

Konzeptstudie eines lunaren Transportsystems mit Nutzung von In-Situ Sauerstoff als Oxidator

Armin Herbertz, Markus Ortelt und Hermann Hald

DLR, Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung, Stuttgart

Zusammenfassung. Die vorliegende Studie beinhaltet einen Überblick über Nutzungsszenarien einer zukünftigen bemannten Mondbasis. Ein Transportsystem zur Überwindung von längeren Distanzen auf der Mondoberfläche wird skizziert.

Diese Konzeptstudie beschäftigt sich mit einem Transportsystem, welches den lagerfähigen Brennstoff UDMH (Unsymmetrisches Dimethyl Hydrazin) mit dem aus Mondgestein gewinnbaren Sauerstoff als Treibstoffkombination verwendet. Ein Triebwerk mit dieser Treibstoffkombination (LOX/UDMH) kann mit Sauerstoffüberschuss betrieben werden, ohne wesentlichen Leistungseinbußen im Vergleich zu einem mit Brennstoffüberschuss betriebenen Triebwerk. Das vorgeschlagene Triebwerk wird aus poröser Keramik gefertigt, bei der die Wand transpirativ mit Sauerstoff gekühlt wird.

NOMENKLATUR

β	Startwinkel, deg
ε	Düsen-Expansionsverhältnis, -
ρ	Dichte, kg/m ³
g_M	Fallbeschleunigung (Mond), 1,62 m/s ²
I	spezifischer Impuls, s
m_0	Masse (anfänglich), kg
m_{prop}	Masse (Treibstoff), kg
p_c	Druck (Brennkammer), Pa
R	Mischungsverhältnis, -
R_{st}	Mischungsverhältnis (stöchiometrisch), -
s	Flugstrecke, m

MOND NUTZUNGSSZENARIO

Eine zukünftige Mondbasis wird verschiedenste Aufgaben ausführen. Die bisher vorgeschlagenen Nutzungsziele lassen sich grob in zwei Kategorien einteilen:

- Wissenschaftliche und Technische Forschung
- Kulturelle und Wirtschaftliche Entwicklung

Die erste Kategorie beinhaltet klassische Themen der Mondforschung, sowie Teleskope auf der Rückseite des Mondes und Technologie-Erprobung. Kulturelle Entwicklung schließt die Besiedelung des Mondes, Weltraumkunst und Tourismus ein, während Wirtschaftliche Entwicklung insbesondere die Versorgung der Erde mit Rohstoffen und Energie beinhaltet.

EINLEITUNG

GEGENWÄRTIGE Pläne der USA, Chinas und Japans sehen eine zentrale Rolle des Mondes für zukünftige Raumfahrtprojekte vor. Die jeweiligen Raumfahrtagenturen haben unabhängig voneinander angekündigt innerhalb der nächsten 25 Jahre einen bemannten Außenposten auf dem Mond zu errichten und zu betreiben. Verschiedene nationale und kommerzielle Nutzungsszenarien für den Mond sind innerhalb der vergangenen 40 Jahre publiziert worden. Sie bilden zusammen mit den Plänen der potenziellen internationalen Partner eine Entscheidungsgrundlage für die Findung einer Strategie zur Erforschung und Nutzung des Mondes [4].

Mondbasis-Standortauswahl

Abhängig von den jeweiligen Aufgaben gibt es in einigen Fällen Einschränkungen hinsichtlich der Wahl eines geeigneten Standorts. Tabelle 1 zeigt einige Beispiele für Standortunterschiede auf. Um sämtliche Aufgaben erfüllen zu können, ist daher Langstreckenmobilität erforderlich. Der Transport von Ausrüstung und gegebenenfalls Personal zwischen weit entfernten Standorten (wie zum Beispiel einem polaren- und einem äquatorialen Standort) lässt sich aufgrund der hohen Distanz am einfachsten und schnellsten mit einem Flugobjekt durchführen.

