

Weltraum und Erde
Band 3

Planeten- forschung mit Raumsonden

Ein Sammelband herausgegeben von
Prof. Dr. H. Wittbrodt
H. Mielke
Prof. Dr. G. Narimanow
Dipl.-Ing. J. Saizew

 transpress VEB Verlag für Verkehrswesen,
Berlin

Herausgeber:

Prof. Dr.-Ing. Hans Wittbrodt, Akademie der Wissenschaften der DDR, Berlin

Heinz Mielke, Eichwalde bei Berlin

Prof. Dr. sc. nat. Georgi Stepanowitsch Narimanow, Akademie der Wissenschaften der UdSSR, Moskau

Dipl.-Ing. Juri Iwanowitsch Saizew, Akademie der Wissenschaften der UdSSR, Institut für Kosmosforschungen, Moskau

Übersetzung:

**Ljubow Fischer, Berlin
Intertext, Fremdsprachendienst der DDR,
Berlin**

Grafiken:

Manfred Gneckow, Berlin

Planetenforschung mit Raumsonden: e. Sammelbd. /
hrsg. von H. Wittbrodt ... [Übers.: Ljubow Fischer.
Grafiken: Manfred Gneckow].

Berlin: transpress, 1982. — 224 S.: 89 Fotos,
130 Grafiken, 25 Tab. (Weltraum und Erde;
Bd. 3)

Teilw. aus d. Russ.

NE: Wittbrodt, Hans [Hrsg.]; GT

Die akademischen Grade der sowjetischen Autoren
werden gemäß den Entsprechungen, die in der DDR
dafür üblich sind, nach folgendem Beispiel auf-
geführt:

Ingenieur	△ Dipl.-Ing.
Kandidat der technischen Wissenschaften	△ Dr.-Ing.
Doktor der technischen Wissenschaften	△ Dr. sc. techn.

© 1982 by transpress VEB Verlag für Verkehrs-
wesen,

1080 Berlin, Französische Str. 13/14

VLN 162-925/155/82

LSV 3879

Verlagslektor: Dipl.-Ing. oec. Alfred Förster

Einband: Hans-Joachim Schauß, Gruppe 4

Schutzumschlag: Günter Nitzsche

Titelbild: Die Marsoberfläche, aufgenommen durch
«Viking 1» (NASA)

Seite 2: Der Planet Saturn aus einer Entfernung von
18 Mill. km aufgenommen am 30.10.1980 durch
«Voyager 1» (NASA)

Printed in the German Democratic Republic
Lichtsatz: INTERDRUCK Graphischer Groß-
betrieb Leipzig – III/18/97

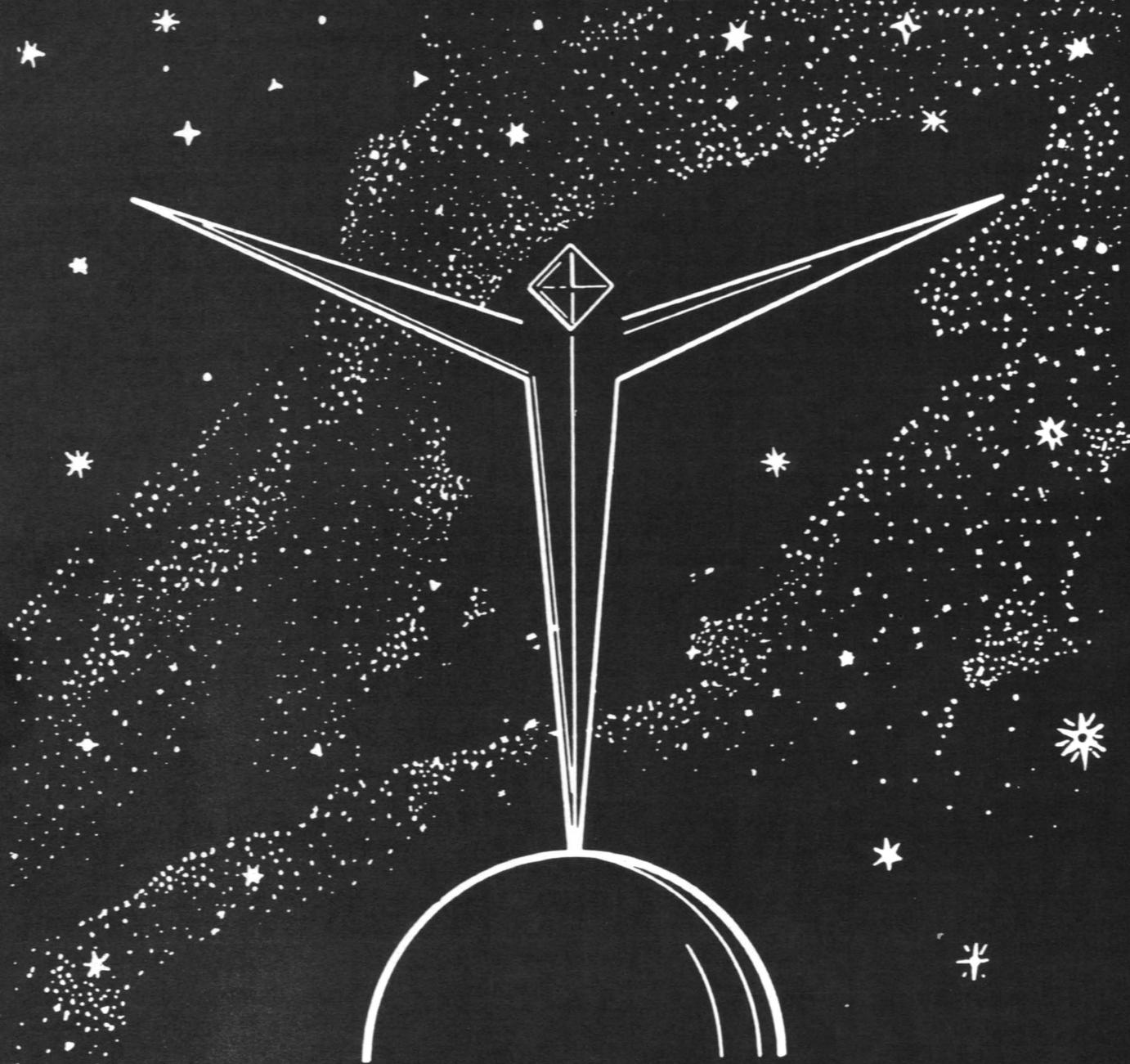
Druck und buchbinderische Verarbeitung:
Tribüne Druckerei, Leipzig

Manuskriptschluß: Mai 1981

Best.-Nr.: 566 1937

DDR 19,80 M

WALTER HOHMANN
DIE ERREICHBARKEIT
DER HIMMELSKÖRPER



VERLAG VON R. OLDENBOURG

Walter Hohmann (1880–1945)– Begründer der Bahnmechanik interplanetarer Raumflüge

Den markantesten Zeitabschnitt in der Frühgeschichte der europäischen Raumfahrt bilden die Jahre 1922 bis 1934/35. Hier erschienen die ersten wissenschaftlich ernstzunehmenden, vereinzelt sogar grundlegenden Veröffentlichungen zur Theorie und Praxis der Raumfahrt. In einigen Ländern bildeten sich einschlägig tätige Vereine und Arbeitsgruppen, erste Zeitschriften wurden herausgegeben und Ausstellungen veranstaltet. In Deutschland kam es zu dieser Zeit auch schon zu etlichen aufsehenerregenden Aktivitäten von Raketenforschern und Raumfahrt-enthusiasten vor der interessierten Öffentlichkeit. Gemeint sind die Versuche mit Raketenfahrzeugen und Raketenflugzeugen in den Jahren ab 1928.

