

Vorwissenschaftliche Arbeit

Verschiebung der Erdumlaufbahn, wenn die Sonne allmählich mehr Energie abgibt

Arbeit in Deutsch
Maturajahrgang 2018/19
vorgelegt von
Johanna Mösl

Betreuer Mag. Martin Hofinger
Musisches Gymnasium
Haunspergstraße 77, 5020 Salzburg

Abstract

Die Energieabgabe der Sonne steigt seit dem Beginn ihrer Existenz vor 4,6 Milliarden Jahren an. Dieser Anstieg wird für das Leben auf der Erde schon in der nächsten halben Milliarde Jahre kritisch. Obwohl es über diesen Energieanstieg wissenschaftliche Übereinstimmung gibt, liegen bis heute keine konkreten Pläne vor, wie das Leben auf der Erde davor zu schützen ist.

Die Lösung dafür ist die Erdumlaufbahn der wachsenden Energieabgabe der Sonne anzupassen, damit die von der Sonne empfangene Energiemenge gleich bleibt.

Diese Arbeit zeigt, dass die naturwissenschaftlichen Kenntnisse der Menschheit und die bereits heute in ersten Ansätzen vorhandenen technischen Möglichkeiten der Menschheit für die Lösung dieses Problems ausreichend sind.

Produktion des Systems zur Verschiebung der Umlaufbahn, Energieversorgung und Stützmas-seversorgung führen dabei zu Sachzwängen, welche klar den Weg zur Realisierung abstecken.

Aus diesem von Sachzwängen geprägten Lösungsansatz ergibt sich eine Liste der Schlüsselfähigkeiten der Menschheit, die für die Umsetzung nötig sind.

Vorwort

Was kann die Menschheit, was traut sich die Menschheit zu? Es gibt wohl kaum einen krasseren Unterschied, als zwischen diesen beiden Fragen. Was sich die Menschheit zutraut, sieht man an den Zahlen, welche in die Drake¹ Gleichung für „L Lebensdauer einer technischen Zivilisation in Jahren“ eingesetzt werden. Da werden nur 304 bis 100 Millionen Jahre angenommen.

Im Moment herrscht hier ein überwältigender Pessimismus, welcher die Menschheit als Schädling betrachtet und dieser auch noch weit weniger als 304 Jahre Überleben zutraut.

Ausdruck dieses Pessimismus, dieser Selbstverachtung, dieser Selbstgeißelung reichen von „Die Natur braucht den Menschen nicht“ bis zu „Gesunde Planeten haben keine Menschen“. Es gibt da erschreckende Parallelen zum Flagellantentum im Mittelalter, welches sich selbst Auspeitschen als Heilmittel gegen die Pest angepriesen hat.

Welches Thema würde sich da am besten für die Beweisführung „Die Natur braucht den Menschen“ und „Gesunde Planeten benötigen Menschen“ eignen? Ein Thema, wo ohne hoch technisierte menschliche Zivilisation nur noch eine lebensfeindliche, heiße und leblose Erde um die Sonne kreist, wohingegen eine Zivilisation das Leben auf der Erde erhält?

Es gibt kein besseres Thema als dieses, dass die Menschheit sich Aufgrund ihrer technischen und naturwissenschaftlichen Fähigkeiten nicht nur viel mehr zutrauen kann, sondern auch muss und eine hoch technisierte menschliche Zivilisation sehr nützlich für das Leben auf der Erde ist.

1: Wikipedia Drake Gleichung: Abschätzung der Anzahl der Zivilisationen

Inhaltsverzeichnis

Abstract.....	2
Vorwort.....	2
Einleitung.....	5
1 Stand der Sonnenforschung.....	6
1.1 Hohe Übereinstimmung unterschiedlicher Forschungspapiere.....	7
1.2 Rest der Arbeit nach Schröder 2008.....	7
2 Daten zum Orbitwechsel.....	8
2.1 Eigenschaften eines Orbits.....	8
2.2 Wechsel des Orbits.....	8
2.3 Schub zur Änderung der Geschwindigkeit.....	9
2.4 Die nötigen Geschwindigkeitsänderungen der Erde.....	9
2.5 Masse oder Geschwindigkeit, das ist hier die Frage.....	10
2.6 Einmal linear, einmal quadratisch, das ist hier das Problem.....	10
2.7 Die Erde mit der Schwerkraft einer Masse ziehen.....	11
2.8 Stützmasse, Energie und Zugmasse.....	11
2.9 Zusammenfassung zum Orbitwechsel.....	14
3 Die Stromversorgung der Ionenstrahltriebwerke.....	15
3.1 Durchbruch bei sehr dünnen Photovoltaikfolien.....	15
3.2 Dramatische Verbesserung in nur 3 Jahren.....	15
3.3 Annahme für Photovoltaik für den Rest der Arbeit.....	15
3.4 Was wäre bei einem ungünstigeren Stand der Photovoltaiktechnik?.....	16
3.5 Schutz und Recycling der Photovoltaik.....	16
4 Die Zugflotte platzieren.....	17
4.1 Die Raketengleichung.....	17
4.2 Die Startmethode der BFR – Big Falcon Rocket.....	18
4.3 Verschiedene Startmethoden und Orte im Vergleich.....	20
4.4 Industriezone Mond.....	21
4.5 Raumschiffe der Zugflotte.....	23
4.6 Aufstellungsbereich der Zugflotte.....	24
4.7 Kennzahlen zur Industriezone Mond.....	26
4.8 Das Erste Linearmotor Startsystem am Mond.....	26
4.9 Äquator Linearmotor Start- und Landesystem.....	27
5 Die Stützmasseversorgung der Ionenstrahltriebwerke.....	28
5.1 Grundsatzentscheidung Stützmasse.....	28
5.2 Luftatmende Ionenstrahltriebwerke.....	29
5.3 Stützmasse im Orbit um die großen Gasplaneten ernten.....	29
5.4 Verkehrsüberlastung im Jupiterorbit.....	36
5.5 Neues Verkehrsmodell für den Jupiter notwendig.....	36
5.6 Ringplanet Jupiter	37
5.7 Strom im Schatten des Jupiters.....	39
5.8 Kommt ein Eisblock geflogen.....	40
5.9 Logistik der Stützmasseversorgung.....	40

6 Der Mond soll bleiben, wo er ist.....	42
6.1 Die Gezeitenkräfte beschleunigen den Mond.....	42
6.2 Kompensieren ungleicher Kräfte der Zugflotte.....	43
6.3 Kann bei der Kräftekompensation gekürzt werden?.....	45
6.4 Christo hat den Mond erwischt.....	45
6.5 Wir brauchen einen zweiten Mond zur Stabilisierung der Erdrotation.....	46
7 Kollisionsschutz.....	47
7.1 Die im Dunkeln sieht man nicht.....	47
7.2 Antriebsstrahlen zur Bahnbeeinflussung.....	48
7.2 Methoden der Bahnbeeinflussung.....	48
7.4 Abschätzung der Wirkung.....	49
7.5 Möglichst wenig Streuung der Antriebsstrahlen.....	49
7.6 Zeitliche Konzentration.....	50
7.7 Abwehr muss auch Jupiter schützen.....	50
7.8 Aktuelle Kollisionswarnungen mit anderen Galaxien.....	51
7.9 Versichern beruhigt, Ihre Planetenkollisionsschutzversicherung.....	52
8 Zeitplan.....	53
8.1 Budget.....	54
9 Erforderliche Schlüsselfähigkeiten der Menschheit.....	54
9.1 Extrem leichte und langlebige Photovoltaik.....	54
9.2 Extrem hohe Leistung von Ionenstrahltriebwerken.....	54
9.3 Massenproduktion von Raumschiffen in der Industriezone Mond.....	54
9.4 Mondäquator Linearmotor Start- und Landesystem.....	54
9.5 Stützmasse holen von den Gasplaneten.....	54
9.6 Extrem langlebige sich selbst recycelnde Technik.....	54
Resümee.....	55
Literaturverzeichnis.....	56
Bilder.....	62
Tabellen.....	62

Einleitung

Kann die Menschheit das Leben auf der Erde und sich selbst für die nächsten 6 Milliarden Jahre, also der Zeit, wo sich unsere Sonne noch in der Hauptreihe der Sterne befinden wird, erhalten?

Vor einigen hundert Jahren betrachtete die Menschheit das Universum, welches man damals noch für winzig klein hielt, für ein wohlgeordnetes Uhrwerk. Allein der Gedanke, dass nicht die Erde der Mittelpunkt sei, sondern rund um die Sonne kreist, löste damals unglaubliche Reaktionen aus.

1920 gab es erste Theorien von Arthur Eddington¹, dass Kernfusion die Energiequelle von Sonnen sein könnte. Heute ist es bereits möglich Vergangenheit und Zukunft unserer Sonne sehr genau zu simulieren. Spätestens 1981 mit der Einschätzung des Chicxulub-Kraters² in Yucatan als Meteoritenkrater musste die Vorstellung enden, das Universums sei ein wohlgeordnetes Uhrwerk. Das Universum ist kein goldener Käfig für die Menschheit, wo ständig irgendjemand für optimale Bedingungen sorgt, sondern eine beständige Herausforderung an all die Fähigkeiten einer Zivilisation darin dauerhaft zu überleben.

Neue Erkenntnisse schaffen neue Erfordernisse. Die Erkenntnis von Dr. Semmelweis schuf das Erfordernis der Hygiene. Die Erkenntnis, dass CO₂ aus fossiler Verbrennung das Klima ändert, schafft das Erfordernis von der Verbrennung fossiler Energie auf moderne Technik umzusteigen. Dieses Erfordernis ist heute noch sehr mangelhaft und unzureichend in der Politik angekommen, obwohl katastrophale Änderungen schon innerhalb der Lebensspanne eines Menschen zu erwarten sind.

Die Erkenntnis, dass die Energieabgabe der Sonne zunimmt, schafft das Erfordernis die Umlaufbahn der Erde zu verlegen. Doch ganz im Gegensatz zur Klimaänderung durch CO₂, ist hier die Auswirkung von Ignoranz nicht innerhalb einer menschlichen Lebensspanne zu bemerken, sondern erst nach etwa 10 Millionen Lebensspannen.

Die Herausforderung ist dabei nicht die Technik, sondern die Ethik. Elon Musk zeigt mit bescheidenen Investitionen von ein paar Milliarden US\$, wie schnell man den Umstieg auf elektrische Mobilität voranbringen kann. Was wäre da mit ein paar Billionen US\$ möglich gewesen, der Größenordnung des US Militärbudgets über ein Jahrzehnt?

Es gilt hier das Bewusstsein zu schaffen, „Wir sind eine Zivilisation, wir werden viele Milliarden Jahre existieren“ und die Idee „Wir sind eine Horde von Wilden, die alles kaputt macht und haben es daher nicht verdient zu überleben“ auszulöschen.

1: Wikipedia Arthur Eddington

2: Wikipedia Chicxulub-Krater

1 Stand der Sonnenforschung

Ganz im Gegensatz zum durch Treibhausgase verursachten Klimawandel ist sich die Wissenschaft bei der Energiezunahme der Sonne völlig einig. Zwischen einzelnen Forschungsarbeiten bestehen nur minimale Unterschiede.

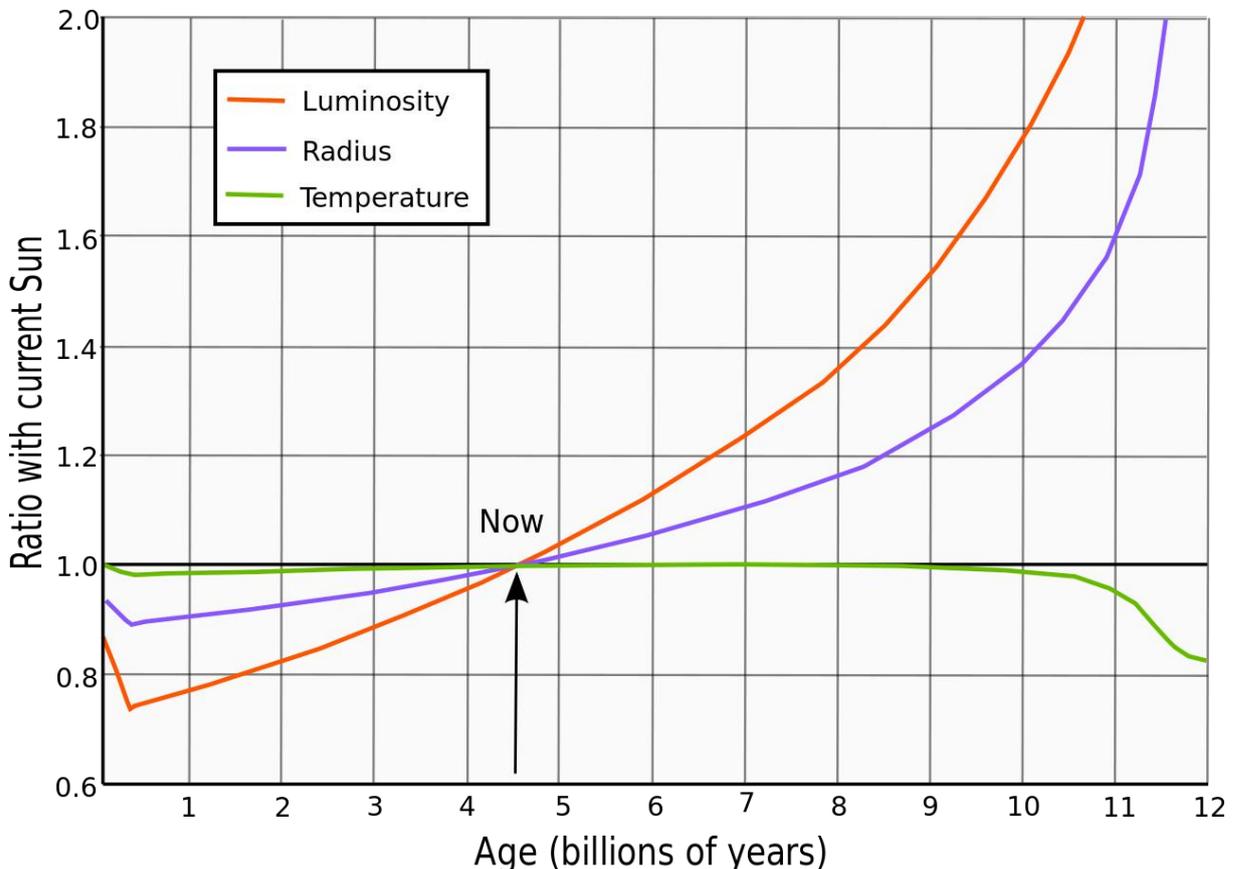


Tabelle 1: Die Entwicklung der Sonne in Leuchtstärke, Radius und Oberflächentemperatur

[https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Solar_evolution_\(English\).svg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Solar_evolution_(English).svg)

Quelle: Own work, based on figure 1, Ribas, Ignasi (February 2010). "Solar and Stellar Variability: Impact on Earth and Planets, Proceedings of the International Astronomical Union, IAU Symposium"

Autor: RJHall

Das Werk von dem das Bild stammt: <https://www.cambridge.org/core/journals/proceedings-of-the-international-astronomical-union/issue/solar-and-stellar-variability-impact-on-earth-and-planets/9900CD803F8BC4E9C349B02A2A4A07EB>

Zitat für den Inhalt des Bildes: Ribas Ignasi (February 2010). "Solar and Stellar Variability: Impact on Earth and Planets, Proceedings of the International Astronomical Union, IAU Symposium" page 4.

Der Wert liegt hier bei 10 Milliarden Jahren auf 78 % Energiezunahme. Diesen Wert vergleichen wir jetzt mit einer anderen Studie:

Table 1. Main physical properties of characteristic solar models.

Phase	Age (Gyr)	$L (L_{\odot})$	$T_{\text{eff}} (K)$	$R (R_{\odot})$	$M_{\text{Sun}} (M_{\odot})$
ZAMS	0.00	0.70	5596	0.89	1.000
Present	4.58	1.00	5774	1.00	1.000
MS:hottest	7.13	1.26	5820	1.11	1.000
MS:final	10.00	1.84	5751	1.37	1.000
RGB:tip	12.17	2730.	2602	256.	0.668
ZA-He	12.17	53.7	4667	11.2	0.668
AGB:tip	12.30	2090.	3200	149.	0.546
AGB:tip-TP	12.30	4170.	3467	179.	0.544

Note: $1.00 \text{ au} = 215 R_{\odot}$.

Tabelle 2: Entwicklung der Sonne nach Schröder, K. -P.; Cannon Smith, R. (2008). "Distant future of the Sun and Earth revisited". Monthly Notices of the Royal Astronomical Society. 386: 155–163. arXiv:0801.4031 Freely accessible. Bibcode:2008MNRAS.386..155S. doi:10.1111/j.1365-2966.2008.13022.x. Page 156 Table 1.

1.1 Hohe Übereinstimmung unterschiedlicher Forschungspapiere

Hier steht bei 10 Milliarden Jahre 84 % Energiezunahme. Ist das nicht fantastisch, wie genau unsere Wissenschaft Prognosen über 5,4 Milliarden Jahre in die Zukunft trifft? 78 % oder 84 % Energiezunahme.

Hier hat keine Lobby Motive die wissenschaftlichen Erkenntnisse zu beeinflussen, ganz im Gegensatz zum Klimawandel durch Treibhausgas, wo die fossile Energieindustrie beträchtliches Interesse hat den technischen Fortschritt zu verzögern, um noch möglichst lange mit fossiler Technik Geld zu verdienen.

Wie würde die Erde aussehen, wenn sie bei verdoppelter Energieabgabe der Sonne noch immer in der heutigen Umlaufbahn wäre? Die Erde würde um 4 % mehr Energie abbekommen als heute die Venus. Auf der Venus¹ soll es an der Oberfläche Temperaturen bis 497 Grad geben.

Das wäre das Schicksal der Erde ohne Zivilisation bis zum Ende der Hauptreihe. Wenn die Sonne zum roten Riesen wird, wäre es dann noch deutlich wärmer.

1.2 Rest der Arbeit nach Schröder 2008

Weil die Werte der Prognosen sehr ähnlich sind, macht es keinen Sinn diese Arbeit für verschiedene Prognosen zu schreiben. Für den Rest der Arbeit wird daher die Tabelle nach der Studie von Schröder 2008 verwendet.

1: Wikipedia Venus

2 Daten zum Orbitwechsel

Nachdem es klar ist, wir müssen hier weg, geht es daran die Daten zum Orbitwechsel zu erarbeiten. Wenn man sich von einer Lichtquelle entfernt, dann nimmt die Intensität mit dem Quadrat der Entfernung ab. Eine Verdoppelung der Energieabgabe erfordert daher ein 41 % größeres Orbit.

Zu jeder Energieabgabe der Sonne kann so ein erforderlicher Bahnradius zugeordnet werden.

2.1 Eigenschaften eines Orbits

Bei einem Orbit umkreisen sich zwei Massen in einer Entfernung, wo sich Schwerkraft und Fliehkraft aufheben. Masse, Radius des Orbits und Geschwindigkeit im Orbit stehen bei einem kreisförmigen Orbit in folgenden Zusammenhang:

$$v_o \approx \sqrt{\frac{GM}{r}}$$

v_o	Velocity orbital = Orbitgeschwindigkeit
G	Gravitationskonstante $6,67408 \cdot 10^{-11}$
M	Masse
r	radius

https://en.wikipedia.org/wiki/Orbital_speed

Zu jedem Bahnradius der Erde kann so eine Bahngeschwindigkeit zugeordnet werden.

2.2 Wechsel des Orbits

Der Aufwand ein Orbit zu wechseln ist die Differenz der Bahngeschwindigkeiten zwischen den beiden Umlaufbahnen.

Man beschleunigt, übt also eine Kraft in Richtung der Flugbahn im Orbit aus und wird dabei langsamer und gelangt dafür in ein höheres Orbit.

Man bremst, übt also eine Kraft entgegen der Richtung der Flugbahn im Orbit aus und wird dabei schneller und gelangt dafür in ein niedrigeres Orbit.

«The spiral trajectory appears to be a trivial solution, but there are some subtleties. Notice that the velocity increment Δv is actually equal to the decrease in orbital velocity. The rocket is pushing forward, but the velocity is decreasing. This is because in a r^{-2} force field, the kinetic energy is equal in magnitude but opposite in sign to the total energy»

Prof. Martinez-Sanchez https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-522-space-propulsion-spring-2015/lecture-notes/MIT16_522S15_Lecture6.pdf – page 3

2.3 Schub zur Änderung der Geschwindigkeit

Im Weltraum muss man etwas wegstoßen, um seine Geschwindigkeit zu ändern. Man stößt etwas weg und ändert dadurch seine eigene Geschwindigkeit in der entgegengesetzten Richtung. Für diesen Effekt ist die Formel für den Schub zuständig:

$$\mathbf{T} = \mathbf{v} \frac{dm}{dt}$$

T Thrust = Schub
 v velocity = Geschwindigkeit
 dm Masse
 dt time = Zeit

<https://en.wikipedia.org/wiki/Thrust>

Wenn ein Schub von einem Newton eine Sekunde lang auf eine Masse von einem kg einwirkt, dann wird sich die Geschwindigkeit der Masse um 1 m/sek ändern. Wenn wir die gesamte nötige Kraft für den Orbitwechsel wissen wollen, dann müssen wir die Differenz der Orbitgeschwindigkeiten mit der Masse von Erde und Mond multiplizieren. Zum Glück können wir dann durch ziemlich viele Sekunden dividieren, um den nötigen Schub zu bekommen.

2.4 Die nötigen Geschwindigkeitsänderungen der Erde

Die Tabelle nach Schröder 2008 bietet zwischen Heute (Present) und dem Ende der Hauptreihe (MS:final MS=Main Sequence) mit dem heißesten Punkt (MS:hottest), dem Zeitpunkt wo die Oberflächentemperatur der Sonne am höchsten ist, noch einen Zwischenpunkt.

	Present	MS:hottest	MS:final	AGB:tip-TP
Age (Gyr = Milliarden Jahre) ¹	4,58	7,13	10,00	12,30
L (L _☉ = luminosity = Lichtstärke) ¹	1,00	1,26	1,84	4.170,30
M Sun (M _☉ = Masse) ¹	1,00	1,00	1,00	0,544
Orbit (1.000 km) ²	149.598	167.923	202.925	9.660.373
Orbit Geschwindigkeit (m/sek) ³	29.785	28.113	25.574	2.734
Zeitunterschied (Gyr)		2,55	2,87	2,30
Unterschied Geschwindigkeit (m/sek)		1.672	2.539	22.840
Unterschied pro Gyr (m/sek)		656	885	9.930

Tabelle 3: Erforderliche Änderungen der Umlaufbahn und Orbitgeschwindigkeit der Erde

1: Werte nach der Studie Schröder 2008. ☉ die heutige Sonne bedeutet 1.

2: Orbit mit der gleichen Einstrahlung der Sonne wie Heute berechnen:

$$\sqrt{L_{\odot}} \cdot \text{heutiger Bahnradius der Erde} = \text{gesuchter Bahnradius}$$

z.B.: 1,26 • 149.598.023.000 m = z.B.: 167.923.364.341
 z.B.: 1,84 z.B.: 202.924.631.362

3: Orbit Geschwindigkeit berechnen. Zur Vereinfachung als genau kreisförmiges Orbit:

$$\sqrt{\frac{\text{Gravitationskonstante} \cdot \text{Masse der Sonne}}{\text{Bahnradius der Erde}}} = \text{Orbitgeschwindigkeit}$$

Gravitationskonstante: $6,674080 \cdot 10^{-11}$
 Masse der Sonne: $1,988550 \cdot 10^{30} \text{ kg}$
 Bahnradius der Erde:
 z.B.: $149.598.023.000 \text{ m}$
 z.B.: $167.923.364.341 \text{ m}$
 z.B.: $202.924.631.362 \text{ m}$
 Orbitgeschwindigkeit:
 z.B.: 29.785 m/sek
 z.B.: 28.113 m/sek
 z.B.: 25.574 m/sek

Ohne den Gasriesen Jupiter, Saturn, Uranus und Neptun wäre es auch vom Ende der Hauptreihe zum roten Riesen relativ einfach. Die Geschwindigkeitsänderung müsste nur rund 15 mal schneller erfolgen als am Anfang.

So aber, was tun mit Jupiter¹, der wiegt 318 mal soviel wie die Erde, wie kommt man jenseits der heutigen Jupiterumlaufbahn? Damit dürften die zu lösenden Probleme für die Zeit vom Ende der Hauptreihe bis zum roten Riesen um etwa 4 Größenordnungen zu nehmen.

