

Zeitschrift: Orion : Zeitschrift der Schweizerischen Astronomischen Gesellschaft
Herausgeber: Schweizerische Astronomische Gesellschaft
Band: 12 (1967)
Heft: 100

Artikel: Technologische Mondforschung
Autor: Stemmer, J.
DOI: <https://doi.org/10.5169/seals-900149>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. [Siehe Rechtliche Hinweise.](#)

Conditions d'utilisation

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. [Voir Informations légales.](#)

Terms of use

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. [See Legal notice.](#)

Download PDF: 06.05.2025

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, <https://www.e-periodica.ch>

Technologische Mondforschung

Ing. J. STEMMER, Niederlenz

Knapp drei Monate nach dem erfolgreichen Start des ersten Erdsatelliten (4. 10. 57) wurde von Russland aus bereits auch die erste Mondsonde LUNIK-1 auf die Reise zu unserem natürlichen Erdtrabanten geschickt (Start am 2. 1. 58). Infolge geringfügiger Fehler in der Brennschlussgeschwindigkeit der letzten Raketenstufe sowie in dem Flugbahnwinkel zur Erdbahnebene schoss diese Sonde jedoch in rund 6000 km Entfernung am Mond vorbei und geriet in eine Sonnenumlaufbahn mit etwa 450 Tagen Umlaufzeit. Bereits dieses Ereignis zeigte deutlich die *Präzisions-Problematik* eines derartigen Fluges, der, streng genommen, als Vierkörperproblem behandelt werden muss (Sonne-Erde-Mond-Flugkörper). Es zeigte sich, dass mit der Sonde unter Umständen heikle Korrektur-Steuermanöver ausgeführt werden müssen, um die effektive mit der vorausberechneten Flugbahn in Übereinstimmung zu bringen und so auch den vorausbestimmten Landeort mit einiger Genauigkeit zu erreichen. In der Folge wurden dann sowohl in Russland wie auch in Amerika die weiteren Sondenversuche derart konzipiert, dass die Geräte zunächst in eine Satellitenbahn um die Erde (sog. Stabilisationsbahn) befördert und erst durch einen zweiten Start aus dieser Bahn heraus auf die Flugbahn zum Mond gesteuert wurden. Diese Massnahme hat den Vorteil, dass die Abgangselemente der Sonde – Raumwinkel, Zeitpunkt, zugehörige Brennschlussgeschwindigkeit – mit grösserer Präzision ermittelt und eingehalten werden können, als bei einem Direktstart von der Erde aus.

Bereits am 12. 9. 59 erfolgte dann auch die erste harte Mondlandung der UdSSR-Sonde LUNIK-II, welche nach einem nur rund 33½ Stunden dauernden Fluge ihr Ziel erreichte. Lediglich während des Hinfluges wurden einige physikalische Messungen ausgeführt, auf dem Mond selber wurden ausser der zertrümmerten Sonde noch die russischen Staatselemente in Form eines Metallwimpels deponiert.

Ein interessanter weiterer Versuch erfolgte bald darauf am 4. 10. 59, indem es LUNIK-III anlässlich der Mondumfliegung gelang, die Rückseite des Mondes zu photographieren. Für die breite Weltöffentlichkeit wurde hiermit erstmals dokumentiert, dass diese Rückseite im Prinzip eine ähnliche, kraterdurchsetzte Oberfläche aufweist wie die für uns sichtbare Hälfte. Dem Fachmann bedeutete diese Beobachtung allerdings keine Überraschung.

