

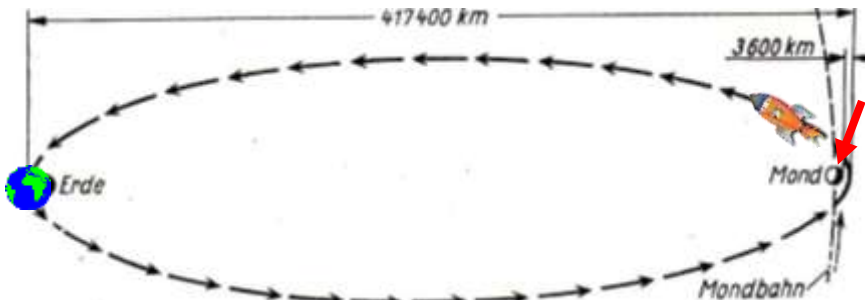
Siegfried Marquardt

Jubiläumsausgabe:

Die ganze Wahrheit

über die Apollolüge-

**Mathematisch-physikalische
Re- und Dekonstruktion
von Apollo 11**



$\Sigma\sqrt{\text{Wissenschaften}}$

Die Deutsche Bibliothek – CIP-Einheitsaufnahme

Marquardt, Siegfried :

Jubiläumsausgabe zu 50 Jahre Apollo 11: Die ganze Wahrheit über die Apollolüge - Mathematisch-physikalische Re- und Dekonstruktion von Apollo 11/ Siegfried Marquardt/**stark überarbeitete Ausgabe der Erstausgabe von 2014**

Königs Wusterhausen: $\Sigma\sqrt{\text{Wissenschaften}}$ (Siegfried Marquardt Verlag der Wissenschaften), 2019

ISBN 978-3-00-046504-8

© Copyright 2019 by $\Sigma\sqrt{\text{Wissenschaften}}$,

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.

2019, $\Sigma\sqrt{\text{Wissenschaften}}$, Königs Wusterhausen

**Dieses Buch ist meinem Vater, Walter
Marquardt, dem ich das wissenschaftlich-
technische Verständnis zu verdanken habe und
meiner Mutter, Inge Marquardt, von der ich alle
Liebe der Welt einer Mutter erhielt,
gewidmet.**

Vorwort

Sommerreminiszenz 1969: Oberschüler Marquardt von der Erweiterten Oberschule Strassburg 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 unwesentliche Ahnung hatte, fragte sich damals ganz spontan und naiv: 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 und beim Start stabilisieren können, wo man bereits mit einem oder drei Triebwerken gewaltige Probleme beim Experimentieren mit eigenen (Modell-) Raketen bekam. Resümee: Ideologie (mit dem Gedanken an den Sieg des Sozialismus vs. Kapitalismus) verblendete absolut und blockierte das klare Denken! Denn: Bereits 1969 hätte der Autor dieses Buches mit einfachen logischen und mathematisch-physikalischen Überlegungen aufgrund seines profunden Wissens zur Mathematik, Physik und zur Raketentechnik die etwaige Mondlandung der Mondlandefähre „Eagle“ ad absurdum führen können. Nur das Denken war damals 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 Sputnikschock der Amerikaner im Jahre 1957 einen Apollo-Schock erlitten! Aber: Die gesunden Zweifel an Apollo 11 waren nicht unberechtigt, wie die nachstehenden Ausführungen eindrucksvoll und überwältigend belegen werden. Denn Zweifel deuten fast immer darauf hin, dass etwas mit einer Sache nicht stimmen kann.

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 und Diskussionsbedarf 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 immerhin zu einem Datum fündig: Die Startmasse der Mondlandefähre Lunamodul (LM) wurde in einem Web-Dokument mit 4,5 t auf dem Mond vor dem Start beziffert (der korrekte Wert lautet 4,7 t nach NASA-Angaben), wobei die exakte Quelle nicht mehr mental präsent ist und nicht mehr rekonstruiert 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 dann, dass ca. 2,5 t Treibstoff erforderlich gewesen wären, um alleine die Mondgravitation zu überwinden. obwohl nur 2,3 t Raketentreibstoff zur Verfügung standen, wie erst sehr viel später eine Recherche ergab. Dabei wurde nicht einmal die erforderliche kinetische Energie kalkuliert, um die Orbitgeschwindigkeit von ca. 1670 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_{o1} aus dem Mondorbit und der Leermasse M_{L1} auf dem Mond, der einer PHOENIX-TV-Sendung vom 17.09.2006 entlehnt wurde, eine vorläufige Gesamtbilanzierung des Energiebedarfs für die Landung auf dem Mond und für den Start vom Mond in den Orbit grob abgeschätzt werden, mit dem Resultat, dass insgesamt fast 60 t Raketentreibstoff erforderlich gewesen wären, um dieses Projekt überhaupt zu realisieren.

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. 8 t nach oben korrigiert werden. Es wird hier offensichtlich, dass es sich bei dem Versuch der Falsifizierung vs. der Verifizierung von Apollo 11 um die Genese eines iterativen Erkenntnisprozesses, der sich über viele Jahre erstreckte, handelte. Dabei muss diese erste Phase der mathematisch-physikalischen Betrachtungen als ein Vortasten und Orientieren angesehen und verstanden werden, da ja damals, also 2004 bis 2006 keine differenzierten und detaillierten Informationen verfügbar waren.

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 und physikalischen Analyse der Bilder zur Mondlandung musste konstatiert werden, dass es sich um eine Theaterlandschaft und um reine Bühnenaufnahmen handelte! Diese filmischen Inszenierungen widerlegten bereits Apollo unzweifelhaft und eindrucksvoll.

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!

Diverse Autoren versuchten im Internet mit „kleinen Spielchen“ den Verfasser dieser Schrift zu „linken“ und aus der Fassung zu bringen, indem sie andere, potentere Treibstoffparameter, die eigentlich nur für moderne Raketentreibstoffe der Gegenwart charakteristisch sind, mit ins Kalkül zu bringen. Diesen konservativen Bewahrern von Apollo 11 konnte der Autor entschieden Paroli bieten, indem er den mathematisch-

physikalischen Nachweis aufgrund der Datenlage der NASA erbrachte, dass der Zusammenhang von effektiver Ausströmgeschwindigkeit, Massendurchsatz und Schub nur für damalige Triebwerke und Treibstoffe prinzipiell charakteristisch war.

Und es soll nicht unerwähnt bleiben: In den Jahren 2012 bis 2014 fanden weitere Fundierungen und Optimierungen statt, um anhand der von der NASA postulierten Flugbahn die notwendige Treibstoffmenge zu berechnen.

Im Sommer 2013 wurden dann die Parameter der Erd- und Mondgravitation mit berücksichtigt und man gelangte zu einem Manko von fast 80 t an Treibstoff, um die von der NASA vorgegebene Flugbahn damals überhaupt exerzieren zu können (siehe unter Punkt 6.4.) Und diese rund 80 t sind übrigens in doppelter Hinsicht sehr gravierend, da die letzte Stufe der Saturnrakete selbst nur ca. 100 t Treibstoff umfasste. Mit der propagierten Achterschleife ergeben sich sogar 178 t \approx 180 t! Apollo 11 bis N können also niemals stattgefunden haben!

Noch ein wesentlicher Gedanke zum Vorwort und den Ergebnissen der mathematisch-physikalischen Analyse zur Widerlegung von Apollo 11: Sollte sich an einer oder der anderen Stelle der Broschüre 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 6.1. bis 6.3. 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 mehrjährige Genese, ja um einen kognitiven Erkenntnis- und Entwicklungsprozess über mehrere Jahre zur Widerlegung von Apollo 11 handelt und die Reflektionen sich auf verschiedene Zeiträume, Datenlagen und mathematisch-physikalischen Modellen beziehen, so dass mit verschiedenen Zahlen zu diversen Zeitpunkten operiert wurde und somit unterschiedliche Resultate erzielt wurden. Andererseits kann man sich mitunter auch des Eindrucks nicht

erwähren, dass die NASA selbst nicht weiß, welche Parameter damals Apollo 11 besaß. Auf der Web-Site zu Apollo 11 werden immer haarsträubende Zahlen genannt. Beispiel die Treibstoffmenge vom Kommando-Service-Modul: Ursprünglich wurden hier 4 t Raketentreibstoff im Sommer 2013 angegeben und im Januar 2014 musste man fast 19 t zur Kenntnis nehmen. Was denn nun - 4 t oder 19 t? Unabhängig davon, gelangt man im Endeffekt dann trotzdem aus und mit den Überlegungen von 2013 mit einer exakt mathematisch-physikalischen Berechnung der Treibstoffbilanz zur eindeutigen Negation von Apollo 11 bis N!

And last but not least: Der Autor konnte es einfach nicht fassen, als er die Massebilanz der Mondlandefähre im Januar 2014 präzise kalkulierte, wo bereits in einer ersten Betrachtungsphase mit den vorgegebenen Daten der NASA im Internet ein negativer Saldo von fast **-800 kg** belegt werden konnte, ohne Berücksichtigung des Gewichtes der Astronauten, ihrer Raumanzüge, der Zuladung, des Interieurs, der Tanks und der Masse der Triebwerke. In Summa wurde eine negative Bilanz der Masse von **fast 3 t** eindrucksvoll unter Beweis gestellt, wenn man davon ausgeht, dass die Amerikaner im Sommer 1969 nicht mit einer Mondlandefähre aus Alu-Folie und Pappmachés auf dem Erdtrabanten gelandet sind. Beispiel aufsteigende Stufe: Diese soll eine Leermasse M_L von 2,1 t besessen haben. Zieht man davon die Masse der Kabine mit über 1 t, die Masse des Triebwerkes und der Tanks mit 0,6 t und die Masse der beiden Astronauten mit ihren Raumanzügen mit 0,4 t ab, dann verbleiben nur noch 0,1 t an Rüstmasse, ohne Berücksichtigung des Interieurs. Schon damit wäre Apollo 11 eindrucksvoll widerlegt! Und diesen Beweis kann jeder 8-Klassenschüler erbringen.

Und ganz zum Schluss der Einleitung kommt der Clou oder auch der absolute Knüller: Fast ein Jahrzehnt hat sich der Autor die Finger wund gerechnet, um Apollo 11 und N zu widerlegen. Am 02.02.2014 recherchierte man im Internet und stieß auf ein Internetdokument, wo ein genialer Autor in der Diskussion um Apollo 11 im Jahre 2008 im Internet die Periodendauer T eines Pendels zur Berechnung der Pendelzeit der amerikanischen Fahne auf dem Mond ins Spiel brachte und damit Apollo 11 und N ganz simpel negieren konnte. Denn: Die immer wieder in TV- Dokumentationen gezeigte Fahne auf dem Mond muss auf der Erde gefilmt worden sein, weil die Schwingungsdauer genau für unseren blauen Planeten charakteristisch ist. Na ja, Genialität zeichnet sich eben durch Einfachheit aus!

Und Ende Februar 2014 konnte aufgrund der Datenlage zum Kommandomodul im Internet der mathematisch-physikalische Nachweis erbracht werden, dass das mit 5,9 t deklarierte Kommandomodul CM von Apollo 11 eine Gesamtdichte von ca. 0,9 besessen haben musste, da das Volumen der Außenzelle gerade einmal 6,7 m³ betrug. Dass hätte nicht einmal Papier oder Pappe leisten können! Eine weitere mathematisch-physikalische Optimierung zur Rettung der Ehre der amerikanischen Konstrukteure des CM von Apollo 11 belegte, dass die Kommandokapsel mit einer Außenzelle von 2,5 cm Stärke aus Alu durchs Weltall geprescht und mit einem Hitzeschild von ca. 2,3 t aus 1,5 mm Stahl und andere Materialien mit 11,1 km/s wieder in die Erdatmosphäre eingetaucht sein müsste. Die amerikanischen Konstrukteure und Astronauten waren wirklich wahre Helden! Denn die Kommandokapsel hätte eine Eintrittstemperatur von ca. 45.000 K beim Eintauchen in die Atmosphäre standhalten müssen!

Noch einige Hinweise zum Lesen der Lektüre: Viele Passagen bestehen aus kompaktem Text, die von jedermann verstanden werden können. Teilweise sind einige Abschnitte aber auch relativ „locker“ formuliert worden. Da konservative Befürworter von Apollo 11 mit ihren pseudowissenschaftlichen und teilweise kruden Argumenten nur durch mathematisch-physikalische Beweise widerlegt werden können, erfolgte eine starke Mathematisierung. Sollte der Eine oder Andere damit überfordert sein, so kann man am Ende der einzelnen Kapitel die allgemeinverständliche Zusammenfassung lesen.

Und noch eins verdient unbedingt Erwähnung: Die diversen Quellen zu Apollo 11 ergaben teilweise diametral entgegengesetzte Daten und Faktenlagen - ja es offenbarten sich eklatante Widersprüche. Dies deutet bereits indirekt darauf hin, dass die NASA nicht einmal ihre eigenen Konstruktionsunterlagen zum Apolloprojekt kannte. Beispiel: Die NASA gibt im Internet (21.01.2014) Δv für die Abstiegsstufe mit 2,5 km/s und für die Aufstiegsstufe mit 2,2 km/s an. Damit wären für die Mondlandung ca. **9,3 t** $\{M_{Tr} = [1 - (1 : 2,72^{2,5:2,6})] * 15 t = 9,3t\}$ Treibstoff und für den Aufstieg in den Orbit **2,7 t** $\{M_{Tr} = [1 - (1 : 2,72^{2,2:2,6})] * 4,7 t = 2,7\}$, also insgesamt **12 t** Treibstoff erforderlich gewesen. Es standen aber insgesamt nur 10,8 t zur Verfügung!

Siegfried Marquardt, Königs Wusterhausen, im Juli 2019

Inhaltsverzeichnis

1. Die Affinität zur Raketentechnik – eine Kurzbiographie der Kindheit und Jugend.....	12
2. Arbeitshypothesen zur Widerlegung von Apollo 11.....	21
3. Die phänomenalen Fakten als erdrückende Indizien.....	24
4. Die astrophysikalische Widerlegung von Apollo 11.....	32
5. Die strahlenphysikalische Widerlegung von Apollo 11.....	37
5.1. Erste strahlenphysikalische Betrachtungen im Jahre 2009.....	37
5.2. Exakte strahlenphysikalische Kalkulationen.....	41
6. Die energetisch-physikalische Widerlegung von Apollo 11.....	45
6.1. Eine erste Abschätzung des Energiebedarfs für den Start vom Mond.....	45
6.2. Eine Gesamtenergiebilanz für die Landung und den Start.....	46
6.3. Die Berücksichtigung der Mondgravitation.....	50
6.4. Die exakte mathematisch-physikalische Berechnung der Treibstoffbilanz.....	51
6.4.1. Die Darstellung im Internet zum Start von Apollo 11 ins All	51
6.4.2. Die 1. und 2. Kosmische Geschwindigkeit.....	52
6.4.3. Die Wirkung der Gravitation von Erde und Mond auf das CSM	58
6.4.4. Die Einmündung in die Mondumlaufbahn, die Landung auf dem Mond und der Start vom Mond	61

6.4.5. Der Rückflug zur Erde.....	63
7. Die technisch-physikalische Widerlegung der Mondlandefähre	66
7.1. Die Ausgangsparameter der Mondlandefähre.....	66
7.2. Die Kabine der Mondlandefähre.....	68
7.3. Die Tanks.....	69
7.4. Die Triebwerke.....	74
7.4.1. Die Stabilisierungstriebwerke.....	74
7.4.2. Die beiden Haupttriebwerke.....	75
7.5. Die Berechnung des Schwerpunktes der Mondlandefähre.....	84
8. Re- und Dekonstruktion des Kommandomoduls.	85
9. Fazit und Resümee zu Apollo.....	87
10. Kurze Machbarkeitsskizze zu einem Mondprojekt.....	89
11. Anhang zu den Treibstoffparametern, zur mittleren Luftdichte, zur Eintrittstemperatur und zur Wandstärke des CM.....	93
11.1. Die Treibstoffparameter der Saturnrakete, des CSM und des LM.....	93
11.2. Der Zusammenhang von v_e und v_{max}	93
11.3. Die Berechnung der mittleren Luftdichte ζ_m	94
11.4. Berechnung der Wandstärken zum Kommandomodul CM und zu den Tanks	98

11.5. Die Berechnung der Eintrittstemperatur	99
12. Neugewonnene Erkenntnisse.....	102
12.1. Die propagierte Achterschleife.....	102
12.2. Das Wende- und Andockmanövers von CSM und LEM.....	103
12.3. Die Steuerdüsen vom CSM.....	104
12.4. Der Funkverkehr.....	105
12.5 Die mechanische Instabilität der Mondlandefähre.....	106
12.6. Ausstieg von Neil Amstrong aus dem LEM.....	107
12.7. Rezension zum Buch „50 Jahre Mondlandung“	107
13. Quellenverzeichnis.....	110

1. Die Affinität zur Raketentechnik – eine Kurzbiographie der Kindheit und Jugend

Oktober 1957: Gerade einmal eingeschult, spazierte, ja flanierte man gemütlich in den frühen Abendstunden mit seiner Mutti Inge Marquardt auf der Ernst-Thälmann-Straße in Strasburg entlang, mit dem Ziel, Buntstifte im Schreibwarengeschäft Heyer zu erstehen. Und am Firmament konnte man den ersten künstlichen Himmelskörper „Sputnik 1“ mit bloßem Auge erkennen. Es war einfach unbeschreibbar romantisch und faszinierend an diesem frühen Herbstabend. Und ein wenig später fing alles ganz gewöhnlich und gleichzeitig irgendwie geheimnisvoll mit der Affinität zur Raketentechnik an. Sein 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 Fernstechnikers verstand die Dimension und Bedeutung dieses Begriffes überhaupt nicht - der Termini 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, ein ausgeblasenes Hühnereier zu einem Raketentriebwerk umzufunktionieren, indem unter dem mit Wasser gefüllten Hühnerei ein Kerzenlicht gestellt werden sollte, um damit eindrucksvoll 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. Übrigens konnte viel, viel später einmal beim Verfassen eines Buches zur Mathematik zumindest der prinzipielle physikalische Beweis erbracht werden, dass dies auch praktisch hätte funktionieren können.

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 viel später 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 gezündet und als Treibsatz fungierten 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 des Strasburger Sees 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 demoliert 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 in liegender Position einhielt. Diese kreuzgefährlichen 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 im Brustbereich verspüren konnte. Übrigens nahm der Autor die aerodynamische Geometrie 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. 1).

Und eine Modellrakete von 20 cm „Mächtigkeit“ legte sogar die imposante Flugstrecke von zirka 1 km zurück! Die Brennschlussgeschwindigkeit v_B muss so ungefähr bei 180 m/s gelegen haben, wie spätere exaktere 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 Raketenprojekte 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 2).

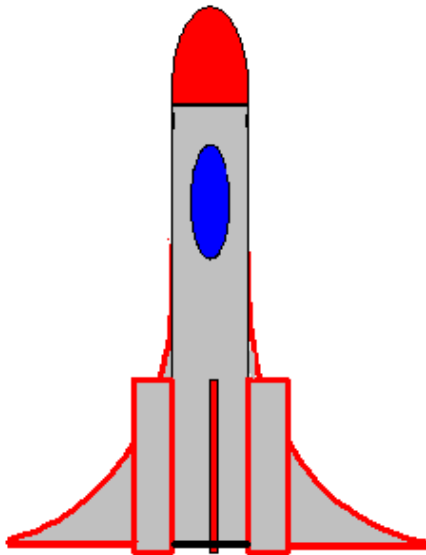


Abb. 1: Zirka eine derartige Gestalt wies das rund 30 cm große Raketenflugzeug auf.

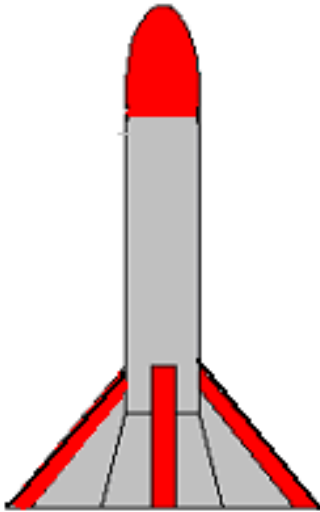


Abb. 2: So ungefähr und uniform sahen die ca. 20 bis 25 cm hohen Raketenprojekte aus.

Und ein „richtiger“ Raketenmotor für experimentelle Untersuchungen wurde auch schon einmal in der Station Junger „Naturforscher und Techniker“ zusammengebastelt.

(*) Die Modell-Rakete wurde unter einem Winkel von rund 30° ($\sin \alpha = 0,5$ und $\cos \alpha \approx 0,866$) gestartet wurde, wobei die maximale Schussentfernung 1000 m betrug. Die Anfangsgeschwindigkeit v_0 müsste dann bei einer mittleren Masse m von 0,1 kg, einem Durchmesser von 2 cm (Luftwiderstandsfläche $A = 3,14 \text{ cm}^2$) und einem Widerstandsbeiwert von $c_w = 0,2$ der Rakete rund

$$v_0 = \sqrt{s \cdot g : (2 \cdot \sin \alpha \cdot \cos \alpha) + [m \cdot g : (c_w \cdot \zeta \cdot A \cdot 2 \cdot \sin \alpha \cdot \cos \alpha)]} =$$

$$\sqrt{1000 \text{ m} \cdot 10 \text{ m/s}^2 : (2 \cdot 0,5 \cdot 0,866) + [0,1 \cdot 10 : (0,2 \cdot 1,3 \cdot 0,0003 \cdot 2 \cdot 0,5 \cdot 0,866)]} =$$

$$\sqrt{11547 \text{ m}^2/\text{s}^2 + 14805} = \sqrt{26351 \text{ m}^2/\text{s}^2} \approx \mathbf{162 \text{ m/s}}$$

betragen haben. Dazu muss aber noch der Geschwindigkeitsverlust durch die Schwerkraft addiert werden. Dieser müsste $\Delta v_0 = g \cdot \tau \cdot \sin \alpha = 9,81 \text{ m/s}^2 \cdot 4 \text{ s} \cdot 0,5 \approx 20 \text{ m/s}$ betragen haben. Man kommt also auf eine v_0 von ca. **180 m/s**.

Dazu fungierte eine 155 mm Artillerie- 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 ($5 \text{ kp/cm}^2 = 5 \text{ bar}$ und \ddot{u} = Überdruck, also mit insgesamt 6 bar) 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. 3). Von seinen Freuden erntete der junge Erfinder und Heißsporn nur Spott und Häme, weil der Raketenmotor für den Antrieb seines Fahrrads vorgesehen war.

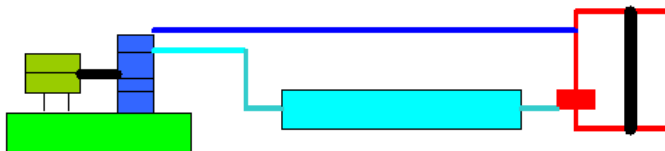


Abb. 3: Der experimentelle Raketenmotor.

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 gebastelt. 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 gebastelt und dann im „Felde“ erfolgreich erprobt. 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. 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-Thälmann-Straße 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 Stadtbibliothek diagonal 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 gesammelt werden konnten, weil man des Öfteren an der Bootsanlegestelle des Strasburger Sees im kühlen Nass landete. Im Jahre 1967 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 entinnen: 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 roten Feuerball von vier Meter 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 Landmaschinenbaues in der Landwirtschaftlichen Produktionsgenossenschaft „Thomas Müntzer“ wussten aller Wahrscheinlichkeit nach gar nicht, worum es eigentlich ging. Diesen Facharbeitern des Landmaschinenbaues der LPG „Thomas Müntzer“ 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 (sogenannte 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 Strahltriebwerke 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. 4).

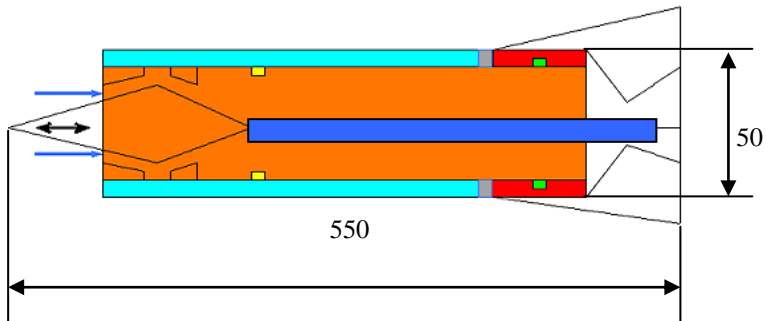


Abb. 4: Skizze zum kombinierten Staustrahl- und Raketentriebwerk.

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 Initialzündler (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 damals 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 dem, 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 Reissbrettarbeiten.

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.

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-Tageskonstellationen und ein 60-Tageszenario existieren, um den Mond mit einem 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 auf die Mondebene und fünf Monate bis die Sonde in die Mondumlaufbahn einmündete. Und die im Dezember 2013 erfolgreich verlaufende Mondexpedition der chinesischen Sonde Chang'e-3 bewies bestechend, dass man mindestens 14 Tage zur Bewältigung der Distanz von der Erde zum Mond benötigt. Dieses Faktum korrespondiert auch mit dem 3. Keplerschen Gesetz, wonach sich die Quadrate der Umlaufzeiten zu den dritten Potenzen der Radien der Umlaufbahnen von Planeten/ Satelliten/ Raumschiffen verhalten. Daraus kann geschlussfolgert werden, dass ein Satellit/Raumschiff genauso lange um die Erde und um den Mond an Zeit benötigt, wie der Mond selbst; also ca. 28 Tage. Damit wäre Apollo 11 bereits eindrucksvoll theoretisch und empirisch widerlegt, weil ein vermeintliches 8-Tagesregime, das angeblich mit Apollo 11 praktiziert und exerziert wurde, astrophysikalisch theoretisch und empirisch überhaupt nicht existiert! Andererseits ist von der NASA propagierte und deklarierte Achterschleife von Apollo 11 zum Mond und zurück zur Erde einfach astrophysikalischer Blödsinn, weil sich Planeten, Satteliten von Planeten und Raumflugkörper nach dem 1. Keplerschen Gesetz auf elliptischen Bahnen um Zentralgestirne, Planeten und Satteliten bewegen! Mit der irrsinnigen von der NASA deklarierten Achterbahn von Apollo 11 hätte sich der Treibstoffverbrauch um ein Mehrfaches erhöht. **Damit hat sich die NASA faktisch selbst widerlegt!**

2. Die kosmische Strahlung, die auf die Astronauten innerhalb der 8 Tage eingewirkt hätte, wäre absolut infaust gewesen! Denn: Sie hätten je nach gewählter Modellrechnung eine tödliche **Strahlendosis von mindestens 11 Sv bis 26 Sv inkorporiert**. wenn man in diesem Zusammenhang an die hochenergetische Teilchendichte im Kosmos und an den Partikelstrom der Sonne mit

der Solarkonstante von $8,5 \cdot 10^{15} \text{ MeV/m}^2 \cdot \text{s}$ denkt. Die Astronauten hätten den Flug zum Mond und zurück in jedem Falle nicht überlebt.

