

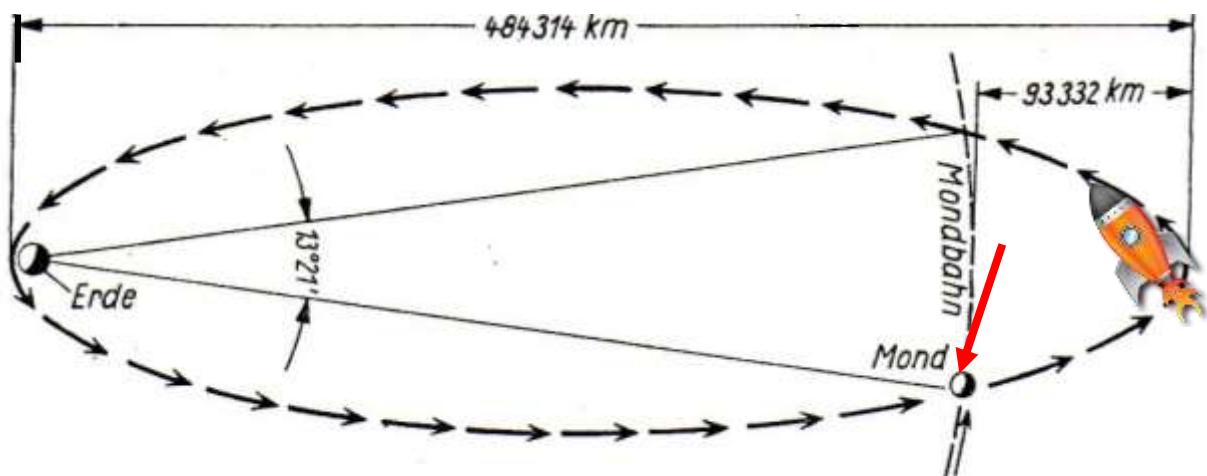
Siegfried Marquardt

Die ganze Wahrheit über die Apollolüge

Mathematisch-physikalische

Re- und Dekonstruktion

von Apollo 11



Obwohl es offensichtlich zu seinen scheint, ist an diesem Punkt eine direkte Landung auf dem Mond nicht so ohne weiteres möglich, wie es die NASA glaubend machen will! Und in ca. 8 Tagen gelangt man auch nicht zum Mond und zurück zur Erde, sondern man benötigt mindestens 14 Tage! Der Satellit Smart I bewältigte alleine nur die Strecke zum Mond innerhalb von 49 Tagen!

Die Deutsche Nationalbibliothek – CIP-Einheitsaufnahme

Marquardt, Siegfried :

Die ganze Wahrheit über die Apollolüge

Mathematisch-physikalische Re- und Dekonstruktion von Apollo 11/
Siegfried Marquardt – Königs Wusterhausen: Siegfried Marquardt, 2009
ISBN: keine

© Copyright 2009 by $\sum \sqrt{Wissenschaften}$, (Siegfried Marquardt Verlag der Wissenschaften)

Käthe-Kollwitz-Straße 12, D-15711 Königs Wusterhausen/Germany

Alle Rechte, insbesondere das Recht der Veröffentlichung und Verbreitung sowie der Übersetzung vorbehalten. Kein Teil des Werkes darf in irgendeiner Form (durch Fotokopie, Mikrofilm oder anderer Verfahren) ohne schriftliche Genehmigung des Verlages reproduziert oder unter Verwendung elektronischer Systeme verarbeitet werden.

Herstellung: Siegfried Marquardt

Printed in Germany

Vorwort

Sommerreminiszenz 1969: Oberschüler Marquardt von der Erweiterten Oberschule Strasburg in Mecklenburg (– Vorpommern) (damals noch DDR-Bürger) erfuhr am 20. Juli 1969 über den RIAS (Onkel Gerhard hörte permanent diesen Propagandasender, was seinem Neffen oftmals rasend machte) von der erfolgreichen Mondlandung zweier amerikanischer Astronauten. Sein ganzes mathematisch-physikalisches Weltbild brach an diesem Tag zusammen! Der EOS-Schüler, der von der damaligen Raketentechnik bestimmt keine un wesentliche Ahnung hatte, fragte sich damals ganz spontan: Wie haben die Amis die Mondlandung nur realisiert, wo auf der Mondoberfläche keine Atmosphäre vorhanden ist? Wie haben sie nur die (sechzehn) Triebwerke synchronisiert und die Mondfähre bei der Landung stabilisieren können, wo man bereits mit einem oder drei Triebwerken gewaltige Probleme beim Experimentieren mit (eigenen Modell-) Raketen bekommt. Resümee: Ideologie (mit dem Gedanken an den Sieg des Sozialismus vs. Kapitalismus) kann absolut verblenden und das klare Denken blockieren! Denn: Bereits 1969 hätte der Autor dieser Broschüre mit einfachen logischen und mathematisch-physikalischen Überlegungen aufgrund seines profunden Wissens zur Physik und Raketentechnik die etwaige Mondlandung der Mondlandefähre „Eagle“ ad absurdum führen können. Nur das Denken war eben blockiert! Und für Jahrzehnte wurde das Geschehen um Apollo 11 aus dem Bewusstsein ausgeblendet, wenn nicht gar verdrängt. Mit anderen Worten: Der Autor hatte analog dem Sputnik-Schock der Amerikaner im Jahre 1957 einen Apollo-Schock erlitten!

Am 20. Juli 2004 jährte sich dann offiziell das denkwürdige und historische Ereignis von Apollo 11 zum fünfunddreißigsten Mal. Aus diesem Anlass wurde am 11. Juli 2004 vom Fernsehsender PHOENIX von den Fernsehaufzeichnungen vom 20. Juli 1969 zu diesem vermeintlich spektakulären Event, der Mondlandung zweier amerikanischer Astronauten sehr ausführlich berichtet. Nach 35 Jahren konnte eine erste nüchterne Betrachtung und Analyse der Bildsequenzen und Informationen durch den Autor erfolgen. Erneute und berechtigte Zweifel an Apollo 11 aber wurden durch einen Artikel in der Märkischen Allgemeinen im Sommer 2004 geweckt und genährt. Denn in diesem Artikel wurden Fakten ausgeführt, die anhand von Fotos fundiert wurden. Beispielsweise wurde problematisiert, warum durch das Triebwerk der Mondlandefähre kein Krater auf der Mondoberfläche hinterlassen wurde und keine Verbrennungsspuren zu sehen waren. In diesem Artikel wurde das Pro und Kontra einer ganzen Reihe von verräterischen Indizien einer Inszenierung von Apollo 11 diskutiert. Die Argumente und Gegenargumente waren dabei jeweils sehr stichhaltig. Irgendwann im Sommer 2004 kam dem Verfasser dieser Schrift dann der Gedanke, mathematisch-physikalisch das Problem von Apollo 11 anzugehen und zu versuchen, den Nachweis oder die Widerlegung von Apollo 11 über mathematisch-physikalische Berechnungen zu führen. Denn: Auf der Basis der mathematisch-physikalischen Resultate zum Nachweis vs. zur Widerlegung von Apollo 11 gäbe es dann keinen Diskussionsstoff bzw.- bedarf mehr, weil eindeutige, unwiderlegbare Relationen, Daten und Fakten vorlägen. Dazu wurde in einem ersten Schritt versucht, die Parameter zu Apollo 11 im Internet zu recherchieren. Und man wurde zu einem Datum fündig: Die Startmasse der Mondlandefähre Luna-Modul (LM) wurde in einem Web-Dokument mit 4,5 t auf dem Mond vor dem Start beziffert (der korrekte Wert lautet 4,9 t), wobei die exakte Quelle nicht mehr mental präsent ist und nicht mehr angegeben werden kann (es muss sich aber aller Wahrscheinlichkeit nach um eine Web-Site der NASA gehandelt haben). Eine erste Grobkalkulation zum Energiebedarf für den Start vom Mond ergab, dass ca. 2,5 t Treibstoff erforderlich gewesen wären, um alleine die Mondgravitation zu überwinden (obwohl nur 2,21 t Raketentreibstoff zur Verfügung standen, wie sehr viel später eine Recherche ergab). Dabei wurde nicht einmal die erforderliche kinetische Energie kalkuliert, um die Orbitalgeschwindigkeit von ca. 1700 m/s zu erreichen. Später, im September 2006 konnte dann auf der Basis des kompletten Parametersatzes mit der

postulierten Bahngeschwindigkeit von Apollo um den Mond, der Startmasse M_{01} aus dem Mondorbit und der Leermasse M_{L1} auf dem Mond, der einer PHOENIX-TV-Sendung vom 17.09.2006 entlehnt werden konnte, eine vorläufige Gesamtbilanzierung des Energiebedarfs für die Landung auf dem Mond und für den Start vom Mond in den Orbit vorgenommen werden, mit dem Resultat, dass insgesamt rund 60 t Raketentreibstoff erforderlich gewesen wären. Dieser Betrag musste dann im Jahre 2009 aufgrund der damals unkritisch übernommenen und sehr oberflächlich genutzten Treibstoffparameter einer Revision unterzogen und unter Berücksichtigung der Mondgravitation um ca. 1,6 t nach oben korrigiert werden. Es wird hier offensichtlich, dass es sich bei dem Versuch der Falsifizierung vs. der Verifikation von Apollo 11 um die Genese eines iterativen Erkenntnisprozesses, der sich über fünf Jahre erstreckte, handelte.

Die Analysen vom Sommer 2004 und in den Folgejahren wurden dann durch die Fernsehbilder zum vierzigjährigen Jubiläum im Juli 2009 zu Apollo 11 gestützt und komplettiert! Alleine bei einer nüchternen und unvoreingenommenen Betrachtung der Bilder zur Mondlandung musste konstatiert werden, dass es sich um eine Theaterlandschaft und um reine Bühnenaufnahmen handelte!

Aber es wurde vor allen Dingen der mathematisch-physikalische Ansatz zur Widerlegung von Apollo 11 weiter fundiert, so dass auf vier Ebenen, der astrophysikalischen, der strahlenphysikalischen, der energetisch-physikalischen und der technisch-physikalischen Ebene eine mathematisch-physikalische Negierung von Apollo 11 erfolgen konnte. Mit anderen Worten:

Apollo 11 war ein riesiges Showspektakel und ein gigantischer Medienrummel, ja der größte Bluff des vergangenen Jahrhunderts und mehr nicht!

Übrigens und immerhin: Bei der Berechnung des Triebwerkes vom Lunamodul LM konnte der Autor die effektive Ausströmgeschwindigkeit v_e ermitteln. Denn: Beim Kalkulieren der Parameter wurde der Massendurchsatz m (kg/s) mit der damalig technisch möglichen Ausströmgeschwindigkeit v_e multipliziert, um den theoretischen Schub zu errechnen und mit dem angegebenen, „realen“ Schub zu vergleichen. Und siehe da - rein rechnerisch ergab sich tatsächlich ein Schub von 15,6 kN. Denn: $S = m \cdot v_e = 6 \text{ kg/s} \cdot 2600 \text{ m/s} = 15,6 \text{ kN}$! Dies ist bereits der indirekte Beweis dafür, dass eine Mondlandung niemals stattgefunden haben kann. Denn eine effektive Ausströmgeschwindigkeit von 2600 m/s reicht bei weitem nicht dazu aus, um auf dem Mond zu landen und vom Mond wieder zu starten!

Noch ein abschließender Gedanke zum Vorwort und den Ergebnissen der mathematisch-physikalischen Analyse zur Widerlegung von Apollo 11: Sollte sich an einer oder der anderen Stelle des Heftes der eine oder andere Rechenfehler eingeschlichen haben, dann bedauert der Verfasser dies zutiefst. Aufgrund der mannigfaltigen Daten- und Problemlagen, des Zahlenwirrwarrs, ja des Zahlenschungels und der teilweise „bandwurmartigen“ Formeln sind Rechenfehler eben nicht ganz auszuschließen. Unabhängig davon, ändert dies nichts an den generellen Aussagen, Thesen und Resultaten zur Widerlegung von Apollo 11 auf immerhin vier physikalischen Ebenen!

Ja und bei der Lektüre des Punktes 6 zur Berechnung der Energiebilanz für die Landung auf dem Mond werden verschiedene Zahlen genannt, die den Leser ein wenig verwirren könnten. Hier muss bedacht werden, dass es sich um eine fünfjährige Genese, ja um einen kognitiven Erkenntnis- und Entwicklungsprozess über mehrere Jahre zur Widerlegung von Apollo 11 handelt und die Reflektionen sich auf verschiedene Zeiträume und Datenlagen beziehen, so dass mit verschiedenen Zahlen zu diversen Zeitpunkten operiert wurde.

Inhaltsverzeichnis

1. Die Affinität zur Raketentechnik- eine Kurzbiographie	7
2. Arbeitshypothesen zur Widerlegung von Apollo 11.....	12
3. Die phänomenalen Fakten als erdrückend Indizien.....	13
4. Die astrophysikalische Widerlegung von Apollo 11.....	17
5. Die strahlenphysikalische Widerlegung von Apollo 11.....	20
6. Die energetisch-physikalische Widerlegung von Apollo 11.....	23
6. 1. Eine erste Grobabschätzung des Energiebedarfs für den Start vom Mond.....	23
6.2. Eine Gesamtenergiebilanz für die Landung und den Start.....	24
6.3. Die Berücksichtigung der Mondgravitation.....	26
7. Widerlegung von Apollo 11 mit der Raketengleichung	27
7.1. Die Herleitung der Raketengleichung.....	27
7.2. Die vermeintliche Mondlandung des Luna-Moduls.....	28
7.3. Der etwaige Start der Raumfähre „Eagle“ vom Mond.....	30
7.3.1. Die maximale Brennschlussgeschwindigkeit.....	30
7.3.2. Die Endgeschwindigkeit der Mondfähre.....	31
7.4. Auch Lunochod hat niemals stattgefunden.....	31
7.5. Der Absturz von LRO, LACROS und Apollo 11.....	32
8. Technisch-physikalische Widerlegung von Apollo 11.....	33
8.1. Die Ausgangsparameter der Mondlandefähre.....	33
8.2. Die Raumkapsel.....	34
8.3. Die Tanks.....	35
8.4. Die Triebwerke.....	38
8.4.1. Die Stabilisierungstriebwerke.....	38
8.4.2. Das Haupttriebwerk.....	38
8.5. Die Gesamtbilanz zu den Masseverhältnissen der Mondfähre „Eagle“.....	43

8.6. Die Bilanz zur Dimensionierung der Fähre.....	44
9. Fazit und Resümee zu Apollo.....	48
10. Kurze Machbarkeitsskizze zu einem Mondprojekt.....	49
11. Quellenverzeichnis.....	51

1. Die Affinität zur Raketentechnik – eine Kurzbiographie

Es fing alles ganz gewöhnlich und gleichzeitig irgendwie geheimnisvoll mit der Affinität zur Raketentechnik an. Sein lieber Vati, der Radio- und Fernsehmechaniker Walter Marquardt, erwähnte im Sommer 1959 beim Starten seiner RT 125 auf dem schätzungsweise 40 m langen Hof der Ernst-Thälmann-Straße 16 etwas von einem Raketenmotor. Der Sohn des Radio- und Fernsehtechnikers verstand die Dimension und Bedeutung dieses Begriffes überhaupt nicht - der Terminus *technicus* „Raketenmotor“ faszinierte seinen Filius aber ganz mystisch und blieb sehr lange in seinem Bewusstsein haften. Dieses unscheinbare, marginale Erlebnis sollte sich prägend und orientierend für einen Teil seines weiteren Lebens erweisen. Und dann hegte man im Sommer 1959 die Absicht, ausgeblasene Hühnereier zu Raketentreibwerken umzufunktionieren, indem unter den mit Wasser gefüllten Hühnereiern Kerzenlichter gestellt werden sollten, um damit eindruckvoll das Rückstoßprinzip zu demonstrieren. Daraus wurde allerdings nichts, weil die Oberschülerin, zu der eine enge Bindung bestand, dem Steppke zu viel versprochen hatte, oder weil man einfach nicht mehr zusammenkam.

Im Jahre 1963 kaufte sich der Zwölfjährige ein Heft aus der Serie „Modellbau und Basteln“. In diesem Periodikum wurde eine Modellrakete zum Nachbau empfohlen. Und man bastelte das Projektil auch gleich nach, weil man der Meinung war oder weil einem durch die Empfehlungen des Konstrukteurs und Redakteurs irgendwie suggeriert wurde, dass die Rakete auch gleich starten würde. Als Zündsatz fungierte eine Jagdgewehrpatrone. Der kleine (Raumfahrt-) Pionier besorgte sich in aller Naivität und Euphorie eine Patronenhülse von einem Jagdgewehr und es funktionierte trotzdem nicht. Konnte ja auch nicht, weil die Konzeption des Triebwerkes so angelegt war, dass eine Jagdpatrone ohne Bleikugel mit ihrer Schwarzpulverladung als Triebwerk und Treibsatz fungieren sollte! Zu dieser „tiefschürfenden“ Erkenntnis kam der noch immer von der Raketentechnik faszinierte Enthusiast, zu seiner eigenen Schande gestehend, erst kürzlich bei einer mentalen Analyse und Reminiszenz.

Und dann ging die Rakete ab! Denn ab und zu wurden in der Station „Junger Techniker und Naturforscher“ in der Kreisstadt Strasburg in Mecklenburg Raketen geziündet und als Treibsatz fungieren die damaligen brandgefährlichen Zelluloidfilme. Nur: an diese feuergefährlichen Filme kam der Raketenfreak einfach nicht heran, weil dieses kreuzgefährliche Material quasi unter Verschluss gehalten wurde.

Aber auch Modellraketen und Modellraketenflugzeuge wurden hier gebastelt und mehr oder weniger erfolgreich oder auch erfolglos in der Kiesgrube unweit vom Strasburger See erprobt (1965 bis 1967). So manch ein Raketenprojektil explodierte dann auch schon mal und die Splitter flogen einem nur so um die Ohren. Einmal wurde sogar eine veritable Raketenstartrampe durch eine explodierende Rakete völlig ramponiert und die Splitter der Zelle legten eine Wegstrecke von etlichen Metern auf der Reuterkoppel durch die Luft zurück. Passiert ist trotzdem nichts, weil man Sicherheitsabstände einhielt. Diese gefährlichen Momente waren Anlass dazu, die bisherige Grundphilosophie des Raketenbaus tiefgründig zu überdenken und als Material Papprohre von Stoffballen für die Raketen zu nutzen. Wie gedacht, so getan! Nun wurde der Teufel mit dem Belzebub ausgetrieben: Da die Treibsätze, bestehend aus Zellulose und Kaliumchlorat einen extrem hohen Druck erzeugten, explodierten die Raketenkörper aus Papprohre erst recht. Und der Explosionsdruck war so gewaltig, dass man ihn noch in mehreren Metern Entfernung von der raffiniert konstruierten Startrampe, bestehend aus den Stabilisierungsholmen eines Schlauchbootes, am eigenen Leibe verspüren konnte. Übrigens nahm der Autor die aerodynamische Form und Gestaltung des amerikanischen Spaceshuttles in Form eines Raketenmodellflugzeuges bereits damals geistig vorweg! Ein entsprechendes Modell mit zwei „Boostern“ wurde gebastelt und erfolglos erprobt, weil dieses Raketenflugzeug nach ca. zwei Meter Flugstrecke die Stabilität

verlor und sich überschlug (siehe Abb. 3 – aufgrund der Formatierung der Abb. 2 können die beiden Abbildungen 3 und 4 erst am Ende dieses Gliederungspunktes eingefügt werden). Und eine Modellrakete von 20 cm „Mächtigkeit“ legte sogar die imposante Flugstrecke von zirka 3,5 km zurück! Die Brennschlussgeschwindigkeit muss ungefähr bei 180 m/s gelegen haben, wie spätere Berechnungen ergaben. Der Klassenkamerad Georg Wild, der aufgrund eines tragischen Unfalles bereits verstorben ist, brachte dieses Projektil am nächsten Tag mit in die „Juri Gagarin- Oberschule“ und anhand einer Vermessung auf einer topographischen Karte konnte die exakte Flugentfernung bestimmt werden. Die gebastelten Raketenprojektiler erwiesen sich nicht nur als technische Innovationen en miniature, sondern sprachen auch nachhaltig das Auge und die Ästhetik des Betrachters an! Die glänzenden Aluminiumkörper mit den knallrot lackierten, konischen Raketenköpfen und Stabilisierungsflossen waren einfach eine Augenweide und stellten quasi ein vollendetes technisches Design dar! (siehe Abbildung 4). Und ein „richtiger“ Raketenmotor für experimentelle Untersuchungen wurde auch schon einmal in der Station Junger „Naturforscher und Techniker“ zusammengebaut. Dazu fungierte eine 155 mm Kartusche, wobei der Kartuschenboden mit einem Brennschneider vom Schrotthändler in ca. 20 cm Entfernung vom Boden abgetrennt wurde. Im Boden wurden zwei Einspritzdüsen von einem Dieselmotor eingeschraubt und als Benzintank fungierten zwei 8,8 cm Flakpatronen, die zusammengeschweißt wurden. Das Benzin als Brennstoff wurde über einen Kompressor mit ca. fünf atü (5 kp/cm^2) in die Düsen über zwei Dieselleitungen gedrückt. Die Zuleitung der Luft zur Brennkammer erfolgte ebenfalls über eine Dieselleitung mit 5 atü. Der durch das gezündete Benzin-Luftgemisch entstandene Gasstrahl sollte eine kleine Turbinenschaufel antreiben, die sich in der Brennkammer befand und in der Zylinderwand der Kartusche gelagert wurde. Die Konstruktion bewährte sich aber nicht, weil die Schraub- und Flanschverbindungen sich einfach als undicht erwiesen (siehe Abb. 1). Von seinen Freuden erntete der junge Erfinder und Heißsporn nur Spott und Häme, weil der Raketenmotor für den Antrieb seines Fahrrads vorgesehen war.