Den amerikanischen Forschern glückte erstmals mit ihrer Sonde RANGER-VI die Erreichung des begehrten Zieles. Nach einem rund 66stündigen Fluge erfolgte am 2. 2. 64 der Absturz in das Mare Tranquillitatis. Leider versagten die Fernsehkameras, wel-

che während des Absturzes hätten Bildaufnahmen machen und zur Erde übermitteln sollen. Dies gelang dann allerdings um so besser mit den RANGER-Sonden VII - VIII - IX, welche am 31. 7. 64, resp. 20. 2. 65 und 24. 3. 65 ihr Ziel erreichten. Mit den Sonden VIII und IX konnte eine ausserordentliche Bildausbeute von 7137 bzw. 5814 Stück gewonnen werden, was die hervorragend weit entwickelte *Kamera- und Übermittlungstechnik* mit der nur total etwa 365 kg schweren Gerätekapselfür Augen führt. Ranger IX machte beispielsweise die letzten Aufnahmen 0,453 Sekunden vor dem Aufschlag aus 1050 Meter über dem Mondboden. Bereits 0,2 Sekunden später, also noch wenige Meter vor dem Aufprall, waren diese Bilder bereits automatisch zur Erde übermittelt.

Eine Fülle von Einzelheiten ist auf all diesen Aufnahmen ersichtlich. Erstmals ergab sich ein detaillierter Überblick über die mit Kratern, Rillen und Geröllfeldern aller Grössen und Ausdehnungen durchsetzte Oberfläche. Vermutlich ist hier die Einfallhäufigkeit von Meteoriten und Meteoriten sehr gross, die von einer Atmosphäre ungehindert mit grosser kinetischer Energie die Oberfläche treffen. Noch nicht vollständig erhärtete Ermittlungen ergaben, dass im Mittel pro Quadratmeter und Stunde bis zu vier Ein-

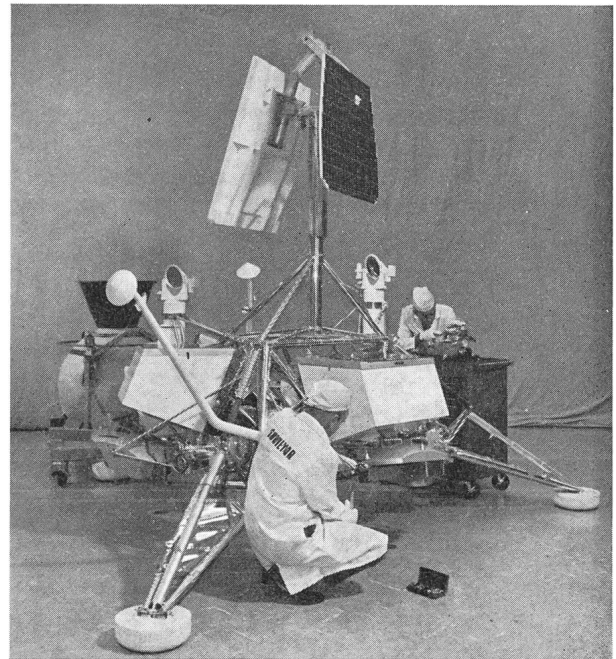


Abb. 1: Die Surveyor-I-Mondsonde während der Montage. Eine der beiden über den Gerätekasten hinausragenden Kameras ist die Leitstern-Kamera (Canopus), die andere ist die eigentliche TV-Kamera.

schläge zu erwarten sind. Sollte diese Zahl tatsächlich zutreffen, so müssten sich für zukünftige Mondspaziergänger unangenehme Überraschungen ergeben. Wir sind geneigt, diese Zahl deshalb in Frage zu stellen oder dann überwiegend auf Mikrometeoriten zu beziehen, da die später weich gelandete SURVEYOR-I-Sonde (*Abb. 1*) immerhin über die Zeit von mehr als zwei Mond-Tagperioden einwandfrei funktionierte und Bilder sowie Messwerte zur Erde funkte. Es steht aber auf Grund der zahlreichen Aufnahmen ausser Zweifel, dass die Häufigkeit grösserer Meteoriten doch erheblich gewesen sein muss. Ausser Direkteinschlägen ist besonders in der Umgebung von Gebirgen und Felsen auch mit sekundären «Geschossen» zu rechnen, die entstehen, wenn hier Meteore auftreffen und dadurch Zertrümmerungen verursachen. Die genaue Ermittlung und statistische Erfassung dieser Verhältnisse wird den zukünftigen Mondforschern überlassen bleiben.