3. **Es fehlten insgesamt rund 80 t Raketentreibstoff**, um von der Erde zum Mond und von dort wieder zurück zur Erde auf der von der NASA vorgegebenen schleifenförmigen Flugbahn zu gelangen. Ferner hätte die Treibstoffmenge und die damaligen Treibstoffparameter eine Mondladung der Mondlandefähre und erst recht einen Start vom Mond unter den vormaligen Bedingungen unmöglich gemacht.

4. Die Mondlandefähre wäre mit **270 m/s = 972 km/h** auf dem Mond aufgeschlagen und zerschellt, weil Δv nur 2000 m/s betrug und mindestens 2270 m/s bis zu 2700 m/s erforderlich gewesen wären, je nach Berechnungsmodalität!

5. Die Rekonstruktion des Kommandomoduls mit einer von der NASA vorgegebenen Höhe von 3,2 m und einem Durchmesser von 3,9 m, woraus im Endeffekt nur ein Gesamtvolumen von rund 12,9 m³ resultieren kann, ergab, dass nach Abzug des deklarierten Innenvolumens von ca. 6,2 m³ das Volumen der Außenzelle der Kommandokapsel lediglich ca. 6,7 m³ hätte umfassen können. Bei einer Masse von 5,9 t hätte **die Dichte** der Kommandokapsel damit nur **bei ca. 0,9 liegen müssen**. Dies hätte nicht einmal Papier oder Pappe „leisten können“! Eine weitere mathematische Optimierung ergab dann, dass die Außen- und Innenzelle nur aus einer 2,5 cm starken Aluminiumschicht hätte bestehen können – ohne Hitzeschild. Legt man ca. die Hälfte der Gesamtmasse von 5,9 t für einen Hitzeschild zugrunde, dann hätte der Hitzeschild nur aus 1,5 mm starkem Stahl bestehen können. Ein Kommentar dazu erübrigt sich nahezu: **Das Kommandomodul wäre in der Erdatmosphäre mit einer theoretisch berechneten Bremstemperatur von mindestens 45.000 K wie eine Sternschnuppe verglüht!**

6. Bereits in einer ersten Betrachtungsphase bei der Rekonstruktion der Mondlandefähre entsprechend den NASA-Parametern nach Abzug der vermeintlichen ca. $M_{\text{Tr}} = 10,8 \text{ t}$ in Rechnung gestellten Treibstoffmasse von der Startmasse mit $M_0 = 15 \text{ t}$ der

Mondlandefähre verbleiben lediglich nur noch 4,2 t an Rüstmasse, die bereits mit der Materialrekonstruktion der Kabine (ca. 1 t), von Teilen der Außenzelle (ca. 2 t), und der deklarierten Zuladung (ca. 1,6 t) samt des Gewichtes der Astronauten mit ihren Raumanzügen (0,4 t kg), ohne Berücksichtigung der Masse für die Tanks und für die beiden Haupttriebwerke der Mondlandefähre (...) mit **800 kg** weit überschritten wird. Insgesamt fehlten fast **3 t Konstruktionsmasse**, wie von der NASA ursprünglich angegeben und wie mit der Gesamtrekonstruktion des Lunamoduls von Apollo 11 eindrucksvoll und überzeugend belegt werden konnte.

7. Weiterhin ist das Pendelverhalten der Fahne auf dem Mond äußerst verräterisch! Denn die Pendelperiode T , die sich physikalisch mit der Pendellänge l ($l=0,7$ m) und der Gravitationsbeschleunigung g ($g=9,81$) zu

$$T=2*\pi*\sqrt{l : g} \quad (1)$$

errechnet, müsste auf dem Mond

$$T= 6,28 *\sqrt{0,7 \text{ m} : 1,6 \text{ m/s}^2} \approx \underline{4,2 \text{ s}} \quad (2)$$

betragen. In den TV-Filmdokumentationen beträgt die Periodendauer aber nahezu 2 s, so wie eben auf der Erde. Die exakte Berechnung der Periodendauer für die Erde ergibt präzise

$$T= 6,28*\sqrt{0,7 \text{ m}/9,81} \approx \underline{1,7 \text{ s}}. \quad (3)$$

Dieser zeitliche Unterschied von 2,5 s ist gravierend! Außerdem müsste sich auf dem Mond eine leicht gedämpfte, periodische Schwingung ergeben, da auf dem Mond keine Atmosphäre vorhanden ist. Die wahrzunehmende Schwingung ist aber fast aperiodisch. Ergo: **Die Dreharbeiten erfolgten also eindeutig auf der Erde!**

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 damalige Realisierung eines Apolloprojektes sprechen. Andererseits konnten in den zurückliegenden Monaten und Jahren 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 Apollomission votieren und plädieren, 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 Institutsdirektor 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“. Am 03.07.2014, kurz vor Publikation dieser Broschüre, offerierte Buzz Aldwin in einer N 24-Abendsendung gegen 20.30 Uhr, dass die Treibstoffreserve nur noch für 5 s ausreichte. Was ist denn nun richtig - 25 s oder 5 s? Andererseits wurde in der Sendung vom 03.07.2014 die haarsträubende Theorie von Buzz Aldwin verkündet, dass die elektronische respektive elektrische Steuerung der Triebwerke der Mondlandefähre quasi als Prototyp für moderne Flugzeuge fungierte. Wie sollten denn sonst die Triebwerke der Mondlandefähre angesteuert werden? Etwa über Seilzüge? Es wird immer abenteuerlicher mit den Scheinargumenten zur Rechtfertigung von Apollo 11!

3. Nach der Landung war das amerikanische Stars- und Strips-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 TV-Farbkamera mit auf dem Mond transportiert, die damals zirka das Dreifache an Gewicht, wie eine Schwarz-Weiß-TV-Kamera besaß. Das Dreifache an Treibstoff im Verhältnis zu einer Schwarz-Weiß-Kamera in Gewichtsrelation der Kameras wäre hierfür allerdings zusätzlich erforderlich gewesen. Zudem ist das Pendelverhalten der Fahne sehr verräterisch! Denn die Pendelperiode T , die sich physikalisch zu

$$T = 2 * \pi * \sqrt{l : g} \quad (4)$$

errechnet, müsste auf dem Mond

$$T = 6,28 * \sqrt{0,7 \text{ m} : 1,6 \text{ m/s}^2} \approx \underline{\underline{4,2 \text{ s}}} \quad (5)$$

betragen. In den TV-Filmdokumentationen beträgt diese aber ca. 2 s, wie eben auf der Erde, wie die Berechnung

$$T = 6,28 * \sqrt{0,7 \text{ m} / 9,81} \approx \underline{\underline{1,7 \text{ s}}} \quad (6)$$

belegt (modifiziert nach einem Beitrag eines unbekanntens Autors der Apollo-11-Diskussion im Internet, 2008). Außerdem müsste auf dem Mond sich eine leicht gedämpfte, periodische Schwingung ergeben. Die wahrzunehmende Schwingung ist aber aperiodisch! Ergo: Die Fahne befand sich auf der Erde und die Dreharbeiten wurden auf unserem blauen Planeten realisiert.

4. Verräterisch im Sinne des Unsinnns 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 Filmstudio 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.

Ähnlich einem Fahrstuhl, wie in den Sendungen demonstriert, geht es nun wirklich nicht, denn es musste wieder eine ballistische Flugbahn beschrieben werden, um am Mutterschiff in 100 km Höhe erneut andocken zu können. 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 vom Triebwerk der Mondlandefähre zu sehen gewesen wäre.

Zudem ist die erste Flugphase beim Abheben eines Raketenkörpers im Schwerfeld 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 aus dem Erdorbit, wenn überhaupt!

8. Da der Bord-Computer nicht die erforderlichen Berechnungen an Bord des CSM/LEM vornehmen konnten, sollen die Daten zur Erde gefunkt worden sein. Dies ergäbe bei einer zu überbrückende Distanz von ca. $2 \cdot 400.000$ km eine Verzögerungszeit $\Delta t \approx 2,7$ s. In dieser Zeit hätte das CSM/LEM bei einer Geschwindigkeit von beispielsweise $v=1,5$ km/s eine Strecke von ca. $s=4$ km zurückgelegt! Die notwendigen Kurs-Korrekturen hätten nicht mehr ausgeführt werden können!

9. Immer wieder wird die Behauptung strapaziert und kolportiert, dass sich auf der Mondoberfläche Laserreflektoren mit einer Flächengröße von $0,46 * 0,46 \text{ m}^2 \approx 0,21 \text{ m}^2$ befinden würden, die die Apollo-Astronauten auf dem Mond bei ihrer Expedition dort angeblich 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. $0,1 \mu\text{m/m}$ liegt. Dies bedeutet auf 384.401 km Erde-Mond-Entfernung (mittlere Distanz Erde -Mond) eine Streuung von rund $38,44 \text{ m}$ (siehe auch Lindner, 1973). Wenn ein Laser-Signal, also ein Laser-Strahl die Tripel-Reflektoren treffen würde, dann könnte nur noch ein geringer Teil der ursprünglichen Energie von rund $0,21 \text{ m}^2$: $38,44 \text{ m}^2 \approx 5,5 * 10^{-3} = 0,0055$ vom Mond zur Erde zurück gelangen. Um sich diese Dimension konkret und bildlich zu verdeutlichen, sei folgendes dazu ausgeführt: Momentan liegt die Leistung von Hochenergielasern im kW-Bereich, wobei dann vom Mond aus nur noch eine Leistung von $5,5 \text{ Watt}$ (zum Vergleich: eine Glühbirne hat beispielsweise 100 W Leistung) zurückgesendet werden könnte. Retour zur Erde würde der Strahl mit einer Mächtigkeit von $0,21 \text{ m}^2$ Fläche sich weiter extrem auffächern, so dass auf die Erdatmosphäre auftreffend, nur noch ein verschwindend geringes Signal mit einer ganz minimalen Leistung von $0,03 \text{ W}$ registrierbar wäre, das von der Erdatmosphäre in jedem Falle völlig absorbiert werden würde. Im Klartext: auf der Erde würde kein Signal mehr vom ursprünglich ausgesendeten Lasersignal registrierbar oder nur noch ein natürliches Eigenrauschen des Lasers detektierbar! Übrigens: in der N 24 -TV-Sendung zu Apollo 11 am 14.11.2009 gegen 20.50 Uhr, wo dieses Laserverfahren zum Anpeilen der Tripel-Reflektoren auf dem Mond „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 so nebenbei bemerkt: In dieser Sendung trat auch ein grober Regiefehler auf: Die Masse der gelandeten Fähre auf dem Mond wurde vom Exastronaut Buzz Aldwin mit 14 t beziffert, obwohl die Masse vom Mondlandemodul LM nach NASA-Angaben nur gerade einmal 6,8 t auf dem Mond betragen haben soll und kann. Denn: 15 t Masse im Mondorbit minus 8,2 t Treibstoffverbrauch für die Landung auf dem Mond ergibt nach Adam Ries 6,8 t. Ergo: Die Apollo-Experten und Astronauten wissen anscheinend selbst nicht, welche Parameter die Mondlandefähre besaß.

10. 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!

Bevor Juri Gagarin, der erste Kosmonaut /Astronaut der Welt, ins All startete, wurden von den sowjetischen Wissenschaftlern 45 Testflüge mit Hunden im Erdorbit durchgeführt. Danach wurde Iwan Iwanowitsch, eine Nachbildung eines Kosmonauten in die Erdumlaufbahn geschickt. Und dann erst startete Juri Gagarin in die erdnahe Umlaufbahn!

11. In einer TV-Sendung wurden der österreichische Raumfahrttechniker- und Raumfahrtpionier Oberth und Werner von Braun 1969 interviewt. Diese Originalvideoaufzeichnungen wurden vor geraumer Zeit ausgestrahlt. **Oberth war sichtlich pikiert und konsterniert!**

Übrigens: Der Einzige, der dass Betrugsmanöver größten Stils und aller Zeiten wohl damals durchschaut hatte, war der österreichische Raumfahrtpionier Oberth mit seiner universitären Bildung!

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

13. Wer hat eigentlich den ersten Astronauten auf dem Mond, Neil Armstrong beim vermeintlichen Ausstieg aus dem Lunamodul zur Mondoberfläche gefilmt? War hier etwa wieder der „Mann im Mond“ im Spiel?

14. Am 09.11. 2013 wurde in den Abendstunden in N 24 ein Film zum Apollo-Programm ausgestrahlt. Wie dort die Abkopplung des Lunamoduls vom Kommando-Service-Modul von Apollo 17 in der Mondumlaufbahn inszeniert wurde, war physikalischer Blödsinn. Das Lunamodul löste sich abrupt vom CSM und steuerte sofort quasi im rechten Winkel auf die Mondoberfläche zu. So funktioniert dies einfach nicht, um zur Mondoberfläche zu gelangen. In einer ersten Phase hätte sich die Geschwindigkeit vom LM erhöhen und dann hätte in einer zweiten Phase eine Abbremsung erfolgen müssen. Und die Flugbahn zum Mond hätte eine Parabel beschreiben müssen und keinen rechten Winkel.

Der Start von der Mondoberfläche erfolgte selbstverständlich bei Apollo 17 wieder in gewohnter Manier: Das LM wurde in die Mondumlaufbahn von 0 m/s auf rund 1600 m/s in die Mondumlaufbahn katapultiert. Dies ist ebenfalls physikalischer Blödsinn!

15. Und am 08.02.2014 wurde dann zum wiederholten Mal in N 24 in den frühen Nachmittagsstunden die TV-Dokumentation mit dem Pro und Kontra zu Apollo 11 ausgestrahlt. Der „Hammer“ war eine Selbstentlarvung mit den aufgenommenen und ausgestrahlten sterilen Stützbeinen der Mondlandefähre, wo kein Körnchen Mondstaub wahrzunehmen war.

16. Am 02.03.2014 wurde im Fernsehsender N 24 die katastrophale Geschichte von Apollo 13 gegen 16.30 Uhr ausgestrahlt. In der Kommandokapsel soll auf dieser Mondmission angeblich das Sauerstoffsystem ausgefallen sein. Die Astronauten sollen damals in die Mondlandefähre umgestiegen sein, um nach einer Mondumrundung im Mondlandemodul zur Erde wieder zurückzukehren. Unabhängig von den

geschilderten ominösen Reparaturarbeiten, die mehr als abenteuerlich anmuteten, konnten die Astronauten erst recht aus physikalischen Gründen niemals in der Mondlandefähre wieder in die Erdatmosphäre einmünden, weil die Mondlandefähre vor dem Hitzeschild installiert war! Soll heißen: Ohne Hitzeschild wäre eine Landung auf der Erde unmöglich gewesen. Und mit der Mondlandefähre als Hitzeschild wäre das Lunamodul zusammen mit dem Kommandomodul verglüht. Am 18. und 19.07. 2015 in der Abend- und Nachmittagssendung von N 24 wurde dieses Faktum korrigiert. Pikant war aber nunmehr, dass nach dem Umstieg der Astronauten in die Mondlandefähre, die Triebwerke der Mondlandefähre gezündet wurden. Wie soll denn dies funktioniert haben? Außerdem wurde in diesen beiden Sendungen widersprüchliche Parameter, beispielsweise zu den Eintrittstemperaturen in die Erdatmosphäre angegeben.

16. Ja, und wie sollte die Landung mit dem Lunamodul überhaupt auf dem Mond praktiziert und realisiert worden sein? Eine vertikale Abwärtsbewegung mit einem ca. 6,4 m hohen Raumflugkörper, wo der Schwerpunkt S_{yg} ca. 2,4 m (siehe gesamte Herleitung unter 7.5 auf der Seite 84) über der Düsenmündung liegt, bildet ein instabiles mechanisches System, wenn auch der Schwerpunkt relativ dicht am Schubpunkt des Triebwerkes (ca. 1,5 m) angesiedelt ist. Ein Deltaprojekt der NASA, das dieses Problem lösen sollte, ist übrigens bisher gescheitert!

Die Chinesen haben dieses Problem bei ihrer Mondlandung am Sonnabend, dem 21.12.2013 dadurch gelöst, dass die Raumsonde Chang'e-3 eine ganz flache Silhouette aufwies, wo der Schwerpunkt ganz nahe am Schubpunkt des Triebwerkes und unmittelbar an der Düsenmündung lag.

Fazit: Die Summe dieser erdrückenden 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 knallharten 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 (1959), ein damals international angesehener 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 weiteres 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 Mondlandung mindestens drei Raumflugkörper erforderlich sind (dieses erwähnte Faktum von Sternfeld ist bereits durch die Praxis von Smart 1 und Chnag`e-3 widerlegt). 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 könnte eine Mondlandung nur durch folgendes Szenario nach Sternfeld realistisch praktiziert werden: Die Saturnrakete hätte ein Raumschiff, das sich bereits auf der Mondumlaufbahn befand, tangieren müssen. Nach Umsteigen auf dieses Raumschiff hätten sich die Astronauten dann in die Mondfähre begeben müssen. Danach wäre erst 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. Übrigens sollen nach Sternfeld die möglichen Flugbahnen und Flugszenarien damals gemeinsam mit amerikanischen Astrophysikern auf amerikanischen Computern berechnet worden sein.

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 noch 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 und formuliert.

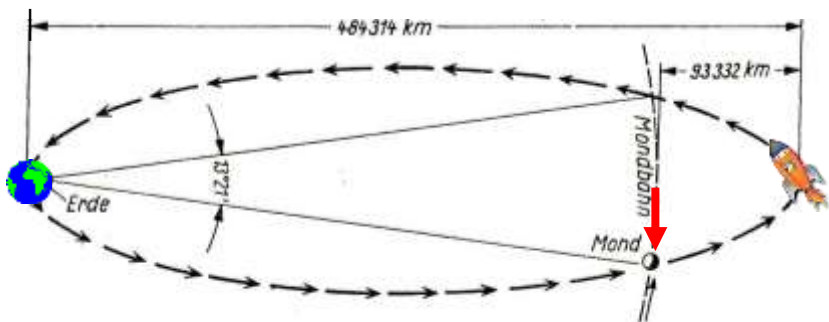


Abb. 5: Erste Variante einer astrophysikalischen Bahn zum Mond, wobei der Mond einmal im siderischen Monat tangiert wird (zitiert nach Sternfeld, 1959). Auch hier ist eine Landung auf dem Mond nicht möglich! (siehe roten Pfeil).

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 **akkurat 14 Tage Flugzeit nach Sternfeld.**

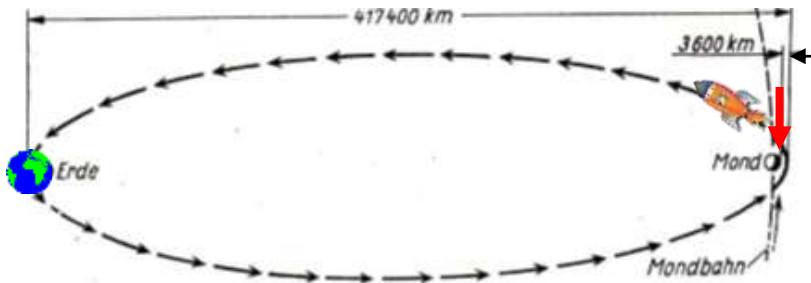


Abb. 6: Zweite Variante einer astrophysikalischen Flugbahn zum Mond in einer Entfernung von 3600 km zum Erdtrabant. Der Mond wird nur einmal in zwei siderischen Monaten tangiert (zitiert nach Sternfeld, 1959). Auch hier ist eine Mondlandung nicht so ohne weiteres möglich (siehe roten Pfeil).

In der Abbildung 6 gestaltet sich die astrophysikalische Situation noch prekärer und komplizierter. Der Mond wird hier 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 14 Tage währen und im zweiten Falle über 60 Tage betragen. Ein eklatanter Widerspruch zur Apollo-11-Regieme 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 Bahnhofstraße 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 10,5 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 amerikanischen Computern in den fünfziger Jahren errechnet, wie bereits weiter oben erwähnt!** Die vermeintliche Mondmission von Apollo 11 betrug aber nach NASA-Angaben akkurat 8 Tage, drei Stunden und 17 Minuten! Und der Orbit lag laut NASA 100 km über der Mondoberfläche und nicht 200 km. Unabhängig von der Präzision, der Korrektheit und den etwaigen Widersprüchen der obigen Darstellungen: Denn Grau ist alle Theorie und grün der Baum der Erfahrung und Erkenntnis! 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 Kouroun 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. Und die chinesische Raumsonde Chang'e-3 fand im Dezember 2013 erst nach 14 Tagen den Weg zum Mond. Damit wäre Apollo 11 bis N bereits empirisch eindrucksvoll widerlegt.

Und die von der NASA propagierte und deklarierte Achterschleife von Apollo 11 zum Mond und zurück zur Erde ist einfach astrophysikalischer Blödsinn, weil sich Planeten, Satteliten von Planeten und Raumflugkörper nach dem Ersten Keplerschen Gesetz auf elliptischen Bahnen um Zentralgestirne, Planeten und Satteliten bewegen! Mit der irrsinnigen von der NASA deklarierten Achterbahn von Apollo 11 hätte sich der Treibstoffverbrauch um ein Mehrfaches erhöht, wie gezeigt werden kann.

Fazit und Resümee: Apollo 11 war zudem noch eine dilettantische Fehllinszenierung mit gigantischer Dimension und das größte Betrugsmanöver aller Zeiten in der Menschheitsgeschichte!

Nunmehr ist mit absoluter Sicherheit wissenschaftlich geklärt: Zum Mond und zurück benötigt man mindestens 28 Tage!

Im Internet ist eine höchst interessante und brisante Arbeit mit dem Titel „Satellit im Kraftfeld Erde-Mond“ von dem Astrophysiker/Raumfahrtexperten Prof. Dr. R. Kessler von der Fachhochschule Karlsruhe zu Flugbahnen und Flugzeiten von Satelliten von der Erde zum Mond und zurück aus dem Jahre 2011 publiziert worden (Kessler, 2011). Kessler hat im Jahre 2011 mit Rechnersimulation auf der Grundlage von sechs Differenzialgleichungen die Flugbahnen und Flugzeiten von Raumflugkörpern von der Erde zum Mond und zurück berechnet. Als Ergebnis seiner Berechnungen kam heraus, dass im Wesentlichen nur zwei äußerst komplizierte schleifenförmige Flugbahnen mit 6 Wendepunkten mit Flugzeiten von 56 Tagen und ca. 7,6 Monate existieren. Dabei handelt es sich offensichtlich um energiearme Flugbahnen.

Über die Anwendung des 3. Keplerschen Gesetzes kommt man zu einer Umlaufzeit eines Satelliten um die Erde und um den Mond von ca. 28 Tagen! Damit dürfte wissenschaftlich eindeutig geklärt sein, dass man nicht innerhalb von 8 Tagen von der Erde zum Mond und zurück gelangen kann! Apollo 11 bis N hat also niemals stattgefunden!

5. Die strahlenphysikalische Widerlegung von Apollo 11

5.1. Erste strahlenphysikalische Betrachtungen im Jahre 2009

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 gelandet“. Dies war der auslösende Impuls dazu, die etwaige Strahlenbelastung auf acht Tage Strahlenexposition 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 unbeschadet 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, also von der Magnetosphäre der Erde geschützt, die ca. 45.000 km ins Weltall reicht. Sternfeld (1959) referierte und zitierte ein erstaunliches und zugleich sehr relevantes Ergebnis diesbezüglich: Auf dem 7. Internationalen Astronautenkongress (das Jahr ist unbekannt und konnte auch nicht mehr recherchiert werden) berichtete der Raumbiologe Simons aus New Mexiko (USA) über Höhenversuche mit schwarzen Mäusen bis in 30 km der Stratosphäre, die in Ballons über 30 Stunden der Höhenstrahlung in einer Aluminiumkapsel ausgesetzt waren (die Wandstärke wurde nicht angegeben). Im Resultat dessen, bildeten sich auf dem Fell der schwarzen Mäuse graue Flecken. Dieses Forschungsergebnis ist einfach frappierend:

Nur 30 h Strahlungsexposition in einer Aluminiumkapsel in einer Höhe von 30 km bewirkten gravierende pathologische Veränderungen des Fells der Mäuse! Andererseits dürfte allgemein bekannt sein, dass durch die kosmische Strahlung oftmals Defekte der Elektronik in den Raumflugkörpern bereits im erdnahen Raum und erst recht in den Satelliten und kosmischen Sonden im Weltall auftreten. Es ist deshalb evident, dass die kosmische Strahlung in jedem Falle pathologische Wirkungen auf den menschlichen Organismus auszuüben vermag!

Um es vorwegzunehmen: Die Astronauten wären im Kommandomodul und in der Mondlandefähre einer Strahlendosis von mindestens 11 Sievert (Sv) bis 26 Sv ausgesetzt gewesen, wenn man sich in diesem Zusammenhang die Solarkonstante mit dem Energiefluss von $8,5 \cdot 10^{15}$ MeV/m²*s und die hochenergetische Teilchendichte im Kosmos vor Augen hält.