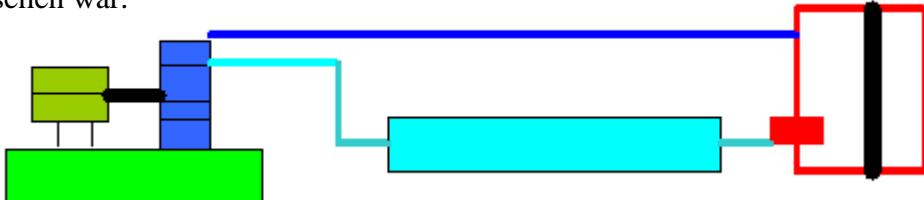


Abb. 1: Der experimentelle Raketenmotor. Der experimentelle Aufbau bestand aus dem Elektromotor mit Kompressor (Grün und Blau), aus der Luftleitung (Blau), der Benzinleitung (Türkis), dem Benzintank mit dem Benzin (Türkis), aus den beiden Einspritzdüsen von einem Dieselmotor (Rot), der Brennkammer (Rot) und der Turbine (Schwarz).

Viele technische Hinweise und Erfahrungen in der Holz- und Metallbearbeitung verdankt der Autor dem erfahrenen Pädagogen Wenzel Sykora. Aber auch zur empirischen Raketentechnik. Denn: Aus Damenstrümpfen wurde dann auch schon einmal eine hydropneumatische Rakete gebaut. Und so mancher Strauß wurde zwischen dem Pädagogen und Jungen Pionier und Heißsporn ausgefochten. Man koppelte sich aber alsbald von der Station „Junger Naturforscher und Techniker“ ab und beschritt eigene Wege. Die verschiedensten Flugzeug- und Raketenmodelle wurden zu Hause gebaut und dann im „Ferde“ erfolgreich erprobt. Dazu waren natürlich umfassende Aktivitäten zur Herstellung und zum Testen von chemischen Treibsätzen erforderlich. Als talentierter Chemiefreak (Note 1 in Chemie in der 10. und 11. Klasse) bereitete dem Oberschüler dies keine besonderen Schwierigkeiten. Oftmals herrschte im großelterlichen Heim aufgrund der vielen Bastelaktivitäten ein absolutes Chaos vor. Mitunter explodierte auch schon manch ein Raketentreibsatz und die Ernst Thälmannstraße 16 stand, wo die Großeltern Walter und Auguste Marquardt auch ein Friseurgeschäft unterhielten, das gleichzeitig als Domizil

fungierte, in einer riesigen Rauchwolke. Und in einem vierzehntägigen Intervall schritt der Technikfreak in die zwanzig Meter entfernte Bibliothek über die Ernst-Thälmann-Straße, um sich unter anderem die neusten Kompendien und Werke zur (Raketen-)Technik und zu den Naturwissenschaften auszuleihen. Das Rückstoßprinzip verstand man allerdings erst viel später so richtig, obwohl bei Kahnfahrten über den Strasburger See hierzu bereits treffende, empirische Erfahrungen gemacht werden konnten, weil man des Öfteren an der Bootsanlegestelle des Strasburger Sees im kühlen Nass landete. Im Jahre 1966 erstand der Oberschüler Siegfried Marquardt in der Strasburger Buchhandlung dann das Werk „Raketen und Raketenballistik“ von W. Wolff (1966, Deutscher Militärverlag, Berlin) in der Bahnhofstraße. Und hier muss ein kleiner Schnitt erfolgen! Im Jahre 1959 sah der technisch ambitionierte und talentierte Bub einen ungarischen Film, wo ein Widerstandskämpfer unter dem Horthy-Regime von seinen Häschern verhaftet, gefoltert und schließlich zum Tode verurteilt wurde. Dem Kommunisten blieb nur eine Alternative, dem Tode zu entrinnen: Ein Bett, ein Medikament und ein paar Zündhölzer führten den Todgeweihten aus der Todeszelle in die Freiheit mit einer gewaltigen Explosion. Jahrelang hat den Autor diese Geschichte bewegt. Wie konnte dies nur funktionieren? Fiktion oder Realität? Sieben Jahre später, im Jahre 1966 bastelte der Verfasser dieser Schrift einen Treibsatz zusammen, um eine kleine Rakete zu starten. Das elektrisch gezündete Projektil hob etwa 10 Meter von der Startrampe ab und explodierte dann mit einem gewaltigen Feuerball von vier Metern Durchmesser! Dies war die Lösung des Graf von Monte Christo Problems der Neuzeit, wobei dem Autor dies erst nach fast vierzig Jahren bewusst wurde und er dahinter stieg. Diese explosive und brisante Komponentenzusammensetzung steht übrigens in keinem Fachbuch der Sprengstoffchemie!

Aber auch der UTP - Unterricht (UTP - Unterrichtstag in der sozialistischen Produktion) wurde dazu genutzt, Flüssigkeitstriebwerke en miniature zu konstruieren, zusammenzubasteln bzw. zusammenzuschweißen und anschließend zu erproben. Die wackeren Helfershelfer, die Facharbeiter des Landmaschinenbaus in der Landwirtschaftlichen Produktionsgenossenschaft „Thomas Münzter“ wussten alle Wahrscheinlichkeit gar nicht, worum es eigentlich ging. Diesen Facharbeitern des Landmaschinenbaus der LPG „Thomas Münzter“ hatte der Verfasser aber sehr viel zu verdanken! Mit fünfzehn Jahren ersann der Autor dieser Schrift ein kombiniertes Staustrahl- und Raketentriebwerk, das en miniature gebaut und erfolgreich getestet wurde. Bei dem Studium eines Werkes zur Flugzeug- und Raketentechnik stieß der Verfasser dieser Schrift 1966 auf die Konstruktion von Staustrahltriebwerken, die in Frankreich Anfang der sechziger Jahre erfolgreich getestet wurden. Diese Triebwerke (so genannte Lorinrohre, oder auch Ofenrohre genannt) mussten allerdings erst auf eine Geschwindigkeit von zirka 700 km/h beschleunigt werden, um funktionstüchtig zu werden. Die französischen Konstrukteure lösten dieses Problem dadurch, indem extern, unterhalb der Hecks der Staustrahltriebwerke eine konventionelle Strahltrubine fixiert wurde und somit für die entsprechende Grundgeschwindigkeit Sorge getragen wurde. Dem Autor fiel dabei ein, dass man einfacher Weise ein Staustrahltriebwerk mit einem Feststofftreibsatz kombinieren könnte. Wie gedacht, so getan und die Konstruktion bewährte sich sogar (siehe Abb. 2).

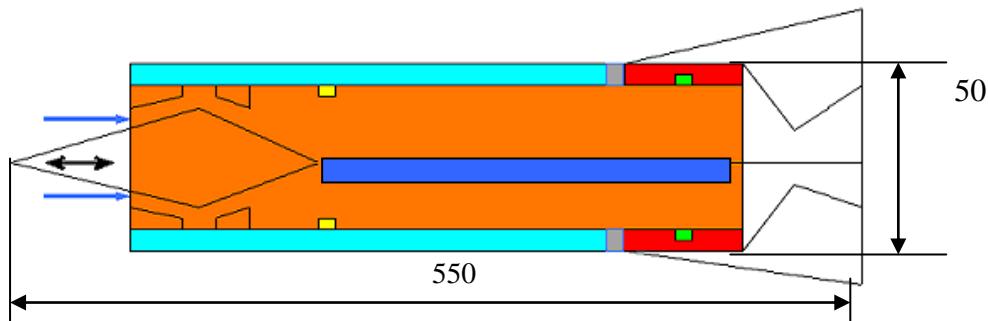


Abb. 2: Skizze zum kombinierten Staustrahl- und Raketentriebwerk, das 1966 in der Ernst-Thälmann-Straße 16 in Strasburg (Mecklenburg-Pommern) konstruiert wurde.

Der einzige Unterschied zur obigen Skizze des 550 mm langen und 50 mm im Durchmesser zählenden Triebwerkes: Als Druckkammer für die Treibladung (rote Sektion) fungierte das Endstück eines Motorradauspuffes, welches am Heck der Rakete, um 180° gedreht, wie ursprünglich orientiert, angeschweißt wurde. Aufgrund der Spezifik des Word-Zeichenprogramms konnte dieses Detail konstruktiv nicht Berücksichtigung finden, da ein entsprechendes virtuelles Konstruktionswerkzeug dazu fehlte. Zur prinzipiellen Funktionsweise des kombinierten Staustrahl-Raketentriebwerkes: Der Feststofftreibsatz (Orange) beschleunigte das Staustrahltriebwerk nach der Zündung auf ca. 700 km/h. Für diese Zeitspanne wurde die vordere Öffnung des Lufteinlaufes aufgrund des hohen Innendruckes in der Brennkammer durch den Lufteinlaufkegel dicht verschlossen. Nachdem der Feststofftreibsatz verbrannt war, wurde der Lufteinlaufkegel durch den hohen Staudruck der Luft nach hinten gedrückt und die komprimierte Luft (blaue Pfeile) konnte nun in die Brennkammer einströmen. Durch Initialzünder (Hellgrün), die sich im Heck des Triebwerkes befanden, wurde eine Treibladung gezündet (Rot), die das Benzin (Türkis), im doppelwandigen Tank deponiert, über eine Dieseldruckleitung (Blau), durch die Vergaserdüsen drückte. Nun arbeitete das Staustrahltriebwerk. Übrigens wollte sich der Oberschüler diese Konstruktion patentieren lassen. Wenzel Sykora riet davon ab, weil nach DDR-Maßstab 400 Mark Gebühren (eine gewaltige Dimension für den jungen Erfinder) beim Patentamt der DDR in Berlin zu entrichten gewesen wären.

Aufgrund der weltweiten politischen und teilweise auch militärischen Konfrontationen befasste sich der Autor auch mit militärtechnischen Entwicklungen in sehr jungen Jahren, um das, von den USA gebeutelte Vietnam, zu helfen: Im Jahre 1966 versuchte der Verfasser daher eine kombinierte Panzer- und Fliegerfaust zur Abwehr von Panzern und Flugzeugen zu konstruieren. Es blieb allerdings in diesem Falle nur bei Reisbrettarbeiten.

Die Wohnküche in der großelterlichen Wohnung sah manchmal aufgrund der vielen Konstruktionsaktivitäten chaotisch aus. Am runden Tisch entstand so manche abenteuerliche Konstruktion. Wenn auch faktisch nichts gewesen, außer Spesen, konnte der Oberschüler immerhin aufgrund der vielen Konstruktionen im Fach Technisches Zeichnen eine glatte 1 verbuchen! Und in den Fächern Mathematik, Physik und Chemie wurden die Leistungen bis zur 11. Klasse gleichfalls mit glatten Einsen durch Herrn Reimann (Chemie), Herrn Böde (Physik) und Frau Fischer und Herrn John (Mathematik) honoriert.

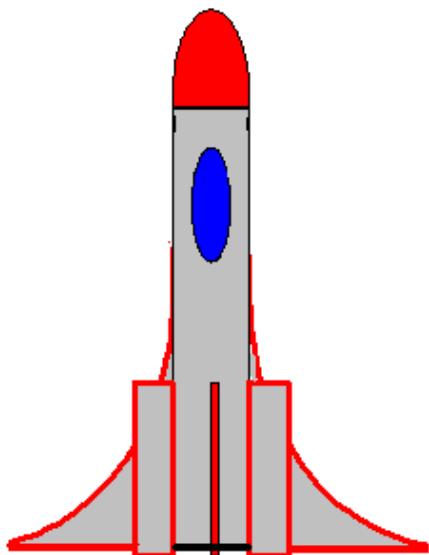


Abb. 3: Zirka eine derartige Gestalt wies das rund 30 cm große Raketenflugzeug, ebenfalls aus Aluminiumrohre bestehend, mit einem Durchmesser von rund 3,5 cm konstruiert und gebastelt, auf. Die ursprüngliche Tragflächengestaltung a` la Spaceshuttle konnte in diesem Falle nicht rekonstruiert werden, da ein entsprechendes virtuelles Konstruktionswerkzeug fehlte.

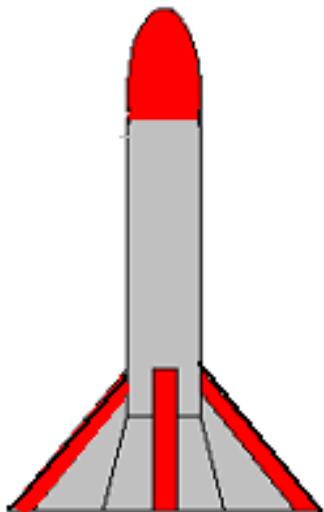


Abb. 4: So ungefähr (und uniform) sahen die ca. 20 bis 25 cm schlanken Raketenprojektile aus.

Das Raketenflugzeug, sowie die Raketen wurden wie folgt gefertigt: Die Zellen, gleichzeitig als Triebwerke konzipiert, bestanden aus einem Aluminiumrohr von 2 bis 3,5 cm Durchmesser. Die Raketendüsen wurden durch Deformierung des unteren Teils des Aluminiumrohrs mit einem Schraubenzieher und Hammer aufgrund der guten Geschmeidigkeit des Aluminiummaterials fabriziert. Die Stabilisierungsflossen bestanden aus Sperrholz oder Pappe. Und die konischen Raketenköpfe wurden in der Station „Junger Techniker und Naturforscher“ mit einer Bohrmaschine und einem Stechbeitel gedreht.

Der Autor bedauert zutiefst, damals keine Fotos von den vielen Bastelaktivitäten zur Raketentechnik angefertigt zu haben, obwohl die Möglichkeit dazu bestand. Der Verfasser hatte aus unerklärlichen Gründen eine große Aversion gegen das Fotografieren und gleichzeitig einen riesigen Respekt vor dieser Profession. Die Aversion wurde erst zwanzig Jahre später im Rahmen der Bewertung von Tarnsignaturen als Wissenschaftlicher Mitarbeiter im Militärtechnischen Institut der NVA überwunden und das Fotografieren wurde dann in der Folgezeit zur Profession, ja zur Passion! Aufgrund der aus dem Gedächtnis heraus mannigfaltig rekonstruierten Konstruktionsdetails repräsentieren die zeichnerischen Darstellungen im Verbund mit den verbalen Darlegungen zweifelsohne einen hohen Grad an Glaubwürdig und Authentizität.

2. Arbeitshypothesen zur Widerlegung von Apollo 11

1. Nach Sternfeld (1959) sollen nur zwei ca. 14-Tageskonstellation und ein 60-Tageszenario existieren, um den Mond durch einen künstlichen Raumflugkörper von der Erde aus zu erreichen und auf der Erde wieder zu landen. Unabhängig von den theoretischen Fakten und Details von Sternfeld, benötigte der Forschungssatellit SMART I, der Ende September 2003 gestartet wurde, 49 Tage bis zum Mond. Damit wäre Apollo 11 bereits eindrucksvoll empirisch widerlegt, weil ein vermeintliches 8-Tagesregime, das angeblich praktiziert wurde, astrophysikalisch überhaupt nicht existiert!
2. Die kosmische Strahlung, die auf die Astronauten eingewirkt hätte, wäre einfach infaust gewesen! Die Astronauten hätten den Flug zum Mond und zurück nicht überlebt.
3. Die Treibstoffmenge und die damaligen Treibstoffparameter hätten eine Mondladung und erst recht einen Start vom Mond unter den vormaligen Bedingungen unmöglich gemacht.
4. Bei der Rekonstruktion der Mondlandefähre wird die vorgegebene Leermasse M_{L2} von 2,69 t wesentlich überschritten. Denn: Bei einer nur minimal angenommenen Masse der Raumkapsel der Mondlandefähre samt Interieur und Zuladung, bestehend aus den beiden Astronauten, den zwei Astronautenraumanzügen und unter Berücksichtigung eines optimierten Volumens der drei Treibstofftanks für Hydrazin/asymmetrisches Dimethyhydrazin und Distickstofftetroxid und der Masse der Triebwerke, hätten die vorgegebene Masse der im Orbit vermeintlich angedockten Mondlandefähre bei weitem überschritten.

3. Die phänomenalen Fakten als erdrückende Indizien

Obwohl die phänomenalen, weichen und unscharfen Fakten, mit einer erdrückenden Anzahl von verräterischen Indizien auf Fotos und Videoaufzeichnungen mit einem Pro und Kontra in der Vergangenheit zu Apollo 11 bereits zur Genüge diskutiert wurden, soll hier eine Zusammenfassung und Gesamtschau erfolgen, weil es sich um eine ganze Schar von Hinweisen handelt, die zusammengenommen eindeutig gegen die Realisierung eines Apolloprojektes sprechen. Anderseits konnten in den zurückliegenden Monaten weitere Indizien anhand von Fernsehdokumentationen aufgespürt werden, die eindeutig und überzeugend gegen eine angebliche Mondlandung sprechen. Zudem erfahren die Argumente der Protagonisten, die immer noch unbelehrbar für eine Apollosmission votieren und playdieren, an dieser Stelle eine knallharte mathematisch-physikalische Analyse und werden auf ihren Sinn und Unsinn hin abgeklopft.

Der erste Widerspruch wurde in der Sendung zum 35. Jubiläum von Apollo 11 selbst erzeugt: Aus den Fernsehaufzeichnungen von der erfolgreichen Landung der amerikanischen Astronauten auf dem Mond konnte man entnehmen, dass die Übertragung vom Mutterschiff in einer abgewandten Position des Mondes zur Erde erfolgte. Physikalisch ist dies unmöglich, es sei denn, die Funk- und Fernsehsignale durchdrangen die Mondoberfläche. Nun gut, vielleicht haben sich damals auch die Fernsehkorrespondenten von ARD und ZDF geirrt und Unsinn von sich gegeben. Oder der Autor hat die Ausführungen und filmischen Darstellungen falsch wahrgenommen und fehlinterpretiert.

Viel wesentlicher ist aber eine andere Tatsache und Frage: Wie soll die Mondlandung wirklich erfolgt sein?

1. Die Mondlandefähre, in 100 km von der Mondoberfläche in der Umlaufbahn des Erdtrabanten, hätte eine ballistische Flugbahn bei der Mondlandung beschreiben müssen, ähnlich einer Artilleriegranate, um auf dem Mond zu landen und **nicht wie ein Fahrstuhl, wie in dieser Sendung demonstriert wurde**. Dass die Mondfähre bei einer ballistischen Flugbahn dann doch noch in einer korrekten, vertikalen Position und vor allen Dingen unbeschadet auf dem Mond mit den Astronauten gelandet wäre, ist physikalisch gesehen nur mit einer äußerst geringen Wahrscheinlichkeit anzunehmen. Die sechzehn Stabilisierungstriebwerke hätten ständig einen unterschiedlichen präzisen Schub erzeugen müssen, mal synchronisiert, mal desynchronisiert.

Übrigens: In einer Sendung vom Fernsehsender PHOENIX am 28.12.2005 gegen 14.00 Uhr wurde der schlagende Beweis erbracht, dass die Mondlandung eine reine Fiktion war und ist: Ein englisches Observatorium soll angeblich den Abstieg der Mondfähre „Eagle“ beobachtet und aufgezeichnet haben (dies ist optisch-physikalischer Blödsinn!). Der Institutedirektor dokumentierte dies anhand einer Graphik mit einer Hyperbel.

Jeder einigermaßen gebildeter Mensch weiß aber, dass eine Abstiegsflugbahn auf dem Mond wie eine Parabel, wie eine ballistische Flugbahn aussehen muss!

2. Ja, am 26. Dezember 2004 in der PHOENIX-Sendung „100 Jahre“ von Professor Guido Knopp wurde dann auch noch offeriert, dass Houston bei einer Mondlandung ein riesiges Problem hatte, weil die Mondfähre angeblich mit 5 m/s Geschwindigkeit zu schnell sank. Der Exastronaut von Apollo 11 Buzz Aldwin offenbarte mit seinem Kommentar dann alles „Wir hatten nur noch für 25 s Treibstoff“. Wie zum Teufel sind die zwei Astronauten dann anschließend wieder vom Mond zurückgekommen?

3. Nach der Landung war das amerikanische Stars- und Stripes- Nationalbanner auf dem Mond in voller Farbenpracht (weiß, rot, blau) und natürlich wehend zu sehen. Da der Mond

keine Atmosphäre besitzt, kann auch keine Fahne dort wehen. Und man konnte in diesem Moment auch niemanden wahrnehmen, der die Fahne berührte, geschweige denn bewegte. Dieser Fakt wurde übrigens auch in der Fernsehsendung von N 24 am 4. August 2004 offenkundig – die amerikanische Fahne wehte, ohne, dass auch nur irgendjemand sich in der Nähe des Sternenbanners befand.

Und ferner: Von den Szenen auf dem Mond sind prinzipiell nur Schwarz-Weiß-Aufnahmen möglich, da alles in Grautönen getaucht ist. Um die amerikanische Nationalfahne auf dem Mond in voller Farbenpracht ins rechte Licht zu rücken, wurde natürlich eine Farbkamera mit auf dem Mond transportiert, die damals zirka das Dreifache an Gewicht, wie eine Schwarz-Weiß-Kamera hatte. Das Dreifache an Treibstoff im Verhältnis zu einer Schwarz-Weiß-Kamera wäre hierfür allerdings zusätzlich erforderlich gewesen.

4. Verräterisch im Sinne des Unsinns von Apollo 11 war allerdings der Schattenwurf auf dem „Mond“: Wie können bei einer homogenen Lichtquelle, wie der Sonne, zwei verschiedene Schattenrichtungen erzeugt werden? Zum einen konnte direkt in Richtung Mondoberfläche zur Bildschirmachse der Schatten eines Astronauten beobachtet werden und zum anderen von rechts, quasi **orthogonal orientiert**. Diese beiden Phänomene können nur durch Aufnahmen in einem Filmstudium und durch zwei Lichtquellen entstanden sein!