Die LUNIK- und RANGER-Sonden hatten vorerst die Aufgabe, ganz generell über den Oberflächenzustand möglicher Landegebiete für spätere bemannte Raumfahrzeuge Angaben zu vermitteln. Diese Informationen dienen in der Folge zur spezifischen Selektionierung von solchen Gebieten, die zuerst aber auch wieder mittels *Roboter-Landesonden* angeflogen werden sollen. Noch immer war man über den eigentlichen Oberflächenzustand besonders hinsichtlich der Tragfähigkeit in einem Mond-Mare im Ungewissen. Wir erinnern hierbei an die mannigfaltigen Sand- und Staub-Hypothesen. Mittels der ersten Radio- und Infrarotmessungen der Mondstrahlungsverhältnisse hatte man schon vor 1960 die Erkenntnis gewonnen, dass diese Oberfläche jedenfalls teilweise von keiner einheitlich dicken Staubschicht bedeckt sein kann. Ob diese Staubschichten gefährliche Tiefen aufweisen, schien ebenfalls fraglich. Für die richtige Konstruktion der bemannten Landegeräte sind nun aber gerade derartige Kenntnisse über den «Landeplatz» ausserordentlich wichtig. Die Beweisführung der neueren Theorien sowie Erbringung weiterer Erkenntnisse wurde in der Folge durch die weich gelandeten Roboteronden vollzogen.

Am 3. 2. 66 glückte dieses Experiment – nach 5 Fehlschlägen – auch wieder erstmals Russland, indem LUNA-IX um 19.45 Uhr MEZ im Mare Procellarum weich aufsetzte (Start am 31. 1. 66). Das Gerät übermittelte wenige TV-Bilder. Im gleichen Gebiet landete dann am 2. 6. 66 um 06.38 Uhr MEZ die amerikanische Sonde SURVEYOR-I. Sie übermittelte bereits während der ersten Tagperiode über 11 000 TV-Bilder zur Erde. In einer zweiten und dritten Tagperiode konnte die Sonde wiederholt reaktiviert werden, nachdem sie während der Mondnacht von der Erdstation aus stillgelegt wurde. Unsere allgemein gehaltene Darstellung versagt es uns leider, hier auf die äusserst interessante Flugdurchführung mit ihren präzisen Korrektursteuerungs- sowie Brems-Manövern einzutreten. In derartigen Geräten sind die neue-

sten Erkenntnisse hinsichtlich HF-Empfangs- und Sendeanlagen, automatischer Datenverarbeitung, TV-Kameras, Raketensteuermotoren usw. vereinigt. Für die gesamten SURVEYOR-Entwicklungskosten war ein Betrag von 450 Mio Dollar veranschlagt, und das erste Gerät kam auf rund 64 Mio Dollar zu stehen, dies ohne die notwendige Trägerrakete. Für weitere Surveyors verringert sich der Einsatzbetrag auf rund 33 Mio Dollar pro Gerät. Aus den Detailaufnahmen, welche von LUNA-IX sowie SURVEYOR-I von ihrem Landeort gemacht wurden, ergibt sich, dass hier lediglich eine geringe Staubschicht vorhanden ist, die von einem Spaziergänger nur leichte Fussabdrücke hinterlassen müsste. Der darunter liegende Boden scheint aus einem amorphen, vulkanischen Material zu bestehen, dessen Härte nicht besonders gross ist, aber doch genügt, um konventionelle Raketenkonstruktionen sicher zu tragen. Die Surveyor-Fussplatten verursachten Eindrücke von einigen Zentimetern Tiefe in dieses Bodenmaterial. Wesentlich dürften auch die aus der ersten Mess-Serie von LUNA-IX stammenden Angaben sein, wonach am Landeort eine radioaktive (?) Bodenstrahlung von 30 Millirad während 24 Stunden auftritt. Diese Dosis würde somit gerade dem noch für einen Menschen zulässigen Toleranzwert entsprechen. Höhere, gefährlichere Werte scheinen nicht ausgeschlossen.