Zunächst einmal ist zu konstatieren, dass im erdnahen Raum der Teilchenstrom von der Sonne und aus dem All ungefähr 1000 Elementarteilchen pro Sekunde und Quadratmeter beträgt (ungefähr die Fläche des menschlichen Körpers- siehe A. Sternfeld, 1959; Lindner 1966 und 1972). Auf acht Tage Mondmission berechnet, würde die Anzahl der Protonen (bei 85 Prozent der Gesamtstrahlung nach Sternfeld, 1959, Lindner, 1966 und 1972), die einen Astronauten treffen würden

$$N = 691.200 \text{ s} \cdot 0,85 \cdot 1000 \cdot 1/\text{s} \approx \underline{0,6 \cdot 10^9} \quad (7)$$

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

$$E_{\text{Proton}} = 0,6 \cdot 10^{15} \text{ eV} \quad (8)$$

(Elektronenvolt – siehe Sternfeld, 1959, Lindner, 1966 und 1972 und Internet, 2009). Damit ergibt sich eine Gesamtenergiemenge von

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

Ein eV repräsentiert die Energiemenge von $1,6 \cdot 10^{-19} \text{ J}$. Damit beträgt die Gesamtenergie in Joule berechnet

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

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 (1J/kg= 1 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 für einen ungeschützten menschlichen Körper 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 immer noch 84 Sievert aufgenommen.

Zum Vergleich: Infolge des Atombombenabwurfes auf Hiroshima verstarben alle Betroffenen in den Folgejahren, 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 nach obigen Berechnungsmodalitäten als Leichen auf der Erde angekommen.

Am 14.11.2009 wurde in einer 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. 8,8 Sievert (2 h *842: 192 h) 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. 3,3 Sievert absorbiert (entspricht 330 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 $0,6 \cdot 10^{15}$ eV Energie entspricht – die Energie im Magnetfeld müsste bedeutend höher sein) und die Teilchendichte wurde mit 10^6 Teilchen/(cm²*s) 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 cm^2 müssen in m^2 umgewandelt werden) und 1,125 h Flugzeit ergeben sich daraus

$$N = 10^6 * 3600 \text{s} * 1,125 * 10.000 * 1/\text{s} = 4050 * 10^{10} = \underline{\underline{4,050 * 10^{13}}} \quad (11)$$

Teilchen. Damit würde die Gesamtenergie in eV

$$E_{\Sigma} = 4,050 * 10^{13} * 10^7 \text{ eV} = \underline{\underline{4,050 * 10^{20} \text{ eV}}} \quad (12)$$

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

$$E_{\Sigma} = 4,050 * 10^{20} * 1,6 * 10^{-19} \text{ J} = 40,5 * 1,6 \text{ J} = \underline{\underline{64,8 \text{ J.}}} \quad (13)$$

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 **4 mSv!**

Aus den Informationen des Internet-Dokumentes (siehe vorhergehende Seite) zum Van-Allen-Gürtel lässt sich die Strahlenbelastung für die 192 h Flugzeit von Apollo 11 durchs All unzweifelhaft berechnen. Es ergibt sich bei einer postulierten Teilchendichte von 10^6 Teilchen/ $\text{cm}^2 * \text{s}$ und einer Teilchenenergie von 10 MeV eine Strahlenbelastung für die Astronauten von rund **134 Sv** (10^{10} Teilchen/ $\text{m}^2 * \text{s} * 10^7 \text{ eV} * 8 * 24 * 3600 \text{ s} * 1 \text{ m}^2 * 0,85 * 1,6 * 10^{-19} \text{ J/eV} : 70 \text{ kg} = 134 \text{ Sv}$).

Da die Raumkapsel eine Wandstärke von 2 cm gehabt haben soll (siehe Wikipedia: Van-Allen-Gürtel vom 21.10.2009), betrug die Strahlenbelastung $I=I_0 e^{-0,1 \cdot 2} = 0,82 \cdot I_0$ (*) oder 82 Prozent. Damit wären die Astronauten faktisch und realistisch betrachtet nach den obigen Berechnungen den gesamten Raumflug über, einer Dosis von $I=134 \cdot 0,82 \approx 110 \text{ Sv}$ ausgesetzt gewesen.**

Die obigen Betrachtungen und Berechnungen wurden im Herbst 2009 ohne Berücksichtigung differenzierterer Fakten und Erkenntnisse zur kosmischen Strahlenphysik vorgenommen.

5.2. Exakte strahlenphysikalische Kalkulationen

Eine Fundierung zur Strahlenphysik des Kosmos im Februar 2014 ergab nun, dass es nicht ganz so trivial ist, wie weiter oben reflektiert wurde! Die Materie mit der Materie der kosmischen Partikelstrahlung ist recht kompliziert. Der Teilchenstrom ist immer eine Funktion der Energie der Teilchen selbst, wo quasi ein negativer Potenzzusammenhang zwischen den beiden Variablen besteht, wie entsprechenden Publikationen übereinstimmend zu entnehmen ist (siehe Winkler, 2004; Kolanosk, 2006; Hebbeker, 2007, RWHT-Aachen, 2013, Pierre Auger Observatory, 2014). Soll heißen: Je höher die Energie, umso geringer die Anzahl der einfallende Teilchenstrom pro $\text{m}^2 \cdot \text{s}$ und umgekehrt. Bei einer Energie von 10^8 eV beträgt der Teilchenstrom beispielsweise unter 10.000 Teilchen pro s und m^2 , wie den Grafiken uniform zu entnehmen ist. Bei einer Energie von 10^{11} eV liegt der Teilchenstrom nur noch bei ca. 1 Partikel pro s und m^2 , so dass die Gesamtenergie auf 8 Tage hochgerechnet nur bei einem knappen Joule liegt (siehe Abb. 7).

Aber: Diese Teilchencharakteristik oder funktionelle Abhängigkeit von Teilchenenergie und Teilchenfluss wurde mit Messmethoden im erdnahen Raum oder gar auf der Erde gewonnen (siehe Hebbeker, 2007 und RWTH-Aachen, 2013 exemplarisch) und nicht direkt im Kosmos, weil dort Messungen viel zu aufwendig und zu kompliziert wären, um nicht zu sagen, fast unmöglich sind. Andererseits wird so die funktionelle Beziehung auch verständlich, weil Teilchen hoher Energie im Magnetfeld (Stichwort Lorentzkraft) und in der Atmosphäre der Erde stark abgelenkt und abgebremst werden und so gravierend Energie verlieren. So nimmt es nicht Wunder, dass die Teilchen niedriger Energie im erdnahen Raum überwiegen.

Um die Strahlenbelastung im Kosmos, also außerhalb der Erdatmosphäre und Magnetosphäre zu eruieren, muss man sich einer einfachen logischen Überlegung bedienen, ohne eine einzige Messung durchzuführen.

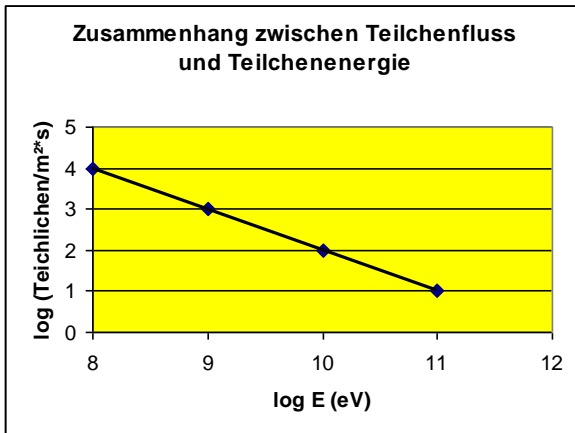


Abb. 7: Der prinzipielle Zusammenhang zwischen dem Logarithmus des Teilchenflusses (Partikel/m²*s) und dem Logarithmus der Partikelenergie in eV im Bereich von 10⁸ eV bis 10¹¹ eV (Marquardt, 2014: stark modifiziert nach Winkler, 2004; Kolanosk, 2006; Hebbeker, 2007 und der Praktikumsarbeit eines Studenten der RWTH-Aachen, 2013, Pierre Auger Observatory, 2014).

Dazu muss man die Solarkonstante mit ihrem gigantischen Energiefluss von 8,5*10¹¹ MeV/cm²*s = 8,5* 10¹⁵ eV/m²*s (Winter, 2004) in die Betrachtung zur Berechnung der kosmischen Strahlenbelastung mit einbeziehen. Damit ergibt sich für 8 Tage eine Strahlenexposition in Elektronenvolt zu:

$$E = 8,5 * 10^{15} \text{ eV/m}^2 * \text{s} * 6,9 * 10^5 \text{ Teilchen} * \text{m}^2 * \text{s} =$$

$$58,6 * 10^{20} \text{ eV} \approx 6 * 10^{21} \text{ eV.} \tag{14}$$

In Joule umgerechnet beträgt somit die Energie

$$E = 6 * 10^{21} \text{ eV} * 1,6 \text{ eV}^{-19} = \underline{\underline{9,6 * 10^2 \text{ Joule.}}} \tag{15}$$

Hier an dieser Stelle wird klar, dass die Strahlenbelastung für die Astronauten innerhalb der 8 Tage Flugzeit nach diesem Berechnungsmodus $D = 9,6 \cdot 10^2 \text{ Joule} \cdot 0,82 : 70 \text{ kg} \approx 11 \text{ Sv}$ betragen hätte und einfach infaust gewesen wäre!

Ferner liegt nach Hebbert (2004) und Kolanosk (2006) die Teilchendichte im Weltraum bei 5 Partikeln pro cm^3 . Dies entspricht pro m^3 einer Partikeldichte von $5 \cdot 10^6$. Die Teilchen sollen dabei eine mittlere Energie von 10 MeV besitzen. Damit beträgt die Energiedichte im Weltraum bezüglich der Teilchen nach obiger Quelle $5 \cdot 10^{13} \text{ eV/m}^3$. Wenn man von der Raumkapsel des CM von Apollo 11 mit einem Volumen von ca. 6 m^3 und einer Länge von rund 3 m ausgeht und auf 800.000.000 m Flugstrecke die Strahlenbelastung hochrechnet, dann ergäbe sich eine energetische Strahlenexposition von

$$E = 5 \cdot 10^{13} \text{ eV} \cdot 800.000.000 \text{ m} : 3 \text{ m} = 5 \cdot 10^{13} \cdot 2,7 \cdot 10^8 \text{ eV} = 1,4 \cdot 10^{22} \text{ eV} = 1,4 \cdot 10^{22} \cdot 1,6 \cdot 10^{-19} = \underline{\underline{2,2 \cdot 10^3 \text{ Joule}}} \quad (16)$$

Dies entspricht einer Strahlenbelastung von

$$D = 2,2 \cdot 10^3 \text{ Joule} \cdot 0,82 : 70 \text{ kg} \approx \underline{\underline{26 \text{ Sv}}} \quad (17)$$

Zur Übersicht und zum Verständnis soll die Tabelle 1 beitragen.

Tabelle 1: Zusammenfassung der wesentlichen Ergebnisse zur Strahlenbelastung für die Astronauten auf die vermeintliche 8-tägige Tour zum Mond aus verschiedenen Quellen.

Lfd. Nr.	Teilchen/m ² *s Teilchen /m ³	E/eV/Proton	D/ Sv	Quellenlage
1.	1700	10 ¹⁵	1500	Sternfeld, 1959
2.	1000	10 ¹⁵	900	Lindner, 1966
3.	1300	10 ¹⁵	1200	Lindner, 1973
4.	10 ¹⁰	10 ⁷	134	Internet , 2009
5.	8,5*10 ¹⁵ eV/ m ³ *s	8,5*10 ¹⁵ eV/ m ³ *s	11	Solarkon- stante nach Winter, 2004
6.	5*10 ⁶ /m ³	5*10 ¹³ eV	26	Hebert, 2004 und Kolonek, 2006

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

Damit wurde Apollo 11 und N mit mathematisch-physikalischen Mitteln und Methoden auf einer zweiten Ebene eindrucksvoll widerlegt!

() Die Strahlenintensität I_0 nach Passieren einer Platte aus beliebigem 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

$$I = I_0 * e^{-0,1 * 10} \approx 0,367 * I_0,$$

wobei die Absorptionsrate damit bei 0,633 bzw. 63,3 Prozent liegt. Und für eine 2 cm mächtige Aluminiumhülle muss man mit einer Strahlenbelastung von

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

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 (Brennstoffe der Triebwerke der Mondlandefähre) und Distickstofftetroxid (Oxidator der Triebwerke der Mondfähre) würde schlicht und ergreifend die Gesamtmasse der Landefähre bei weitem überschreiten! Was allerdings zu beweisen wäre!

6. 1. Eine erste Abschätzung 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 (nach NASA-Angaben und anderen Quellen soll die Masse $M_{02} = 4,7$ t betragen haben). Da nur dieses Datum für den Rückflug vom Mond in den Mondorbit der Fähre bei der Erstellung 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

$$E = h * m * g \quad (18)$$

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

$$E = H(\text{Flughöhe zum Mondorbit}) * M (\text{Masse der Fähre}) * 1,64 \text{ m/s}^2, \quad (19)$$

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

$$E = 100 \text{ km} * 4,5 \text{ t} * 1,635 \text{ m/s}^2 = 100.000 \text{ m} * 4500 \text{ kg} * 1,635 \text{ m/s}^2 = 735.750.000 \text{ Nm} = 735.750.000 \text{ J} \approx \underline{\underline{0,74 \text{ GJ}}}. \quad (20)$$

Die erforderliche Treibstoffmasse M_{Tr} errechnet sich damit zu:

$M_{Tr} = E$ (Energie in J):

$$[T \text{ (Brennkammertemperatur)} * R \text{ (Gaskonstante des Treibstoffes)}] \quad (21)$$

(siehe Wolff, 1966). Die Treibstoffmenge müsste also faktisch

$$M_{Tr} = 735.750.000 \text{ J} : (3080 \text{ Grad} * 476 \text{ J/kg Grad}) \approx 502 \text{ kg} \approx \underline{\underline{0,5 \text{ t}}}, \quad (22)$$

ohne Berücksichtigung des Wirkungsgrades des Triebwerkes 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 26 weiter unten auf Seite 48), 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 Treibstoffmasse vom Lunamodul auf dem Mond gerade einmal 2,3 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 Abschätzung der Energiebilanz vorzunehmen. Obwohl die nachfolgend genannten Massewerte von denen der NASA abweichen, wurde mit diesen Parametern eine Abschätzung zur Energiebilanz vorgenommen. 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 - Fähre (die Tonnage betrug tatsächlich 15 t – der Fehler ist aber für die nachfolgenden mathematischen Betrachtungen unerheblich) neben den 8 t (der korrekte Wert betrug nach NASA-Angaben 10,8 t) Treibstoff ohne Berücksichtigung des Wirkungsgrades zunächst einmal noch zusätzlich rund 3,2 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 nächste Seite). Ein eklatanter Verstoß gegen das Masse- und Energieerhaltungsgesetz! Was zu beweisen wäre!

Die 14 t (korrekt sind 15 t) schwere Fähre soll den Mond mit einer Geschwindigkeit von 5600 km/h (dies entspricht 1556 m/s – der korrekte Wert beträgt rund 1670 m/s) umrundet haben. Nach der vermeintlichen Landung auf dem Mond, waren von den ursprünglichen 8 t Treibstoff (korrekt 10,8 t) 7 t verbrannt. Die Fähre wog dann also nur noch ca. 7 t (korrekt 6,8 t). Die mittlere Masse im Landeanflug betrug also $m = (14+7)*0,5 t = 10,5 t$. 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:

$$E_{\text{Landung}} = v^2 * m * 0,5 = (1556 \text{ m/s})^2 * 10500 \text{ kg} * 0,5 \approx$$

$$12 \text{ G Nm} = \underline{\underline{12,7 \text{ GJ}}} \quad (23)$$

erforderlich gewesen. Nach der angeblichen Ankopplung ans CSM im Mondorbit, soll nach Aussagen der Moderatoren die Fähre nur noch einem Gewicht von 3,5 t entsprochen haben (korrekt 2,1 t). Wenn von der obigen Startmasse $M_{o2} = 4,5 t$ (korrekt 4,7 t) vom Mond ausgegangen wird, dann betrug die durchschnittliche Masse während des Startvorganges damit 4 t $[(4,5 t + 3,5 t) * 0,5 = 8 t * 0,5 = 4 t]$. Die Fähre musste allerdings wieder die ursprüngliche Anfangsgeschwindigkeit von 1556 m/s erreichen, um ans CSM andocken zu können. Für die Startphase vom Mond wäre also eine Energie von

$$E_{\text{Start}} = v^2 * m * 0,5 = (1556 \text{ m/s})^2 * 4.000 \text{ kg} * 0,5 \approx$$

$$4,58 \text{ G Nm} = \underline{\underline{4,8 \text{ GJ}}} \quad (24)$$

notwendig gewesen. Die erforderliche Gesamtenergie E_{gesamt} beträgt demnach rund 17,5 GJ.

Die 8 Tonnen Treibstoff, bestehend aus dem Brennstoff Hydrazin/asymmetrisches Dimethylhydrazin und dem Oxidator Distickstofftetroxid lieferten aber höchstens eine Energie von

$$E_{\text{Treibstoff}} = m (\text{Treibstoffmasse}) * T (\text{Verbrennungstemperatur in der Triebwerkskammer}) * R (\text{Gaskonstante des Treibstoffes}) =$$

$$8.000 \text{ kg} * 3080 \text{ Grad K} * 476 \text{ J/Grad K} * \text{kg} = 11.728.640.000 \text{ J} \approx$$

$$\underline{\underline{11,7 \text{ GJ}}} . \quad (25)$$

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 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

$$\eta = \eta_i \eta_a = 0,41 * 0,48 = 0,1968 \approx \underline{\underline{0,2}} \quad (26)$$

(Wolff, 1966). Damit reduziert sich die zur Verfügung stehende Energie auf

$$E_{\text{effektiv}} = E_{\text{Treibstoff}} \eta = 11,7 \text{ GJ} * 0,2 \approx \underline{\underline{2,34 \text{ GJ}}} . \quad (27)$$

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

$$E = 8 \text{ t} * (17,5 : 2,34) = 8 \text{ t} * 7,48 \approx 59,84 \text{ t} \approx \underline{60 \text{ t}}. \quad (28)$$

Mit anderen Worten: Um das Mondprojekt Apollo 11 zu realisieren, wäre also zirka das 7,5-fache (17,5:2,34) 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 Raketentreibstoff, um das Mondprojekt durchführen zu können.

Mehr noch: Es konnte nicht einmal die Landung auf dem Mond erfolgen, denn die Treibstoffmenge von 10,8 t (korrekter Wert) reichte dazu einfach nicht aus. Auch wenn die gesamte Mondfähre 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 ein Mehrfaches an Treibstoffmenge im Vergleich zu irdischen Bedingungen schlicht und ergreifend erforderlich! Beim Start einer Rakete von der Erde und zur Rückführung 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 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, faktisch ohne „Rückfahrkarte“.

Immer wieder wurde den Gegnern des Apolloprojektes eine Art Verschwörungstheorienmentalität 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 bei der Landung auf dem Mond 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. Das Mondlandemodul in 100 km Orbithöhe hätte mit einer durchschnittlichen Masse von 10,5 t eine potentielle Energie von:

$$E = 10.500 \text{ kg} * 100.000 \text{ m} * 1,635 \text{ m/s}^2 \approx 1,72 \text{ G Nm} = \underline{\underline{1,72 \text{ GJ}}} \quad (29)$$

Damit erhöht sich die notwendig Energie beim Abstieg zum Mond also nur um diesen Betrag und ist in Relation zu 11,7 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

$$E_{\text{Start}} = 4.000 \text{ kg} * 100.000 \text{ m} * 1,635 \text{ Nm} \approx \underline{\underline{0,65 \text{ GJ}}} \quad (30)$$

Absolut erhöht sich die erforderliche Energie also um

$$1,72 \text{ GJ} + 0,65 \text{ GJ} = \underline{\underline{2,37 \text{ GJ}}} \quad (31)$$

In Relation zur ursprünglich errechneten Energie von 11,7 GJ (siehe weiter oben) verändert sich an der Gesamtenergiebilanz und -situation von den Größendimensionen her im ersten Moment kaum etwas! In Raketentreibstoff umgerechnet, macht dies allerdings

$$m = E : (R * T * \eta) = 2,37 \text{ GJ} : (3080 \text{ } ^\circ \text{K} * 476 \text{ J/kg K} * 0,2) \approx 8,1 \text{ t} \quad (32)$$

aus.

Nach diesen Berechnungsmodalitäten wären also nicht ca. 60 t Raketentreibstoff erforderlich gewesen, um das Apolloprogramm zu realisieren, sondern sogar über 68 Tonnen.

An dieser Stelle muss unbedingt hervorgehoben werden, dass es sich um sehr grobschlächtige Kalkulationen handelt, wo sich der Autor im Niemandsland Schritt für Schritt vortastete, um der Wahrheit zu Apollo 11 auf die Spur zu kommen. Es ging hier primär um erste Abschätzungen zur Realisierbarkeit des Apollo-Programms. Zudem standen zu diesem Zeitpunkt der Berechnungen nur wenige belastbare Daten und Parameter zur Verfügung. Aber immerhin: Diese Schätzung kam dem wahren Treibstoffdefizit zur Landung auf dem Mond und dem Start vom Erdsatteliten, die mit der Raketengrundgleichung $v_B = v_e \cdot \ln(M_I + M_T)$: M_I berechnet wurde, von der Größenrelation her recht nahe! Denn es fehlten korrekter Weise ca. 30 t, um diese beiden astrophysikalischen Aktionen forcieren zu können (siehe dazu Abbildung 8, Seite 67).

6.4. Die exakte mathematisch-physikalische Berechnung der Treibstoffbilanz

6.4.1. Die Darstellung im Internet zum Start von Apollo 11 ins All

Entsprechend der Website de.wikipedia/org vom Juli 2013 lautet die Version zum Start von Apollo 11 in den Kosmos wie folgt (zitiert nach Wikipedia): „Apollo 11 startete am 16. Juli 1969 um 13:32 an der Spitze der 2940 Tonnen schweren Saturn V von [Cape Canaveral, Florida](#) und erreichte zwölf Minuten später planmäßig die [Erdumlaufbahn](#). Nach anderthalb Erdumkreisungen wurde die dritte Raketenstufe erneut gezündet. Sie brannte etwa sechs Minuten lang und brachte das Apollo-Raumschiff auf Mondkurs. Kurze Zeit später wurde das Kommando-Service-Modul ([CSM](#)) an die [Landefähre](#) angekoppelt.“ (zitiert nach Wikipedia zu Apollo 11, Juli, 2013). Wie hätte denn dies bitte schön astrophysikalisch so funktionieren und geschehen können? Das Apolloraumschiff wurde auf Mondkurs gebracht, also nach einer logischen Interpretation auf ca. 11,2 km/s (exakt 11,18 km/s) beschleunigt und in den Kosmos gestartet und dann erst erfolgte die Kopplung mit dem Lunamodul (LM). Dies ist doch absolut physikalischer Schwachsinn! Die Kopplung von CSM und LM konnte

doch nur direkt in der Erdumlaufbahn erfolgen. Andererseits soll sich nach NASA-Angaben das CSM und LM bereits beim Start von Apollo 11 von der Erde auf der dritten Stufe der Saturn-Rakete befunden haben. Was ist denn nun richtig?

6.4.2. Die 1. und 2. Kosmische Geschwindigkeit

Nun unbeirrt zur Logik und zu den physikalisch-mathematischen Berechnungen von Apollo 11 zur Verifizierung oder Falsifizierung anhand der Treibstoffbilanz für die Start- und Flugbahn: Um mit einem Raumkörper zum Mond gelangen zu können, muss zunächst einmal die 1. Kosmische Geschwindigkeit von ca. 7,9 km/s erzielt werden, damit man in die Erdumlaufbahn einmünden kann. In der Tabelle 1 sind die Start- und Leermassen M_0 und M_L der einzelnen drei Stufen der Saturn-V-Rakete neben den effektiven Ausströmgeschwindigkeiten v_e laut NASA-Angaben aufgelistet (siehe Tabelle 2 auf der nächsten Seite und Tabelle 4 im Anhang 11.1.). Entsprechend der Raketengrundgleichung

$$v_B = v_e * \ln(M_0 / M_L) \quad (33)$$

könnte man mit den drei Stufen nach einer Modifikation der Formel (33) theoretisch eine maximale Bahn- und Brennschlussgeschwindigkeit von

$$v_B = 2,6 \text{ km/s} * \ln(2940:654) + 4,2 \text{ km/s} * [\ln(654:164) + \ln(164:45)] \approx$$

$$2,6 \text{ km/s} * 1,5 + 4,2 * \text{km/s} (1,38 + 1,29) = 3,9 \text{ km/s} + 4,2 \text{ km/s} * 2,67 =$$

$$3,9 \text{ km/s} + 11,2 \text{ km/s} = \underline{\underline{15,1 \text{ km/s}}} \quad (34)$$

ohne Berücksichtigung der Gravitation und des Luftwiderstandes erzielen. Andererseits muss die effektive Ausströmgeschwindigkeit der 2. und 3. Stufe von 4200 m/s mehr als angezweifelt werden, da die theoretisch maximale Ausströmgeschwindigkeit der Treibstoffkombination Wasserstoff und Sauerstoff der J-2-Triebwerke bei 5090 m/s liegt und bei einem Brennkammerdruck von 50 bar und einen Adiabatenexponenten von $\lambda=0,125$ lediglich $v_e=0,7 * v_{\max}$ in den sechziger Jahre erreicht werden konnten (siehe Abb. 9, Seite 79 und Anhang auf Seite 95). Damit hätten man höchstens von

Tabelle 2: Treibstoffkombinationen der einzelnen Stufen mit den Start- und Leermassen und den effektiven Ausströmgeschwindigkeiten v_e der Raketentreibstoffe (Leitenberg, B, 2013 und NASA im Internet***).