5. Ja und das nächste Problem besteht wohl darin, wie die Mondlandefähre wieder in den Orbit des Erdtrabanten gelangte (zumal nach Aldwin Aussagen kein Treibstoff mehr vorhanden war). Ähnlich einem Fahrstuhl, wie in der Sendung demonstriert, geht es nun wirklich nicht, denn es musste wieder eine ballistische Flugbahn beschrieben werden, um am Mutterschiff in 100 km Höhe wieder anzudocken. Also wurde die amerikanische Mondlandefähre von der Mondoberfläche in den Orbit katapultiert.

6. Übrigens: Der Höhepunkt der Videoshow zum Apollo 11 – Projekt war in der N 24-TV-Sendung von 2006 zu sehen: **Von einer Kamera aus, die der Zuschauer auch noch einsehen konnten, wurde der Start der Mondfähre in den Mondorbit „überzeugend“ übertragen und „dokumentiert“.** War hier der Mann im Mond der Regisseur? Die Fähre hob vom Mond abrupt ab, wie eine fliegende Untertasse, ohne Beschleunigung, wie dies für Raketen absolut uncharakteristisch ist und ohne dass auch nur ein Gasstrahl von den Triebwerken der Mondlandefähre zu sehen war. Die Mondfähre hob dabei zudem auch noch so ab, ohne dass der Gasstrahl der Triebwerke auf dem Untergrund Verbrennungsspuren hinterließ.

Zudem ist die erste Flugphase beim Abheben eines Raketenkörpers im Schwerkraftfeld immer sehr kritisch und durch Instabilität gekennzeichnet. Daher muss auf den ersten Metern eine Stabilisierung durch eine Startrampe erfolgen! Der immense Aufwand, der hierzu auf der Erde für den Start einer Rakete betrieben wird, dürfte bekannt sein.

7. Es mag schon sein, wie in der Zeitung DIE ZEIT am 15. Juli 2004 in einem Artikel berichtet wurde, dass die Mitarbeiter der Sternwarte in Bochum am 20. Juli 1969 Fernsehbilder, den Funkverkehr und die physiologischen Daten (Herzfrequenz, Blutdruck, Körperkerntemperatur,) der Astronauten mitgeschnitten und konserviert haben. Aber lediglich von einer unbemannten Mondlandefähre mit konservierten Daten der Astronauten im Mondorbit aus zugesendet!

8. Immer wieder wird die Behauptung strapaziert und kolportiert, dass sich auf der Mondoberfläche Laserreflektoren befinden würden, die die Apollo-Astronauten auf dem Mond bei ihrer Expedition dort installiert hätten, so dass mit Lasern von der Erde aus diese Reflektoren angepeilt werden könnten, womit der indirekte Beweis für die angebliche Apollomissionen geführt werden kann. Dies ist physikalischer Blödsinn!

Denn: Auch ein Laser besitzt eine gewisse Streuung, die minimal bei ca. 0,1 µm liegt. Dies bedeutet auf 384.401 km Erde-Mond-Entfernung (maximale Distance Erde -Mond) eine Streuung von rund 38,44 m Streuung. Bei einem angenommenen Durchmesser des Laserstrahls von 1 mm würde zudem zum Mond hin ein Leistungsabfall von 1:38.440 eintreten. Auf der Erde würde schließlich lediglich ein Signal von 1: 1.477.633.600 der ursprünglichen Energie empfangen werden können. Übrigens: in der N 24 -TV-Sendung zu Apollo 11 am 14.11.2009 gegen 20.50 Uhr, wo dieses Laserverfahren zum Anpeilen der Reflektoren demonstriert wurde, äußerte der Direktor der texanischen Sternwarte, Jerry Wiant süffisant, dass die Signale nicht vom Mond stammen, sondern vom Objektiv des Teleskops!

Nur noch nur so nebenbei bemerkt: In dieser Sendung trat auch ein grober Regiefehler auf: Die Masse der gelandeten Fähre auf dem Mond wurde von Exastronaut Buzz Aldwin mit 14 t beziffert, obwohl die Masse vom Mondlandemodul LM nach NASA-Angaben nur gerade einmal 4,9 t betragen haben soll.

9. Warum wurden eigentlich nicht zuerst einmal Affen oder Hunde auf den Mond geschickt, um die biologischen Risiken auszutesten und abschätzen zu können? In der gesamten Raumfahrt ging man äußerst vorsichtig, ja behutsam und sukzessive vor. Zuerst wurde die technische Machbarkeit der Raumfahrtprojekte mehrmals!!! erprobt und getestet. Dann führte man mehrere Tierversuche durch. Und dann, und dann erst wurde das entsprechende bemannte Raumfahrtprojekt realisiert. Bei Apollo 11 ging es vermeintlich, ohne Wenn und Aber, sofort mit Karacho auf den Mond. Ist doch irgendwie eigenartig!

10. In einer TV-Sendung wurden der österreichische Raumfahrttechniker- und Raumfahrtcionier Oberth und Werner von Braun 1969 interviewt. Diese Originalvideoaufzeichnungen wurden vor geraumer Zeit ausgestrahlt. Oberth war sichtlich pikiert und konstatiert!

Übrigens: Der einzige, der dass Betrugsmänöver größten Stil und aller Zeiten wohl durchschaut hatte, war der österreichische Raumfahrtcionier Oberth mit seiner universitären Bildung!

11. Im Sommer 2009 wurden in N 24 Bilder vom Raumfahrtmuseum in Houston ausgestrahlt. Ein Akteur, neben der Raumfähre stehend, meinte lakonisch: „Mit diesem Pappmaché und dieser Alu-Folie sind wir auf dem Mond gelandet“. Ein Kommentar erübrigt sich hier völlig!

Fazit: Die Summe dieser Fakten deutet bereits ohne Wenn und Aber darauf hin, dass Apollo 11 niemals stattgefunden haben kann. Da aber immer (wieder) raffinierte Gegenargumente ins Felde geführt werden, um die Evidenzen „auszuhebeln“, sollen nun die harten Tatsachen zur Sprache gelangen. Soll heißen: Es erfolgt nunmehr die

mathematisch-physikalische Widerlegung von Apollo 11 auf vier Ebenen, um die Verschwörungsscholastiker für immer zum Schweigen zu bringen.

4. Die astrophysikalische Widerlegung von Apollo 11

Dieser Abschnitt wurde erst im Sommer 2009 verfasst. Um die Datenlage zur Analyse des Apollo-Projektes zu komplettieren und zu fundieren, wurde das Werk „Künstliche Erdsatelliten“ von A. Sternfeld, einem damals international angesehen Astrophysiker und Träger des Internationalen Förderpreises für Astrophysik (B*G * TEUBER VERLAGSGESELLSCHAFT * LEIPZIG, 1959), studiert. Aus diesem Buch ging hervor, dass eine Mondlandung nicht so ohne weiteres zu realisieren ist, wie es beispielsweise die Apologeten und Protagonisten des Apolloprogramms propagieren und glaubend machen wollen (siehe beispielsweise Wikipedia zu Apollo 11 – hier wurde die Flugbahn sogar als Schleife dargestellt), weil es sich hier um ein kompliziertes, mehrdimensionales, räumliches Problem handelt! Die Abbildung 5 (siehe weiter unten) mit der elliptischen Umlaufbahn Erde-Mond-Erde vermag im ersten Moment eine eindimensionale Problematik zu implizieren- zum Mond kann man aber von der Erde aus nicht so ohne weiters auf direktem Wege gelangen. Dem Werk „Künstliche Erdsatelliten“ von A. Sternfeld, konnte entlehnt werden, dass eine Mondlandung nur in drei astrophysikalischen Phasen forciert werden kann und **für eine Mondland mindestens drei Raumflugkörper erforderlich sind**. Und das große Problem dabei: Die Mondrakete, von der Erde aus gestartet, beschreibt mit der kosmischen Geschwindigkeit von ca. 11,1 km/s eine Ellipse im Weltraum, wobei der Mond die Erde bekannter Weise umkreist. Mit dieser kosmischen Geschwindigkeit von 11,1 km/s schneidet das Raumschiff auf dem Wege zum Mond nun die Bahn des Erdtrabanten (siehe Sternfeld, 1959). Daher kann eine Mondlandung nur durch folgendes Szenario realistisch praktiziert werden: Die Saturnrakete hätte ein Raumschiff, dass sich bereits auf der Mondumlaufbahn befand, tangieren müssen. Nach Umsteigen auf diesem Raumschiff hätten sich die Astronauten dann die Mondfähre begeben müssen. Dann erst wäre eine Landung auf dem Mond möglich gewesen (siehe Sternfeld, 1959). Der Widerspruch zum fiktiven Szenario von Apollo wird offensichtlich!

Wesentlich ist in diesem Zusammenhang zu erwähnen, dass an einer Stelle auf der Seite 193 des Werkes durch den Autor formuliert wurde: „Und (erst) nach vierzehn Tagen (nach der Landung auf dem Mond), ist wieder eine Rückkehr zur Erde möglich“!

Hier könnte eigentlich ein Abbruch der Ausführungen zu den astrophysikalischen Ungereimtheiten und Widersprüchen zu Apollo 11 erfolgen, weil mit dem obigen Faktum Apollo 11 bereits auf theoretischer Ebene widerlegt wäre. Da es sich um eine sehr komplizierte Materie bei einer etwaigen Mondlandung handelt, die einer detaillierten Erläuterung bedarf und vor allen Dingen der Vollständigkeit halber, sollen die Fakten und Daten hierzu doch eine ausführliche Darstellung erfahren.

Um die Landung auf dem Mond realistisch zu forcieren, gibt es nach Sternfeld zunächst zwei astrophysikalische Flugbahnen, wobei die eine ca. 93.000 km am Mond vorbeiführt und die andere den Mond in 3600 km Entfernung umrundet (siehe Abb. 5 und 6, zitiert nach Sternfeld 1959). Bei beiden, von Sternfeld offerierten Bahnen, ist aber eine Landung auf dem Mond auf direktem Wege nicht möglich, weil beide Bahnen quasi ins „Leere“ führen, wie Sternfeld apostrophiert.

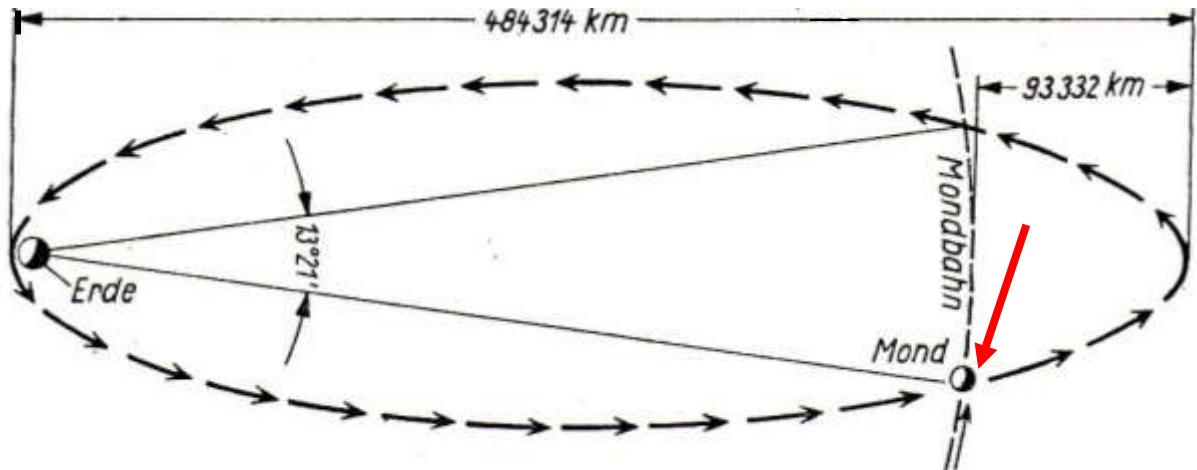


Abb. 5: Erste Variante einer astrophysikalischen Bahn zum Mond, wobei der Mond einmal im siderischen Monat tangiert wird (zitiert nach Sternfeld, 1959).

Wie hier in der Abbildung 5 zu erkennen ist (siehe roten Pfeil), könnte an diesem Punkt prinzipiell eine Landung auf dem Mond inszeniert werden. Dazu sind insgesamt 3 Tage und 3 Stunden Flugzeit zum Mond, 9 Stunden zum 93 000 km entfernten Wendepunkt der Ellipse und weitere 7 Tage und 9 Stunden erforderlich, um dann auf dem Mond zu landen. Nach weiteren 3 Tagen und drei Stunden wäre das Raumschiff dann wieder in der Erdumlaufbahn angelangt. Aufsummiert ergeben sich hieraus ca. 14 Tage Flugzeit.

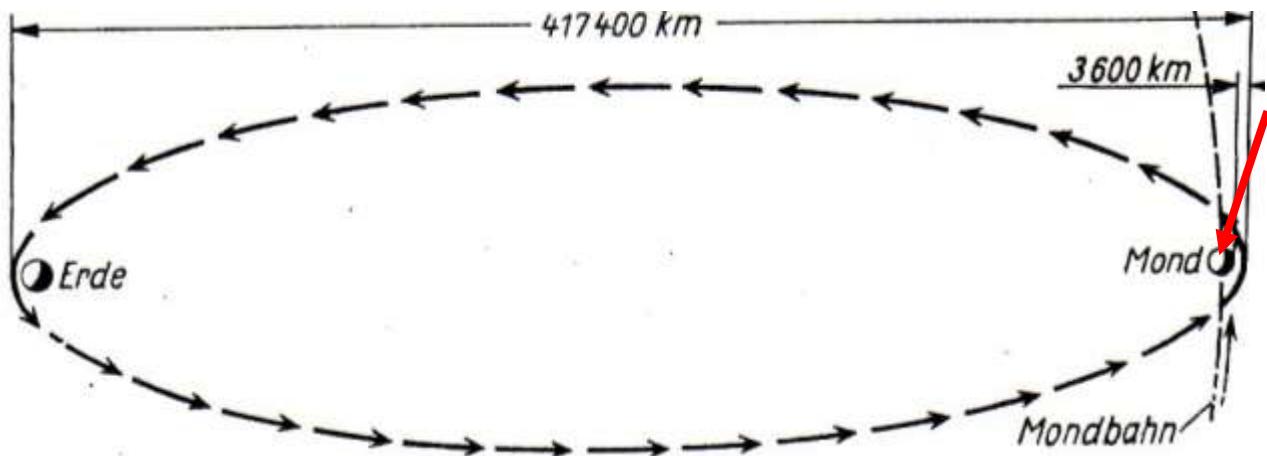


Abb. 6: Zweite Variante einer astrophysikalischen Flugbahn zum Monde in einer Entfernung von 3600 km zum Erdtrabanten. Der Mond wird nur einmal in zwei siderischen Monaten tangiert (zitiert nach Sternfeld, 1959). Auch hier ist eine Mondlandung nicht so ohne weiteres möglich.

In der Abbildung 6 gestaltet sich die astrophysikalische Situation noch prekärer und komplizierter. Der Mond wird in einer Entfernung von 3600 km tangiert. Um aus dieser Position heraus auf dem Mond zu landen und wieder in die Erdumlaufbahn zu gelangen, sind nach Sternfeld 60 Tage erforderlich.

Die Flugdauer zum Mond und zurück würde im ersten Falle also ca. 14 Tage währen und im zweiten Falle über 60 Tage betragen. Ein eklatanter Widerspruch zur Apollo-11-Regie von 8 Tagen! Mit anderen Worten: Apollo wurde zudem noch entsprechend den astrophysikalischen Parametern und Gesetzen absolut schlampig inszeniert! Im Kompendium „Künstliche Satelliten“ von A. Sternfeld (B.G. Teubner Verlagsgesellschaft, Leipzig, 1959),

das der Autor wohl Ende der sechziger Jahre in der Strasburger Buchhandlung in der Bahnhofsstraße erwarb, werden auf den Seite 192 bis 193 diese beiden Konstellationen von Sternfeld mit den Flugzeiten in den einzelnen Flugphasen zum Mond präzisiert und detailliert diskutiert und durch eine dritte Variante komplettiert. Die erste Variante fällt völlig aus den Rahmen, weil die Flugzeit zum Mond insgesamt ca. 11 Tage beträgt und zu einem **Orbit von 200 km** führt (Apollo 11 befand sich angeblich in einem 100 km-Orbit). Die zweite Variante: Das Raumschiff überfliegt den Mond in einer Entfernung von 3600 km. „Eine solche Bahn hat aber den Nachteil, dass es sich dem Mond nur innerhalb von zwei Monaten nähert“ (zitiert nach Sternfeld, 1959). Dies wäre wohl auch ein misslungenes Apolloprojekt, weil für den Flug zum Mond insgesamt 60 Tage erforderlich gewesen wären! Und die dritte mögliche Variante: Hier wären nach Sternfeld drei Umläufe pro Monat möglich (10 Tage pro Umlauf) und zum Erreichen eines Orbits von 200 km (!!!) wären nochmals vier Tage und 13 Stunden notwendig (ca. 14,5 Tage). Diese drei Bahnen wurden übrigens von sowjetischen und amerikanischen Computern in den fünfziger Jahren errechnet. Die Mondmission von Apollo 11 betrug aber akkurat 8 Tage, drei Stunden und 17 Minuten! Und der Orbit lag 100 km über der Mondoberfläche.

Unabhängig von der Präzision, der Korrektheit und den etwaigen Widersprüchen der obigen Darstellungen: Denn Grau ist alle Theorie und grün, der Baum der Erfahrung! Oder anders formuliert: Das Kriterium der Wahrheit ist (immer) die Praxis:

Am 27.09.2003 wurde der Forschungssatellit „SMART I“ mit einer Ariane 5 in Kourou gestartet und erreichte den Mond erst am 15.11.2003. Der Forschungssatellit benötigte alleine 49 Tage auf dem Weg von der Erde zum Mond. Und am 28.02.2004 mündete der künstliche Trabant erst in die Mondumlaufbahn ein.

Fazit und Resümee: Apollo 11 war zudem noch eine gigantische und dilettantische Fehlinszenierung und das größte Betrugsmanöver der Menschheitsgeschichte!

5. Die strahlenphysikalische Widerlegung von Apollo 11

Dieser Unterpunkt ist das Resultat einer Diskussion im Sommer 2009 zu Apollo 11. In diesem Disput äußerte ein Arbeitskollege spontan „Die Astronauten wären als Grillhähnchen auf der Erde angelangt“. Dies war der auslösende Impuls dazu, die etwaige Strahlenbelastung auf acht Tage einmal nachzurechnen, was sich gar nicht als so einfach erwies.

Eine wesentliche Frage harrt nämlich in diesem Zusammenhang einer fundamentalen Antwort: Wie sind die amerikanischen Astronauten von der Erde zum Mond gelangt und ungeschadet wieder zurückgekommen, wo sie $2 * 480.000$ km über acht Tage der kosmischen Strahlung der Sonne und des Alls ausgesetzt waren? Im erdnahen Raum werden die Raumfahrer übrigens vom Magnetfeld der Erde geschützt. Die Astronauten wären immerhin ungeschützt einer Strahlendosis von 841,8 Sievert ausgesetzt gewesen und bei einer Absorptionsrate von 90 Prozent, die einfach als utopisch bezeichnet werden muss, hätte die Strahlendosis immer noch fast 84,2 Sievert betragen. Denn: Der Teilchenstrom beträgt 1000 Elementarteilchen pro Sekunde und Quadratmeter [ungefähr die Fläche des menschlichen Körpers- siehe A. Sternfeld (1959): Künstliche Erdsatelliten, B*G * TEUBER VERLAGSGESELLSCHAFT * LEIPZIG, 1959 und Lindner, 1966] außerhalb des Magnetfeldes der Erde (ca. bis 45.000 km). Auf acht Tage Mondmission berechnet, würde die Anzahl der Protonen (bei 85 Prozent der Gesamtstrahlung nach Sternfeld, 1959), die einen Astronauten treffen würde

$$N = 691.200 \text{ s} * 0,85 * 1000 * \underset{\wedge}{1/\text{s}} \approx \underline{\underline{0,6 * 10^9}} \quad (1)$$

betragen ($8 \text{ d} = 8 * 24 * 3600 \text{ s} = 691.200 \text{ s}$). Ein Proton besitzt die Energie von

$$E_{\text{Proton}} = 0,6 * 10^{15} \text{ eV} \text{ (Elektronenvolt – siehe Sternfeld, 1959, Lindner, 1966)} \quad (2)$$

und Internet 2009).

Damit ergibt sich eine Gesamtenergiemenge von

$$E_{\Sigma} = 0,6 * 10^9 * 0,6 * 10^{15} \text{ eV} = 0,36 * 10^{24} \text{ eV.} \quad (3)$$

Ein eV repräsentiert die Energiemenge von $1,6 * 10^{-19} \text{ J}$.

Damit beträgt die Gesamtenergie in Joule berechnet

$$E_{\Sigma} = 0,36 * 10^{24} * 1,6 * 10^{-19} \text{ J} = 0,576 * 10^5 = \underline{\underline{57600 \text{ J.}}} \quad (4)$$

Ausgehend von einem durchschnittlichen Körpergewicht von 70 kg, muss man, um zur Maßeinheit der Strahlenbelastung in Sievert (Sv) zu gelangen, die 57600 J durch 70 kg dividieren und erhält dann ca. 823 J/kg und damit eine Strahlendosis von rund 823 Sievert ($1 \text{ J/kg} = 1 \text{ Sievert}$). Korrekterweise muss dieser Betrag um 2 Prozent hochgerechnet werden, da der Anteil der Protonenteilchen nach neuesten Erkenntnissen nicht 85 Prozent der kosmischen Gesamtstrahlung ausmacht, sondern 87 Prozent (siehe www.wikipedia.de, Kosmische Strahlung, 2009). Damit würde sich die Strahlendosis insgesamt auf ca. 840 Sievert belaufen.

