



Ermittlung der Strahlungsdosis der Apollo-11-Mission

Inhalt:

1	Anlass und Einleitung	1
2	Strahlungsdaten.....	1
3	Abschätzung der Strahlungsdosis aufgrund einer theoretischen Flugbahn.....	5
4	Abschätzung der Strahlungsdosis aufgrund der genauen Flugbahn.....	7
5	Auswirkung von Strahlung.....	11
6	Ermittlung der Flugbahn	11
7	Zusammenfassung und Schlussfolgerung.....	15
8	Referenzen	16

1 Anlass und Einleitung

Jede Elektronik, die auf einem Satelliten eingesetzt wird, muss speziell robust hergestellt sein, damit sie unter der Strahlungsbelastung im Weltraum funktioniert. Dazu wird sie oft in ein metallenes Gehäuse verpackt, um den nötigen Strahlungsschutz zu erreichen. Wie Elektronik so ist auch der Mensch empfindlich gegenüber ionisierender Strahlung. Es wäre interessant zu wissen, welche Dosis die Apollo-11-Astronauten erhalten hatten. Man findet dazu eine Angabe im NASA Dokument „Space Faring - The Radiation Challenge“ [1]: Für Apollo 11 sind dort 0.18 rad angegeben.

In der Apollo-11-Dokumentation sind diverse Angaben inkonsistent [17], deshalb wird in diesem Bericht die Strahlungsdosis aufgrund der heute verfügbaren Strahlungsmodelle überprüft. Gleichzeitig wird dadurch auch das Strahlungsrisiko der bemannten Raumfahrt für Mond- und Marsflüge abgeschätzt.

2 Strahlungsdaten

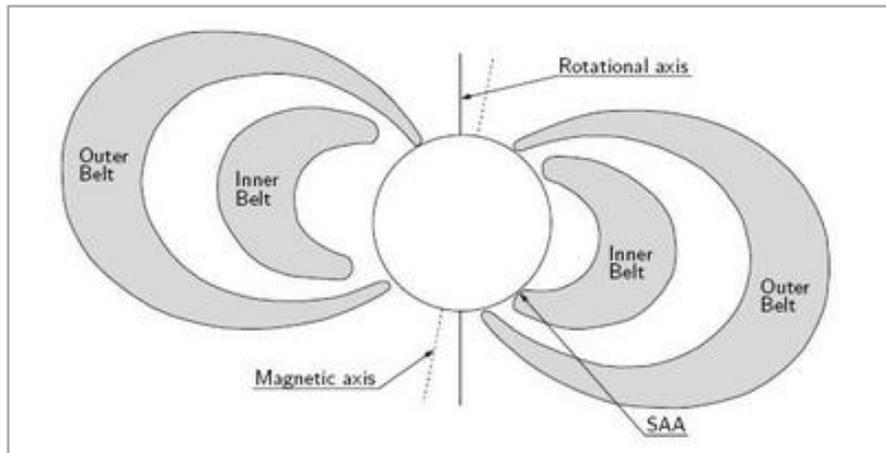
Im „Preliminary Science Report“ [2] sind auf Seite 39 „Solar Corona Observations“ aufgeführt, was auch mit Strahlung zusammenhängen kann. Dies war insofern von Interesse, als starke Ausbrüche (Solar Flares) für die Astronauten höchstwahrscheinlich tödlich gewesen wären. Aber weitere Hinweise auf Strahlung findet man dort nicht.

Die 0.18 rad von [1] entsprechen 1.8 mGray oder (optimistisch) 1.8 mSv (Milli-Sievert). Sievert gibt die biologische Belastung an, wobei je nach Strahlenart und Gewebe gegenüber dem Wert in Gray noch ein Gewichtungsfaktor > 1 dazukommt. Setzt man Gray und Sievert gleich, so resultiert im allgemeinen ein zu geringer Dosiswert in Sievert. Zum Vergleich beträgt die jährliche terrestrische Strahlenbelastung gemäss [3] für das Jahr 1999 4.5mSv; andere Quellen sprechen von 2.5-4.5mSv/Jahr. Das heisst, 1.8 mSv sind eine geringe Zusatzbelastung.

Andererseits wäre ein Astronaut in einem Satelliten, der 1'000 km über dem Äquator die Erde umkreiste, einer Dosisrate von 2.7 mSv/h ausgesetzt, wenn er mit 4mm Aluminium abgeschirmt wäre [4]. Dies wäre also etwa eine natürliche Jahresdosis pro Stunde.

Die Erklärung für den hohen Wert liegt im Van-Allen-Strahlungsgürtel, der die Erde umgibt: ab einigen hundert Kilometer Höhe nimmt die Strahlung stark zu. Bei 1'000 km ist sie wie oben gezeigt schon recht hoch nimmt dann weiter zu. 3'000km über dem Äquator beträgt die Strahlung dann 465mSv/h (immer bei 4mm Al Schutz), und erst nach 40'000km fällt sie wieder unter den Wert von 1'000km Höhe.

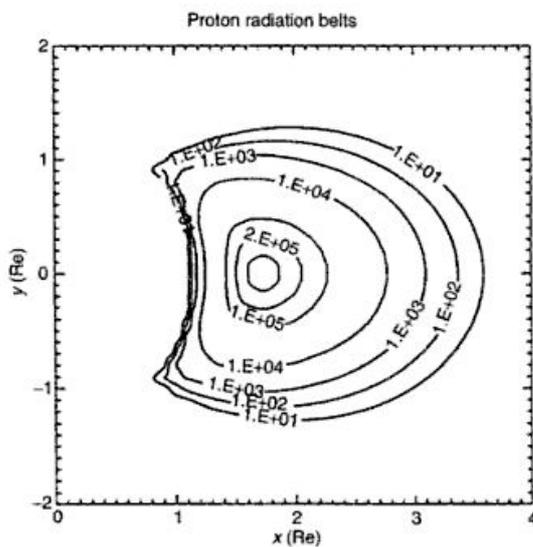
Um zum Mond und zurück zu fliegen muss man den Van-Allen-Gürtel zwar nicht durchs Zentrum, aber doch im allgemeinen so durchqueren, dass man sich insgesamt länger als eine Stunde darin aufhält.



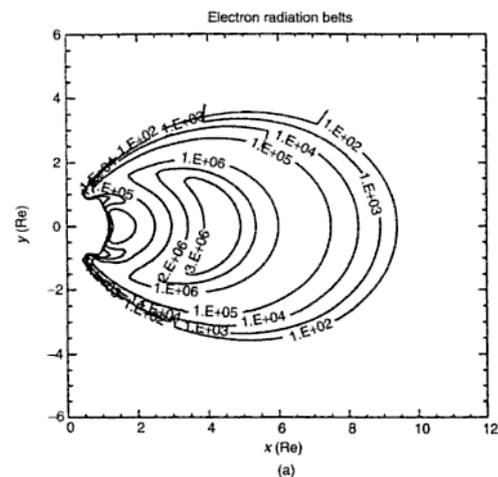
Earth radiation belts with the South Atlantic Anomaly indicated

Abbildung 1 Van-Allen-Strahlungsgürtel gemäss [7]

Die folgenden beiden Abbildungen zeigen die Verhältnisse im Van-Allen-Gürtel genauer auf: zuerst eine Darstellung mit „Höhenlinien“, die die Anzahl hochenergetischer Teile angibt, dann die Strahlendosis in Funktion der Höhe über dem Äquator:

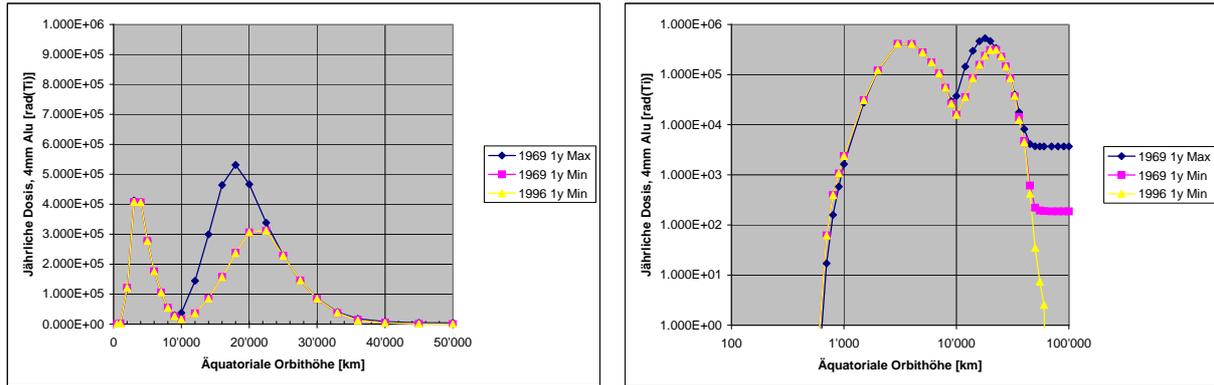


THE SPACECRAFT ENVIRONMENT AND ITS EFFECT ON DESIGN



Re bedeutet Erdradius (6370km); aus [5]

Abbildung 2 Anzahl hochenergetischer Protonen (links) resp. Elektronen (rechts)



Die Skalierung ist links linear, rechts logarithmisch. Die Daten sind identisch.

Abbildung 3 Jährliche Dosis im Van-Allen-Strahlungsgürtel; ermittelt mit [4]

Das Diagramm rechts in Abbildung 3 korrespondiert gut mit ähnlichen Diagrammen aus [5] und [18]. In Abbildung 3 ist die Dosis für Gewebe (Ti für tissue) dargestellt, bei den Vergleichsdiagrammen für Silizium (Si). Für Gewebe ist die Dosis etwa 30% höher, was bei der logarithmischen Darstellung jedoch kaum auffällt.

Die Dosismengen von Abbildung 3 fallen bei einer äquatorialen Umlaufbahn an. Diese ist gegenüber der Symmetrieebene des Strahlungsgürtels (Ebene senkrecht zur Magnetischen Achse, siehe Abbildung 1 oder Abbildung 4) geneigt, so dass man sich bei einer äquatorialen Umlaufbahn nicht immer im Bereich der maximalen Strahlung befindet. Das heisst im Intensitätsmaximum treten höhere Strahlungsdosen auf.

Mit den jährlichen Strahlungsdosen kann man die Dosis für eine Mission nur dann genau ermitteln, wenn die Strahlung über das Jahr konstant ist. Im Van-Allen-Strahlungsgürtel ist eine konstante (Grund-)Strahlung der dort immer vorhandenen freien Elektronen und Protonen vorhanden. Dazu kommt eine variable Protonenstrahlung von der Sonne. Weitere Anteile werden hier vernachlässigt.

Auf dem Mond ist die ionisierende Strahlung hauptsächlich abhängig von der Aktivität der Sonne. Bei fehlender Sonnenaktivität ist sie praktisch null, bei einem Ausbruch oder „Flare“ können gemäss [14] pro Sonneneruption bis 10 Sv auftreten, was „eigentlich tödlich sein müsste“.

Da die Strahlung ausserhalb des Van-Allen-Strahlungsgürtels (VAB) bis zum Mond konstant ist, ist ein Astronaut beim Flug zum Mond dieser Strahlung über längere Zeit ausgesetzt. Gemittelt über das Jahr 1969 war die Strahlung ausserhalb des Van-Allen-Strahlungsgürtels beträchtlich, wie die folgende Tabelle zeigt¹.

¹ Ermittelt aus den Sonnenanteilen von Abbildung 3 rechts, „1969 1y Max und Min“. Bei 4mm Alu Abschirmung beträgt der obere Anteil ca. 3700 rad/y resp. ≥ 37 Sv/y oder ≥ 4.2 mSv/h, der untere Anteil beträgt ca. 190 rad/y resp. ≥ 1.9 Sv/y oder ≥ 0.2 mSv/h.

Abschirmung [mm Aluminium]	Hoher Partikelfluss von der Sonne („Max“ oder Vertrauensgrad=95%)		Niedriger Partikelfluss von der Sonne („Min“ oder Vertrauensgrad=50%)	
	Dosis über 2h (auf dem Mond) [mSv]	(Reise)dosis über 180h (7.5d) [mSv]	Dosis über 2h (auf dem Mond) [mSv]	(Reise)dosis über 180h (7.5d) [mSv]
0.05	810.18	72'854.2	217.57	19'564.7
0.1	415.70	37'392.2	77.80	6'995.9
0.2	215.86	19'410.7	30.07	2'704.3
0.3	150.10	13'496.9	18.21	1'638.0
0.4	113.83	10'236.1	12.51	1'125.3
0.5	90.46	8'135.5	9.16	823.6
0.6	74.29	6'681.7	7.00	629.0
0.8	54.64	4'913.8	4.63	416.4
1	43.24	3'889.1	3.41	306.4
1.5	27.93	2'509.2	1.92	172.8
2	20.14	1'810.9	1.27	114.3
2.5	15.42	1'386.9	0.91	81.7
3	12.20	1'097.3	0.68	60.8
4	8.43	757.7	0.43	38.3
5	6.24	561.6	0.30	26.5
6	4.96	446.2	0.22	20.0
7	4.01	360.8	0.17	15.5
8	3.34	300.4	0.14	12.5
9	2.86	257.5	0.12	10.4
10	2.45	220.7	0.10	8.7
12	1.91	171.5	0.07	6.5
14	1.51	135.5	0.05	4.9
16	1.23	110.6	0.04	3.9
18	1.03	92.9	0.04	3.2
20	0.87	77.9	0.03	2.6

Tabelle 1 Dosis ausserhalb des VAB, Mittelwert für 1969, ermittelt mit [4]

Die Werte aus Tabelle 1 übersteigen die offizielle Angabe der Apollo-11-Mission (1.8 mGy) bei weitem – selbst bei hoher Abschirmung. Sie zeigen das erhebliche Risiko auf, also was geschehen könnte, wenn die Sonne normal aktiv wäre. Eine Sonneneruption kann man übrigens auch heute noch nicht voraussagen, auch nicht für einen Tag im Voraus.

Die obigen Mittelwerte liefern für kurze Missionen jedoch falsche Werte. Gemäss Spennis [4] kam die Strahlungsdosis von der Sonne im Jahr 1969 im Wesentlichen von einer kurzen aktiven Phase:

„Der Zyklus 20 hatte ein ungewöhnlich grosses Ereignis, das den grössten Teil der angefallenen Fluenz beitrug.“ [Zyklus 20: 1966-1972]

Infolge des einmaligen Ereignisses im Sonnenzyklus von 1966-1972 könnte also davon ausgegangen werden, dass während der Apollo-11-Mission nur wenig oder gar keine (Protonen-)Strahlung von der Sonne kam. Aus diesem Grund wird im Folgenden eine strahlungs-inaktive Sonne angenommen und nur die Grundstrahlung berücksichtigt, die immer vorhanden ist, also die gelbe Kurve in Abbildung 3.

3 Abschätzung der Strahlungsdosis aufgrund einer theoretischen Flugbahn

Um zu ermitteln, welche Strahlungsdosis bei der berichteten Apollo-11-Mission minimal anfällt, wird hier bei der totalen Dosis im Zweifelsfall immer der kleinste Wert genommen. Am Schluss resultiert dann also eine Untergrenze der Strahlungsdosis. Dies wird auch deshalb so gemacht, weil der offizielle Dosiswert von 1.8mGray klein erscheint. Hier soll also untersucht werden, ob unter günstigen Umständen dieser geringe Wert erreicht werden kann.