Bei der Beurteilung all dieser TV-Aufnahmen und Messdaten ist unbedingt zu berücksichtigen, dass sie vorerst nur für den Landeort gelten, also *lediglich regionale Gültigkeit* haben können. Aus diesem Grunde wurde sowohl in Amerika als auch in Russland das ganze Forschungsprogramm derart ausgelegt, dass in verschiedenen, für eine bemannte Landung in Frage kommenden Gebieten, Roboter-Sonden abgesetzt werden sollen.

Weiter entwickelte Landesonden werden versuchen, auf automatischem Wege begrenzte *Analysen des Bodenmaterials* durchzuführen.

Wertvolle Ergänzungen besonders hinsichtlich topographischer Aufnahmen lieferte die dritte Art von Sonden, die als *Satelliten den Mond umkreisen* (Orbiter). Durch subtile Bahnveränderungen gelang es den Amerikanern, die Mondnähe von LUNAR-ORBITER-III bis auf rund 45 km an die Oberfläche heranzuführen und dermassen TV-Aufnahmen von ausserordentlicher Schärfe zu erhalten. Auch diese Forschungen dienen in erster Linie dazu, eine zuverlässige Selektionierung des für eine bemannte Landung in Frage kommenden Gebietes zu ermöglichen. Sie werden auch als Grundlage dienen für die spätere, systematische Erforschung der Mondgeologie. Vorerst stehen die folgenden Gebiete, die alle in Nähe des Mondäquators liegen, in der weiteren Auswahl für eingehendere Untersuchungen hinsichtlich einer späteren bemannten Landung: Oceanus Procellarum, Mare Nubium, Mare Imbrium, Mare Serenitatis, Mare Tranquillitatis und Mare Foecunditatis.

Die gegen die Pole hin sich erstreckenden Gebiete

kommen bis auf weiteres infolge ihrer ausserordentlichen Krater- und Gebirgs-Durchsetzung nicht in Betracht.

Durch diese systematische, aber auch kostspielige *Roboter-Mondforschung* (das Ranger-, Surveyor- und Orbiter-Programm der USA beansprucht ohne die Trägerraketen ein Total von rund 770 Mio Dollar), soll versucht werden, das technische und physikalisch-medizinische Risiko einer *bemannten Landung* auf ein Minimum herabzusetzen. Es muss also darum gehen, nicht nur die rein technischen Voraussetzungen für solche Landungen zu schaffen, sondern beispielsweise auch das sehr komplexe Problem der Weltraumstrahlung sowie der erwähnten Mondoberflächenstrahlung und der Meteoritenintensität während des ganzen Fluges einigermaßen zu überblicken. In diesem Zusammenhange müssen auch die Pegasus-Satelliten (= Meteoriten-Detektoren) sowie OSO- und OGO-Observatorien genannt werden, deren Datenermittlungen wesentliche Grundlagen zur Sicherung des bemannten Mondflugunternehmens bilden. Besonders die medizinisch-biologischen Probleme der kosmischen Strahlung bieten beim gegenwärtigen Stand der Forschung noch einen sehr schwerwiegenden Fragenkomplex. Allein die zuverlässige Koordinierung und Selektionierung dieser weitverzweigten Forschungsprogramme mit ihren Datenauswertungen muss als gewaltige Aufgabe betrachtet werden.