Auch wenn die Kommandokapsel 90 Prozent dieser Strahlung absorbiert hätte (ein größerer Absorptionsgrad ist unrealistisch -eine Stahlplatte von 12 cm Mächtigkeit absorbiert ca. 90 Prozent), dann hätten die Astronauten nach den obigen Berechnungsmodalitäten noch immer 84 Sievert aufgenommen.

Zum Vergleich: Infolge des Atombombenabwurfs auf Hiroshima verstarben alle Betroffenen in der Folgezeit, die einer Strahlenexposition von 6 Sv ausgesetzt waren! Und bei 10 Sv ist man auf der Stelle tot. Mit anderen Worten: Die amerikanischen Astronauten wären als Leichen auf der Erde angekommen.

Am 14.11.2009 wurde in der N 24-TV-Sendung zu Apollo 11 erwähnt, dass sich das Apolloraumschiff ca. 1 h in der gefährlichen Strahlenzonen des Van-Allen-Gürtels aufgehalten haben sollte. Angenommen, dass außerhalb dieses Gürtels keine kosmische Strahlung existieren würde (dies wird irgendwie immer wieder suggeriert und ist gleichzeitig physikalischer Unfug – siehe weiter oben und unten), dann wären die Astronauten immer noch einer Strahlenexposition von ca. 8,4 Sievert ($2*840: 200$) nach den obigen Berechnungsmodalitäten ausgesetzt gewesen. Bei einer Absorptionsrate von 63 Prozent (10 cm dicke Aluminiumhülle- mehr ist faktisch technisch nicht realisierbar*) hätten sich bei den Astronauten Symptome einer mittleren Strahlenkrankheit zeigen müssen, denn sie hätten faktisch immer noch ca. 3,1 Sievert absorbiert (entspricht 310 Röntgen). Im Web-Beitrag „Van-Allen-Gürtel“ aus Wikipedia vom 21.10.2009 konnten zur Teilchendichte und Energie der Protonenstrahlung im Van-Allen-Gürtel dann folgende Daten entnommen werden: Die Energie der Protonen soll hier 10 MeV betragen (ist anzuzweifeln, da unter normalen Bedingungen im Kosmos bereits ein Proton $0,6*10^{15}$ eV Energie entspricht – die Energie im Magnetfeld müsste bedeutend höher sein) und Teilchendichte wurde mit 10^6 Teilchen/(cm²s) beziffert. Die Astronauten sollen nach den dortigen Ausführungen den Van-Allen-Gürtel mit einer Ausdehnung von 45.000 km mit 40.000 km/h durchquert haben. Daraus resultiert eine Flugzeit von 1,125 h. Auf einen Quadratmeter Körperoberfläche (die cm² müssen in m² umgewandelt werden) und 1,125 h Flugzeit ergeben sich daraus

$$N = 10^6 * 3600s * 1,125 * 10.000 * 1/s = 4050 * 10^{10} = 4,050 * 10^{13} \quad (5)$$

Teilchen. Damit würde die Gesamtenergie in eV

$$E_{\Sigma} = 4,050 * 10^{13} * 10^7 \text{ eV} = 4,050 * 10^{20} \text{ eV} \quad (6)$$

betragen haben. Ein eV entspricht der Energie von $1,6 \cdot 10^{-19}$ J. Damit ergibt sich eine Gesamtenergie in Joule von

$$E_{\Sigma} = 4,050 * 10^{20} * 1,6 \cdot 10^{-19} \text{ J} = 40,5 * 1,6 \text{ J} = \underline{\underline{64,8 \text{ J.}}} \quad (7)$$

Dies ist aber nur die halbe Wahrheit: Die Astronauten hätten auf dem Rückflug erneut den Van-Allen-Gürtel passieren müssen. Damit ergäbe sich eine Strahlenenergiemenge von 129,6 J. Um zur Maßeinheit Sievert zu gelangen, muss dieser Betrag durch 70 kg dividiert werden und man erhält damit rund 1,85 Sievert! Die Strahlendosis von 1,85 Sv entspricht 185 Röntgen und es hätten sich bereits bei dieser Strahlendosis Symptome einer leichten Strahlenkrankheit bei den Astronauten manifestieren müssen. Zum Vergleich: **Der Grenzwert** der Strahlenbelastung für den Zeitraum eines Jahres beträgt gerade einmal unter irdischen Bedingungen **0,02 Sv!**

Da die Raumkapsel eine Wandstärke von 2 cm gehabt haben soll (siehe Wikipedia: Van-Allen-Gürtel vom 21.10.2009), betrug die Strahlenbelastung $I = I_0 e^{-0,1*2} = 0,82*I_0$ (*) oder 82 Prozent. Damit wären die Astronauten faktisch und realistisch betrachtet für den gesamten Raumflug über, einer Dosis von $I = (840+1,8)Sv * 0,82 = 841,8 * 0,82 = 690 Sv$ ausgesetzt gewesen.

Man kann es drehen und wenden, wie man es will: Die kosmische Strahlung im All durchquert kein Mensch ungeschadet, ja diese ist einfach tödlich!

Die extrem hohe Teilchendichte von 10^6 Teilchen/(cm²s) = 10^{10} Teilchen/(m²s) aufgrund der Wirkung des Magnetfeldes der Erde induziert („magnetische Falle“), deutet bereits darauf hin, dass im normalen kosmischen Raum die Teilchendichte geringer sein müsste. Und drei Quellen konnte dann auch übereinstimmend entnommen werden, dass die Teilchendichte faktisch bei 1000 Teilchen pro m² und Sekunde liegt. Damit müssen die obigen Ausführungen zur infausten Strahlenbelastung der Astronauten bei über 8 Tagen Flugzeit mehr als wahrscheinlich angenommen werden. Mit anderen Worten: Die Astronauten wären als Leichen auf der Erde angekommen!

(*) Die Strahlenintensität I_0 nach Passieren einer Platte aus beliebigen Material mit einer definierten Stärke schwächt sich auf den Betrag von

$$I = I_0 * e^{-\mu d} \text{ ab,}$$

wobei μ den Schwächungskoeffizient (1/cm) und d die Materialstärke darstellt. Für Aluminium beträgt μ bei über 5 MeV 0,1/cm. Damit ergibt sich für eine 10 cm starke Aluminiumaußenhaut der Raumkapsel

$$I = I_0 * e^{-0,1*10} = 0,369 * I_0,$$

wobei die Absorptionsrate damit bei 0,631 bzw. 63,1 Prozent liegt.
Und für eine 2 cm mächtige Aluminiumhülle muss man mit einer Strahlenbelastung von

$$I = I_0 * e^{-0,1*2} = 0,82 * I_0$$

rechnen. Die Absorptionsrate beträgt damit lediglich 0,18 bzw. 18 Prozent.

6. Die energetisch-physikalische Widerlegung von Apollo 11

Die Kardinalfrage zum Apolloprojekt lautet nämlich schlicht und ergreifend: Welche Energie für die Mondlandung und für den Rückflug vom Mond erforderlich gewesen wäre und welcher Treibstoffmenge dies entspräche? Um es vorwegzunehmen: Die Treibstoffmenge an Hydrazin/asymmetrisches Dimethylhydrazin (Raketenbrennstoff der Triebwerke der Mondlandefähre) und Distickstofftetroxid (Oxidator der Triebwerke der Mondfähre) würde schlicht und einfach die Gesamtmasse der Landefähre bei weitem überschreiten! Was allerdings zu beweisen wäre!

6. 1. Eine erste Grobabschätzung des Energiebedarfs für den Start vom Mond

Im Sommer 2004 recherchierte der Autor erstmals systematisch im Internet zu Apollo 11, um harte Daten und Fakten, vor allen Dingen aber die wesentlichsten Parameter zum Mondprojekt zu Tage zu fördern. Und der Verfasser stieß dabei lediglich auf die Startmasse der Fähre M_{02} von 4,5 t auf dem Mond (der korrekte Wert lautet nach NASA-Angaben 4,9 t). Da nur dieses Datum für den Rückflug vom Mond in den Mondorbit der Fähre bei der Erstfassung eines Artikels zur Verfügung stand, wurde hierzu **eine erste Grobabschätzung** zur Energiebilanz vorgenommen. Für den Rückflug von der Mondoberfläche in den Orbit wäre demnach eine Energie E von ca. 0,74 GJ (Gigajoule) erforderlich gewesen, um alleine die Mondgravitation zu überwinden. Ausgehend von der allgemeinen Formel zur Berechnung der potentiellen Energie

$$E = h * m * g \quad (8)$$

ergibt sich für die konkreten Umstände der Mondlandefähre auf dem Mond eine Energie von

$$E = H \text{ (Flughöhe zum Mondorbit) } * M \text{ (Masse der Fähre) } * 9,81 \text{ m/s}^2: 6, \quad (9)$$

um die Gravitation des Erdtrabanten zu überwinden. Also beträgt die potentielle Energie

$$E = 100 \text{ km } * 4,5 \text{ t } * 9,81 \text{ m/s}^2: 6 = 100.000 \text{ m } * 4500 \text{ kg } * 9,81 \text{ m/s}^2: 6 = 735.750.000 \text{ Nm} = 735.750.000 \text{ J} \approx \underline{\underline{0,74 \text{ GJ}}}. \quad (10)$$

Die erforderliche Treibstoffmasse M_{Tr} errechnet sich ganz grob zu:

$$M_{Tr} = E \text{ (Energie in J)}: [T \text{ (Brennkammertemperatur)} * R \text{ (Gaskonstante des Treibstoffes)}] \quad (11)$$

(siehe hierzu Punkt. 8.4.2. mit den aufgelisteten Treibstoffparametern).

Die Treibstoffmenge müsste also faktisch

$$M_{Tr} = 735.750.000 \text{ J} : 3080 \text{ Grad} * 476 \text{ J/kg Grad} \approx \underline{\underline{502 \text{ kg}}} \approx \underline{\underline{0,5 \text{ t}}} \quad (12)$$

ohne Berücksichtigung des Wirkungsgrades betragen, um von der Mondoberfläche aus zu starten und die Gravitation zu überwinden. Da der Wirkungsgrad einer einstufigen Rakete aber nur bei ca. 0,2 liegt (siehe Formel 16), wären **2,5 t Treibstoff** erforderlich gewesen, um nur alleine die Schwerkraft des Mondes zu überwinden. Damit ist aber noch nicht die kinetische Energie, um wieder in die Mondumlaufbahn zu gelangen, mit einkalkuliert worden. Es zeigt sich aber bereits hier unzweifelhaft, dass es sehr kritisch wird mit der

erforderlichen Treibstoffmenge zur Realisierung von Apollo 11, zumal nach späteren Informationen die Treibstoffmenge nur 2,21 t betragen haben soll.

6.2. Eine Gesamtenergiebilanz für die Landung und den Start

Am 17. September 2006 brachte der Fernsehsender PHOENIX eine Sendung zu Apollo 11, wobei die ausgestrahlten Filmsequenzen zur Landung der Mondfähre „Eagle“ sich auf die Originalaufzeichnungen vom 20. Juli 1969 bezogen. In dieser aufgezeichneten Live-Sendung von 1969 wurden zum ersten Mal die „exakten“ Parameter der Mondfähre „Eagle“ ausgeführt. Auf der Grundlage dieser Parameter war es nun möglich, eine relativ genaue Schätzung der Energiebilanz vorzunehmen. Obwohl die nachfolgend genannten Massewerte von denen der NASA abweichen, soll mit diesen Parametern eine Abschätzung zur Energiebilanz vorgenommen werden. Die Berechnung der Energiebilanz ließ ohne Wenn und Aber erkennen, dass eine Mondlandung der Fähre von Apollo 11 niemals stattgefunden haben kann, weil nämlich die angeblich 14 Tonnen schwere Fähre (die Tonnage betrug tatsächlich 15,3 t – der Fehler ist aber für die nachfolgenden Betrachtungen unerheblich) neben den 8 t (der korrekte Wert betrug nach NASA-Angaben 10,3 t) Treibstoff ohne Berücksichtigung des Wirkungsgrades zunächst einmal noch zusätzlich rund 4 Tonnen Raketentreibstoff benötigt hätte, um auf dem Mond zu landen und von dort aus wieder in den Orbit zu gelangen. Kalkuliert man den Wirkungsgrad von rund 0,2 mit ein, dann ergibt sich sogar ein Massedefizit von 52 Tonnen (siehe weiter unten auf Seite 18). Ein eklatanter Verstoß gegen das Masse- und Energieerhaltungsgesetz! Was zu beweisen wäre!

Die 14 t schwere Fähre soll den Mond mit einer Geschwindigkeit von 5600 km/h (dies entspricht 1555 m/s) umrundet haben. Nach der vermeintlichen Landung auf dem Mond, waren von den ursprünglich 8 t Treibstoff, 7 t verbrannt. Die Fähre wog dann also nur noch 7 t. Die mittlere Masse im Landeanflug betrug also $m = (14+ 7)*0,5 = 10,5$ t. Um die Landung auf dem Mond zu realisieren, musste die Fähre auf eine Geschwindigkeit von 0 m/s abgebremst werden. Dafür wäre eine Energie von:

$$E_{\text{Landung}} = v^2 m * 0,5 = (1555 \text{ m/s})^2 * 10500 \text{ kg} * 0,5 = 12,7 \text{ Mrd. Nm} \approx \underline{\underline{12,7 \text{ GJ}}} \quad (13)$$

erforderlich gewesen. Nach der angeblichen Ankopplung ans Mutterschiff im Mondorbit, soll nach Aussagen der Moderatoren die Fähre nur noch ein Gewicht von 3,5 t entsprochen haben (korrekt 2,69 t). Wenn von der obigen Startmasse $M_{02} = 4,5$ t (korrekt 4,9 t) vom Mond ausgegangen wird (siehe Formel 10), dann betrug die durchschnittliche Masse während des Startvorganges damit 4 t $[(4,5\text{t}+3,5\text{t})/2] = 8\text{t} * 0,5 = 4\text{t}$. Die Fähre musste allerdings wieder die ursprüngliche Anfangsgeschwindigkeit von 1555 m/s erreichen, um ans Mutterschiff anzufliegen. Für die Startphase vom Mond war also eine Energie von

$$E_{\text{Start}} = v^2 m * 0,5 = (1555 \text{ m/s})^2 * 4000 \text{ kg} * 0,5 = 4,83 \text{ Mrd. Nm} \approx \underline{\underline{4,84 \text{ GJ}}} \quad (14)$$

notwendig. Die erforderliche Gesamtenergie E_{gesamt} beträgt demnach rund 17,54 GJ.

Die 8 Tonnen Treibstoff, bestehend aus dem Brennstoff Hydrazin/asymmetrisches Dimethylhydrazin und dem Oxidator Distickstofftetroxid lieferten aber höchstens eine Energie von (siehe hierzu Punkt. 8.4.2. mit den aufgelisteten Treibstoffparametern)

$$E_{\text{Treibstoff}} = m (\text{Treibstoffmasse}) * T (\text{Verbrennungstemperatur in der Triebwerkskammer}) * R (\text{Gaskonstante des Treibstoffes}) = 8.000 \text{ kg} * 3080 \text{ Grad K} * 476 \text{ J/Grad K} * \text{kg} =$$

$$R (\text{Gaskonstante des Treibstoffes}) = 8.000 \text{ kg} * 3080 \text{ Grad K} * 476 \text{ J/Grad K} * \text{kg} =$$

$$11.728.640.000 \text{ J} \approx \underline{\mathbf{11,73 \text{ GJ}}} \quad (15)$$

Es wäre für das Mondprojekt Apollo 11 nach der obigen Kalkulation zunächst einmal zirka das 1,5-fache an Energie erforderlich gewesen, wie die 8 t Treibstoff eigentlich lieferten.

Oder anders formuliert: Es fehlten nach den obigen Berechnungsmodalitäten zirka 4 t [$(1,5 * 8) - 8 = 4 \text{ t}$] Treibstoff, um das Mondprojekt zu realisieren. Apollo 11 kann also niemals stattgefunden haben!

Dies ist aber nur die halbe Wahrheit! Denn: Raketentriebwerke haben nur einen relativ geringen Wirkungsgrad. Bei einstufigen Raketen beträgt der Wirkungsgrad, der sich aus dem Produkt von innerem und äußerem Wirkungsgrad zusammensetzt

$$\eta = \eta_i \eta_a = 0,41 * 0,48 = 0,1968 \approx \underline{\mathbf{0,2}} \quad (16)$$

(Wolff, 1966).

Damit reduziert sich die zur Verfügung stehende Energie auf

$$E_{\text{effektiv}} = E_{\text{Treibstoff}} \eta = 11,73 \text{ GJ} * 0,2 \approx \underline{\mathbf{2,35 \text{ GJ}}} \quad (17)$$

Somit beträgt die erforderliche Treibstoffenergie für die Realisierung des Mondprojektes nach dieser Überschlagsrechnung:

$$E = 8 \text{ t} * (17,54:2,35) = 8 \text{ t} * 7,61 \approx 59,7 \text{ t} \approx \underline{\mathbf{60 \text{ t}}} \quad (18)$$

Mit anderen Worten: Um das Mondprojekt Apollo 11 zu realisieren, wäre also zirka das 7,5 -fache an Energie erforderlich gewesen, wie die 8 t Treibstoff eigentlich lieferten. Oder anders formuliert: Es fehlten nach dieser Überschlagsrechnung sage und schreibe zirka 52 t Treibstoff, um das Mondprojekt durchführen zu können.

Mehr noch: Es konnte nicht einmal die Landung auf dem Mond erfolgen, denn nicht einmal die Treibstoffmenge von 10,3 t (korrekter Wert) reichte dazu aus (siehe weiter oben Formel 13, 14 und Formel 17). Auch wenn die gesamte Mondfahre nur aus Treibstoff bestanden hätte, wäre eine Landung auf dem Mond nach diesen Berechnungsmodalitäten unmöglich gewesen, da die Energie einfach nicht ausreichend gewesen wäre. Man muss nicht unbedingt ein großer Mathematiker und Physiker sein:

Denn: Das Hauptproblem einer Mondlandung besteht einfach darin, dass der Mond keine Atmosphäre besitzt.

Daher ist für die Mondlandung und für den Rückflug in den Mondorbit ein Mehrfaches an Treibstoffmenge im Vergleich zu irdischen Bedingungen schlicht und ergreifend erforderlich! Beim Start einer Rakete von der Erde und zum Rückflug auf den blauen Planeten ist dies nicht so – vom Erdorbit aus, taucht die Rakete in die Erdatmosphäre ein und wird somit durch den Luftwiderstand abgebremst. Abgesehen von den unterschiedlichen Gravitationsfeldern ist hier faktisch lediglich ein Teil der Energie für den Start und für die Landung in Relation zu einem Mondprojekt erforderlich.

Mit anderen Worten: Eine Mondlandung kann niemals stattgefunden haben und wenn doch, dann müssten sich die Astronauten noch immer auf dem Mond befinden.

Immer wieder wurde den Gegnern des Apolloprojektes eine Art Verschwörungstheorie vorgeworfen. Und dies ist nun wahrlich keine Verschwörungstheorie, Spekulation oder Polemik, sondern exakte Mathematik und Physik!

6.3. Die Berücksichtigung der Mondgravitation

Obwohl in der ersten Grobkalkulation zum Energiebedarf die Mondgravitation sogar im Mittelpunkt der energetischen Betrachtungen stand (siehe Punkt 6.1.), wurde in der obigen Energiebilanz bei der Abfassung eines Aufsatzes die Mondgravitation nicht mit einbezogen, die ein Sechstel der Erdbeschleunigung ausmacht, also ca. $1,635 \text{ m/s}^2$ beträgt. Und dies warfen die Kritiker dem Autor teilweise unberechtigt und nachhaltig vor! Bei einer ersten, oberflächlichen Überlegung wurde sogar angenommen, dass sich die Wirkung der Mondgravitation kompensieren würde. Dies ist allerdings bei einer präzisen, exakten Analyse der Richtung und Wirkung der Gravitationsvektoren nicht so, weil es sich hierzu gerade reziprok verhält.

Mit der Berücksichtigung der Mondgravitation verändert sich insgesamt aber kaum etwas an den Überschlagsrechnungen von den Größenrelationen her. Denn: Die Mondbeschleunigung erhöht den Energiebetrag bei der Landung der Mondlandefähre gerade einmal um ca. 1,75 GJ und ist damit für die Gesamtbilanzierung insgesamt irrelevant. Was zu beweisen wäre! Das Mondlandemodul in 100 km Orbithöhe hätte mit einer durchschnittlichen Masse von 10,5 t eine potentielle Energie von:

$$E = 10.500 \text{ kg} * 100.000 \text{ m} * 9,81 \text{ m/s}^2 : 1/6 = 1,72 \text{ G J} \approx \underline{\underline{1,72 \text{ GJ}}} \quad (19)$$

Damit erhöht sich die notwendig Energie beim Abstieg zum Mond also nur um diesen Betrag und ist in Relation zu 12,7 GJ nahezu vernachlässigbar!

Negativ wirkt sich offensichtlich auch die Gravitation beim Start eines etwaigen Raumflugkörpers vom Mond aus! Hier ergibt sich ein zusätzlicher Betrag an Energie von

$$E_{\text{Start}} = 4.000 \text{ kg} * 100.000 \text{ m} * 9,81 \text{ m/s}^2 * 1/6 \text{ Nm} \approx \underline{\underline{0,65 \text{ GJ}}} \quad (20)$$

Absolut erhöht sich die erforderliche Energie also um

$$1,72 \text{ GJ} + 0,65 \text{ GJ} = \underline{\underline{2,37 \text{ GJ}}} \quad (21)$$

In Relation zur ursprünglich errechneten Energie von 17,52 GJ (siehe weiter oben) verändert sich an der Gesamtenergiebilanz und -situation von den Größendimensionen her kaum etwas! In Raketentreibstoff umgerechnet, macht dies lediglich

$$m = E : R * T = 2,37 \text{ GJ} : 3080 \text{ K} * 476 \text{ J/kg K} \approx \underline{\underline{1,617 \text{ t}}} \quad (22)$$

aus.