Stufe N/Treibstoff	M_0 t	M_L t	v_e m/s	Bemerkungen
1. RP (Kerosin) + O_2	2286	135	2600	
2. $H_2 + O_2$	490	39	4200	v_e ist anzuzweifeln
3. $H_2 + O_2$	119	13	4200	Dto. siehe Anhang 3560 sind realistisch
CSM $(CH_3)_2N_2H_2$ - Dimethylhydrazin u. N_2H_4 - Hydrazin u. N_2O_4 - Distickstofftetroxid	30,3	26/11	2560	$M_0 = 30,7$ t nach Leitenberg, ursprünglich wurden 4 t, nunmehr werden ca. 19 t Treibstoff deklariert
1. LM im Orbit	15 = $M_{01} =$	6,8 = $M_{L1} =$	2560	$M_{Tr} = 8,2$ t + $2,3$ t + $0,3$ t = 10,8 t ; $M_{Tr} + M_{L1} + M_{L2} = M_0 = 2,1$ t + $2,1$ t + 10,8 t = 15 t
2. Landestufe LM Treibstoff wie das CSM	10,3 +	2,1 + $M_{02} =$ 4,7	2560	$M_{Tr1} + M_{L1} = 8,2$ t + $2,1$ t = 10,3 t
3. Startstufe LM Treibstoff wie das CSM und die Landestufe	$M_{02} =$ 4,7	$M_{L2} =$ 2,1	2560	$M_{Tr2} + M_L = 2,3$ t + 0,3 + 2,1 t = 4,7 t ; die 0,3 t stehen für den Treibstoff der Stabilisierungstriebwerke
Σ	2940 2930	- -	- -	Differenz von 10 t laut einiger Autoren

***Anmerkungen zur Tabelle 1: Es gibt zu den einzelnen Parametern und Positionen sehr unterschiedliche Angaben der einzelnen Autoren und einige Parameter werden von so manchem Verfasser auch schon einmal verwechselt. Ungeachtet der Tatsachen, werden durch diese Differenzen und die auf der Basis dieser Daten vorgenommenen Berechnungen, die generellen Aussagen zur Verifizierung vs. Falsifizierung von Apollo 11 und N absolut nicht beeinflusst.

$$v_e = 0,7 * 5090 \text{ m/s} = \underline{\underline{3563 \text{ m/s}}} \quad (35)$$

profitieren können. Somit läge die Brennschlussgeschwindigkeit nicht bei 15,1 km/s, sondern betrüge nur

$$v_B = 2,6 \text{ km/s} * \ln(2940:654) + 3,56 \text{ km/s} * [\ln(654:164) + \ln(164:45)] \approx$$

$$2,6 \text{ km/s} * 1,5 + 3,56 \text{ km/s} * (1,38 + 1,29) = 3,9 \text{ km/s} + 3,56 \text{ km/s} * 2,67 =$$

$$3,9 \text{ km/s} + 9,5 \text{ km/s} = \underline{\underline{13,4 \text{ km/s.}}} \quad (36)$$

Da die Saturn-V-Rakete von Cap Canaveral /Florida (Breitengrad 28,3°) aus in die Ostrichtung gestartet wurde, muss zu dem Wert von 13,4 km/s unbedingt die durch die Erdrotation hervorgerufene zusätzliche Geschwindigkeit von

$$\Delta v_{ER} = 0,4646 * \cos \delta = 0,464 * \cos(28,3+2)^\circ = 0,4 \text{ km/s} \quad (37)$$

zuaddiert werden. Durch die Erdgravitation hingegen tritt eine Geschwindigkeitsreduktion ein. Diese ergibt sich aus dem Produkt von der Erdbeschleunigung g multipliziert mit der Brennschlusszeit t (erste Stufe bis zu einer Höhe von 44 km $t_1 = 161$ s). Ab der zweiten Stufe ($t_2 = 360$ s, Brennschlusszeit der dritte Stufe $t_3 = 219$ s) muss eine Optimierung des Einschusswinkels in den Orbit vorgenommen werden. Die Frage lautet nun, wie diese Flugbahn konkret aussehen müsste bzw. zu charakterisieren wäre. Die Startphase kann sicherlich trivialerweise nur vertikal erfolgen, insbesondere unter dem Aspekt des Luftwiderstandes. Bis zu einer Höhe von 44 km muss daher die Startphase quasi mit einer minimalen Abweichung von der Vertikalen senkrecht erfolgen, weil sich ansonsten andererseits der Luftwiderstand gravierend erhöhen würde. Ab dieser Grenze von 44 km, wo der Luftwiderstand kaum noch eine praktische Rolle spielt und eine Bedeutung hat, muss dann der Winkel für den Einschuss in den Erdborbit allmählich gewählt werden. Dieser Winkel kann mit der Gleichung

$$\Delta v_g = \sin \alpha * \cos \alpha * g * s: v, \quad (38)$$

durch Differenzieren abgeleitet werden. Es gilt nach (38), wobei $g * s * v =$

k.

$$\Delta v_g = (\sin \alpha \cdot \cos \alpha \cdot k) d\alpha = k [\cos \alpha \cdot \cos \alpha + \sin \alpha \cdot (-\sin \alpha)] = k (\cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha). \quad (39)$$

Setzt man nun (39) gleich null, dann resultiert daraus

$$0 = k (\cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha). \quad (40)$$

Somit ergibt sich nach Umformung

$$\sin^2 \alpha = \cos^2 \alpha. \quad (41)$$

Es gilt also

$$\sin \alpha = \cos \alpha. \quad (42)$$

Der Einschusswinkel in den Erdborbit muss ab einer Flughöhe von 44 km optimaler Weise also 45° betragen. Der Sinus und Kosinus von 45° entspricht dem Wert von 0,707. Damit kann die Geschwindigkeitsreduktion durch die Erdgravitation exakt wie folgt berechnet werden:

$$\Delta v_g = t_1 \cdot g + 0,707 \cdot g \cdot (t_2 + t_3) = g [t_1 + 0,707 (t_2 + t_3)] = 9,5 \text{ m/s}^2 [161 + 0,707 \cdot (559)] = 5284 \text{ m/s} \approx 5,3 \text{ km/s}. \quad (43)$$

Und für den Luftwiderstand

$$F_w = 0,5 \cdot \zeta \cdot v^2 \cdot A \cdot c_w \quad (44)$$

der 1. Stufe, die bis in eine Höhe von $H=44 \text{ km}=40.000 \text{ m}$ gelangte, resultiert nach Integration der Formel (44)

$$F_w = 0,5 \cdot \zeta \cdot A \int_0^v v^2 = 0,5 \cdot \zeta \cdot A \cdot v^3 \cdot c_w \cdot 3 \quad (45)$$

und Division durch v und die Hälfte der Startmasse $M_0=2940 \text{ t}$ plus der verbleibenden Masse $M_{L1}=644 \text{ t}$ der ersten Stufe eine negative Beschleunigung a bei einem Durchmesser von $d=10,1 \text{ m}$ mit einer

Querschnittsfläche $A= 80 \text{ m}^2$ und einer durchschnittlichen Luftdichte von $\zeta_m= 0,27 \text{ kg/m}^3$ (siehe Anhang unter Punkt 11.3.) bei einer Brennschlussgeschwindigkeit von $v_B= 3900 \text{ m/s}$ und einem $c_w=0,4$ allgemein eine Geschwindigkeitsreduktion von

$$\Delta v = \sqrt{2 \cdot a \cdot H} = \sqrt{2 \cdot H \cdot \zeta_m \cdot v^2 \cdot A \cdot c_w \cdot (M_0 + M_{LI} \cdot 6)}, \quad (46)$$

wobei daraus konkret geschätzt eine Reduzierung der Geschwindigkeit mit den eingesetzten obigen Werten mit der durchschnittlichen Masse von $M=1787 \text{ t}$, der Fläche $A=80 \text{ m}^2$, einer durchschnittlichen Dichte $\zeta_m = 0,27 \text{ kg/m}^3$ und der Brennschlussgeschwindigkeit $v_B=3900 \text{ m/s}$ von

$$\Delta v = \sqrt{2 \cdot 44.000 \text{ m}^2/\text{s}^2 \cdot 0,27 \cdot 3900^2 \cdot 32 : (1792000 \cdot 6)} \approx \underline{\underline{1,04 \text{ km/s}}} \quad (47)$$

ergibt. Damit kann folgende Bilanz aufgestellt werden:

$$v_B = 13,4 \text{ km/s} + 0,4 \text{ km/s} - 5,3 \text{ km/s} - 1,04 \text{ km/s} = \underline{\underline{7,5 \text{ km/s}}}. \quad (48)$$

Dies hätte eine zusätzliche Treibstoffmasse bei einer zu überwindenden Geschwindigkeitsdifferenz von $\Delta v = 10,44 \text{ km/s} - 7,5 \text{ km/s} \approx 2,94 \text{ km/s}$ mit der Umstellung der Formel 33 nach M_{Tr} von

$$M_{Tr} = [1 - (1 : 2,72^{2,94:3,56})] \cdot 45,3 \text{ t} = [1 - 1 : 2,72^{0,83}] \cdot 45,3 \text{ t} =$$

$$(1 - 0,44) \cdot 45,3 \text{ t} = 0,56 \cdot 45,3 \approx \underline{\underline{25,4 \text{ t}}} \quad (49)$$

erfordert. Sollten das CSM und das LM nacheinander in den Weltraum geschossen worden sein, so wäre für den Transport des CSM in den Kosmos über **16,4 t** zusätzlich Treibstoff notwendig gewesen.

Nun zu einer physikalisch vernünftigen und logischen Betrachtung zum Apollo 11-Projekt: Um zum Mond und zu anderen Planeten fliegen zu können, muss die Fluchtgeschwindigkeit, also unbedingt die 2. Kosmische Geschwindigkeit von ca. $11,2 \text{ km/s}$ (abhängig vom Orbit) erzielt werden. Unabhängig von den Darstellungen und Schilderungen der NASA (.....) zu den Modalitäten des Mondfluges von Apollo 11 zum Mond, hätte sich nach der Logik und einfachen physikalischen Überlegungen das CSM zusammen mit dem LM mit einer Gesamtmasse

von $M_0 = 45,3 \text{ t}$ im Erdorbit von $200 \text{ km} = 200.000 \text{ m}$ Höhe, in der die Gravitation

$$g_{200\text{km}} = g \cdot r_1^2 : r_2^2 = 9,81 \text{ m/s}^2 \cdot 6370^2 \text{ km}^2 : 6570^2 \text{ km}^2 = \underline{\underline{9,22 \text{ m/s}^2}} \quad (50)$$

beträgt, mit einer Geschwindigkeit von

$$v = \sqrt{2 \cdot 6570.000 \text{ m}^2/\text{s}^2 \cdot 9,2} \approx \underline{\underline{11 \text{ km/s}}} \quad (51)$$

auf die Mondreise begeben müssen. Damit wäre aufgrund der Geschwindigkeitsdifferenz zur 1. Kosmischen Geschwindigkeit mit ca. $7,8 \text{ km/s}$ (Leitenberg gibt $7,777 \text{ km/s}$ an), die sich akkurat zu

$$v = \sqrt{g \cdot H} = \sqrt{9,22 \cdot 6570000 \text{ m}^2/\text{s}^2} = \underline{\underline{7783 \text{ m/s}}} \quad (52)$$

errechnet und damit eine Differenz von

$$\Delta v = 11 \text{ km/s} - 7,78 \text{ km/s} = \underline{\underline{3,22 \text{ km/s}}} \quad (53)$$

ergeben, mindestens eine **zusätzliche Treibstoffmenge** entsprechend der mathematisch transformierten Raketengrundgleichung nach (33) und Umstellung nach M_{Tr} von

$$M_{Tr} = [1 - (1 : 2,72^{3,22 : 3,56})] \cdot 45,3 \text{ t} = [1 - (1 : 2,72^{0,9})] \cdot 45,3 \text{ t} =$$

$$(1 - 0,4) \cdot 45,3 \text{ t} = 0,6 \cdot 45,3 \text{ t} \approx \underline{\underline{27 \text{ t}}} \quad (54)$$

bei einer absolut realistischen Kalkulation für das Apollo 11-Projekt erforderlich gemacht hätten.

Man kann es drehen und wenden, wie man will: Apollo 11 konnte mit dem CSM und LM nicht einmal in die Erdumlaufbahn einmünden, geschweige denn ins Weltall mit der 2. Kosmischen Geschwindigkeit gelangen! Der Grund dafür ist die gewaltige Masse des CSM zusammen mit dem LM von $45,3 \text{ t}$. Dies lässt nur einen Schluss zu: Apollo 11 bis N ist niemals zusammen mit dem CSM und LM in den Weltraum gestartet. Aller Wahrscheinlichkeit nach wurde nur das CSM in den Erdorbit befördert, wo sich die Astronauten dann 8 Tage lang aufhielten!

6.4.3. Die Wirkung der Gravitation von Erde und Mond auf das CSM

Um die Wirkung der Gravitation von Erde und Mond auf das CSM zu berechnen, muss man sich des Gravitationsgesetzes bedienen. Aus dem Newtonschen Gravitationsgesetz lässt sich folgende allgemeine Relation ableiten, die den Zusammenhang zwischen den beiden Gravitationsbeschleunigungen g_1 (vom Zentralkörper) und g_2 (vom Raumschiff) und den beiden Radien r_1 (Radius eines Zentralkörpers, z.B. der der Erde) und r_2 (Entfernung des Raumschiffes zu einem Gravitationskörper, z.B. das CSM) widerspiegeln:

$$g_2 = g_1 \cdot \frac{r_1^2}{r_2^2} \quad (55)$$

Auf ein Raumschiff, beispielsweise auf das CSM von Apollo 11 in einer Entfernung r_E von der Erde mit dem Radius R_E bezogen, kann damit für die vorherrschende Gravitation g_{fE} in einer Entfernung r_E von der Erde formuliert werden:

$$g_{fE} = g_E \cdot \frac{R_E}{r_E^2} \quad (56)$$

Für den Mond mit dem Radius R_M gilt die analoge Relation mit

$$g_{fM} = g_M \cdot \frac{R_M}{r_M^2} \quad (57)$$

Um die mittlere Beschleunigung von der Erde und vom Mond aus berechnen zu können, muss der Punkt ermittelt werden, wo die Gravitationsbeschleunigungen g_r von beiden Himmelskörpern, der Erde und des Mondes gleich sind. Um diesen neutralen Punkt berechnen zu können, sind die beiden Formeln (56) und (57) gleichzusetzen und es ist eine weitere Variable (besser formuliert: Konstante), die Gesamtdistanz D zwischen Erde und Mond einzuführen. Damit gilt zunächst einmal

$$D = r_E + r_M \quad (58)$$

Und die Entfernung r_M zum Mond beträgt dann

$$r_M = D - r_E \quad (59)$$

Somit kann folgende Relation aufgestellt werden

$$\frac{g_E * R_E^2}{r_E^2} = \frac{g_M * R_M^2}{(D - r_E)^2} \quad (60)$$

Es ist unschwer zu erkennen, dass hier eine quadratische Gleichung vorliegt. Um die Berechnungen zu vereinfachen und übersichtlicher zu gestalten, soll gelten

$$k = \frac{g_M * R_M^2}{g_E * R_E^2} \quad (61)$$

Damit ergibt sich die Normalform der quadratischen Gleichung zu

$$0 = \frac{D^2}{1-k} - \frac{2 * D * r_E}{1-k} + r_E^2 \quad (62)$$

Die beiden Lösungen r_{E1} und r_{E2} lauten dann

$$r_{E1,2} = \frac{D}{1-k} \pm \sqrt{\frac{D^2}{(1-k)^2} - \frac{D^2}{1-k}} \quad (63)$$

Wie gezeigt werden kann, lässt sich (63) stark vereinfachen, so dass unter Berücksichtigung nur einer vernünftigen und logischen Lösung, der Lösung r_{E2}

$$r_{E2} = \frac{D}{1-k} [71 - \sqrt{1 - (1-k)}] = \frac{D}{1-k} (1 - \sqrt{k}) \quad (64)$$

gilt. Da $k = 0,0117$ beträgt (dies kann nachgerechnet werden) ergibt sich für die Entfernung r_E , wo die Gravitationskräfte von Erde und Mond gleich sind, rund $r_E = 361000$ km von der Erde und komplementär rund $r_M = 39.000$ km zum Mond aus, wenn man eine Gesamtdistanz zwischen den beiden Himmelskörpern von 400.000 km zugrunde legt. Die Gravitationsbeschleunigung liegt an diesem Punkt bei ca. $g \approx 0,0031$ m/s².

Nun muss die Formel (56) integriert und durch r dividiert werden, um die durchschnittliche Gravitationsbeschleunigung g_r von der Erde aus und via Mond berechnen zu können. Die durchschnittliche Gravitationsgröße g_r errechnet sich zu

$$g_r = g \cdot \frac{R^2}{r} \int \frac{1}{R^2} dr = g \cdot \frac{R^2}{r} \cdot \left(\frac{-1}{r} \right) \Big|_R^r \quad (65)$$

Die Entfernung von der Erde zum neutralen Punkt im All beträgt 361.000 km. Die durchschnittliche negative Beschleunigung zum Neutralpunkt nimmt dann einen Wert nach (65) von:

$$g_{(361.000 \text{ km})} = 9,81 \text{ m/s}^2 \cdot \left[\frac{-(6371)^2 \text{ km}^2}{361.000 \cdot 361.000 \text{ km}^2} - \frac{-(6371)^2 \text{ km}^2}{6371 \cdot 361.000 \text{ km}^2} \right] \approx$$

$$\underline{\underline{0,17 \text{ m/s}^2}} \quad (66)$$

Damit wird das CSM von Apollo 11 bis auf eine Geschwindigkeit zum neutralen Punkt von

$$v = \sqrt{2 \cdot 361.000.000 \text{ m} \cdot 0,17 \text{ m/s}^2} \approx 11079 \text{ m/s} \approx \underline{\underline{11,1 \text{ km/s}}} \quad (67)$$

abgebremst, unabhängig von der postulierten schleifenförmigen Acht. Dieser Wert ist nahezu identisch mit der Fluchtgeschwindigkeit der Erde und die kinetische Energie wäre damit nahezu null.

Die Entfernung zum Mond vom neutralen Gravitationspunkt beträgt 39.000 km. Die durchschnittliche, integrale positive Beschleunigung bis zum Mond nimmt dann einen Wert nach (65 und 66) von:

$$g_{(39.000 \text{ km})} = 1,63 \text{ m/s}^2 \cdot \left[\frac{-(1688)^2 \text{ km}^2}{39.000 \cdot 39.000 \text{ km}^2} - \frac{-(1688)^2 \text{ km}^2}{1688 \cdot 39.000 \text{ km}^2} \right] \approx$$

$$\underline{\underline{0,07 \text{ m/s}^2}} \quad (68)$$

an. Damit wäre das CSM von Apollo 11 bis auf eine Geschwindigkeit zum Mond zusätzlich um

$$v = \sqrt{2 \cdot 39.000.000 \text{ m} \cdot 0,07 \text{ m/s}^2} \approx 2337 \text{ m/s} \approx \underline{\underline{2,33 \text{ km/s}}} \quad (69)$$

beschleunigt worden. Auch dieser Betrag stimmt nahezu mit der Fluchtgeschwindigkeit des Mondes mit rund 2,4 km/s überein.

6.4.4. Die Einmündung in die Mondumlaufbahn, die Landung auf dem Mond und der Start vom Mond

Um in die Mondumlaufbahn einzumünden, mussten die 2,4 km/s (**siehe auch Sternfeld, 1959, auf Seite 190 - der Autor gibt hier 3 km/s an**) auf rund 1700 m/s abgebremst werden. Damit wäre eine Treibstoffmenge vom CSM von

$$M_{Tr} = [1 - (1 : 2,72^{0,7:2,6})] * 45,3 \text{ t} = [1 - (1 : 2,72^{0,27})] * 45,3 \text{ t} = (1 - 0,76) * 45,3 \text{ t} = 0,24 * 45,3 \text{ t} \approx \underline{\underline{10,9 \text{ t}}} \quad (70)$$

notwendig gewesen. Da nur rund 19 t Treibstoff an Bord vom CSM existierten, standen lediglich noch 8,3 t zur Verfügung. Zur Landung auf dem Erdtrabanten vom Mondorbit aus wären unter der Berücksichtigung der Mondgravitation, womit eine zusätzliche Geschwindigkeit bis zur Mondoberfläche von rund 1000 m/s erzeugt wird [$\Delta v = (\sqrt{100.000 * 2 * 1,6}) \text{ m}^2/\text{s}^2 \approx 566 \text{ m/s}$], ca. 9,5 t Treibstoff erforderlich gewesen, wie nachfolgend eindrucksvoll gezeigt werden kann:

$$M_{Tr} = [1 - (1 : 2,72^{2,3: 2,6})] * 15 \text{ t} = [1 - (1 : 2,72^1)] * 15 \text{ t} = (1 - 0,37) * 15 \text{ t} = 0,63 * 15 \text{ t} \approx \underline{\underline{9,5 \text{ t}}} \quad (71)$$

Damit hätte die Abstiegsstufe der Mondlandefähre bereits ihr Pulver mehr als „verschossen“ gehabt, um es einmal salopp zu formulieren! Für den Start des Luna Module mit einer Startmasse $M_o = 4,7 \text{ t}$ von der Mondoberfläche in die Mondumlaufbahn hätte es eine weitere Treibstoffmenge von

$$M_{Tr} = [1 - (1 : 2,72^{2,3: 2,6})] * 4,7 \text{ t} = [1 - (1 : 2,72^1)] * 4,7 \text{ t} = (1 - 0,37) * 4,7 \text{ t} = 0,63 * 4,7 \text{ t} \approx \underline{\underline{3 \text{ t}}} \quad (72)$$

bedurft. Damit hätte die Landung auf und der Start vom Mond nicht gelingen können, da eine Differenz von 1,8 t zu konstatieren ist [(8,2 t + 2,3 t + 0,3 t = 10,8 t) < (9,6 t + 3 t = 12,6 t)]. Ferner wären weitere 4,6 t Treibstoff erforderlich gewesen, um wieder aus dem Gravitationsfeld des Mondes zu gelangen. Die 4,6 t errechnen sich entsprechend der Fluchtgeschwindigkeit von 2,4 km/s vom Mond zu:

$$M_{Tr} = [1 - (1 : 2,72^{0,7:2,6})] * 19,3 \text{ t} = [1 - (1 : 2,72^{0,27})] * 19,3 \text{ t} =$$

$$(1 - 0,76) * 19,3 \text{ t} = 0,24 * 19,3 \text{ t} = \mathbf{4,6 \text{ t}}. \quad (73)$$

Übrigens war die energetische Abschätzung über die kinetische Energie eine relativ gute Schätzgröße für die erforderliche Treibstoffmenge für die Landung auf und für den Start vom Mond zu Beginn der ersten Überlegungen zur Widerlegung von Apollo 11 in den Jahren 2004 bis 2006, wo man auf ca. 68 t kam! Die faktische Differenz beträgt rund 40 t (siehe Gesamtbilanz Abb. 8 auf Seite 67 – insgesamt wäre aber mehr Treibstoff erforderlich gewesen, wenn man an Sternbergs astrophysikalische Konstellationen denk! – siehe Abb. 4 und 5).

Nun könnten raffinierte Kritiker auf den Plan gerufen werden, um die angegebenen Masserelationen der Mondlandefähre in den einzelnen Phasen der Mondexpedition anzuzweifeln. Wie bereits als Anmerkung unter der Tabelle 1 hervorgehoben, gibt es hier differente Angaben in der Literatur zur Mondlandefähre und zu den einzelnen Manövern des Lunamoduls. Die Tabelle 3 soll dies einmal mit vier Beispielen verdeutlichen (siehe Tabelle 3).

Tabelle 3: Vergleich der Parameter der Mondlandefähre.

Quelle/ Stufe/Phase	Selected Mission Weights 05.11.2009 in t	Apollo Luna Module 05.11.2009 in t	Internet 21.01.2014 und eigene Daten- lage 2014 in t
M ₀₁ im Orbit	15	14,7	15
M _{L1} auf dem Mond	7,3	14,7-8,2= 6,5	6,8
M ₀₂ auf dem Mond	4,8	4,55	4,7
M _{L2} im Orbit	2,7	4,55-2,6≈ 2	2,1

6.4.5. Der Rückflug zur Erde

Die 2,3 km/s Bahngeschwindigkeit wird durch die Mondgravitation erzeugte negative Beschleunigung bis zum Neutralpunkt auf einer Entfernung von 39.000 km quasi auf 0 km/s abgebremst.