Dazu wird wie folgt vorgegangen:

1. Der Van-Allen-Strahlungsgürtel soll am Rand durchquert werden. Es kann mit einem maximalen Durchquerungswinkel von 35° gerechnet werden (heuristischer Ansatz, der im nächsten Kapitel verfeinert wird):
 - Die Erdachse ist 23.5° gegenüber der Ekliptik (Ebene der Erdumlaufbahn um die Sonne) geneigt
 - Der magnetische Pol war 1969 gegenüber dem geographischen Nordpol um 11.5° versetzt ([11], siehe auch Abbildung 1)
 ⇒ Also kann der Van-Allen-Gürtel gegenüber der Ekliptik maximal 35° geneigt gewesen sein.
2. Im Strahlungsberechnungsprogramm [4] wurden alle Schalter auf „Minimum“ gesetzt, um möglichst tiefe Dosiswerte zu erhalten. Insbesondere wurde auch angenommen, dass von der Sonne überhaupt kein Beitrag kommt. Dass von der Sonne überhaupt keine ionisierende Strahlung kommt, kann für einige Zeit zutreffen, in einem Jahr eines Sonnenminimums ist dies der Normalfall. Für das Jahr 1969, einem Sonnenmaximum [4], ist diese Annahme jedoch optimistisch, auch wenn in jenem Jahr die Sonnenaktivität kleiner war als in früheren Sonnenmaximum-Jahren und der Hauptteil der Dosis in diesem Zyklus von einem Ereignis kam. Es wird also nur die Strahlung im Van-Allen-Strahlungsgürtel berücksichtigt, die dort immer vorhanden ist, also die der dort „gefangenen“ freien Protonen und Elektronen.
3. Die Dosis von Abbildung 3 ist für äquatoriale Orbits gerechnet, entspricht also schon einem Mittelwert im Kegel von $\pm 35^\circ$ (in Abbildung 5). Bei dieser Berechnung resultiert also für das Zentrum des Van-Allen-Strahlungsgürtels ein zu kleiner Dosiswert. Trotzdem wird dieser Wert als Zentrumswert angenommen.
4. Die Strahlungsdosis wird in Sievert berechnet. Dazu werden Gray und Sievert gleichgesetzt, d.h. in Sievert wird eine zu geringe Dosis ausgewiesen. Für die Überprüfung des Wertes von NASA hat dies keine Bedeutung, da dort ein Wert in rad angegeben wurde ($1 \text{ rad} = 10 \text{ mGray}$). Der Wert in Sievert wird erst für die biologische Wirkung gebraucht.

Abbildung 4 zeigt die Konstellation, wo die magnetische Achse so liegt, dass der Van-Allen-Gürtel maximal gegenüber der Ekliptik geneigt ist.

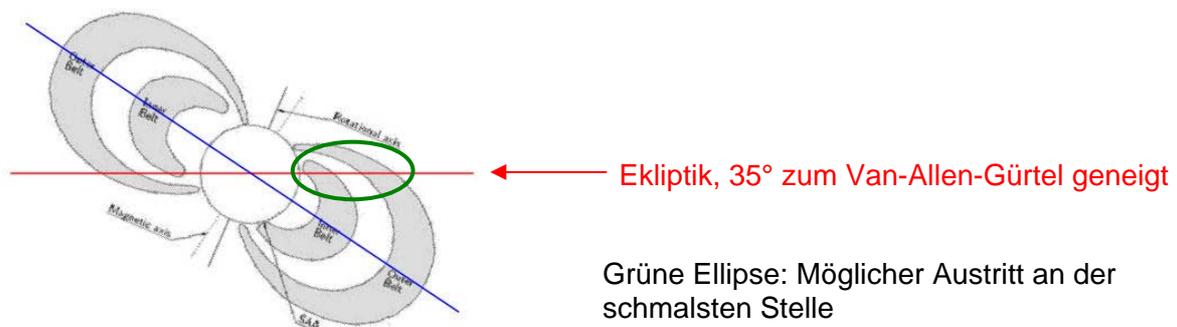
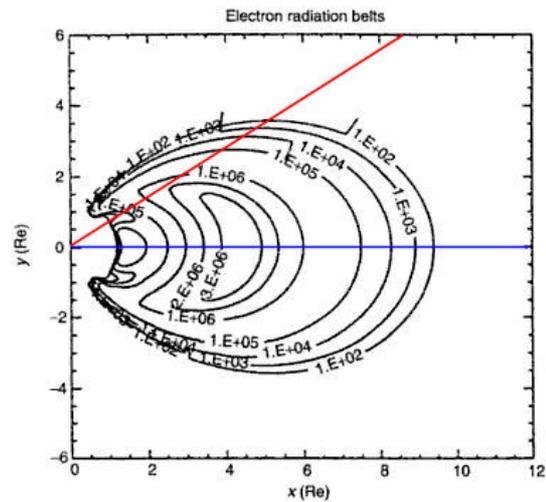
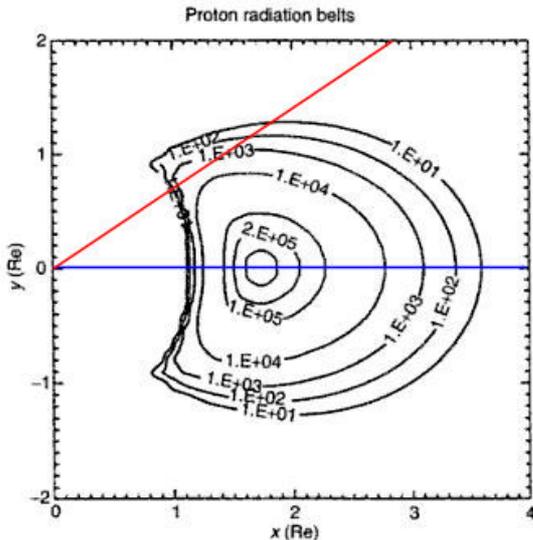


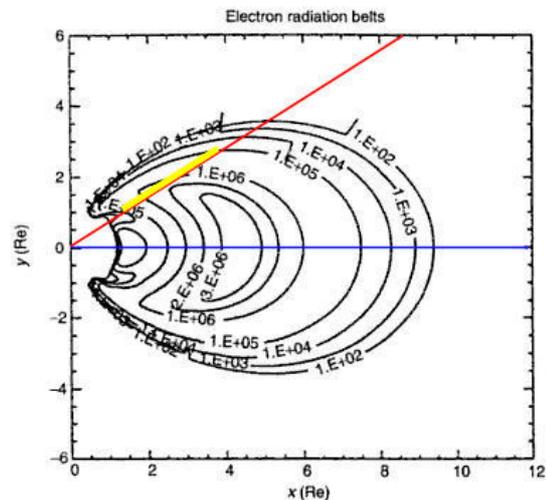
Abbildung 4 Van-Allen-Strahlungsgürtel mit maximaler Neigung zur Ekliptik

Die Mondbahn ist gegenüber der Ekliptik nochmals um 5° geneigt, doch war der Mond bei der berichteten Ankunft der Apollo 11 Kapsel ziemlich genau in der Ekliptik [12]. Diese 5° darf man im Falle von Apollo 11 also nicht auch noch addieren. Die Konstellation muss sowieso günstig sein, damit diese Winkel direkt addiert werden können. Man hätte den Van-Allen-Gürtel also im besten Fall unter einem Winkel von 35° verlassen können, um eine minimale Strahlungsdosis zu erhalten. Die folgenden Bilder zeigen die Verhältnisse für Protonen und Elektronen separat:



Die rote Linie weist einen Winkel von 35° gegenüber der blauen Achse auf.
 Die 35° setzen sich wie folgt zusammen:
 23.5° : Neigung der Erdachse zur Ekliptik
 11.5° : Winkel zwischen Erd-Dipolachse und Erd(rotations)achse

Die rote Linie entspricht der Ekliptik bei maximaler Neigung gegenüber dem Van-Allen-Gürtel.



Die Weglänge in der Zone mit mehr als $1E+05$ hochenergetischen Elektronen (gelb markiert) ist $3.1 \cdot Re \approx 20'000\text{km}$.
 40% davon liegen in der Zone mit mehr als $1E+06$ hochenergetischen Elektronen.