Die maßgeblichsten Impulse zu dieser Entwicklung gingen von einem sehr kleinen Kreis ernsthafter Raumfahrtpioniere aus, von denen nicht wenige aus unterschiedlichen Gründen Einzelgänger waren und verschiedentlich auch blieben. Diese Feststellung wird sehr nachhaltig durch einen Blick auf die in den Jahren bis 1928/29 in deutscher Sprache erschienenen größeren Publikationen zum Thema Raumfahrt belegt. Das Ergebnis ist recht bemerkenswert, denn man findet lediglich 3 (!) Titel.

An der Spitze steht das von Hermann Oberth 1923 veröffentlichte Werk «Die Rakete zu den Planetenräumen» (Olden-

bourg, München). Dieses Buch wird seither mit Recht als das erste umfassende Standardwerk der wissenschaftlichen Raumfahrtliteratur eingestuft. Die von ihm ausgehenden Anregungen haben eine ganze Generation von nachfolgenden Raketen- und Raumfahrtforschern maßgeblich beeinflusst. Die zweite Auflage erschien 1925, die dritte im Jahre 1929 mit erweitertem Inhalt unter dem neuen Titel «Wege zur Raumschiffahrt». Hermann Oberth (geb. 1894) lebt heute in Feucht bei Nürnberg (BRD).

Das zweite Werk über Raumfahrt erschien 1924 als Broschüre: Max Valier, «Der Vorstoß in den Weltraum, eine technische Möglichkeit». Angeregt durch das Buch von Oberth bringt der österreichische Ingenieur darin jedoch lediglich eine populär aufbereitete Darstellung der Grundlagen der Raumfahrt. Erweitert und ergänzt kam Valiers Arbeit 1929 bei Oldenbourg unter dem neuen Titel «Raketenfahrt» heraus. Mit seinen oft recht engagierten Bemühungen trug Valier in den damaligen Jahren viel zur Information der Öffentlichkeit über Raketenantrieb und Raumfahrt bei. Er verunglückte am 17. Mai 1930 bei einem Raketenversuch in Berlin tödlich.

Als das dritte größere Werk aus dem genannten Zeitraum ist nun ein Buch zu nennen, dem wieder eine besondere Stellung in der Raumfahrtliteratur zuerkannt

werden muß. Allerdings wurde ihm damals auch nicht angenähert die Beachtung und Bewertung zuteil, wie es seinem Anliegen und Inhalt nach eigentlich zu erwarten gewesen wäre. Sein Titel lautet: «Die Erreichbarkeit der Himmelskörper». Es erschien 1925 im Verlag Oldenbourg, und sein Verfasser war der Essener Bauingenieur Walter Hohmann.

In dieser Arbeit bemüht sich der Autor, auf der Grundlage stark vereinfachter, aber streng mathematisch-physikalischer Betrachtungen und gestützt auf einige noch sehr tastende zahlenmäßige Abschätzungen über die zu erwartende Leistungsfähigkeit des thermodynamischen Rückstoßantriebs, den rechnerischen Beweis für die tatsächliche Durchführbarkeit von Raumflügen zu fremden Weltkörpern zu liefern. Etwas, was mit diesem hohen Anspruch, aber auch mit solcher Akribie damals von niemand sonst aus den Reihen der Raumfahrtpioniere versucht worden war. Es gibt in diesem Buch keine Anlehnung an die Arbeiten anderer, was ihm, natürlich gestützt auf seinen inhaltlichen Wert, den Rang des zweiten deutschsprachigen Standardwerks der Raumfahrtliteratur gibt.

Hohmann gelingt nicht nur der angestrebte Beweis, er erarbeitet auch die ersten Ansätze zur Bahnmechanik von Raumflugkörpern in Abhängigkeit von raketendynamischen Voraussetzungen. Er

Titelblatt der im Jahr 1925 erschienenen Arbeit von Walter Hohmann «Die Erreichbarkeit der Himmelskörper».

Überarbeitetes Manuskript zu einem Vortrag «Pioniere der Raumfahrt», gehalten am 5. Dezember 1980 auf einem wissenschaftlichen Kolloquium des Fachbereichs VI der Gesellschaft für Weltraumforschung und Raumfahrt der DDR (GWR)

wurde damit zum Begründer der Raumfahrtbahnmechanik.

Walter Hohmann wurde am 18. März 1880 in Hardheim (Odenwald) geboren. Sein Vater war Arzt und Chirurg, u. a. am Hofe des Fürsten zu Leiningen, er wanderte 1886 mit seiner Familie nach Südafrika aus, wo er als Arzt weiter praktizierte. Walter Hohmann blieb bis zu seinem elften Lebensjahr bei seinen Eltern, besuchte eine englische Schule und wurde dann nach Würzburg zu einem Gymnasialprofessor in Pension gegeben. Er besuchte dort das humanistische Gymnasium und begann nach dem Abitur ab 1900 an der Technischen Hochschule in München Bauingenieurwesen zu studieren. Seine Diplomprüfung legte er 1904 ab. Während des Studiums hörte er auch Vorlesungen über Ballistik und beschäftigte sich darüber hinaus mit Astronomie.

Seine berufliche Laufbahn führte Hohmann zunächst zum Eisenhoch- und Brückenbau. Dann war er von 1909 bis 1911 Assistent am Lehrstuhl für Statik, Brückenbau und Eisenbetonbau an der Technischen Hochschule Hannover. Anschließend ging er als Oberingenieur zu einer Firma nach Breslau. 1912 entschloß er sich dann, Stadtbauingenieur beim Städtischen Hochbauamt in Essen zu werden. Ihm wurde dort der Aufbau und die Leitung der statischen Abteilung und der Materialprüfungsstelle übertragen.

Daneben arbeitete er auch wissenschaftlich weiter. 1916 reichte er seine Dissertation zum Thema «Versuche über das Zusammenwirken von altem und neuem Beton in Eisenbetonkonstruktionen» bei der Technischen Hochschule Aachen ein. Sie brachte ihm den Grad eines Dr.-Ing., wegen der damaligen Kriegs- und Nachkriegsumstände fand die Promotion jedoch erst im Jahre 1920 statt.



Geheiratet hatte Hohmann im Jahre 1915.

Schon während der Kriegsjahre, und zwar etwa ab 1915/16, beschäftigte sich Hohmann mit ersten Überlegungen zum Problem des Raumfluges. Was ihn auf diese Thematik gebracht hatte, ist nicht genau bekannt. Wahrscheinlich bildete seine frühere Beschäftigung mit Ballistik und Astronomie den Ausgangspunkt. Hohmann vertiefte und erweiterte seine diesbezüglichen Untersuchungen in den nachfolgenden Jahren und schuf damit die Grundlagen für sein dann 1925 herausgebrachtes Werk «Die Erreichbarkeit der Himmelskörper».

1927 wurde Hohmann Vorstandsmitglied im «Verein für Raumschiffahrt», und 1928 erschien von ihm der Beitrag «Fahrtrouten, Fahrzeiten, Landungsmöglichkeiten» in dem von Willy Ley herausgegebenen Sammelwerk «Die Möglichkeiten der Weltraumfahrt» (Hachmeister und Thal, Leipzig). Weitere Veröffentlichungen zum Thema Raum-

fahrt brachte W. Hohmann nicht heraus.