2.5 Masse oder Geschwindigkeit, das ist hier die Frage

Um den erforderlichen Schub zu erreichen, kann man jede beliebige Kombination zwischen Masse und Geschwindigkeit wählen, deren Produkt der erforderliche Schub ist. Super, da nehmen wir so viel wie möglich an Geschwindigkeit, damit wir so wenig wie möglich Masse brauchen. Doch um Masse wegzustoßen muss man dieser Masse kinetische Energie geben.

100 Newton Schub kann man mit 100 kg und 1 m/sek, 10 kg und 10 m/sek oder 1 kg und 100 m/sek erzielen. Natürlich geht das auch mit 1 g und 100 km/sek und 1 mg und 100.000 km/sek. Doch bevor wir weiter von der Reduzierung der wegzustoßenden Masse, kurz Stützmasse genannt, träumen, müssen wir uns die Formel für die kinetische Energie ansehen:

2.6 Einmal linear, einmal quadratisch, das ist hier das Problem

Hier die Formel für die kinetische Energie. Wie in der Schubformel ist auch hier die Masse drinnen. Wie in der Schubformel ist auch hier die Geschwindigkeit drinnen, aber diesmal nicht linear, sondern quadratisch.

$$E_k = \frac{1}{2} m v^2$$

E_k Energy kinetic = kinetische Energie
 m Masse
 v velocity = Geschwindigkeit

https://en.wikipedia.org/wiki/Kinetic_energy

1: Wikipedia Jupiter

Das ist der Haken an der Idee Stützmasse durch eine höhere Austrittsgeschwindigkeit aus dem Triebwerk einzusparen. Man braucht für die Reduktion der Stützmasse unheimlich viel Energie. Die nötige Stützmasse auf 1/10 zu reduzieren bedeutet einen 10 mal höheren Energiebedarf für denselben Schub.

Man kann nicht gleichzeitig Stützmasse und Energie sparen. Man kann immer nur Stützmasse oder Energie sparen. Aber beides muss beschafft werden. Da ist dann die Frage, was kann man leichter beschaffen, mehr Stützmasse oder mehr Energie?

2.7 Die Erde mit der Schwerkraft einer Masse ziehen

Weil die Erde eine Lufthülle hat, die in deutlich größere Höhen reicht, als man bei hohen Gebäuden auch nur zu denken wagt, ist es nicht möglich die Triebwerke für die Bahnänderung auf der Erde zu platzieren.

Es muss eine Masse in Richtung der Erdumlaufbahn platziert werden, die sich mit ihren Triebwerken gegen die Schwerkraft der Erde stemmt und so eine konstante Entfernung zur Erde hält. Dazu brauchen wir noch die Formel für die Schwerkraft:

$$F_G = G \frac{m_1 m_2}{r^2}$$

F_G	Force gravity = Schwerkraft
G	Gravitations Konstante $6.67408 \cdot 10^{-11}$
m_1	Masse 1
m_2	Masse 2
r	Radius, Abstand der zwei Massen

<https://en.wikipedia.org/wiki/Gravity>

Jetzt ist nur noch die Frage zu klären, wie weit von der Erde weg soll diese Masse positioniert werden? Auf jeden Fall weiter weg als die Mondumlaufbahn, auf jeden Fall so weit weg, dass es einen spitzen Winkel bildet, wenn man die Triebwerksstrahlen auf 50.000 km oberhalb und 50.000 km unterhalb der Erde ausrichtet.

Ohne jegliche weitere Begründung nehme ich dafür einfach mal 1 Million km an. Möge eine heftige Diskussion darüber ausbrechen, ob 700.000 km, 1.200.000 km oder sonst eine andere Entfernung besser wäre.

2.8 Stützmasse, Energie und Zugmasse

Wie groß muss die ziehende Masse in 1 Million km Entfernung von der Erde sein? Wie groß ist der Bedarf an Stützmasse und Energie bei verschiedenen Kombinationen aus Austrittsgeschwindigkeit und Masse?

Bei der Energie handelt es sich um Nettoenergie, also die Energie, welche in Schub umgesetzt wird. Dabei werden mehrere Faktoren nicht berücksichtigt:

- 1.) Ionenstrahltriebwerke benötigen auch Energie zum Ionisieren.
- 2.) Der Energieeinsatz zum Beschleunigen der Stützmasse hat einen Wirkungsgrad
- 3.) Die Triebwerksstrahlen auf 50.000 km oberhalb und unterhalb der Erde auszurichten ergibt ein Kräfteparallelogramm, wodurch nur 99,88 % des Schubs wirksam sind.

Diese 3 Faktoren sollten unter 5 % Auswirkung haben. Da es hier nur um die Feststellung der Größenordnungen geht, wird hier vereinfacht mit der Nettoenergiemenge gerechnet.

	Present to MS:hottest	MS:hottest to MS:final	present to MS:final
Gesamte Kraft (N) ¹	$1,011 \cdot 10^{28}$	$1,5351 \cdot 10^{28}$	
Nötiger Schub (kN) ²	125.630.455	169.501.399	
Stützmasse ³ (kg) bei 100 km/sek	$1,011 \cdot 10^{23}$	$1,5351 \cdot 10^{23}$	$2,5461 \cdot 10^{23}$
Energiebedarf ⁴ (TW Terawatt)	6.282	8.475	
Stützmasse ³ (kg) bei 1.000 km/sek	$1,011 \cdot 10^{22}$	$1,5351 \cdot 10^{22}$	$2,5461 \cdot 10^{22}$
Energiebedarf ⁴ (TW Terawatt)	62.815	84.751	
Stützmasse ³ (kg) bei 10.000 km/sek	$1,011 \cdot 10^{21}$	$1,5451 \cdot 10^{21}$	$2,5461 \cdot 10^{21}$
Energiebedarf ⁴ (TW Terawatt)	628.152	847.507	
Schwerkraft ⁵ von Erde und Mond in 1 Million km (mm/sek ²)			0,404
Masse (Gt Gigatonnen) zum Ziehen ⁶	311	420	

Tabelle 4: Energie- und Stützmassebedarf bei unterschiedlichen Ausstoßgeschwindigkeiten der Ionenstrahltriebwerke

1: Die gesamte erforderliche Kraft ist Masse mal Geschwindigkeitsdifferenz der Orbits:

$$\left(\begin{array}{l} \text{Masse der Erde} \\ 5,972370 \cdot 10^{24} \text{ kg} \end{array} + \begin{array}{l} \text{Masse vom Mond} \\ 7,342000 \cdot 10^{22} \text{ kg} \end{array} \right) \cdot \begin{array}{l} \text{Geschwindigkeits-} \\ \text{differenz der Orbits} \\ \text{z. B.: 656 m/sek} \\ \text{z. B.: 885 m/sek} \end{array}$$

2: Der Schub ist die gesamte erforderliche Kraft dividiert durch die Sekunden:

$$\frac{\begin{array}{l} \text{Gesamte erforderliche Kraft} \\ \text{für den Orbitwechsel} \\ \text{z. B.: } 1,0110 \cdot 10^{28} \text{ N} \\ \text{z. B.: } 1,5351 \cdot 10^{28} \text{ N} \end{array}}{\begin{array}{l} \text{Jahre für den} \\ \text{Orbitwechsel} \\ \text{z. B.: 2.550.000.000} \\ \text{z. B.: 2.860.000.000} \end{array} \cdot \begin{array}{l} \text{Sekunden im} \\ \text{durchschnittlichen} \\ \text{gregorianischen Jahr} \\ 31.556.952 \end{array}} = \begin{array}{l} \text{Schub} \\ \text{z. B.: 125.630.454.692 N} \\ \text{z. B.: 169.501.338.712 N} \end{array}$$

3: Die gesamte Kraft dividiert durch die Ausstoßgeschwindigkeit ergibt die Stützmasse.

4: Energie = Schub · Austrittsgeschwindigkeit / 2.

Der erste Rechenschritt ist Stützmasse = Schub / Ausstoßgeschwindigkeit.

Die Stützmasse muss dann mit der kinetischen Energieformel multipliziert werden, wo eine Multiplikation mit Ausstoßgeschwindigkeit zum Quadrat vorkommt.

Daher kann die Gleichung um die Stützmasse auf obige Form gekürzt werden.

5: Vereinfacht wird hier die Masse von Erde und Mond genommen. Dies trifft zweimal pro Monat zu, wenn der Mond in seiner Umlaufbahn um die Erde auch gerade 1 Million km von der Zugflotte entfernt ist.

$$\begin{array}{c}
 \text{Gravitations-} \\
 \text{konstante} \\
 6,674080 \cdot 10^{-11}
 \end{array}
 \cdot
 \frac{
 \left(
 \begin{array}{c}
 \text{Masse der Erde} \\
 5,972370 \cdot 10^{24} \text{ kg}
 \end{array}
 +
 \begin{array}{c}
 \text{Masse vom Mond} \\
 7,342000 \cdot 10^{22} \text{ kg}
 \end{array}
 \right)
 }{
 \begin{array}{c}
 \text{Entfernung der Zugflotte von der Erde} \\
 1.000.000.000 \text{ m}
 \end{array}
 ^2
 }$$

6: Schub / Schwerkraft = erforderliche Masse um die Kraft über Schwerkraft zu übertragen.

$$\begin{array}{c}
 \text{Schub} \\
 \text{z.B.: } 125.630.454.692 \text{ N} \\
 \text{z.B.: } 169.501.338.712 \text{ N}
 \end{array}
 =
 \begin{array}{c}
 \text{Masse, welche die Erde zieht} \\
 \text{z.B.: } 311,351 \cdot 10^{12} \text{ kg} \\
 \text{z.B.: } 420,077 \cdot 10^{12} \text{ kg}
 \end{array}$$

$$\begin{array}{c}
 \text{Schwerkraft, Resultat von oben} \\
 0,000404 \text{ m/sek}^2
 \end{array}$$

Da sich die wenigsten sofort etwas unter $2,55 \cdot 10^{23} \text{ kg}$ vorstellen können, unser Mond¹ hat eine Masse von $7,342 \cdot 10^{22} \text{ kg}$. Bei nur 100 km/sek Ausstoßgeschwindigkeit wird die 3,47 fache Masse des Mondes als Stützmasse benötigt. Wird die Ausstoßgeschwindigkeit auf 10.000 km/sek gesteigert, sinkt der Stützmassebedarf auf 3,47 % der Mondmasse, dafür sind in der ersten Phase 628.152 TW eine Menge Energie.

Da für derart hohe Ausstoßgeschwindigkeiten nur Ionenstrahltriebwerke infrage kommen und Ionenstrahltriebwerke nur Strom benötigen, ist diese Energie in Form von Strom gemeint.

Die weltweite Stromproduktion² war 2017 25.551,3 TWh. Gleichmäßig auf die Stunden des Jahres verteilt sind das nur 2,91 TW. Wow, 215.503 mal mehr Strom wird nötig sein. Nur keine Panik, unsere Zivilisation muss nicht unter einer stärker werdenden Sonne zugrunde gehen, überraschenderweise gibt es dafür bereits heute Lösungsansätze.

Die erste Stufe der Saturn V³ Mondrakete hatte für 168 Sekunden 35 Meganewton Schub, hier müssen 125 bis 170 Giganewton Schub für Milliarden Jahre aufrechterhalten werden.

1: Wikipedia Mond

2: Wikipedia Elektrizität/Tabellen und Grafiken

3: Wikipedia Saturn V

2.9 Zusammenfassung zum Orbitwechsel

Die bisherigen Erkenntnisse kurz zusammen gefasst: Wir platzieren in einer Million km Entfernung von der Erde eine Masse von 311 Milliarden Tonnen. Diese Masse stemmt sich mit 125 Milliarden Newton Schub gegen die Anziehungskraft der Erde, die Triebwerksstrahlen gehen 50 Tausend km oberhalb und unterhalb der Erde vorbei. Im Laufe der Zeit wird Stützmasse, welche 3,47 % der Mondmasse entspricht, durch die Triebwerke gejagt, dafür werden in der ersten Phase 628.152 TW Strom benötigt.

Damit ist die Aufgabe auf 3 Problemkreise mit bekannten Größen aufgeteilt:

- 1.) Platzieren der Zugflotte
- 2.) Energieversorgung der Ionenstrahltriebwerke
- 3.) Stützmasseversorgung der Ionenstrahltriebwerke

Punkt 3 könnte man sich durch den Einsatz von Photonentriebwerken sparen. Leider würde dadurch der Energiebedarf 30 mal größer werden. Daher scheinen 10.000 km/sek Ausstoßgeschwindigkeit beim Ionenstrahltriebwerk ein guter Kompromiss zwischen Energie- und Stützmassebedarf zu sein.

3 Die Stromversorgung der Ionenstrahltriebwerke

Abweichend von der Reihenfolge der drei Problemkreise nehme ich die Stromversorgung als Erstes dran. Über 200 Tausend mal mehr Strombedarf als die heutige Menschheit produziert ist ja schon ein recht heftiges Rechenergebnis.

Zum Glück liegt der Lösungsansatz dafür sehr nahe, nur 150 km nach Linz zur Johannes Kepler Universität zu Priv.-Doz. DI Dr. Martin Kaltenbrunner.

3.1 Durchbruch bei sehr dünnen Photovoltaikfolien

2012 schaffte es diese Entwicklung sogar in die Massenmedien: Extrem dünne Photovoltaik mit 10 W Peak pro Gramm.

Abstract: Recent work is reviewed on organic solar cells thinner than a thread of spider silk, so flexible that they can be wrapped firmly around a human hair, lighter than autumn leaves and with an unprecedented specific weight of 10 W/g. Solar cell fabrication is based on planar process technologies only, commonly employed in semiconductor industry.

Martin Kaltenbrunner - M.S. White - Tsuyoshi Sekitani - Takao Someya:
Breakthroughs in Photonics 2012: Large-Area Ultrathin Photonics

3.2 Dramatische Verbesserung in nur 3 Jahren

Diese Dünnschichtphotovoltaik wurde in 3 Jahren auf 12 % Wirkungsgrad und 23 W Peak pro Gramm verbessert.

Here, we report ultrathin (3 μm), highly flexible perovskite solar cells with stabilized 12 % efficiency and a power-per-weight as high as 23 W g^{-1} .

Martin Kaltenbrunner 1 * , Getachew Adam 2 , Eric Daniel Głowacki 2 , Michael Drack 1 , Reinhard Schwödiauer 1 , Lucia Leonat 2 , Dogukan Hazar Apaydin 2 , Heiko Groiss 3 , Markus Clark Scharber 2 , Matthew Schuette White 2 , Niyazi Serdar Sariciftci 2 and Siegfried Bauer 1: Flexible high power-per-weight perovskite solar cells with chromium oxide–metal contacts for improved stability in air

3.3 Annahme für Photovoltaik für den Rest der Arbeit

Die komplette Anlage besteht ja nicht nur aus Photovoltaik, sondern auch aus stützenden Strukturen und Stromleitungen. Die meiste Zeit ist dabei der Anspruch an die mechanische Stabilität sehr gering, wenn das Schiff der Zugflotte mit einer Beschleunigung von 0,4 mm/sek² seine Position in einer Million km Entfernung gegen die Anziehung der Erde hält.

Für den Rest der Arbeit werden 5 Watt pro Gramm und 20 % Wirkungsgrad angenommen. Die Angabe Watt Peak bezieht sich auf 1.000 W/m² Einstrahlung und 25 Grad. Die Solarkonstante im Weltraum bei der Erde ist aber 1.367 Watt, dafür wird die Zelle aber deutlich wärmer als 25 Grad, was den Ertrag vermindert. Dafür werden 20 % mehr Leistung pro Watt Peak angenommen.

Wenn dieser Annahme folgend ein Gramm Photovoltaik mit den ganzen Strukturen 6 Watt erzeugt, dann sind für 628.152 TW 105 Milliarden Tonnen nötig. Das war aber mit dem Nettobedarf gerechnet. Aber selbst wenn alle Wirkungsgrade und sonstigen Verbraucher den Bruttobedarf deutlich erhöhen, auch 120 Milliarden Tonnen Photovoltaikanlage sind deutlich leichter als die 311 Milliarden Tonnen Gesamtmasse der Zugflotte.

3.4 Was wäre bei einem ungünstigeren Stand der Photovoltaiktechnik?

Was wäre, wenn der Stand der Technik nur 1/4 der Energie pro Gramm kompletter Photovoltaikanlage gewesen wäre? Dafür gibt es 2 Lösungsstrategien:

Statt 311 Milliarden Tonnen in einer Million km Entfernung dann eben 1.244 Milliarden Tonnen in zwei Millionen km Entfernung platzieren. In einer vierfach schwereren Zugflotte ließe sich dann viermal mehr Gewicht an Photovoltaik unterbringen, die dann dieselbe Leistung bringt.

Oder statt 10.000 km/sek Ausströmgeschwindigkeit diese auf 2.500 km/sek reduzieren und dafür viermal mehr Stützmasse verbrauchen.

Zufällig harmonisieren die Entscheidung für 10.000 km/sek beim Ionenstrahltriebwerk und eine Million km Entfernung der Zugflotte zur Erde gut mit dem Stand der Technik für Photovoltaik.

3.5 Schutz und Recycling der Photovoltaik

Wie sehr tragen geladene Teilchen von der Sonne zur Degradation der Photovoltaik bei? Ist es sinnvoll und möglich ein Magnetfeld rundum einzelne Schiffe der Zugflotte oder um die gesamte Zugflotte zu errichten, um so wie das Magnetfeld der Erde geladene Teilchen abzulenken?

Wie lange hält die Photovoltaikfolie? Wie kann diese auf den Schiffen der Zugflotte direkt recycelt werden?

Eine Menge Fragen, eine Menge notwendiger Forschung, eine Menge neuer Technik, die entwickelt werden muss.

4 Die Zugflotte platzieren

Wie bekommt man 311 Milliarden Tonnen in die Position in einer Million km Entfernung? Bestimmt nicht in einem Stück. Da sich diese Masse ja ständig gegen die Schwerkraft der Erde stemmen muss, würde ein Ausfall der Triebwerke zum Sturz auf die Erde führen.

Die Energie beim Einschlag von 311 Milliarden Tonnen, die aus 1 Million km Höhe herunterfallen liegt nur eine Größenordnung unter dem Meteoriteneinschlag in Yucatan, der vor 65 Millionen Jahren den Chicxulub Krater erzeugte und zum Aussterben der Saurier führte.

Die Zugflotte kann aus jeder Anzahl und Masse von Einzelobjekten bestehen, die zusammen 311 Milliarden Tonnen wiegen.

Nachdem schon 2 Vorgaben mit einfachen runden Zahlen getroffen wurden, 10.000 km/sek Ausstoßgeschwindigkeit der Ionenstrahltriebwerke, 1 Million km Abstand zur Erde, werde ich auch hier ohne weitere Begründung annehmen, dass die Zugflotte aus der nötigen Anzahl von 10.000 Tonnen schweren Raumschiffen bestehen soll. Das wären 31,1 Millionen Schiffe, deren Stützmassevorrat voll ist. Bei einem Stützmassevorrat von 4.000 Tonnen und der Annahme, dass dieser im Durchschnitt halb voll ist, wären es knapp unter 40 Millionen Schiffe, die sich gleichzeitig im Aufstellungsgebiet der Zugflotte befinden und die Erde ziehen.

4.1 Die Raketengleichung

Weil für dieses Kapitel von solcher Wichtigkeit, hier nicht nur die Formel, sondern auch Text aus dem Wikipedia Artikel:

«Die Raketengrundgleichung der Raumfahrtphysik wurde erstmals 1903 von Konstantin Ziolkowski und unabhängig von ihm später auch von Hermann Oberth und Robert Goddard aufgestellt. Sie ist die Bewegungsgleichung einer ansonsten kräftefreien Rakete, die durch kontinuierlichen Ausstoß von Stützmasse beschleunigt. Sie gibt insbesondere die maximal erreichbare Geschwindigkeit der Rakete an.

Das Grundprinzip des Raketenantriebs besteht darin, eine begrenzte Menge an Treibstoff mit einer bestimmten Austrittsgeschwindigkeit auszustoßen und gemäß dem 3. Newtonschen Gesetz (Actio = Reactio) den Impuls und damit die Geschwindigkeit der Rakete mit ihrer Nutzlast in die entgegengesetzte Richtung zu erhöhen.»

$$\Delta V = v_e \ln \frac{m_0}{m_1}$$

v_e	Velocity exhaust = Ausstoßgeschwindigkeit
m_0	Masse der Rakete mit Stützmasse
m_1	Masse der Rakete

https://en.wikipedia.org/wiki/Tsiolkovsky_rocket_equation

Wenn man in diese Formel die Ausstoßgeschwindigkeit von Treibstoffen und die notwendigen Geschwindigkeiten für ein Erdorbit oder andere Ziele im Sonnensystem einsetzt, kommt man auf sehr frustrierende Ergebnisse:

«Real payload fractions from real rockets are rather disappointing. The Saturn V payload to Earth orbit was about 4 % of its total mass at liftoff. The Space Shuttle was only about 1 %. Both the Saturn V and Space Shuttle placed about 120 metric tons into Earth orbit. However, the reusable part of the Space Shuttle was 100 metric tons, so its deliverable payload was reduced to about 20 tons.»

Flight Engineer Don Pettit 2012 The Tyranny of the Rocket Equation

2013 hielt Don Pettit einen Vortrag zu diesem Thema, das YouTube Video dazu möchte ich zum Verständnis der Problematik hier sehr empfehlen.

Nur um das Verhältnis von m_0 und m_1 zu erhöhen wirft man bei jedem Start Technik im Werte von hunderten Millionen US\$ weg. Die „Tyrannei der Raketenformel“ machte das zusätzliche Gewicht, um diese teure Technik wieder zu landen, unmöglich. Bisher gelang es nur bei zwei verschiedenen Raumfahrtssystemen einen Teil wiederzuverwenden: NASA Space Shuttle und SpaceX Falcon 9 und Falcon Heavy.

Erst in ein paar Jahren wird die SpaceX BFR Big Falcon Rocket das erste vollständig und schnell wiederverwendbare Raumfahrzeug sein. Möglich wird dies durch neue Materialien, die früher nicht verfügbar waren.

Es sei hier noch angemerkt, welches Glück wir mit der Größe der Erde haben. Kleinere Planeten verlieren in Laufe der Zeit ihre Atmosphäre fast vollständig, wie zum Beispiel der Mars. Ein Planet mit doppeltem Durchmesser, gleicher Dichte, daher achtfacher Masse hätte hingegen mit 15,8 km/sek für ein Orbit extrem schwierige Bedingungen für die Raumfahrt.

4.2 Die Startmethode der BFR – Big Falcon Rocket

Es gelang SpaceX am 22. Dezember 2015 erstmals die erste Stufe einer Falcon 9 Rakete wieder zu landen¹. Die Wiederverwendbarkeit der ersten Stufe führte zu einem erheblichen Kostenvorteil, welche zu einer marktbeherrschenden Position von SpaceX führte.

Am 29. September 2017 hielt Elon Musk einen Vortrag beim internationalen astronautischen Kongress in Adelaide Australien. Für eine Kolonialisierung des Mars muss Raumfahrt noch erheblich billiger werden.