Tabelle 1. Standortabhängigkeit der Forschung auf dem Mond

Forschung	Standort
Erdbeobachtung	Mondvorderseite
Mondseismologie	beliebig, mehrere
Radioastronomie	Mondrückseite
Rohstoffgewinnung	äquatorial
Wasser-Eis(?) Untersuchung	polar

Für den Standort einer permanenten Mondbasis werden zumeist polare Lagen vorgeschlagen. Dies begründet sich durch folgende Vorteile einer polaren Mondbasis:

- Permanente Kommunikationsmöglichkeit mit der Erde
- Permanente Sonneneinstrahlung (Beleuchtung, Solarenergie, Sonnenbeobachtung)
- Minimaler Sonnenwind
- Gute Wärmeabstrahlungsmöglichkeit
- Minimale Meteoriten-Gefahr
- Krater können als Strahlenschutz dienen

Transportbedarf

Abbildung 2 verdeutlicht die zurückzulegenden Distanzen im Vergleich zur Größe des Mondes. Im Nahbereich um eine Mondbasis (bis 50 km) kann der Transport problemlos von Rovern bewältigt werden. Tabelle 2 führt die für die Fahrzeugauslegung betrachteten Einsatzreichweiten auf. Zur Ermittlung des Geschwindigkeitsbedarfs für die Einsatzradien wird eine ballistische Trajektorie angenommen. Dabei wird von einer Wurfparabel mit einem Startwinkel von 45° ausgegangen. Die Startgeschwindigkeit ergibt sich nach Gleichung 1 aus der angestrebten Flugstrecke. Die Verzögerung am Zielort muss ebenfalls die Startgeschwindigkeit aufbringen. Abbildung 1 verdeutlicht das vereinfachte Modell. Für Korrekturmanöver und zur Berücksichtigung der Dauer der Schubphase und den damit verbundenen Verlusten werden 10% aufgeschlagen. Demnach ergibt sich die benötigte Geschwindigkeitsänderung Δv als 2,2-faches der Startgeschwindigkeit v_0 . Auf diese Weise ergibt sich für eine Flugdistanz zwischen Pol und Äquator (2730 km) ein Δv -Bedarf von 4632 m/s, was über dem Bedarf für Auf- und Abstieg in eine niedrige Mondumlaufbahn, inklusive Reserven entspricht. Die in Tabelle 2 aufgeführten Δv Werte nehmen daher für die beliebige Einzel-Flugstrecke, bzw. den Hin- und Rückflug zu einem beliebigen Ort einen orbitalen Flug an. Aus dem benötigten Δv und dem spezifischen Impuls ergibt sich anhand von Gleichung 2 der Treibstoffbedarf.