Noch grössere Aufwendungen sowohl finanzieller wie auch materieller Natur werden in den USA sowie in der UdSSR für die Realisierung des ersten *bemannten Mondfluges* geleistet. Die bisherigen Unternehmen mit Ein- bis Dreimann-Raumkapseln dienten ebenfalls als vorbereitende Schritte hierzu. Der Mensch selber musste hierbei den Beweis bringen, ob er den vollständig neuartigen Lebensbedingungen während länger dauernden Erdumkreisungen gewachsen ist. Mit Flügen, die weiter von der Erde wegführen, treten dann auch die bereits erwähnten Strahlungsprobleme vermehrt in den Vordergrund. Auch für den Menschen besteht somit schliesslich der Mondflug aus zahlreichen einzelnen Entwicklungsetappen. Wohl der grösste Einsatz musste für die rein technische Seite des ganzen Projektes geplant werden. Das grüne Licht zu dieser Entwicklung in den USA gab der damalige Präsident JOHN F. KENNEDY mit seinem programmatischen Bericht an die Nation im Jahre 1961. Wir wollen hier nur eine einzige Phase herausgreifen, um die technischen Hauptmöglichkeiten zu umreissen, wie sie heute für die prinzipielle Durchführung des bemannten Mondfluges zur Diskussion stehen.

Gemäss dem Saturn-Apollo-Projekt soll eine Trägerrakete im *Direktflug* eine Nutzlast von rund 43 t zuerst in eine Mondumlaufbahn befördern. Diese Nutzlast besteht in den Hauptteilen aus der *Dreimann-Apollokapsel* (5,5 t), der zugehörigen *Steuereinheit* (22,5 t) und einem speziellen *Mondlandegerät* (14,5 t) für zwei Mann. In der Mondsatellitenbahn steigen 2 Mann in das Landegerät um, während der dritte

Mann in der Apollokapsel verbleibt und auf die Rückkehr seiner beiden Kollegen wartet, die nach einem ca. 18stündigen Aufenthalt auf unserem Trabanten mittels der Rendezvous- und Kopplungstechnik mit dem Rückkehrteil des Landegerätes wieder zur Apollokapsel zurückfliegen. Erst nach diesem zweiten Umsteigen kann dann die gemeinsame Rückreise zur Erde erfolgen.

Zweifellos enthält dieses Flugkonzept mit dem Einsatz eines speziellen Landegerätes und der dadurch notwendigen Rendezvous- und Kopplungstechnik einige kritische Punkte. Die Planung des Gesamtunternehmens nach diesem System hat seine Ursache hauptsächlich auf der energetischen Seite. Denn um die erwähnte Nutzlast von rund 43 t in die Mondumlaufbahn zu bringen und einen Teil davon auf dem Mond selber zu landen und zu starten, ergibt sich für die Trägerrakete – SATURN-V – ein Startgewicht von über 2760 t, wovon mehr als 90% auf die Treibstoffe entfallen. Zu letzteren ist zu bemerken, dass die zwei oberen Raketenstufen mit dem energiereichsten Gemisch (Wasserstoff/Sauerstoff) betrieben werden, welches heute für den praktischen Einsatz zur Verfügung steht. Jede Vergrösserung der Nutzlast, welche auf dem Mond gelandet werden soll, – beispielsweise eine Konstruktion, die Rendezvous und Umsteigen erübrigen würde und genügend Treibstoff für die direkte Rückkehr zur Erde enthalten müsste – bedingt eine wesentliche Vergrösserung der gesamten Startmasse. In der Raketentechnik ist man nun an das praktisch begrenzte Massenverhältnis gebunden. Es ist dies der Quotient vom Vollgewicht zum Leergewicht der Rakete. Mehr Treibstoff- oder Energiezuladung bedeutet entweder eine empfindliche Konstruktionsvergrösserung oder Verwendung eines energiereicheren Treibstoffes. Bei gleichen Treibstoffen hätten in diesem Falle die Abmessungen der SATURN-V wesentlich vergrössert werden müssen. Die Gesamthöhe beträgt heute rund 110 Meter bei einem Durchmesser der Startstufe von etwas über 10 Meter.