¹ Wikipedia Falcon-9-Flug 20

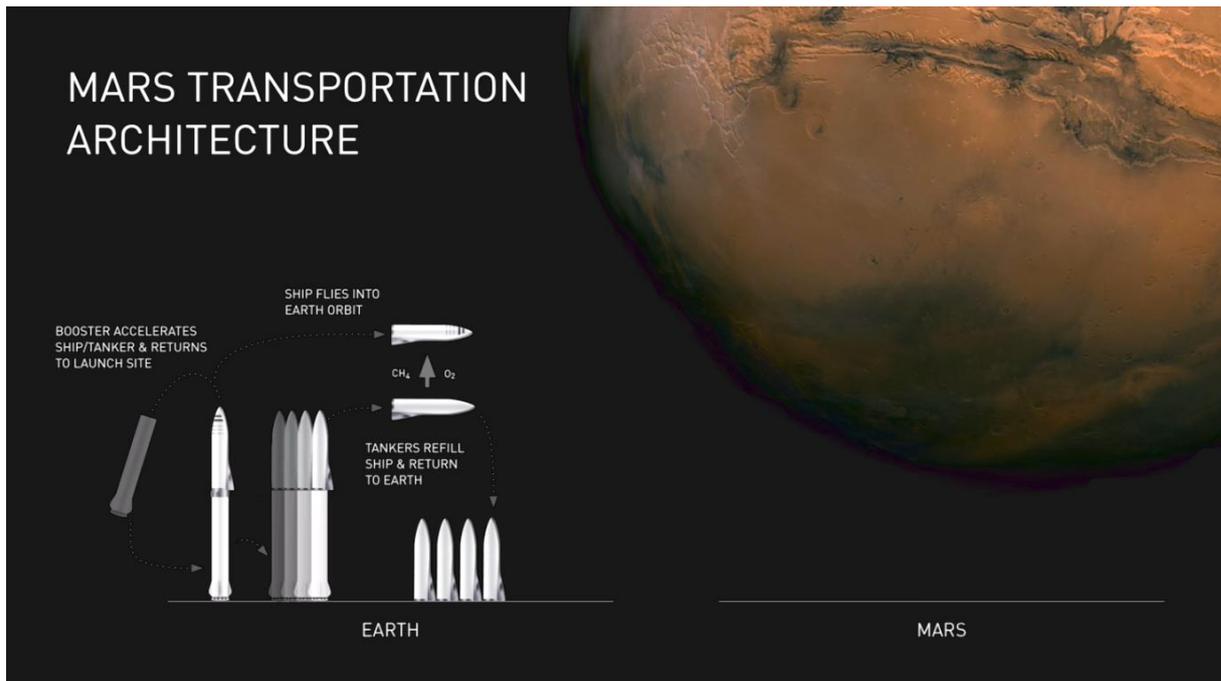


Bild 1: Elon Musk SpaceX Rede beim IAC in Adelaide 2017 – Video bei 33:42 Mehrmaliges Auftanken der BFR – Big Falcon Rocket im Orbit.

Der Oberteil BFS – Big Falcon Ship – kommt ohne Treibstoff im Orbit an. Der Booster fliegt zur Erde zurück, bekommt ein Tankschiff aufgesetzt und startet wieder zum BFS und übergibt 150 Tonnen Treibstoff, Methan und Sauerstoff. Dann landen wieder Booster und Tankschiff. Diese Prozedur muss mehrmals wiederholt werden.

Andere Systeme haben eine unterschiedliche Nutzlast in Abhängigkeit davon, ob das Ziel LEO (Low Earth orbit), GEO (Geostationäres Orbit), Mond oder Mars ist. Durch das Auftanken im Orbit hat das BFR System eine konstante Nutzlast zu jedem Punkt im inneren Teil des Sonnensystems.

Ich schätze anhand der gemachten Angaben 23 kg Methan, um 1 kg in das Aufstellungsgebiet der Zugflotte zu bringen. Der Treibstoff Methan und Sauerstoff wird zu Wasser und Kohlendioxid und fällt zur Erde zurück. Mit Power to Methan¹ kann aus CO₂ und H₂O wieder Methan und Sauerstoff hergestellt werden.

Das System ist gut, um mit Tausend Flügen 150 Tausend Tonnen Material für eine erste Siedlung zum Mars zu bringen, vielleicht kommt es auch zum Einsatz, wenn erste Prototypen der Zugflotte im Erdorbit montiert werden, aber es ist viel zu aufwendig für 311 Milliarden Tonnen zum Aufstellungsgebiet der Zugflotte zu bringen, da liegen 6 Größenordnungen dazwischen.

1: Wikipedia Power to Gas

4.3 Verschiedene Startmethoden und Orte im Vergleich

Nachdem sogar das gerade in Entwicklung befindliche BFR System von SpaceX für die Aufgabe ungeeignet ist, untersuchen wir einmal verschiedene Startmethoden. Nicht nur Startmethoden, warum sollte man überhaupt von der Erde starten?

	Erde	Mond
Methan Sauerstoff Rakete	möglich	möglich
Methan pro Tonne zum Ziel	23 t	0,4 t
Was passiert mit der Stützmasse	Fällt zur Erde zurück	Geht im Weltall verloren
Start mit einem Ionenstrahl	Viel zu wenig Schub	Viel zu wenig Schub
Start mit einem Linearmotor	unmöglich	möglich

Tabelle 5: Startmethoden von Erde oder Mond im Vergleich

Für einen Start vom Mond wird bei einer Methan Sauerstoff Rakete wesentlich weniger Treibstoff benötigt, aber Wasserstoff und Kohlenstoff sind am Mond sehr selten.

Ionenstrahltriebwerke sind sehr gut, um über lange Zeit mit wenig Stützmasse Schub zu liefern. Aber selbst die viel schwächere Schwerkraft des Mondes ist viel zu hoch für den Start mit einem Ionenstrahltriebwerk.

Bleibt noch der Linearmotor¹. Bisher beim Transrapid und auf neueren Flugzeugträgern² als Ersatz des Dampfkatapults zum Starten von Flugzeugen verwendet. Für Startgeschwindigkeiten von mehreren km/sek geht das aber nur außerhalb der Atmosphäre, kann daher auf der Erde nicht verwendet werden.

	Erde CH ₄ O Rakete	Mond Linearmotor
Energie für 1 kg zum Ziel ³ (kJ)	1.289.037	3.645
Effizienz (Power to Methan ⁴ vs Linearmotor)	60%	90 %
Energie für 1 kg mit Effizienz (kJ)	2.148.395	4.050

Tabelle 6: Start von der Erde mit einer chemischen Rakete vs vom Mond mit Linearmotor

-
- 1: Wikipedia Linearmotor
 - 2: Wikipedia Electromagnetic Aircraft Launch System
 - 3: Anhand des Videos von Elon Musk's Vortrag 23 kg Methan mit 55.625.000 J/kg
Für den Linearmotorstart vom Mond: $2.700^2 / 2 = 3.645.000$ Joule
 - 4: Sauerstoff und Methan verbrennen zu CO₂ und H₂O. Es wird angenommen, dass der größte Teil des Abgases auf die Erde zurückfällt und über Power to Gas wieder verwendet werden kann. Quelle für den Wirkungsgrad von Power to Gas: Wikipedia Power to Gas

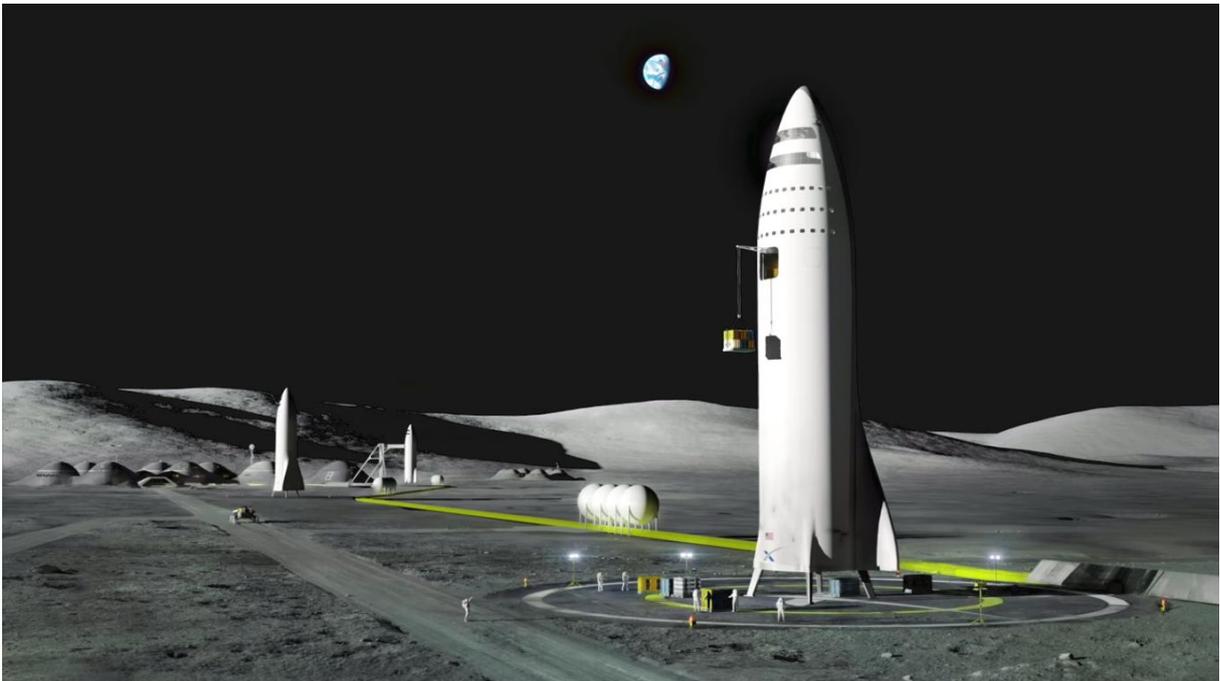
Dieser sehr drastische Unterschied beruht nur zu einem Teil auf der geringeren nötigen Geschwindigkeit, um vom Mond zur Position der Zugflotte zu kommen. Der Rest sind die Unzulänglichkeiten des Rückstoßantriebs, den man nur im äußersten Notfall verwendet, wenn man keine andere Möglichkeit hat.

Machen wir dazu ein Gedankenexperiment. Jemand mit 100 kg Gewicht steht auf einem 1 kg schweren Skateboard. Er schiebt das Skateboard mit 10 m/sek von sich weg. Nach der Schubformel gibt dies 10 N Schub. Dies beschleunigt die 100 kg Mensch auf 0,1 m/sek. Die Energie für das Wegschieben des Skateboards ist 50 Joule.

Würde er aber statt dem Skateboard die Erde wegschieben, hätte er mit einem Energieeinsatz von 50 Joule 1 m/sek erreicht.

Nach diesem überwältigenden Vorteil beim Starten von Raumfahrzeugen, müssen wir jetzt untersuchen, ob der Mond nicht noch weitere Vorteile als Produktionsstandort der Zugflotte bietet.

4.4 Industriezone Mond



*Bild 2: Elon Musk SpaceX Rede beim IAC in Adelaide 2017 – Video bei 32:30
Auf dem Mond wird eine BFR – Big Falcon Rocket entladen.*

This picture, perhaps already 2030 reality, reminds of the arrival of the Mayflower^[1] 1620 at today's east coast of the USA. Überraschend wie ähnlich die Daten zwischen Mayflower und BFS sind: 180 t Nutzlast bei der Mayflower, 150 beim BFS. 102 Siedler und 30 Mann Besatzung bei der Mayflower, 80 bis 120 beim BFS. Nur 1/4 Jahrtausend später wurde die erste transkontinentale Eisenbahn² von der Ostküste bis zur Westküste eröffnet.

1: Wikipedia Mayflower

2: Wikipedia First Transcontinental Railroad

	Erde	Mond
Raketenstarts	sehr aufwendig	mit Linearmotor
Energiekosten	hoch	niedrig
Grundstücke	teuer	billig
Umweltauflagen	teuer und aufwendig	keine notwendig

Tabelle 7: Produktionskosten auf Erde und Mond im Vergleich

Auf der Erde muss man für ein 300 Watt Photovoltaikmodul und dem Gewicht der Aufständigung mit 30 kg rechnen. Nur 0,01 Watt pro Gramm. Eine leichte Folie würde vom Winde verweht. Am Mond hingegen kann man dieselbe dünne Folie wie für die Schiffe der Zugflotte einfach ausrollen. Mit einer Ringleitung rund um den Mond kann die Nachtseite mit Strom versorgt werden. Das gibt um 2 bis 3 Größenordnungen geringere Energiekosten für Bergbau und Industrie.

Auf der Erde stehen bald 10 Milliarden Menschen in Konkurrenz um die Oberfläche für die verschiedensten Aufgaben zu verwenden.

Auf der Erde gibt es Wetter in der Atmosphäre, Wasser und Tektonik. All diese Dinge können dazu führen, dass beim Bergbau entstehende Abfallprodukte an die falsche Stelle gelangen und dort biologisches Leben vergiften. Gibt es auf dem Mond alles nicht.

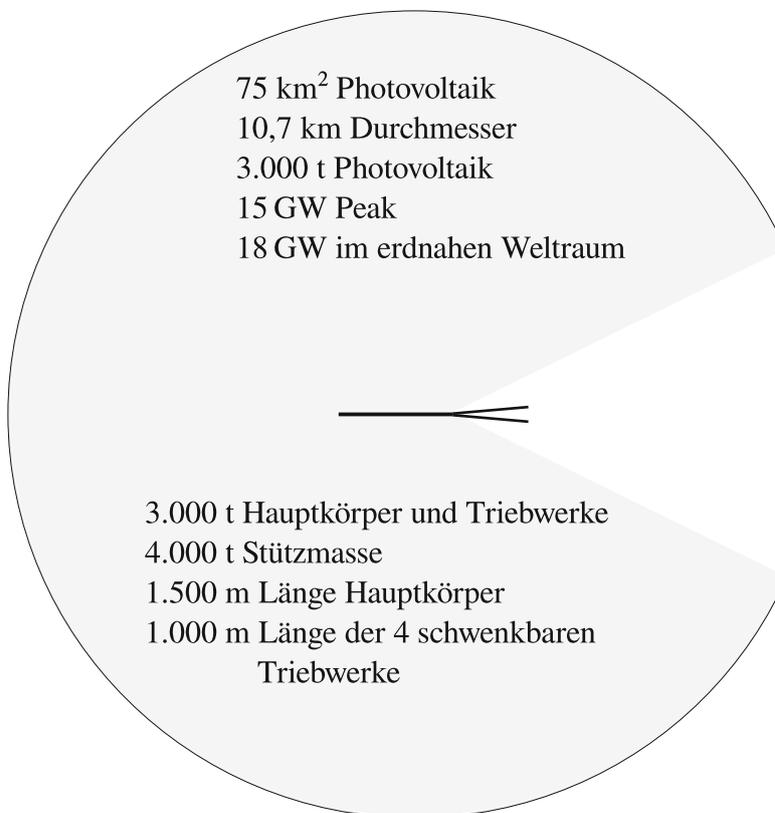
Bei den zu erwartenden Fortschritten bei Industrierobotern und vollautomatischer Produktion bietet der Mond für Produktion und Start der Zugflotte extreme Standortvorteile.

4.5 Raumschiffe der Zugflotte

Mit den Vorgaben 10.000 t, 5 Watt Peak pro Gramm kompletter Photovoltaikanlage, 20% Wirkungsgrad der Photovoltaik, schwenkbaren Triebwerken, damit der Ionenstrahl immer an anderen Objekten vorbei gerichtet werden kann, die Summe der Einzelkräfte aber den gewünschten Schubvektor ergibt.

Jedes der 4 Triebwerke ist einen km lang, weil es müssen 4,5 GW auf den Antriebsstrahl übertragen werden. Damit wird auch klar, warum es unbedingt vermieden werden muss, mit dem Antriebsstrahl etwas zu treffen: Die Energie entspricht der Explosion von 1.075 kg TNT¹ pro Sekunde.

Für den Start vom Mond wird die Photovoltaikanlage nach vorne und nach hinten gefaltet und das Raumschiff auf einen Startzug befestigt. Nach dem Start wird die Photovoltaik entfaltet. Von da an ist das Raumschiff nur mehr minimalen Kräften ausgesetzt.



Bei 75 km² Photovoltaik muss man Dinge berücksichtigen, die sonst keinerlei Rolle spielen:

Den Strahlungsdruck² der Sonne.

Bei wenig Reflexion könnte dieser 5,4 µPa sein. Auf 75 Millionen m² einwirkend sind dies 405 Newton unerwünschte Abdrift, die kompensiert werden muss.

Bild 3: Ein Schiff der Zugflotte

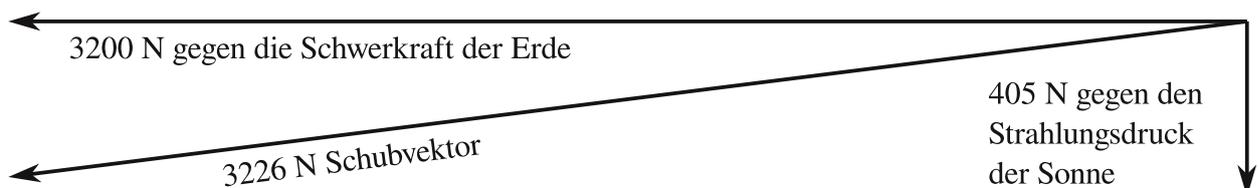


Bild 4: Kräfteparallelogramm Gravitation und Strahlungsdruck

1: Wikipedia TNT äquivalent: 1 g enthält 4.184 Joule

2: Wikipedia Strahlungsdruck

Die Energie der 75 km² Photovoltaik muss immer sofort verbraucht werden. Die Triebwerke laufen daher im Aufstellungsgebiet der Zugflotte ständig mit 18 GW. Der jeweils nötige Schub wird durch eine unterschiedliche Ausstoßgeschwindigkeit und unterschiedliche Menge an Stützmasse erreicht.

Position halten in 1 Million km Entfernung von der Erde mit 4.000 Tonnen Stützmasse an Bord.	4.055 Newton Schub 8.875 km/sek Ausstoßgeschw. 0,457 g Stützmasse / Sekunde 0,404 mm / sek ² Beschleunigung
--	---

Position halten in 1 Million km Entfernung von der Erde mit 500 Tonnen Stützmasse an Bord.	2.654 Newton Schub 13.565 km/sek Ausstoßgeschw. 0,196 g Stützmasse / Sekunde 0,404 mm / sek ² Beschleunigung
--	--

Tabelle 8: Position halten in 1 Million km von der Erde entfernt

Es ist eine einfache Gleichung. Die Schubformel muss den gewünschten Schub ergeben, die kinetische Energieformel muss die verfügbare Energie, nach Abzug der für die Ionisation der Stützmasse nötigen Energie, ergeben.

4.6 Aufstellungsbereich der Zugflotte

Die Raumschiffe müssen so aufgestellt werden, dass jedes vollen Sonnenschein bekommt und die Richtung für die Triebwerksstrahlen frei ist.

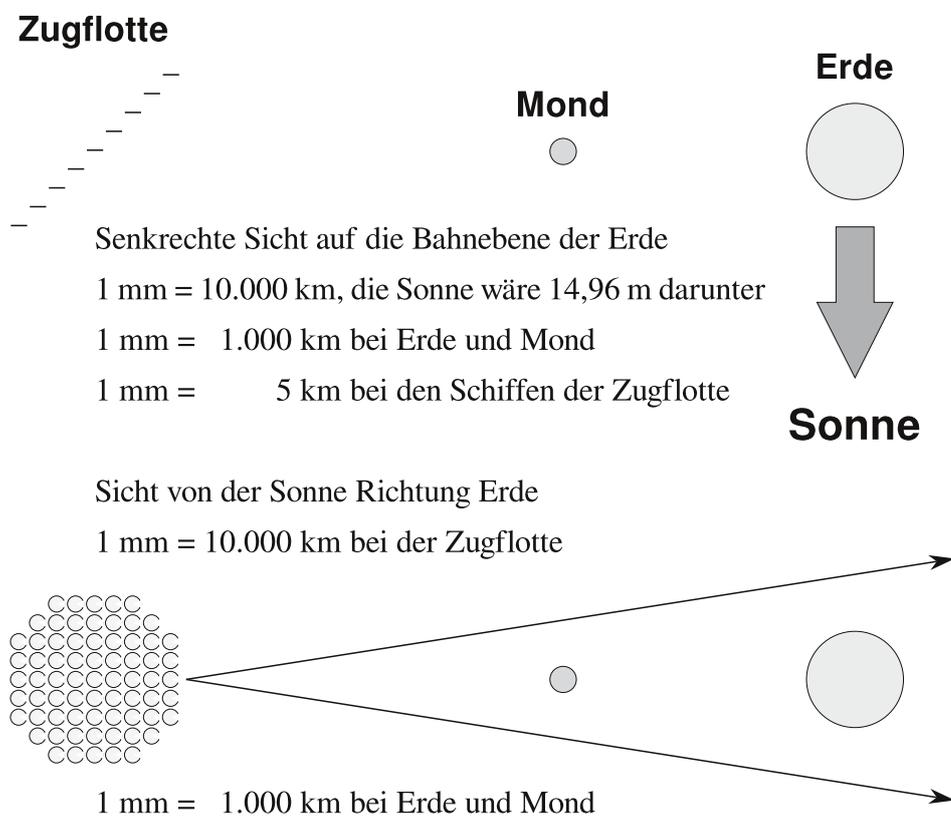


Bild 5: Aufstellungsbereich der Zugflotte

Wegen der Notwendigkeit, dass alle Schiffe vollen Sonnenschein bekommen müssen, ergeben sich bei dieser Aufstellung Abstände von 900.000 bis 1.100.000 km. Zur Optimierung des Stützmassenbedarfs werden Schiffe mit vollen Stützmassevorrat in 1,1 Millionen km Entfernung platziert. Mit dem allmählichen Verbrauch der Stützmasse wird die Position auf immer erdnähere Positionen gewechselt, bis herunter zu 900.000 km, wo dann der Abflug zum Tanken bevor steht.

Position halten ¹ in 1,1 Millionen km Entfernung von der Erde mit 4.000 Tonnen Stützmasse an Bord. Direkt nach dem Start vom Mond	3.359 Newton Schub 10.715 km/sek Ausstoßgeschw. 0,314 g Stützmasse / Sekunde 0,333 mm / sek ² Beschleunigung
Position halten in 1,1 Millionen km Entfernung von der Erde mit 3.500 Tonnen Stützmasse an Bord. Nach der Rückkehr vom Tanken.	3.194 Newton Schub 11.270 km/sek Ausstoßgeschw. 0,283 g Stützmasse / Sekunde 0,333 mm / sek ² Beschleunigung
Position halten in 1,0 Millionen km Entfernung von der Erde mit 2.000 Tonnen Stützmasse an Bord.	3.253 Newton Schub 11.065 km/sek Ausstoßgeschw. 0,294 g Stützmasse / Sekunde 0,404 mm / sek ² Beschleunigung
Position halten in 0,9 Millionen km Entfernung von der Erde mit 500 Tonnen Stützmasse an Bord. Vor Abflug zum Tanken.	3.263 Newton Schub 11.030 km/sek Ausstoßgeschw. 0,296 g Stützmasse / Sekunde 0,498 mm / sek ² Beschleunigung

Tabelle 9: Triebwerksparameter an verschiedenen Positionen der Zugflotte

Mit der Änderung der Position in der Zugflotte in Abhängigkeit vom Füllstand der Stützmasse wird ein sehr gleichmäßiger Verbrauch an Stützmasse erreicht. Mit 3.000 Tonne, Rückkehr vom Tanken, bis Abflug zum Tanken, kann so 326 Jahre die Position gehalten werden.

1: Einwirkende Schwerkraft siehe Abschnitt 2.8 Fußnote 5

Erforderlicher Schub siehe Abschnitt 2.8 Fußnote 6

Die Ausstoßgeschwindigkeit ergibt sich aus folgender Gleichung:

Gegeben ist Schub, $18 \cdot 10^9$ Joule Energie, die Ionisierungsenergie von Wasserstoff, gesucht ist die Ausstoßgeschwindigkeit:

Ausstoßgeschwindigkeit \cdot Stützmasse = Schub

Ausstoßgeschwindigkeit² \cdot Stützmasse / 2 +

Stützmasse \cdot Wasserstoff Ionisierung pro kg = $18 \cdot 10^9$

4.7 Kennzahlen zur Industriezone Mond

Die Industriezone Mond wird sich rund um den Äquator entwickeln. Produktionsziel für das Projekt Erde in eine höhere Umlaufbahn bringen sind 5.000 Schiffe zu 10.000 Tonnen pro Jahr. Hier geht es nicht um Details, sondern einer ersten Abschätzung der Größenordnung. Nehmen wir mal 50 kWh Stromeinsatz pro kg vom Bergbau bis zum Verlassen des Mondes über das Linearmotor-Startsystem an. $5.000 \text{ Schiffe} \cdot 10.000 \text{ Tonnen} \cdot 50 \text{ kWh pro kg}$ sind nur 2.500 TWh, 285 GW bei gleichmäßigem Verbrauch. Das ist nur der vierfache Strombedarf von Deutschland. Dafür benötigt man nur auf 380 m breite Photovoltaikfolie rund um den Äquator aufzulegen¹.

Wenn davon die Hälfte des Verbrauchs auf der dunklen Seite des Mondes stattfindet und weitere 10 % nahe der Tag/Nacht Grenze, wo die Photovoltaik schon wesentlich weniger liefert, dann müssen 171 GW rund um den Mond umverteilt werden.

Die größte HGÜ Leitung² ist derzeit die 2.210 km lange von Hami nach Zhengzhou³ mit 800 kV und 8 GW. Rund um den Mond ist es nur fünfmal so lange und fast 22 mal mehr Leistung wird benötigt. Ein Hauptbestandteil der Mondoberfläche ist Al_2O_3 Aluminiumoxid, da Aluminium ein fast so guter Leiter wie Kupfer ist daher das logische Material für die Leitung.