Abbildung 5 Van-Allen-Gürtel und Austrittsrichtung zum Mond mit minimaler Strahlungsbelastung

Für Protonen hätte man also recht weit am Maximum vorbei fliegen können. Bei den Elektronen hätte man aber die Zone mit mehr als $1E+05$ hochenergetischen Elektronen doch noch klar durchfliegen müssen.

Abbildung 5 zeigt jedoch, dass der Austrittspfad im Elektronengürtel durch einer Stelle führt, wo schon eine kleine Änderung (zum Beispiel gegen oben) eine grössere Auswirkung hat. Wenn also die beschriebene Apollo-11-Flugbahn hier etwas oberhalb der angegebenen Linie läge, dann würde die Dosisberechnung entlang des roten Pfades eine zu hohe Dosis liefern. Aus diesem Grund ist im nächsten Kapitel eine Dosisberechnung mit dem Flugweg gemacht, wie er im Mission Report beschrieben ist.

4 Abschätzung der Strahlungsdosis aufgrund der genauen Flugbahn

Die Grundannahmen zur Strahlungsberechnung bleiben gegenüber dem letzten Kapitel unverändert. Es wird also auch hier ein Wert berechnet, der strahlungsmässig unter den günstigsten Umständen hätte erreicht werden können.

Hier wird die genaue Flugbahn verwendet. Diese ist in §6 beschrieben. Hinflug zum Mond und Rückflug werden je separat ermittelt.

Die folgenden beiden Abbildungen zeigen den Weg durch die Strahlungsgürtel, den näheren Teil mit mehrheitlich Protonen und den entfernteren Teil mit mehrheitlich Elektronen. Oben ist der Hinflug zum Mond, unten die Rückkehr zur Erde eingezeichnet. Die kleinen roten Kreise sind Punkte der Flugtrajektorie, wie sie im „Apollo-11-Mission Report“ [13] angegeben sind. In Abbildung 7 ist zudem das dazugehörige Manöver angegeben. Erstaunlich ist, dass das Drehen des LM's in den Bereich der maximalen Strahlung dieser Trajektorie fällt. Die kleinen blauen Kreise sind Punkte, die für das Übertragen der Trajektorie in Abbildung 6 und Abbildung 7 verwendet wurden. Oft sind es Ein- oder Austrittspunkte von Strahlungszonen (siehe Tabelle 2).

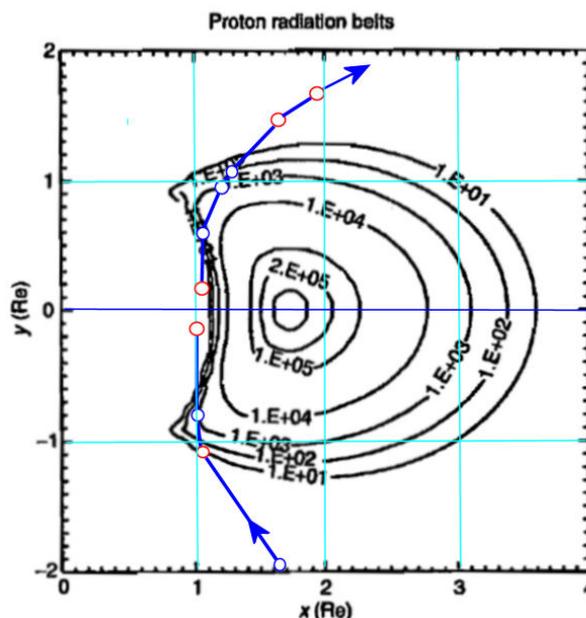


Abbildung 6 Flugtrajektorie durch den Protonen-Van-Allen-Strahlungsgürtel

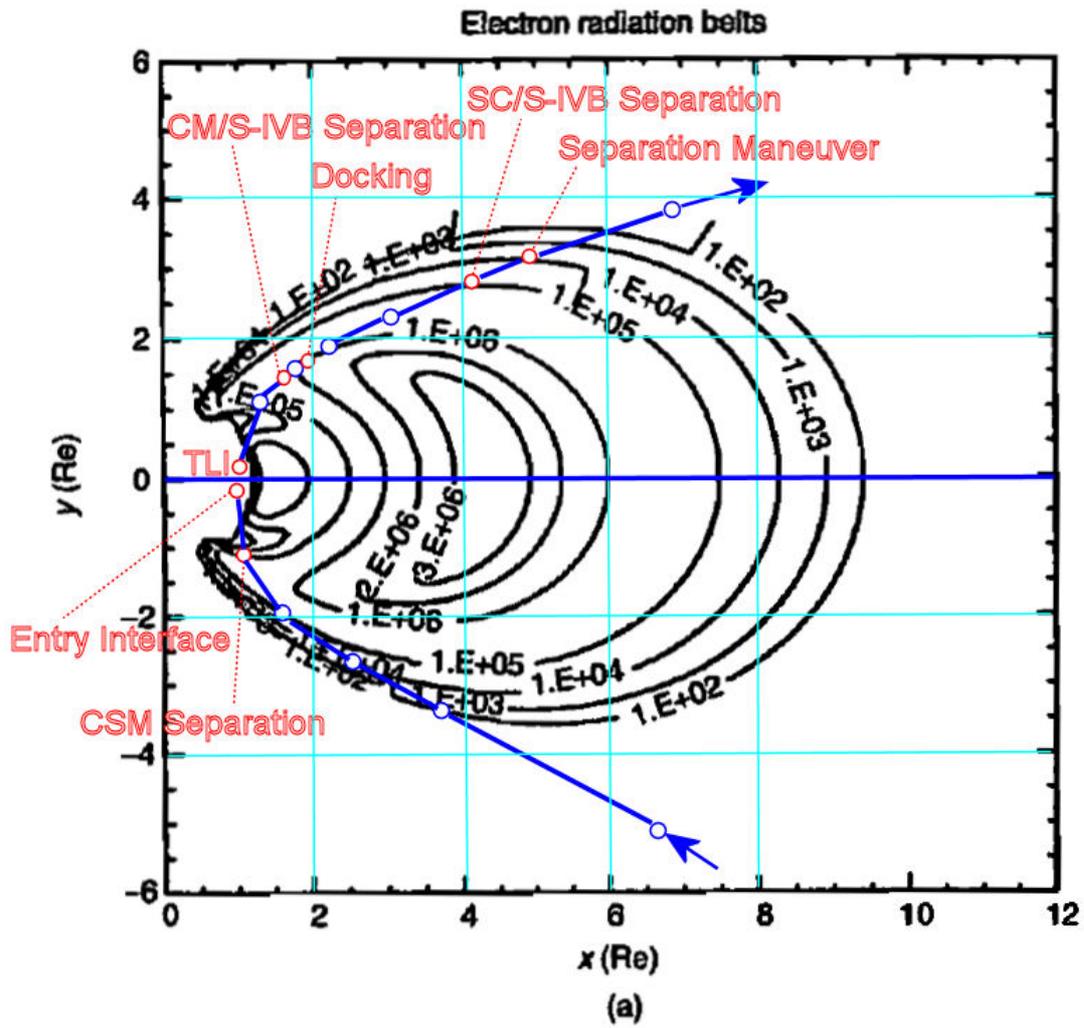


Abbildung 7 Flugtrajektorie durch den Elektronen-Van-Allen-Strahlungsgürtel

Vergleicht man diese Abbildungen mit der des letzten Kapitels, so sieht man, dass die Flugbahn offenbar den Van-Allen-Strahlungsgürtel ziemlich genau bei seiner maximalen Neigung durchquert. Zusätzlich zum extremen Austrittswinkel liegt die Apollo-11-Flugbahn Richtung Mond noch etwas oberhalb der Ekliptik, so dass gegenüber dem letzten Kapitel eine geringere Dosis resultiert.

Auch die Rückkehr-Flugbahn liegt günstiger. Hier hilft der Umstand mit, dass der Mond beim beschriebenen Rückflug schon 2° unterhalb der Ekliptik war.