Es wären also nicht ca. 60 t Raketentreibstoff erforderlich gewesen, um das Apolloprogramm zu realisieren, sondern sogar über 61 Tonnen.

7. Widerlegung von Apollo 11 mit der Raketengleichung

Bei den obigen Berechnungsmodalitäten zur Energiebilanz handelt es sich um grobe Überschlagsrechnungen, ja um Grobabschätzungen, damit Relationen prinzipiell aufgezeigt werden konnten. Präzisere und exaktere Ergebnisse erzielt man unter Berücksichtigung der Raketengleichung, wie nachfolgend praktiziert und demonstriert wird.

Kritiker warfen dem Autor, wie bereits ausführlich dargelegt, teilweise vehement vor, die Schwerkraft bei der Berechnung der Energiebilanz zu Apollo 11 nicht mitberücksichtigt zu haben, was eigentlich partiell unbegründet war (siehe Punkt 6.1.). Mit der Einbeziehung der Schwerkraft des Mondes gestaltet sich die Energiebilanz noch ungünstiger für das Apollo - Projekt, wie weiter oben eindrucksvoll aufgezeigt werden konnte, weil bei der Landung von Apollo die zusätzlich resultierende Geschwindigkeit aus der Mondgravitation durch eine größere Treibstoffmenge kompensiert werden müsste (die Vektoren der kinetischen und potentiellen Energie vom „Adler“ addieren sich jeweils im Orbit). Beim etwaigen Start vom Mond verhält es sich umgekehrt – es wird aber ebenfalls eine zusätzliche Energie erforderlich. Ein Kritiker überzeugte die Energiebilanz im Sommer 2009 überhaupt nicht und er brachte den Impulserhaltungssatz mit ins Spiel. Dieser geistige Impuls führte über den Impulserhaltungssatz zur Ableitung der Raketengleichung, wobei ebenfalls hiermit eine fundamentale Negierung von Apollo 11 erfolgen konnte. Der Beobachtungssatellit LCROSS, im Juli 2009 in die Mondumlaufbahn geschossen, führte quasi auch zur Dekonstruktion von Apollo. Nachstehend sollen die differenzierten Erkenntnisse hierzu eine Reflexion erfahren.

7.1. Die Herleitung der Raketengleichung

Um die Raketengleichung des russischen Raumfahrtionier Ziolkowski abzuleiten, gibt es viele mathematisch-physikalische Zugänge, beispielsweise über den Schub. Es soll nun einmal die Brennschlussgeschwindigkeit unter idealen Bedingungen, das heißt ohne Luftwiderstand und Gravitation über den Impulserhaltungssatz

$$v_1 \cdot m_1 = v_2 \cdot m_2 = \text{konstant} \quad (23)$$

abgeleitet werden. Dazu soll zur Verdeutlichung der physikalischen Situation folgende Skizze fungieren (siehe Abb. 7).

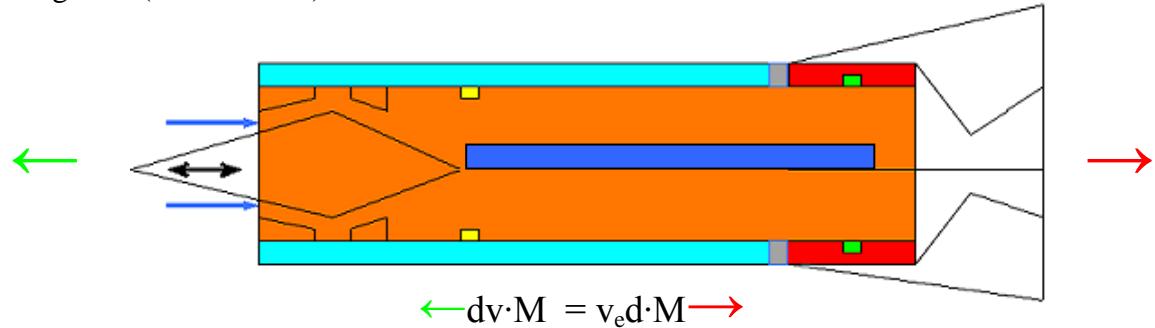


Abb. 7: Das Impulserhaltungsgesetz als Differenzialgleichung in prinzipieller Form dargestellt.

Mit anderen Worten: Für einen unendlich kleinen Moment wird eine unendlich kleine Masse dM Raketentreibstoff mit der effektiven Ausströmgeschwindigkeit v_e aus der Düse des Raketentreibwerkes ausgestoßen. Dieser Impuls ist gleich der Startmasse M der Rakete multipliziert mit einem unendlich kleinen Zuwachs dv an Geschwindigkeit der Rakete. Nach

Dividieren der Gleichung durch M und integrieren in den Grenzen von M_o (Startmasse) bis M_L (Leermasse) erhält man vereinfacht:

$$v = \int_{M_L}^{M_o} v_e * dM/M = v_e \ln M_o + C - v_e \ln M_L + C = v_e \ln (M_o/M_L). \quad (24)$$

7.2. Die vermeintliche Mondlandung des Lunamoduls

Zur Widerlegung von Apollo kann ein ganz einfacher und eleganter Beweis geführt werden - nämlich die Berechnung der Bewegungsgleichung, die da lautet:

$$v_o + v_g - v_B \leq 0, \quad (25)$$

wobei v_o die Bahngeschwindigkeit im Orbit des Mondes, v_g die durch die Mondgravitation zusätzlich erzeugte Geschwindigkeit und v_B die Brennschlussgeschwindigkeit der Rakete darstellen. Die Bahngeschwindigkeit v_o um den Mond lässt sich relativ einfach berechnen. Denn die Radial- oder Zentralbeschleunigung um einen Punkt ist gleich dem Quadrat der Umlaufgeschwindigkeit dividiert durch den jeweiligen Radius. Es gilt also:

$$g = v^2 / r. \quad (26)$$

Nach Auflösung dieser Gleichung gilt für die Umlaufgeschwindigkeit eines Massepunktes:

$$v = \sqrt{g * r}. \quad (27)$$

Der Mond besitzt einen Durchmesser von 3475 km. Ergo beträgt der Mondradius 1737,5 km. Zu diesem Betrag von 1737,5 km muss aber noch die Orbithöhe von 100 km addiert werden, so dass man auf einen Radius von 1837,5 km kommt. Die Mondgravitation g_M nimmt einen Betrag von 1,635 m/s² an. Es lässt sich nun aus der allgemeinen Formel (27) die Umlaufgeschwindigkeit um den Mond wie folgt berechnen:

$$v_o = \sqrt{1,635 \text{ m/s}^2 * 1837500 \text{ m}} \approx \underline{\underline{1733,3 \text{ m/s}}}. \quad (28)$$

Aus der Orbithöhe H von 100 km resultiert eine zusätzliche Geschwindigkeit v_g von

$$v_g = \sqrt{2 * g_M * H} = \sqrt{2 * 1,635 \text{ m/s}^2 * 100.000 \text{ m}} \approx \underline{\underline{571,8 \text{ m/s}}}. \quad (29)$$

Damit hätte das Triebwerk zum Abstieg auf den Mond eine Brennschlussgeschwindigkeit v_B von

$$v_B = 1733,3 \text{ m/s} + 571,8 \text{ m/s} = \underline{\underline{2305,1 \text{ m/s}}} \quad (30)$$

entwickeln müssen, um sicher auf dem Mond zu landen. Die Brennschlussgeschwindigkeit v_B berechnet sich bekanntermaßen wie folgt:

$$v_B = v_e \ln (M_o / M_L). \quad (31)$$

Damit ergibt sich für v_B , unter der Annahme, dass die effektive Ausströmgeschwindigkeit des Triebwerkes damals 3200 m/s betrug und die Fähre eine Startmasse M_{o1} von 33.400 lbs im

Orbit bzw. eine Leermasse M_{L1} von 16.150 lbs auf dem Mond besaß (nach der Quelle http://history.nasa.gov/SP-4029Apollo_18-37_Selected_Mission_Weights.htm. vom **16.10.2009**) eine Brennschlussgeschwindigkeit von

$$v_B = 3200 \text{ m/s} * \ln(33.400 \text{ lbs} : 16.150 \text{ lbs}) = 3200 \text{ m/s} * 0,7266 \approx \underline{\underline{2325,12 \text{ m/s}}}. \quad (32)$$

Damit hätte eine Landung von Apollo in jedem Falle gelingen können. Ausdrücklich zu bedenken ist aber, dass eine effektive Ausströmgeschwindigkeit von 3200 m/s unter den damaligen Bedingungen mehr als anzuzweifeln ist, da mehrere Quellen übereinstimmend von effektiven Ausströmgeschwindigkeiten von ca. 2600 m/s in den sechziger Jahren ausgehen (siehe auch Tabelle 1 von Wolff, 1966). Wolff äußerte sich kategorisch in seinem Werk „Raketen und Raketenballistik“ (Wolff, 1966) dazu: „In der Praxis wird man aber vorläufig kaum damit rechnen können, mit chemischen Treibstoffen über $v_e = 2600 \text{ m/s}$ hinauszukommen“.

An dieser Stelle muss präzisiert werden, dass die rechnerische Überprüfung der effektiven Ausströmgeschwindigkeit v_e mit der physikalisch-mathematischen Verknüpfung zwischen dem Schub S , dem Massendurchsatz m und der effektiven Ausströmgeschwindigkeit v_e tatsächlich für das Triebwerk der Fähre einen Wert von $v_e = 2600 \text{ m/s}$ ergab !($S : m = v_e = 15.6 \text{ kN} : 6 \text{ kg/s} = 2600 \text{ m/s}$, wobei sich der Massendurchsatz m nach der Formel $m = S : I_{sp} = 1560 \text{ kp} : 261 \text{ kps/kg} = 6 \text{ kg/s}$ berechnen lässt). Mit anderen Worten: Der Parameter v_e lag damals tatsächlich im Bereich von **2600 m/s** und nahm in jedem Falle keinen höheren Wert an!

Tabelle 1: Eine Auswahl von chemischen Treibstoffen mit ihrem spezifischen Impuls und der effektiven Ausströmgeschwindigkeit (zitiert nach Wolff, 1966).

Lfd. Nr.	Treibstoff	Chemische Formel	spezifischer Impuls in kps/kg	Ausströmgeschwindigkeit v_e in m/s
1.	Anilin+ rauchende Salpetersäure	$\text{C}_6\text{H}_5\text{NH}_2 + \text{HNO}_3 * \text{NO}_2$	200	1962
2.	Oktan+ flüssiger Sauerstoff	$\text{C}_8\text{H}_{18} + \text{O}_2$	242	2374
3.	75% Alkohol+ flüssiger Sauerstoff	$\text{C}_2\text{H}_5\text{OH} + \text{O}_2, \text{H}_2\text{O}$	239	2345
4.	Hydrazin + flüssiger Sauerstoff	$\text{N}_2\text{H}_4 + \text{O}_2$	261	2560
5.	Nitroglyzerinpulver	Nitrozellulose +Nitroglyzerin +Stabilisator +Stoffe zur Erhöhung der Plastizität	190	1864

Auch die Funktion des Triebwerkes unter Vakuumbedingungen ändert nichts daran. Denn: Die effektive Ausströmgeschwindigkeit v_e ist immer eine Funktion des Druckverhältnisses von Düsendruck p_e am Ende der Düse und des Brennkammerdruckes p_o und nicht des absoluten Druckes. Spezifiziert lautet diese Beziehung:

$$v_e = v_{\max} \sqrt{1 - (p_e : p_o)^{(\gamma-1) : \gamma}} \quad (33)$$

Und: Im Vakuum ist der Druck am Ende der Düse nicht gleich Null, wie man irrtümlicher Weise annehmen könnte.

Zu den obigen Ausführungen und der Tabelle 1 noch einige Gedanken: Im Internetbeitrag [http://en.wikipedia.org/wiki/Effective_exhaust_velocity#Specific impulse as a speed 28effective exhaust velocity.29](http://en.wikipedia.org/wiki/Effective_exhaust_velocity#Specific_impulse_as_a_speed_28effective_exhaust_velocity.29) vom 16. 10. 2009 stimmten sämtliche Parameter mit den Kennwerten von Wolff in seinem damaligen Fachbuch „Raketen und Raketenballistik“ aus dem Deutschen Militärverlag, Berlin von 1966 quasi überein. Dementsprechend betrug die effektive Ausströmgeschwindigkeit der drei Raketentreibstoffkomponenten Hydrazin/asymmetrisches Dimethylhydrazin (50:50) (Brennstoff) und Distickstofftetroxid (Oxidator) bei Apollo 11 nahezu übereinstimmend **2600 m/s** und der spezifische Impuls lag bei 267 s nach beiden Quellen (siehe Wolff, 1966 Seite 67 und obige Internetseite von 2009, Wolff gibt allerdings 2560 m/s und 261 kps/kg an – die Abweichungen sind aber unerheblich). Im Web-Dokument „Raketentreibstoffe Teil II“ von Bernd Leitenbergs (01.11.2009) findet man hierzu eine effektive Ausströmgeschwindigkeit von 2820 m/s. Und im Schulbuch des Rheinland-Pfälzischen Bildungsministeriums „Mathe hilft (fast) immer!“ (2004, Seite 57) wurde eine effektive Ausströmgeschwindigkeit für die Ariane 5 mit $v_e = 3200$ m/s erwähnt. Wie kommen nun diese widersprüchlichen Angaben zu diesem Parameter zustande? Ganz einfach: Es handelt sich hierbei um eine Entwicklung der Treibstoffchemie. Dem Treibstoffmix Hydrazin/asymmetrisches Dimethylhydrazin (50:50) (Brennstoff) und Distickstofftetroxid (Oxidator) werden neuerdings metallische Katalysatoren beigemischt, so dass man momentan höhere effektive Ausströmgeschwindigkeiten als unter 3000 m/s erzielen kann. Dies war allerdings 1969 noch nicht der Fall gewesen! Damit konnte Apollo 11 im Sommer 1969 (noch) nicht realisiert werden! Wolff gibt ja auch in seinem Fachbuch „Raketen und Raketenballistik“ eine maximale, theoretische Ausströmgeschwindigkeit von 3700 m/s an. Geht man von einer realistischen effektiven Ausströmgeschwindigkeit von 2600 m/s unter damaligen Bedingungen aus und legt die obigen Masserelationen den weiteren Berechnungen zugrunde, dann ergäbe sich für damals eine realistische Brennschlussgeschwindigkeit v_B von

$$v_B = 2600 \text{ m/s} * \ln 2,068 = 2600 \text{ m/s} * 0,7266 \approx \underline{\underline{1889,16 \text{ m/s}}}. \quad (34)$$

Damit hätten damals faktisch

$$2305,1 \text{ m/s} - 1889,16 \text{ m/s} = \underline{\underline{415,94 \text{ m/s}}} \quad (35)$$

für eine erfolgreichen Landung gefehlt. Mit anderen Worten: Apollo 11 wäre nach (35) damals mit einer Überschallgeschwindigkeit von **415,94 m/s** auf dem Mond aufgeschlagen. Die Konsequenzen brauchen nicht erst weiter betont oder diskutiert zu werden: Dies hätte den sicheren Tod der Astronauten bedeutet! Es muss an dieser Stelle unbedingt noch apostrophiert werden, dass bei der konträren Datenlage zum Apolloprojekt in jeder Phase der Berechnungen immer die günstigeren Daten für ein etwaiges Gelingen von Apollo genutzt wurden! Mit anderen Worten: In jedem Falle erfolgten die Berechnungen stets zugunsten des amerikanischen Projektes. Die Analysen zur Widerlegung v. Bestätigung von Apollo 11 müssen somit als unparteiisch und objektiv charakterisiert werden!

7.3. Der etwaige Start der Raumfähre „Eagle“ vom Mond

7.3.1. Die maximale Brennschlussgeschwindigkeit

Falls die Landung auf dem Mond doch noch gelungen sein sollte, dann hätte die Fähre aber auf keinen Fall vom Mond mehr in den Orbit gelangen können. Bei „Überlistung“ und

Umgehung des Energiegesetzes lässt auch hier erkennen, dass die Mondfähre „Eagle“ sich einfach nicht vom Mond hätte lösen können, weil nach der Raketengleichung von Ziolkowski eine Brennschlussgeschwindigkeit von 1733,3 m/s nicht erreicht worden wäre. Denn: Die Leermasse M_{L2} der Mondfähre im Orbit sollte damals 5.928 lbs betragen haben, nachdem die Mondlandefähre an das Mutterschiff angedockte. Die Startmasse M_{02} vom Mond betrug nach NASA-Informationen 10.777 lbs. Die maximale effektive Ausströmgeschwindigkeit bei Verbrennung von Hydrazin/asymmetrisches Dimethylhydrazin durch den Oxidator Distickstofftetroxid beträgt derzeit 3200 m/s (siehe Ariane 5). In diesem Falle hätte man nur eine maximale Brennschlussgeschwindigkeit von

$$v_B = v_e * \ln(M_{02} : M_{L2}) = 3200 \text{ m/s} * \ln(10.777 \text{ lbs} : 5.928 \text{ lbs}) \approx 3200 \text{ m/s} * \ln 1,82 \approx 3200 \text{ m/s} * 0,6 \approx \underline{\mathbf{1920 \text{ m/s}}} \quad (36)$$

erzielen können.

7.3.2. Die Endgeschwindigkeit der Mondfähre

Bei der Berechnung der Endgeschwindigkeit der Mondfähre zur etwaigen Erreichung der Orbitgeschwindigkeit um den Erdtrabanten muss allerdings auch noch die Mondbeschleunigung mitberücksichtigt werden! Nun wirkt zweifelsohne die Mondbeschleunigung in entgegengesetzter Richtung des Startvektors der Mondlandefähre, wobei hier das 100 km-Orbit, das erreicht werden soll, in Rechnung gestellt werden muss. Also gilt:

$$-v = \sqrt{2 g * H_{\text{orbit}}} = \sqrt{2 * 1,635 * 100.000 \text{ m}} \approx \underline{\mathbf{-571,8 \text{ m/s}}}. \quad (37)$$

Damit reduziert sich die Endgeschwindigkeit der Fähre auf:

$$v_B = (1920 - 571,8) \text{ m/s} = \underline{\mathbf{1348,2 \text{ m/s}}} \quad (38)$$

Mit anderen Worten: Wenn der „Adler“ auch gelandet wäre, hätte er einfach nicht mehr in den Mondorbit, auch bei einer maximal angenommenen effektiven Ausströmgeschwindigkeit von 3200 m/s, gelangen können!

7.4. Auch Lunochod hat niemals stattgefunden!

Ja, und von der Logik des Kalten Krieges her, ist es doch einfach logisch, dass beide Parteien über die Wahrheit des jeweiligen Projektes des anderen geschwiegen haben. Mit anderen Worten: Auch Lunochod (Mondfahrzeug) hat niemals stattgefunden! Ohne mathematisch-physikalischen Betrachtungen (die verhalten sich analog wie bei Apollo) sei hierzu nur folgendes erwähnt: Der Fernsehschauer konnte damals am Bildschirm mitverfolgen, wie sich Lunochod auf der Mondoberfläche bewegte. Nun die brisante und interessante Frage: Wo kam eigentlich die Kamera her und wer sorgte für die Ausleuchtung der Mondoberfläche? War hier auch wieder der Mann im Mond im Spiel?

Interessant war auch in Erfahrung bringen zu können, dass der Kommentator und Moderator in der ZDF-Sendung Terra X am 22.11.2009 über Sibirien zum Besten gab, dass das Mondfahrzeug Lunochod in Sibirien erprobt wurde, aber das sowjetische Mondprojekt wohl niemals stattgefunden haben kann, weil die Rakete auf der Startrampe explodierte. Diese Information korrespondiert übrigens mit einer Filmdokumentation zur Raketenentwicklung in der Sowjetunion und in den USA, die vor geraumer Zeit im ZDF/ARD und PHOENIX ausgestrahlt wurde, wo das ganze Ausmaß und die Tragödie dieses Ereignisses sehr plastisch und authentisch reflektiert wurde.

7.5. Der Absturz von LRO, LCROSS und Apollo 11

Am 09. Oktober 2009 vermeldete die Märkische Allgemeine Zeitung, dass die amerikanische Raumfahrtbehörde NASA an diesem Tage gegen 13.31 Uhr die Absicht hegte, über den Südpol des Mondes die 2,3 t schwere, ausgebrannte Endstufe der Trägerakete der Mondsonde LRO, gezielt und kontrolliert „abstürzen“ zu lassen, wobei die Leser den „Absturz“ im Internet „live“ miterleben könnten. Mal abgesehen davon, dass dies verbaler und physikalischer Blödsinn ist, wäre für den 2,3 t Raketschrott, um diesen auf dem Mond landen zu lassen, eine Treibstoffmenge von 2,3 t Hydrazin/asymmetrisches Dimethylhydrazin und Distickstofftetroxid erforderlich gewesen. Denn: Ausgehend von der Formel

$$v_{\text{orbit}} = v_e * [\ln(M_L + M_{\text{Tr}}): M_L] - \sqrt{2 g * 0,1635 * H_{\text{orbit}}} \quad (39)$$

erhält man nach Einsetzen der Werte und Umformung nach M_{Tr} die Masse von

$$2217 \text{ m/s: } 3200 \text{ m/s} \approx 0,69 = \ln(M_L + M_{\text{Tr}}): M_L \quad (40)$$

$$e^{0,69} \approx 2 = 1 + M_{\text{Tr}}: 2,3 \text{ t} \quad (41)$$

$$2 \approx 1 + M_{\text{Tr}}: 2,3 \text{ t} \quad (42)$$

$$1 \approx M_{\text{Tr}}: 2,3 \text{ t} \quad (43)$$

$$M_{\text{Tr}} = \underline{\underline{2,3 \text{ t}}} \quad (44)$$

Übrigens: Der Satellit LCROSS (Luna Crater Observation and Sensing Satellit), der vier Minuten später der Sonde LRO zur Mondoberfläche folgten sollte, im Juli 2009 gestartet und in die Mondumlaufbahn geschossen, sollte wie Mitte des Jahres vollmundig verkündet, von den Relikten der Apollomission Bilder vom Mond liefern, um die Apollomission zweifelsfrei fotografisch zu dokumentieren, damit die Skeptiker, ja Verschwörungstheoretiker von Apollo für immer zum Schweigen gebracht werden. Im Internet wurden keine Fotos von Apollo dokumentiert und es konnten auch keine gefunden werden. Auch der Aufschlag der Sonde und des Satelliten, mit einer riesigen Staubwolke einhergehend, konnte von niemandem von der Erde aus (und im Internet) beobachtet werden!

