrieben.

Die Aufnahme-Kamera ist mit einem Fernobjekt $f : 8$, Brennweite 30,5 cm, ausgerüstet; die Belichtungszeit für jedes Bild ist 0,2 s. Für das Abtasten und «Überspielen» auf das Magnetband werden 24 s benötigt, ebenso für das Löschen des Bildes auf dem Schirm, so dass für die vorgesehenen 22 Aufnahmen 25 min beansprucht werden. Beste Auflösung der Bilder, etwa 3 km, wird bei Bild 10...14 erwartet bei 9000 km Abstand von der Marsoberfläche. Zum Vergleich sei erwähnt, dass die grössten Fernrohre bisher auf der Marsoberfläche nur eine Auflösung von 80 km ergeben haben.

4. Der Flugverlauf

4.1 Die Bahn

Um einen Begriff von den Bahnverhältnissen beim Vorbeiflug zu geben, ist in den Fig. 4, 5 und 6 der Verlauf der Mars- und der Marinerbahn dargestellt. In Fig. 4 steht die Ekliptik senkrecht zur Papierebene, in Fig. 5 liegt sie in ihr, und in Fig. 6 ist die Marinerbahn senkrecht zur Papierebene. Der Kreis um den Mars stellt den gewünschten kleinsten Abstand (9000 km über Oberfläche) dar, Ph und D sind die beiden Marsmonde Phobos und Deimos. Phobos hat eine Umlaufzeit von 7 h 40 min, Deimos umkreist den Planeten in 30 h 20 min. Auf beide Monde musste man Rücksicht nehmen. Fig. 4 zeigt, dass ein genügender Respektabstand eingehalten ist, was nach Fig. 5 und 6 nicht so scheinen möchte.

Weiterhin interessiert die Kreisbahngeschwindigkeit in 9000 km Abstand, d. h. $9000 + 3430 = 12\ 430\text{ km}$ Entfernung vom Marszentrum. Man berechnet sie nach Kepler zu $v = 1860\text{ m/s}$. Da der Mariner IV aber mit $v = 5160\text{ m/s}$ den Mars passiert, wird er mit Sicherheit nicht in eine Kreisbahn eingefangen.

Schliesslich kann man überschläglich ausrechnen, dass in Marsnähe der Satellit aus seiner Bahn abgelenkt wird und zwar ist die stündliche Winkelabweichung etwa $5,5^\circ$.

In den Fig. 4, 5 und 6 sind jeweils drei «Schatten»gebiete eingezeichnet. Es bedeutet «C-Schatten»: dass Canopus vom Mars in diesem Gebiet bedeckt ist; S-Schatten heisst: der Satellit sieht die Sonne nicht, und im E-Schattengebiet steht Mars zwischen Erde und Mariner.

Wegen der Untersuchung der Mars-Atmosphäre war das Durchlaufen des E-Schatten-Gebietes unbedingt erwünscht. Es erfolgte am 15. Juli 1965 von 2 h 12 GMT bis 3 h 05 GMT. Da die Signale vom Mars zur Erde eine Laufzeit von 12 min haben, wurde die «Verfinsternung» von 2 h 24 bis 3 h 17 auf der Erde gemessen.

Das Passieren des S-Schattens wurde verhindert und natürlich wurde auch das C-Schattengebiet nicht berührt. Wenn man nun diese verschiedenen Gesichtspunkte zusammenfasst, bleibt als Zielgebiet nur der sehr kleine Fleck, den Fig. 6 zeigt.

4.2 Kurskorrekturen

Es war von Anfang an zu erwarten, dass der Satellit nicht genau das Zielgebiet treffen würde, und man hatte deswegen die Möglichkeit einer zweimaligen Kurskorrektur vorgesehen. Am 4./5. Dezember 1964 war Mariner IV bereits etwa zwei Millionen Kilometer von der Erde entfernt und mit Sicherheit ausserhalb des Gravitationsfeldes der Erde, als eine erste Kurskorrektur ausgeführt wurde. Dazu wurde zunächst die Lage des Satelliten gegenüber der Sonne durch eine Nickbewegung von $44,5^\circ$ und eine Rollbewegung von $156,6^\circ$ so geändert, dass der Schubvektor des Düsenantriebes in die richtige Lage kam und dann das Triebwerk für 20 s gezündet. Damit wurde eine Geschwindigkeitsänderung von $\Delta v = 16,7\text{ m/s}$ erzielt und die Bahn um ca. 250 000 km näher an den Mars herangebracht. (Betrachtet man die Satellitenbahn als eine Kreisbahn mit dem Radius a und der Kreisbahngeschwindigkeit v um die Sonne, so ist ja

$$\Delta a = 2 \cdot \frac{a}{v} \Delta v = 2 \cdot \frac{\gamma M}{v^3} \cdot \Delta v$$

Für $a = 2,28 \cdot 10^8\text{ km}$ und $v = 24,2\text{ km/s}$ ergibt sich:

$$\Delta a = 2 \cdot \frac{2,28 \cdot 10^8}{24,2} 1,6 = 3 \cdot 10^5\text{ km}$$

Am 14. Juni 1965 war eine zweite leichte Korrektur notwendig, da sich zwei von den vier Solardruckstellgliedern nicht richtig entfaltet und eingestellt hatten.