Mit diesen Daten und der Kenntnis der genauen Zeit zwischen den Abschnittspunkten kann nun die Strahlungsdosis ermittelt werden.

Die Strahlungsdosis wird dabei analog zu den Höhenlinien hochenergetischer Protonen und Elektronen berechnet, d.h. die maximale Dosis im Zentrum der beiden Gürtel wird entsprechend der Höhenlinien reduziert. Dieses Vorgehen begründet sich einerseits daraus, dass die totale Dosis proportional zur Anzahl der (hochenergetischen) Teilchen ist, andererseits fällt in Abbildung 3 (Jährliche Dosis) die totale Dosis entlang der x-Achse in gleichem Masse ab wie die Höhenlinien auf Abbildung 2, etwa um einen Faktor 3 für eine Distanz von einem Erdradius.

Die Berechnung der Strahlungsdosis wird vorerst für eine Abschirmung von 4mm Aluminium ausgeführt. Die maximalen Intensitäten ergeben sich aus Abbildung 3.

Tabelle 2 zeigt die Ermittlung der totalen Strahlungsdosis auf, wobei wie früher beschrieben nur die permanent vorhandene Strahlung im Van-Allen-Strahlungsgürtel gezählt wird.

Für den Protonengürtel wird von einer maximalen Intensität von $4.1 \cdot 10^5$ rad/Jahr oder 465mSv/h ausgegangen, für den Elektronengürtel von $3.1 \cdot 10^5$ rad/Jahr oder 355mSv/h.

Als Intensität wird der untere Wert der jeweiligen Zone verwendet. Vom Zonenmaximum ($3 \cdot 10^5$ oder $3 \cdot 10^6$) zur nächst tieferen Zone (die Untergrenze ist jeweils eine Zehnerpotenz) wird der Maximalwert um den Faktor 3 reduziert, anschliessend für jede Zone um einen weiteren Faktor 10.

	Zone	Zeit in Zone	Dosisberechnung	Dosis
Hinflug zum Mond	1E4..1E5 e ⁻	≈0s	≈0 mSv	≈0 mSv
	1E5..1E6 e ⁻	800s ≈ 13min	800s* (1/30)*355mSv/h	>2.6 mSv
	>(≈)1E6 e ⁻	700s ≈ 12min	700s* (1/3)*355mSv/h	>(≈)23.0 mSv
	1E6 .. 1E5 e ⁻	2700s = 45min	2700s* (1/30)*355mSv/h	>8.9 mSv
	1E5..1E4 e ⁻	1383s ≈ 23min	1383s* (1/300)*355mSv/h	>0.5 mSv
	1E3 .. 1E4 p ⁺	400s ≈ 7min	400s* (1/300)*465mSv/h	>0.2 mSv
Total Hinflug				>35.2 mSv
Rückflug	1E4..1E5 e ⁻	1500s = 25min	1500s* (1/300)*355mSv/h	>0.5 mSv
	1E5..1E6 e ⁻	1200s = 20min	1200s* (1/30)*355mSv/h	>3.9 mSv
	1E5..1E4 e ⁻	≈0s	≈0 mSv	≈0 mSv
Total Rückflug				>4.4 mSv
Totale resultierende Dosis				>39.6 mSv >39.6 mGy
Berichtete Dosis				1.8 mGy

Tabelle 2 Ermittlung der Totalen Strahlungsdosis bei 4mm Al-Abschirmung

Die totale Dosis ändert sich je nach Abschirmungsdicke (und -material). Aus der Strahlungsberechnung [4] resultieren auch Dosiswerte für weitere Abschirmungsdicken. Die folgende Tabelle zeigt die totale Dosis in Abhängigkeit der Abschirmung. Der Wert bei 4mm ist wie oben grün hinterlegt.

Abschirmung [mm Aluminium]	Totale Missionsdosis [mSv]
0.05	9'175.1
0.1	6'297.3
0.2	4'105.4
0.3	2'999.9
0.4	2'308.4
0.5	1'835.1
0.6	1'503.3
0.8	1'087.3
1	835.5
1.5	485.4
2	290.1
2.5	173.1
3	104.0
4	39.6
5	15.5
6	5.9
7	2.1
8	0.8
9	0.4
10	0.2
12	0.2
14	0.1
16	0.1
18	0.1
20	0.1

Tabelle 3 Totale Missionsdosis in Funktion der Abschirmungsdicke

Diskussion:

Der von NASA publizierte Wert von 1.8mGy entspricht in der obigen Tabelle einer Abschirmung von etwas mehr als 7mm. (Zum Vergleich: gemäss der für 1969 gerechneten Tabelle 1 wäre eine Abschirmung von mindestens 20mm nötig gewesen.)

Quantitative Angaben über die Strahlungsabschirmungen des CM's sind mir nicht bekannt. Solche Abschirmungen sind für Flüge in niedrigen Orbits bis 500 km Höhe nicht nötig, für Flüge über 1'000 km Höhe aber entscheidend.

Abschätzung der Strahlungsabschirmung des CM's:

Das CM besteht innen aus einer Aluminium Honigwabenstruktur, die sandwichartig zwischen Aluminiumblech geklebt ist. Die äussere Struktur ist ein Hitzeschild aus Stahl-Honigwaben. [19] [20]

Bei dieser Bauweise kann mit wenig Material eine hohe Festigkeit erreicht werden. Bereiche mit geringer Abschirmung verringern die totale Abschirmung übermässig stark. In Summe dürften die oben geforderten 7mm gut erreicht oder sogar überschritten worden sein.



5 Auswirkung von Strahlung

Den Einfluss der Strahlenbelastung zeigt die folgende Tabelle [6]:

Dosis [Sv]	Strahlenwirkung
0 bis 0,5	Ohne größeren diagnostischen Aufwand keine unmittelbar nachteiligen Wirkungen feststellbar, aber Schwächung des Immunsystems
0,5 bis 1	Veränderungen des Blutbilds, Hautrötungen, vereinzelt Übelkeit, Erbrechen, sehr selten Todesfälle
1 bis 2	Nachteilige Wirkungen auf das Knochenmark, Erbrechen, Übelkeit, schlechtes Allgemeinbefinden, etwa 20% Sterblichkeit
ab 4	Schwere Einschränkungen des Allgemeinbefindens sowie schwere Störungen der Blutbildung. Die Infektionsbereitschaft ist stark erhöht, 50%ige Sterblichkeit
ab 6	Neben den genannten schweren Störungen treten gastrointestinale Symptome auf. Die Überlebensrate ist nur noch sehr gering
über 7	nahezu 100 %ige Sterblichkeit
über 10	Zusätzlich Schädigung des zentralen Nervensystems, bis hin zu Lähmungen
über 100	Schneller Tod durch Ausfall des zentralen Nervensystems (Sekundentod)

Tabelle 4 Auswirkung der Strahlenbelastung

Die jährliche natürliche Dosis beträgt 2.5-4.5mSv.

Die im letzten Kapitel optimistisch ermittelte Missionsdosis liegt gemäss obiger Tabelle also im grünen Bereich.

6 Ermittlung der Flugbahn

Einige Punkte der Flugbahn der Apollo-11-Mission sind im Mission Report [13] genau angegeben, inklusive Geschwindigkeitsvektor. Dadurch kann die Bahn durch numerische Simulation nachgerechnet werden, so dass direkt alle Daten, insbesondere die Abschnittszeiten, zur Verfügung stehen. Bei der Simulation stimmen die weiteren angegebenen Punkte fast exakt mit den simulierten überein. Die angegebenen Kurven sind also für diese Betrachtung perfekt.