Walter Hohmann blieb bis zu seinem Lebensende in Essen, er starb am 11. März 1945 nach kurzem Krankenhausaufenthalt und wurde in Essen-Bredeney beigesetzt.

Was nun Hohmanns Hauptwerk «Die Erreichbarkeit der Himmelskörper» betrifft, erscheint es zunächst schwer verständlich, daß eine so bemerkenswerte Arbeit zu seiner Zeit und auch später so wenig eingehende Beachtung und Würdigung fand. In fast allen bisherigen raumfahrtgeschichtlichen Rückblicken gibt es kaum mehr als kurze allgemeine Erwähnungen für Hohmann und sein Werk.

Und auch durch Oberflächlichkeit entstandene Fehleinschätzungen der von Hohmann gewählten Thematik sind zu finden. So bezeichnet Heinz Gartmann, ein durchaus profunder Sachkenner der modernen Raumfahrt, in seinem 1954 erschienenen Buch «Träumer, Forscher, Konstrukteure» (Econ-Verlag, Düsseldorf) Hohmanns Arbeit als Raketenfachbuch. Gerade das ist es nun ganz und gar nicht. Gartmanns definitiver Fehlgrieff ist um so erstaunlicher, als er im weiteren eine im groben zutreffende Beschreibung des Inhalts gibt. Seine Einschätzung des Hohmannschen Werks ist sehr aufschlußreich. Er schreibt da (im Auszug): «Zum erstenmal wurde der Antriebsbedarf für zahlreiche mögliche Flugprogramme bei Fahrten zwischen der Erde, dem Mond und den Planeten Venus und Mars exakt berechnet. Infolgedessen bestand der Text fast nur aus schwierigen mathematischen Gleichungen, Zahlen und Tabellen. Laien mochten sich wohl vom Titel des Buches und von den Kapitelüberschriften anlocken lassen. Sobald sie aber das Bändchen aufschlugen, um einen ersten Blick auf die Helden ihrer Phantasie oder wenigstens die kühnen

1 Walter Hohmann (entnommen aus «Die Möglichkeit der Weltraumfahrt», 1928).

weg der günstigste zu sein; denn die benutzten Differentialgleichungen 14) und 15) enthalten jetzt gar nicht mehr die Bedingung für den Kleinstwert von m_2 , da ja die oben genannte zweite willkürliche Annahme, die eben zu dieser Kleinstwertbedingung führte, inzwischen fallen gelassen worden ist. Hinzu kommt noch, dass auch die erste willkürliche Annahme nicht notwendig erfüllt sein muss. Beispielsweise steht nichts im Wege, den an der Endoberfläche ohnedies gewährten Rückstoß $q = 2g$ während der ganzen Antriebsdauer beizubehalten, statt ihn nach der Gleichung $q = 2g \frac{a^2}{r^2}$ abnehmen zu lassen. Die Folge ist, dass dann die parabolische Geschwindigkeit bereits in einem geringeren Abstände $r_2 = a(1 + \frac{g}{2g}) = 1,5a$ erreicht wird, also auch eine geringere Antriebsdauer und wahrscheinlich auch ein etwas geringerer Massenaufwand notwendig ist. Aber auch zur Beibehaltung von $q = 2g$ besteht kein theoretischer Grund; vielmehr wird das Verhältnis $\frac{m_0}{m_2}$ immer günstiger je größer q gewählt wird. (Vergl. nachstehende Zusammenstellung, die der S. 6 meines Buches entnommen ist)

w in m/sec	$\frac{m_0}{m_2}$ für			
	$q = 2g$	$q = 2,5g$	$q = 3g$	$q = 4g$
2500	438	222	216	164
3000	159	110	88	70
4000	45	34	29	24

Projekte schöpferischer Ingenieurträume zu werfen, legten sie es sicherlich verstört wieder aus der Hand».

Auch in der gegenwärtigen Raumfahrtpublizistik findet man noch immer wissenschaftsgeschichtlich mangelhafte Darlegungen über Hohmann. In dem 1979 bei Sigloch Edition, Künzelsau, unter dem anspruchsvollen Titel «Geschichte der Raumfahrt» erschienenen Buch von

Werner Büdeler gibt es über Hohmann und seinen Beitrag zur Theorie der Raumfahrt lediglich drei kürzere Erwähnungen und dann auf Seite 151 als ausführlichsten Hinweis: «Ein weiteres Buch von einem Dr. Walter Hohmann kam gleichfalls 1925 heraus (vorher war von der 2. Auflage des Oberth-Buchs die Rede, H. M.). Es war noch fachlicher als Oberths Buch geschrieben, war wissenschaftlich ohne

Zweifel hervorragend, aber doch so abstrakt gehalten, daß es sich nur schwer verkaufte.» Eine gewisse Anlehnung an Gartmann ist hier wohl nicht zu übersehen. Im übrigen geht Büdeler mit keinem Wort auf den Inhalt der Hohmann-Schrift ein.

Worüber der Essener Bauingenieur in seinem Werk schreibt, geht schon aus den Anmerkungen Gartmanns hervor. Das Büchlein (88 S.) enthält fünf Kapitel, betitelt:

1. Loslösung von der Erde
2. Rückkehr zur Erde
3. Freie Fahrt im Raume
4. Umfahrung anderer Himmelskörper
5. Landung auf anderen Himmelskörpern

Hohmanns Betrachtungen zur Theorie des Raumfluges gehen von vornehmlichen ballistischen Überlegungen aus, im ersten Kapitel mit dem Ziel, quantitative Aussagen zur Dynamik des Vertikalaufstiegs eines Körpers zu erhalten, der seinen Antrieb ausschließlich durch das kontinuierliche Ab- oder Ausstoßen von Verbrennungsgasen eines mitgeführten Treibstoffs erhält. Es handelt sich also um das Prinzip des autogenen Rückstoßantriebs, des Raketenantriebs. Hohmann beschäftigt sich dabei jedoch keinesfalls mit der inneren Thermodynamik dieses Antriebsverfahrens oder gar mit triebwerkstechnischen Fragen. Dazu wäre zur Zeit seiner Ausarbeitungen auch kaum ein ingenieurtechnisch realistischer Ansatz möglich gewesen. Hohmann vereinfacht daher das Prinzip auf geradezu faszinierende Weise, um mathematisch einfach handhabbare antriebsmechanische Aussagen machen zu können. Er griff zu extremer Vereinfachung, indem er für den Start ab Erdoberfläche als Antriebsmittel einen festen Explosivstoff annahm, der

2 Ausschnitt aus Hohmanns Originalmanuskript «Fahrtrouten, Fahrzeiten und Landungsmöglichkeiten» (nach «Mensch und Weltraum», VI/1, 1980).

ohne Brennkammerwandung frei verbrennen und eine Abstoßungsgeschwindigkeit von 2000 m/s erreichen sollte. Dieser Wert schien Hohmann durchaus realistisch.