Bis zur Erde verbleiben dementsprechend noch reziprok betrachtet 361.000 km. Die durchschnittliche positive Beschleunigung zur Erde berechnet sich nach (65 und 66) zu

$$g_{(361.000 \text{ km})} = 9,81 \text{ m/s}^2 * \left[\left(\frac{-(6370)^2 \text{ km}^2}{361.000 * 361.000 \text{ km}^2} \right) - \left(\frac{-(6370)^2 \text{ km}^2}{6370 * 361.000 \text{ km}^2} \right) \right] \approx$$

$$\mathbf{0,17 \text{ m/s}^2} \tag{74}$$

Damit wird das CSM von Apollo 11 bis auf eine Geschwindigkeit zur Erde von

$$v = \sqrt{2 * 361.000.000 \text{ m} * 0,17 \text{ m/s}^2} \approx \mathbf{11,08 \text{ km/s}} \tag{75}$$

beschleunigt. Die rund 11,08 km/s müssen allerdings dann wieder auf ca. 7,9 km/s Orbitalgeschwindigkeit abgebremst werden, um in die Erdumlaufbahn von ca. 200 km zu gelangen. Dazu wäre eine weitere Treibstoffmenge von

$$M_{T1} = [1 - (1 : 2,72^{3,2:2,6})] * 30,3 \text{ t} = 1 - (1 : 2,72^{1,2}) * 30,3 \text{ t} =$$

$$(1 - 0,29) * 30,3 \text{ t} = 0,71 * 30,3 \text{ t} \approx \mathbf{22 \text{ t}} \tag{76}$$

erforderlich gewesen. Denn das Scheinargument von dem einen oder anderen Apologeten von Apollo 11, dass das CSM angeblich von ca. 11,1 km/s direkt auf die Eintauchgeschwindigkeit in der Erdatmosphäre abgebremst wurde, kann so nicht gelten, weil anstatt der kinetischen Energie von ca. 0,9 TJ (bei ca. v= 8 km/s) rund 1,8 TJ (bei 11 km/s) in thermische Energie hätten umgewandelt werden müssen. Damit hätte sich die Eintauchtemperatur beim Eintritt in die Erdatmosphäre auf zirka das Doppelte erhöht, wie gezeigt werden kann. Denn: Wenn man die kinetische Energie gleich der thermischen Energie setzt, dann gilt:

$$E_{\text{kin}} = E_{\text{therm}} = 0,5 * v^2 * m = T * m * R. \quad (77)$$

Somit kürzt sich zunächst einmal die Masse m heraus und es kann formuliert werden

$$0,5 * v^2 = T * R. \quad (78)$$

Damit ergibt sich in Relation von ca. $v_1=11$ km/s zu ca. $v_2=8$ km/s ein Verhältnis der Eintauchtemperaturen von

$$v_1^2 : v_2^2 = T_1 : T_2 = 121 : 64 \approx 2 : 1 \quad (79)$$

(die Gaskonstante R und der Faktor 0,5 kürzen sich ebenfalls nach der Relationsbildung heraus). Um diese Relation an einem konkreten Beispiel zu demonstrieren, sei hierzu angefügt, dass an den Hitzeschildkacheln (die Betonung liegt auf Hitzeschildkacheln!) des Space Shuttles beim Eintritt in die Erdatmosphäre bei einer Eintrittsgeschwindigkeit von 7,9 km/s immerhin 1600 K erzeugt wurden, wobei eine thermische Sicherheit von 2000 K garantiert war (siehe diverse Autoren im Internet, 2013 und Stemmer, 2012). Einer Grafik von Stemmer (2012) konnte entnommen werden, dass bereits in den ersten vier Minuten bei einer Geschwindigkeit von 8 km/s am Hitzeschild von Raumflugkörpern eine Temperatur von ca. 3100 K auftritt. Dies ist auch der Grund dafür, dass beim Wiedereintritt von Raumflugkörpern die erste Kosmische Geschwindigkeit durch Bremstriebwerke gravierend reduziert wird. Nach der obigen Formel (79) hätte dann bei einer Eintrittsgeschwindigkeit von fast 11,1 km/s eine Eintauchtemperatur von

$$11,1^2 * 3100 \text{ K} : 7,9^2 \approx 123,21 * 3100 \text{ K} : 62,4 \approx \underline{\underline{6120 \text{ K}}} \quad (80)$$

am Hitzeschutzschild der Kommandokapsel von Apollo beim Eintritt in die Erdatmosphäre entstehen müssen. Nach Wolff (1966) müsste sogar theoretisch das über Siebeneinhalbfache der unter (80) errechneten Bremstemperatur, also über **45.000 K** an der Oberfläche des Eintrittskörpers erzeugt werden! (siehe hierzu Anhang Punkt 11.5.). Dem Web-Dokument „Raumkapsel CM Columbia“ (www.bredow-web.de, 2013) konnte entnommen werden, dass der Hitzeschild des Kommandomoduls CM aber lediglich für 2726 K ausgelegt wurde. Ein Kommentar erübrigt sich damit vollkommen!

Wolff (1966) berichtete in seinem soliden Werk zur Raketentechnik, dass an den Raumflugkörpern während der Eintauchphase in die Erdatmosphäre bereits bei einer Geschwindigkeit von 6000 m/s Temperaturen bis zu 18.000 K entstehen würden! (siehe Anhang).

Mit anderen Worten: Apollo 11 und N wären bei einer Eintauchgeschwindigkeit von ca. 11 km/s wie Sternschnuppen in der Erdatmosphäre nach dem Stand der damaligen Technologie und Technik verglüht! Es ergibt sich also in Summa eine zusätzliche Treibstoffmenge, einschließlich zum Eintauchen in die Atmosphäre von ca.

$$M_{Tr} = 27 \text{ t} + 11 \text{ t} + 10 \text{ t} + 3 \text{ t} + 5 \text{ t} + 22 \text{ t} \approx \underline{78 \text{ t}} \approx \underline{80 \text{ t}} \quad (81)$$

Und diese Differenz an Treibstoff ist schon mehr als gravierend, wenn man bedenkt, dass die dritte Stufe der Saturnrakete lediglich über eine Treibstoffkapazität von ca. 100 t verfügte. Schlussfolgerung:

Der Flug ins All mit dem CSM+LM und eine Mondlandung auf dem Erdtrabanten der Mondlandefähre „Eagle“ können niemals stattgefunden haben!

Mit einer Skizze soll die Treibstoffbilanz noch einmal optisch transparent gemacht werden (siehe Abb. 8).

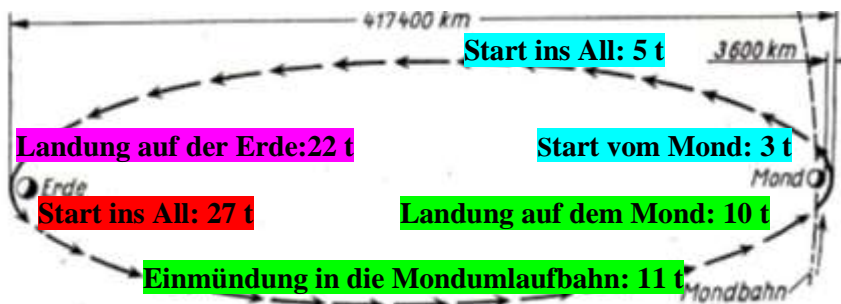


Abb. 8: Negative Treibstoffbilanz von rund 80 t bei einer tatsächlichen Kapazitätsreserve von nur rund 15 t/30 t bei der Mondexpedition von Apollo 11 im Juli 1969 (Abbildung von Sternfeld, 1959). Mit der propagierten Achterschleife der NASA ergeben sich sogar insgesamt 178 t (siehe 12.1).

7. Die technisch-physikalische Widerlegung der Mondlandefähre

7.1. Die Ausgangsparameter der Mondlandefähre

Die Ausgangsparameter der Mondlandefähre wurden im Internet (Wikipedia 2009 und <http://de.wikipedia.org/wiki/Mondlande%C3%A4hre>, 21.01.2014), wie folgt angegeben:

1. Höhe h_{ab} der Abstiegsstufe $h_{ab} = 2,62$ m,
2. Breite b_{ab} der Abstiegsstufe $b_{ab} = 3,91$ m,
3. Höhe h_{auf} der Aufstiegsstufe $h_{auf} = 2,83$ m (Gesamthöhe 6,4 m),
4. Breite b_{auf} der Aufstiegsstufe $b_{auf} = 4,29$ m,
5. Tiefe t der Aufstiegsstufe $t = 4,04$ m,
6. Volumen der Raumkapsel $V = 6,65$ m³ mit einer Aluminiumwand von 2 cm Stärke und einer berechneten Masse von ca. 1 t (siehe unter 7.2. Formel 85 und 86 auf Seite 71),
7. Gesamtmasse der Fähre ca. 15 t (Abstiegsstufe 10,3 t und Aufstiegsstufe 4,7 t = 15 t) im Orbit des Mondes,
8. Gesamttreibstoffmenge ca. 10,8 t (Abstiegsstufe 8,2 t und Aufstiegsstufe ca. 2,3 t und rund 0,3 t für die Stabilisierungstriebwerke) nach obiger Quellenlage,
9. 6 Batterien mit einer Masse $4 \cdot 61$ kg in der Abstiegsstufe + $2 \cdot 57$ kg in der Aufstiegsstufe = 358 kg,
10. 1 Wassertank zu 151 kg in der Abstiegsstufe und zwei Tanks zu je 19,3 kg in der Aufstiegsstufe ≈ 190 kg,
11. Kühlmitteltank mit 11 kg in der Aufstiegsstufe,
12. Heliumtank mit 22 kg + 46 kg = 68 kg in der Abstiegsstufe,

13. 4 Landebeine aus Alu mit insgesamt rund 0,65 t Masse. Denn die Masse m berechnet sich zu:

$$m = (d_1^2 - d_2^2) \cdot \pi \cdot 4 \cdot H \cdot \zeta = (0,21^2 \text{ m}^2 - 0,17^2 \text{ m}^2) \cdot 3,14 \cdot 5 \text{ m} \cdot 2,7 \text{ t/m}^3$$

$$= 0,0152 \text{ m}^2 \cdot 3,14 \cdot 5 \text{ m} \cdot 2,7 \text{ t/m}^3 = \underline{\underline{0,65 \text{ t}}}, \quad (82)$$

14. 4 Alu-Platten der Aufstiegstufe mit ca. 1,3 t mit einer Stärke von $d=0,01\text{m}$, die sich rein rechnerisch wie folgt ergibt:

$$m = (b+t) \cdot h \cdot d \cdot 2 \cdot \zeta = (4,29+4,04) \text{ m} \cdot 2,83 \text{ m} \cdot 0,01 \text{ m} \cdot 2 \cdot 2,7 \text{ t/m}^3 \approx$$

$$\underline{\underline{1,3 \text{ t}}}, \quad (83)$$

15. Schub S der Haupttriebwerke: $S_{\text{ab}} = 45 \text{ kN}$ absteigend und $S_{\text{auf}} = 15,6 \text{ kN}$ aufsteigend,

16. Schub der Stabilisierungstriebwerke: $S = 16 \cdot 45 \text{ N} = 720 \text{ N}$ mit $0,287 \text{ t}$ Treibstoff in der Startstufe (in der **Landestufe** müsste es heißen –Anmerkung des Autors).

Rein rechnerisch hätte die Leermasse M_L bzw. Rüstmasse der Mondlandefähre gerade einmal $4,2 \text{ t}$ betragen dürfen: Denn:

$$M_L = M_o - M_{Tr} = 15 \text{ t} - 10,8 \text{ t} = \underline{\underline{4,2 \text{ t}}}. \quad (84)$$

Summiert man die bei Wikipedia zur Mondlandefähre von Apollo 11 direkt und **indirekt** (+ $1,4 \text{ t}$ für das Interieur der Kabine) angegebenen Masseparameter, die unter Punkt 6. bis 14. aufgelistet wurden und zieht diese errechnete Masse mit ca. **5 t** von den $4,2 \text{ t}$ Leermasse ab, dann befindet man sich bereits im Negativbereich mit über **-800 kg!**

Damit würden sich eigentlich weitere Berechnungen und Kalkulationen erübrigen!

Es müssen aber bei einer realistischen Betrachtung die folgenden Massen weiter in Rechnung gestellt werden, die teilweise geschätzt wurden:

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. **250 kg** auf die Innenausstattung der Fähre (50 kg für die Astronautenpulte und Instrumentierungen, einschließlich Computer, 50 kg für die Funkgeräte und Radar, 50 kg für die Videoaufnahmesysteme, 100 kg für das Sauerstoffversorgungssystem, z.B. für Sauerstoffflaschen, Regenerierungspatronen und Ventile,...- die Massen wurden geschätzt),
4. ca. **50 kg** für die Kameras und andere Zusatzausrüstungen,
5. ca. **21 kg** auf das Mondgestein (siehe Wikipedia, 2009; in anderen Quellen werden **40 kg** genannt),

entfallen. In Summa beläuft sich die Masse auf rund 687 kg. Damit beträgt der negative Saldo an dieser Stelle bereits **- 807 kg – 687 kg =**

-1,494 t ≈ -1,5 t!

Hier könnte man die Berechnungen eigentlich wirklich einstellen, weil die vorgegebenen und gut geschätzten Massen in Summa bereits das Gesamtgewicht der Leermasse der Fähre mit weit über einer Tonne überschreitet.

7.2. Die Kabine der Mondlandefähre

Das Volumen der Raumkapsel hatte nach Internet-Angaben angeblich 6,65 m³ betragen und sollte die geometrische Form eines Zylinders besessen haben (siehe Wikipedia: Lunamodul vom 19.10.2009 und <http://de.wikipedia.org/wiki/Mondlande%C3%A4hre>, 21.01.2014). Es soll davon ausgegangen werden, dass der Durchmesser d der zylinderförmigen Kabine der Fähre, so wie die Höhe H dimensioniert gewesen sein soll. Damit ergibt sich die Höhe H und der Durchmesser d der zylinderförmigen Fähre zu

$$H=d=\sqrt[3]{V:4 \cdot \pi} = \sqrt[3]{6,65 \text{ m}^3 : 4 : 3,14} \approx \sqrt[3]{8,47 \text{ m}^3} \approx \underline{\underline{2,04 \text{ m}}} \quad (85)$$

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

$$M_{\text{Zylinder}} = [(d_1^2 - d_2^2) \cdot \pi \cdot H : 4 + (2 \cdot d_1^2 \cdot h \cdot \pi)] \cdot \zeta : 4 =$$

$$[(2,04^2 \text{ m}^2 - 2,00^2 \text{ m}^2) \cdot 3,14 \cdot 2,04 \text{ m} : 4 + (2 \cdot 2,04^2 \text{ m}^2 \cdot 0,02 \text{ m} \cdot 3,14) : 4] \cdot 2,7 \text{ t/m}^3$$

$$\approx (0,26 \text{ m}^3 + 0,13 \text{ m}^3) \cdot 2,7 \text{ t/m}^3 \approx 0,391 \text{ m}^3 \cdot 2,7 \text{ t/m}^3 \approx \underline{\underline{1,05 \text{ t}}} \quad (86)$$

7.3. Die Tanks

Der obigen Quelle vom 21.01.2014 (siehe Unterpunkt 7.1.) konnte entlehnt werden, dass die Ab- und Aufstiegsstufe jeweils zwei Tanks, einen für den Oxidator und den anderen für Brennstoff besaß, also insgesamt vier Tanks für den Raketentreibstoff konzipiert wurden. Die Treibstoffmenge für die beiden Haupttriebwerke belief sich auf ca. 8,2 t für die Landestufe und 2,3 t für die Startstufe, mit einem Plus von 0,3 t für die Stabilisatoren.

Die Dichte von Hydrazin und Dimethylhydrazin als Brennstoffe 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 kg/dm³** 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. Da die beiden Brennstoffe mit dem Oxidator in verschiedenen Verhältnissen gemischt werden, **hätten eigentlich jeweils drei Treibstofftanks pro Stufe projektiert werden müssen**. Es soll nun die Berechnung der Masse der Tanks nach obiger Quellenlage für jeweils zwei Tanks je Stufe erfolgen. Daher soll hier die Annahme gelten, dass aus praktischen Gründen und der Einfachheit halber ein mittleres Mischungsverhältnis von 1:1 vorlag. Für die Abstiegsstufe müssen jeweils für Brennstoff und Oxidator 4,1 t zugrunde gelegt werden. Für

die Aufstiegsstufe analog jeweils 1,3 t. Damit berechnet sich das Volumen des Brennstofftanks der Abstiegsstufe V_{Bab} zu

$$V_{\text{Bab}} = 4,1 \text{ t} : 0,9 \text{ t/m}^3 = \underline{\underline{4,555 \text{ m}^3}}. \quad (87)$$

Der Oxidatortank der Abstiegsstufe besitzt ein Volumen von

$$V_{\text{Oab}} = 4,1 \text{ t} : 1,45 \text{ t/m}^3 = \underline{\underline{2,828 \text{ m}^3}}. \quad (88)$$

Bei der Aufstiegsstufe betragen die beiden Volumina

$$V_{\text{Bauf}} = 1,3 \text{ m}^3 : 0,9 = \underline{\underline{1,444 \text{ m}^3}} \quad (89)$$

und

$$V_{\text{Oauf}} = 1,3 \text{ m}^3 : 1,45 \approx \underline{\underline{0,9 \text{ m}^3}}. \quad (90)$$

Aus praktischen Erwägungen heraus, soll auch für die Tanks die Zylindervariante fungieren, wo die Höhe H gleich dem Durchmesser d entspricht. Für den Brennstofftank der absteigenden Stufe ergibt sich eine Höhe H und ein Durchmesser d zu

$$H_{\text{Bab}} = d_{\text{Bab}} = \sqrt[3]{\frac{V \cdot 4}{\pi}} =$$

$$\sqrt[3]{\frac{4,555 \text{ m}^3 \cdot 4}{3,14}} \approx \sqrt[3]{5,8 \text{ m}^3} \approx \underline{\underline{1,797 \text{ m}}}. \quad (91)$$

Analog kann die Höhe H und der Durchmesser d des Oxidatortanks der absteigenden Stufe berechnet werden. Es gilt:

$$H_{\text{Oab}} = d_{\text{Oab}} = \sqrt[3]{\frac{V \cdot 4}{\pi}} =$$

$$\sqrt[3]{\frac{2,828 \text{ m}^3 \cdot 4}{3,14}} \approx \sqrt[3]{3,602 \text{ m}^3} \approx \underline{\underline{1,533 \text{ m}}}. \quad (92)$$

Für die Höhe und den Durchmesser des Brennstofftanks der aufsteigenden Stufe ergibt sich

$$H_{\text{Bauf}} = d_{\text{Bauf}} = \sqrt[3]{\frac{V \cdot 4}{\pi}} = \sqrt[3]{\frac{1,444 \text{ m}^3 \cdot 4}{3,14}} \approx \sqrt[3]{1,839 \text{ m}^3} \approx \underline{\underline{1,225 \text{ m}}} \quad (93)$$

Und der Oxidatortank besitzt eine Höhe und einen Durchmesser von

$$H_{\text{Oauf}} = d_{\text{Oauf}} = \sqrt[3]{\frac{V \cdot 4}{\pi}} = \sqrt[3]{\frac{0,9 \text{ m}^3 \cdot 4}{3,14}} \approx \sqrt[3]{1,146 \text{ m}^3} \approx \underline{\underline{1,046 \text{ m}}} \quad (94)$$

Es wurde unter 7.4.2. ein Brennkammerdruck von 30 kp/ cm² angenommen (siehe Grafik 9. und 10. auf Seite 79). Damit müsste die Bedruckung der Treibstofftanks markant höher als bei 30 kp/cm² gelegen haben! Nach (170) Seite 100 ergäbe sich für die Wandstärke der Tanks der absteigenden Stufe mindestens 9 mm und für die aufsteigende Stufe nach (171) 5,3 mm (siehe Anhang 11.4.) Es sollen für die folgenden Berechnungen aus rechentechnischen Gründen für beide Tanks als Wandstärke 5 mm zugrunde gelegt werden. Für den Brennstofftank der absteigenden Stufe ergibt sich eine Masse zu

$$M_{\text{Bab}} = [(d_1^2 - d_2^2) \cdot \pi \cdot H + (2 \cdot d_1^2 \cdot h \cdot \pi)] \cdot \zeta : 4 = [(1,796^2 \text{ m}^2 - 1,786^2 \text{ m}^2) \cdot 3,14 \cdot 1,796 \text{ m} + (2 \cdot 1,796^2 \text{ m}^2 \cdot 0,005 \text{ m} \cdot 3,14)] \cdot 7,8 \text{ t/m}^3 : 4 = (0,222 + 0,1) \cdot 7,8 \text{ t} : 4 = 0,322 \cdot 7,8 \text{ t} : 4 \approx \underline{\underline{0,61 \text{ t}}} \quad (95)$$

Und die Masse des Oxidatortanks der Landstufe beträgt

$$M_{\text{Oab}} = [(d_1^2 - d_2^2) \cdot \pi \cdot H + (2 \cdot d_1^2 \cdot h \cdot \pi)] \cdot \zeta : 4 = [(1,532^2 \text{ m}^2 - 1,522^2 \text{ m}^2) \cdot 3,14 \cdot 1,532 \text{ m} + (2 \cdot 1,532^2 \text{ m}^2 \cdot 0,005 \text{ m} \cdot 3,14)] \cdot 7,8 \text{ t/m}^3 : 4 = (0,147 + 0,07) \cdot 7,8 \text{ t} : 4 = 0,217 \cdot 7,8 \text{ t} : 4 \approx \underline{\underline{0,42 \text{ t}}} \quad (96)$$

Für den Brennstofftank der aufsteigenden Stufe ist folgende Masse in Rechnung zu stellen:

$$M_{\text{Bauf}} = [(d_1^2 - d_2^2) \cdot \pi \cdot H + (2 \cdot d_1^2 \cdot h \cdot \pi)] \cdot \zeta : 4 =$$

$$[(1,22^2 \text{ m}^2 - 1,192^2 \text{ m}^2) \cdot 3,14 \cdot 1,2 \text{ m} + (2 \cdot 1,22^2 \text{ m}^2 \cdot 0,005 \text{ m} \cdot 3,14)] \cdot 7,8 \text{ t/m}^3:$$

$$4 = (0,09 + 0,05) \cdot 7,8 \text{ t} : 4 = 0,14 \cdot 7,8 \text{ t} : 4 \approx \underline{\underline{0,3 \text{ t}}} \quad (97)$$

Und die Berechnung des Oxidatortanks der aufsteigenden Stufe ergibt eine Masse von

$$M_{\text{Oauf}} = [(d_1^2 - d_2^2) \cdot \pi \cdot H + (2 \cdot d_1^2 \cdot h \cdot \pi)] \cdot \zeta : 4 =$$

$$[(1,046^2 \text{ m}^2 - 1,036^2 \text{ m}^2) \cdot 3,14 \cdot 1,046 \text{ m} + (2 \cdot 1,046^2 \text{ m}^2 \cdot 0,005 \text{ m} \cdot 3,14)] \cdot$$

$$7,8 \text{ t/m}^3 : 4 = (0,068 + 0,034) \cdot 7,8 \text{ t} : 4 = 0,102 \cdot 7,8 \text{ t} : 4 \approx \underline{\underline{0,2 \text{ t}}} \quad (98)$$

Für die Tanks wären in Summa ca. **1,5 t Material** an Stahl erforderlich gewesen. Damit wird die angegebene Masse bereits um mindestens **3 t** überschritten. Hätte man das Hochleistungsmaterial Titan damals verwendet, dann betrüge die Masse der Tanks immerhin noch

$$M = 1,5 \text{ t} \cdot 4,5 : 7,8 \approx \underline{\underline{0,9 \text{ t}}} \quad (99)$$

Damit ergäbe sich immer noch ein Überhang an Masse von über **-2,4 t**. Obwohl bei der Wahl von zylinderförmigen Tanks, bei denen die Durchmesser gleich den Höhen konzipiert werden, eine relativ optimale Raum- und Flächenausnutzung garantiert wird, sollen als zweite Variante vier kugelförmige Tanks für den Brennstoff und für die beiden Oxidatoren berechnet werden, da in den Darstellungen der Mondlandefähre im Internet diese Tankvariante unzweifelhaft zu erkennen ist und wohl auch zu präferieren wäre. Für den Brennstofftank der absteigenden Stufe ergäbe sich ein Durchmesser d von

$$d_{\text{Bab}} = \sqrt[3]{V \cdot 6 : \pi} = \sqrt[3]{4,6 \text{ m}^3 \cdot 6 : 3,14} \approx \sqrt[3]{8,8 \text{ m}^3} \approx \underline{\underline{2,06 \text{ m}}} \quad (100)$$

Für den Oxidatortank der Landstufe würde sich ein Durchmesser d zu

$$d_{\text{Oab}} = \sqrt[3]{V \cdot 6 : \pi} = \sqrt[3]{2,8 \text{ m}^3 \cdot 6 : 3,14} \approx \sqrt[3]{5,4 \text{ m}^3} \approx \underline{\underline{1,75 \text{ m}}} \quad (101)$$

errechnen. Der Brennstofftank der aufsteigenden Stufe hätte einen Durchmesser d von

$$d_{\text{Bauf}} = \sqrt[3]{V \cdot 6 \cdot \pi} = \sqrt[3]{1,4 \text{ m}^3 \cdot 6 \cdot 3,14} \approx \sqrt[3]{2,7 \text{ m}^3} \approx \underline{\underline{1,39 \text{ m}}} \quad (102)$$

annehmen müssen. Der Oxidatortank der Startstufe würde einen Durchmesser d von

$$d_{\text{Oauf}} = \sqrt[3]{V \cdot 6 \cdot \pi} = \sqrt[3]{0,9 \text{ m}^3 \cdot 6 \cdot 3,14} \approx \sqrt[3]{1,7 \text{ m}^3} \approx \underline{\underline{1,2 \text{ m}}} \quad (103)$$

besitzen. Damit würden die vier kugelförmigen Tanks ganz allgemein formuliert eine Masse von

$$M_{\text{Kugeltank}} = (d_1^3 - d_2^3) \cdot 4 \cdot \pi \cdot \zeta : 3 \cdot 8 = (d_1^3 - d_2^3) \pi \cdot \zeta : 6 \quad (104)$$

annehmen. Für den Brennstofftank der absteigenden Stufe ergäbe sich eine Masse zu

$$M_{\text{Bab}} = (2,06^3 - 2,05^3) \text{ m}^3 \cdot 3,14 \cdot 7,8 \text{ t/m}^3 : 6 \approx \underline{\underline{0,52 \text{ t}}} \quad (105)$$

Analog errechnet sich die Masse des Oxidatortanks der absteigenden Stufe zu

$$M_{\text{Oab}} = (1,75^3 - 1,74^3) \text{ m}^3 \cdot 3,14 \cdot 7,8 \text{ t/m}^3 : 6 \approx \underline{\underline{0,37 \text{ t}}} \quad (106)$$

Für den Brennstoff- und Oxidatortank bekommt man dann jeweils eine Masse von

$$M_{\text{Bauf}} = (1,39^3 - 1,38^3) \text{ m}^3 \cdot 3,14 \cdot 7,8 \text{ t/m}^3 : 6 \approx \underline{\underline{0,23 \text{ t}}} \quad (107)$$

und

$$M_{\text{Oauf}} = (1,2^3 - 1,19^3) \text{ m}^3 \cdot 3,14 \cdot 7,8 \text{ t/m}^3 : 6 \approx \underline{\underline{0,17 \text{ t}}} \quad (108)$$

In Summa ergäbe sich damit eine Gesamtmasse zu ca. **1,3 t**. Damit wird die angegebene Masse in diesem Falle bereits um rund **-2,8 t** überschritten. Mit der Materialwahl „Titan“ reduziert sich die Masse um

$$1,3 \text{ t} * 4,5: 7,8 = \underline{\underline{0,75 \text{ t}}} \quad (109)$$

Damit ergäbe sich immer noch ein Überhang an Masse von rund **-2,3 t**.
 Noch eine Bemerkung: Von der Logik her, müssten für jede Stufe zwei Brennstofftanks projektiert worden sein, da die beiden Brennstoffe Hydrazin und Dimethylhydrazin in unterschiedlichen Verhältnissen mit dem Oxidator nach Angaben der NASA angeblich gemischt wurden. Damit würde sich noch eine fatalere Massenbilanz mit ca. **-0,3 t** für Stahl und **-0,2 t** für Titan als Material ergeben!