Bei der numerischen Simulation wird die folgende Differentialgleichung integriert:

$$\ddot{\underline{r}} = -\frac{\Gamma \cdot M}{|\underline{r}|^3} \cdot \underline{r}$$

mit \underline{r} : Vektor vom Erdmittelpunkt zur Raumschiff
 Γ : Gravitationskonstante: $6.674 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3/(\text{kg} \cdot \text{s}^2)$
 M : Masse der Erde: $5.976 \cdot 10^{24} \text{ kg}$
 $\ddot{\underline{r}}$: 2. Ableitung von \underline{r} nach der Zeit: Beschleunigungsvektor

Als Bezugssystem dient ein fixes (also nicht rotierendes) Erdsystem: Mittelpunkt im Erdmittelpunkt, x-Achse Richtung Frühlingspunkt, z-Achse = Erdachse Richtung Nordpol, y-Achse ergibt sich durch das rechtshändige System.

Die Stellung der Erdachse zur Sonne und die Position der Erde auf ihrer Umlaufbahn sieht man auf der folgenden Abbildung:

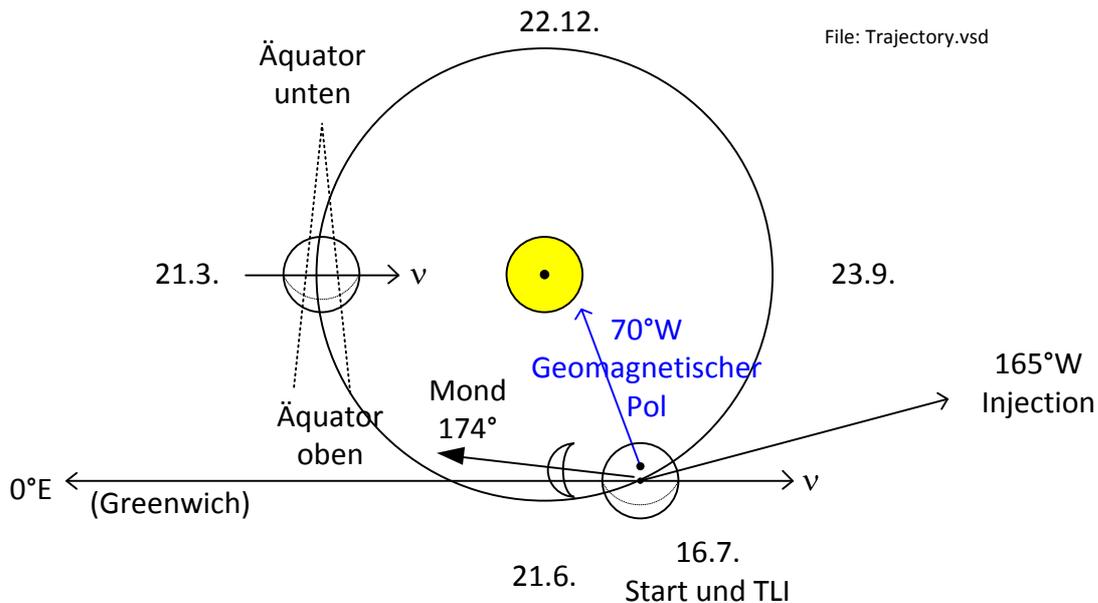


Abbildung 8 Konstellation von Sonne, Erde und Mond bei der TLI von Apollo 11

Abbildung 8 zeigt die Konstellation bei TLI (Translunar Injection), das heisst nach abgeschlossener Beschleunigungsphase hinter der Erde: ab hier führt der Flug „im freien Fall“ Richtung Mond. Der Mond ist schon in der Richtung eingezeichnet, wo er bei der berichteten Ankunft von Apollo 11 stand, bei 174° [12][13] (ekliptische) Länge (ab Frühlingspunkt v).

In der Mitte von Abbildung 8 ist gelb die Sonne eingezeichnet, links nochmals die Erde am 21. März, also bei Tag- und Nachtgleiche. Die Neigung des Äquators ist angedeutet. Der geomagnetische Pol lag 1969 bei $(78.5^\circ\text{N}, 70^\circ\text{W})$ [11]. Seine Richtung ist ab dem Nordpol eingezeichnet.

TLI war vom Mond aus etwa hinter der Erde: $(10^\circ\text{N}, 165^\circ\text{W})$ [13]. Die Richtung ist ebenfalls eingezeichnet.

Zur besseren Vorstellung der Flugtrajektorie kann man das Logo des Apollo Flight Journals [15] beziehen. Ich habe es mit Richtungspfeilen ergänzt:

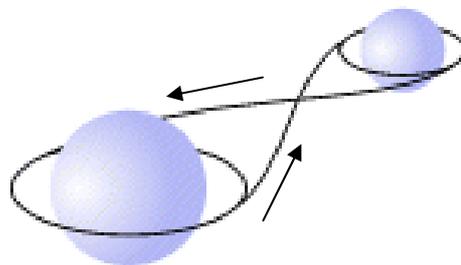


Abbildung 9 Logo des Apollo Flight Journals mit Flugtrajektorie

Die Hauptresultate der Flugbahnrechnung sind im Kapitel 3 direkt eingearbeitet, insbesondere in Abbildung 6 und Abbildung 7.

Zum besseren Verständnis der Flugbahn sind hier einige zusätzliche Kurven aufgeführt: Zuerst die Flugtrajektorie, wie sie in Abbildung 6 und Abbildung 7 schon dargestellt ist. Die zur Berechnung im Elektronengürtel nötigen Punkte, in Abbildung 7 mit blauen Kreisen markiert, sind hier auch mit blauen Kreisen angegeben.

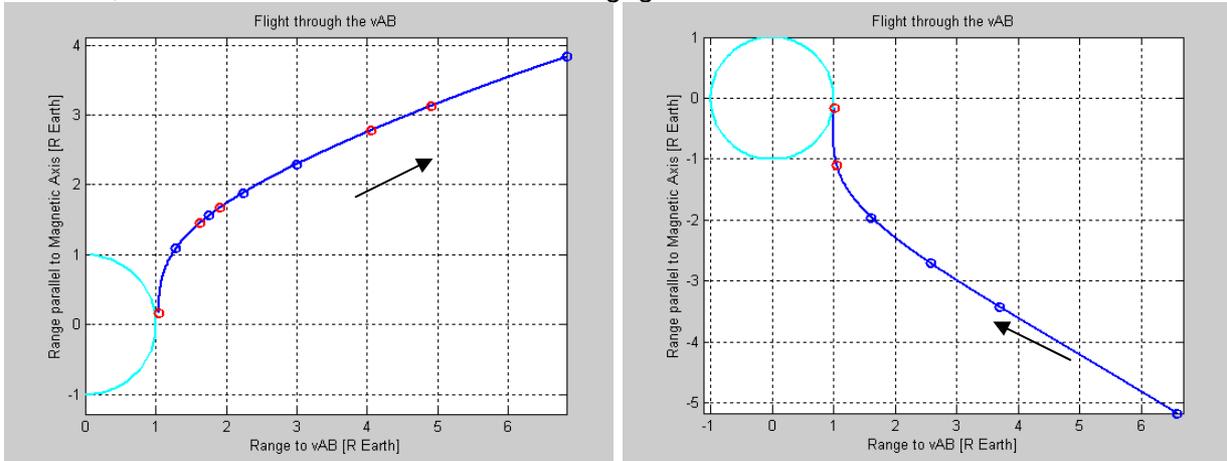


Abbildung 10 Flugbahn im Geomagnetischen Referenzsystem

Nun folgen 2 Abbildungen im äquatorialen und im Ekliptikreferenzsystem. Letzteres stimmt wahrscheinlich am besten mit unserer Vorstellung überein: der Mond lag beim Anflug in der Ekliptik, beim Rückflug war er 2° unterhalb.