Man denke daran, daß in jenen Jahren noch keinerlei konkrete Anhaltspunkte für die in Raketentriebwerken erreichbaren Ausströmgeschwindigkeiten bestanden. Hohmann selbst wußte überhaupt noch nichts von der Verwendbarkeit flüssiger Treibstoffe. Von den Arbeiten Oberths und Valiers sowie des Amerikaners Robert Hutchings Goddard («A Method of Reaching Extrem Altitudes», Smithsonian Collections, 1919) hatte Hohmann vor Abschluß der Erstfassung seiner eigenen Veröffentlichung keinerlei Kenntnis gehabt. Erst auf Anregungen von Oberth und Valier, die vom Verlag als Gutachter für sein Werk bestellt worden waren, erweiterte Hohmann seine Berechnungen noch vor der Drucklegung auf Ausströmgeschwindigkeiten von 3000 m/s bis 5000 m/s. Auf alle diese besonderen Umstände weist er im Vorwort zu seiner Schrift ausdrücklich hin. Dort bittet er auch um Nachsicht für die von ihm gewählte Verfahrensweise bei den Berechnungen. Er schreibt: «Wenn bei den Berechnungen stellenweise statt streng mathematischer Formeln etwas umständlich erscheinende Näherungsverfahren angewendet werden, so liegt das daran, daß der Verfasser nicht Mathematiker, sondern Ingenieur ist. Auf die Endergebnisse wird es ohne großen Einfluß geblieben sein.» – Alles in allem zeigt sich in der ganzen Arbeit tatsächlich die Handschrift des rechengewandten Ingenieurs, der über solide ballistische und astronomische Grundkenntnisse verfügte.

Der für das Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit, auf die Hohmann bei

$$v' = 11,1 \text{ km/sec.}$$

Um festzustellen, innerhalb welcher Luftschichten eine brauchbare Bremswirkung überhaupt möglich ist, sind in Tabelle IV die durch eine Eintrittsgeschwindigkeit von 11,1 km/sec in verschiedenen Luftschichten hervorgerufenen Luftwiderstände $w = \frac{\gamma v'^2}{g}$ auf die senkrecht getroffene ebene Flächeneinheit in kg/m² ermittelt.

Tabelle IV.

$h - y$ km	y km	r km	$g = g_0 \frac{r_0^2}{r^2}$ m/sec ²	$\gamma = \gamma_0 \left(\frac{y}{h}\right)^{40}$ kg/m ³	$w = \gamma \cdot \frac{v'^2}{g}$ kg/m ²
400	0	6780	8,69	0,000 000 000 000 000 000	0,000 000 000
200	200	6580	9,21	0,000 000 000 000 002 3	0,000 000 03
150	250	6530	9,36	0,000 000 000 13	0,001 7
110	290	6490	9,48	0,000 000 185	2,4
105	295	6485	9,50	0,000 000 423	5,5
100	300	6480	9,51	0,000 000 98	12,7
95	305	6475	9,53	0,000 002 2	28,5
90	310	6470	9,54	0,000 004 9	63,4
85	315	6465	9,56	0,000 010 6	137
80	320	6460	9,57	0,000 023 0	297
75	325	6455	9,59	0,000 049 7	640
70	330	6450	9,60	0,000 102 5	1 320
65	335	6445	9,62	0,000 217	2 780
60	340	6440	9,63	0,000 448	5 720
55	345	6435	9,65	0,000 915	11 800
50	350	6430	9,66	0,001 870	23 900

Hohmann, Die Erreichbarkeit der Himmelskörper.

2

seinen Berechnungen zwangsläufig Ziel nimmt, erforderliche Treibstoffvorrat wird von ihm zur Veranschaulichung recht originell in ein turmförmiges Gebilde umgerechnet, dessen Gipfelfläche von 0,65 m Durchmesser den Raumflugkörper (2000 kg) aufnehmen soll. Der Turm entspricht in seiner äußeren Form der Forderung nach gleichbleibender Eigengewichtsbeanspruchung und hat bei einer Höhe von 27 m einen Basisdurchmesser von 18,7 m. Weil es sich um das Ergebnis eines rein rechnerischen Beispiels extremer Vereinfachung handelt, entfällt natürlich jede Diskussion über dessen Verhältnis zur technischen Realität. Hohmann klammerte also ganz bewußt den Einfluß des Massenverhält-

nisses – in seiner heute geltenden Definition – auf die Antriebsdynamik bei seinen allgemein abschätzenden Betrachtungen aus.

Als Ergebnis seiner Berechnungen erhält er dann Werte für das Grundverhältnis der Transportsysteme, also für das Verhältnis von Anfangs- zu Endmasse. Letztere entspricht der Masse des Raumflugkörpers (2000 kg). Und gerade auf die Zahlen für das Grundverhältnis kommt es Hohmann als Beweismittel für die Ausführbarkeit der Raumfahrt zu anderen Weltkörpern an. Mit den oben genannten Ausgangswerten kommt er auf eine Startmasse von 1650 t und damit zu einem Grundverhältnis von 825. Dieses Resultat sah Hohmann als durchaus positiv an,

3 Von Walter Hohmann gerechnete Tabelle, die den Luftwiderstand beim Eintauchen eines Raumflugkörpers in die Atmosphäre betrifft.

auch wenn sich der Wert bei Berücksichtigung des Luftwiderstandes auf 933 erhöhte. Man muß dabei immerhin beachten, daß dieser Rechnung eine Ausströmgeschwindigkeit von nur 2000 m/s zugrunde lag. Für Hohmann rückte damit die Raumfahrt in den Bereich des zukünftig durchaus Möglichen. Für den Antriebsablauf sah er im übrigen eine konstante Beschleunigung von 30 m/s^2 vor, die er für mitfliegende Menschen als verträglich einschätzte.

Die antriebsdynamische Bedeutung des Stufenprinzips war Hohmann noch nicht geläufig, so daß alle seine Berechnungen nur auf einstufige Startsysteme bezogen sind. Die für den freien Raumflug notwendigen Bahnänderungsimpulse werden von ihm rechnerisch als relativ kurzzeitige Antriebswirkungen, damals meist als «Richtschüsse» bezeichnet, in die Untersuchungen einbezogen. Diese Zusatzannahme war für Hohmanns Untersuchungen zwangsläufig, weil das von ihm gewählte Antriebsverfahren keine programmierbaren Lenkbewegungen durch Schubvektorsteuerung vorstellbar machte.

Bezüglich der Rückkehr zur Erde kam Hohmann zunächst zu der Erkenntnis, daß der vertikale Rücksturz mit reiner Rückstoßbremsung ein unvertretbar großes Grundverhältnis voraussetzen würde. Die Erde war bei dieser Rechnung noch ohne Atmosphäre gedacht. Die Erdatmosphäre bei senkrechtem Rücksturz als alleinige Bremshilfe benutzen zu können, schloß Hohmann ebenfalls als möglich aus, weil dann viel zu hohe dynamische und thermische Belastungen auftreten. Er schlägt als Lösung den tangentialen Eintritt in die Erdatmosphäre vor (Parabelanflug mit Scheitelhöhe bei 75 km), um durch Teilabbremmung zunächst eine hochelliptische Umlaufbahn

zu erhalten, die dann bei mehrfachem Wiedereintauchen immer kreisähnlicher wird, bis sie in eine ballistische Abstiegsbahn übergeht. Die auftretenden Bremsandrucke findet Hohmann nach seinen Berechnungen als auch für den Menschen verträglich. Zur Bewältigung der thermischen Belastung schlägt er Kühlverfahren vor, für die Abstiegsbahn sollen zusätzliche Bremsmittel und Gleithilfen (Auftriebsflächen, Fallschirme) verwendet werden. Mit seinem rechnerisch begründeten Vorschlag, die Erdatmosphäre als Brems- und Flugführungshilfe bei der Rückführung von Raumflugkörpern zu nutzen, gibt Hohmann eine erste realistische Anregung für die zukünftige Raum-

fahrtpraxis. Rückkehrbahnen mit flachem Eintritt und nachfolgendem Wiederaustritt, sogenannte Skip-Bahnen, gehören heute zum Handwerkszeug der Astrodynamiker. Erinnerung sei an die bei den sowjetischen Mondsonden der Serien «Sonde» und «Luna» praktizierte Rückführungstechnik.