4.3 Lagekorrekturen

Während die eben erwähnten Kurskorrekturen relativ leicht durchzuführen waren, bereiteten die Lagekorrekturen einige Schwierigkeiten. Zwar gelang die Stabilisierung der Lage mit Hilfe der Sonnensensoren in der kurzen Zeit von 18 min nach Einschaltung, aber das weitere Erfassen und «Einrasten» auf den Stern Canopus, welches 16,5 h nach dem Start beginnen sollte, verlief recht unprogrammässig. Zunächst begann der Satellit auf der Suche nach Canopus sich 100° um die Rollachse zu drehen und rastete dann auf den Stern Aldemarin ein; doch nach wenigen Stunden merkte der Sensor, dass dies wegen der geringen Helligkeit nicht das richtige Ziel sein könnte, und leitete eine weitere

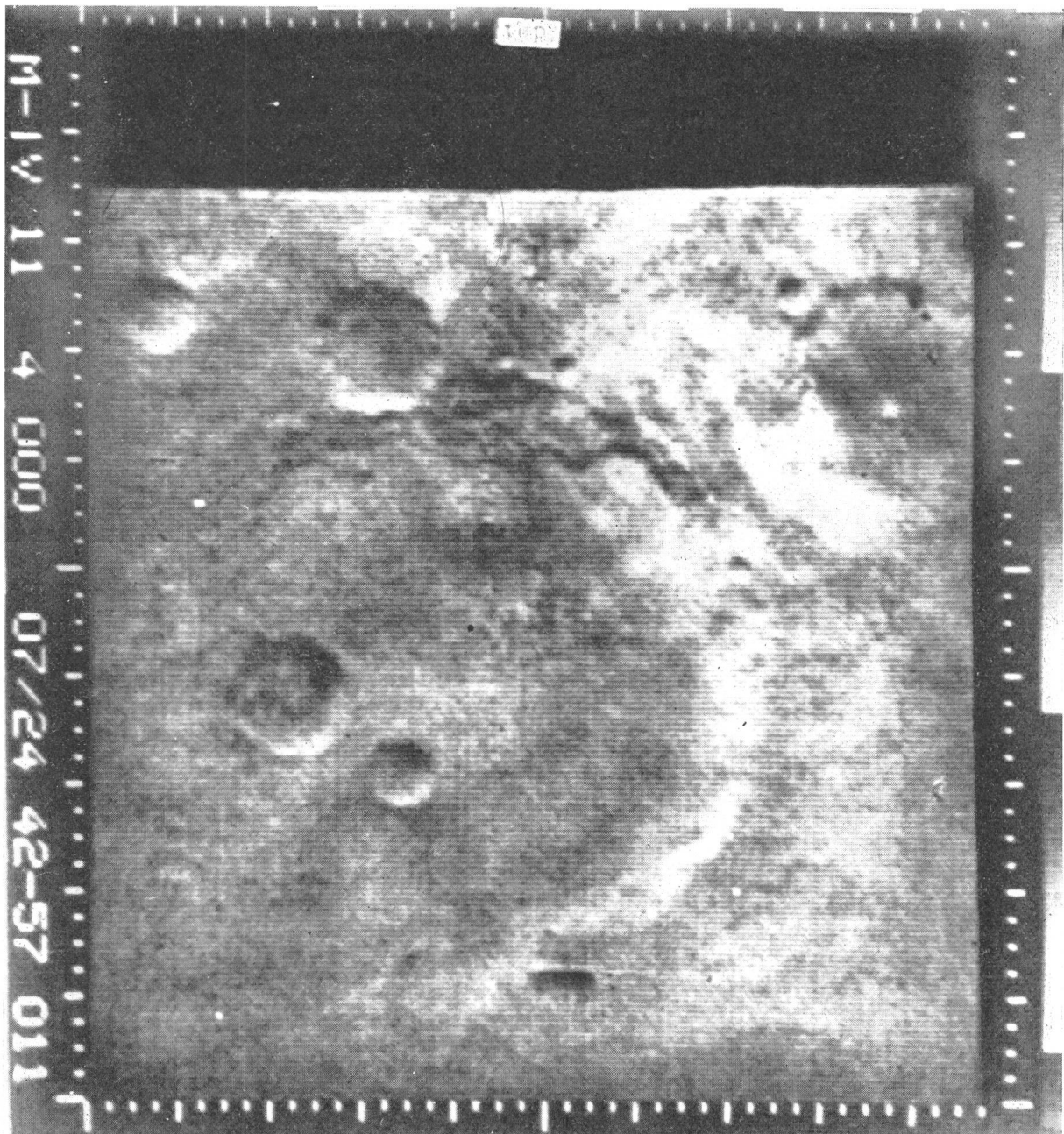


Fig. 8

Die Oberfläche des Mars aus 12 550 km Entfernung aufgenommen

Photo AP

rollende Suchbewegung ein, welche mit der Erfassung des Sterns Regulus im Sternbild des Löwen endete. Nun wurde von der Erde aus eine neue Suchbewegung eingeschaltet, die zwar zunächst zwei Fehl-Einrastungen auf Sternhaufen in der Milchstrasse, dann aber endlich die Erfassung von Canopus ergab. Das war am 2. Dezember 1964. Bei der Kurskorrektur wurde Canopus wieder verloren und erst nach verschiedenen Manövern wurde am 17. Dezember 1964 die endgültige und sichere Einrastung auf Canopus erzielt.

5. Erste Ergebnisse

5.1 Physikalische Messungen

Auf seinem Wege zum Mars passierte Mariner IV am 12. Dezember 1964 den Geminiden-Meteoritenstrom und am 20. Dezember 1964 in 6 Millionen km Entfernung von

der Erde den Ursiniden-Meteoritenstrom. Diese beiden Ströme werden als «Sternschnuppenfälle» an den genannten Tagen alljährlich auf der Erde beobachtet. Sie konnten vom Satelliten sehr gut vermessen werden, jedoch sind genauere zahlenmäßige Ergebnisse noch nicht verfügbar.

Wesentlich interessanter ist die Feststellung, dass das Eigenmagnetfeld des Mars verschwindend klein ist, woraus einige Astrophysiker den Schluss gezogen haben, dass Mars im Gegensatz zur Erde keinen flüssigen, sondern einen festen Kern hat.

Des weiteren ergab sich überraschenderweise, dass die Atmosphäre wesentlich dünner ist als ursprünglich angenommen. Nach den Feldstärkemessungen beim Durchlaufen des «E-Schattens» ist geschlossen worden, dass der «Luftdruck» auf dem Mars vergleichbar ist mit dem irdischen Luftdruck in 30 km Höhe. Damit dürfte auch das Fehlen einer «Ionosphäre» verständlich sein.