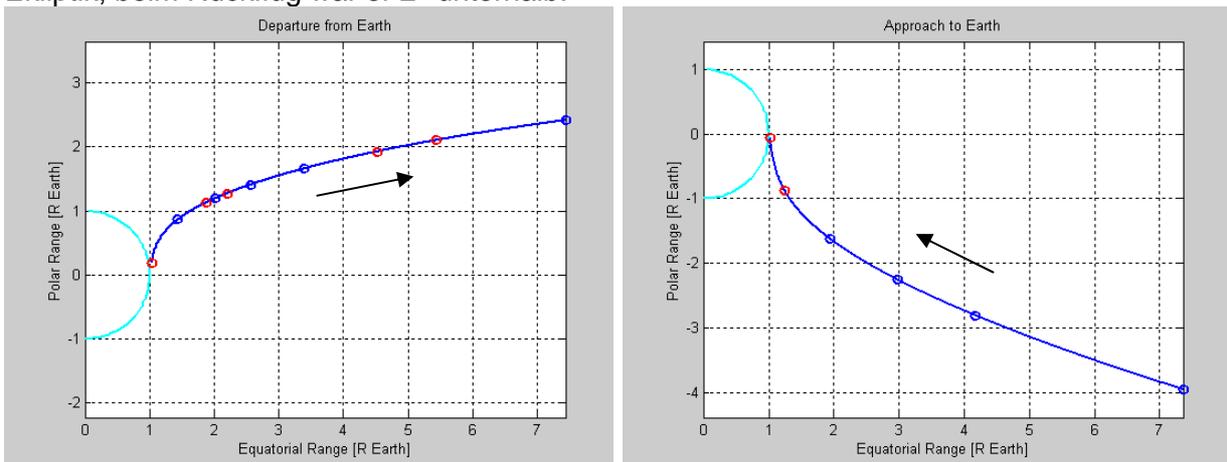


Abbildung 11 Flugbahn im äquatorialen Referenzsystem

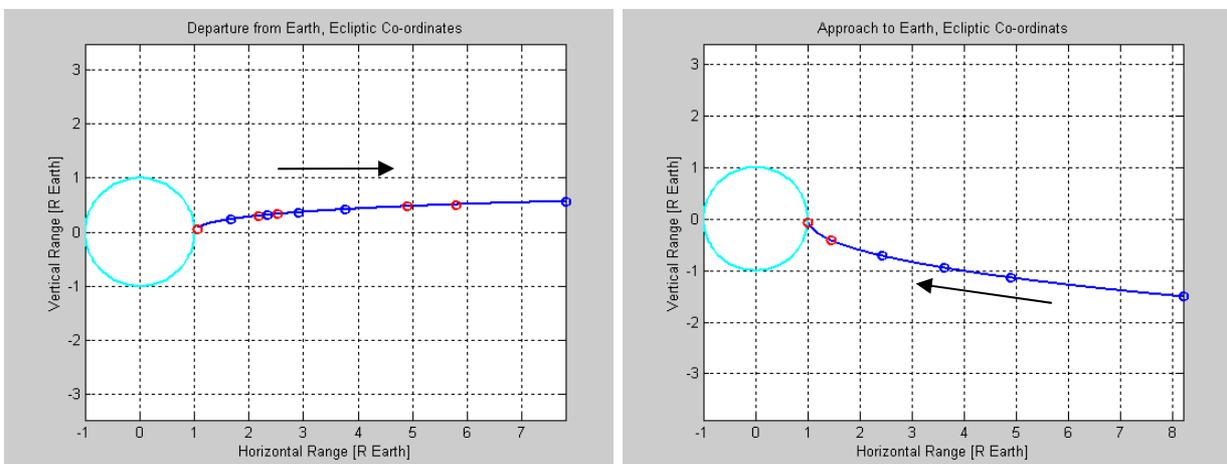


Abbildung 12 Flugbahn im Ekliptik-Referenzsystem

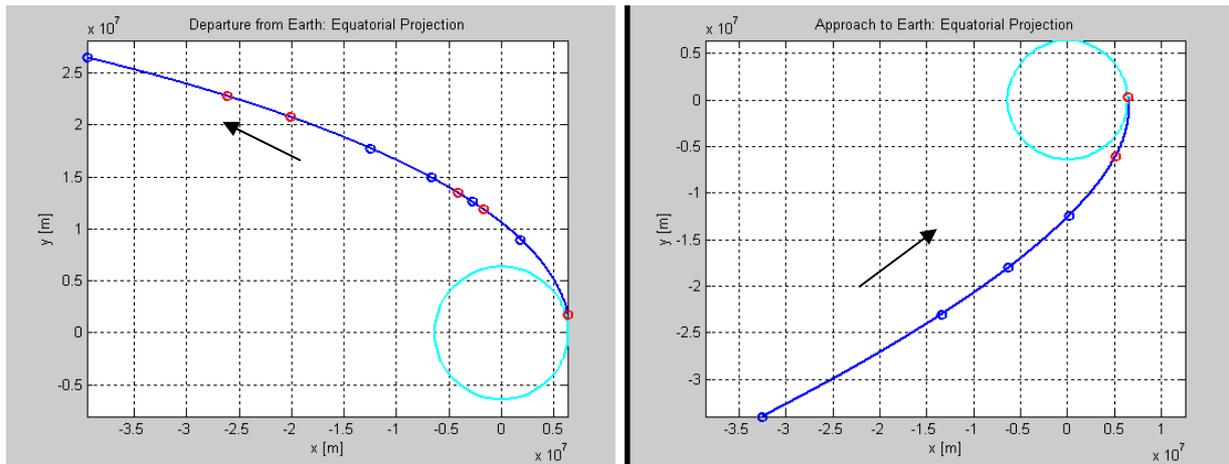


Abbildung 13 Projektion der Flugbahn in die Äquatorebene

Anhand der folgenden beiden Abbildungen kann man sich vorstellen, wie eine Rakete beim Abflug (links) wie ein Hochspringer über den Van-Allen-Strahlungsgürtel fliegt; beim Rückflug rechts dasselbe quasi über Kopf.