7.4. Die Triebwerke

7.4.1. Die Stabilisierungstriebwerke

Über die Masse der 16 Stabilisierungsschubdüsen der Mondfähre liegen keine Informationen vor. Da aber als Parameter der Gesamtschub der 16 Düsen mit $16 * 45 \text{ N} = 720 \text{ N} = 73 \text{ kp}$ angegeben wurde (siehe Apollo Luna Module vom 05.11.2009), lässt sich aus der Leistungsmasse M_{Leistung} und dem Schub S die Masse nach Umstellung der Formel

$$M_{\text{Leistung}} = M/S \quad (110)$$

errechnen. Die Masse M nimmt dann einen Wert von

$$M = M_{\text{Leistung}} * S \quad (111)$$

an. Da die Leistungsmasse damals im günstigsten Falle bei 12 kg/Mp lag und maximal 40 kg/Mp annahm und keine Informationen zum tatsächlichen Parameter vorliegen, sollen beide Varianten berechnet werden. Die Gesamtmasse der 16 Stabilisierungstriebwerke würde sich im ersten Falle auf

$$M = 12 \text{ kg/Mp} * 0,073 \text{ Mp} \approx \underline{\underline{1 \text{ kg}}} \quad (112)$$

belaufen. Bei einer Leistungsmasse von 40 kg/Mp käme man auf

$$m = 40 \text{ kg/Mp} * 0,073 \text{ kg} = 2,9 \text{ kg} \approx \underline{\underline{3 \text{ kg}}} \quad (113)$$

Diese Masse von 3 kg soll in der Gesamtbilanz mit eingehen.

7.4.2. Die beiden Haupttriebwerke

Für die Berechnung der Brennkammerparameter und für die technische Rekonstruktion der Triebwerke sind die Ausgangsparameter der Triebwerke selbst (siehe NASA-Angaben und **Tabelle 4 im Anhang** auf Seite 96 unter Punkt 11.1.) und die Kennwerte der Treibstoffkomponenten wesentlich, die folgendermaßen lauten:

1. Gaskonstante $R = 476 \text{ J/kg} \cdot \text{grad}$ (beide Triebwerke - siehe auch Pkt. 6.1. bis 6.3.),
2. Verbrennungstemperatur $T_o = 3080 \text{ K}$ (beide Triebwerke - siehe auch Pkt. 6.1. bis 6.3.),
3. Effektive Ausströmgeschwindigkeit $v_e = 2560 \text{ m/s}$ (beide Triebwerke; Wolff, 1966),
4. Spezifischer Impuls $I_{sp} = 270 \text{ kps/kg}$ (beide Triebwerke, Wolff, 1966),
5. Schub $S_{ab} = 44,4 \text{ kN} = 4.526 \text{ kp}$ der absteigenden Stufe,
6. Massendurchsatz $m = 16,7 \text{ kg/s}$ der absteigenden Stufe ($m = S : I_{sp} = \mathbf{4.526 \text{ kp}} : 270 \text{ kps/kg} \approx 16,762 \text{ kg/s} \approx 16,8 \text{ kg/s}$ – damit ergibt sich nur ein maximaler Schub zu $S = 16,8 \text{ kg/s} * 2560 \text{ m/s} \approx 43 \text{ kN}$),
7. Brennschlussgeschwindigkeit der absteigenden Stufe $t_B = \mathbf{488 \text{ s}}$ ($t_B = M_T : m = 8200 \text{ kg} : 16,8 \text{ kg/s} = 488 \text{ s} \text{ ****}$),
8. Schub $S_{auf} = 15,6 \text{ kN} = 1.590 \text{ kp}$ der aufsteigenden Stufe,
9. Massendurchsatz $m = 5,6 \text{ kg/s}$ der aufsteigenden Stufe ($m = S : I_{sp} = \mathbf{1500 \text{ kp}} : 270 \text{ kps/kg} \approx 5,555 \text{ kg/s} \approx 5,6 \text{ kg/s}$ - rein rechnerisch ergibt sich allerdings nur ein maximaler Schub von $15,1 \text{ kN}$; denn: $m \cdot v_e = \mathbf{5,6 \text{ kg/s} * 2560 \text{ m/s} = 14,3 \text{ kN}}$),

10. Brennschlusszeit der aufsteigenden Stufe $t_b = \mathbf{411\ s}$ ($t_B = M_{Tr} \cdot m = 2300\ \text{kg}; 5,6\ \text{kg/s} = 411\ \text{s}$),
11. Druckverhältnis von $p_o/p_e = 30$,
12. Flächenverhältnis $F_o/F_s = 5$,
13. Brennkammerdruck 12 at bzw. 12 kp/cm²,
14. Druck am Ende der Düse: 0,4 at bzw. 0,4 kp/cm²,
15. Schubkoeffizient $\zeta = 1,47$ (siehe Formel 114 und 115).

Der Schubkoeffizient ζ errechnet sich zu

$$\zeta = \Gamma \cdot \sqrt{2 \gamma \cdot (\gamma - 1) [1 - (p_o/p_e)^{(\gamma-1)/\gamma}]}. \quad (114)$$

Aufgrund der drei verwendeten Treibstoffkomponenten ergibt sich ein Verhältnis von effektiver zu maximaler Ausströmgeschwindigkeit von 0,7 (2560: 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. 9, Seite 79). 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 $F_o/F_s = 5$ bedingt (siehe Wolff, Seite 66 und Abb. 10, Seite 79). 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. Damit errechnet sich ζ zu

$$\zeta = 0,658 \sqrt{10 [1 - (1:30)^{0,2}]} \approx \mathbf{1,46}. \quad (115)$$

(***) Aus dem Produkt von Brennschlusszeit t_b und der Beschleunigung a lässt sich die maximale Geschwindigkeit v_B errechnen. Für die absteigende Stufe gilt $v_B = t_b \cdot a = 488\ \text{s} \cdot 44.400\ \text{N} / 11.000\ \text{kg} = 488\ \text{s} \cdot 4\ \text{m/s}^2 \approx \mathbf{2000\ m/s}$. Damit wäre die absteigende Stufe mit mindestens $\mathbf{270\ m/s}$ auf dem Mond aufgeschlagen und zerschellt ($570\ \text{m/s} + 1700\ \text{m/s} - 2000\ \text{m/s} = 270\ \text{m/s}$).

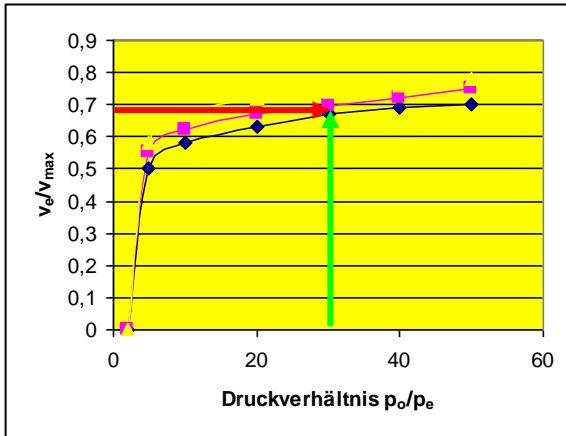


Abb. 9: Der Zusammenhang des Verhältnisses von effektiver zu maximaler Ausströmgeschwindigkeit und dem Verhältnis von Brennkammerinnendruck zu Düsendruck am Ende der Düse in Abhängigkeit vom jeweiligen Adiabatenexponenten (modifiziert nach Wolff, 1966) .

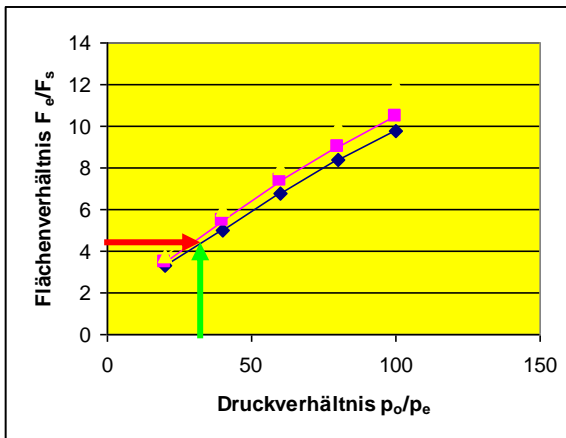


Abb. 10: Die Abhängigkeit des Flächenverhältnisses f_e/f_s vom Druckverhältnis p_o/p_s . Aus $p_o/p_s = 30$ resultiert bei einem Adiabatenexponenten von $\gamma = 1,24$ das Flächenverhältnis $f_e/f_s = 5$ (siehe grünen und roten Pfeil – modifiziert nach Wolff, 1966).

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). 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. Andererseits erzielt man mit derartigen Brennkammern eine hohe thermodynamische Effizienz und Effektivität. Die Länge einer derartigen Brennkammer kann im Bereich von

$$1,5 \text{ m} < L^* < 2,5 \text{ m} \quad (116)$$

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

$$S = \zeta^* F_s^* p_o \quad (117)$$

ableiten, wobei S den Schub und p_o den Brennkammerdruck darstellen. Damit lässt sich nach Umstellung der Formel (117) F_s wie folgt berechnen, wenn ein Druck von 12 kp/cm^2 im Inneren der Brennkammer vorherrscht, der sich in der Düse auf $0,4 \text{ kp/cm}^2$ entspannen soll und wenn von einem Schub von ca. 4500 kp (absteigend) ausgegangen wird:

$$F_s = S : (\zeta^* p_o). \quad (118)$$

Somit nimmt F_s einen Wert von

$$F_s = 4500 \text{ kp} : (1,46 * 12 \text{ kp/cm}^2) \approx 257 \text{ cm}^2 \approx \underline{\underline{0,026 \text{ m}^2}} \quad (119)$$

an. Bei Flüssigkeitstriebwerke besteht zwischen dem Querschnitt der Brennkammer F_o und dem engsten Querschnitt F_s der Düse folgende Beziehung:

$$\varepsilon_o = F_o : F_s \quad (120)$$

Damit beträgt

$$F_o = F_s * \varepsilon_o , \quad (121)$$

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 den Querschnitt der Brennkammer dann

$$F_o = 4 * 0,026 \text{ m}^2 \approx \underline{\underline{0,1 \text{ m}^2}} \quad (122)$$

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

$$F_e = 5 * F_s = 5 * 0,026 \text{ m}^2 = \underline{\underline{0,13 \text{ m}^2}} \quad (123)$$

an (siehe dazu Abb. 10, Seite 79). Nun lassen sich die drei Durchmesser berechnen. Der Durchmesser d_o nimmt den Wert von

$$d_o = \sqrt{0,1 \text{ m}^2 * 4 : 3,14} \approx \underline{\underline{0,36 \text{ m}}} \quad (124)$$

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

$$\underline{\underline{d_s \approx 0,18 \text{ m}}} \text{ und } \underline{\underline{d_e \approx 0,4 \text{ m}}} . \quad (125)$$

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:

$$l_d = (d_e - d_s) : 0,536. \quad (126)$$

Also beträgt die Länge der Düse:

$$l_d = (0,4 \text{ m} - 0,18 \text{ m}): 0,536 \approx \underline{\underline{0,41 \text{ m}}} \quad (127)$$

Die geometrischen Parameter der beiden Triebwerke nehmen somit folgende Werte an:

1. Durchmesser d_0 der Brennkammer: 0,36 m;
2. Länge der Brennkammer L: 1,5 m
3. Länge der Düse l_i : 0,41 m,
4. Engster Düsendurchmesser d_s : 0,18 m,
5. Enddurchmesser der Düse d_e : 0,4 m.

Damit nehmen die beiden Raketentriebwerke folgende konkrete Gestalt an: Die beiden Triebwerke bestehen aus einer zylinderförmigen, doppelwandigen Brennkammer von 1,5 m Länge mit einem Innendurchmesser von 0,36 m aus 2 mm starken Wolfram (Dichte 19,1 t/m³ - **Rot**) und einer kegelförmigen, doppelwandigen Düse von 0,41 m Länge mit einem engsten Düsendurchmesser von 0,18 m und einem Enddurchmesser von 0,4 m aus Stahl (Dichte 7,8 t/m³ - **Blau**) mit einer Wandstärke von ebenfalls 2 mm. Die Brennkammeraußen- und Düsenaußenwand besteht jeweils aus 2 mm starken Aluminium (Dichte 2,7 t/m³ - **Grau** - siehe Abb. 11).

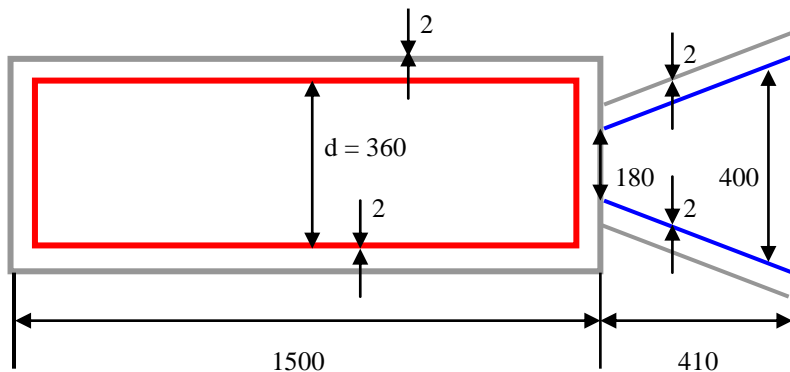


Abb. 11: Skizze zu den beiden Haupttriebwerken.

Mit diesen Zahlenwerten lässt sich nun die Masse der beiden Triebwerke berechnen. Die Masse der Brennkammer aus Wolfram und der Düse aus Stahl der beiden Triebwerke beträgt demnach rund

Masse der Brennkammerwand Masse der Düsenwand

$$\begin{aligned}
 V \cdot \zeta = m &= [(d_1^2 - d_2^2) L \pi : 4] \zeta_{\text{Wo}} + l_d \pi [(r_{1,1}^2 + r_{1,1} \cdot r_{1,2} + r_{1,2}^2) : 3 - \\
 (r_{2,1}^2 + r_{2,1} \cdot r_{2,2} + r_{2,2}^2) : 3] \zeta_{\text{St}} &= [(0,364^2 \text{ m}^2 - 0,360^2 \text{ m}^2) 1,5 \text{ m} \cdot \pi : 4] \cdot \\
 19,1 \text{ t/m}^3 + 0,410 \text{ m} \cdot 3,14 \cdot &[(0,202^2 \text{ m}^2 + 0,202 \cdot 0,092 \text{ m}^2 + 0,092^2 \text{ m}^2) : 3 - \\
 (0,2^2 \text{ m}^2 + 0,2 \cdot 0,09 \text{ m}^2 + 0,09^2 \text{ m}^2) : 3] \cdot &7,8 \text{ t/m}^3 = \\
 [(0,132 \text{ m}^2 - 0,129 \text{ m}^2) 1,5 \cdot 3,14 : 4] \cdot &19,1 \text{ t/m}^3 + 1,287 \text{ m}^3 \cdot [(0,041 + \\
 0,0018 + 0,0085) : 3 - (0,04 + 0,018 + 0,0081) : 3] \cdot &7,8 \text{ t/m}^3 = \\
 (0,003 \text{ m}^3 1,5 \cdot 3,14 : 4) \cdot 19,1 \text{ t/m}^3 + [1,287 (0,068 - 0,066) \text{ m}^3 : 3] \cdot & \\
 7,8 \text{ t/m}^3 = 0,0035 \text{ m}^3 \cdot 19,1 \text{ t/m}^3 + 0,00085 \text{ m}^3 \cdot 7,8 \text{ t/m}^3 \approx &0,067 \text{ t} + \\
 0,007 \text{ t} \approx \mathbf{0,074 \text{ t} = 74 \text{ kg.}} & \qquad (128)
 \end{aligned}$$

Für die Brennkammeraußenwand und für die kegelförmige Düse, jeweils aus Aluminium, ergibt sich unter der Annahme, dass der Abstand beider Wandungen lediglich 1 cm beträgt und praktisch vom selbigen Volumen sind, wie die Innenzellen (der Fehler ist ganz minimal und beträgt gerade einmal 0,00003 m³ und kann damit vernachlässigt werden) eine Masse zu

$$\begin{aligned}
 m &= (0,0035 \text{ m}^3 + 0,00085 \text{ m}^3) \cdot 2,7 \text{ t/m}^3 \approx 0,0043 \text{ m}^3 \cdot 2,7 \text{ t/m}^3 \approx \\
 \mathbf{0,012 \text{ t} = 12 \text{ kg.}} & \qquad (129)
 \end{aligned}$$

Für die Stirnwandung des Brennkammerkopfes ergibt sich eine Masse zu

$$m = [(0,384^2 \cdot 3,14 \cdot 0,002 \text{ m}^3 \cdot 2,7 \text{ t/m}^3) + (0,38^2 \cdot 3,14 \cdot 0,002 \text{ m}^3 \cdot 19,1 \text{ t/m}^3)] : 4 \approx$$

5 kg. (130)

Die Gesamtmasse eines der beiden Haupttriebwerke hätte also

$$M_{\text{gesamt}} = 74 \text{ kg} + 12 \text{ kg} + 5 \text{ kg} = \mathbf{91 \text{ kg}}$$
 (131)

betragen müssen. Dabei wurde nicht einmal die Masse für die Treibstoffleitungen, Druckventile, Stellmotore, Einspritzköpfe und Einspritzdüsen bei den Berechnungen mit in Betracht gezogen. Für das Triebwerk der Aufstiegstufe (nach NASA-Angaben) müssten ebenfalls nochmals ca. 91 kg in Rechnung gestellt werden. Daraus resultiert für die beiden Triebwerke, einschließlich der 16 Stabilisierungsdüsen zu je 3,63 kg nach neusten Informationen (siehe Meerman Scott, D., 2019) insgesamt eine Masse von

$$M = 16 * 3,63 \text{ kg} + 2 * 91 \text{ kg} = \mathbf{240 \text{ kg} \approx 0,24 \text{ t.}}$$
 (132)

Nach Punkt 7.1., 7.2., 7.3. und (132) wurde die Masse der Mondlandefähre nach den an- und vorgegebenen Parametern der NASA mit einer fundierten Rekonstruktion mindestens um

$$\mathbf{2,8 \text{ t} + 0,24 \text{ t} \approx 3 \text{ t}}$$
 (133)

überschritten, wenn man für die Konstruktion zweier kugelförmiger Tanks je Stufe aus Stahl in Rechnung stellt.

Unter Berücksichtigung der errechneten Daten nimmt die zweistufige Mondlandefähre zirka folgende phänomenale Gestalt an (siehe Abb. 12).

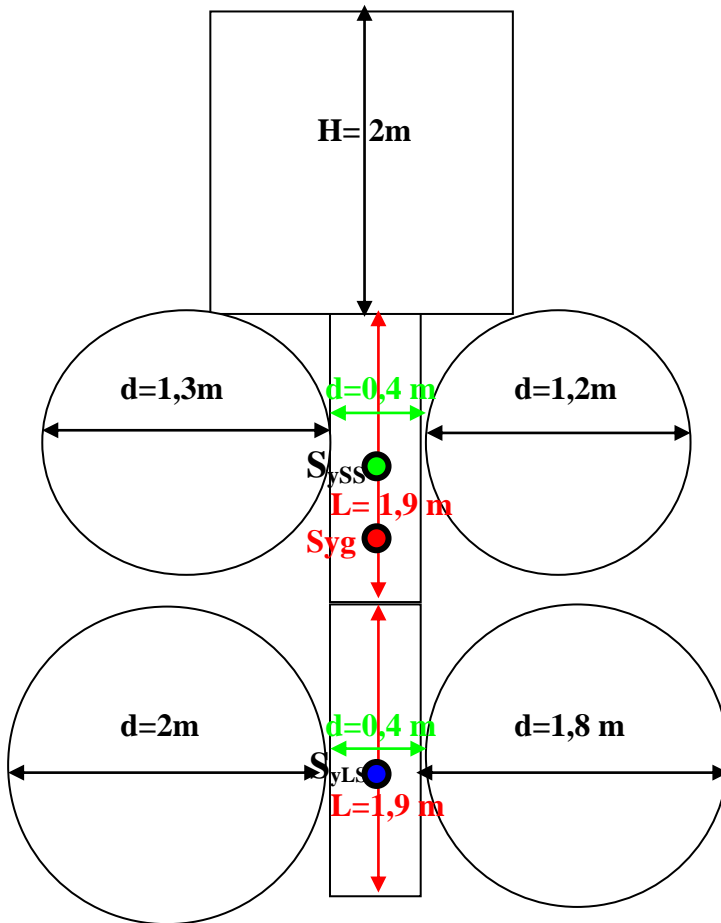


Abb. 12: Skizze der zweistufigen Mondlandefähre zur Verdeutlichung der Höhen- und Breitendimensionen.. Die Gesamthöhe H beträgt demnach ca. $2\text{ m} + 1.9\text{ m} + 1.9\text{ m} = 5.8\text{ m}$. Die untere absteigende Stufe hat danach eine Breite von rund $B = 4.2\text{ m}$ und die obere aufsteigende Stufe besitzt entsprechend den Berechnungen eine Breite von über 2.9 m .

Es ergeben sich somit folgende Differenzen der errechneten Werte zu den von der NASA deklarierten Größen:

1. Die Höhe h_{ab} der Abstiegsstufe sollte laut NASA-Angaben $h_{ab}=2,62$ m betragen haben. Der errechnete Wert lautet hingegen **2 m**.

2. Die Breite b_{ab} der Abstiegsstufe entsprechend der NASA sollte $b_{ab} = 3,91$ m betragen. Es ergaben sich rein rechnerisch **4,2 m**.

3. Die Höhe h_{auf} der Aufstiegsstufe sollte laut NASA-Vorgabe einen Wert von $h_{auf}= 2,83$ m entsprochen haben. Es konnte eine Größe von **3,9 m** errechnet werden.

4. Die Breite b_{auf} der Aufstiegsstufe sollte bei $b_{auf} = 4,29$ m laut NASA-Angaben gelegen haben. Der berechnete Wert lautet **2,9 m**.

7.5. Die Berechnung des Schwerpunktes der Mondlandefähre

Um den Gesamtschwerpunkt vom Mondlandemodul zu berechnen, muss man zunächst einmal die einzelnen Schwerpunkte der Lande- und der Startstufe ermitteln. Bei der Landestufe liegt der Schwerpunkt ca. bei $S_{yLS} = 1$ m (siehe Abb.12, **blauer** Punkt). Der Schwerpunkt S_{ySS} der Startstufe lässt sich wie folgt errechnen:

$$2,6 \text{ t} * x_2 = (0,65 \text{ m} - x_2) * 2,1. \quad (134)$$

Damit gilt

$$4,7 * x_2 = 1,365 \text{ m und } x_2 = 1,365 \text{ m} : 4,7 \approx 0,3 \text{ m und für} \quad (135)$$

$$S_{ySS} = 0,3 \text{ m} + 0,75 \text{ m} = \underline{\underline{1,05 \text{ m}}} \text{ (siehe Abb.12, } \text{grüner} \text{ Punkt).} \quad (136)$$

Der gesamte Schwerpunkt S_{yg} lässt sich nun aus den beiden Schwerpunkten S_{yLS} und S_{ySS} bestimmen. Es ergibt sich damit ein Systemschwerpunkt zu

$$x_3 * 10,3 \text{ t} = 4,7 \text{ t} (2,6 \text{ m} - x_3); x_3 = 12,2 \text{ m} : 15 \approx 0,81 \text{ m} \approx 0,8 \text{ m und}$$

$$0,8 \text{ m} + y_3 = 0,8 \text{ m} + 1,6 \text{ m} = \underline{\underline{2,4 \text{ m}}} \text{ (siehe Abb.12, } \text{roter} \text{ Punkt).} \quad (137)$$

8. Re- und Dekonstruktion des Kommandomoduls von Apollo 11

Das Kommandoservicemodul (CM) von Apollo 11 soll laut Internetangaben (siehe Wikipedia, 27. Februar 2014 und www.bredow-web.de, 2013) eine Masse von $m = 5,9$ t, eine Höhe von $H=3,23$ m, einen Durchmesser von $d = 3,9$ m und ein Innenvolumen von $V_i= 6,17$ m³ besessen haben (siehe Abb. 13).

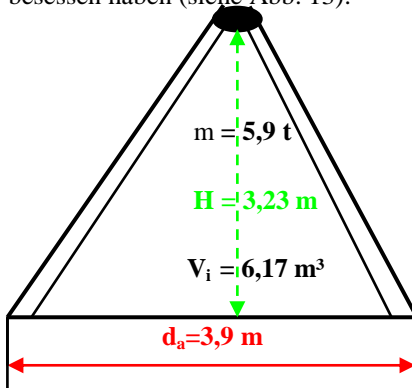


Abb.13: Skizze zum Kommandomodul.