Des weiteren wurden irgendwelche Strahlungsgürtel nicht gefunden, was sich auch aus dem Fehlen des Magnetfeldes erklärt. Kosmische Strahlung, Partikelstrahlung von der Sonne und UV-Strahlung treffen daher kaum abgeschwächt die Marsoberfläche.

Es wird wohl noch Monate dauern, bis alle physikalischen Messungen so ausgewertet sind, dass die Astrophysiker genauere Aussagen über den roten Planeten machen können.

5.2 Photographien

Von den 21 Photoaufnahmen der Marsoberfläche sind bisher erst wenige Bilder freigegeben worden. Diese zeigen

noch nicht die erhofften Details, da sie erstens Gebiete betreffen, welche zur Zeit der Aufnahme sehr hohen Sonnenstand, also kaum Schatten- und Konturenbildung hatten. Zweitens soll ja jedes Bild möglichst dreimal von der Erde aus abgefragt werden und aus diesen drei Bildern bildet dann erst der Computer ein genügend aufschlussreiches Bild. Auch diese Arbeit wird aber erst in einigen Wochen abgeschlossen sein. So kann heute in Fig. 8 nur ein erster Eindruck von dem gegeben werden, was Mariner IV auf dem Mars sah.

Adresse des Autors:

Dr. H. Paul, AG Brown, Boveri & Cie., 5400 Baden.

Gleichstrommessungen zur Bestimmung der charakteristischen Grössen von Synchronmaschinen

Von M. Canay, Birr

621.313.32 : 621.317.34

1. Einleitung

Die charakteristischen Grössen der Längsachse von Synchronmaschinen können in bekannter Weise durch einen Stosskurzschluss-Versuch zweckmässig ermittelt werden. Dagegen lassen sich die Querachsen-Grössen nur mit verhältnismässig komplizierten Versuchen bestimmen. Es ist jedoch möglich, die ungesättigten subtransienten Reaktanzen der beiden Achsen durch einen einfachen Versuch im Stillstand zu ermitteln. Diese Stillstandsmessungen wecken in jedem Versuchlokal-Ingenieur den Wunsch und die Hoffnung, auch die übrigen charakteristischen Grössen mit einer einheitlichen Methode für die Längs- und Querachse an der stillstehenden Maschine zu bestimmen. So kommt es in den letzten Jahren zur Entwicklung der Gleichstrommessungen. In den Arbeiten, in welchen diese Gleichstrommessungen im Stillstand vorgeschlagen oder behandelt wurden, spricht man von einer grossen Genauigkeit [1]¹⁾, ohne nähere Angaben über die Auswertung der Versuche und über die Ausführung der gemessenen Maschine zu machen.