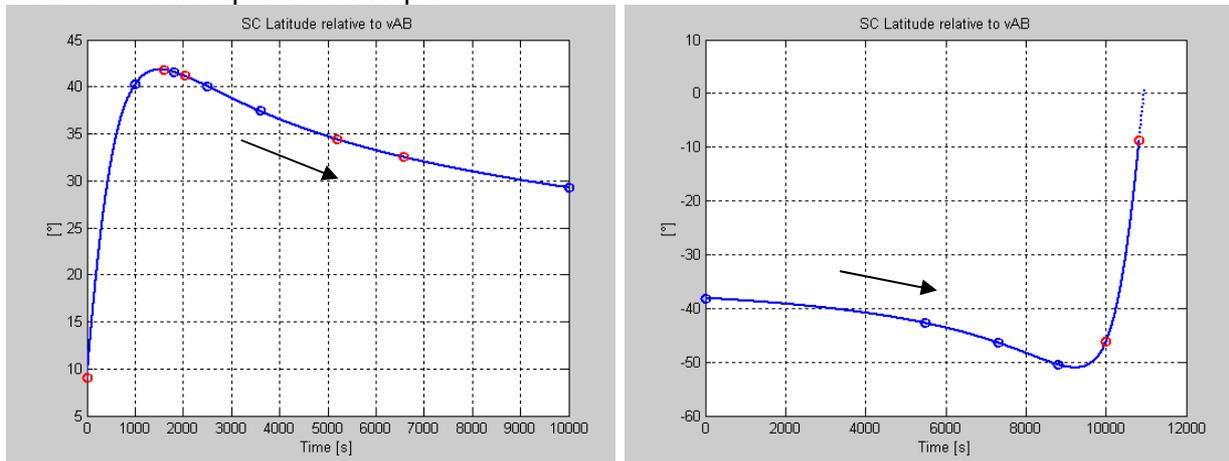


Abbildung 14 Breite im Geomagnetischen Referenzsystem

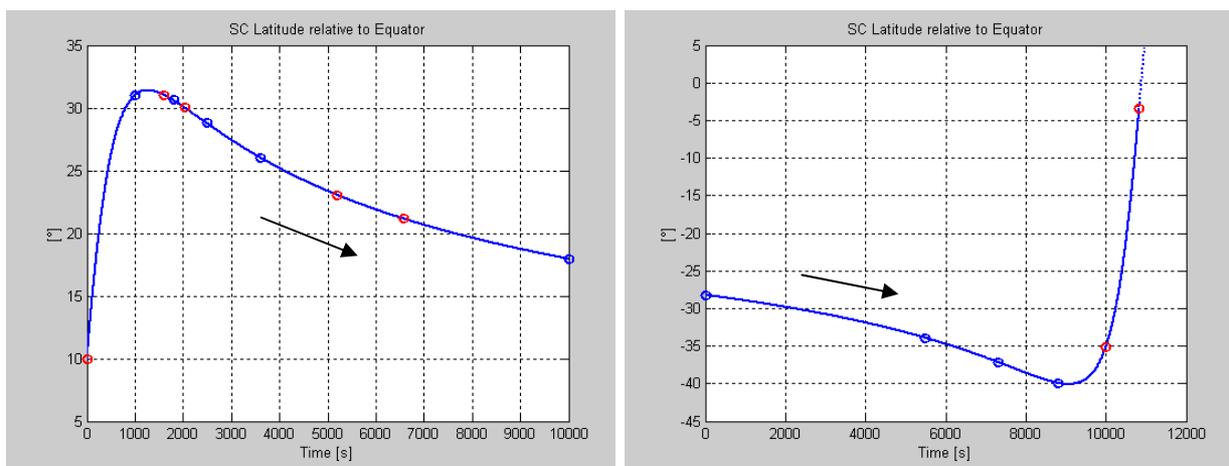


Abbildung 15 Breite (im Äquator-Referenzsystem)

7 Zusammenfassung und Schlussfolgerung

Diese Untersuchung zeigt das Risiko auf, das man bei einem Mondflug eingeht: Wenn die Sonne plötzlich aktiv wird, was man auch für eine kurze Zeitspanne nicht vorhersagen kann [Vortrag von Sonnenforscher] [16], erhält man schnell eine gesundheitsschädigende Dosis.

Das erhebliche Risiko wird durch die folgende Aussage der Internetseite [7] von ESA gestützt: „*bemannte Missionen seien in naher Zukunft auf tiefe Orbits beschränkt*“. Man kann dies auch so formulieren, dass eine Mondmission (oder weiter) heute aus Strahlungsgründen als nicht beherrschbar gilt.

Die totale Dosis der beschriebenen Apollo-11-Flugbahn erscheint sehr gering. Sie erforderte entweder eine völlig ruhige Sonne, also keine ionisierende Strahlung der Sonne, oder eine erhebliche Abschirmung.

Die Dosis wäre also (fast) ausschliesslich von den immer vorhandenen freien Elektronen und Protonen im Van-Allen-Strahlungsgürtel verursacht worden. Dies wäre in einem Jahr eines Sonnenminimums der Normalfall, hätte bei einem Sonnenmaximum wie 1969 jedoch nur zwischenzeitlich der Fall gewesen sein können.

Das benutzte Strahlenmodell ist Standard in der Raumfahrtindustrie. Für die obigen Schlussfolgerungen erscheint es genau genug. Die Möglichkeit, dass das Modell massiv zu hohe Werte lieferte, ist sehr unwahrscheinlich. Einerseits steht dies im Widerspruch zu neueren Messungen [21], andererseits würde die Raumfahrtindustrie sonst die Strahlung heutzutage massiv überschätzen, und dies seit langem.

Wenn die Sonne ganz oder fast ruhig ist, kann man einen Flug zum Mond und zurück wie gezeigt auch mit einer geringen Abschirmung schadlos überstehen. Die Abschirmung ist dabei nur im Van-Allen-Strahlungsgürtel zwingend.

Die im Mission Report beschriebene Flugbahn umgeht das Zentrum des Van-Allen-Strahlungsgürtels elegant. Für ein noch besseres Überfliegen müsste man aus einem polaren Parkorbit ausschwenken, was jedoch mehr Energie bräuchte.

Die Missionslimite für die Hautstrahlungsdosis war gemäss [16] 400 rad (4 Gray oder über 4 Sv), die für blutbildende Organe 50 rad (500mGy oder über 500 mSv). Weiter steht dort, im gut geschirmten Command Module (CM) hätten die Astronauten selbst bei einer starken Sonneneruption auf der Haut etwa 360 rad und in den blutbildenden Organen (Knochen und Milz) 35 rad erhalten.

Diese Abschätzung passt zwar perfekt zu den obigen Limiten, steht aber im Widerspruch zur physikalischen Wirkung von Strahlung und Abschirmung: die Strahlung, die durch die Hülle des CM's dringt, ist eine durchdringende Strahlung² und wird von der Haut nicht mehr wesentlich abgeschirmt, so dass alle Organe etwa die gleiche Dosis erhielten.

Dies alles zusammen mit dem generell wenig angesprochenen oder sogar heruntergespielten Strahlungsrisiko lässt die Apollo-11-Berichte kaum realistisch erscheinen.

² Zu der durchdringenden Strahlung gehören hier die Protonenstrahlung und die Bremsstrahlung, die sich im Wesentlichen als Gammastrahlung manifestiert.



8 Referenzen

- [1] http://www.nasa.gov/pdf/284273main_Radiation_HS_Mod1.pdf
- [2] <http://history.nasa.gov/alsj/a11/a11psr.html>
- [3] <http://www.umweltlexikon-online.de/fp/archiv/RUBradioaktivitaet/Strahlendosis.php> → Strahlenbelastung
- [4] SPENVIS, ESA's Space Environment Information System, www.spervis.oma.be. In Kapitel 3 und 4 für das Jahr 1969 mit „allen Schaltern auf Minimum“: AP-8 und AE-8 je auf solar minimum; Emission of Solar Protons: ESP-PSYCHIC, Confidence level: 50% (Minimalwert), 4mm Alu sphere, Tissue.
- [5] Spacecraft Systems Engineering, von Peter W. Fortescue, John Stark, Graham Swinerd
- [6] <http://www.klimaforschung.net/tschernobyl/>
- [7] http://www.esa.int/TEC/Space_Environment/SEMEF3T4LZE_0.html
- [8] <http://www.nasm.si.edu/collections/imagery/apollo/AS11/a11sum.htm>
Eintrittsgeschwindigkeit des CSM in die Atmosphäre: 11'032m/s = 39'700 km/h
- [9] http://en.wikipedia.org/wiki/Trans_Lunar_Injection
- [10] http://en.wikipedia.org/wiki/Escape_velocity
- [11] British Geological Survey, <http://www.geomag.bgs.ac.uk/poles.html>
- [12] Beim Eintreffen in den Mondorbit am 19.7.1969, 17:22 UTC (=16.7.69 13:32 + 75:50) [13] stand der Mond in Ekliptikkoordinaten wie folgt: Geozentrische Länge: 174°, Geozentrische Breite: 0°; berechnet mit WinStars 2, www.winstars.net
- [13] Apollo 11 Mission Report, http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19710015566_1971015566.pdf
- [14] http://www.strahlentherapie.uni-bonn.de/strahlen_info.htm
- [15] Apollo Flight Journal, <http://history.nasa.gov/ap11fj/02earth-orbit-tli.htm>
- [16] BIOMEDICAL RESULTS OF APOLLO
http://sda.jsc.nasa.gov/books/apollo/APOLLO_TOC.CFM
→ Chapter 3: RADIATION PROTECTION AND INSTRUMENTATION
- [17] www.apollophotos.ch
- [18] <http://holbert.faculty.asu.edu/eee560/tiondose.html>
- [19] <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1969-059A>
- [20] http://history.nasa.gov/alsj/CSM06_Command_Module_Overview_pp39-52.pdf
- [21] Results from the ESA SREM monitors and comparison with existing radiation belt models, H.D.R. Evans et al., 2008 (www.sciencedirect.com)

Autor:
Andreas Märki
Ingenieur ETH
Föhrenstrasse 9
CH-8703 Erlenbach ZH
andreas@apollophotos.ch
www.apollophotos.ch

Märki
Analytics
for **Space**