Das Gesamtvolumen V_g hätte demnach

$$V_g = d^2 \cdot \pi \cdot H: (3 \cdot 4) = 3,9^2 \text{ m}^2 \cdot 3,14 \cdot 3,23 \text{ m} : 12 = \underline{\underline{12,85 \text{ m}^3}} \quad (138)$$

betragen müssen. Damit hätte das Volumen V_{zelle} für die Wandung der Zelle des CM rund

$$V_{\text{zelle}} = V_g - V_i = 12,85 \text{ m}^3 - 6,17 \text{ m}^3 \approx \underline{\underline{6,7 \text{ m}^3}} \quad (139)$$

annehmen müssen. Hier stellt sich die berechtigte Frage: Aus welchem Material wurde die Kommandokapsel gefertigt? Das Kommandomodul wird doch wohl nicht etwa aus Pappe oder gar Papier bestanden haben, denn die Wandung der Zelle hätte eine Dichte weit unter 1 angenommen, wenn man den Quotienten aus Masse und Volumen bildet. Die Dichte ζ beträgt nämlich nach den Zahlenangaben und der vorgenommenen Berechnungen zu den Volumina akkurat

$$\zeta = 5,9 \text{ t} : 6,7 \text{ m}^3 \approx \underline{\underline{0,9 \text{ kg/dm}^3}}. \quad (140)$$

Geht man davon aus, dass das Interieur des CM mindestens 0,9 t ausmachen müsste, dann ergäbe sich noch eine katastrophalere Dichte-Bilanz ($\zeta = 5 \text{ t} : 6,5 \text{ m}^3 \approx 0,77 \text{ kg/dm}^3$). Von der Logik her muss das CM daher eine Doppelwand besessen haben. Um die Wandungsstärke der Zelle zu ermitteln, muss der Innendurchmesser d_i über die Gleichung

$$0 = -d_i^3 - (H - d_a) \cdot d_i^2 + d_a^2 \cdot H - (V \cdot 12 : \pi) \quad (141)$$

kalkuliert werden, die sich aus der Berechnungsformel eines doppelwandigen Kegels herleiten lässt. Wenn man die Werte für den Durchmesser $d_a = 3,9 \text{ m}$, für die Höhe $H = 3,23 \text{ m}$ und für das zur Verfügung stehende Volumen $V_{\text{zelle}} = 6,7 \text{ m}^3$ in die obige Gleichung dritten Grades einsetzt, dann resultiert daraus konkret in diesem Falle ca.

$$23,5 + 0,67 \cdot d_i^2 - d_i^3 = 0. \quad (142)$$

Als Lösung ergab sich ein Innendurchmesser von $d_i = 3,1 \text{ m}$. Damit betrüge der Abstand beider Wände $d = 0,4 \text{ m}$. Wenn man davon ausgeht, dass die Zelle aus Aluminium bestand und ein Volumen von $V = m : \zeta = 2,7 \text{ m}^3 : 2,7 = 1 \text{ m}^3$ zur Verfügung stand, dann errechnet sich nach

$$45,3 + 0,67 \cdot d_i^2 - d_i^3 = 0 \quad (143)$$

eine Wandungsstärke von 5 cm, da die Lösung dieser Gleichung dritten Grades für den Innendurchmesser d_i ca. $d_i = 3,8 \text{ m}$ beträgt. Für die Innen- und Außenwand ergäben sich somit paritätisch ca. 2,5 cm. Nun würde aber logischer Weise noch der Hitzeschild fehlen, um eine sichere Landung auf der Erde zu gewährleisten. Angenommen, der Rest der zur Verfügung stehenden Masse von 2,3 t wäre für den Hitzeschild verwendet worden, dann würde in diesem Falle der Hitzeschild allerdings lediglich eine Wandstärke von 1,5 mm aus Stahl und anderen Materialien besitzen können, wie mit der Formel (141) in analoger Weise errechnet werden konnte. Mit anderen Worten: Das CM wäre wie eine Sternschnuppe in der Erdatmosphäre bei **45.000 K verglüht!** (siehe hierzu auch Anlage 11. mit den Unterpunkten 11.4. und 11.5).

9. Fazit und Resümee zu Apollo 11

Es war niemals ein Mensch auf dem Mond, weil

1. Die Außenzelle des Kommandomoduls CM bei einem Gesamtvolumen von $12,9 \text{ m}^3$ und einem Innenvolumen von $6,23 \text{ m}^3$ nur ein Volumen von ca. $6,7 \text{ m}^3$ besessen haben konnte und damit bei einer Gesamtmasse von $5,9 \text{ t}$ eine Dichte von ca. $0,9$ hätte aufweisen müssen! Dies hätten nicht einmal die Materialien Papier oder Pappe leisten können. Nach differenzierteren Berechnungen ergab sich für die Außen- und Innenwand eine Stärke von $2,5 \text{ cm}$ aus Aluminium. Der Hitzeschild hätte lediglich $2,3 \text{ t}$ Masse mit einer Mächtigkeit von $1,5 \text{ mm}$ Stärke aus Stahl und anderen Materialien besitzen können. Mit diesen Konstruktionsparametern wäre das CM bei einer theoretisch berechneten Bremstemperatur von ca. **45.000 K** wie eine Sternschnuppe in der Erdatmosphäre verglüht!
2. Die erforderliche Treibstoffmenge wird bei den damaligen Treibstoffparametern mindestens mit fast **40 t** im günstigsten Falle überschritten. Legt man Sternbergs astrophysikalische Konstellationen auf Seite 34 und 35 zugrunde (Abb. 5 und 6), dann kommt man noch zu einem weit höheren Treibstoffbedarf!
3. Geht man von einer 2 cm starken Aluminiumwand des Kommandomoduls (CM) und der Raumkapsel der Mondlandefähre mit einer Adsorptionsrate von $0,18$ respektive 18 Prozent aus, dann wären die Astronauten ca. **11 bis 26 Sievert respektive 110 Sv** ausgesetzt gewesen, je nach dem gewählten Berechnungsmodell. Damit wäre die Strahlendosis in jedem Falle tödlich gewesen!
4. Die vorgegebene Rüstmasse der Mondlandefähre von Apollo 11 mit $M = 4,2 \text{ t}$ ($M=15 \text{ t}-10,8 \text{ t} = 4,2 \text{ t}$) wird mit $2,5 \text{ t}$ bis zu **3 t überschritten**.
5. Die Mondlandefähre wäre mit **270 m/s= 972 km/h** auf dem Mond aufgeschlagen und zerschellt, weil Δv nur 2000 m/s betrug und mindestens 2270 m/s bis zu 2700 m/s erforderlich gewesen wären, je nach Berechnungsmodalität!

6. Darüber hinaus wurde Apollo 11 einfach schlampig inszeniert, da nur zwei zirka 14- und ein 60-Tagesfenster zu einer etwaigen Mondlandung existieren und kein 8-Tageregime, wie angeblich exerziert! Der europäische Forschungssatellit Smart 1 benötigte bis auf Höhe der Mondebene ca. 49 Tage und die chinesische Raumsonde Chang'e 3 bewältigte die Tour zum Mond im Dezember 2013 innerhalb von 14 Tagen. Damit wäre Apollo 11 eindrucksvoll empirisch widerlegt.

7. Die von der NASA vorgegebenen Höhen-, Breiten- und Tiefendimensionen der Mondlandefähre stimmen absolut nicht mit den errechneten Werten überein – es bestehen hier signifikante Differenzen!

Mit anderen Worten: Bei Apollo 11 bis N stimmte rein gar nichts! Apollo 11 bis N konnte nicht nur schlechthin auf allen vier Ebenen widerlegt werden, sondern sogar in sämtlichen Details! Und dies kann kein Zufall mehr sein.

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 gesamte Menschheit im Juli 1969 so richtig an der Nase herumgeführt!

Im Sommer 1969 wird lediglich eine achttägige Erdumrundung mit einer Raumkapsel stattgefunden haben! Denn: Die 30 t Masse vom Kommando-Service-Modul mit dem aufgesatteltem Lunamodul mit einer Masse von 15 t konnten damals aufgrund von physikalischen Barrieren niemals in den Erdorbit, geschweige denn zum Mond verfrachtet werden!

Am 28.05.2014 wurde in einer TV-Sendung von KIKI gegen 10 Uhr berichtet, dass die Raumstation ISS mit einer Gesamtmasse von ca. 460 t mit 60 Raketenstarts nacheinander ins All befördert und dort installiert wurde. Pro Start macht dies rund 7,7 t aus. Warum hat man sich da nicht einfach der vermeintlich enormen Transportkapazität von 45,3 t der Saturnrakete bedient?

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. Die eine Alternative: Ein elektromagnetisches Feld wird um die Raumkapsel installiert! (siehe Abb. 14).

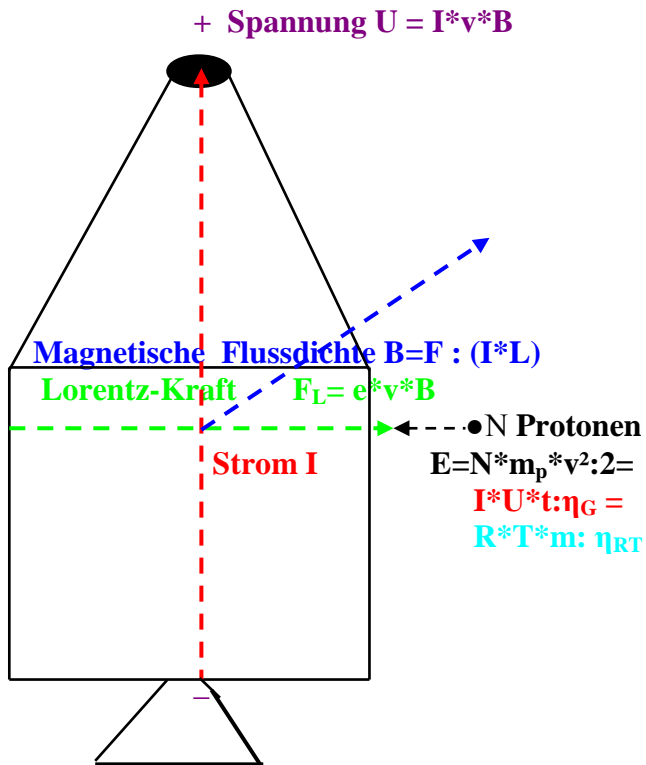


Abb. 14: Prinzipielle Darstellung der Erzeugung eines elektromagnetischen Feldes bei einem Raumflugkörper zur Ablenkung der kosmischen Strahlung.

Die Energie zur Installation eines Magnetfeldes ist dabei nicht sonderlich erheblich im Verhältnis zum Gesamtbedarf, weil die elektrische Leistung P bei ca. 6 W angesiedelt sein dürfte. Denn pro Sekunde und Quadratmeter prasseln auf die Außenhaut des Raumschiffes

$$N = 1300 \text{ Partikel/s} \cdot \text{m}^2 \quad (144)$$

ein. Dies entspricht bei einer angenommenen Oberfläche von ca. 60 m² des Raumflugkörpers eine Energie von

$$E = 1300 \cdot 60 \cdot 0,85 \cdot 0,6 \cdot 10^{15} \text{ eV} \approx 4 \cdot 10^{19} \text{ eV} . \quad (145)$$

In Joule umgerechnet beläuft sich die Energie auf

$$E = 4 \cdot 10^{19} \cdot 1,6 \cdot 10^{-19} \text{ J} = 6,4 \text{ J} = \underline{\underline{6,4 \text{Ws}}} . \quad (146)$$

Die Energie E beträgt also 6,4 W. Auf sechzig Tagen für eine Mondexpedition hochgerechnet ergibt sich eine Energiemenge nach (146) zu

$$E = 6,4 \text{ Ws} \cdot 3600 \cdot 24 \cdot 60 = \underline{\underline{3,3 \cdot 10^7 \text{ J}}} . \quad (147)$$

Rechnet man diese Energie auf den Treibstoffbedarf um, dann macht das eine Treibstoffmenge von

$$m = E : (R \cdot T) = 3,3 \cdot 10^7 \text{ kg} : (916 \cdot 3100) \approx 12 \text{ kg} \quad (148)$$

aus, wenn man einen Wasserstoff-Fluor-Antrieb mit einer Verbrennungstemperatur von T=3100 K und einer Gaskonstante R von R= 916 J/kg*K zugrunde legt. Da der Wirkungsgrad η bei Raketenantrieben relativ niedrig ist und bei ca. η= 0,1 bis 0,2 angesiedelt ist, sind zwischen 60 t bis 120 t an Treibstoff erforderlich.

Die andere Alternative: Es werden in ferner Zukunft „Raumschlachtschiffe“ à la Enterprise mit 26 cm und mehr (*****) Bleipanzerung je nach dem Expeditionsziel entwickelt, um dem Mond und anderen Planeten eine Stippvisite abzustatten. Dies ist so unrealistisch, da die Masse der Raumkapsel für eine Mondexpedition sich dann auf über 56 t und für die Kapsel der Landefähre auf 28 t

belaufen würde (siehe****). So wird wohl der Menschheit die bemannte Raumfahrt außerhalb der schützenden Magnetosphäre im erdnahen Raum wahrscheinlich für immer verschlossen bleiben.

Nun zu einer **unbemannten Mondmission mit einer Rückkehr zur Erde**: Eine Umkreisung des Mondes stellt absolut kein Problem dar! Auch eine Landung auf dem Mond ist gegenwärtig unproblematisch, da die modernen Raketentreibstoffe, wie auch die drei Komponenten Hydrazin/asymmetrisches Dimethylhydrazin und Distickstofftetroxid mit Katalysatorenzusätzen mit effektiven Ausströmgeschwindigkeiten von 3200 m/s dies zulassen (Fries, Dietmar, Lapport, G., Simon, A., Wiederstein, Georg, 2004). Denn es kann immerhin eine Brennschlussgeschwindigkeit von

$$v_B = 3200 \text{ m/s} * \ln(15 : 7) = 3200 \text{ m/s} * 0,762 \approx$$

$$\underline{\underline{2439 \text{ m/s}}} \quad (149)$$

erzielt werden. Bei der Addition des Geschwindigkeitsbetrages, der aus der Mondgravitation resultiert, zur Orbitgeschwindigkeit von 1700 m/s erhält man

$$1700 \text{ m/s} + 572 \text{ m/s} = \underline{\underline{2272 \text{ m/s.}}} \quad (150)$$

Es besteht hier also noch eine Geschwindigkeitsreserve, um die Landung auf dem Mond zu realisieren.

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 Leermasse M_{L2} wird auf 1,5 t abgerüstet, dann ergäbe sich eine Brennschlussgeschwindigkeit von

$$v_B = 3200 \text{ m/s} * \ln(4,5 : 1,5) = 3200 \text{ m/s} * \ln 3 = 3200 \text{ m/s} * 1,0986 \approx$$

$$\underline{\underline{3516 \text{ m/s.}}} \quad (151)$$

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 beim Abstieg auf die Mondoberfläche und 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.

Mehr als problematisch erscheint aus gegenwärtiger Sicht aber die Rückkehr eines bemannten Raumflugkörpers zur Erde zu sein, da die 11 km/s auf quasi 0 km/s abgebremst werden müssen. Die dabei entstehende **Bremstemperatur ist bei ca. 45.000 K angesiedelt.** Technologisch und technisch gesehen, könnte dieses Problem erst in ferner Zukunft einer Lösung zugeführt werden! Eine ethisch vertretbare bemannte Mondlandung liegt damit in weiter Ferne!

(*****) Blei besitzt einen linearen Schwächungskoeffizienten von $0,5 \text{ cm}^{-1}$. Für ein 14-tägiges Raumfahrtintermezzo zum Mond und zurück müsste die Bleipanzerung der Raumkapsel des Kommandomoduls bei einer

Strahlenintensität von $I_0 = 31,7 \text{ Sv} : 8 \text{ d} \approx 4 \text{ Sv/d}$ (pro Tag) und einem Grenzwert von $I = 0,004 \text{ Sv}$ pro Jahr (365 Tage) eine Stärke d nach der logarithmisch transformierten Relation zur Berechnung der Strahlungsintensität

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

von mindestens

$$d = [\ln(I_0 : I)] : \mu = [\ln(4 * 365 : 0,004)] : 0,5 \text{ cm} = (\ln 365.000) : 0,5 \text{ cm} \approx$$

$$12,8 * 2 \text{ cm} \approx \underline{\underline{25,6 \text{ cm}}}$$

besitzen. Damit würde sich das Gewicht der kegelförmigen Raumkapsel des Kommandomoduls auf rund

$$(d_1^2 * h_1 - d_2^2 * h_1) * \pi * \zeta : 12 = [(3,9^2 \text{ m}^2 * 3,23 \text{ m} - 3,39^2 \text{ m}^2 * 2,97 \text{ m}) +$$

$$(3,9^2 \text{ m}^2 * 0,26 \text{ m})] * 3,14 * 11,34 \text{ t/m}^3 : 12 = (15 \text{ m}^3 + 3,95 \text{ m}^3) * 3,14 * 11,34$$

$$\text{t/m}^3 : 12 \approx 18,95 * 3,14 * 11,34 \text{ t} : 12 \approx \underline{\underline{56 \text{ t}}}$$

belaufen. Die Masse des CSM mit der aufgesattelten Mondlandefähre würde dann keine 45,3 t mehr, sondern weit über **101 t** betragen. Hinzu kommt noch die Masse der strahlungssicheren Mondlandefähre. Das Gewicht der zylinderförmigen Kabine der Mondlandefähre würde dann analog zur Dimensionierung der Apollo-Mondlandefähre bei einer Wandstärke von rund 14 cm [$d = (\ln 1000) * 2 \text{ cm} = 13,8 \text{ cm}$]

$$[(d_1^2 - d_2^2) * \pi * H + (2 * d_1^2 * h * \pi)] * \zeta : 4 = [(2^2 \text{ m}^2 - 1,72^2 \text{ m}^2) * 3,14 * 2 \text{ m} +$$

$$(2 * 2^2 \text{ m}^2 * 0,14 \text{ m} * 3,14)] * 11,34 \text{ t/m}^3 : 4 = (6,5 \text{ m}^3 + 3,5 \text{ m}^3) * 11,34 \text{ t/m}^3 : 4 =$$

$$10 * 11,34 \text{ t} : 4 \approx \underline{\underline{28,4 \text{ t}}}$$

umfassen. Damit müssten insgesamt über 129 t ins Weltall gehievt werden. Dies würde einen sehr hohen technologischen Aufwand zur Realisierung eines bemannten Mondprojektes überhaupt erforderlich machen und erscheint gegenwärtig und in ferner Zukunft als absolut unrealistisch, ja utopisch. Wie diese monströse Apparatur für eine bemannte Raumfahrt in die Erdumlaufbahn geschossen werden soll, bleibt mehr als rätselhaft, zumal man in einer Kommandokapsel mit einer Dimensionierung von rund 6 m³ wohl kaum zu Zweit oder gar zu Dritt drei Jahre lang auf engstem Raum zusammenleben könnte.

11. Anhang zu den Treibstoffparametern, zur mittleren Luftdichte, zur Eintrittstemperatur und zur Wandstärke des CM

11.1. Die Treibstoffparameter der Saturnrakete, des CSM und des LM

Tabelle 4: Die Treibstoffparameter (modifiziert nach Wolff, 1966, Marquardt, 2014).

Stufe	Treibstoffkombination	Chemische Formel	Dichte ζ in kg/dm ³	I_s in kps/Kg	V_{max}/v_e in m/s $v_{max} * 0,7 = v_e$
1	RP (Kerosin) + Sauerstoff	$C_mH_n + O_2$	0,76 1,1	- 295	3714/ 2600
2 und 3	Wasserstoff+ Sauerstoff	$H_2 + O_2$	0,071 1,1	362 295	5090/ 3563
CSM/ LM	Hydrazin + Stickstofftetroxid	$N_2H_4 + N_2O_4$	1 1,45	264 274	3657/ 2560
CSM/ LM	Asymmetrisches Hydrazin + Stickstofftetroxid	$(CH_2)_3N_2H_2 + N_2O_4$	0,8 1,45	275 274	3657/ 2560

11.2. Der Zusammenhang von v_e und v_{max}

Der Zusammenhang von effektiver Ausströmgeschwindigkeit v_e und theoretisch erreichbarer Ausströmgeschwindigkeit v_{max} lautet:

$$v_e = v_{max} * \sqrt{1 - (p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (152)$$

Da p_e/p_0 minimal nur 1: 50 betragen kann (siehe Abbildung 9 auf Seite 79) und der Adiabatenexponent bei ca. 1,25 liegt, kann die maximal erreichbare effektive Ausströmgeschwindigkeit lediglich

$$v_e = v_{max} * \sqrt{1 - (1:50)^{(1,25-1):1,25}} = v_{max} * \sqrt{0,54} \approx \underline{v_{max} * 0,74} \quad (153)$$

betragen. Mit der Treibstoffkombination H_2+O_2 erzielt man daher maximal nur eine effektive Ausströmgeschwindigkeit von

$$v_e = 0,74 * 5090 \text{ m/s} = \underline{3777 \text{ m/s}} \quad (154)$$

Laut Wolff (1966) konnten in den sechziger Jahren allerdings aufgrund von technischen und technologischen Restriktionen lediglich effektive Ausströmgeschwindigkeiten von 2600 m/s erzielt werden.

11.3. Die Berechnung der mittleren Luftdichte ζ_m

Zur Berechnung der reduzierten Geschwindigkeit durch den Luftwiderstand der ersten Stufe der Saturn-V-Rakete bis in eine Höhe von 44 km der Atmosphäre, muss die mittlere Luftdichte ζ_m bestimmt werden. Der prinzipielle Verlauf der Funktion kann der Abbildung 15 entnommen werden (siehe Abb. 15).

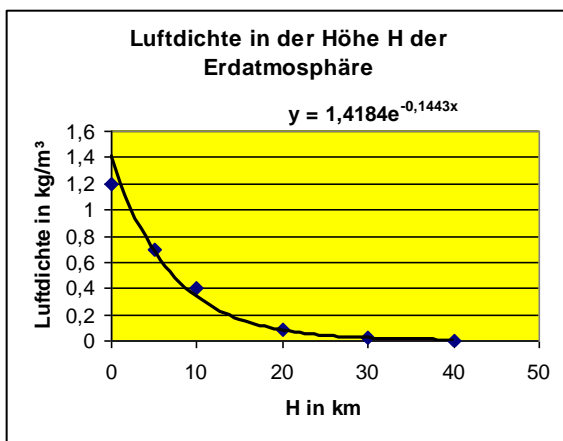


Abb. 15: Abhängigkeit der Luftdichte von der Höhe H in der Erdatmosphäre.

Hierzu wurde die Tabelle der Normalatmosphäre von Wolff (1966) herangezogen, um zunächst einmal mit zwei Werten die empirische Funktion zu berechnen, da die von Wolff (1966) reflektierte theoretische Funktion nicht korrekt ist und auch für konkrete Berechnungen nicht genutzt werden konnte. Die allgemeine Funktion lautet nach Logik der Dinge wie folgt:

$$\zeta = a \cdot \zeta_0 e^{-bH}. \quad (155)$$

Es wurden die beiden Werte in einer Höhe von 10 km mit der Luftdichte von ca. 0,4 kg/m³ und in der Höhe von 20 km mit der Luftdichte von ca. 0,09 kg/m³ ausgewählt, um die Funktion zu determinieren. Nach Auflösung der aus der Funktion (155) resultierenden Logarithmusgleichung

$$b = (\ln 0,4 - \ln 0,09) : 10.000 \quad (156)$$

ergibt sich für den Exponenten b ca.

$$b = 0,00015. \quad (157)$$

Und für den Koeffizienten a konnte damit ein Wert für die Höhe von 10000 m von

$$a = 0,4 * e^{1,5} : 1,29 \approx 1,4 \quad (158)$$

ermittelt werden. Damit lautet die spezifizierte empirische Funktion mit dem Wert der Dichte $\zeta_0 = 1,29 \text{ kg/m}^3$ in einer Höhe H

$$\zeta = 1,4 * \zeta_0 * e^{-0,00015 * H}. \quad (159)$$

Die Überprüfung von zwei weiteren Werten der Tabelle ergab, dass die Funktion voll mit den empirischen Werten der Tabelle der Normalatmosphäre übereinstimmt. Um nun die durchschnittliche Dichte ζ_m zu bestimmen, muss zunächst einmal die Funktion (154) in den Grenzen von 0 bis H integriert werden. Es gilt also ganz allgemein:

$$\zeta = \int_0^H 1,4 * \zeta_0 * e^{-0,00015 * H}. \quad (160)$$

Daraus folgt

$$\zeta = -1,4 * \zeta_0 * e^{-0,00015 H} : 0,00015. \quad (161)$$

Die Fläche beträgt damit in den Grenzen von h=0 m bis H= 44.000 m

$$\zeta = -1,4 * 1,29 * e^{-0,00015 H} \cdot \left. \begin{array}{l} 44.000 \\ 0,00015 \\ 0 \end{array} \right| . \quad (162)$$

Daraus resultiert eine Fläche von

$$\begin{aligned} \zeta &= (-1,4 * 1,29 * e^{-6,6} : 0,00015) - (-1,4 * 1,29 * e^0 : 0,00015) \\ &= (-9) + 12040 \approx 12030. \end{aligned} \quad (163)$$

Mit der Division durch 44.000 m ergibt sich somit eine mittlere Luftdichte ζ_m bis in einer Höhe von 44 km zu

$$\zeta_m = 12030 : 44.000 \approx \underline{\underline{0,27 \text{ kg/m}^3}}. \quad (164)$$

Übrigens wurde in einem ersten Schritt zur Abschätzung der mittleren Luftdichte mit acht Werten der Tabelle der Normalatmosphäre der Mittelwert bestimmt, der mit der errechneten Größe von (164) in guter Näherung korrespondiert ($\zeta_m = 0,364 \text{ kg/m}^3$). Dies ist auch nicht verwunderlich, da der zweite Term von (163) gemeinsam mit (164) sich indirekt proportional verhält.

11.4. Berechnung der Wandstärken zum Kommandomodul CM und zu den Tanks

Die allgemeine mathematische Formel nach <http://www.schweizer-fn.de/rohr/festigkeit/festigkeit.php> (2014) und auch der logischste Ansatz lautet:

$$S = D * p : 2 \sigma + s_1 + s_2, \quad (165)$$

wobei S die Wandstärke, D der mittlere Durchmesser [$D = (D_a + D_i) : 2$], p der Innendruck und σ der Festigkeitswert in N/mm² bedeuten. Die beiden Summanden s_1 und s_2 stellen quasi Sicherheitsfaktoren dar, die sich aus diversen Belastungsbedingungen ergeben (s_1 ist ein Zuschlag für Toleranzfehler in mm und s_2 steht für einen Zuschlag für Korrosion und Erosion in mm – hier = 1,5 mm). Für einen Druck von 1 bar, einen kritischen Durchmesser von 3900 mm und einen Festigkeitswert von $\sigma =$

200 N/mm² für **Stahl und Aluminium** ergäbe sich theoretisch eine Wandstärke zu

$$S=3900 \text{ mm} \cdot 10 \text{ N}/100 \text{ mm}^2 : (2 \cdot 200 \text{ N}/\text{mm}^2) + 1,5 \text{ mm} \approx \underline{\underline{2,4 \text{ mm}}} \quad (166)$$

Nach einem anderen Berechnungsmodell gilt

$$S = D \cdot p : (20 \cdot \sigma : s \cdot v + p) + s_1 + s_2, \quad (167)$$

wobei s und v die Werte 1 und 0,8 annehmen sollen und für $s_1 + s_2 = 0,3$ mm gelten soll, kommt man auf eine Wandstärke von rund

$$S=3900 \text{ mm} \cdot 10 : (20 \cdot 200 : 1 \cdot 0,8 + 10) + 0,3 \text{ mm} \approx \underline{\underline{7 \text{ mm}}} \quad (168)$$

Dieser Wert stellt ca. den dreifachen Sicherheitsfaktor von 2,4 mm dar und ist somit als sehr realistisch anzusehen. Mit anderen Worten: Es wäre rund 7 mm Wandstärke aus Stahl oder Aluminium für das CM erforderlich gewesen, um den Druck von 1 bar (1 kp/cm² = 0,0981 N/mm²) stand zu halten. Dieser Mindestanforderung wurde unter 8. entsprochen.