Eine 500 mm dicke Aluminiumleitung rund um den halben Mond hat nur 0,74 Ohm Widerstand⁴. Betrieben mit 5 MV und 40 kA bekommt man da schon 200 GW drüber.

4.8 Das Erste Linearmotor Startsystem am Mond

In der ersten Ausbauphase soll die Linearmotorschienen ein Zugschiff mit 1 G Beschleunigung auf 2,7 km/sek bringen, vom Mond direkt zum Aufstellungsgebiet der Zugflotte. Das Schiff wird dabei auf einem Startzug befestigt, um die Kräfte gleichmäßig über die gesamte Länge des Schiffs zu übertragen. Bei 1.679 m/sek heben sich Schwerkraft und Fliehkraft auf, bei 2.7 km/sek ist die Fliehkraft schon um $2,6 \text{ m/sek}^2$ größer als die Schwerkraft.

Nachdem sich Schiff und Startzug getrennt haben, wird der Startzug abgebremst und fährt wieder zurück zum Raumbahnhof. Mit einer 500 km langen Anlage ist ein Start alle 25 Minuten möglich, aber die Schiene zeigt nur einen kleinen Teil des Monats in die ideale Richtung. Deswegen sind mit einer Startschiene keine 5.000 Starts pro Jahr möglich.

In der letzten Sekunde vor der Trennung von Schiff und Startzug werden für 10.000 Tonnen Schiff und 5.000 Tonnen Startzug 405 GW benötigt. Lokale Stromspeicher sind daher nötig, um diese Leistungsspitze abzudecken. Der gesamte Startvorgang bis zur Rückkehr des Startzugs mit einem vernünftigen Wirkungsgrad gerechnet sind nur 12 GWh.

1: Theoretisch hat eine auf dem Äquator eines rotierenden Himmelskörpers parallel zur Oberfläche ausgerichtete Photovoltaik einen Ertrag von $1 / \pi$ im Vergleich zu direkt ständig zur Sonne ausgerichtet. Wegen mehr Reflexionsverlusten bei flachen Winkel werden hier nur 29 % angenommen.

2: Wikipedia HGÜ Leitung

3: Wikipedia HGÜ Hami Zhengzhou

4: Berechnet mit Chemandy.com Round Wire Resistance Calculator

4.9 Äquator Linearmotor Start- und Landesystem

Für die nächste Phase sind die Ansprüche wesentlich höher. Es sollen wesentlich höhere Startgeschwindigkeiten erzielt werden können und das System soll auch zum Landen dienen. Die Fliehkraft setzt der maximal erzielbaren Geschwindigkeit Grenzen:

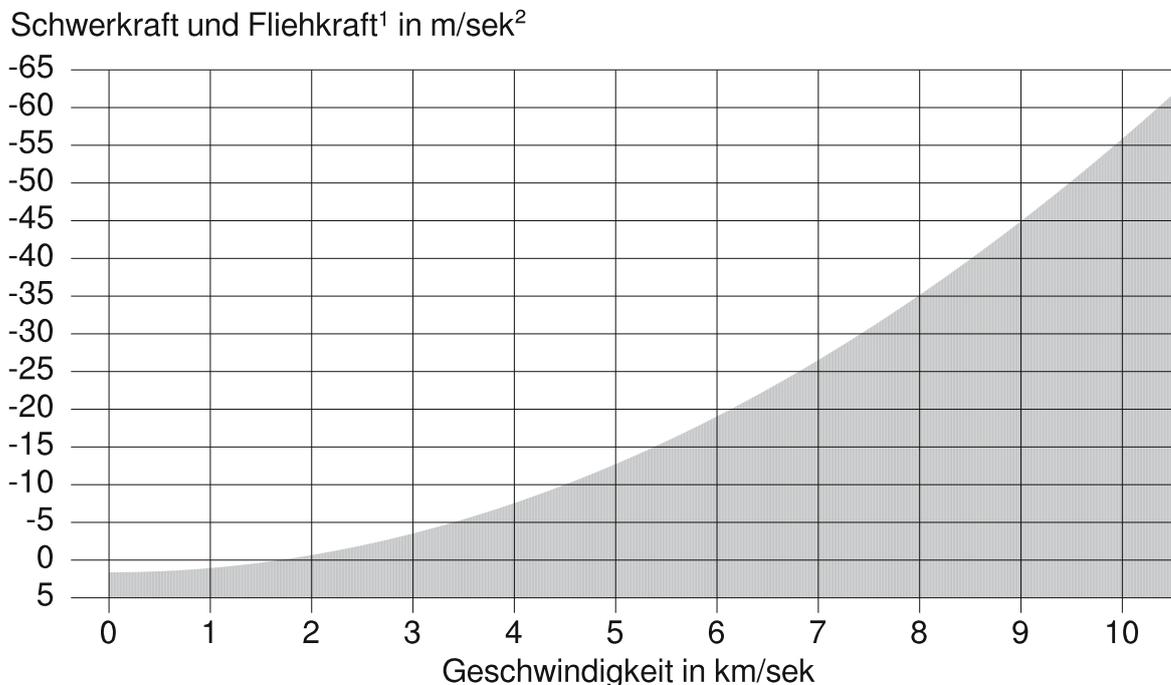


Tabelle 10: Schwerkraft und Fliehkraft auf der Linearmotorschiene um den Mond

Der Startzug fährt nach der Trennung vom Raumschiff die Runde um den Mond weiter bis zum Raumbahnhof. Starts können in jeder Richtung in der Ebene der Mondumlaufbahn durchgeführt werden.

Es können auch mehrere Startzüge gleichzeitig auf der Linearmotorschiene unterwegs sein, wenn die Zahl der Starts und Landungen es erfordert.

Für eine Landung wird ein Rendezvouspunkt bestimmt, wo Raumschiff und Zug parallel mit gleicher Geschwindigkeit unterwegs sind. Der Zug greift sich dann das Raumschiff und beginnt zu bremsen. Wegen der wesentlich höheren Anforderungen ist ein kompletter Neubau nötig.

1: Schwerkraft und Fliehkraft bei der Mond Linearmotorschiene

$$\begin{array}{ccc}
 \text{Schwerkraft an der} & & \text{Einwirkende Kraft} \\
 \text{Mondoberfläche} & & \text{z.B.: } -2,77 \text{ m/sek}^2 \\
 1,62 \text{ m/sek}^2 & - \frac{\text{Geschwindigkeit}^2}{\text{Radius Mond}} = & \text{z.B.: } -35,32 \text{ m/sek}^2 \\
 & & \\
 & & \text{z.B.: } 2.700 \text{ m/sek} \\
 & & \text{z.B.: } 8.000 \text{ m/sek} \\
 & & \\
 & & \text{Radius Mond} \\
 & & 1.737.100 \text{ m}
 \end{array}$$

5 Die Stützmasseversorgung der Ionenstrahltriebwerke

Es geht um $2,55 \cdot 10^{21}$ kg. Das sind 3,47 % der Mondmasse, oder 2,71 mal die Masse des Zwergplaneten Ceres, dem größten Objekt im Asteroidengürtel. Ceres hat 964 km Durchmesser. Fast 3 Ceres müssen für das Manöver in den Ionenstrahltriebwerken auf 10.000 km pro Sekunde beschleunigt werden, nur um diese Zahl anschaulich zu machen.

5.1 Grundsatzentscheidung Stützmasse

Bevor man Stützmasse mit einem elektrischen Feld beschleunigen kann, muss die Stützmasse erst in einen Zustand gebracht werden, um auf dieses elektrische Feld zu reagieren. Dies geschieht durch Ionisierung.

	Atommasse	Ion 1 kJ/mol	Ion 1 kJ/kg	Max Schub bei m/sek
Wasserstoff ¹	1,008	1.312,0	1.301.587	51.021
Helium ¹	4,003	2.372,3	592.690	34.429
Sauerstoff ¹	15,999	1.313,9	82.124	12.816
Silizium ¹	28,085	786,5	28.004	7.484
Xenon ¹	131,293	1.170,4	8.914	4.222

Tabelle 11: Ionisierungsenergie verschiedener Elemente

Der maximale Schub wird erreicht, wenn die verfügbare Energie zu 50 % für die Ionisierung und zu 50 % für die Beschleunigung der Stützmasse verwendet wird. Bei Wasserstoff ist die Ionisierungsenergie so hoch, dass dieses Gleichgewicht erst knapp über 51 km/sek erreicht wird. Die Tabelle zeigt eindeutig, warum Xenon derzeit bei Ionenstrahltriebwerken so beliebt ist, sehr geringer Aufwand für die Ionisierung.

Bei höheren Ausstoßgeschwindigkeiten wird der Energieanteil für die Ionisierung völlig bedeutungslos. Bei dem hohen Stützmassenbedarf kann nur Material ausgewählt werden, welches in sehr großen Mengen vorhanden ist.

Auf dem Mond, Ceres und anderen Objekten im Asteroidengürtel, den Monden von Jupiter und Saturn ist Sauerstoff und Silizium vorhanden. Wenn man die gesamte Masse des Sonnensystems betrachtet, sind aber Sauerstoff und Silizium sehr seltene Materialien. Wasserstoff und Helium sind weit häufiger, diese sind die Hauptbestandteile der Sonne und der großen Gasplaneten.

Diese $2,55 \cdot 10^{21}$ kg Stützmasse ist nur der Bedarf bis zum Ende der Hauptreihe. Dann wird unsere Sonne allmählich zum roten Riesen, die ideale Erdbahn jenseits von Jupiter, Saturn, Uranus und Neptun. Vielleicht ist es die einzige Lösung, diese Planeten auf eine noch höhere Umlaufbahn zu ziehen? Vielleicht muss dieses Manöver mit nur 1.000 km/sek Ausstoßgeschwindigkeit vorgenommen werden, damit der Strombedarf nur 1.000 und nicht 10.000 mal höher wird. Vielleicht brauchen wir dann nicht $2,55 \cdot 10^{21}$ kg, sondern $2 \cdot 10^{26}$ kg Stützmasse.

Das ist deutlich mehr als alle festen Planeten, Zwergplaneten und Monde des Sonnensystems zusammen genommen, aber weniger als 1 % der Masse der Gasriesen.

Die Grundsatzentscheidung die mit Abstand häufigsten Materialien im Sonnensystem zu verwenden, ist eine technische Herausforderung diese zu beschaffen.

1: Wikipedia Ionisierungsenergie der Elemente

5.2 Luftatmende Ionenstrahltriebwerke

Auch hier gibt es schon technische Ansätze dafür. Es ist ja nicht so, da ist die Atmosphäre, dort ist der Weltraum. Viel mehr nimmt die Luftdichte mit größerer Höhe kontinuierlich ab.

In einem 260 km hohen Orbit verbrauchte der ESA Satellit GOCE rund 10 kg Xenon als Stützmasse pro Jahr um die Höhe zu halten. Den Strom für das Triebwerk lieferte Photovoltaik, so war schon eine wesentlich längere Nutzungszeit des Satelliten, als mit einem chemischen Antrieb, möglich.

Am 5. März 2018 veröffentlichte die ESA¹ über erste Labortests an dem ersten Ionenstrahltriebwerk, welches die wenigen Luftmoleküle in 200 km Höhe für den Antrieb nützen soll.

5.3 Stützmasse im Orbit um die großen Gasplaneten ernten

Bei diesem ersten Test geht es nur darum, dass ein Satellit so viel Luft auffängt, wie es notwendig ist, um mit dem Ionenstrahltriebwerk die Höhe gegen den Luftwiderstand zu halten.

Stützmasse im Orbit vom Jupiter ernten ist gleich bei 3 Faktoren wesentlich schwieriger:

- 1.) Es geht nicht nur ums Höhe halten, sondern auch um 4.000 t Stützmasse tank auffüllen.
- 2.) Die Orbitgeschwindigkeit ist beim Jupiter 5 mal höher
- 3.) Jupiter ist mehr als 5 mal weiter von der Sonne entfernt

Es ist bei Schiffen der Zugflotte nicht vorgesehen Strom zu speichern. Selbst im Jupiter Orbit liefern die 75 km² Photovoltaik noch 800 MW. Selbst mit optimistischen 500 Wh/kg Akku würde 500 MWh speichern 1.000 t Akkus erfordern. Sinkt das Schiff auf der Nachtseite des Jupiters zu weit ab, ist es verloren.

Deswegen könnte hier mit einem Trick gearbeitet werden: Untersuchen wir die Möglichkeit, dass das Zugschiff einen langen Schlauch in ein tieferes Orbit hängen lässt, an dem dann eine Vorrichtung zum Einsammeln von Stützmasse hängt. Der Sack hängt in einer Höhe, wo die Restatmosphäre 100 mal dichter ist, als beim Zugschiff.

Skalenhöhe² ist der Begriff, mit dem man ausrechnen kann, bei wie viel km Höhendifferenz 100 mal mehr Dichte zu erwarten sind. Eine 100 mal höhere Dichte ist bei Skalenhöhe $\cdot \ln(100)$ nach unten zu erwarten.

Was muss der Schlauch aushalten? Ein Orbit ist, wo sich Fliehkraft und Schwerkraft genau aufheben. Weiter unten ist die Schwerkraft höher und die Geschwindigkeit geringer, weil der Sack dieselbe Umlaufzeit um den Planeten hat, aber die Umlaufbahn kürzer ist.

Als Orbitradius werden dabei 15 Skalenhöhen über den Radius des Planeten angenommen.

1: ESA space engineering & technology - world first firing of air-breathing electric thruster

2: Wikipedia Skalenhöhe

	Jupiter	Saturn	Uranus	Neptun
Skalenhöhe (m)	27.000	59.500	27.700	19.700
Orbit Zugschiff ¹ (m/sek)	41.977	24.904	14.935	16.517
Länge der Leitung ² (m)	124.340	274.008	127.563	90.722
Zug am Sack ³ (mm/sek ²)	127	137	127	119

Tabelle 12: Kräfte an einer Leitung, die 15 Skalenhöhen lang ist

Ergebnisse über 1 m/sek² hätte ich als für die Idee kritisch betrachtet, Grund die Kräfteverteilung am gesamten Schlauch und die verfügbaren Materialien genau zu untersuchen. Von diesen kritischen Werten sind alle vier Gasplaneten weit entfernt. Die Werte liegen überraschend eng beisammen.

1: Orbitradius = Radius des Planeten + 15 * Skalenhöhe

Radius des Planeten z. B.: 71.492.000 m (Jupiter) z. B.: 60.268.000 m (Saturn) z. B.: 25.559.000 m (Uranus) z. B.: 24.764.000 m (Neptun)	+ 15 •	Skalenhöhe z. B.: 27.000 m (Jupiter) z. B.: 59.500 m (Saturn) z. B.: 27.700 m (Uranus) z. B.: 19.700 m (Neptun)
--	--------	---

Mit dem Orbitradius kann jetzt die Orbitgeschwindigkeit berechnet werden:

$\sqrt{\quad}$	Gravitationskonstante $6,674080 \cdot 10^{-11}$	•	Masse des Planeten z. B.: $1,898200 \cdot 10^{27}$ kg z. B.: $5,683400 \cdot 10^{26}$ kg z. B.: $8,681000 \cdot 10^{25}$ kg z. B.: $1,024300 \cdot 10^{26}$ kg	=	Orbitgeschwindigkeit in m/sek z. B.: 41.976,99 z. B.: 24.903,72 z. B.: 14.935,06 z. B.: 16.516,69
Orbitradius aus der obigen Rechnung z. B.: 71.897.000 m z. B.: 61.160.500 m z. B.: 25.974.500 m z. B.: 25.059.500 m					

2: Länge der Leitung = Skalenhöhe · ln (100)

Weil in mehreren folgenden Rechnungen benötigt, rechnen wir hier noch den Bahnradius des Sacks aus.

Orbitradius Schiff z.B.: 71.897.000 m z.B.: 61.160.500 m z.B.: 25.974.500 m z.B.: 25.059.500 m	- ln (100) •	Skalenhöhe z.B.: 27.000 m z.B.: 59.500 m z.B.: 27.700 m z.B.: 19.700 m	=	Bahnradius Sack z.B.: 71.772.660 m z.B.: 60.886.492 m z.B.: 25.846.937 m z.B.: 24.968.778 m
--	--------------	--	---	---

3: Zug am Sack. Dieser muss ermittelt werden, um festzustellen, ob eine so lange Leitung überhaupt realisierbar ist. Die Winkelgeschwindigkeit im Orbit ist gleich, aber der Orbitradius ist um die Länge der Leitung vermindert.

Bahnradius Sack z.B.: 71.772.660 m z.B.: 60.886.492 m z.B.: 25.846.937 m z.B.: 24.968.778 m	•	Orbitgeschwindigkeit Schiff z.B.: 41.976,99 m/sek z.B.: 24.903,72 m/sek z.B.: 14.935,06 m/sek z.B.: 16.516,69 m/sek	=	Bahngeschwindigkeit Sack z.B.: 41.904,40 m/sek z.B.: 24.792,15 m/sek z.B.: 14.861,71 m/sek z.B.: 16.456,90 m/sek
Orbitradius Schiff z.B.: 71.897.000 m z.B.: 61.160.500 m z.B.: 25.974.500 m z.B.: 25.059.500 m	•	Bahngeschwindigkeit Sack z.B.: 41.904,40 m/sek z.B.: 24.792,15 m/sek z.B.: 14.861,71 m/sek z.B.: 16.456,90 m/sek	=	Bahngeschwindigkeit Sack z.B.: 41.904,40 m/sek z.B.: 24.792,15 m/sek z.B.: 14.861,71 m/sek z.B.: 16.456,90 m/sek

Nächster Rechenschritt: Die einwirkende Kraft ist Schwerkraft weniger Fliehkraft.

Gravitationskonstante $6,674080 \cdot 10^{-11}$	•	Masse des Planeten z.B.: $1,898200 \cdot 10^{27}$ kg z.B.: $5,683400 \cdot 10^{26}$ kg z.B.: $8,681000 \cdot 10^{25}$ kg z.B.: $1,024300 \cdot 10^{26}$ kg	-	Bahngeschwindigkeit Sack ² z.B.: 41.904,40 m/sek z.B.: 24.792,15 m/sek z.B.: 14.861,71 m/sek z.B.: 16.456,90 m/sek
Bahnradius Sack ² z.B.: 71.772.660 m z.B.: 60.886.492 m z.B.: 25.846.937 m z.B.: 24.968.778 m	-	Bahnradius Sack ² z.B.: 71.772.660 m z.B.: 60.886.492 m z.B.: 25.846.937 m z.B.: 24.968.778 m	=	Bahngeschwindigkeit Sack ² z.B.: 41.904,40 m/sek z.B.: 24.792,15 m/sek z.B.: 14.861,71 m/sek z.B.: 16.456,90 m/sek

Resultat siehe Tabelle.

Nachdem die Idee der ersten Überprüfung standgehalten hat, wie viel Stützmasse kann denn überhaupt pro Sekunde geerntet werden, wie lange dauert es, bis man den fast leeren Stützmassetank mit vielleicht 100 t Rest auf 4.000 t aufgefüllt hat?

Der limitierende Faktor ist der verfügbare Triebwerksschub, mit dem die Kräfte der auf Schiff, Schlauch und Sack auftreffenden Materie kompensiert werden muss. Als Erstes wird geschätzt, dass 70 % der auftreffenden Materie eingefangen und verwertet werden kann. Ein Teil des gerade geernteten Materials muss gleich im Triebwerk als Stützmasse verwendet werden. Was übrig bleibt, kommt in den Stützmassetank.

	Jupiter	Saturn	Uranus	Neptun
Entfernung zur Sonne (Gm)	779	1.434	2.742	4.495
Orbit um Sonne (m/sek)	13.056	9.622	6.957	5.434
Photovoltaik Leistung ¹ (MW)	797	235	64	24
Ausstoßgeschw. ² (km/sek)	102,2	69,4	64,6	67,4
Stützmassebedarf ³ (g/sek)	35,6	19,3	5,8	2,0
Schub ⁴ (N)	3.639	1.340	377	138
Tankfüllung ⁵ (g/sek)	51,4	44,4	15,7	5,0
Zeit für 3.900 t (Jahre)	2,405	2,782	7,860	24,826

Tabelle 13: Stützmasse ernten bei den Gasriesen

Bei dieser Tabelle wurde nicht berücksichtigt:

Saturn: Achsneigung und Auswirkung der Abschattung durch den Ring.

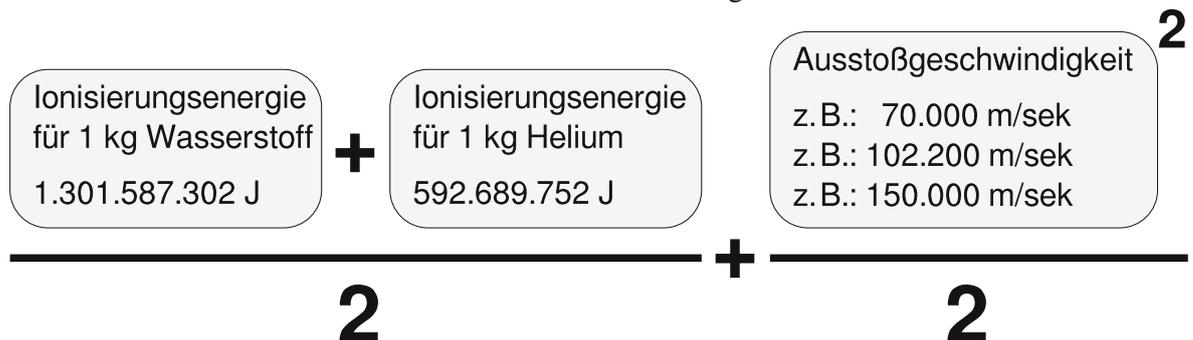
Uranus: hat eine sehr extreme Achsneigung.

Neptun: Achsneigung.

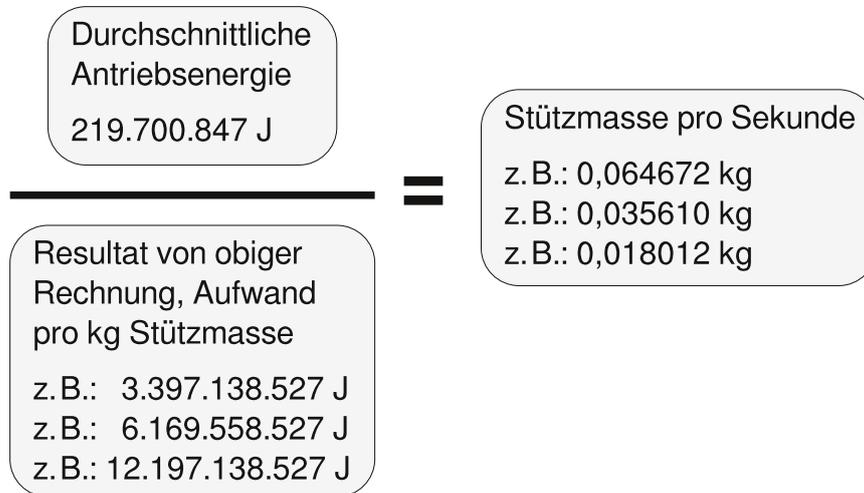
Diese erste Übersicht brachte sehr überraschende Ergebnisse, weil die wesentlich geringere Photovoltaikleistung beim Saturn durch die geringere Geschwindigkeitsdifferenz zwischen Orbit und Rotation am Äquator fast kompensiert wurde.

- 1: Die Einstrahlung nimmt mit dem Quadrat der Entfernung zur Sonne ab.
Eine kühle Photovoltaik hat einen besseren Wirkungsgrad. Dafür 20 % Zuschlag.
- 2: Die verfügbare Energie ist gegeben, zur Optimierung des Ernteergebnisses kann nur die Ausstoßgeschwindigkeit variiert werden.

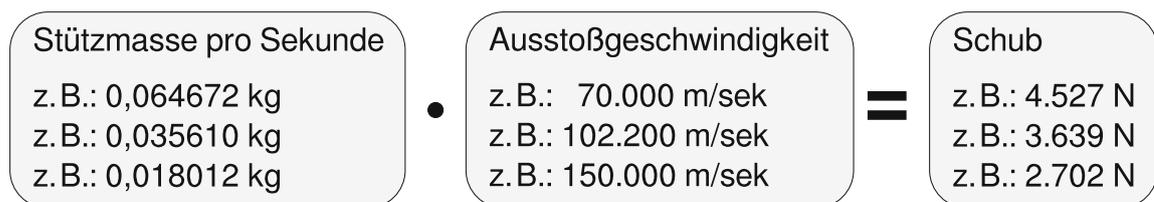
Schritt 1: wie viel Joule sind für 1 kg Stützmasse bei Ausstoßgeschwindigkeit N nötig, es wird ein 1 : 1 Gemisch aus Wasserstoff und Helium angenommen:



- 3: Schritt 2: Wie viel Stützmasse kann pro Sekunde verarbeitet werden. Der Durchschnitt der Photovoltaikleistung während eines Orbits wird mit 29 % des Maximums angenommen. Von diesen werden 95 % in Antriebsleistung umgesetzt.