Seine Untersuchungen über die Flugbahnen zu fremden Weltkörpern führen Hohmann dann zu den eigentlichen Höhepunkten seiner Arbeit. Auch hier, bei der reinen Raumfahrtbahnmechanik, deren Grundlage die Gesetze der allgemeinen Himmelsmechanik sind, macht er zunächst einige vereinfachende Annahmen. Er nimmt die Bahnen der be-

Fahrbahn A, die beide Planetenbahnen berührt (s. Abb. 42).
Für sie ist:

$$a_1 = a_2 = 0; \quad \varphi_1 = 0; \quad \varphi_2 = \pi;$$

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2}; \quad e = \frac{r_2 - r_1}{2}; \quad b = \sqrt{2r_1 r_2};$$

$$v_1 = v_1 \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}}; \quad v_2 = v_1 \cdot \frac{r_1}{r_2};$$

$$t = \pi \sqrt{\frac{(r_1 + r_2)^3}{M}};$$

$$\Delta v_1 = v_I - v_1;$$

$$\Delta v_2 = v_{II} - v_2.$$

Fahrbahn B, welche die innere Planetenbahn I berührt, die äußere II mit der zugehörigen Planetengeschwindigkeit schneidet (s. Abb. 43). Für sie muß sein:

$$a_1 = 0; \quad \varphi_1 = 0;$$

$$v_2 = v_{II}; \quad \text{also } v_1 = \sqrt{2v_1^2 - v_{II}^2};$$

$$a = \frac{v_{II}^2 \cdot r_2}{2v_{II}^2 - v_2^2}$$

$$= r_2; \quad e = r_2 - r_1;$$

$$\cos \varphi_2 = \frac{\frac{b^2}{r_2} - a}{e} = \frac{b^2 - a^2}{r_2 \cdot e} = \frac{-e^2}{r_2 e} = -\frac{e}{r_2};$$

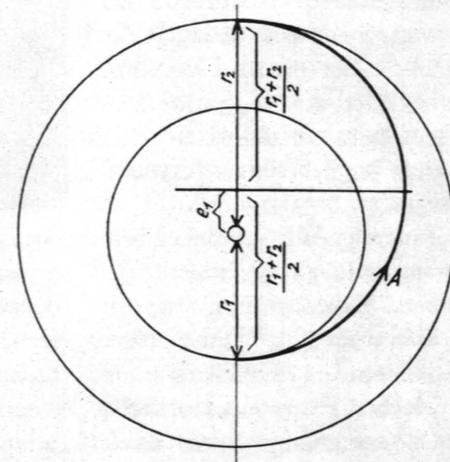


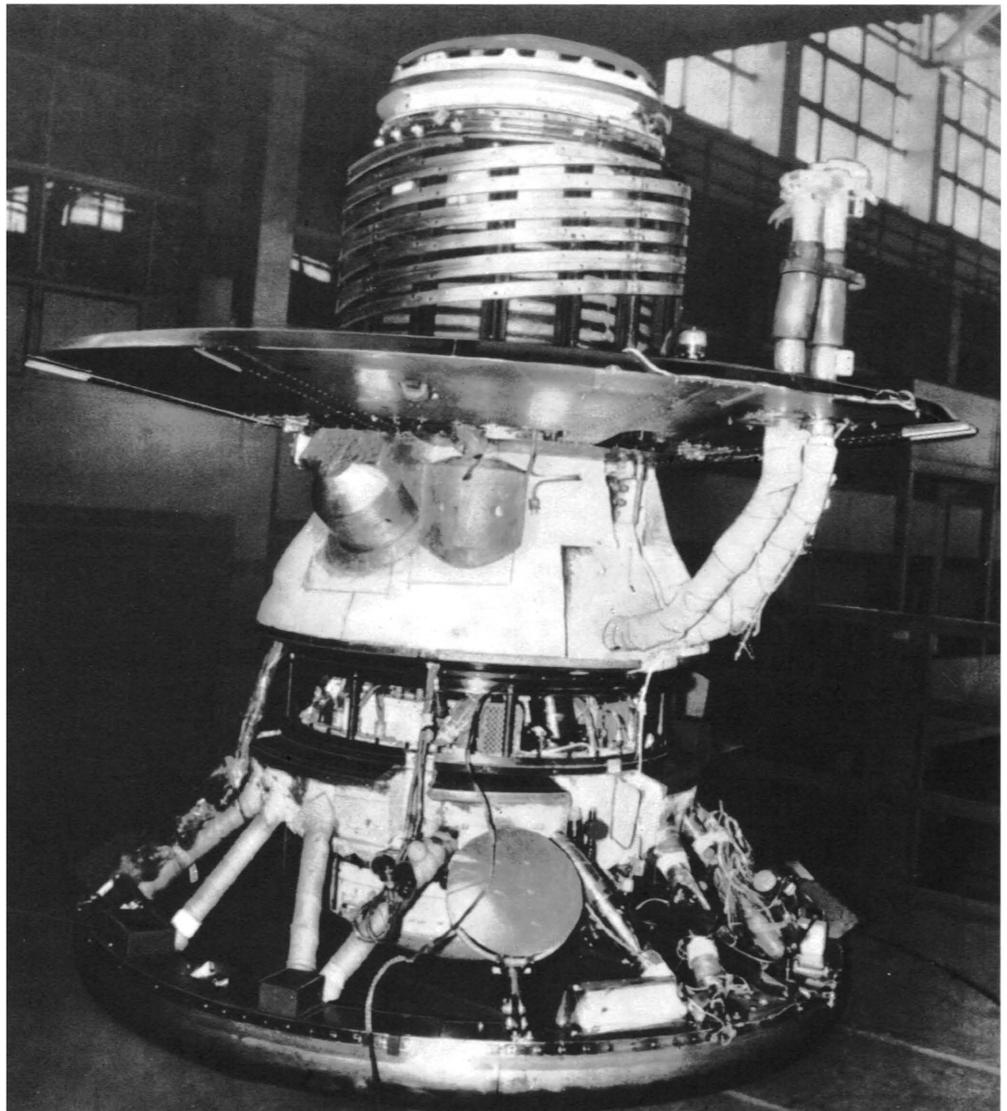
Abb. 42.

4 Eine Seite aus Walter Hohmanns Arbeit «Die Erreichbarkeit der Himmelskörper» mit den Ausgangsformeln für die Berechnung von Hohmann-Bahnen (Abb. 42).

troffenen Planeten (Erde, Venus, Mars) als kreisförmig und koplanar an. Das ist durchaus vertretbar und schränkt den grundsätzlichen Wert der erhaltenen Aussagen keinesfalls ein. Dadurch wird aber der Rechenaufwand erheblich verringert. Es ist hier nun wohl angebracht, einmal sehr nachdrücklich darauf hinzuweisen, daß Walter Hohmann noch keine hochleistungsfähigen Rechenanlagen zur Verfügung standen oder auch nur ein Stab von Hilfsrechnern. Alles, was rechnerische Bearbeitung verlangte, mußte er im Alleingang mit dem damaligen Haupthilfsmittel des rechnenden Technikers lösen, mit dem Rechenschieber.