Der Zweck der vorliegenden Arbeit besteht darin, die Gleichstrommessungen und ihre Anwendbarkeit zu überprüfen und die Bedingungen für eine saubere Messung anzugeben. Ferner werden die Unterschiede zwischen den einzelnen Methoden hervorgehoben und ihre Folgen besprochen.

2. Schaltungen für Gleichstrommessungen

Mit Gleichstrommessungen im Stillstand können die charakteristischen Grössen der Längs- bzw. Querachse ermittelt werden. Es ist theoretisch auch möglich, den Frequenzgang der Längs- bzw. Querachse einer ideellen Synchronmaschine mit mehreren Dämpferkreisen zu bestimmen. Den Messungen wird die Schaltung in Fig. 1 zugrunde gelegt.

Der mit einem Gleichstrom I gespeiste Stator wird über den Schalter S plötzlich kurzgeschlossen. Als Antwort dieser plötzlichen Spannungsänderung (Gleichspannungsstoss) klingt der Gleichstrom im Stator von seinem Anfangswert I_0 auf Null ab. Dabei werden ausser I , zur Kontrolle auch I_f bzw. U_f oszillographiert. Vor dem Kurzschliessen werden I und U mit Präzisionsinstrumenten genau gemessen. Obwohl die beschriebenen Versuche zur Bestimmung der charakteristischen Grössen hinreichend sind, können ähnliche Versuche selbstverständlich zur direkten Ermittlung einiger Grössen, z. B.

T_{d0}' , T_{d0}'' mit offenem Stator und Einspeisung an der Rotorseite wiederholt werden [1].

Der Bürstenspannungsabfall bewirkt eine Erhöhung des Polradwiderstandes. Da diese Erhöhung bei kleinem Polradstrom verhältnismässig grösser ist, empfiehlt es sich, den Polradkreis direkt (ohne Bürsten) kurzzuschliessen oder mit einem grösseren Gleichstrom als $0,25 I_n$ zu arbeiten [3]. Auf den Einfluss des Bürstenspannungsabfalles auf die ganze Auswertung wird im Abschnitt 9 nochmals zurückgekommen. Der Kurzschlußschalter S soll möglichst nahe bei den Klemmen angebracht werden, so dass keine zusätzliche Impedanz mitgemessen werden kann. Geschieht das nicht, müssen die ermittelten Zeitkonstanten, insbesondere die transienten Zeitkonstanten, nochmals umgerechnet werden, was unerwünscht ist.

Anstatt mit einem Gleichspannungsstoss kann man auch mit einem Gleichstromstoss I arbeiten und als Antwortfunktion (Response) die Spannungsänderung $X_d(p) \cdot I$ bzw. $X_q(p) \cdot I$ messen [4]. Da ein Stromstoss viel schwieriger zu verwirklichen ist als der Spannungsstoss, scheint diese Schaltung nicht vorteilhaft zu sein.

3. Mathematische Grundlagen für Gleichstrommessungen

Es soll hier gezeigt und angegeben werden, wie die aufgenommenen Oszillogramme auszuwerten und mit welchen

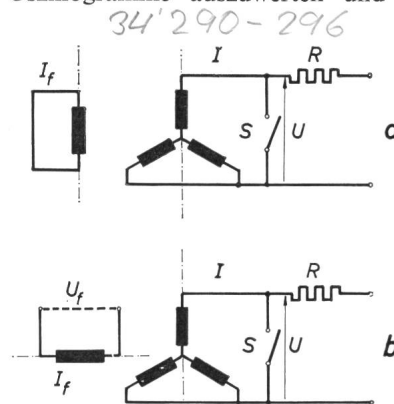


Fig. 1

Grundschaltungen der Gleichstrommessungen

a Rotor in d -(Längs-)Stellung, Feldkreis kurzgeschlossen; b Rotor in q -(Quer-)Stellung, Feldkreis kurzgeschlossen oder offen
 U , I Statorspannung bzw. Statorstrom; U_f , I_f Polradspannung bzw. Polradstrom; R Schutzwiderstand für die Speisequelle;
 S Kurzschlußschalter

¹⁾ Siehe Literatur am Schluss des Aufsatzes.