- 4: Schub = Stützmasse pro Sekunde · Ausstoßgeschwindigkeit



- 5: Mit dem Schub muss die Bremswirkung von auf Schiff, Schlauch und Sack auftreffender Materie kompensiert werden.

Schub / Auftreffgeschwindigkeit = kompensierbare Masse.

Die Auftreffgeschwindigkeit ist dabei:

Bahngeschwindigkeit Sack - Rotationsgeschwindigkeit am Äquator

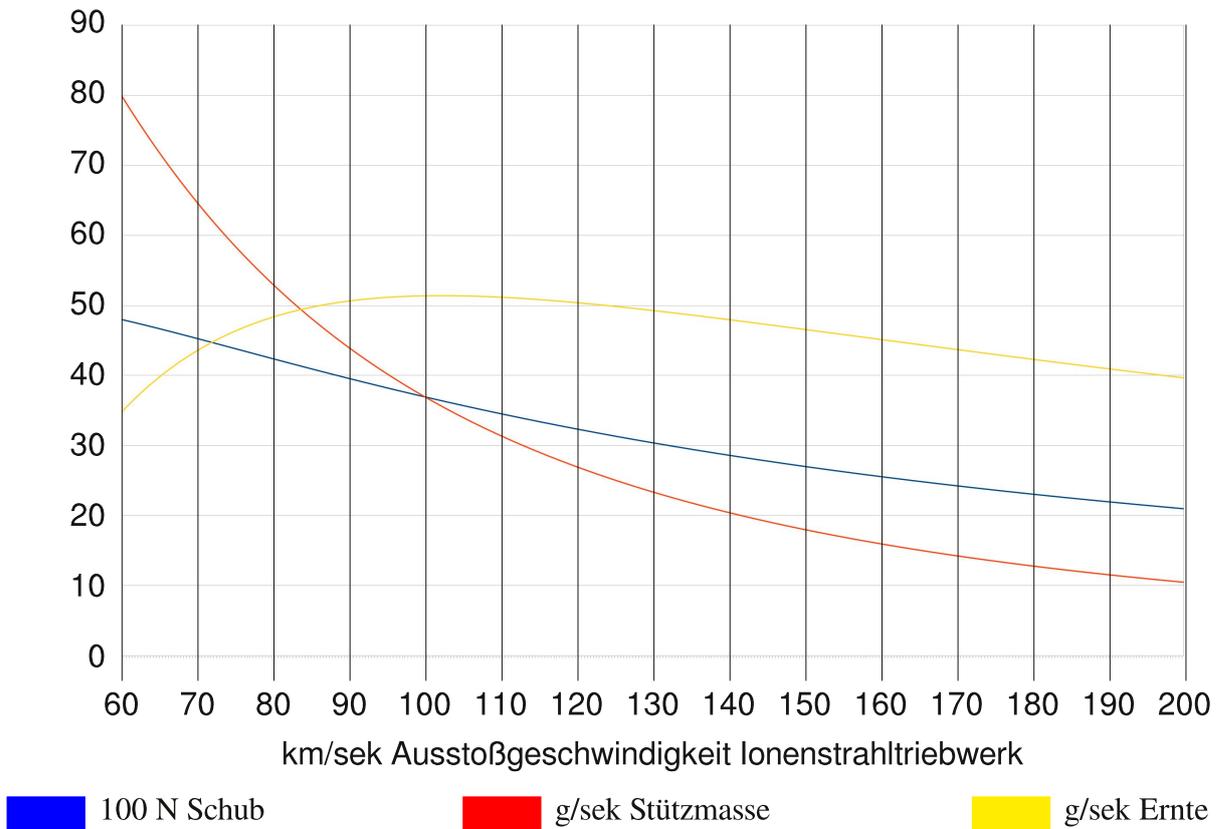
Die Rotationsgeschwindigkeit beim Äquator ist beim Jupiter 12,6 km/sek, dies ist mehr als die Fluchtgeschwindigkeit von der Erde weg.

Es wird angenommen, dass 70 % der auftreffenden Masse verwertet werden kann.

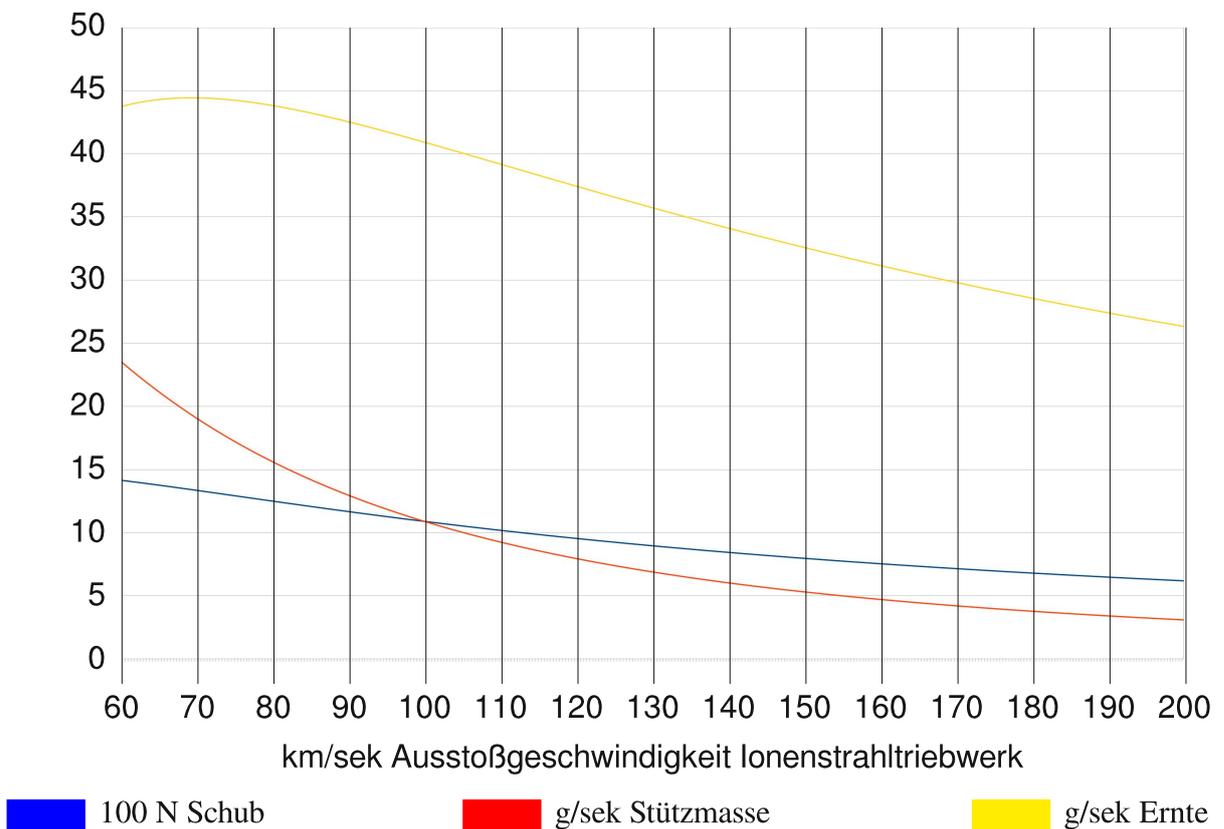
Ein Teil der eingefangenen Masse muss als Stützmasse genutzt werden.

Der Rest steht zum Füllen des Stützmassetanks zur Verfügung.

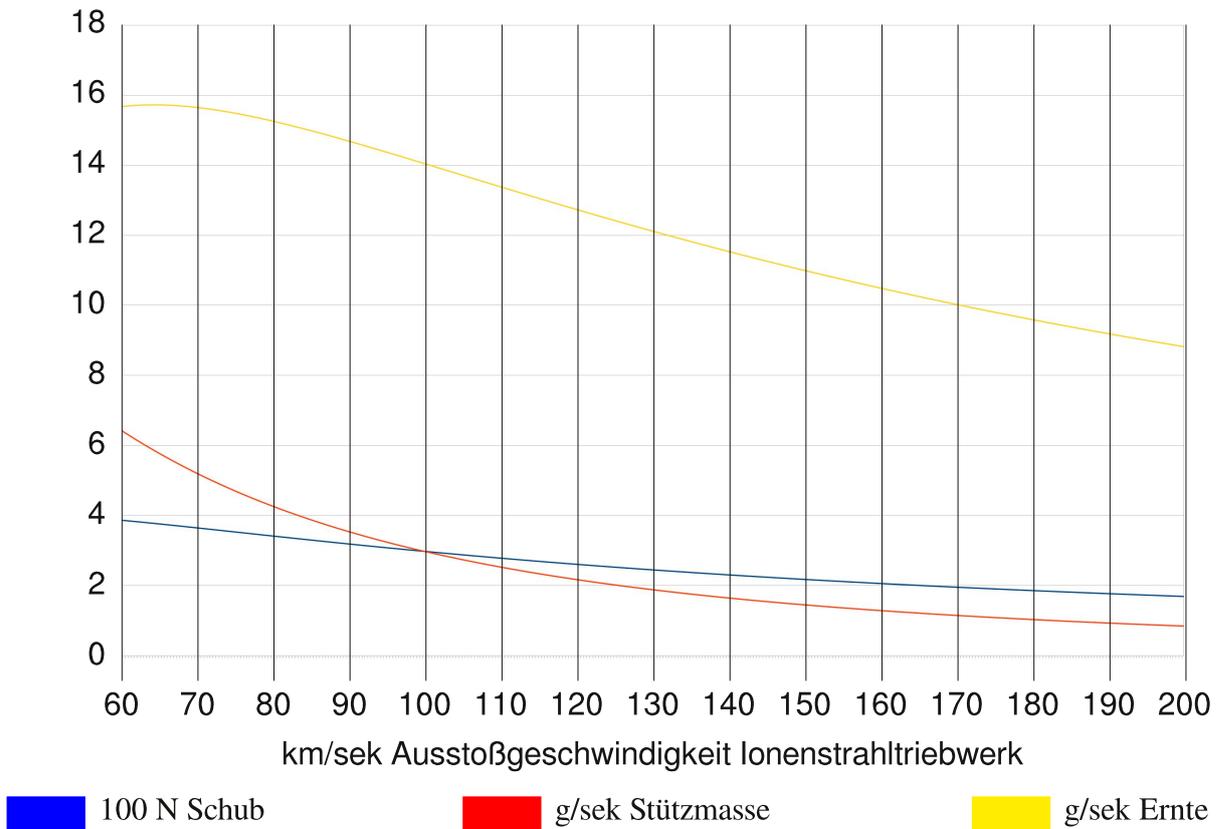
Jupiter Optimierung für maximale Ernte



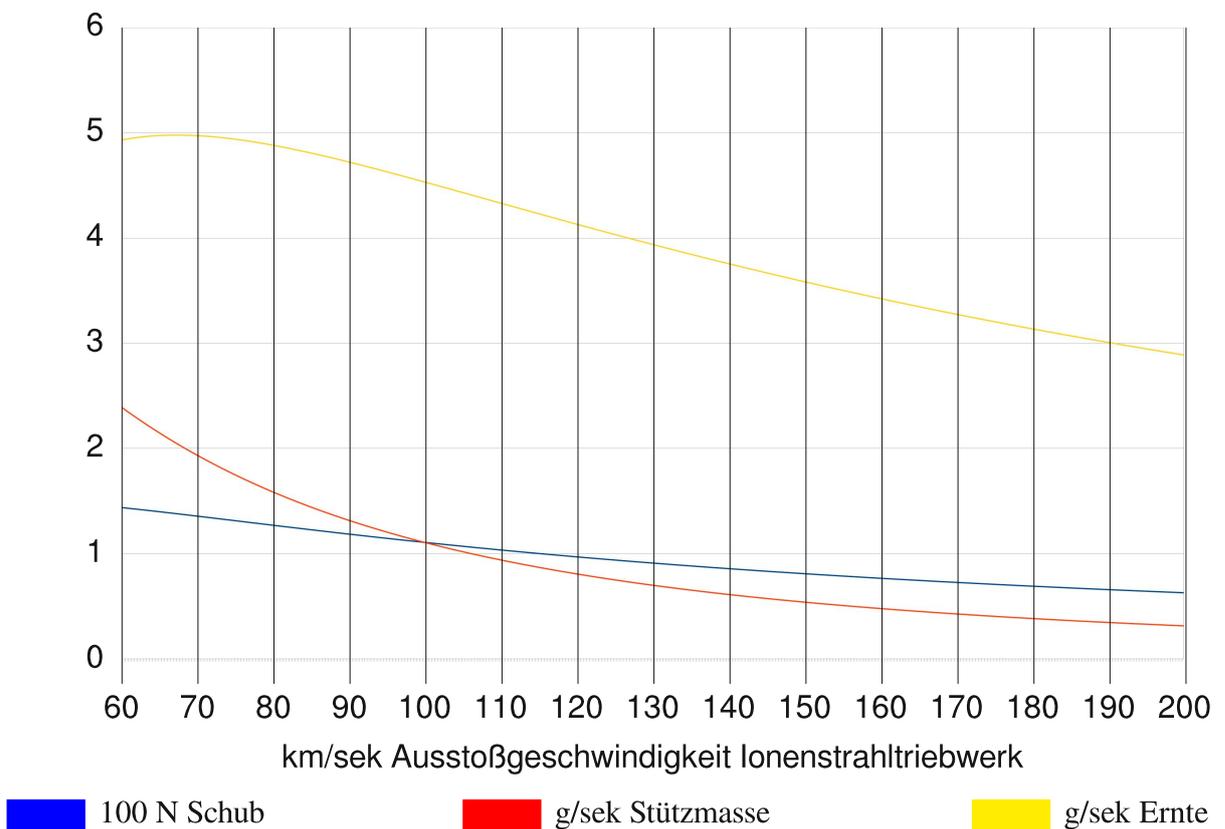
Saturn Optimierung für maximale Ernte



Uranus Optimierung für maximale Ernte



Neptun Optimierung für maximale Ernte



5.4 Verkehrsüberlastung im Jupiterorbit

Es war ja schon klar, dass das Tanken etwas länger dauert, als wenn ein Löschflugzeug eben mal 10 Tonnen Wasser aus einem Fluss holt, aber die Rechnung zeigt mehrere Jahre für diesen Vorgang.

Jupiter ist zwar groß, aber auch wenn man alle 100 km ein Raumschiff im Orbit platziert, haben dort auch nur 4.500 Stück Platz. Bei der sehr langen Verweildauer beim Stützmasse einsammeln ist dies wohl um 2 Größenordnungen zu wenig.

Sich kreuzende Umlaufbahnen scheinen genauso unmöglich wie parallele Umlaufbahnen, die nur unter Einsatz der Triebwerke zu halten sind. Die Hälfte des Verkehrs zu Saturn und Uranus umverteilen bringt auch viel zu wenig Verkehrsentslastung.

Die gesamte Zugflotte wird ja nicht in einem Jahr gebaut, auch nicht in 1.000 Jahren. Ein realistischer Zeitplan wäre 10.000 Jahre. Zuerst geht es um Tests und die Perfektionierung der Technik. Erst wenn man sehr sicher über eine Nutzungsdauer über deutlich mehr als 10.000 Jahre ist, wird die Massenproduktion beginnen.

In der ersten Phase werden die Schiffe der Zugflotte noch selbst Stützmasse in einem niedrigen Orbit um Jupiter sammeln. Sobald aber die Massenproduktion startet, wird eine bessere Lösung für das Stützmasse Abholen am Jupiter benötigt.

5.5 Neues Verkehrsmodell für den Jupiter notwendig

Bei einer Verkehrsüberlastung um 2 Größenordnungen müssen radikal neue Lösungsansätze her. Von der Zugflotte sind rund 40 Millionen Schiffe gleichzeitig damit beschäftigt die Erde zu ziehen. Einige Millionen Schiffe sind dann noch unterwegs um Stützmasse zu holen und zurück ins Einsatzgebiet zu fliegen. Dauert dieser Vorgang 24 Jahre, sind es 3 Millionen Schiffe, dauert dieser Vorgang aber nur 16 Jahre, sind es nur 2 Millionen Schiffe.

Der gesamte Tankvorgang kann in 5 Abschnitte unterteilt werden:

- 1.) Von der Zugflotte nahe der Erde zum Jupiter
- 2.) Orbithöhe reduzieren
- 3.) Stützmasse sammeln
- 4.) Orbithöhe erhöhen
- 5.) Rückflug vom Jupiter zur Zugflotte nahe der Erde

Runter in ein niedriges Orbit zum Stützmasse sammeln ist dabei eine wesentlich größere Geschwindigkeitsänderung als von der Erde zum Jupiter. Diese Geschwindigkeitsänderung ist dazu noch unter wesentlich ungünstigeren Voraussetzungen als von der Erde zum Jupiter. Auf dem Weg zum Jupiter reduziert sich die Energieabgabe der Photovoltaik, wegen des größeren Abstands zur Sonne, von 18.000 MW auf 797 MW. Wird die Umlaufbahn niedriger, ist ein immer größerer Teil des Orbits im Schatten des Jupiters. Die Photovoltaik kann auch nicht mehr zur Sonne ausgerichtet werden, sondern muss parallel zur Flugbahn sein. Die durchschnittliche Leistung reduziert sich so auf etwa 29 %, nur mehr 231 MW.

Ideal wäre es, wenn ein Zugschiff einige Millionen km vom Jupiter entfernt die Stützmasse übernehmen und dann gleich zurückfliegen könnte.

5.6 Ringplanet Jupiter

Wieder schlagen die Sachzwänge zu. Wir werden in unserem Sonnensystem bald zwei Planeten mit einem Ring haben. Saturn mit einem Natürlichen und Jupiter mit einem Künstlichen.

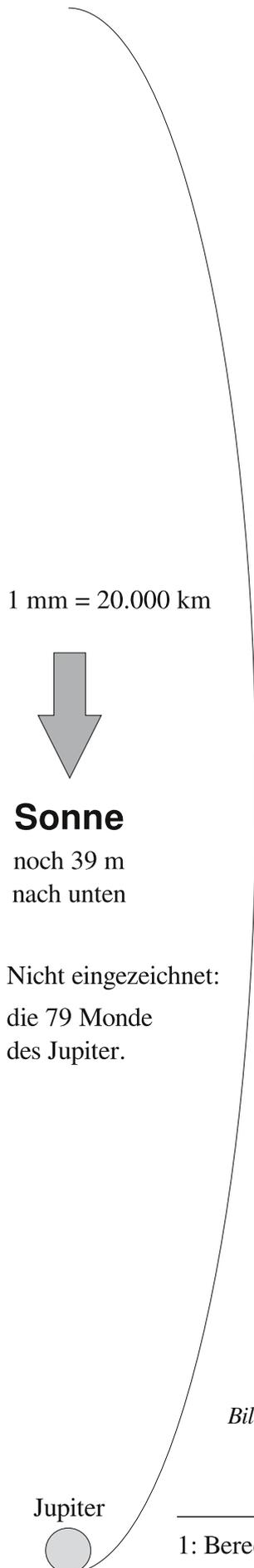
Als Erstes brauchen wir dafür einen neuen Schiffstyp, das Ringsegmentschiff. Wie der Name schon sagt, jedes dieser Schiffe bildet ein Segment eines Ringes rund um den Jupiter in einem niedrigen Orbit.

Wegen der Einschränkungen des Linearmotor-Startsystems am Mond auf 10.000 Tonnen ist ein Ringsegmentschiff nur 1 km lang und hat nur nach links und rechts wegragend jeweils 10 km Photovoltaik. Zusammen 20 km² Photovoltaik tragen 800 Tonnen zum Gewicht bei. Später werden an jeder Seite noch um 90 km Photovoltaik ergänzt, sodass der Ring 200 km breit wird. Nach dem Start vom Mond auf dem Weg zum Jupiter vereinigt sich dann das Ringsegmentschiff mit zwei jeweils 90 km² 3.600 Tonnen schweren Photovoltaik Elementen, die nur in wenigen Sekunden Abstand ebenfalls vom Mond gestartet werden. Dafür haben die Photovoltaik Elemente Kurskorrekturtriebwerke.

Einzelne Ringsegmentschiffe werden mit zusätzlichen Einrichtungen ausgestattet. Der Vorrichtung langer Schlauch und großer Sack zum Stützmasse sammeln oder der Vorrichtung aus dem eingesammelten Wasserstoff einen zylindrischen 800 m langen und 10 m durchmessenden Eisblock mit 2 Kelvin zu formen.

An den Enden des Zylinders werden dann noch Lagekorrekturtriebwerke befestigt. Deren einzige Aufgabe ist es den Zylinder so zu drehen, dass der Zylinder während des Flugs immer Richtung Sonne zeigt. Diese werden mit 2.000 m² Photovoltaikfolie versorgt.

Ist ein Eisblock fertig, wird er von einem der Startzüge abgeholt. Auf dem Linearmotor Start- und Landesystem am Ring befinden sich mehrere hundert Startzüge. Am richtigen Punkt beschleunigt dann der Startzug den Eisblock um fast 17 km/sek, damit dieser in ein elliptisches Orbit transferiert wird, wo dann in 5 Millionen km Entfernung auf der anderen Seite des Jupiters das Rendezvous mit einem Zugschiff oder einem anderen Schiffstyp stattfindet.



Ring Orbit Höhe	71.897 km
Ring Orbit Geschwindigkeit	41.977 m/sek
Eisblock Ellipse ¹ Perigee Höhe	71.897 km
Eisblock Ellipse Perigee Geschw.	58.940 m/sek
Eisblock Ellipse Apogee Höhe	4.928.103 km
Eisblock Ellipse Apogee Geschw.	860 m/sek
Transfer Ring zu Ellipse Perigee	16.963 m/sek
Zeit Start bis Übernahme	1.103.299 sek
Fluchtgeschwindigkeit im Apogee	7.170 m/sek
Transfer Apogee zu Fluchtgeschw.	6.311 m/sek
Schwerkraft Jupiter im Apogee	5,216 mm/sek ²
Schwerkraft Sonne bei der Erde	5,930 mm/sek ²

Tabelle 18: Bahndaten vom Ring des Jupiter zum Übernahmepunkt

Im Schnitt wird alle 4 Minuten ein 4.000 Tonnen Eisblock auf die Reise zum Übernahmepunkt gestartet.

Eine Million km von der Erde entfernt kann ein Zugschiff nur durch Erhöhung der Schubkraft direkt weg fliegen. Nur 0,404 mm/sek² Anziehung sind zu überwinden.

Beim Übernahmepunkt am Apogee der Ellipse sind aber 5,216 mm/sek², mehr als dreimal soviel wie maximaler Schub zur Verfügung steht. Da kann ein Zugschiff nur in einer spiralförmigen Umlaufbahn in ein immer höheres Orbit gelangen bis es schließlich gelingt vom Jupiter wegzukommen.

Die Flugzeiten werden im Wesentlichen nicht von der Entfernung, sondern von den zu überwindenden Geschwindigkeitsdifferenzen bestimmt. Es ist etwa so wie bei einem Auto, welches Serpentine für Serpentine einen Berg hinauf fährt, weil der direkte Weg zum Gipfel zu steil ist.

Um Stützmasse zu sparen, sollte Ankunft und Abflug vom Stützmasse Übernahmepunkt mit 500 km/sek Ausstoßgeschwindigkeit erfolgen. Damit wird im Bereich des Jupiters etwa ein Jahr benötigt.

Bild 6: Die Ellipse vom Ring des Jupiters zum Übernahmepunkt

5.7 Strom im Schatten des Jupiters

Ein Ringsegmentschiff hat 200 km^2 Photovoltaik, welche genau der Sonne zugewandt 2.126 MW liefert. Über die ganze Rotation bleibt ein Durchschnitt von 617 MW übrig. Wie bekommt man den Strom in den Teil des Rings, der gerade vom Jupiter abgeschattet wird?

Beim Strom gibt es Kleinverbraucher wie die hunderten Startzüge oder die Anlagen, welche die gewonnene Stützmasse nach Wasserstoff und Helium trennen und aus dem Wasserstoff die Eisblöcke herstellen. Die Großverbraucher sind die Ionenstrahltriebwerke.