8. Die technisch-physikalische Widerlegung von Apollo 11

8.1. Die Ausgangsparameter der Mondlandefähre

Die Ausgangsparameter der Mondlandefähre auf dem Erdtrabanten wurden im Internet wie folgt angegeben:

1. Höhe $H=6,37$ m,
2. Durchmesser $d=4,27$ m,
3. Volumen der Raumkapsel $V=6,65$ m³ mit einer Aluminiumwand von 2 cm Stärke,
4. Masse der Fähre auf dem Mond vor dem Start $M_{o2}=4,9$ t,
5. Treibstoffmenge $M_{Tr} = 2,21$ t ($M_{Tr} = M_{o2} - M_{l2} = 4,9$ t - 2,69 t = 2,21 t; M_{o2} -Startmasse auf dem Mond und M_{l2} - Leermasse im Orbit),
6. Schub S des Haupttriebwerkes $S_{ab}=4,4$ Mp absteigend und $S_{auf} = 1,56$ Mp aufsteigend,
7. Schub der Stabilisierungstriebwerke/-düsen $S=0,44$ Mp (0,44 t),
8. Leermasse im Orbit $M_{L2} = 2,69$ t (siehe Wikipedia: Apollo Luna Module vom 19.10.2009).

Die Leermasse M_{L2} der Mondfähre betrug also, wie oben gezeigt werden konnte, 2,69 Mp im Mondorbit. Davon ausgehend, sollen schätzungsweise

1. ca. 140 kg auf die zwei Astronauten,
2. ca. 226 kg (je 113 kg) auf die beiden Raumanzüge (siehe Willigert, Raatschen, Friedrich, 2009),
3. ca. 21 kg auf das Mondgestein (siehe Wikipedia, 2009; in anderen Quellen werden **40 kg** genannt),
4. ca. 50 kg auf die beiden Astronautensicherheitssitze (Gewicht von Pilotensitzen),
5. ca. 350 kg auf die Innenausstattung der Fähre (50 kg für die Astronautenpulte und Instrumentierungen, einschließlich Computer, 50 kg für die Funkgeräte, 50 kg für die Videoaufnahmesysteme, 100 kg für das Energieversorgungssystem, 100 kg für das Sauerstoffversorgungssystem, z.B. für Sauerstoffflaschen, Regenerierungsgeräte und Ventile,...- die Massen wurden geschätzt),
6. ca. 49 kg auf das Adaptersystem und auf die Schleuse (der Hohlraumzylinder hätte eine Dimensionierung von ca. $d_1=1$ m, $d_2=0,96$ m, $l=2$ m, $D=0,02$ m, bestehend aus Aluminium haben müssen - dies entspricht ca. dem Gewicht von 49 kg),
7. ca. 50 kg für die Kameras und andere Zusatzausrüstungen,

8. nicht weiter zu spezifizierende und zu definierte Masse von x kg, wenn man von der phänomenalen Gestalt und Gestaltung der etwaigen Fähre auf dem Mond, die auf Fotos dargestellt wurde, ausgeht,

entfallen. In Summa beläuft sich die Masse bereits mindestens auf rund

$$140 \text{ kg} + 226 \text{ kg} + 21+50 \text{ kg} + 350 \text{ kg} + 49 \text{ kg} + 50 \text{ kg} = \underline{\underline{0,886 \text{ t}}} \quad (+ x \text{ kg}). \quad (45)$$

Für die Fähre verbleibt demnach noch eine Masse von

$$M_{\text{Fähre}} = 2,69 \text{ t} - 0,886 \text{ t} = \underline{\underline{1,804 \text{ t}}}. \quad (46)$$

8.2. Die Raumkapsel

Das Volumen der Raumkapsel hat nach NASA-Angaben angeblich $6,65 \text{ m}^3$ betragen (siehe Wikipedia: Lunamodul vom 19.10.2009). Als Raumkapsel sollen alternativ ein Zylinder, ein Kubus und eine Kugel fungieren. Es soll davon ausgegangen werden, dass der Durchmesser der zylinderförmigen Raumkapsel der Fähre, so wie die Höhe dimensioniert gewesen sein soll. Damit ergibt sich eine Dimensionierung von

$$H = d = \sqrt[3]{V^4 \cdot 3} : \pi = \sqrt[3]{6,65 \text{ m}^3 \cdot 3} : 3,14 \approx \sqrt[3]{25,41} \approx \underline{\underline{2,94 \text{ m}}}. \quad (47)$$

Diese Raumkapsel, als Zylinder konzipiert, entspricht bei Verwendung von Aluminium und bei einer Wandstärke von 2 cm (Wikipedia „Van-Allen-Gürtel“ vom 21.10.2009 zur Wandstärke der Raumkapsel) einer Masse von ca.

$$\begin{aligned} M_{\text{Zylinder}} &= [(d_1^2 - d_2^2) * \pi * H : 3 + (2 * d_1^2 * h * \pi)] * \zeta : 4 = \\ &= [(2,94^2 \text{ m}^2 - 2,90^2 \text{ m}^2) * 3,14 * 2,94 \text{ m} : 3 + (2 * 2,94^2 \text{ m}^2 * 0,02 \text{ m} * 3,14)] * 2,7 \text{ t/m}^3 : 4 \approx \\ &= [(0,720 \text{ m}^3 + 1,086 \text{ m}^3) : 4] * 2,7 \text{ t/m}^3 \approx 0,451 \text{ m}^3 * 2,7 \text{ t/m}^3 \approx \underline{\underline{1,218 \text{ t}}}. \end{aligned} \quad (48)$$

Bei der Wahl eines Würfels würde sich die Masse der Raumkapsel auf ca.

$$M_{\text{Kubus}} = \frac{3}{(\sqrt[3]{V^2})} * d * \frac{3}{6 * \zeta} = \frac{3}{(\sqrt[3]{6,65 \text{ m}^3})^2} * 0,02 \text{ m} * 6 * 2,7 \text{ t/m}^3 \approx \underline{\underline{1,146 \text{ t}}} \quad (49)$$

beziffern. Dabei beläuft sich die Kantenlänge a des Kubus auf $\sqrt[3]{V} = \sqrt[3]{6,65 \text{ m}^3} = \underline{\underline{1,88 \text{ m}}}$.

Und eine Hohlkugel mit 2 cm Wandstärke aus Aluminium mit einem Durchmesser

von $d_1 = \frac{3}{(\sqrt[3]{6,65 * 16})} : 3,14$ würde eine Masse von

$$\begin{aligned} M_{\text{Kugeltank}} &= (d_1^3 - d_2^3) * 3 * \pi * \zeta : 16 = (3,24^3 \text{ m}^3 - 3,20^3 \text{ m}^3) * 3 * 3,14 * 2,7 \text{ t/m}^3 : 16 = \\ &= (33,88 \text{ m}^3 - 32,77 \text{ m}^3) * 3 * 3,14 * 2,7 \text{ t/m}^3 : 16 = 1,11 \text{ m}^3 * 3 * 3,14 * 7,8 \text{ t/m}^3 : 16 \approx \underline{\underline{0,588 \text{ t}}} \end{aligned} \quad (50)$$

ergeben.

8.3. Die Tanks

Für die Tanks und Triebwerke ständen dann noch bei einer zylinderförmigen Raumfahrtkabine

$$1,804 \text{ t} - 1,218 \text{ t} = \underline{\underline{0,586 \text{ t}}} \quad (51)$$

zur Verfügung. Und bei einem Kubus als Kabine würde die Massereserve noch

$$1,804 \text{ t} - 1,146 \text{ t} = \underline{\underline{0,658 \text{ t.}}} \quad (52)$$

betragen. Für eine Kugel als Raumfahrtkabine würde eine Restmasse von

$$1,804 \text{ t} - 0,588 \text{ t} = \underline{\underline{1,216 \text{ t}}} \quad (53)$$

verbleiben.

Das Startgewicht M_{01} der Mondfähre betrug im Orbit vor der Landung auf dem Mond 15,318 t. Auf dem Mond aufgesetzt, belief sich die Leemasche $M_{L1} = 7,327 \text{ t}$. Der Resttreibstoff zum Start vom Mond betrug $M_{Tr2} = 2,21 \text{ t}$. Die Treibstoffmenge belief sich also auf insgesamt

$$M_{Tr \text{ gesamt}} = M_{01} - M_{L2} + M_{Tr2} = 15,400 \text{ t} - 7,327 \text{ t} + 2,21 \text{ t} = \underline{\underline{10,283 \text{ t}}} \approx \underline{\underline{10,3 \text{ t.}}} \quad (54)$$

Die Dichte von Hydrazin und Dimethylhydrazin beträgt ca. 1 und ca. 0,8. Beide Brennstoffe gelangen im Verhältnis von 50: 50 zur Anwendung. Und die Dichte von Distickstofftetroxid nimmt einen Wert von $1,45 \text{ kg/m}^3$ an. Distickstofftetroxid und Hydrazin werden in einem Verhältnis von ca. 1:1,4 und Distickstofftetroxid und das asymmetrische Dimethylhydrazin in einer Relation von 1: 2,2 gemischt. Damit ergibt sich eine Gesamtdichte zu

$$[1,45:1,4+ 1,45: (0,8*2,2)]:2 = \underline{\underline{0,91 \text{ t/m}^3.}} \quad (55)$$

Da die beiden Brennstoffe mit dem Oxidator verschieden gemischt werden, müssen drei Treibstofftanks projektiert werden. Die drei Treibstoffbehälter haben dann eine Raumkapazität von

$$V_{Tr} = 10,3 \text{ t} : 0,91 \text{ t/m}^3 \approx \underline{\underline{11,32 \text{ m}^3.}} \quad (56)$$

Es soll ferner zur Vereinfachung und zum Überschlag angenommen werden, dass alle drei Tanks (ein Tank für Distickstofftetroxid und je ein Behältnis für Hydrazin und das asymmetrische Dimethylhydrazin) dasselbe Volumen besitzen. Damit beträgt das Volumen der Tanks jeweils rund

$$11,32 \text{ m}^3 : 3 \approx \underline{\underline{3,77 \text{ m}^3.}} \quad (57)$$

Geht man jeweils von der geometrischen Form eines Zylinders aus, wobei die Höhe die selbe Dimension, wie der Durchmesser besitzen soll, dann hat dieser Zylinder eine Höhe und einen Durchmesser von

$$H = d = \sqrt[3]{V * 3 * 4} : \pi = \sqrt[3]{3,77 \text{ m}^3 * 3 * 4} : 3,14 \approx \sqrt[3]{14,41} \approx \underline{\underline{2,43 \text{ m.}}} \quad (58)$$

Dieser Wert ist hoch interessant und lässt aufhorchen! Die Tanks, optimal quasi in Dreiecksform geometrisch um die Raumkapsel angeordnet, überschreiten bei weitem zusammen mit der Dimensionierung der Raumkapsel von 2,94 m den von der NASA vorgegebenen Durchmesser von 4,27 m der Mondlandefähre selbst. Denn: Der Durchmesser dieser monströsen Apparatur würde $2 \cdot 2,43 + 2,94 \text{ m} = \underline{\underline{7,80 \text{ m}}}$ betragen. Mit diesem Faktum alleine, wären die Konstruktion der Fähre und damit die Mondlandung von Apollo 11 bereits faktisch ad absurdum geführt (siehe auch Formel 68 bis 72 und Unterpunkt 8.6).

Bei der Wahl von kugelförmigen Tanks gestaltet sich die geometrische Situation kaum günstiger. Der Durchmesser würde in diesem Falle einen Wert von jeweils

$$d = \sqrt[3]{V \cdot 4: \pi} = \sqrt[3]{3,77 \text{ m}^3 \cdot 4: 3,14} \approx \sqrt[3]{4,8} \approx \underline{\underline{1,69 \text{ m}}} \quad (59)$$

annehmen. Damit würde ebenfalls ein technisches Vehikel kreiert! Würde man die Tanks würfelförmig gestalten, dann nähmen die Kantenlänge der Kuben eine Länge von

$$a = \sqrt[3]{V} = \sqrt[3]{3,77 \text{ m}^3} = \underline{\underline{1,56 \text{ m}}} \quad (60)$$

an und die geometrische Situation sähe auch nicht grundlegend anders aus. Bei einer Wandstärke von nur 2 mm Stahl ergibt sich für die drei zylinderförmigen Tanks eine Masse von

$$\begin{aligned} M_{\text{Zylindertank}} &= [(d_1^2 - d_2^2) * \pi * H + (2 * d_1^2 * h * \pi)] 3 * \zeta : 4 = \\ &= [(2,43^2 \text{ m}^2 - 2,426^2 \text{ m}^2) * 3,14 * 2,43 \text{ m} + (2 * 2,43^2 \text{ m}^2 * 0,004 \text{ m} * 3,14) * 3] * 7,8 \text{ t/m}^3 : 4 = \\ &= (0,153 + 0,445) * 7,8 \text{ t} : 4 = 0,598 * 7,8 \text{ t} : 4 \approx \underline{\underline{1,166 \text{ t}}} \end{aligned} \quad (61)$$

Und die kugelförmigen Tanks würden eine Masse von

$$\begin{aligned} M_{\text{Kugeltank}} &= (d_1^3 - d_2^3) * 3 * \pi * \zeta : 16 = (1,69^3 \text{ m}^3 - 1,686^3 \text{ m}^3) * 3 * 3,14 * 7,8 : 16 \text{ t/m}^3 : 16 = \\ &= (4,827 \text{ m}^3 - 4,793 \text{ m}^3) * 3 * 3,14 * 7,8 \text{ t/m}^3 : 16 = 0,134 \text{ m}^3 * 3 * 3,14 * 7,8 \text{ t/m}^3 : 16 \approx \\ &= \underline{\underline{0,615 \text{ t}}} \end{aligned} \quad (62)$$

entsprechen.

Und bei kubischen Tanks würde die Masse einen Betrag von

$$M_{\text{Würfel}} = (\sqrt[3]{V})^2 * d * 6 * 3 * \zeta = [(\sqrt[3]{3,77 \text{ m}^3})^2] * 0,002 \text{ m} * 6 * 3 * 7,8 \text{ t/m}^3 \approx \underline{\underline{0,680 \text{ t}}} \quad (63)$$

annehmen. Sowohl bei der Wahl von zylinderförmigen Tanks, als auch bei der Verwendung von kugelförmigen und kubischen Tanks, wäre die vorgegebene Masse der Mondlandefähre bei der Nutzung einer zylinderförmigen Kommandokapsel bereits weit überschritten! Bei den zylinderförmigen Tanks sähe die Massebilanz konkret wie folgt aus:

$$0,586 \text{ t} - 1,166 \text{ t} = \underline{\underline{-0,578 \text{ t.}}} \quad (64)$$

Und bei der Verwendung von kugelförmigen Tanks stände eine Massebilanz von

$$0,586 \text{ t} - 0,615 \text{ t} = \underline{\underline{-0,029 \text{ t}}} \quad (65)$$

zu Buche! Und bei kubischen Tanks würde die Bilanz ebenfalls negativ ausfallen, denn

$$0,586 \text{ t} - 0,680 \text{ t} = \underline{\underline{-0,094 \text{ t.}}} \quad (66)$$

Auch bei der Konstruktion und Verwendung eines Kubus als Raumfahrtkabine gelangt man, mit Ausnahme der von kugelförmigen Tanks, in den Negativbereich, denn es gilt:

$$0,658 \text{ t} - 1,166 \text{ t} = \underline{\underline{-0,508 \text{ t}}} \text{ und} \quad (67)$$

$$0,658 \text{ t} - 0,615 \text{ t} = \underline{\underline{0,043 \text{ t}}} \text{ und} \quad (68)$$

$$0,658 \text{ t} - 0,680 \text{ t} = \underline{\underline{-0,022 \text{ t.}}} \quad (69)$$

Bei der Kombination der Kugel als Raumfahrtkabine mit den drei Tankvarianten ergibt sich folgendes Bild:

$$1,216 \text{ t} - 1,166 \text{ t} = \underline{\underline{0,050 \text{ t}}} \text{ und} \quad (70)$$

$$1,216 \text{ t} - 0,615 \text{ t} = \underline{\underline{0,601 \text{ t}}} \text{ und} \quad (71)$$

$$1,216 \text{ t} - 0,680 \text{ t} = \underline{\underline{0,536 \text{ t.}}} \quad (72)$$

Auch würden die phänomenale Gestalt von Foto- und Videodokumentationen des „Adlers“ und die vorgegebene Dimensionierung des Durchmessers von 4,27 m der rekonstruierten Fähre eklatant widersprechen. Um für sämtliche Kombinationen die Dimensionierung des Durchmessers zu überprüfen, ist noch die Kantenlänge der kubusförmigen Raumfahrtkabine zu ermitteln. Die Kommandokabine als Kubus ausgelegt, hat eine Kantenlänge von

$$a = \sqrt[3]{6,65 \text{ m}^3} = \underline{\underline{1,88 \text{ m.}}} \quad (73)$$

Dann gilt für die Kombination von kubusförmiger Kabine mit kubusförmigen Tanks:

$$1,88 \text{ m} + 2 * 1,56 \text{ m} = 5 \text{ m} > 4,27 \text{ m.} \quad (74)$$

Und für die Kombinationen von kugelförmigen und zylinderförmigen Tanks mit einem Kubus als Raumfahrtkabine würden sich folgende Relationen ergeben:

$$1,88 \text{ m} + 2 * 1,69 \text{ m} = 5,26 \text{ m} > 4,27 \text{ m} \text{ (kugelförmige Tanks).} \quad (75)$$

$$1,88 \text{ m} + 2 * 2,43 \text{ m} = 6,74 \text{ m} > 4,27 \text{ m} \text{ (zylinderförmige Tanks) und} \quad (76)$$

Auch für die Kombination von Zylinder als Kommandokapsel mit kugelförmigen und kubischen Tanks lässt kein optimistisches Bild erkennen, denn

$$2,94 \text{ m} + 2 * 1,69 \text{ m} = 6,32 \text{ m} > 4,27 \text{ m und} \quad (77)$$

$$2,94 \text{ m} + 2 * 1,56 \text{ m} = 6,06 \text{ m} > 4,27 \text{ m.} \quad (78)$$

Bei der Kombination der Kugel als Raumfahrtkabine mit den drei Varianten von Treibstofftanks ergeben sich komplizierte geometrische und metrische Relationen, die im Endeffekt nur durch Abbildungen transparent gemacht werden können (siehe Abbildung 11 bis 13 weiter unten). Unabhängig davon, sollen schon einmal vorausschickend die numerischen Resultate benannt werden:

$$\text{Kugel-Kugel: } 1,62 \text{ m} + 0,845 \text{ m} + 2 * 0,845 = 4,155 \text{ m} < 4,27 \text{ m und} \quad (79)$$

$$\text{Kugel -Zylinder: } 2,43 \text{ m} + 2,43 \text{ m} + 0,36 \text{ m} = 5,22 \text{ m} > 4,27 \text{ m und} \quad (80)$$

$$\text{Kugel - Kubus } 1,56 \text{ m} + 1,56 \text{ m} + 0,36 \text{ m} = 3,48 \text{ m} < 4,27 \text{ m} \quad (81)$$

Obwohl das Limit der vorgegebenen Masse von 2,69 t bei fünf Variationen offensichtlich weit überschritten wurde und die Rekonstruktion der Fähre der vorgegebenen Dimensionierung des Durchmessers von 4,27 m bis auf zwei Fällen eklatant widerspricht, soll die Rekonstruktion von Apollo 11 fortgesetzt werden, um den Gesamtbedarf an Konstruktionsmasse zu ermitteln.

8.4. Die Triebwerke

8.4.1. Die Stabilisierungstriebwerke

Über die Masse der 16 Stabilisierungsschubdüsen der Mondfahre liegen keine Informationen vor. Da aber als Parameter der Schub von ca. 0,44 t angegeben wurde (siehe Lunamodul vom 29.10.2009), lässt sich aus der Leistungsmasse M_{Leistung} und dem Schub S die Masse nach Umstellung der Formel

$$M_{\text{Leistung}} = M/S \quad (82)$$

errechnen. Die Masse M nimmt dann einen Wert von

$$M = M_{\text{Leistung}} * S \quad (83)$$

an. Da die Leistungsmasse damals im günstigsten Falle 12 kg/Mp betrug, würde sich eine Masse von

$$M = 12 \text{ kg/Mp} * 0,44 \text{ Mp} = 5,28 \text{ kg} \quad (84)$$

je Stabilisierungstriebwerk/-düse ergeben. Damit beträgt die Masse der 16 Stabilisierungstriebwerke/-düsen insgesamt

$$m = 16 * 5,28 \text{ kg} = 84,4 \approx \underline{\underline{84 \text{ kg.}}} \quad (85)$$

8.4.2. Das Haupttriebwerk

Für die Berechnung der obigen Brennkammerparameter und für die technische Konstruktion des Triebwerkes sind die Ausgangsparameter des Triebwerkes selbst (siehe NASA-Angaben) und die Kennwerte der Treibstoffkomponenten wesentlich, die folgendermaßen lauten:

1. Treibstoffmasse $M_{\text{Tr}} = 2,21 \text{ t}$,

2. Gaskonstante $R = 476 \text{ J/kg}^* \text{grad}$ (siehe auch Pkt. 6),
3. Verbrennungstemperatur $T_o = 3080 \text{ }^{\circ}\text{K}$ (siehe auch Pkt. 6),
4. Ausströmgeschwindigkeit $v_e = 2560 \text{ m/s}$,
5. Spezifischer Impuls $I_{sp} := 261 \text{ kps/kg}$,
6. Massendurchsatz $m = 6 \text{ kg/s}$ (S: $I_{sp} = 1560 \text{ kp}$: $261 \text{ kps/kg} \approx 6 \text{ kg/s}$),
7. Schub $S_{auf} = 15,6 \text{ kN}$ aufsteigend (und rein rechnerisch ergibt sich ein maximaler Schub von $15,36 \text{ kN}$; denn: $m^*v_e = 6 \text{ kg/s} * 2560 \text{ m/s} = 15,36 \text{ kN}$),
8. Brennschlusszeit $t_b = 368 \text{ s}$ (M_{Tr} : $m = 2210 \text{ kg}$: $6 \text{ kg/s} = 368 \text{ s}^{**}$),
9. Druckverhältnis von $p_o/p_e = 30$,
10. Flächenverhältnis $F_e/F_s = 5$,
11. Brennkammerdruck 15 at bzw. 15 kp/cm^2 ,
12. Druck am Ende der Düse: $0,5 \text{ at}$ bzw. $0,5 \text{ kp/cm}^2$,
13. Schubkoeffizient $\zeta = 1,461$.