Hohmann ging bei seinen bahnmekanischen Untersuchungen weiter von der sehr plausiblen Voraussetzung aus, daß interplanetare Übergangsbahnen als antriebslos durchflogene Freiflugbahnen behandelt werden können, also als Kepler-Ellipsen im Gravitationsfeld der Sonne. Der Eintritt in diese Bahnen sollte durch die schon erwähnten, relativ kurzzeitigen Antriebsimpulse bewirkt werden. Das entspricht weitgehend den realen Bedingungen, denn die bei solchen Flugmissionen heute üblichen Antriebsprofile sind im Verhältnis zum antriebslosen Flugverlauf zeitlich tatsächlich als fast stoßartig anzusehen.

Seine umfangreichen Rechnungen bringen Hohmann nun zu wichtigen, weil grundlegenden Erkenntnissen für die Raumfahrtbahnmechanik. Als erstes findet er, daß ein gravierender Zusammenhang zwischen Form und räumlicher Lage der Übergangsellipse, dem davon abhängigen Flugweg, der Flugzeit und dem für den jeweiligen Bahnübergang erforderlichen Antriebsbedarf besteht. Dabei ist klar, daß der vom Raumflugkörper zwischen Start- und Zielplanet



zurückgelegte Weg immer nur ein mehr oder weniger großes Teilstück der gesamten Bahnellipse ausmacht. Walter Hohmann untersuchte die verschiedensten Varianten von einfach oder doppelt schneidenden Ellipsen, bis hin zum Sonderfall der tangierenden Übergangsbahn. Dabei war ihm von vornherein die entscheidende Rolle des Antriebsbedarfs klar. Seine Zahlenvergleiche zeigten nun die in dieser Hinsicht absolute Sonderstellung

der zweifach tangierenden Übergangsbahn, der sogenannten Berührungsellipse. Hier hat man in jedem Fall den niedrigsten Antriebsbedarf von allen elliptischen Übergangsbahnen. Sie erfordern die geringste Treibstoffmenge bei vorgegebener Nutzmasse, oder man kann bei festliegender Treibstoffmasse die Nutzmasse optimal groß machen. Diesen beträchtlichen Vorteil der Berührungsellipse muß man allerdings mit einer maximal langen

5 Planetensonde «Venus 11» (UdSSR, 1978) in der Montagehalle, einer der zahlreichen Raumflugkörper, die auf elliptischen Übergangsbahnen, wie sie schon Walter Hohmann beschrieben hat, zu anderen Planeten gelangen.

Flugzeit bezahlen. In der Praxis sucht man daher stets nach einem für mehrere wichtige Einflußfaktoren des Unternehmens optimalen Kompromiß.

Dieses hinsichtlich der Sonderstellung der Berührungselipsen von Hohmann gefundene Resultat sollte der für lange Zeit einzige Anlaß sein, daß der Name des Essener Bauingenieurs für die Raumfahrttheorie nicht ganz in Vergessenheit geriet. Seit Beginn der dreißiger Jahre werden alle Raumflugbahnen dieser Art als Hohmann-Bahnen bezeichnet und die zugehörigen Bahnübergänge als Hohmann-Übergänge. Wenn es in der Praxis auch keine realen Hohmann-Bahnen geben kann, so spielen sie heute noch die Rolle von mathematischen Sonderfällen in der bahnmechanischen Optimierungstheorie.

Im weiteren beschäftigte sich Hohmann mit dem Problem geschlossener Flugmissionen, also des Ablaufs bis Rückkehr zur Erde, einschließlich Gesamtmissionsdauer und Antriebsbedarf. Dabei wählte er als Missionsprofil den Hinflug auf einer halben Berührungselipse, ein längeres Verweilen bei dem Zielplaneten durch Parkbahnaufenthalt und dann den zeitgerechten Rückflug auf der zweiten Halbellipse. Die bei diesem Verfahren resultierenden Gesamtmissionszeiten sind jedoch fast untragbar groß. Für eine Venusmission ergeben sich rund 760 Tage, für einen Marsflug sogar rund 970. Ursache sind die sehr langen Wartezeiten bei den Zielplaneten (470 und 455 Tage). Doch dann fand Hohmann eine bemerkenswerte Variante. Er schlug vor, zunächst auf einer Halbellipse den Zielplaneten anzufliegen, nach Vorbeiflug dort einen Antriebsimpuls wirken zu lassen, der eine zweite Halbellipse ergibt, deren Peripunkt dichter bei der Sonne liegt als die Erdbahn. Dort soll ein dritter An-

triebsimpuls gegeben werden, der den Raumflugkörper dann zum richtigen Zeitpunkt auf einer letzten tangierenden Halbellipse wieder zur Erde zurückführt. Eine solche Dreimpulsmission würde – und auch das konnte Hohmann wieder rechnerisch überzeugend nachweisen – im Falle des Mars nicht nur eine Verkürzung der Gesamtdauer auf 547 Tage erbringen, sondern auch den Antriebsbedarf stets geringer halten als bei Missionen mit Parkbahnaufenthalt. Seinen Vorschlag perfektionierte Hohmann dann noch mit dem Hinweis, man könne den ganzen Flugverlauf ja zeitlich auch so planen, daß der Raumflugkörper nach dem Besuch beim Mars auf der anschließenden Halbellipse die Venus erreichen würde. So könne man mit einer Flugmission gleich

zwei Planeten untersuchen. Wenn auch Hohmann mit diesem spektakulären Missionsprofil durchaus nicht das heute praktizierte Swing-by-Verfahren vorzuziehen, so hat es doch gegenwärtig als Dreimpulsmanöver einen festen Platz in der Raumflugtheorie, allerdings nicht unter Bezug auf Hohmann.

6 Eine Seite aus Hohmanns Veröffentlichung «Fahrtrouten, Fahrtzeiten und Landungsmöglichkeiten» mit Beschreibungen zum Dreimpulsbahnübergang.

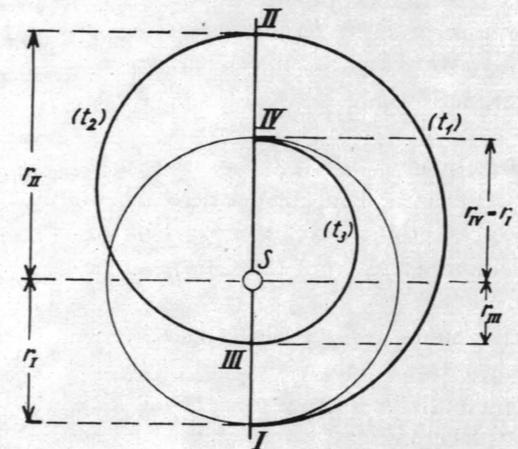


Abb. 47.