Müssen die Triebwerke auf der abgeschatteten Seite mit Strom versorgt werden? Wenn pro Sekunde etwa 129 t Restatmosphäre des Jupiter Widerstand verursachen, entwickelt dies 3.8 GN Verzögerung. Wenn diese Verzögerung nur auf dem sonnigen Teil des Rings kompensiert wird, entstehen Zugkräfte von 2 GN . Damit ist eindeutig klar, die Triebwerke auf der abgeschatteten Seite des Rings müssen versorgt werden.

	Mond	Erde 2100	Jupiterring
Länge des Rings (km)	10.915	40.006	452.000
Tag/Nacht Periode (Stunden)	709	24	3
Gesamter Strom (GW)	285	30.000	300.000

Tabelle 19: Strom von der Tagseite auf die Nachtseite leiten

Beim Mond ist es eine Kleinigkeit, 500 mm dicke Aluminiumleiter mit 5 MV und 40 kA . Bei der Erde ist die Überlegung, Stromspeicher oder Leitungen. Aber wenn man rechnet, dass von 300.000 GW etwa 200.000 GW umverteilt werden müssen, dann kommt man schon in sehr extreme Kombinationen. Etwa 1 GV mit 200 kA . Ein GV kann mehrere km Luft durchschlagen, dies können wir bei jedem Gewitter beobachten.

Eine 700 mm dicke Leitung aus Aluminium hat auf 226.000 km 16 Ohm Widerstand. Zwei dieser Leiter wären auch ohne Isolierung gleich 2.077 Tonnen in jedem Ringsegmentschiff.

Wie wäre es mit Akkus? Noch bevor ein Ringsegment in den Schatten des Jupiters gerät, ist die Photovoltaik so schräg zur Sonne, dass deutlich weniger Leistung kommt. Also rechnen wir pro Rotation mit 2 Stunden Speicherbedarf, 1.416 MWh . Die nächste Generation Lithiumakkus dürfte 400 Wh/kg haben. Sind 3.540 Tonnen Akkus. Die Nutzungsdauer von Akkus wird in Ladezyklen angegeben, der Ring rotiert in knapp unter 3 Stunden um den Jupiter, macht 8 Ladezyklen pro Tag. Auch ein extrem langlebiger Akku mit 20.000 Ladezyklen wäre dann nach nur 7 Jahren reif fürs Recycling.

Mit Schwungradscheiben? Mit 40 Wh/kg wären wir auf 35.540 Tonnen zusätzlichem Gewicht pro Ringsegmentschiff. Da kehren wir lieber zum Aluminium Ringleiter zurück. Vielleicht gelingt es so hohe Spannungen zu nutzen, dass die 700 mm Leitungen ausreichen, vielleicht ist schon bei 200 MV Schluss und zwei rechteckige 20 m hohe 100 mm breite Leiter mit 10.800 Tonnen werden nach dem Start zusätzlich an ein Ringsegmentschiff montiert, um die 200.000 GW mit 200 MV und 1 MA zu bewältigen. Warum so flach und rechteckig? Wegen der größeren Fläche zur Abstrahlung der Verlustleistung.

5.8 Kommt ein Eisblock geflogen

Wie übersteht ein Eisblock aus gefrorenen Wasserstoff die fast 13 Tage Flugzeit vom Ring des Jupiters zum Übernahmepunkt? Die Lagekorrekturtriebwerke drehen in den ersten Stunden den Block Richtung Sonne. Damit wird die von der Sonne beschienene Fläche von 8.000 m² auf 80 m² reduziert.

	Wasserstoff	Helium
Schmelzpunkt (K)	13,99	0,95
Schmelzwärme (J/kg)	58.036	3.448
Siedepunkt (K)	20,71	4,22
Verdampfungswärme (J/kg)	448.413	20.712
Spezifische Wärmekapazität (J/(kg·K))	14.304	5.192
Von 0,5 K bis Verdampfen (J/kg)	789.244	43.472
Verdampfung pro m ² und Stunde (kg)	0,23	4,18

Tabelle 20: Wie schnell verdampft Wasserstoff und Helium

Die Verdampfung ist nach der Sonneneinstrahlung beim Jupiter bemessen. Die Werte sind mit 100 % Absorption gerechnet, weil ich keine Angaben über die Reflexion von gefrorenen Wasserstoff fand. Auf dem Weg zum Übernahmepunkt dürften weniger als 0,3 % des Eisblocks verloren gehen.

Da Helium für den Versand als Eisblock völlig ungeeignet ist, wird im Ring Wasserstoff und Helium getrennt. Helium wird für die Triebwerke des Rings als bevorzugte Stützmasse verwendet.

Die 23,4 % Masseanteil von Helium an der Jupiteratmosphäre reichen nicht ganz zum Betrieb der Triebwerke, da muss noch etwas Wasserstoff dazu.

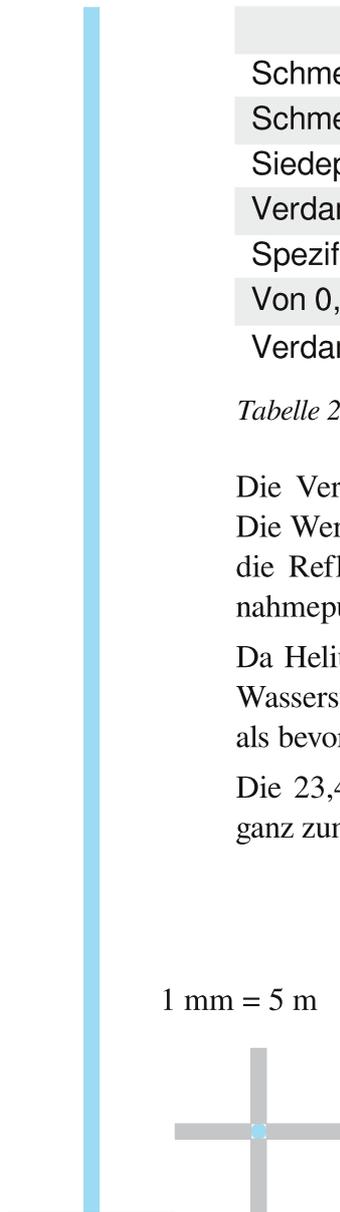


Bild 7: Eisblock mit Lagekorrekturtriebwerken

Seitenansicht Heckansicht
Am Heck sind 4 Stück 10 m x 50 m große Photovoltaikmodule zur Versorgung der Lagekorrekturtriebwerke. Diese liefern nahe dem Jupiter 20 kW.

5.9 Logistik der Stützmasseversorgung

Der Ring ist für das Verschieben der Erde allein deutlich überdimensioniert. Sicher ist sicher, von den nötigen Geschwindigkeitsänderungen her ist ein tiefes Jupiterorbit ein nur sehr aufwendig erreichbarer Punkt in unserem Sonnensystem.

	Ringsegment	Gesamter Ring
Ringsegmentschiffe ¹	1	452.000
Photovoltaikfläche (km ²)	200	98.400.000
Durchschnittliche Photovoltaikleistung (MW)	617	303.418.433
Schub mit 107,6 km/sek Ausstoßgeschw. (N)	8.373	3.784.802.464
Stützmasse Wasserstoff Helium (kg/sek)	0,078	35.175
Abbau nach allen Abzügen (kg/sek)	0,091	41.121

Tabelle 21: Leistungsdaten einzelner Ringsegmentschiffe und des Jupiterrings

Ein Teil des gerade gewonnen Materials muss zum Kompensieren der Bremswirkung eingesetzt werden. Wenn ein Startzug einen 4.000 Tonnen Eisblock zum Übergabepunkt um fast 17 km/sek beschleunigt, dann wirkt auf den Ring die gegenteilige Kraft ein. Auch diese muss kompensiert werden. Das Förderoptimum liegt bei 107,6 km/sek Ausstoßgeschwindigkeit der Triebwerke. Die Triebwerke zeigen leicht schräg nach unten, damit die Stützmasse wieder den Jupiter trifft.

1 mm = 5 m

Hier noch eine Abschätzung des Verkehrs rund um den Jupiter. Es wird angenommen, dass ein Zugschiff ein Jahr für die Annäherung an den Übernahmepunkt und dem Verlassen des Bereichs um den Jupiter benötigt.

Raumschiffe von und zum Übernahmepunkt	131.500
Eisblöcke vom Ring zum Übernahmepunkt	4.600
Container vom Abwurfpunkt zum Ring	1

Tabelle 22: Verkehrsdichte im Bereich des Jupiters

Analog zum Verfahren die Stützmasse für die Raumschiffe als Eisblock zum Übernahmepunkt zu befördern, gibt es auch ein Verfahren, wo Transportschiffe einen Container auf eine Bahn bringen, wo er von einem Startzug am Ring abgefangen wird. In einem Container von derselben Größe wie ein Eisblock könnten 10.000 Sets mit Lagekorrekturtriebwerken drinnen sein, welche dann an den Eisblöcken angebracht werden.

Bild 8: Container mit Kurskorrekturtriebwerken.

Zur Versorgung des Rings werden Container eingesetzt, die von einem Transportschiff auf eine elliptische Umlaufbahn gebracht werden, die im Perigee genau parallel zu einem Start/Landezug am Ring ist.

Der Container ist mit Kurskorrekturtriebwerken ausgestattet, die von 2 Stück 800 m x 50 m Photovoltaik versorgt werden. Beim Rendezvous Eisblock Zugschiff muss das Zugschiff die Kurskorrekturen durchführen. Da aber ein Schienenfahrzeug keine Kurskorrekturen durchführen kann, muss dies hier der Container machen.

1: Selber Rechengang wie für ein Schiff der Zugflotte, nur die Parameter auf 85 % statt 95 % des Stroms und 65 % statt 70 % Verwertung geändert

6 Der Mond soll bleiben, wo er ist

Soll, tut er aber nicht. Schon ganz ohne menschlichen Einfluss entfernt sich der Mond jedes Jahr um 38 mm von der Erde. Mit der Zugflotte kommt ein weiterer Einfluss auf die Mondumlaufbahn hinzu. Damit der Mond bleibt, wo er ist, müssen mehrere Kräfte kompensiert werden.

Da der Mond keine Atmosphäre hat, können die Triebwerke direkt auf der Oberfläche installiert werden. An jedem Punkt des Mondorbits müssen die bahnverändernden Kräfte sofort kompensiert werden.

6.1 Die Gezeitenkräfte beschleunigen den Mond

Eine Schlüsselaussage im Abschnitt 2 war, dass wenn man im Orbit beschleunigt, wird man dabei langsamer und kommt dafür in ein höheres Orbit. Der Mond kommt jedes Jahr in ein um 38 mm höheres Orbit, weil er von den Gezeitenkräften beschleunigt wird.



Bild 9: Wie die Gezeitenkräfte den Mond beschleunigen.

Stark überzeichnet wird hier der durch die schnelle Rotation der Erde vorausseilende Flutberg gezeigt. Anton Petrov „Why Is Moon Moving Away From Earth?“

Um diese Beschleunigung des Mondes durch den Gezeiteneffekt der Erde zu kompensieren¹, ist ein Schub von 107 MN gegen die Flugrichtung des Mondes notwendig.

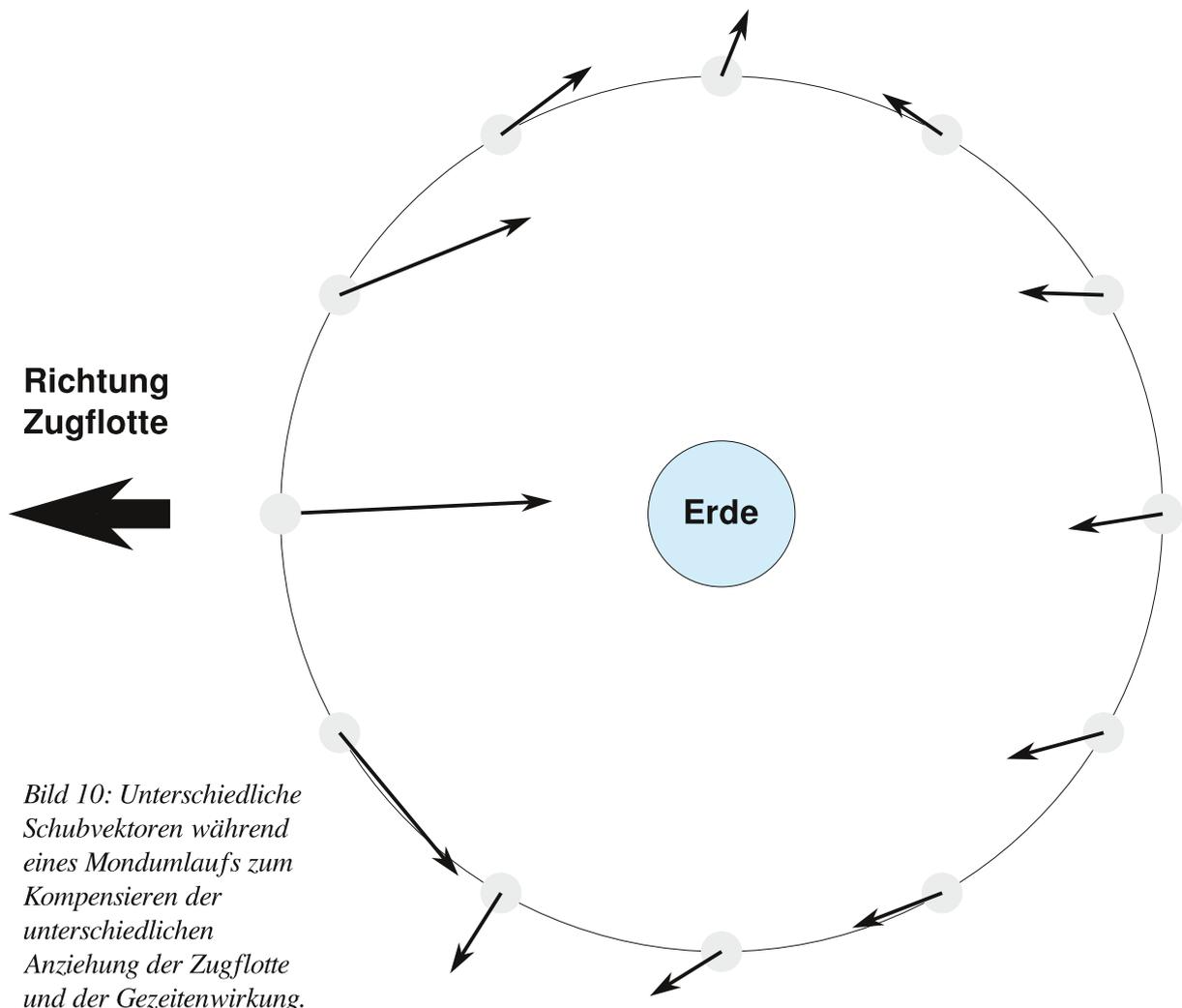
1: Damit die Geschwindigkeitsdifferenz schon in den ersten Nachkommastellen sichtbar wird, berechnen wir die Orbitgeschwindigkeit für Heute und in einer Million Jahren mit einem 38 km höheren Orbit. Zur Vereinfachung der Rechnung als kreisförmiges Orbit.

$$\begin{array}{l}
 \sqrt{\begin{array}{l} \text{Gravitations-} \\ \text{konstante} \\ 6,674080 \cdot 10^{-11} \end{array}} \cdot \begin{array}{l} \text{Masse der Erde} \\ 5,972370 \cdot 10^{24} \text{ kg} \end{array} \\
 \hline
 \begin{array}{l} \text{Mondorbit heute} \\ 384.399.000 \text{ m} \\ \text{in 1 Million Jahren} \\ 384.437.000 \text{ m} \end{array} = \begin{array}{l} \text{Orbit-} \\ \text{geschwindigkeit} \\ \text{heute} \\ 1018,305 \text{ m/sek} \\ \text{in 1 Million Jahren} \\ 1018,255 \end{array}
 \end{array}$$

Masse vom Mond $7,342000 \cdot 10^{22} \text{ kg}$	•	Geschwindigkeits- differenz der Orbits $0,0503289 \text{ m/sek}$			
			=		
1.000.000	•	Sekunden im durchschnittlichen gregorianischen Jahr $31.556.952$			
			=	Schub zum Kompensieren $117.094.479 \text{ N}$	

6.2 Kompensieren ungleicher Kräfte der Zugflotte

Das Aufstellungsgebiet der Zugflotte ist immer 1 Million km in Richtung der Flugrichtung der Erde um die Sonne. Da aber der Mond um die Erde kreist, ist Richtung und Entfernung zur Zugflotte unterschiedlich. Um eine Deformierung des Mondorbits zu vermeiden, müssen die Differenzen kompensiert werden. Zu diesem muss noch der Schubvektor zum Kompensieren der Gezeitenkräfte addiert werden. Der Schubbedarf reicht von 474 MN bis 2.502 MN.



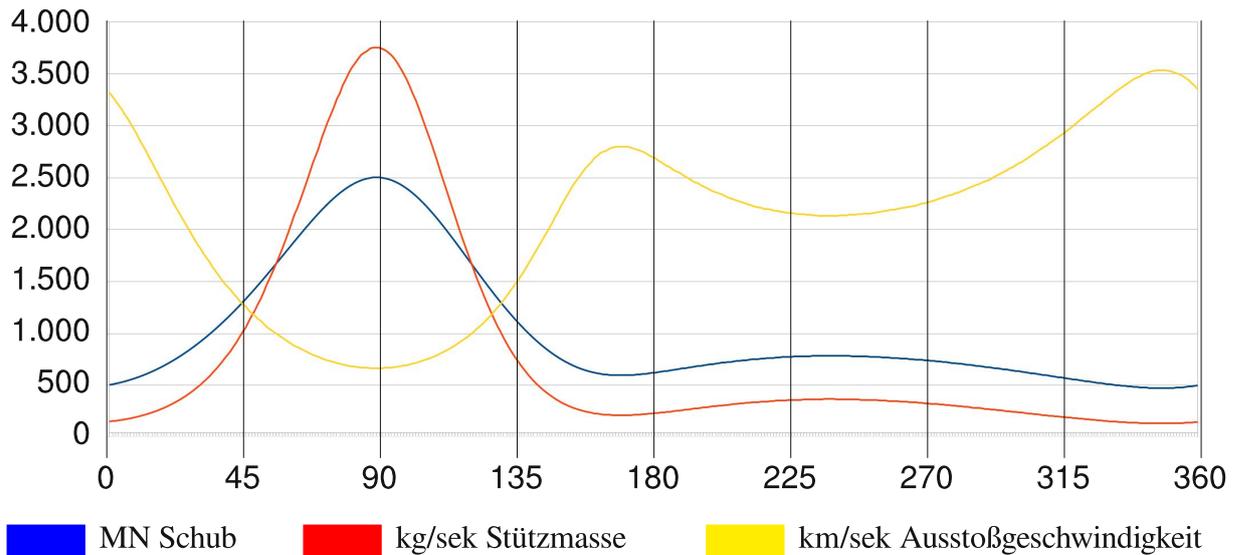


Tabelle 23: Triebwerksdaten für die Kräftekompensierung während eines Mondumlaufs

Unter der Annahme, dass 840 TW Strom zur Verfügung stehen, ist der maximal nötige Schub von 2.502 MN nur mit 3.751 kg/sek Stützmasse möglich, weil die verfügbare Energie für nur 667 km/sek Ausstoßgeschwindigkeit reicht.

Um den Stützmassebedarf zu berechnen, wurde ein ganzer Mondorbit gerechnet¹.

- 1: Für die Rechnungen wird ein Koordinatensystem in m verwendet, BW bedeutet Bahnwinkel, um jede Position des Mondes während eines Orbits um die Erde zu erhalten.

$$\overrightarrow{\text{Position Zugflotte}} = \begin{pmatrix} 0 \text{ m} \\ 0 \text{ m} \end{pmatrix}$$

$$\overrightarrow{\text{Position Erde}} = \begin{pmatrix} 1.000.000.000 \text{ m} \\ 0 \text{ m} \end{pmatrix}$$

$$\overrightarrow{\text{Position Mond}} = \begin{pmatrix} 1.000.000.000 + 384.399.000 \cdot \sin(\text{BW}) \text{ m} \\ 384.399.000 \cdot \cos(\text{BW}) \text{ m} \end{pmatrix}$$

$$\overrightarrow{\text{Gravitation Zugflotte auf Erde}} = \begin{pmatrix} -2,077982 \cdot 10^{-14} \text{ m/sek}^2 \\ 0 \text{ m/sek}^2 \end{pmatrix}$$

$$\overrightarrow{\text{Gezeitenwirkung auf Mond}} = \begin{pmatrix} -\cos(\text{BW}) \cdot 1,594858 \cdot 10^{-15} \text{ m/sek}^2 \\ -\sin(\text{BW}) \cdot 1,594858 \cdot 10^{-15} \text{ m/sek}^2 \end{pmatrix}$$

$$\overrightarrow{\text{Kompensation}} = \frac{\overrightarrow{\text{Gravitation Zugflotte auf Mond}} - \overrightarrow{\text{Gravitation Zugflotte auf Erde}}}{\overrightarrow{\text{Gezeitenwirkung auf Mond}}}$$

Um von einer Beschleunigung in m/sek^2 auf einen Schub in Newton zu kommen, muss nur noch mit der Masse des Mondes multipliziert werden:

$$\overrightarrow{\text{Schub für Kompensation}} = \overrightarrow{\text{Kompensation}} \cdot \text{Masse vom Mond}$$

Der Durchschnitt über das gesamte Mondorbit ist zum Glück nur 838 kg/sek. Bei dem Bedarf wird alle 79 Minuten ein Transporter mithilfe des Mond Äquator Linearmotorsystems landen und 4.000 Tonnen Stützmasse vom Jupiter liefern. Ebenso muss ein Transporter alle 79 Minuten seine Reise zum Übernahmepunkt beim Jupiter antreten. Einige dieser Transporter werden einen Container mit 10.000 Lagekorrekturtriebwerken transportieren, welche an den Eisblöcken dran gesteckt werden oder andere Güter für den Jupiterrig.

6.3 Kann bei der Kräftekompensation gekürzt werden?

Wenn in einer Gleichung einmal mit derselben Zahl multipliziert und dividiert wird, dann kann man kürzen. Die Zugflotte ist zwar immer 1 Million km in Richtung der Flugbahn der Erde, aber während die Erde um die Sonne kreist, wechselt diese Richtung um 360 Grad.

Das wirft die Frage auf, kann man bei der Kräftekompensation kürzen oder nicht? Da ich mir nicht zutraue diese Frage richtig und vor allem auch gut begründet zu beantworten, lasse ich es bei dem etwas aufwendigeren Szenario ohne Kürzen.

6.4 Christo hat den Mond erwischt

Maximal notwendiger 2.502 MN Schub sind 2 % des Schubs der gesamten Zugflotte. Bei der Zugflotte wären dafür 800.000 Zugschiffe mit 60 Millionen km² Photovoltaik zuständig.

Entweder wir beschäftigen uns jetzt mit fantastischen Einrichtungen zur drahtlosen Energieübertragung über Millionen von Kilometern im Petawattbereich oder wir packen große Teile des Mondes in Photovoltaik ein.



Bild 11: Erde und Mond vom Lagrange-Punkt¹ 1 fotografiert.

Photo NASA 2015: From a Million Miles Away, NASA Camera Shows Moon Crossing Face of Earth

1: Wikipedia
Lagrange-Punkte

Der Mond sieht nur von der Nachtseite der Erde aus betrachtet strahlend hell aus. Im direktem Vergleich mit der Erde ist der Mond sehr dunkel. Dabei ist die hier (Bild Vorderseite) sichtbare erdabgewandte Seite heller, als die Seite, die wir von der Erde aus sehen.

Daher wird sich durch die Photovoltaik Oberfläche kaum etwas am Aussehen ändern, welches von der Erde aus mit dem bloßen Auge wahrnehmbar ist.