Der Schubkoeffizient ζ errechnet sich zu

$$\zeta = \Gamma \sqrt{2 \gamma: (\gamma-1) [1 - (p_e:p_o)^{(\gamma-1)\gamma}]} \quad (86)$$

Aufgrund der drei verwendeten Treibstoffkomponenten ergibt sich ein Verhältnis von effektiver und zu maximaler Ausströmgeschwindigkeit zu $0,7$ ($2600: 3700 \approx 0,7$). Aus einer speziellen Grafik geht nun hervor, dass dann der Adiabatenexponent $\gamma = 1,25$ und $\Gamma = 0,6581$ annimmt (siehe Wolff, 1966, Seite 66, 69 und Abb.8). Und das dazugehörige Druckverhältnis $p_o/p_e = 30$ kann ebenfalls aus der genannten Grafik abgeleitet werden. Aus einer weiteren Grafik geht nun hervor, dass ein Druckverhältnis von $p_o/p_e = 30$ bei einem Adiabatenexponenten von $\gamma = 1,25$ ein Flächenverhältnis von $F_e/F_s = 5$ bedingt (siehe Abb. 9). Für die Berechnungen des Schubkoeffizienten soll der Adiabatenexponent 1,25 fungieren, da zwischen den beiden Exponenten 1,24 und 1,25 rein zahlenmäßig die Differenz nur minimal ist und sich nur ganz geringfügig mathematisch manifestiert.

(**) Hier tritt offensichtlich ein Widerspruch in Erscheinung! Denn: Die Zeit t , bis die Fähre wieder in den Orbit von 100 km gelangt, beträgt

$t = \sqrt{2} \text{ s: } a$, wobei sich die Beschleunigung a aus dem Quotienten des Schubes S und der durchschnittlichen Masse m_d herleitet. Damit ergibt sich für Zeit in den Orbit

$$t = \sqrt{2s : (S:m_d)} = \sqrt{200.000 \text{ m} : (15600 \text{ kg m/s}^2 : 3795 \text{ kg})} \approx 221 \text{ s}.$$

Dieser Wert weicht stark von dem, aus den Parametern errechneten 368 s ab. Dies hat aber keine gravierenden Konsequenzen für die Betrachtungen und Berechnungen.

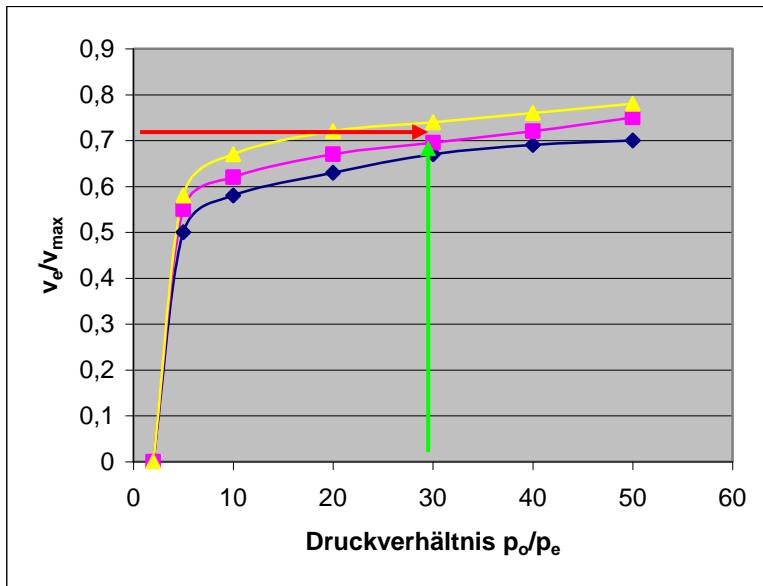


Abb. 8: Der Zusammenhang des Verhältnisses von effektiver zu maximaler Ausströmgeschwindigkeit und dem Verhältnis von Brennkammerinnendruck zu Düsendruck am Ende der Düse in Abhängigkeit vom jeweiligen Adiabatenexponenten.

Aus dem Verhältnis von Ausströmgeschwindigkeit v_e und der theoretisch maximal erzielbaren Ausströmgeschwindigkeit v_{max} resultiert für die verwendeten Treibstoffkomponenten der Mondlandefähre ein Koeffizient von $v_e: v_{max} = 2600 \text{ m/s} : 3700 \text{ m/s} = 0,7$. Bei einem Adiabatenexponenten von $\gamma = 1,25$ (lila Funktion) ergibt sich daraus ein definiertes Druckverhältnis von $p_o/p_s = 30$ (siehe roten und grünen Pfeil).

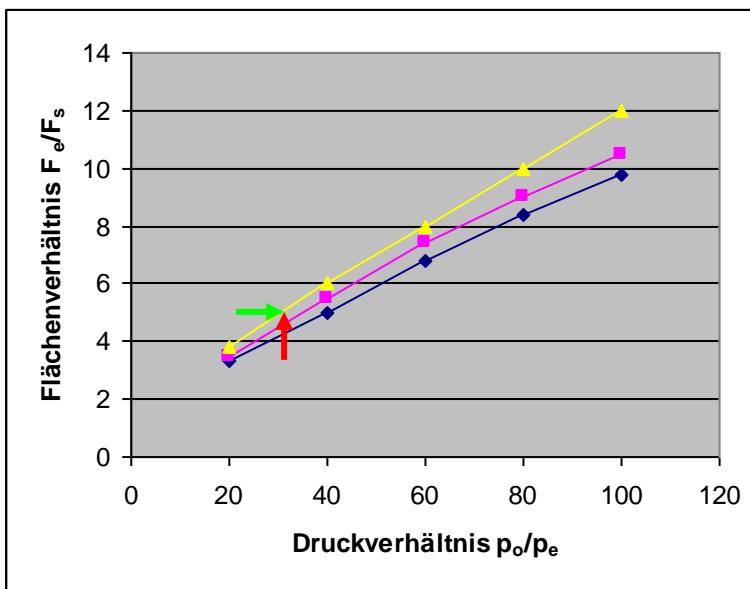


Abb. 9: Die Abhängigkeit des Flächenverhältnisses F_e/F_s vom Druckverhältnis p_o/p_s . Aus $p_o/p_s = 30$ resultiert bei einem Adiabatenexponenten von $\gamma = 1,24$ das Flächenverhältnis $F_e/F_s = 5$ (siehe grünen und roten Pfeil).

Damit errechnet sich ζ zu

$$\zeta = 0,658 \sqrt{10 [1 - (1:30)^{0,2}]} \approx \underline{\underline{1,461}}. \quad (87)$$

Zunächst einmal soll der Brennkammertypus und die Länge L^* der Brennkammer festgelegt werden. Die geometrische Form der Brennkammer leitet sich aus Konzessionen und Traditionen her, da in den USA in den sechziger Jahren dieser Typus von Brennkammern breite Ver- und Anwendung fand. Anderseits erzielt man mit derartigen Brennkammern eine hohe thermodynamische Effizienz und Effektivität. Die Länge der Brennkammer kann im Bereich von

$$1,5 \text{ m} < L^* < 2,5 \text{ m} \quad (88)$$

variieren und ergibt sich aus den Ergebnissen von experimentellen Untersuchungen mit diversen Triebwerken und Treibstoffkomponenten. Aufgrund von Optimierungsüberlegungen wird die Länge L^* der zylinderförmigen Brennkammer mit 1,5 m festgeschrieben. Die engste Fläche der Düse lässt sich nun aus der Beziehung

$$S = \zeta^* F_s^* p_o \quad (89)$$

ableiten, wobei S den Schub und p_o den Brennkammerdruck darstellen. Damit lässt sich nach Umstellung der Formel (68) F_s wie folgt berechnen, wenn ein Druck von 15 kp/cm^2 im Inneren der Brennkammer vorherrscht, der sich in der Düse auf $0,5 \text{ kp/cm}^2$ entspannen soll:

$$F_s = S : (\zeta^* p_o) \quad (90)$$

nimmt somit einen Wert von

$$F_s = 4500 \text{ kp} : (1,461 * 15 \text{ kp/m}^2 * 10^4) \approx \underline{\underline{0,0205 \text{ m}^2}} \quad (91)$$

Für Flüssigkeitstriebwerke besteht zwischen dem Querschnitt der Brennkammer F_o und dem engsten Querschnitt F_s der Düse folgende Beziehung:

$$\varepsilon_o = F_o : F_s \quad (92)$$

Damit beträgt

$$F_s = F_o : \varepsilon_o, \quad (93)$$

wobei der Koeffizient und Kennwert ε_o (Eta) bei Flüssigkeitstriebwerken im Bereich von 1000 kp Schub Werte von 3 bis 4 und bei 10.000 kp Schub Werte von 2 bis 3 annehmen kann. In diesem Falle soll der Wert 4 gelten, weil der Schub der Mondfähre mit 4,5 Mp angegeben wurde und somit faktisch in der Mitte liegt. Damit ergibt sich für

$$F_o = F_s * \varepsilon_o \quad (94)$$

und der Querschnitt der Brennkammer beträgt dann

$$F_o = 4 * 0,0205 \text{ m}^2 \approx \underline{\underline{0,082 \text{ m}^2}}. \quad (95)$$

Dementsprechend nimmt die Endfläche der Düse nach dem Druckverhältnis von $p_o/p_e = 30$ und dem Flächenverhältnis von $F_o/F_s = 5$ den Wert von

$$F_e = 5 * F_s = 5 * 0,0205 \text{ m}^2 \approx \underline{\underline{0,1025 \text{ m}^2}} \quad (96)$$

an (siehe dazu Abb. 10). Nun lassen sich die drei Durchmesser berechnen. Der Durchmesser d_o nimmt den Wert von

$$d_o = \sqrt{0,082 \text{ m}^2 * 4 : 3,14} \approx \underline{\underline{0,323 \text{ m}}} \quad (97)$$

an. Die beiden Durchmesser d_s (engster Durchmesser der Düse) und d_e (Enddurchmesser der Düse) betragen dann

$$\underline{\underline{d_s \approx 0,162 \text{ m}}} \text{ und } \underline{\underline{d_e \approx 0,361 \text{ m}}} . \quad (98)$$

Damit die Gasströmung in der Düse nicht abreißen kann, muss zwischen der Länge l_d der Düse und der Differenz des engsten Durchmessers d_s und des Enddurchmessers d_e eine bestimmte Relation bestehen. Diese Relation lautet:

$$l_d = (d_e - d_s) : 0,536. \quad (99)$$

Also beträgt die Länge der Düse:

$$l_d = (0,361 \text{ m} - 0,162 \text{ m}) : 0,536 \approx \underline{\underline{0,371 \text{ m}}}. \quad (100)$$

Die geometrischen Parameter des Triebwerkes nehmen somit folgende Werte an:

1. Durchmesser d_o der Brennkammer: 0,323 m;
2. Länge der Brennkammer l_b : 1,5m
3. Länge der Düse l_d : 0,371 m,
4. Engster Düsendurchmesser d_s : 0,162 m,
5. Enddurchmesser der Düse d_e : 0,361 m.

Damit nimmt das Raketentriebwerk folgende konkrete Gestalt an: Es besteht aus einer zylinderförmigen, doppelwandigen Brennkammer von 1,5 m Länge mit einem Außendurchmesser von 0,323 m (2 mm Wandstärke) und einer kegelförmigen doppelwandigen Düse von 0,371 m Länge mit einem engen Düsendurchmesser von 0,162 m und einem Enddurchmesser von 0,361 m aus Aluminium (Dichte 2,7 t/m³) mit einer Wandstärke von ebenfalls 2 mm (Grau). Die Brennkammerinnenwand ist aus 2 mm starken Wolfram (Dichte 19,1 t/m³ -Rot) gefertigt und die Düseninnenwand ist aus Stahl (Dichte 7,8 t/m³) von ebenfalls 2 mm Wandungsstärke (Blau) (siehe Abb. 10).

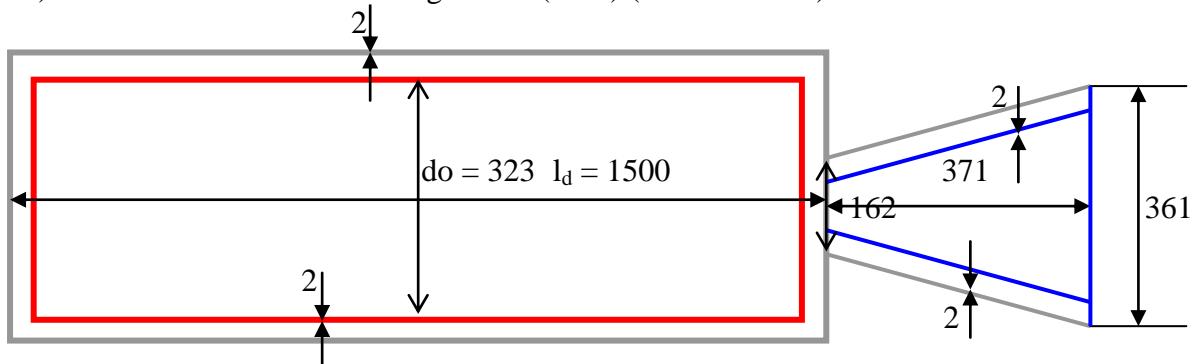


Abb. 10: Skizze zum Haupttriebwerk .

Mit diesen Zahlenwerten lässt sich nun die Masse des Triebwerkes berechnen. Die Masse der Außenzelle des Triebwerkes aus Aluminium beträgt demnach rund

Volumen der Brennkammerwand	Volumen der Düsenwand
------------------------------------	------------------------------

$$\begin{aligned}
 V^* \zeta = m &= [(d_1^2 - d_2^2) l_b \pi^* : (4*3)] + l_d \pi [(r_{1;1}^2 + r_{1;1} * r_{1;2} + r_{1;2}^2) : 3 - (r_{2;1}^2 + r_{2;1} * r_{2;2} + r_{2;2}^2) : 3] \zeta_{Alu} = \\
 &[(0,323^2 \text{ m}^2 - 0,319^2 \text{ m}^2) 1,5 \text{ m} * \pi : (4*3)] + 0,371 \text{ m} * 3,14 [(0,18^2 \text{ m}^2 + 0,18 * 0,081 \text{ m}^2 \\
 &+ 0,081^2 \text{ m}^2) : 3 - (0,178^2 \text{ m}^2 + 0,178 * 0,079 \text{ m}^2 + 0,079^2 \text{ m}^2) : 3] * 2,7 \text{ t/m}^3 = \\
 &[(0,10433 \text{ m}^2 - 0,10176 \text{ m}^2) 1,5 * 3,14 : (4*3)] + 1,165 \text{ m}^3 [(0,0324 + 0,0146 + 0,00656) : 3 - \\
 &(0,032 + 0,0141 + 0,0062) : 3] * 2,7 \text{ t/m}^3 = [(0,00257 \text{ m}^3 1,5 * 3,14 : 4 * 3) + \\
 &1,165 (0,0536 - 0,052) \text{ m}^3 : 3] * 2,7 \text{ t/m}^3 = (0,001 \text{ m}^3 + 0,000621 \text{ m}^3) * 2,7 \text{ t/m}^3 \approx \\
 &0,001621 * 2,7 \text{ t} \approx \underline{\underline{0,0044 \text{ t}}} \approx \underline{\underline{4 \text{ kg}}} \quad (101)
 \end{aligned}$$

Für die Brennkammerinnenwand aus Wolfram und für die Innenwand der kegelförmigen Düse aus Stahl ergibt sich unter der Annahme, dass der Abstand beider Wandungen lediglich 1 cm beträgt und praktisch vom selbigen Volumen ist, wie die Außenzelle aus Aluminium (der Fehler ist ganz minimal und beträgt gerade einmal 0,00003 m³ und kann damit vernachlässigt werden)

$$\begin{aligned}
 m &= 0,001 \text{ m}^3 * 19,1 \text{ t/m}^3 + 0,000621 \text{ m}^3 * 7,8 \text{ t/m}^3 = 0,0191 \text{ t} + 0,0048 \text{ t} \approx \underline{\underline{0,0239 \text{ t}}} \\
 &\approx \underline{\underline{24 \text{ kg}}} \quad (102)
 \end{aligned}$$

Die Gesamtmasse des Haupttriebwerkes [plus 3,6 kg für die Stirnwandung des Brennkammerkopfes = 0,323² * 3,14 * 0,002 m³ * (19,1 + 2,7) t/m³ : 4 ≈ 3,57 kg] hätte also

$$M_{\text{gesamt}} = 4 \text{ kg} + 24 \text{ kg} + 3,6 \text{ kg} \approx \underline{\underline{31,6 \text{ kg}}} \approx \underline{\underline{32 \text{ kg}}} \quad (103)$$

betragen müssen. Dabei wurde nicht einmal die Masse für die Treibstoffleitungen, Druckventile, Stellmotoren, Einspritzköpfe und Einspritzdüsen bei den Berechnungen mit in Betracht gezogen.

8.5. Die Gesamtbilanz zu den Masseverhältnissen der Mondlandefähre „Eagle“

Die Gesamtbilanz zu den Masseverhältnissen bei der Mondfähre „Eagle“ sieht folgendermaßen aus:

1. Leermasse M_{L2} (Startmasse): 2,69 t,
2. Zuladung und Interieur: 0,886 t,
3. Raumkapsel: 1,218 t, 1,146 t und 0,588 t
4. Tanks: 1,158 t, 0,615 t und 0,680 t,

5. Stabilisierungstriebwerke/-düsen: 0, 084 t

6. Haupttriebwerk: 0,032 t.

Damit ergeben sich folgende neun Kombinationen mit neun Gleichungen und Relationen:

$$\mathbf{I. 2,69 \, t - (0,886 \, t + 1,218 \, t + 1,166 \, t + 0,084 \, t + 0,032 \, t) = 2,69 \, t - 3,386 \, t = -0,696 \, t} \quad (104)$$

$$\mathbf{II. 2,69 \, t - (0,886 \, t + 1,218 \, t + 0,615 \, t + 0,084 \, t + 0,032 \, t) = 2,69 \, t - 2,835 \, t = -0,145 \, t} \quad (105)$$

$$\mathbf{III. 2,69 \, t - (0,886 \, t + 1,218 \, t + 0,680 \, t + 0,084 \, t + 0,032 \, t) = 2,69 \, t - 2,900 \, t = -0,210 \, t} \quad (106)$$

$$\mathbf{IV. 2,69 \, t - (0,886 + 1,146 \, t + 1,166 \, t + 0,084 \, t + 0,032 \, t) = 2,69 \, t - 3,314 \, t = -0,624 \, t} \quad (107)$$

$$\mathbf{V. 2,69 \, t - (0,886 + 1,146 \, t + 0,615 \, t + 0,084 \, t + 0,032 \, t) = 2,69 \, t - 2,763 \, t = -0,073 \, t} \quad (100)$$

$$\mathbf{VI. 2,69 \, t - (0,886 + 1,146 \, t + 0,680 \, t + 0,084 \, t + 0,032 \, t) = 2,69 \, t - 2,828 \, t = -0,138 \, t} \quad (101)$$

$$\mathbf{VII. 2,69 \, t - (0,886 + 0,588 \, t + 1,166 \, t + 0,084 \, t + 0,032 \, t) = 2,69 \, t - 2,756 \, t = -0,066 \, t} \quad (102)$$

$$\mathbf{VIII. 2,69 \, t - (0,886 + 0,588 \, t + 0,615 \, t + 0,084 \, t + 0,032 \, t) = 2,69 \, t - 2,205 \, t = +0,385 \, t} \quad (103)$$

$$\mathbf{IX. 2,69 \, t - (0,886 + 0,588 \, t + 0,680 \, t + 0,084 \, t + 0,032 \, t) = 2,69 \, t - 2,27 \, t = +0,420 \, t} \quad (104)$$

Auch hier muss davon ausgegangen werden, dass in sieben Fällen eklatant gegen das Masseerhaltungsgesetz verstoßen wurde, denn die vorgegebene Masse von 2,69 t der ans Mutterschiff angedockten Fähre wurde bei sieben Versionen weit überschritten! **Bei zwei Varianten ständen dann noch 0,385 t bzw. 0,420 t an Masse zur Verfügung** (siehe Variante VIII und IX).