Ist, von der Erdbahn in Punkt I ausgehend, ein Planet II auf der als zweckmäßig erkannten Halbellipsenbahn I—II erreicht worden, so braucht die Rückkehr nicht erst nach Ablauf der erforderlichen Wartezeit von dem Planeten aus auf direktem Wege zu erfolgen, sondern sie kann sofort angetreten werden, wenn dazu ein Umweg über Punkt III eingeschlagen wird mittels zweier weiteren Halbellipsen II—III und III—IV. Punkt III ist so zu wählen, daß Fahrzeug und Erde tatsächlich gleichzeitig in Punkt IV eintreffen. Wird die Gesamt-

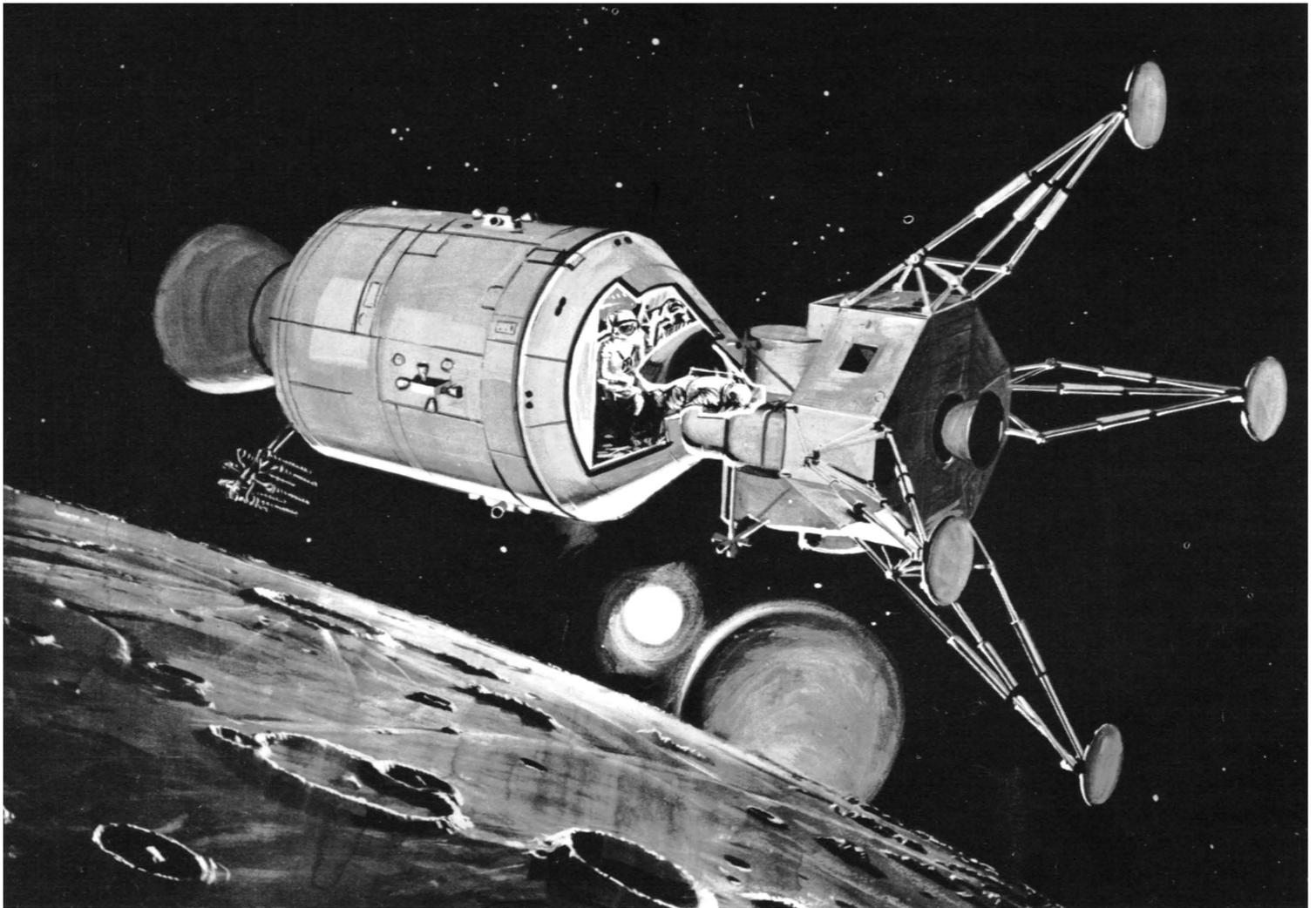
missionen, also des Ablaufs bis Rückkehr zur Erde, einschließlich Gesamtmissionsdauer und Antriebsbedarf. Dabei wählte er als Missionsprofil den Hinflug auf einer halben Berührungselipse, ein längeres Verweilen bei dem Zielplaneten durch Parkbahnaufenthalt und dann den zeitgerechten Rückflug auf der zweiten Halbellipse. Die bei diesem Verfahren resultierenden Gesamtmissionszeiten sind jedoch fast untragbar groß. Für eine Venusmission ergeben sich rund 760 Tage, für einen Marsflug sogar rund 970. Ursache sind die sehr langen Wartezeiten bei den Zielplaneten (470 und 455 Tage). Doch dann fand Hohmann eine bemerkenswerte Variante. Er schlug vor, zunächst auf einer Halbellipse den Zielplaneten anzufliegen, nach Vorbeiflug dort einen Antriebsimpuls wirken zu lassen, der eine zweite Halbellipse ergibt, deren Peripunkt dichter bei der Sonne liegt als die Erdbahn. Dort soll ein dritter An-

triebsimpuls gegeben werden, der den Raumflugkörper dann zum richtigen Zeitpunkt auf einer letzten tangierenden Halbellipse wieder zur Erde zurückführt. Eine solche Dreimpulsmission würde – und auch das konnte Hohmann wieder rechnerisch überzeugend nachweisen – im Falle des Mars nicht nur eine Verkürzung der Gesamtdauer auf 547 Tage erbringen, sondern auch den Antriebsbedarf stets geringer halten als bei Missionen mit Parkbahnaufenthalt. Seinen Vorschlag perfektionierte Hohmann dann noch mit dem Hinweis, man könne den ganzen Flugverlauf ja zeitlich auch so planen, daß der Raumflugkörper nach dem Besuch beim Mars auf der anschließenden Halbellipse die Venus erreichen würde. So könne man mit einer Flugmission gleich

zwei Planeten untersuchen. Wenn auch Hohmann mit diesem spektakulären Missionsprofil durchaus nicht das heute praktizierte Swing-by-Verfahren vorzuziehen, so hat es doch gegenwärtig als Dreimpulsmanöver einen festen Platz in der Raumflugtheorie, allerdings nicht unter Bezug auf Hohmann.

In seinem schon früher erwähnten Beitrag «Fahrtrouten, Fahrtzeiten und Landungsmöglichkeiten» zum Sammelband von Willy Ley «Die Möglichkeit der Weltraumfahrt» brachte Hohmann dann etliche Erweiterungen seiner ersten Arbeit durch Rechnungen mit neuen Zahlenwerten für die Ausströmgeschwindigkeit bei Raketenantrieben.

Aber er stellte dort auch zwei weitere bemerkenswerte Überlegungen vor. So



wies er einmal durch Rechnung nach, daß der Mond als Abflugstützpunkt gegenüber der Erde antriebsenergetisch erhebliche Vorteile zu bieten hat. Hohmann empfahl ihn daher als zukünftige Raumfahrtbasis, ein Gedanke, der später immer wieder aufgegriffen wurde und auch heute noch in einigen Projektkonzeptionen der Raumfahrtforschung von grundlegender Bedeutung ist.

Der zweite Hohmannsche Vorschlag hat nun inzwischen schon in der Raum-

fahrtpraxis Geschichte gemacht. Walter Hohmann schlug damals (1928) vor, bei Planetenmissionen mit bemannten Raumfahrzeugen zunächst jeweils in eine Planeten-Parkbahn zu gehen. Von dort sollte dann ein mitgeführtes kleineres Landegerät, er nannte es «Beiboot», mit Spezialisten zur Planetenoberfläche absteigen. Nach erfülltem Exkursionsprogramm sollte das Beiboot wieder zum Mutterschiff aufsteigen und dort anlegen. Zur Verminderung des Antriebsbedarfs beim

Rückstart zur Erde sollte das Beiboot zuvor endgültig abgetrennt werden.