Nun öffnet sich aber noch ein anderer Weg, dieses Energieproblem auf elegante Art zu bewältigen. Es soll im Weltraum, genauer gesagt in einer Erdsatellitenbahn, eine *Tankstelle* errichtet werden. Im einfachsten Falle kann man sich dies so vorstellen, dass mittels Zubringerraketen ganze Raketenstufen in eine Satellitenbahn befördert werden, ähnlich wie dies die Amerikaner mit ihren Agena-Raketen für die Gemini-Versuche machten. Diese Raketenstufen bilden somit eine Tankstation. Die eigentliche Mondrakete müsste dann beim Start auf der Erde lediglich über jenen Energievorrat verfügen, der notwendig ist, um zu dieser Station zu gelangen, die mittels der Rendezvous-Technik erreicht wird. Sie hat also bedeutend kleinere Abmessungen als wie für einen *Direktflug* zum Mond, wo das ganze Erdschwerefeld mit einem einzigen Raketensystem überwunden werden muss. Bei der Tankstelle werden die Reserveraketenstufen angekoppelt. Indem so ein Satellit bereits eine, seinem Erdbestand

entsprechende kinetische Energie (E_k) besitzt, muss beim neuen Start von der Station aus lediglich noch eine Zusatzenergie (E_{pz}) aufgewendet werden, um auf die notwendige Befreiungsgeschwindigkeit zu kommen. In *Abbildung 2* sind die Energieverhältnisse dargestellt. Würde die Tankstelle in einer Entfernung von z. B. $\frac{1}{4} R$ (ca. 1600 km Höhe über Erdoberfläche) um die Erde *kreisen*, so müsste die Startenergie, um auf diese Höhe zu gelangen, 20% von jener Energie betragen, die notwendig ist, um auf die Fluchtgeschwindigkeit (11,2 km/s) zu kommen. Die Befreiungsenergie ist in der Graphik zu 100% eingesetzt. In dieser Bahn beträgt nun die kinetische Energie (E_k) der Station bereits 40% und die Energiesumme somit 60%. Um aus dieser Bahn die Rakete nun auf die Befreiungsgeschwindigkeit zu bringen, muss nur noch 40% Zusatzenergie bereitgestellt werden. Gegenwärtig dürfte die aktuelle Höhe für eine solche Station noch etwas unterhalb $\frac{1}{4} R$ liegen, da vor allem auch eine grössere Unsicherheit wegen Gefahren hinsichtlich der kosmischen Strahlung bei längerer Exposition im Van Allen'schen Gürtel besteht.

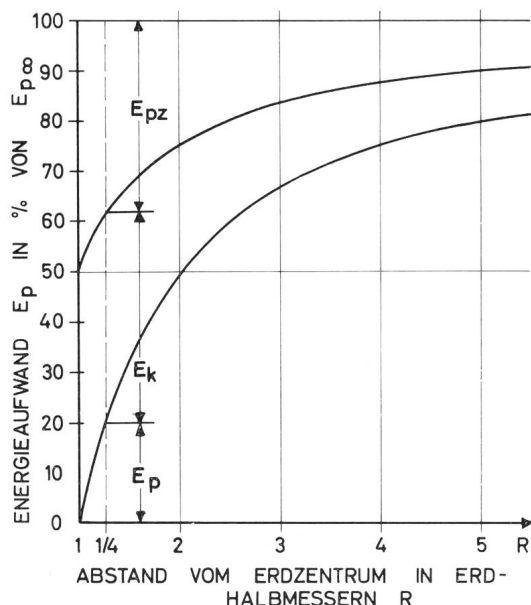


Abb. 2: Energieverhältnisse für eine *Erdkreisbahn-Tankstation*: E_p = potentielle Energie, die zum Erreichen der Höhe R aufgewendet werden muss; E_k = kinetische Energie einer Kreisbahnstation (Satellit) im Abstand R ; E_{pz} = Zusatzenergie, die aufzuwenden ist, um eine Rakete ab dieser Kreisbahnstation auf die Erdbefreiungsgeschwindigkeit von 11,2 km/sec zu beschleunigen.