8.6. Die Bilanz zur Dimensionierung der Fähre

1. Mit der Länge des Adapters/der Schleuse von 2 m, der Höhe der Raumkapsel, als Kubus von 2,94 m Höhe projektiert und der ca. 1,66 m messenden Ausdehnung des Triebwerkes käme man auf eine Gesamthöhe von rund 6,60 m bei der Mondlandefähre, wobei der angegebene Wert von 6,37 m Höhe dann um 23 cm überschritten wird. Entscheidet man sich für einen Kubus als Kommandokapsel, dann erzielt man eine Gesamthöhe von 5,50 m (1,88 m + 2 m + 162 m = 5,50 m). Sollte kein Adapter bzw. keine Schleuse beim Landmodul vorgesehen worden sein, dann wird bei der ersten Version eine maximale Höhe von 4,40 m und bei der zweiten Variante eine Höhe von 3,50 m erzielt.

Bei der Verwendung einer Kugel als Kommandokapsel liegen relativ komplizierte geometrische Relationen vor. Daher sollen diese drei geometrischen Konfigurationen zur mathematischen Herleitung der Höhe und des Durchmessers der Fähre mit den drei Abbildungen 11 bis 13 eine Darstellung erfahren.

2. Bei den Durchmessern ergibt sich zusammenfassend und als Übersicht folgendes Bild:

$$\mathbf{I. 2,94 \, m + 2 * 2,43 = 7,80 \, m > 4,27 \, m} \quad (105)$$

$$\mathbf{II. 2,94 \, m + 2 * 1,69 \, m = 6,32 \, m > 4,27 \, m} \quad (106)$$

$$\text{III. } 2,94 \text{ m} + 2 \cdot 1,56 \text{ m} = 6,06 \text{ m} > 4,27 \text{ m} \quad (107)$$

$$\text{IV. } 1,88 \text{ m} + 2 \cdot 2,43 \text{ m} = 6,74 \text{ m} > 4,27 \text{ m} \quad (108)$$

$$\text{V. } 1,88 \text{ m} + 2 \cdot 1,69 \text{ m} = 5,26 \text{ m} > 4,27 \text{ m} \quad (109)$$

$$\text{VI. } 1,88 \text{ m} + 2 \cdot 1,56 \text{ m} = 5 \text{ m} > 4,27 \text{ m} \quad (110)$$

$$\text{VII. Kugel - Kugel: } 1,62 \text{ m} + 0,845 \text{ m} + 2 \cdot 0,845 = 4,761 \text{ m} < 4,27 \text{ m} \text{ (siehe Abb. 11).} \quad (111)$$

$$\text{VIII. Kugel - Zylinder: } 2,43 \text{ m} + 2,43 \text{ m} + 0,36 \text{ m} = 5,22 \text{ m} > 4,27 \text{ m} \text{ (siehe Abb. 12).} \quad (112)$$

$$\text{IX. Kugel - Kubus: } 1,56 \text{ m} + 1,56 \text{ m} + 0,36 \text{ m} = 3,48 \text{ m} < 4,27 \text{ m} \text{ (siehe Abb. 13).} \quad (113)$$

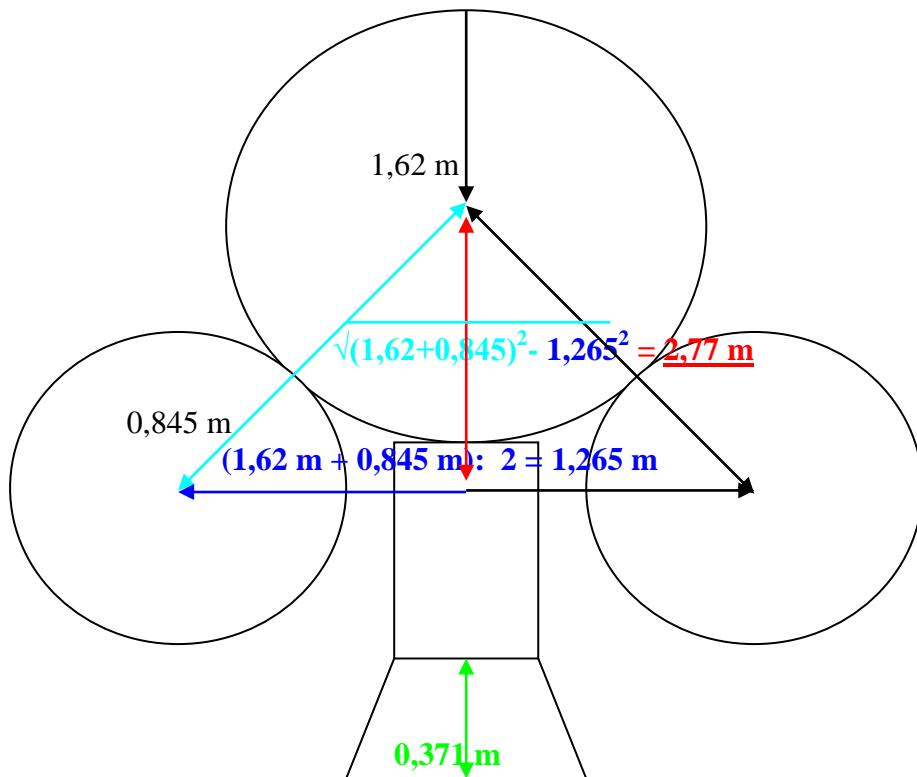


Abb. 11: Skizze zur Kugelkombination. Die Höhe der Fähre beträgt ohne Adapter zirka $1,62 \text{ m} + 2,77 \text{ m} + 0,371 \text{ m} = 4,761 \text{ m}$ und der Durchmesser nimmt einen Wert von $1,62 \text{ m} + 0,845 \text{ m} + 2 \cdot 0,845 = 4,155$ an.

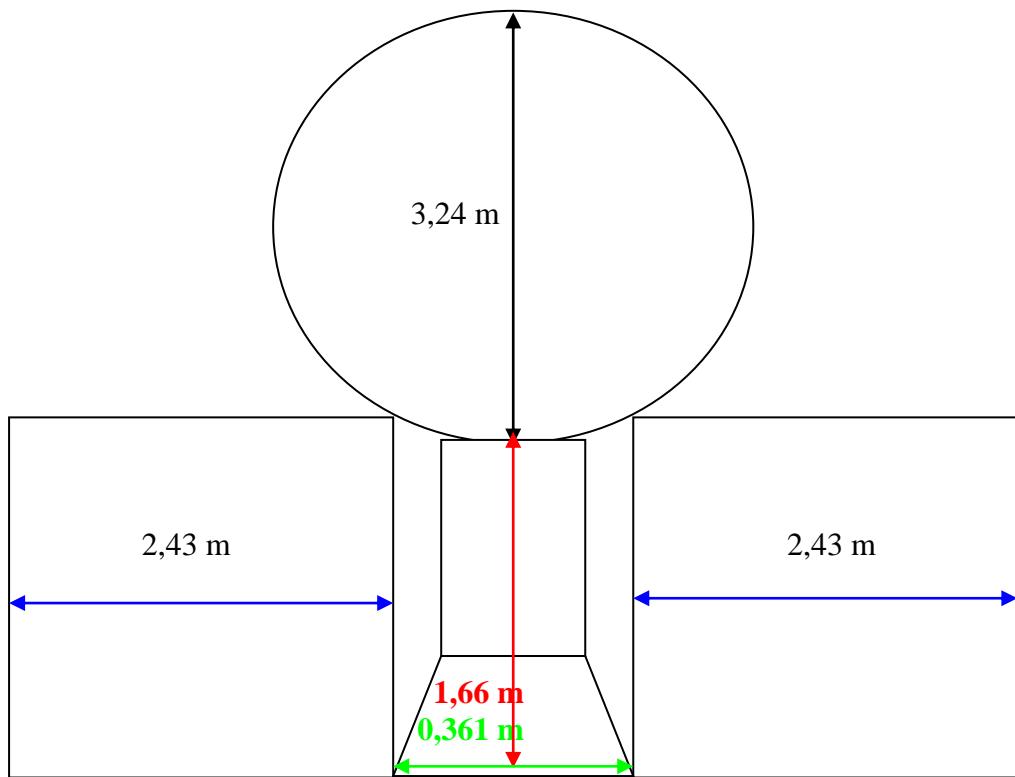


Abb. 12: Skizze zur Kugel- und Zylinderkombination. Die Höhe der Fähre beträgt ohne Adapter in diesem Falle $3,24\text{ m} + 1,66\text{ m} = 4,90\text{ m}$ und die Breite besitzt eine Ausdehnung von $2,43\text{ m} + 2,43\text{ m} + 0,36\text{ m} = 5,22\text{ m}$.

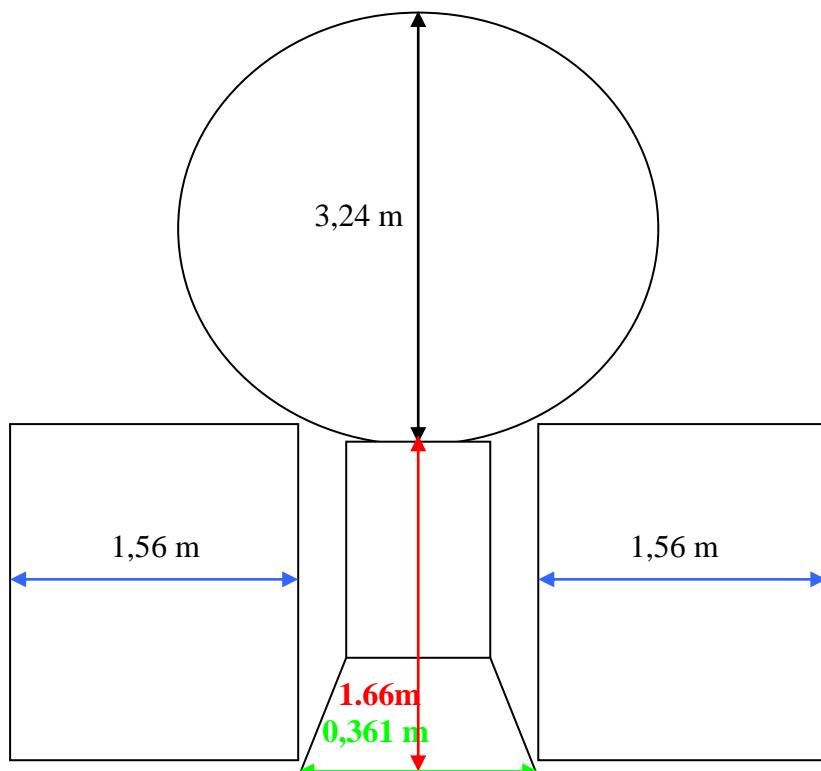


Abb. 13: Skizze zur Kugel- und Kubuskombination. Die Höhe der Fähre beträgt ohne Adapter in diesem Falle $3,24 + 1,66\text{ m} = 4,90$ und die Breite dehnt sich bis zu $1,56\text{ m} + 1,56\text{ m} + 0,36\text{ m} = 3,48\text{ m}$ aus.

Sämtliche Varianten fallen von der Geometrie und der Dimensionierung her völlig aus dem Rahmen, weil keine Ähnlichkeit mit der kreierten Mondlandefähre besteht und in keinem Falle eine Übereinstimmung mit dem vorgegebenen Durchmesser der Fähre von 4,27 m besteht. Auch die Höhen des rekonstruierten Landmoduls stimmen in keinem Falle mit der angegebenen Höhe der Mondlandefähre von 6,37 m überein!

Mit anderen Worten: Die Mondlandefähre „Eagle“ war technisch-physikalisch gesehen, damals nicht realisierbar gewesen, ja ein Vehikel und ein Ding der (physikalischen) Unmöglichkeit!

9. Fazit und Resümee zu Apollo 11

Es war niemals ein Mensch auf dem Mond und es hat auch keine Mondlandung stattgefunden, weil

1. die vorgegebene Leermasse der Mondlandefähre $M_{L2} = 2,69 \text{ t}$ (nach dem Andockmanöver im Mondorbit) bei der Rekonstruktion bei sieben errechneten Varianten weit überschritten wurde.

2. die rekonstruierte vihikelförmige Geometrie und Dimensionierung der Mondlandefähre einer Apollomission in jedem Falle entgegensteht, da der vorgegebene Durchmesser von 4,27 m des kreierten Mondlandemoduls nicht mit den rekonstruierten Daten übereinstimmt! Auch die vorgegebene Höhe der Mondlandefähre von 6,37 m korrespondiert nicht mit den rekonstruierten Parametern.

Damit wird Kritikern von Vornherein der Wind aus den Segeln genommen, falls die Verschwörungstheoretiker doch noch die Masserelationen irgendwie hinmanipuliert bekommen.

3. die Treibstoffenergie und die damaligen Treibstoffparameter für eine Landung auf dem Erdtrabanten nicht ausreichten, geschweige denn für den Start der Mondfähre „Eagle“ vom Mond.

Wenn ein Supermodernes Triebwerk auf Fluor-Wasserstoffbasis mit maximaler Energieausbeutung damals zur Verfügung gestanden hätte, dann hätte die Landung eventuell glücken können. Ein Start in den Mondorbit vom Erdtrabanten aus ist allerdings mit einer einstufigen Rakete physikalisch kaum realisierbar! Mit anderen Worten: Die Mondfähre käme nach einer Landung auf dem Mond nicht mehr aus dem „Knick“, um in den Mondorbit mit der erforderlichen Orbitgeschwindigkeit von 1733,3 m/s zu erlangen. Es wird lediglich eine Endgeschwindigkeit von rund 1341,8 m/s erzielt. Eine Mondumrundung hätte damals aber durchaus stattgefunden haben können, allerdings nur unbemannt. Denn:

4. Die Astronauten eine Strahlungsdosis von 841,8 Sievert ungeschützt aufgenommen hätten. Geht man von einer 2 cm dicken Aluminiumwandung der Raumkapsel aus, dann wären sie immer noch 690 **Sievert** ausgesetzt gewesen und die Strahlendosis wäre in jedem Falle tödlich!

5. darüber hinaus Apollo 11 einfach schlampig inszeniert wurde, da nur zwei 14- und ein 60-Tagesfenster zu einer etwaigen Mondladung existieren und kein 8-Tageregime, wie angeblich exerziert!

Kurz und prägnant: Apollo 11 war eine riesige Show und ein gigantischer Medienrummel, ja der größte Bluff des vergangenen Jahrhunderts und mehr nicht! Die NASA hat die Menschheit im Juli 1969 so richtig an die Nase herumgeführt!

Wenn überhaupt, dann hat im Sommer 1969 lediglich eine unbemannte, elliptische Umrundung des Mondes mit einem Apollo-Raumschiff stattgefunden!

10. Kurze Machbarkeitsskizze zu einem Mondprojekt

Auch in ferner Zukunft wird man kaum Materialien entwickeln können, die extrem hohe Absorptionseigenschaften für die kosmische Strahlung, insbesondere gegen das Protonenbombardement besitzen. Eine Alternative: Ein gigantisches Magnetfeld wird um die Raumkapsel installiert! Der Aufwand dazu wäre allerdings bombastisch und damit unrealistisch, ja utopisch! Oder die andere Alternative: Es werden in ferner Zukunft „Raumschlachtschiffe“ à la Enterprise mit rund 0,11 m (****) Bleipanzerung entwickelt, um dem Mond und anderen Planeten eine Stippvisite abzustatten – dies ist genau so unrealistisch, da die Masse der Raumkapseln sich dann auf fast 22,5 t bzw. 58 t belaufen würde (siehe *** und ****). So wird wohl dem Menschen die bemannte Raumfahrt außerhalb der schützenden Magnetosphäre im erdnahen Raum für immer verschlossen bleiben (****).

Nun zu einer unbemannten Mondmission: Eine Umkreisung des Mondes stellt absolut kein Problem dar! Auch eine Landung auf dem Mond ist gegenwärtig, wie mit der Formel (32) unter Beweis gestellt, unproblematisch (siehe auch Formel 44), da die modernen Raketentreibstoffe, wie auch die drei Komponenten Hydrazin/asymmetrisches Dimethylhydrazin und Distickstofftetroxid dies zulassen. Denn:

$$v_B = 3200 \text{ m/s} * \ln(33.400 \text{ lbs} : 16.150 \text{ lbs}) = 3200 \text{ m/s} * 0,7266 \approx \underline{\underline{2325,2 \text{ m/s}}}. \quad (114)$$

Bei Subtraktion des Geschwindigkeitsbetrages, der aus der Mondgravitation resultiert, erhält man

$$2325,2 \text{ m/s} - 571,8 \text{ m/s} = \underline{\underline{1753,4 \text{ m/s}}}. \quad (115)$$

Auch der Start vom Mond stellt in der Gegenwart prinzipiell kein Problem dar! Es muss nur das Startgewicht M_{02} zu Gunsten der Treibstoffmenge abgerüstet werden. Angenommen, das Startgewicht M_{02} beträgt 4,5 t und die Leemasche M_{L2} wird auf 1,5 t abgerüstet, dann ergäbe sich eine Brennschlussgeschwindigkeit von

$$v_B = 3200 \text{ m/s} * \ln 4,5 : 1,5 = 3200 \text{ m/s} * \ln 3 = 3200 \text{ m/s} * 1,0986 \approx \underline{\underline{3515,6 \text{ m/s}}}. \quad (116)$$

Bei dieser Brennschlussgeschwindigkeit spielt die Geschwindigkeitsreduktion durch die Mondgravitation kaum noch eine Rolle, weil der Orbit des Mondes in jedem Falle erreicht wird.

Problematisch ist allerdings eine Stabilisierung der Fähre auf den ersten kritischen Metern beim Abheben von der Mondoberfläche, wenn man in diesem Zusammenhang an den immensen Aufwand des Starts von Raketen von der Erdoberfläche denkt.

(***) Blei besitzt einen linearen Schwächungskoeffizienten von 0,5 cm. Für ein 14-tägiges Raumfahrtintermezzo zum Mond und zurück müsste die Bleipanzerung der Raumkapsel eine Stärke von

$$d = [\ln(I_0 : I)] : \mu = [\ln(842 * 14 : (0,02 * 8 * 365)] : 0,5 \text{ cm} = (\ln 201,85) : 0,5 \text{ cm} \approx 5,3 : 0,5 \text{ cm} \approx$$

$$\underline{\underline{10,6 \text{ cm}}} \approx 11 \text{ cm}$$

besitzen. Das Gewicht der zylinderförmigen Raumkapsel würde sich dann auf rund

$$[(d_1^2 - d_2^2) * \pi * H : 3 + (2 * d_1^2 * h * \pi)] * \zeta : 4 = [(2,94^2 \text{ m}^2 - 2,83^2 \text{ m}^2) * 3,14 * 2,94 \text{ m} : 3$$

$$+(2*2,94^2 m^2*0,11 m^3*3,14)]* 11,34 t/m^3:4= (1,954 m^3 + 5,97 m^3)*11,34 t/m^3 :4 =$$

$$7,824 * 11,34 t: 4 \approx \underline{\mathbf{22,5 t}}$$

belaufen. Einfach utopisch – damit wäre wohl nie eine bemannte Mondmission möglich.

(*****) Und für einen Marsflug, beispielsweise von einem Jahr wäre eine Bleipanzerung von

$$d=[\ln (I_0 : I)]:\mu = [\ln 842 * 365 : (0,02 * 8)]:0,5 \text{ cm} = (\ln 1.920.812) : 0,5 \text{ cm} \approx$$

$$14,5 * 2 \text{ cm} \approx \underline{\mathbf{29 cm}}$$

nötig. Die Raumkapsel würde dann eine Masse von rund

$$[(2,94^2 m^2 - 2,65^2 m^2)*3,14*2,94 m: 3 +(2*2,94^2 m^2*0,29 m^3*3,14)]* 11,34 t/m^3:4= (5 m^3$$

$$+ 15,7 m^3)*11,34 t/m^3 :4 = 20,7 * 11,34 t: 4 \approx \underline{\mathbf{58 t}}$$

besitzen. Wie diese monströse Apparatur für eine bemannte Raumfahrt in die Marsumlaufbahn geschossen werden soll, bleibt mehr als rätselhaft, zumal man in einer Kommandokapsel von dieser Dimensionierung wohl kaum zu zweit ein Jahr lang auf engsten Raum leben kann.

11. Quellenverzeichnis

ddp/AP(2009): Spektakuläres Mondexperiment der NASA, in: Märkische Allgemeine vom 09. und **10./11.10.2009**, Seite 12, Märkische Verlags- und Druckgesellschaft mbH, Potsdam

http://www.wikipedia.org/wiki/Effective_exhaust_velocity#Specific_impulse_as_a_speed_28effective_exhaust_velocity.29, vom 26.10.2009 (letzte Aktualisierung)

http://history.nasa.gov/SP-4029/Apollo_18-37_Selected_Mission_Weights.htm, vom 16.10.2009 (letzte Aktualisierung)

http://www.wikipedia.org/wiki/lunar_module#lunar_module_specifications, vom 29. 10.2009

Fries, Dietmar, Lapport, G., Simon, A., Wiederstein, Georg (2004): „Mathe hilft (fast) immer!“, Schulbuch des Rheinland-Pfälzischen Ministeriums für Bildung, Frauen und Jugend, Rheinische Druckerei, Worms, 2004, Seite 57

Leitenberg, B. (2009): Web-Dokument „Raketentreibstoffe Teil II“ vom 01.11.2009

Lindner, H.(1966): Lehrbuch der Physik für Techniker und Ingenieure, Band I bis III, VEB Fachbuchverlag Leipzig

Sternfeld, A.(1959): Künstliche Erdsatteliten, B*G * TEUBER VERLAGSGESELLSCHAFT * LEIPZIG

Unbekanntes Autorenkollektiv(1961): Theorie der Flugzeugtriebwerke, Deutscher Militärverlag, Berlin

Willigert, Raatschen, Friedrich (2009): Wie leben Astronauten im Weltall?; EADS Space Transportation, Space Infrastructure, Friedrichshafen, Seite 34

Wolff , W. (1966): Raketen und Raketenballistik, Deutscher Militärverlag, Berlin

www.wikipedia.de: Kosmische Strahlung, 2009

www.wikipedia.de: Van-Allen-Gürtel, 2009