Hier haben wir also die perfekte Vorausbeschreibung des Prinzips der «Apollo»-Mondlandungen vor uns. In der jüngeren Raumfahrtpublizistik gab es einige durch Unkenntnis verursachte unzutreffende Einschätzungen zur Frage, wem die Idee des «Apollo»-Mondlandeverfahrens zu verdanken sei. Es kann da keinen Zweifel geben. Die Priorität gebührt dem deutschen Bauingenieur

7 Bei den «Apollo»-Mondlandungen (USA, 1969 bis 71) wurde erstmalig das Prinzip des Hohmann-Lifts praktiziert, rechts im Bild die Landefähre (Zeichnung, North American Aviation).

Dr. Walter Hohmann, denn er war der erste, der es in einer Veröffentlichung klar beschrieb. Im übrigen gibt es in der deutschsprachigen Fachliteratur schon seit längerem einige Hinweise auf die richtige Bewertung der Hohmannschen Idee. Man bezeichnet dieses Landeverfahren dort nämlich als Hohmann-Lift.

Zusammenfassung

Die Veröffentlichungen Walter Hohmanns enthalten eine Reihe erstmalig geäußelter Ideen und fundamentaler Erkenntnisse zur Theorie der Raumfahrtbahnmechanik:

1. Beweis der prinzipiellen Durchführbarkeit von Raumfahrtmissionen zu fremden Weltkörpern,
2. Einführung des Prinzips der Skip-Bahnen,
3. Auffinden antriebsoptimaler Übergangsbahnen (Hohmann-Bahn),
4. Einführung des Dreimpuls-Bahnverlaufs,
5. Einführung des Parkbahnprinzips,
6. Begründung für die Eignung des Mondes als Raumfahrtstützpunkt,
7. Vorschlag zum Prinzip des Parkbahn-Rendezvous (Hohmann-Lift).

Diese sieben Punkte zeigen die zweifellos grundlegende Bedeutung der Hohmannschen Arbeiten für die Entwicklung der Raumfahrttheorie auf dem Gebiet der Bahnmechanik. Das konnte in den vorangegangenen Ausführungen nur in Umrissen dargelegt werden. Es dürfte jedoch wohl hinreichend deutlich geworden sein, daß Dr. Walter Hohmann mit Recht als der Begründer der Raumfahrtbahnmechanik angesprochen werden kann und damit als einer der bedeutendsten Pioniere der Raumfahrt zu gelten hat.

1970 wurde auf Beschluß der Internationalen Astronomischen Union (IAU) ein Krater auf der Rückseite des Mondes (selenographische Koordinaten: 94° W, 18° S) nach Hohmann benannt.

Aus Anlaß des 100. Geburtstages von Walter Hohmann veranstaltete die Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt e. V. (BRD) im März 1980 ein Walter-Hohmann-Symposium.

Autor: H. Mielke, Wissenschaftspublizist, Mitglied des Präsidiums der Gesellschaft für Weltraumforschung und Raumfahrt der DDR (GWR).

Literatur:

Hohmann, W.: Versuche über das Zusammenwirken von altem und neuem Beton in Eisenbetonkonstruktionen, Dissertation TH Aachen 1916 (1920)

Hohmann, W.: Die Erreichbarkeit der Himmelskörper, R. Oldenbourg, München/Berlin 1925. – Neudruck: Dr. Martin Sändig oHG, Walluf bei Wiesbaden 1973. – Amerikanische Übersetzung: The Attainability of Heavenly Bodies, NASA Techn. Translation F-44 (1960). – Russische Über-

setzung: Pioniere der Raketentechnik I, S. 525–629, Verlag «Nauka», Moskau 1977

Hohmann, W.: Fahrtrouten, Fahrzeiten, Landungsmöglichkeiten. In: Ley, W. (Herausgeber): Die Möglichkeiten der Weltraumfahrt, S. 177–215, Hachmeister und Thal, Leipzig 1928

Ley, W.: Vorstoß ins Weltall, S. 136–138, 142, 290–299, 304–305, Universum Verlag GmbH, Wien 1949

Pioniere der Flugwissenschaften, in: Z. f. Flugwiss. 12 (1964) H. 12, S. 444–445

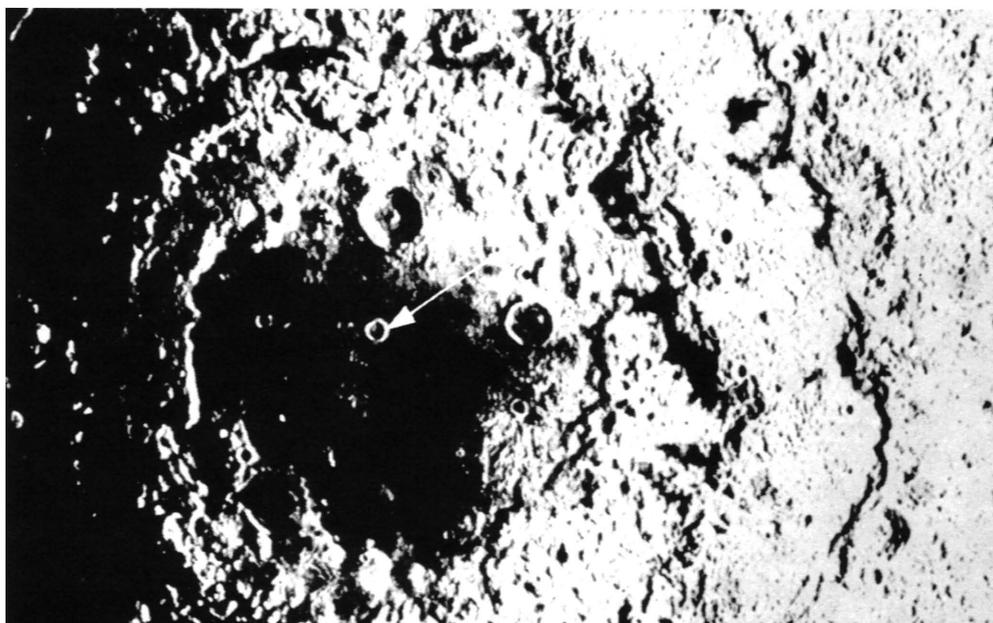
Neuberger, K.: Walter Hohmann, Neue Deutsche Biographie, Bd. 9, S. 508, Duncker & Humblot, Berlin 1972

Schulz, W.: Walter Hohmann's contributions towards space flight: an appreciation on the occasion of the centenary of his birthday, XXXth International Astronautical Congress, Munich 1979, Preprint IAF-79-A-47

Schulz, W.: Walter Hohmann, Kurzbiographien aus der Luft- und Raumfahrt, DGLR Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt e. V., Köln 1980

Schulz, W.: Zum hundertsten Geburtstag von Walter Hohmann, in: Luft- und Raumfahrt 1 (1980), H. 2, S. 49–54.

Fotos: ADN-ZB/TASS (1),
Werkaufnahme (1);
Reproduktionen (7)



8 Das auf der Mondrückseite liegende Mare Orientale mit dem nach Walter Hohmann benannten Krater (Pfeil).