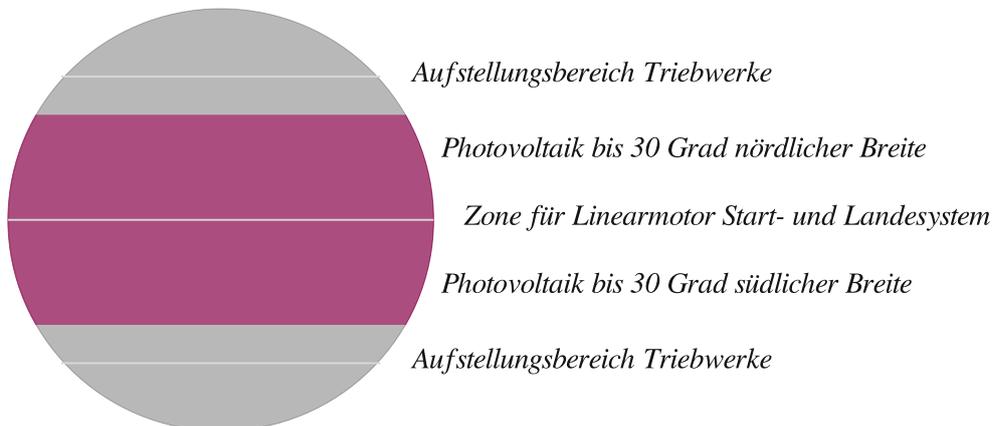


Bild 12: Einteilung der Mondoberfläche

Eine Idee dafür wäre die Photovoltaik auf 20 m hohen Säulen in einem Raster mit 100 m Abstand aufzuständern. Damit bleibt die Oberfläche darunter nutzbar. Nach der Standardannahme für diese Arbeit haben 1 ha Photovoltaik nur 2.000 kg Masse. Macht am Mond nur 3.240 N Druck.

Die Triebwerke müssen schwenkbar sein, unter $1,62 \text{ m/sek}^2$ Schwerkraft an der Mondoberfläche ist daher eine beträchtlich geringere Länge als bei der Zugflotte möglich. Deswegen nur 100 m mit 450 MW pro Stück. 840 TW erfordern so 1,87 Millionen Triebwerke. Bei pro ha ein Triebwerk sind dies nur 18.700 km^2 .

6.5 Wir brauchen einen zweiten Mond zur Stabilisierung der Erdrotation

Bleibt noch das Problem übrig, dass die Rotation der Erde¹ abnimmt. Auch mit dem Kompensieren der Gezeitenwirkung von der Erde auf den Mond wirkt die Kraft immer noch auf die Erde und verzögert die Rotation.

Nicht jeder Mond driftet weg. Der Mond Phobos² kommt den Mars immer näher. Der Unterschied ist, Phobos umkreist den Mars schneller als der Mars rotiert. Da tritt dann der gegenteilige Effekt mit den Gezeiten ein, an denen offensichtlich nicht nur Wasser beteiligt ist.

Da es dafür wohl keine einfachen Formeln gibt und für eine Simulation wohl die Rechenleistung von Supercomputern notwendig ist, hinterlasse ich hier nur einen Themenvorschlag für eine Studie:

«Wir brauchen einen zweiten Mond. Wie die Erdrotation durch das Platzieren eines künstlichen Himmelskörpers deutlich niedriger als im geostationäre Orbit konstant gehalten werden kann.»

1: Wikipedia Erdrotation

2: Wikipedia Phobos verliert pro Jahr 20 mm Höhe

7 Kollisionsschutz

Diese Arbeit behandelt einen Zeitraum von über 6 Milliarden Jahre. Der letzte katastrophale Meteoriteneinschlag war vor nur 66 Millionen Jahren. Was wäre, wenn Heute ein Astronom einen ähnlich großen Meteoriten entdeckt, der in 3 Jahren einschlagen wird? Die heutige Menschheit wäre in dieser Situation ebenso hilflos wie die Dinosaurier vor 66 Millionen Jahren. Dieser Einschlag war aber kein Einzelfall.

Es gibt noch größere Einschlagkrater, es gibt eine Liste von umstrittenen Strukturen¹, wo sich die Wissenschaft noch nicht einig ist, ob es sich wirklich um einen Einschlagkrater handelt, mit bis zu 600 km Durchmesser.

Ein nicht Handeln bei der Verschiebung der Erdumlaufbahn hat erst in ferner Zukunft Folgen, keine Möglichkeit einen größeren Meteoriten abzuwehren, kann aber unmittelbar Folgen haben. Die Fähigkeiten der Zugflotte in der Bahnbeeinflussung von Meteoriten könnte daher ein wesentliches Argument für das Projekt sein.

7.1 Die im Dunkeln sieht man nicht

Die Erkennbarkeit von Objekten in unserem Sonnensystem, aber weit weg von der Sonne, nimmt mit der vierten Potenz der Entfernung zur Sonne ab. Das von der Sonne kommende Licht nimmt mit dem Quadrat der Entfernung ab. Dann wird dieses Licht reflektiert und nimmt mit dem Quadrat der Entfernung zur Erde ab. Ein 100 Milliarden km entferntes Objekt ist nur noch 1/10.000 so gut erkennbar, wie ein Objekt in 10 Milliarden km Entfernung.

«Die Oortsche Wolke, ist eine hypothetische und bisher nicht nachgewiesene kugelschalenförmige Ansammlung astronomischer Objekte im äußersten Bereich des Sonnensystems.»

https://de.wikipedia.org/wiki/Oortsche_Wolke

«Neun ist der vorläufige Name eines hypothetischen planetenartigen Himmelskörpers, der im äußeren Sonnensystem weit außerhalb der Umlaufbahn des Planeten Neptun vermutet wird.»

https://de.wikipedia.org/wiki/Planet_Neun

Die Rückrechnung der Flugbahn von Oumuamua² ergab, dieses Objekt von außerhalb unseres Sonnensystems, war bis auf 24 Millionen km an die Erde herangekommen. Es wurde erst Oktober 2017 entdeckt, nachdem es sich schon wieder auf 33 Millionen km entfernt hatte.

Wenn jetzt gerade ein 100 km großes Objekt in 10 Milliarden km Entfernung genau auf die Erde zusteuern würde, wir könnten es nicht registrieren. Die Sichtbarkeit wäre wesentlich geringer als die von Oumuamua.

Versichern beruhigt, daher untersuchen wir jetzt die Qualitäten der Zugflotte als Kollisionsschutzversicherung³.

1: Wikipedia Liste der Einschlagkrater der Erde

2: Wikipedia Oumuamua

3: Wikipedia Planetare Verteidigung (Vermeidung von Asteroideneinschlägen)

7.2 Methoden der Bahnbeeinflussung

Es gibt verschiedene Theorien zur Bahnbeeinflussung von Meteoriten. Diese kann man in drei Gruppen einteilen:

- 1.) Fernwirkung von der Erde aus durch Energiestrahlen.
- 2.) Ein Raumschiff fliegt dem Objekt entgegen und unternimmt im Vorbeiflug bahnbeeinflussende Maßnahmen. Zum Beispiel einige Wasserstoffbomben zünden.
- 3.) Ein Raumschiff landet auf dem Objekt und dann beginnen die bahnbeeinflussenden Maßnahmen. Zum Beispiel ein Triebwerk installieren oder ein tiefes Loch bohren, in welches eine Wasserstoffbombe versenkt wird.

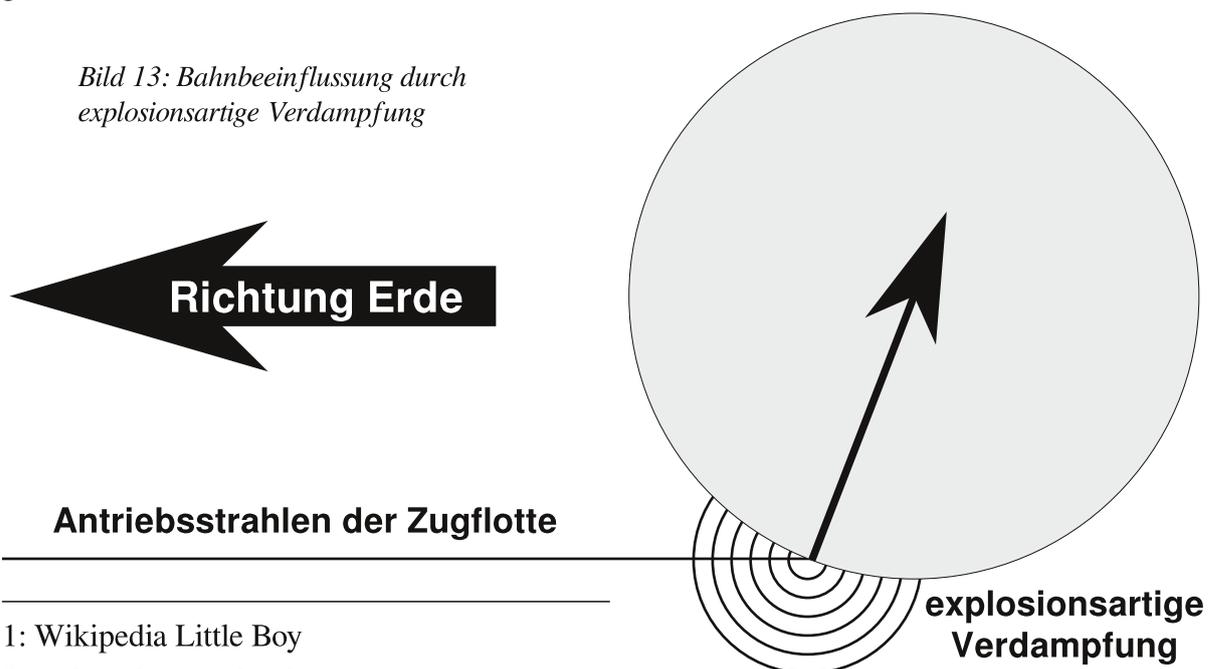
Es gibt einige bekannte gefährliche Objekte, die immer wieder die Erdbahn kreuzen und irgendwann einmal einschlagen könnten. Das größere Gefahrenpotential dürften aber Objekte aus dem interstellaren Raum sein, deren Anflug erst sehr spät entdeckt wird, wo Gegenmaßnahmen unverzüglich nach der Bahnvermessung starten müssen. Damit scheiden alle Methoden aus, wo man dem Objekt erst zeitaufwendig entgegenfliegen muss.

7.3 Antriebsstrahlen zur Bahnbeeinflussung

Jedes Triebwerk der Zugflotte beschleunigt Ionen mit 4,5 GW. 40 Millionen Schiffe mit jeweils 4 Triebwerken machen 720 PW, so viel wie die Explosion von 172 Millionen Tonnen TNT pro Sekunde. Das sind über 10 Tausend Hiroshima¹ oder 3 Zar Bomben² pro Sekunde. Am Ziel soll eine explosionsartige Verdampfung die Flugbahn des Objekts ändern.

Essenziell ist dabei die Wirkung, welche Senkrecht zur Flugrichtung des Objekts entsteht. Es macht keinen Unterschied, ob das Objekt mit 30.000 m/sek oder 29.999 m/sek in die Erde einschlägt, 1 m/sek senkrecht zur Flugrichtung bewirken hingegen innerhalb von 80 Tagen, ob die Erde genau in der Mitte getroffen wird, oder das Objekt an der Erde vorbeifliegt.

Damit der durch die explosionsartige Verdampfung resultierende Schubvektor möglichst nahe dem rechten Winkel zur Flugrichtung kommt, muss das Objekt möglichst nahe am Rand getroffen werden.



1: Wikipedia Little Boy

2: Wikipedia Zar Bombe 57 Mt TNT

7.4 Abschätzung der Wirkung

Jetzt muss geschätzt werden. Die Antriebsstrahlen treffen die Oberfläche, erhitzen die Oberfläche und das Material, ja welches Material denn eigentlich, verdampft.

Die Oberfläche von unserem Mond besteht zu einem großen Teil aus SiO_2 ¹ und Al_3O_2 ². Wenn das anfliegende Objekt eine ähnliche Zusammensetzung hat, dann nützt ein bisschen erhitzen überhaupt nichts. Da nützen 1.000 Grad nichts, da wird dieses Material nicht einmal flüssig. Da nützen 2.000 Grad nichts, da wird erst das SiO_2 endlich flüssig.

SiO_2 hat einen Siedepunkt von 3.220 Kelvin, Al_3O_2 3.250 Kelvin. Es genügt da auch nicht, wenn die Oberfläche sanft zu verdampfen anfängt. Alles, was nicht über die Fluchtgeschwindigkeit hinaus beschleunigt wird, fällt zurück und hat keinen Einfluss auf den Kurs.

Nach längerem herumräteln über die Schätzmethode, habe ich mich zu einer sehr simplen Schätzmethode entschlossen: für wie viele kg Materie reicht die Energie vom Antriebsstrahl aus, um diese auf 10 km/sek zu beschleunigen. Die Hälfte davon wird als wirksamer Schub angenommen. Das macht 10.000 Joule pro Newton Schub oder 72 TN Schub für 720 PJ.

Das ist deutlich mehr als der Schub der Zugflotte, weil hier wird die als Stützmasse verwendete Oberfläche des Objekts durch explosionsartige Verdampfung auf nur 10 km/sek gebracht.

Wenn von den 72 TN Schub 60 TN senkrecht zur Flugbahn wirken, dann kann die Flugbahn von einem Objekt mit der Masse von Ceres in 181 Tagen um 1 m/sek geändert werden.

7.5 Möglichst wenig Streuung der Antriebsstrahlen

Die Wirksamkeit des Systems steigt mit dem Quadrat der Entfernung, in der eine brauchbare Bündelung der Antriebsstrahlen erzielt werden kann. Bei einer zehnfach größeren Entfernung ist eine Veränderung der Richtung zehnmal länger wirksam und es kann zehnmal länger auf das Objekt eingewirkt werden.

Die 1 km langen Triebwerke der Zugschiffe sollten schon eine gute Grundlage für eine sehr enge Bündelung bieten. Die Frage dabei ist, bis zu welcher Entfernung man einen Streukreis von 100 km Durchmesser halten kann. Zwischen 100 Millionen und 10 Milliarden km besteht immerhin ein Unterschied von 1 : 10.000 in der Leistungsfähigkeit zur Bahnbeeinflussung.

Damit sind wir leider für den Rest dieses Abschnitts auf 2 Schätzungen angewiesen, welche dramatische Auswirkungen auf die Rechenergebnisse haben. Zwischen 30.000 Jule pro Newton und Bündelung 1 : 1.000.000 und 3.000 Jule pro Newton und Bündelung 1 : 100.000.000 liegen fünf Größenordnungen in der Kapazität zum Kollisionsschutz.

Auf einen Streukreis von 100 km Durchmesser kommen 91 MW pro m^2 . Aber das Objekt soll ja möglichst nah am Rand getroffen werden, durch den schrägen Einfallswinkel ist die effektive Fläche viel größer, die Leistung pro m^2 geringer.

Falls dann die Leistung für eine explosionsartige Verdampfung nicht mehr ausreicht, gibt es eine weitere Option:

1: Wikipedia Siliciumdioxid

2: Wikipedia Aluminiumoxid

7.6 Zeitliche Konzentration

Mit einer zeitlichen Konzentration kann die Energiedichte noch beträchtlich gesteigert werden. Nehmen wir an, das Objekt ist in einer Milliarde km Entfernung. Zuerst werden die Triebwerke auf 10.000 km/sek eingestellt, 100.000 Sekunden bis zum Ziel. Dann werden die Triebwerke allmählich auf höhere Geschwindigkeiten eingestellt, immer so, dass die abgestrahlte Materie zum gleichen Zeitpunkt im Ziel ankommt. 96.000 Sekunden später werden die Triebwerke auf 250.000 km/sek eingestellt, nur 4.000 Sekunden bis zum Ziel.

Unter $6,9 \cdot 10^{22}$ Joule können sich wohl die wenigsten etwas vorstellen, es ist so viel, wie auf einer Fläche mit 100 km Durchmesser alle 6 m^2 eine Hiroshima Bombe.

Durch diesen Trick kann bei sehr großen Objekten die Bahnbeeinflussung schon viel früher beginnen, wo eine kontinuierliche Bestrahlung zu schwach für eine explosionsartige Verdampfung wäre.

7.7 Abwehr muss auch Jupiter schützen

Jupiter zieht mit seiner 318 fachen Masse solche Unglücksfälle im wahrsten Sinn des Wortes viel stärker als die Erde an. Als Ziel bietet er die 126 fache Fläche der Erde. Einschläge können die Atmosphäre in die Höhe schleudern und den Ring so zum Absturz bringen.

Für kleine Objekte reicht es aus einen Teil der Triebwerke des Rings zu verwenden. Diese können ergänzt werden durch Schiffe der Zugflotte, die nach der Übernahme neuer Stützmasse nicht zur Erde zurückfliegen, sondern an der Bahnbeeinflussung eines Objekts teilnehmen.

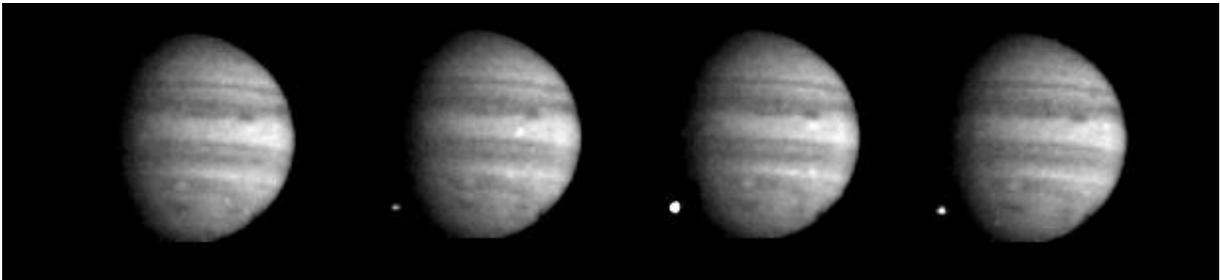


Bild 14: Einschlag von Shoemaker-Levy 9 am Jupiter. «These four images of Jupiter and the luminous night-side impact of fragment W of Comet Shoemaker-Levy 9 were taken by the Galileo spacecraft on July 22, 1994.

The spacecraft was 238 million kilometers from Jupiter at the time, and 621 million kilometers from Earth. The spacecraft was about 40 degrees from Earth's line of sight to Jupiter, permitting this direct view. The images were taken at intervals of $2 \frac{1}{3}$ seconds, using the green filter (visible light).» Jet Propulsion Laboratory

Dieses Foto hat das Raumfahrzeug Galileo vom Einschlag von einem der Fragmente von Shoemaker-Levy 9 gemacht. Die Leuchterscheinung vom Einschlag hat etwa 8.000 km Durchmesser. Ein Einschlag wie dieser könnte den Ring zum Stützmasse sammeln abstürzen lassen.

7.8 Aktuelle Kollisionswarnungen mit anderen Galaxien

Ursprünglich war dieser Abschnitt als „Kollision mit Andromeda“ geplant, aber dann kam Anfang Jänner 2019 überraschend noch die Kollisionswarnung mit der großen Magellanschen Wolke dazu:

«Here, we show that the LMC is on a collision course with the MW with which it will merge in $2.4+1.2-0.8$ Gyr (68 per cent confidence level).»

Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, Volume 483, Issue 2, 21 February 2019, Pages 2185–2196 Marius Cautun Alis J Deason Carlos S Frenk Stuart McAlpine

«The Milky Way is destined to get a major makeover during the encounter, which is predicted to happen four billion years from now. It is likely the sun will be flung into a new region of our galaxy, but our Earth and solar system are in no danger of being destroyed.»

NASA 2012: NASA's Hubble Shows Milky Way is Destined for Head-On Collision

Mit Andromeda kommen viele Objekte, die nicht an ein Sonnensystem gebunden sind, mit 300 km/sek auf uns zu. Die Möglichkeiten zur Bahnbeeinflussung sinken mit dem Quadrat der Geschwindigkeit. Sonnen aus Andromeda können nahe, damit können auch 100 Milliarden km gemeint sein, an Sonnen der Milchstraße vorbeifliegen, so können weitere Objekte aus diesen Sonnensystemen gelöst werden und irgendwo herumfliegen.

Bei den großen Zeiträumen, gewinnt der Spruch „Das ist so unwahrscheinlich wie ein Lotto 6er“ völlig neue Bedeutung: Wenn jede Woche nur ein einziger Typ abgegeben wird, dann besagt die Wahrscheinlichkeitsrechnung¹, dass in 6 Milliarden Jahren über 35 Tausend Lotto 6er bei 6 aus 45 zu erwarten sind.

Jetzt untersuchen wir die Kapazität der Zugflotte in der Bahnbeeinflussung. Die Annahmen dabei sind: Bei der explosionsartigen Verdampfung werden 10.000 Jule für 1 Newton Schub benötigt, 80 % des Schubs werden senkrecht zur Flugrichtung umgesetzt, die Bündelung der Antriebsstrahlen ist 1:10.000.000. Die Bahnbeeinflussung startet, wenn die Antriebsstrahlen der Flotte eine Streuung von 1/3 von dem Durchmesser des Objekts haben.

Als erstes Beispiel nehmen wir den Größten vermuteten bisherigen Unfall der Erde:

«Seit Mitte der 1980er Jahre hat sich die Ansicht durchgesetzt, dass der Mond nach einem exzentrischen Zusammenstoß der Proto-Erde mit einem etwa marsgroßen Körper, Theia genannt, entstanden ist.»

https://de.wikipedia.org/wiki/Entstehung_des_Mondes

Das war kein Einzelfall, auch der Uranus hatte eine schwere Kollision:

«We verify the results from the single previous study of lower resolution simulations that an impactor with a mass of at least $2 M_{\oplus}$ can produce sufficiently rapid rotation in the post-impact Uranus for a range of angular momenta.»

J. A. Kegerreis: The Astrophysical Journal, Volume 861, Number 1

1: Quelle Google „Wahrscheinlichkeit 6 aus 45“

	Ein Objekt wie Theia, so groß wie Mars.	Ein Objekt so groß wie Ceres aus Andromeda	Ein Objekt so groß wie Vesta aus Andromeda
Gewicht (kg)	$6,417 \cdot 10^{23}$	$9,393 \cdot 10^{20}$	$2,598 \cdot 10^{20}$
Durchmesser (km)	6.779	946	525
Geschwindigkeit (km/sek)	30	300	300
Schiffe der Zugflotte	40.000.000	53.000.000	53.000.000
Schub (GN)	72.000	95.400	95.400
Start Bahnbeeinflussung (Gm)	22.597	3.153	1.751
Zeit bis zur Erde (Tage)	8.718	122	68
Erzielte Bahnabweichung (km)	25.462	4.489	5.006

Tabelle 24: Drei Objekte an den Grenzen der Möglichkeiten

Dies ist eine grobe Schätzung, weil besonders die Bündelung einen sehr großen Einfluss auf das Ergebnis hat. Die erzielbare Bahnabweichung steigt mit dem Quadrat der Bündelung, weil dann der Start der Bahnbeeinflussung schon in einer doppelt so großen Entfernung beginnen kann.

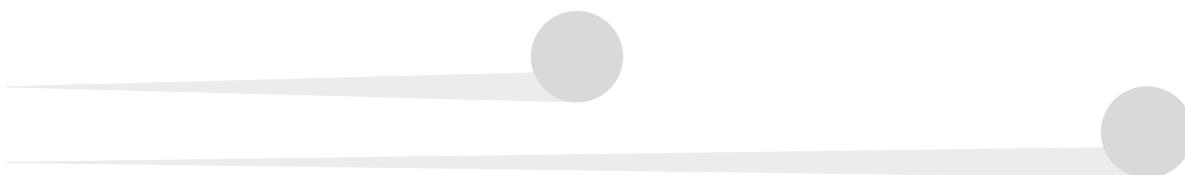


Bild 15: Bessere Bündelung der Triebwerksstrahlen verbessert die Reichweite. Die Bahnbeeinflussung startet, wenn die Streuung der Triebwerksstrahlen 1/3 des Durchmessers des Objektes hat. Eine doppelt so gute Bündelung ermöglicht dies bereits in der doppelten Entfernung.

7.9 Versichern beruhigt, Ihre Planetenkollisionsschutzversicherung

Schon mit den ersten Prototypen von Zugschiffen wird eine Kapazität in der Meteoritenabwehr erreicht, die alle bisherigen Studien dazu übertrifft. Während des Aufbaus der Zugflotte wird schnell eine Kapazität erreicht, die alles abwehren könnte, was in der letzten Milliarde Jahre auf der Erde eingeschlagen ist.

Die voll ausgebaute Zugflotte könnte sogar den Zusammenstoß mit einem Objekt mit der Masse vom Theia verhindern. In der derzeit wahrscheinlichsten Theorie zur Entstehung des Mondes, wird so ein Zusammenstoß angenommen.

8 Zeitplan

Wann kann damit angefangen werden? Wann kann das gesamte System im Einsatz sein? Hier der Versuch für einen realistischen Zeitplan:

2030 Erste permanent besetzte Forschungsstation auf dem Mond

2060 Ein Prototyp für ein Schiff der Zugflotte wird in der Erdumlaufbahn zusammen gesetzt. Ziel ist es Daten über die Nutzungsdauer und den Serviceaufwand der Komponenten zu gewinnen.