Der prinzipielle Vorteil ist aber ersichtlich. Es lassen sich bei diesem System bereits vorhandene, kleinere Trägerraketen verwenden, die bei der Tankstelle wieder zur vollen Grösse ergänzt und dadurch mit *mehr* Energievorrat eine weitere Reise ausführen können. Der Sicherheitsfaktor ist mit diesem System also günstiger. Andererseits ist der Gesamtaufwand, be-

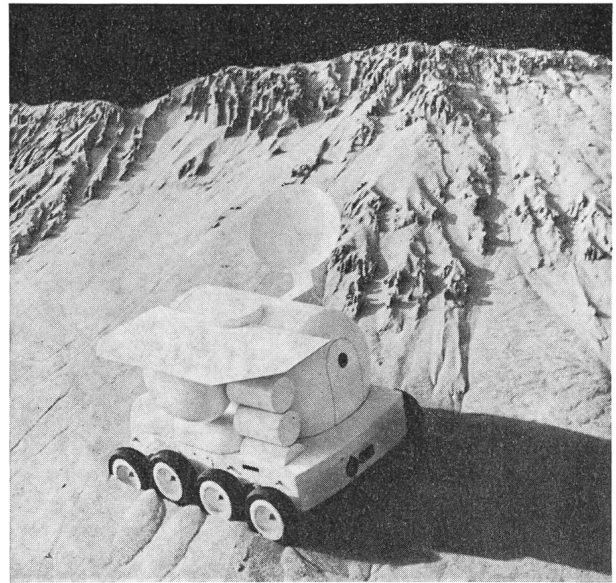


Abb. 3: Mit derartigen, für den Transport zum Mond zerlegbaren Spezialfahrzeugen soll zwischen 1970–75 die *geologische Mondforschung* betrieben werden. Sie bieten Platz für 2–3 Mann und enthalten vollklimatisierte Kabinen.

sonders auch hinsichtlich der Kosten, naturgemäss höher.

Es ist bekannt, dass in Russland der Plan der kleinen bemannten Raumstationen immer wieder erörtert wird. Als Parteichef hatte Chruschtschew bereits 1964 ausdrücklich für die weitere Entwicklung auch hinsichtlich des Mondfluges darauf hingewiesen. Technisch wäre man durchaus in der Lage, bereits jetzt mittels der vorhandenen Trägerraketen eine solche Tankstelle zu errichten und Raketenstufen als Reserve anzulagern. Russland hat seit März 1965 keine weiteren bemannten Raumflüge unternommen. Das Erarbeiten der Rendezvous-Technik, die auch zum Errichten der Station beherrscht werden muss, ist aber gemäss den amerikanischen Erfahrungen im vergangenen Jahr eine Angelegenheit von Wochen oder einigen Monaten. Auch das Zusammenkoppeln mit Raketenstufen haben die Amerikaner bereits im gleichen Zeitraum wiederholt realisiert (Gemini/Agena). Voraussetzung für diese Manöver ist ein einwandfrei steuerbares Kapselsystem, und diesbezüglich scheint man in Russland im Rückstand zu sein. Es liegt nun durchaus im Bereiche des Möglichen, dass Russland über den Weg einer ausserirdischen Tankstelle den bemannten Mondflug früher realisieren könnte als die USA. Andererseits sind aber auch von der UdSSR ähnliche gigantische Raketenkonstruktionen zu erwarten, wie sie gegenwärtig in den USA mit der SATURN-V in Vorbereitung sind. Derartige Konstruktionen beanspruchen aber immer eine längere und auch sehr kostspielige Entwicklungszeit.

Raumstationen als Tankstellen wird man so oder so

früher oder später errichten, da sie für weitere Raumflüge sowohl bei chemischem wie auch atomarem und elektrischem Raketenantrieb von grossem Vorteil sein werden.

Für die Zeit nach der Realisierung des ersten Mondfluges mit dem SATURN-APOLLO-LEM-System (LEM = lunar excursion module = Mondlandegerät) haben die USA sechs bis acht weitere ähnliche Unternehmen geplant. Dies im Zeitraum von etwa 1970 bis 1975. Bereits sind auch spezielle Mondfahr-

zeuge (*Abb. 3*) in Erprobung, mittels welchen eine umfassende geologische Mondforschung durchgeführt werden soll. Schliesslich gedenkt man auch, auf dem Mond selber Stationen für grössere Besatzungszahlen zu installieren – eventuell durch Ausbau von Kavernen in Felsen. Solche Stationen werden nicht zuletzt als einzigartige astronomische Observatorien dienen. Denken wir hier lediglich an die durch keinerlei Atmosphäre getrübbten Beobachtungsmöglichkeiten.