Für kugelförmige Tanks gilt nach <http://www.schweizer-fn.de>

$$S = (D \cdot p : 4 \sigma) + s_1 + s_2. \quad (169)$$

Damit würde sich für die Tanks der Abstiegsstufe der Landefähre eine Wandstärke von ca. **9 mm** und für die Aufstiegsstufe von ca. **5,3 mm** bei einem σ – Wert von 200 N/mm² ergeben. Denn es gilt für die Abstiegsstufe rund:

$$S = [(2000 \text{ mm} \cdot 300 \text{ N}/100 \text{ mm}^2) : 800 \text{ N}/\text{mm}^2] + 1,5 \text{ mm} = \underline{\underline{9 \text{ mm}}} \quad (170)$$

Und für die Aufstiegsstufe ergibt sich ein Wert von ungefähr

$$S = [(1000 \text{ mm} \cdot 300 \text{ N}/100 \text{ mm}^2) : 800 \text{ N}/\text{mm}^2] + 1,5 \text{ mm} \approx \underline{\underline{5,3 \text{ mm}}} \quad (171)$$

Die Kalkulationen unter 7.3. waren somit also völlig korrekt!

11.5. Die Berechnung der Eintrittstemperatur

Nach Wolff (1966) berechnet sich die Temperaturerhöhung ΔT beim Abbremsen eines Flugkörpers in der Atmosphäre bei einer Geschwindigkeit von v nach der Formel

$$\Delta T = (\gamma - 1) \cdot v^2 : (2 \gamma R). \quad (172)$$

Für Luft ist $\gamma = 1,4$ und $R = 285,9 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$. Daraus resultiert für die Brems- bzw. Eintrittstemperatur

$$\Delta T \approx (v^2 : 2000) \text{ K}. \quad (173)$$

Die Brems- bzw. Eintrittstemperatur T_B errechnet sich nun zu

$$T_B = T + (v^2 : 2000) \text{ K}, \quad (174)$$

wobei $T = 222 \text{ K}$ die Stratosphärentemperatur darstellt. Es muss hier allerdings noch ein Korrekturfaktor r eingeführt werden, der zwischen 0,75 und 0,85 liegt. Damit gilt

$$T_B = T + r \cdot (v^2 : 2000) \text{ K}. \quad (175)$$

Bei einer Geschwindigkeit eines Raumflugkörpers mit 6000 m/s erhält man nach (163) mindestens eine Brems- bzw. Eintrittstemperatur von

$$T_B = 222 \text{ K} + 0,75 \cdot (36.000.000 : 2000) \text{ K} = \underline{\underline{13722 \text{ K}}}. \quad (176)$$

Bei einer Geschwindigkeit von 11.000 m/s würde sich theoretisch eine Brems- bzw. Eintrittstemperatur zu mindestens von

$$T_B = 222 \text{ K} + 0,75 \cdot (121.000.000 : 2000) \text{ K} = \underline{\underline{45597 \text{ K}}}. \quad (176)$$

ergeben!

12. Neugewonnene Erkenntnisse

Seit 2014 mit der Veröffentlichung der Erstausgabe, wurde eine weitere Analyse des Apollo-Projektes forciert. Unter den nachfolgenden Unterpunkten sollen die wichtigsten Erkenntnisse reflektiert werden.

12.1. Die propagierte Achterschleife

Die von der NASA propagierte und deklarierte Achterschleife von Apollo 11 zum Mond und zurück zur Erde ist einfach astrophysikalischer Blödsinn, weil sich Planeten, Monde von Planeten, Satteliten und Raumflugkörper nach dem Ersten Keplerschen Gesetz auf elliptischen Bahnen um Zentralgestirne, wie der Sonne, der Planeten und Monde bewegen! Mit der irrsinnigen, von der NASA deklarierten Achterbahn von Apollo 11 bis N hätte sich die Energie bzw. der Treibstoffverbrauch um ein Mehrfaches erhöht. Die resultierende Geschwindigkeit v_r zum Abflug von der Erde, zur Einmündung in die Mondumlaufbahn, Verlassen der Mondumlaufbahn und retour zur Einmündung in die Erdumlaufbahn hätte sich damit ganz allgemein auf ca.

$$v_r = \sqrt{2} * v_o \approx 1,4 * v_o \quad (177)$$

mit der Zerlegung in die zwei Komponenten v_e und v_e und der Anwendung des Pythagoras erhöht. Für die Anpeilung des Mondes und Verfolgung einer Achterbahn zum Mond wäre daher eine zusätzliche Treibstoffmasse von

$$M_{Tr} = [1 - (1 : 2,72^{15,7:2,6})] * 45 \text{ t} \approx \underline{\underline{45 \text{ t}}} \quad (178)$$

erforderlich geworden. Und für die Einmündungsgeschwindigkeit in den Mondbereich mit ca. 2,5 km/s erhöht sich der Treibstoffverbrauch zur Einmündung in die Mondsphäre bei einer resultierenden Geschwindigkeit von $v_r = 1,4 * 2,5 \text{ km/s} = 3,5 \text{ km/s}$ auf

$$M_{Tr} = [1 - (1 : 2,72^{3,5:2,6})] * 45 \text{ t} = \underline{\underline{33 \text{ t}}} \quad (179)$$

Wieder retour vom Mond zur Erde müssten bei einer Masse des CSM von 30 t

$$M_{Tr} = [1 - (1 : 2,72^{1,8:2,6})] * 30 \text{ t} \approx \underline{\underline{15 \text{ t}}} \quad (180)$$

an Raketentreibstoff zur Verfügung gestellt werden. Und für Einmündung in die Erdatmosphäre mit einer resultierenden Geschwindigkeit von $v_r = 11,2 * 1,4 \text{ km/s} = 15,7 \text{ km/s}$ wären rund

$$M_{Tr} = [1 - (1 : 2,72^{15,7:2,6})] * 5 \text{ t} \approx \underline{\underline{5 \text{ t}}} \quad (181)$$

Treibstoff notwendig! In Summe ergäbe sich damit eine zusätzliche Treibstoffmasse von 98 t. Damit ergäbe sich eine erforderliche Gesamtreibstoffmasse, um das Manöver einer Achterbahn zu realisieren von $80 \text{ t} + 98 \text{ t} = \underline{\underline{178 \text{ t}}}$! Es waren aber angeblich nur 19 t Treibstoffreserve im Servicemodul gebunkert.

12.2. Das Wende- und Andockmanövers von CSM und LEM

Im Internet ist hierzu folgendes zu lesen: Apollo 11 startete am 16. Juli 1969 um 13:32:00 [UTC](#) an der Spitze der 2940 Tonnen schweren Saturn V von [Cape Canaveral, Florida](#) und erreichte zwölf Minuten später planmäßig die [Erdumlaufbahn](#). Nach anderthalb Erdumkreisungen wurde die dritte Raketenstufe erneut gezündet. Sie brannte etwa sechs Minuten lang und brachte das Apollo-Raumschiff auf Mondkurs. Kurze Zeit später (!!! Also faktisch nach 6 Minuten) wurde das Kommando/Servicemodul ([CSM](#)) an die [Landefähre](#) angekoppelt (laut Wikipedia, Fassung vom 29.12.2017). Damit müsste sich das CSM Columbia nach 6 Minuten ca. 4000 km von der Erde entfernt befunden gehabt ($v * t = 11 \text{ km/s} * 6 * 60 \text{ s} = 3960 \text{ km} \approx 4000 \text{ km}$). In einer Entfernung von ca. 4000 km von der Erde beträgt die Erdbeschleunigung nur noch

$$g_{40000 \text{ km}} = (6375 \text{ km} : 10375 \text{ km})^2 * 9,81 \approx \underline{\underline{3,7 \text{ m/s}^2}}. \quad (182)$$

Damit wäre bei einer Masse des CSM von 30.000 kg und einer Höhe (Länge) von 11 m (siehe Wikipedia vom 29.12.2017) eine Energie (oder ein Drehmoment) von

$$E_{180}^0 = m * g * H * \pi * 0,5 = 30.000 \text{ kg} * 3,7 \text{ m/s}^2 * 11 * 3,14 * 0,5 \text{ Nm} \approx \underline{\underline{2 \text{ MJ}}} \quad (183)$$

erforderlich gewesen, um das Raumschiff CSM zum Andocken an die Mondlandefähre um 180° zu drehen. Für das Wendemanöver standen aber lediglich 16 Düsen à 441 N zur Verfügung. Die Gesamtenergie (oder das Gesamtdrehmoment), die (das) die Düsen maximal für das Wendemanöver hätten liefern können, hätte lediglich

$$E_D = S \cdot H \cdot 0,5 = 16 \cdot 441 \text{ N} \cdot 11 \cdot 0,5 \text{ m} \approx 38 \text{ kJ} \approx \underline{\underline{40 \text{ kJ}}} \quad (184)$$

betragen können. Damit hätte die Energie der Steurdüsen bei weitem nicht für das Andockmanöver ausreichen können! Ergo: Eine Mondlandung kann also niemals stattgefunden haben!

12.3. Die Steurdüsen vom CSM

Denn wenn man die Steurdüsen grobparametrisch berechnet, dann muss man unweigerlich zu dieser Schlussfolgerung gelangen. Welche Parameter können zunächst einmal als bekannt angenommen werden? Dies sind zunächst einmal der Schub von $S=441 \text{ N}$ und die effektive Ausströmgeschwindigkeit $v_e=2600 \text{ m/s}$. Zwischen dem Schub, der v_e und dem Massedurchsatz ($m_d= \text{kg/s}$) besteht folgende Beziehung:

$$S = v_e \cdot m_d \quad (185)$$

Damit lässt sich der Massedurchsatz m_d wie folgt berechnen

$$S : v_e = m_d = 441 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2 : 2600 \text{ m/s} \approx 0,17 \text{ kg/s} = 170 \text{ g/s} \quad (186)$$

Dieser Massedurchsatz ist für Feuerwerksraketen charakteristisch! Und weiter: Aus der Gesamtenergie E_Σ lässt sich mit der Formel

$$E_\Sigma = R \cdot T \cdot m \cdot \mu \quad (187)$$

nach Umstellung die Treibstoffmasse m (in kg) berechnen. Es gilt

$$m = E_\Sigma : (T \cdot R \cdot \mu), \quad (188)$$

wobei T für die Brennkammertemperatur in K (3800 K), R für die Gaskonstante in J/kg*K (380 J/kg*K) und μ für den Wirkungsgrad ($\mu=0,1$) stehen. Damit ergäbe sich eine Treibstoffmasse Masse von

$$40.000 \text{ J: } [3800 \text{ K} * 380 \text{ J/(kg*K)} * 0,1] \approx \underline{\underline{0,3 \text{ kg}}} \quad (189)$$

für sämtlich 16 Düsen. Für eine Düse ergäben sich dann nach Adam Riese

$$0,3 \text{ kg: } 16 \approx 0,02 \text{ kg} = \underline{\underline{20 \text{ g.}}} \quad (190)$$

Die NASA muss wohl hier eine Silvesterrakete berechnet haben! Die Brennschlusszeit t_B , die sich zu

$$t_B = m: m_d \quad (191)$$

berechnen lässt, würde damit

$$t_B = 0,02 \text{ kg: } 0,17 \text{ kg/s} \approx \underline{\underline{0,1 \text{ s}}} \quad (192)$$

betragen. Man sieht hier schon, dass es sich bei der Konstruktion der Steurdüsen des CSM um eine Fehlkonstruktion gehandelt haben muss! Silvesterraketen sind bei weitem leistungsfähiger!

12.4. Der Funkverkehr

Man kann die Amis mit ihrer Behauptung, dass sie auf dem Mond gewesen waren, mit ihrer eigenen Propaganda widerlegen, die jeder Schüler der 8. Klasse versteht und nachvollziehen kann: 1. Sie geben selbst zu, dass die Rechenkapazität in Form der Speicherkapazität des Bordrechners zur Berechnung der Manöver nicht ausreichte, so dass die Manöver von der Bodenstation in Houston in den USA berechnet werden mussten. Dazu wurden angeblich die aktuellen Parameter des Raumschiffes „Columbia“ und der Mondlandefähre „Eagle“ zur Bodenstation gefunkt und nach Berechnung des „neuen Kurses“ zurück zur Raumstation/Mondlandefähre gesendet. Dazu wäre maximal eine Latenzzeit von

$$\Delta t = 2 \cdot 400.000 \text{ km} : 300.000 \text{ km/s} \approx \underline{\underline{2,7 \text{ s}}} \quad (193)$$

notwendig gewesen. Da das Raumschiff „Columbia“ in der Endphase zum Mond eine maximale Geschwindigkeit von 2,5 km/s besaß, hätte das Kommandoservice-Modul (CSM) in dieser Zeit bereits eine Wegstrecke von

$$s = \Delta t \cdot v = 2,7 \text{ s} \cdot 2,5 \text{ km/s} = \underline{\underline{6,75 \text{ km}}} \quad (194)$$

zurückgelegt. In der Mondumlaufbahn hätte die Situation bei einer Geschwindigkeit von 1,6 km/s um den Mond zur Kurskorrektur wie folgt ausgesehen:

$$s = \Delta t \cdot v = 2,7 \text{ s} \cdot 1,6 \text{ km/s} = \underline{\underline{4,3 \text{ km}}} \quad (195)$$

Mit andern Worten: Wäre in der Mondumlaufbahn eine Kurskorrektur erforderlich gewesen, dann wäre nach Empfang des Korrekturfunktsignals die Mondlandefähre bereits 4,3 km weiter geflogen gewesen und eine Korrektur des Kurses oder der Lage hätten sich vollkommen erübrigt.

12.5 Die mechanische Instabilität der Mondlandefähre

Jeder Mensch auf unseren Planeten hat bestimmt schon einmal einen missglückten Raketenstart gesehen, wenn die Rakete bereits einige Meter vom Starttisch abgehoben hat und die Triebwerke dann versagen und keine Leistung mehr erbringen. Infolgedessen bewegt sich die Rakete den physikalischen Gesetzen der Schwerkraft entsprechend wieder in Richtung der Startplattform und kippt dann aufgrund der mechanischen Instabilität einfach um, weil sich der Masseschwerpunkt gravierend verändert hat. Dies wäre auch das Schicksal der Mondlandefähre von Apollo 11 gewesen, weil kurz vor der Landung eine absolute Instabilität der Fähre bestanden hätte! Denn: Ganz grob gerechnet, hätte die absteigende Stufe kurz vor der Landung auf dem Mond nur noch eine Masse von ca. 7 t an Masse besessen gehabt, da ca. 8 t Raketentreibstoff verbrannt wurden. Da der Schwerpunkt der Landefähre kurz vor der Landung auf dem Mond exakt bei 2,10 m über

die Düsen gelegen haben muss, würden sich die Drehmomente wie 2,5 zu 1 bis 3: 1 verhalten haben.

Damit hätte ein absolut instabiles mechanisches System vorgelegen! Jede noch so kleinste Erschütterung, wie Vibrationen durch das Triebwerk oder Druckschwankungen der ausströmenden Gase in der Düse des Triebwerkes hätten die Mondlandefähre einfach umkippen lassen! Eine Mondlandung wäre zwar „geglückt“, aber eine Rückkehr vom Mond wäre damit unmöglich gewesen. Da aber alle Akteure von Apollo 11 glücklicherweise das imaginäre Abenteuer überlebt haben, kann messerscharf geschlussfolgert werden, dass keine Mondlandung stattgefunden hat. Und jeder weiß, was für ein immenser Aufwand erforderlich ist, um eine Rakete auf der Erde starten zu lassen. Insbesondere ist die erste Phase beim Start einer Rakete sehr instabil. Insofern hätte die zweite Stufe vom Mond kaum intakt abheben können! Übrigens hatte der Autor den skeptischen Gedanken zur Instabilität der Mondlandefähre zur Mondlandung bereits 1969 ganz spontan für ca. 1 s gehegt gehabt!

12.6. Ausstieg von Neil Armstrong aus dem LEM

Jeder hat sich sicherlich bereits einmal die Frage gestellt, wie Neil Armstrong beim Ausstieg aus dem Mondlandemodul gefilmt werden konnte, wo er doch der erste Mensch auf dem Mond war. Nun des Rätsels Lösung: Am 27.11.2015 strahlte der TV-Sender ARTE in den Nachmittagsstunden unter der Rubrik „Verschollene Filmschätze“ Bilder und Filmsequenzen zu Apollo 11 und insbesondere zur Mondlandung aus. Als Neil Armstrong aus der Mondlandefähre ausstieg, wurde mit dem Öffnen der Luke eine Kamera oberhalb (!) der Luke über Neil Armstrong aktiviert. Nun stellt sich die berechtigte Frage, wie Neil Armstrong dann seitlich von unten gefilmt werden konnte? Die Amis haben sich mit diesen Filmszenen selbst ins Knie geschossen! Apollo 11 war nach Beweislage der Amis (Beweisstück verschollener Film zu Apollo 11) das reinste Betrugsmanöver!!!

12.7. Rezension zum Buch „50 Jahre Mondlandung“

Es sollen zum Buch „Ein großer Schritt für die Menschheit: 50 Jahre Mondlandung“, Bild der Wissenschaft, wbg Theiss, 2018, 228 Seiten, Autorenkollektiv, nur ein Teil der ursprünglich gewonnen Erkenntnisse

zur Rezension hier reflektiert werden, da bereits viele gewonnen Erkenntnisse in dieser Broschüre eine Darstellung fanden und es unnötige Überschneidungen geben würde. Dabei wurden im eigentlichen Sinne lediglich die beiden Kapitel „Wir kamen in Frieden für die gesamte Menschheit“ (wo dubioser und makabrerer Weise zu dieser Zeit in Vietnam durch die USA initiiert, ein brutaler Krieg wütete – daran sei erinnert und muss man sich auf die Zunge zergehen lassen) (Seite 42 bis 45- Autor Thomas Bührke, Diplom-Physiker und promoviert in Astronomie) und „Ein Tag auf dem Mond“ (Seiten 46 bis 49 – Autor dto.) einer Rezension und Faktenprüfung unterzogen wurden. Und schon auf der ersten Seite des Kapitels „Wir kamen in Frieden für die gesamte Menschheit“ (Seite 42) konnte ein dicker Fehler lokalisiert und detektiert werden: Die Apollo 11-Mission sollte angeblich vom 16.07. 1969 bis zum 24.07.1969 stattgefunden haben und nicht wie in der Bildunterschrift zur Saturn V-Rakete am 14.07.1969 (Historischer Moment: Am 14.07.1969 startete die Apollo 11-Mission an der Spitze der über 110 Meter hohen Saturn-V-Rakete vom Kennedy-Space-Center war dort zu lesen). Wenn man schon manipuliert oder anderen zu Munde redet, ohne Fakten und Daten zu überprüfen, dann muss man sich auch an die in die Welt gesetzten Fakten halten (im Text weiter oben steht das Datum dann korrekt). Auf Seite 47 (unten links) wird ein Laserreflektor gezeigt, der als Beweisführung für die Apollo-Mission fungieren soll. Nun weiß jeder Zehn- Klassenschüler, wenn er in der 10. Klasse aufgepasst hat, dass auch ein Laser streut, wenn auch nur ganz minimal. Dabei liegt die Streuung im μm -Bereich, beträgt also ca. 1 Millionstel Meter (stark abhängig von der Frequenz und anderen Parametern). Damit würde sich der Laser auf dem Mond auf 400 m auffächern. Der Rest der Energie, auch bei einer sehr hohen Leistung, die auf der Erde schlussendlich auftreffen würde, wäre gleich null! Bei dem Laserreflektor handelt es sich also eindeutig um eine Manipulation! Und auf Seite 49 geht es ganz lustig zu: Dort war zu lesen, „Endlich, 21,1/2 Stunden nach der Landung (auf dem Mond – der Autor der Rezension) war der Startmoment gekommen. Jetzt durfte das Triebwerk der Fähre auf keinen Fall versagen. Sie mussten mindestens bis 15 km Höhe aufsteigen. Von dort hätte Micheal Collins sie abholen können.“ Na hallo, wir sind doch nicht im Straßenverkehr auf der Erde, wo man einen so mir nichts dir nichts abholen kann. Im Kosmos gelten ganz andere Gesetze, wie auf der Erde! Für dieses Manöver hätte das 30 t-Masse zählende Kommando-Service-Modul Columbia aus einer Höhe von 100

km der Orbitalbahn nicht unbeträchtliche Energie in Form von Raketentreibstoff aufwenden müssen, um zur Fähre in 15 km Höhe zu gelangen und wieder auf die Ausgangsbahn von 100 km retour! Im ersten Schritt zu dem 15 km-Orbit der Fähre wären rund

$$M_{ir} = [1 - (1:e^{(vb:ve)})] * M_o = [1 - (1: 2,7^{(2,1:2,6)})] * 30 \text{ t} \approx \underline{\underline{16,5 \text{ t}}} \quad (196)$$

Treibstoff erforderlich gewesen. Zum Ausgangsorbit von 100 km wären dann

$$M_{TR} = [1 - (1: 2,7^{(2,1:2,6)})] * 13,5 \text{ t} = \underline{\underline{8,8 \text{ t}}} \quad (197)$$

nochmals an Raketentreibstoff notwendig gewesen. Summa summarum also rund 25 t. Es waren aber im Service-Modul nur 19 t gebunkert, wobei für die Einmündung in die Mondumlaufbahn bereits

$$M_{Tr} = [1 - (1: 2,7^{(0,9:2,6)})] * 45 \text{ t} = \underline{\underline{13,2 \text{ t}}} \quad (198)$$

benötigt und verbrannt wurden. Bei einigen Fotos müssen berechtigte Zweifel aufkommen, ob diese auf dem Mond aufgenommen wurden! Es wurden nicht alle Fotos auf ihren Wahrheitsgehalt geprüft, sondern nur das Foto auf Seite 65 unten mit der Mondlandefähre LEM (Luna-Experimental-Modul). Es kann die Mondlandefähre nicht von vorne beleuchtet sein, wenn durch eine Lichtquelle von hinten oben ein Schattenwurf durch die besagte Lichtquelle erzeugt wurde. Und dies wurde experimentell überprüft mit zwei Taschenlampen: Eine silberglänzende Taschenlampe wurde senkrecht vor einer von oben leuchtenden Lichtquelle positioniert. Bei völliger Dunkelheit konnte vorne keinerlei Lichteffekte beobachtet werden. Also wurde die Mondlandefähre von einer zweiten Lichtquelle von vorne beleuchtet! Ja, und wenn das fliegende Bettgestell quasi als Prototyp der Mondlandefähre (siehe Seite 51, rechts oben) nicht funktionierte und abstürzte, dann wird die über 6 m hohe Mondlandefähre erst recht nicht funktionieren haben können, weil der Schwerpunkt S hier mehrere Meter über dem Druck-/Schubpunkt gelegen haben muss! Bei Apollo 11 bis N stimmte rein gar nichts und hat daher auch nicht stattgefunden! Und dies wurde mit diesem Buch eindeutig dokumentiert, quasi amtlich attestiert! Es ist nur verwunderlich, wie Physiker und Astronomen solch mathematisch-physikalischen Humbug verfassen konnten!

13. 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_18-7_Selected_Mission_Weights.htm.vom.16.10.2009 (letzte Aktualisierung)

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

<http://de.wikipedia.org/wiki/Mondlandef%C3%A4hre>, 21.01.2014

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

Hebbeker, T (2007): Kosmische Strahlung – hochenergetische Teilchen aus dem Weltall, RWTH Aachen, Aachen

Kessler, R.(2011): Satellit im Kraftfeld von Erde-Mond, Fachhochschule Karlsruhe, Karlsruhe, 2011, im Internet

Kolanosk (2006): Kosmische Strahlung, Institut für Hochenergiephysik Zeuthen, PDF-Dokument (zeuthen.desy)

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

Lindner, H.(1973): Das Bild der modernen Physik, Urania-Verlag Leipzig-Jena-Berlin

Meerman Scott, D.(2019): Marquardt R-4D Apollo-Flugkörper zur Steuerung der Fluglage, in: Apolloartifacts; <https://www.apolloartifacts.com>

N 24-TV-Sender (2014): N 24-TV-Sendung zu Apollo 11 vom 14.11.2009 und vom 08.05.2014: Das Apolloraumschiff hielt sich ca. 1 h in der „gefährlichen Strahlzonen“ des Van-Allen-Gürtels auf, Berlin

Pierre Auger Observatory (2014): Kosmische Strahlung, <http://www.auger.de/public/cr.html>

Stemmer, Ch.(2012): Aerodynamik der Raumfahrzeuge – Wiedereintrittsaerodynamik, München

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

Sternfeld, A. (1959): **Abbildung der Erd-Mond-Bahn auf dem Cover des Buches**, in: Künstliche Erdsatteliten, B*G * TEUBER VERLAGSGESELLSCHAFT * LEIPZIG

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

Unbekannter Autor (2008): US Flagge auf dem "Mond" beweist den US Mondlandungsschwindel, im Internet zur Apollo 11-Diskussion, August 2008

Unbekannter Autor (2013): Kosmische Strahlung und ausgedehnte Luftschauer, Praktikumsarbeit eines Studenten der RWTH-Aachen, Aachen

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

Winter, Axel (2004): Solare Neutrinos, RWTH-Aachen, Aachen

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

www.bredow-web.de: Raumkapsel CM Columbia: Modul der Mondmission Apollo 11, 2013

www.wikipedia.de: Kosmische Strahlung, 2009

www.wikipedia.de: Online Museum Educators of Grumman Lunar Modul, sin.org/pieces/schutte/LMintro2.html, 2010

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