2100 Die Tests werden auf 20 Schiffe ausgeweitet. Diese werden in der Erdumlaufbahn zusammen gebaut.

2200 Der erste Prototyp geht beim Stützmasse Tanken am Jupiter verloren.

2250 Von 10 Schiffen der 2. Testserie überleben 5 das Stützmasse Tanken am Jupiter.

2280 Eine 500 km lange Linearmotor Schiene wird am Mond in Betrieb genommen. Die Produktion von Schiffen am Mond läuft an. Nach der Auswertung der Erfahrungen mit den 20 Testschiffen und zahlreichen Verbesserungen geht man von durchschnittlich 1.000 Jahren Einsatzdauer aus.

2400 Die Jahresproduktion am Mond sind 1.000 Schiffe. Die prognostizierte durchschnittliche Einsatzdauer soll bereits 2.000 Jahre sein.

2420 Das Linearmotor System wird zu einem geschlossenen Ring um den Äquator des Mondes ausgebaut. Erste Landungen von Transportschiffen mit dem Ringsystem.

2500 Der erste Prototyp eines Ringsegmentschiffs startet zum Jupiter

2600 Die Daten von 100.000 Schiffen ermöglicht die Perfektionierung aller Komponenten. 10.000 Jahre Einsatzdauer sollen jetzt erreichbar sein.

2700 Die Produktion der Industriezone Mond ist jetzt 5.000 Schiffe pro Jahr.

2800 Die 30.000 jeweils 1 km lange Ringsegmentschiffe befördern erstmals einen 4.000 Tonnen schweren Eisblock mit einer Linearmotorschienen in ein elliptisches Orbit um den Jupiter. Am höchsten Punkt der Orbits wird der Eisblock von einem Zugschiff als Stützmasseverrat übernommen.

3100 Der Ring rund um den Jupiter wird mit 452.000 Ringsegmentschiffen geschlossen.

6000 Das Kompensieren von Einflüssen auf die Mondumlaufbahn beginnt.

14000 Erstmals werden 311 Milliarden Tonnen Gesamtmasse der Zugflotte im Aufstellungsbereich erreicht.

15000 Die Produktion ist auf 1.000 Stück pro Jahr gefallen. Dafür gibt es am Mond jährlich 5.000 Landungen und Starts zur Generalüberholung.

16000 Die Bauarbeiten an einem künstlichen Mond zur Stabilisierung der Erdrotation beginnen.

90000 Nur noch 100 Stück Produktion und 1.000 Landungen und Starts pro Jahr für eine Generalüberholung.

8.1 Budget

Was darf ein Projekt kosten, wo der Nutzen erst beträchtlich weit in der Zukunft liegt? Der Nutzen in der Gegenwart ist nur der Meteoritenschutz und ein Symbol für eine geeinte Menschheit, die Dokumentation des Anspruchs eine langlebige echte Zivilisation zu sein.

Das Schlagwort für das Budgetziel könnte ein EUR, eine Tonne, ein Jahr sein. Dies wären 311 Milliarden EUR Budget pro Jahr, Gerade mal die Hälfte des US-Militärbudgets, aber nicht auf 327 Millionen US-Bürger, sondern auf vielleicht 10 Milliarden Menschen aufgeteilt.

Dieses Budgetziel lässt sich nur mit extrem niedrigen Produktionskosten erreichen, für welche ein weiterer technischer Fortschritt der Menschheit und die Industriezone Mond notwendig sind.

9 Erforderliche Schlüsselfähigkeiten der Menschheit

Im Zuge der Arbeit haben sich 6 Schlüsselfähigkeiten herauskristallisiert, die für das Erreichen des Ziels, eine langlebige Zivilisation zu sein, unabdingbar erforderlich sind.

9.1 Extrem leichte und langlebige Photovoltaik

Jede Verbesserung der Photovoltaik in Richtung weniger Gewicht und höheren Wirkungsgrad erleichtert die Operation. Höhere Ausstoßgeschwindigkeit der Ionenstrahltriebwerke, längere Verweildauer zum Ziehen der Erde, weniger Versorgungsflüge zum Auffüllen der Stützmassevorräte, kürzere Flugzeiten.

Es ist logistisch nicht möglich, dass die Schiffe der Zugflotte alle paar Jahre irgendwohin zum Service fliegen. Es muss daher möglich sein Photovoltaik an Bord zu recyceln und immer wieder aufs neue zu verwenden.

9.2 Extrem hohe Leistung von Ionenstrahltriebwerken

Bei dem 10.000 Tonnen Zugschiff sind 3.000 Tonnen für Hauptkörper und Triebwerke vorgesehen. Auch wenn da 1.800 Tonnen für die Triebwerke übrig bleiben sollten, jedes kg Triebwerk muss da 10 kW verarbeiten können.

9.3 Massenproduktion von Raumschiffen in der Industriezone Mond

Das Budgetziel 1 EUR, 1 Tonne, 1 Jahr ist auf der Erde unerreichbar. Wesentlich höhere Kosten werden politisch nicht durchsetzbar sein.

9.4 Mondäquator Linearmotor Start- und Landesystem

Ionenstrahltriebwerke haben viel zu wenig Schub für Start oder Landung auf dem Mond. Für die Menge der nötigen Starts und Landungen können chemische Triebwerke nicht mit Treibstoff versorgt werden. Das Linearmotor System ist essenziell für die Aufgabe.

9.5 Stützmasse holen von den Gasplaneten

In Orbit um einer der Gasriesen Jupiter, Saturn, Uranus oder Neptun Stützmasse für die Triebwerke sammeln. Für eine ausreichende Menge ist ein Ring um den Jupiter notwendig, um Stützmasse zu gewinnen und diese über ein Linearmotor Start- und Landesystem an einen Abholpunkt zu befördern.

9.6 Extrem langlebige sich selbst recycelnde Technik

An das Budgetziel ein EUR, eine Tonne, ein Jahr ist nur mit sehr langlebiger Technik, die sich immer wieder selbst an Bord der Zugschiffe erneuert, zu denken.

Resümee

Schon bei meinen ersten Nachforschungen vor der Einreichung des Themas fiel mir ein großer Mangel an Arbeiten dazu auf. Etwa da kommt alle 6.000 Jahre ein Objekt mit 10^{19} kg Gewicht nahe an der Erde vorbei¹, der Mond geht dabei eventuell verloren und kein Wort darüber, wie dieses Objekt dazu motiviert werden könnte, auf dieser Bahn zu fliegen.

Wieso gibt es bei all den hervorragenden wissenschaftlichen Leistungen der Menschheit ausgerechnet zu diesem Thema nichts wirklich Brauchbares?

Ich nehme an, es sind geistige Barrieren daran zu denken, unsere Zivilisation könnte in sechs Milliarden Jahren noch immer hier sein.

Ich habe jede verwendete Formel dokumentiert, es ist nichts dabei, was man nicht mit einem der im Schulunterricht üblichen Taschenrechner ausrechnen könnte. Welche Supercomputer waren im Vergleich dazu im Einsatz, um Prognosen für die Sonne in den nächsten paar Milliarden Jahren zu erstellen? Wie viele Physiker haben dazu beigetragen, dass solch hoch komplizierte Simulationen überhaupt möglich wurden? Ein so enorm hoher Aufwand für die Prognose und im krassen Gegensatz dazu so wenig für die Frage „Wie überleben wir die prognostizierten Zustände?“

Früher war ich fasziniert, wie Archäologen und Paläontologen aus Funden ganze Geschichten rekonstruieren. Jetzt saß ich vor diversen Tabellenkalkulationen und die Zukunft der Menschheit entwickelte sich vor mir: Schritt für Schritt, jeweils mit zwingend logischen Entscheidungen.

Industriezone Mond, Äquator Linearmotor Start- und Landesystem für Raumschiffe rund um den Mond, Stützmasse sammeln im Orbit um den Jupiter. Im März 2018, als ich zu dieser Möglichkeit nach Material suchte, brachte YouTube plötzlich einen Videovorschlag: „Air Breathing Ion Thrusters & Low Orbit Satellites“². Gerade als ich nach Material zu diesem Thema suchte, fanden in einem Labor erste Tests für erste Ansätze zu dieser Technik statt.

Dies wiederholte sich Februar 2019, als ich das Kapitel über den Kollisionsschutz schrieb, der Videovorschlag „Scientists Figure Out Why Uranus³ Spins on One Side“ brachte neues Material. Ein System, welches aktiv bei der Suche nach Wissen unterstützt.

Bei all den wissenschaftlichen und technischen Artikeln, die ich während dem Erstellen dieser Arbeit gefunden habe, bin ich sicher, die Menschheit hat das technisch wissenschaftliche Potenzial zur Umsetzung, es müssen nur noch die geistigen Barrieren überwunden werden, gemeinsam als Menschheit zu handeln und langfristige Ziele zu setzen.

Ich hoffe selbst noch das große Spektakel erleben zu können, wenn der erste Prototyp von einem Zugschiff im Erdorbit zusammen gebaut wird.

1: D.G. Korycansky: Astronomical engineering: a strategy for modifying planetary orbits

2: Scott Manley: Air Breathing Ion Thrusters & Low Orbit Satellites

3: Anton Petrov: Scientists Figure Out Why Uranus Spins on One Side

Literaturverzeichnis

Marius **Cautun** Alis J Deason Carlos S Frenk Stuart McAlpine. “The aftermath of the Great Collision between our Galaxy and the Large Magellanic Cloud”

<https://academic.oup.com/mnras/article/483/2/2185/5181341>

Dominik **Czernia** „Orbital Velocity Calculator“

<https://www.omnicalculator.com/physics/orbital-velocity>

ESA space engineering & technology - world first firing of air-breathing electric thruster

http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/World-first_firing_of_air-breathing_electric_thruster

Ribas **Ignasi** (February 2010). "Solar and Stellar Variability: Impact on Earth and Planets, Proceedings of the International Astronomical Union, IAU Symposium" page 4.

https://www.cambridge.org/core/services/aop-cambridge-core/content/view/293C0314C44A1A4AAF8175A3C288B50B/S1743921309992298a.pdf/sun_and_stars_as_the_primary_energy_input_in_planetary_atmospheres.pdf

Jet Propulsion Laboratory. These four images of Jupiter and the luminous night-side impact of fragment W of Comet Shoemaker-Levy 9 were taken by the Galileo spacecraft on July 22, 1994.

<https://www2.jpl.nasa.gov/sl9/image237.html>

Martin **Kaltenbrunner** - M.S. White - Tsuyoshi Sekitani - Takao Someya:

Breakthroughs in Photonics 2012: Large-Area Ultrathin Photonics

https://www.researchgate.net/publication/260359387_Breakthroughs_in_Photonics_2012_Large-Area_Ultrathin_Photonics/download

Martin **Kaltenbrunner** 1 * , Getachew Adam 2 , Eric Daniel Głowacki 2 , Michael Drack 1 , Reinhard Schwödiauer 1 , Lucia Leonat 2 , Dogukan Hazar Apaydin 2 , Heiko Groiss 3 , Markus Clark Scharber 2 , Matthew Schuette White 2 , Niyazi Serdar Sariciftci 2 and Siegfried Bauer 1: Flexible high power-per-weight perovskite solar cells with chromium oxide–metal contacts for improved stability in air

https://www.researchgate.net/publication/281261420_Flexible_high_power-per-weight_perovskite_solar_cells_with_chromium_oxide-metal_contacts_for_improved_stability_in_air/download

J. A. **Kegerreis**, L. F. A. Teodoro, V. R. Eke, R. J. Massey, D. C. Catling, C. L. Fryer, D. G. Korycansky, M. S. Warren, and K. J. Zahnle (2018) “Consequences of Giant Impacts on Early Uranus for Rotation, Internal Structure, Debris, and Atmospheric Erosion” – The Astrophysical Journal, Volume 861, Number 1

<https://iopscience.iop.org/article/10.3847/1538-4357/aac725/meta>

D.G. **Korycansky**, Gregory Laughlin, Fred C. Adams: Astronomical engineering: a strategy for modifying planetary orbits - page 17 from the PDF

<https://arxiv.org/pdf/astro-ph/0102126.pdf>

Scott **Manley** (2018) „Air Breathing Ion Thrusters & Low Orbit Satellites“

<https://www.youtube.com/watch?v=srmtxK44YXk>

Elon **Musk** SpaceX Rede beim IAC in Adelaide 2017 – Video bei 33:42 Auftanken im Orbit.

<https://youtu.be/tdUX3ypDVwI?t=33m42s>

Elon **Musk** SpaceX Rede beim IAC in Adelaide 2017 – Video bei 32:30 Auf dem Mond.

<https://youtu.be/tdUX3ypDVwI?t=32m30s>

NASA 2012: NASA's Hubble Shows Milky Way is Destined for Head-On Collision

https://www.nasa.gov/mission_pages/hubble/science/milky-way-collide.html

NASA 2015: From a Million Miles Away, NASA Camera Shows Moon Crossing Face of Earth

<https://www.nasa.gov/feature/goddard/from-a-million-miles-away-nasa-camera-shows-moon-crossing-face-of-earth>

Anton **Petrov** (2018) „Why Is Moon Moving Away From Earth?“

<https://www.youtube.com/watch?v=e5C6HpCxwGU>

Anton **Petrov** (2019) „Scientists Figure Out Why Uranus Spins on One Side“

https://www.youtube.com/watch?v=l_PV4SHpyGc

Flight Engineer Don **Pettit** 2012 The Tyranny of the Rocket Equation

https://www.nasa.gov/mission_pages/station/expeditions/expedition30/tryanny.html

Flight Engineer Don **Pettit** 2013 The Tyranny of the Rocket Equation

<https://www.youtube.com/watch?v=uWjdnvYok4I>

Prof. Martinez-**Sanchez** Session 6 (2015) „Analytical Approximations for Low Thrust Maneuvers“ – Seite 3

https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-522-space-propulsion-spring-2015/lecture-notes/MIT16_522S15_Lecture6.pdf

Schröder, K. -P.; Cannon Smith, R. (2008). "Distant future of the Sun and Earth revisited". *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 386: 155–163. arXiv:0801.4031 Freely accessible. Bibcode:2008MNRAS.386..155S. doi:10.1111/j.1365-2966.2008.13022.x. Page 156 Table 1.

<http://adsabs.harvard.edu/abs/2008MNRAS.386..155S>

Wikipedia contributors, 'Aluminium oxide', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 9 February 2019, 16:54 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Aluminium_oxide&oldid=882511382>

Wikipedia contributors, 'Asteroid impact avoidance', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 9 February 2019, 14:20 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Asteroid_impact_avoidance&oldid=882494796>

Wikipedia contributors, 'Arthur Eddington', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 25 January 2019, 22:34 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Arthur_Eddington&oldid=880188271>

Wikipedia contributors, 'Ceres (dwarf planet)', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 16 February 2019, 02:49 UTC, <[https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Ceres_\(dwarf_planet\)&oldid=883553697](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Ceres_(dwarf_planet)&oldid=883553697)>

Wikipedia contributors, 'Chicxulub crater', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 18 February 2019, 22:28 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Chicxulub_crater&oldid=883997814>

Wikipedia contributors, 'Drake equation', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 18 February 2019, 15:35 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Drake_equation&oldid=883937934>

Wikipedia contributors, 'Earth', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 14 February 2019, 22:25 UTC, <<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Earth&oldid=883354943>>

Wikipedia contributors, 'Earth's rotation', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 17 February 2019, 14:55 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Earth%27s_rotation&oldid=883771396>

Wikipedia contributors, 'Electromagnetic Aircraft Launch System', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 24 January 2019, 17:56 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Electromagnetic_Aircraft_Launch_System&oldid=879993350>

Seite „Entstehung des Mondes“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 6. Januar 2019, 14:52 UTC. URL: <https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Entstehung_des_Mondes&oldid=184456332>

Wikipedia contributors, 'Falcon 9 flight 20', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 24 October 2018, 00:45 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Falcon_9_flight_20&oldid=865445282>

Wikipedia contributors, 'First Transcontinental Railroad', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 12 February 2019, 19:58 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=First_Transcontinental_Railroad&oldid=883018528>

Wikipedia contributors, 'Gravity', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 18 February 2019, 21:41 UTC, <<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Gravity&oldid=883990062>>

Wikipedia contributors, 'Helium', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 17 February 2019, 06:49 UTC, <<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Helium&oldid=883729208>>

Wikipedia contributors, 'High-voltage direct current', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 12 February 2019, 14:47 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=High-voltage_direct_current&oldid=882977357>

Wikipedia contributors, 'Hydrogen', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 6 February 2019, 01:08 UTC, <<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Hydrogen&oldid=881977829>>

Wikipedia contributors, 'Ionization energies of the elements (data page)', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 11 November 2017, 17:07 UTC, <[https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionization_energies_of_the_elements_\(data_page\)&oldid=809819809](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionization_energies_of_the_elements_(data_page)&oldid=809819809)>

Wikipedia contributors, 'Jupiter', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 14 February 2019, 22:13 UTC, <<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Jupiter&oldid=883353446>>

Wikipedia contributors, 'Kinetic energy', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 18 February 2019, 08:16 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Kinetic_energy&oldid=883894451>

Wikipedia contributors, 'Lagrangian point', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 10 February 2019, 09:10 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Lagrangian_point&oldid=882615481>

Wikipedia contributors, 'Linear motor', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 31 January 2019, 00:45 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Linear_motor&oldid=881032461>

Wikipedia contributors, 'List of countries by electricity production', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 4 February 2019, 11:49 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=List_of_countries_by_electricity_production&oldid=881723034>

Wikipedia contributors, 'List of impact craters on Earth', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 19 February 2019, 07:17 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=List_of_impact_craters_on_Earth&oldid=884058162>

Wikipedia contributors, 'Little Boy', Wikipedia, The Free Encyclopedia, 29 January 2019, 21:06 UTC, <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Little_Boy&oldid=880847607>

Wikipedia contributors, 'Mars', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
14 February 2019, 22:16 UTC,
<<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Mars&oldid=883353822>>

Wikipedia contributors, 'Mayflower', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
5 February 2019, 11:15 UTC,
<<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Mayflower&oldid=881875778>>

Wikipedia contributors, 'Moon', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
17 February 2019, 16:33 UTC,
<<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Moon&oldid=883783773>>

Wikipedia contributors, 'Neptune', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
19 February 2019, 17:09 UTC,
<<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Neptune&oldid=884118316>>

Seite „Oortsche Wolke“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand:
13. Januar 2019, 12:21 UTC. URL:
https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Oortsche_Wolke&oldid=184687509

Wikipedia contributors, 'Orbital speed', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
17 December 2018, 20:17 UTC,
<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Orbital_speed&oldid=874203534>

Wikipedia contributors, 'Oumuamua', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
16 February 2019, 10:55 UTC,
<<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=%CA%BBOumuamua&oldid=883594722>>

Wikipedia contributors, 'Phobos (moon)', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
11 February 2019, 22:49 UTC,
<[https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Phobos_\(moon\)&oldid=882884822](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Phobos_(moon)&oldid=882884822)>

Seite „Planet Neun“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand:
27. Januar 2019, 13:52 UTC. URL:
https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Planet_Neun&oldid=185125446

Wikipedia contributors, 'Power-to-gas', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
18 February 2019, 17:15 UTC,
<<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Power-to-gas&oldid=883951383>>

Wikipedia contributors, 'Radiation pressure', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
7 February 2019, 15:21 UTC,
<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Radiation_pressure&oldid=882211057>

Wikipedia contributors, 'Saturn', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
17 February 2019, 16:00 UTC,
<<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Saturn&oldid=883779503>>

Wikipedia contributors, 'Saturn V', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
17 February 2019, 21:05 UTC,
<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Saturn_V&oldid=883821442>

Wikipedia contributors, 'Scale height', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
14 February 2019, 03:15 UTC,
<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Scale_height&oldid=883233152>

Wikipedia contributors, 'Silicon dioxide', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
12 February 2019, 02:52 UTC,
<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Silicon_dioxide&oldid=882911188>

Wikipedia contributors, 'Spacecraft propulsion', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
14 February 2019, 15:16 UTC,
<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Spacecraft_propulsion&oldid=883300251>

Wikipedia contributors, 'Southern Hami–Zhengzhou UHVDC', Wikipedia, The Free
Encyclopedia, 31 January 2019, 09:56 UTC, <[https://en.wikipedia.org/w/index.php?
title=Southern_Hami%E2%80%93Zhengzhou_UHVDC&oldid=881083552](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Southern_Hami%E2%80%93Zhengzhou_UHVDC&oldid=881083552)>

Wikipedia contributors, 'Sun', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
18 February 2019, 01:40 UTC,
<<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Sun&oldid=883855146>>

Wikipedia contributors, 'Thrust', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
11 February 2019, 23:05 UTC,
<<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Thrust&oldid=882886649>>

Wikipedia contributors, 'TNT equivalent', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
28 January 2019, 01:26 UTC,
<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=TNT_equivalent&oldid=880552461>

Wikipedia contributors, 'Tsar Bomba', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
15 February 2019, 18:22 UTC,
<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Tsar_Bomba&oldid=883486462>

Wikipedia contributors, 'Tsiolkovsky rocket equation', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
14 February 2019, 23:57 UTC,
<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Tsiolkovsky_rocket_equation&oldid=883365992>

Wikipedia contributors, 'Uranus', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
19 February 2019, 00:35 UTC,
<<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Uranus&oldid=884016050>>

Wikipedia contributors, 'Venus', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
17 February 2019, 19:08 UTC,
<<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Venus&oldid=883804574>>

Wikipedia contributors, '4 Vesta', Wikipedia, The Free Encyclopedia,
1 February 2019, 20:46 UTC,
<https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=4_Vesta&oldid=881325330>

Bilder

Mehrmaliges Auftanken der BFR – Big Falcon Rocket im Orbit.....	19
Auf dem Mond wird eine BFR – Big Falcon Rocket entladen.....	21
Ein Schiff der Zugflotte.....	23
Kräfteparallelogramm Gravitation und Strahlungsdruck.....	23
Aufstellungsbereich der Zugflotte.....	24
Die Ellipse vom Ring des Jupiters zum Übernahmepunkt.....	38
Eisblock mit Lagekorrekturtriebwerken.....	40
Container mit Kurskorrekturtriebwerken.....	41
Wie die Gezeitenkräfte den Mond beschleunigen.....	42
Unterschiedliche Schubvektoren während eines Mondumlaufs.....	43
Erde und Mond vom Lagrange-Punkt 1 fotografiert.....	45
Einteilung der Mondoberfläche.....	46
Bahnbeeinflussung durch explosionsartige Verdampfung.....	48
Einschlag von Shoemaker-Levy 9 am Jupiter.....	50
Bessere Bündelung der Triebwerksstrahlen verbessert die Reichweite.....	52

Tabellen

Entwicklung der Lichtstärke, Radius, Temperatur.....	6
Entwicklung der Sonne nach Schröder, K. -P.; Cannon Smith, R. (2008).....	7
Erforderliche Änderungen der Umlaufbahn und Orbitgeschwindigkeit der Erde.....	9
Energie- und Stützmassebedarf bei unterschiedlichen Ausstoßgeschwindigkeiten.....	12
Startmethoden von Erde oder Mond im Vergleich.....	20
Start von der Erde mit einer chemischen Rakete vs vom Mond mit Linearmotor.....	20
Produktionskosten auf Erde und Mond im Vergleich.....	22
Position halten in 1 Million km von der Erde entfernt.....	24
Triebwerksparameter an verschiedenen Positionen der Zugflotte.....	25
Schwerkraft und Fliehkraft auf der Linearmotorschienen um den Mond.....	27
Ionisierungsenergie verschiedener Elemente.....	28
Kräfte an einer Leitung, die 15 Skalenhöhen lang ist.....	30
Stützmasse ernten bei den Gasriesen.....	32
Jupiter Optimierung für maximale Ernte.....	34
Saturn Optimierung für maximale Ernte.....	34
Uranus Optimierung für maximale Ernte.....	35
Neptun Optimierung für maximale Ernte.....	35
Bahndaten vom Ring des Jupiter zum Übernahmepunkt.....	38
Strom von der Tagseite auf die Nachtseite leiten.....	39
Wie schnell verdampft Wasserstoff und Helium.....	40
Leistungsdaten einzelner Ringsegmente und des Jupiterrings.....	41
Verkehrsdichte im Bereich des Jupiters.....	41
Triebwerksdaten für die Kräftekompensierung während eines Mondumlaufs.....	44
Drei Objekte an den Grenzen der Möglichkeiten.....	52