Jupiter: Présentation 1965–1966

opposition 18 décembre 1965

Rapport No. 15 du «Groupement planétaire SAS»

par S. CORTESI, Locarno-Monti

Observateur	Instr.	Grossis.	Qual. moy. im.	Dessins	Passages au mér. central	Côtes d'intens. «T»	Latitudes vis.	Période d'observ.
E. ANTONINI Genève	lunette 162 mm	160×	5,6	18	9	–	–	8. XII. 65 1. IV. 66
S. CORTESI Locarno-Monti	téléc. 250 mm	183×	5,1	41	70	61	4	6. VIII. 65 30. IV. 66
L. DALL'ARA Breganzona	téléc. 182/400 mm	171×	4,9	67	52	310	–	6. VIII. 65 5. IV. 66
J. DRAGESCO Le Vésinet	téléc. 175/250 mm	200×	5,3	31	–	–	–	30. VIII. 65 21. IV. 66
A. KÜNG Allschwil	téléc. 207 mm	180×	8,5	49	53	–	–	16. IX. 65 8. V. 66
E. MAYER Winterthur	téléc. 110 mm	?	?	18	–	–	–	4. I. 66 2. III. 66
Total				224	184	371	4	

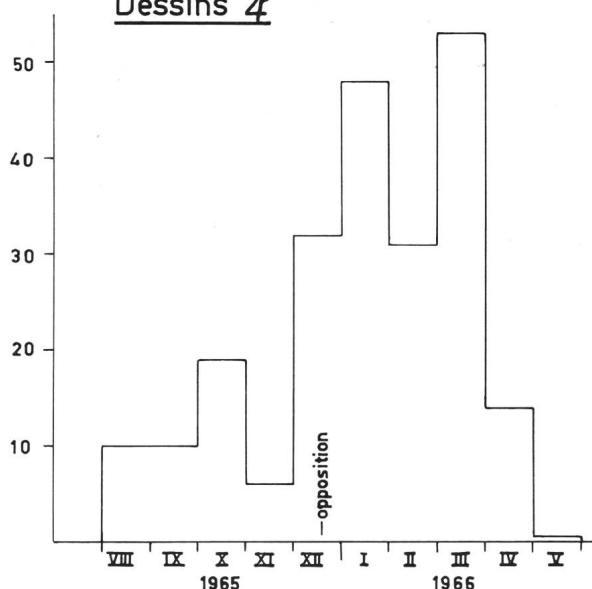
Considérations générales

Pour tous nos observateurs la qualité moyenne des images a été cette année un peu meilleure que l'année passée, en accord avec la plus grande hauteur de la planète sur l'horizon. La plus grande fréquence des observations se présente, ce qui est normal, dans les mois suivant la date de l'opposition (*v. graphique No. 1*). La planète fut mal suivie en novembre 1965 à cause du mauvais temps qui a persisté sur toute l'Europe centrale.

Description détaillée (dénominations B.A.A.)

S.P.R.	ANTONINI et KÜNG ont parfois noté des trainées claires au sud de SSTB (<i>v. dessins 6–20</i>).
S.S.T.B.	en général visible.
S.T.B.	assez large, son intensité a varié au cours de la présentation (cotes d'intensité de 3 à 6).
W.O.S.	toutes les trois bien visibles et suivies régulièrement.
Tache Rouge	bien visible, d'un ovale régulier, vivement colorée; l'extrémité suivante était pointue et plus sombre (photos KÜNG décembre 1965).
S.E.Bs	la bande la plus sombre de la planète, plutôt régulière, parfois assez fine, quelques rares irrégularités; bien marquée, sa cambrure en correspondance avec la T.R.

Dessins 4



Graphique No. 1