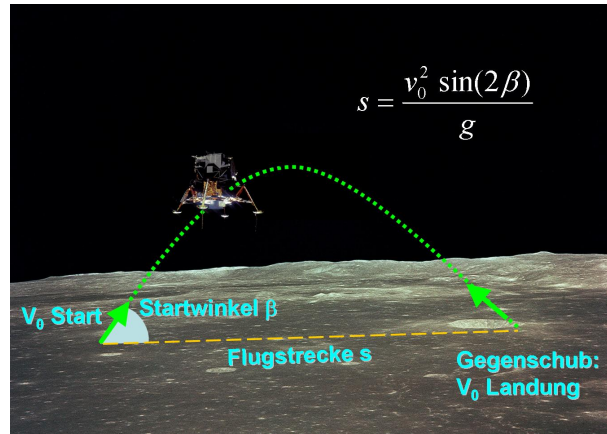


Abbildung 1. Ersatzmodell zur Bestimmung des Δv -Bedarfs für lunaren Transport

$$v_0 = \sqrt{\frac{gM s}{\sin(2\beta)}} \quad (1)$$

$$m_{prop} = m_0 \left(1 - \frac{1}{e^{\frac{\Delta v}{I}}}\right) \quad (2)$$

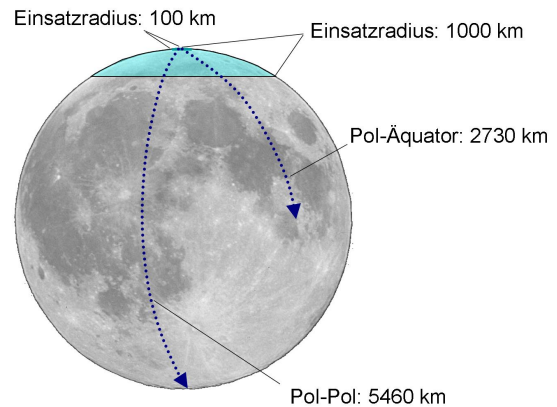


Abbildung 2. Distanzen auf Mondoberfläche

Tabelle 2. Fahrzeug-Einsatzreichweiten und zugehöriger Δv -Bedarf

Reichweite	benötigtes Δv
20 km Einsatzradius	$\Delta v = 793$ m/s
100 km Einsatzradius	$\Delta v = 1773$ m/s
1000 km Einsatzradius	$\Delta v = 5607$ m/s
beliebige Einzelstrecke	$\Delta v = 4400$ m/s
beliebige Strecke, Hin- und Rückflug	$\Delta v = 8800$ m/s

Sauerstoffgewinnung auf dem Mond

Verschiedene Arten von Mondgestein enthalten hohe Anteile von Sauerstoff. Bodenproben, die von den Missionen Apollo 11-17, sowie Luna 16 und 20 genommen wurden wiesen einen Massenanteil von etwa 45 % Sauerstoff auf [1]. Zur Gewinnung des Sauerstoffs aus Mondgestein stehen unterschiedliche Verfahren zur Auswahl. Erfolgversprechend für eine polare Mondbasis ist die Pyrolyse in einem Sonnenofen [1]. Es wird davon ausgegangen, dass die Ausstattung einer permanenten Mondbasis Sauerstoff aus dem Mondgestein in größeren Mengen gewinnen und dadurch Transportkosten für den Import von Sauerstoff einsparen kann. Je nach Nutzungsszenario sinken die Kosten für die Sauerstoffgewinnung mit der Betriebsdauer der Station [6]. Dadurch entspricht ein auf dem Mond erzeugtes Kilogramm Sauerstoff in seinen Kosten einem über die Zeit sinkenden prozentualen Anteil von einem von der Erde importierten Kilogramm Nutzlast, bis zu einer Kostenentsprechung von 2 % der Transportkosten nach 50 Jahren Mondbasisbetrieb.

EXPLORATIONS-TRIEBWERK

Das vorgeschlagene Triebwerk verwendet den lagerfähigen Treibstoff UDMH in Kombination mit auf dem Mond erzeugten Sauerstoff. Es wird davon ausgegangen, dass der Brennstoff (UDMH) in größeren Mengen zur Mondbasis gebracht wird, dort längerfristig eingelagert und bei Bedarf zur Betankung des lunaren Transportsystems verwendet wird. Der Sauerstoff wird auf dem Mond hergestellt und steht in größeren Mengen als der eingelagerte Brennstoff zu Verfügung. Aus diesem Grund bietet sich der sauerstoffreiche Betrieb des Antriebs an.

Triebwerksaufbau und Zyklus

Aufgrund der hohen Verbrennungstemperaturen ist eine Kühlung der Brennkammerwand erforderlich. Bei stark überstöchiometrischem Betrieb muss diese mit dem Oxidator erfolgen um Reaktionen des austretenden Kühlmittels mit dem Heißgas in Wandnähe zu vermeiden. Die als Wandmaterial gedachte Oxidkeramik ist chemisch Resistent gegen den Sauerstoff. Durch einen drosselbaren Einspritzkopf kann über eine Variation des Mischungsverhältnisses der Schub in weiten Bereichen geregelt werden. Abbildung 3 zeigt schematisch den Triebwerkszyklus. Da es sich bei dem vorgeschlagenen

Antrieb um ein druckgefördertes Triebwerk handelt, sind keine Turbopumpen erforderlich. Das Triebwerk ist im Brennkammerdruck stark eingeschränkt. Da es aber ausschließlich unter Vakuumbedingungen betrieben wird, hat dies keine Auswirkungen auf die Triebwerksleistung.

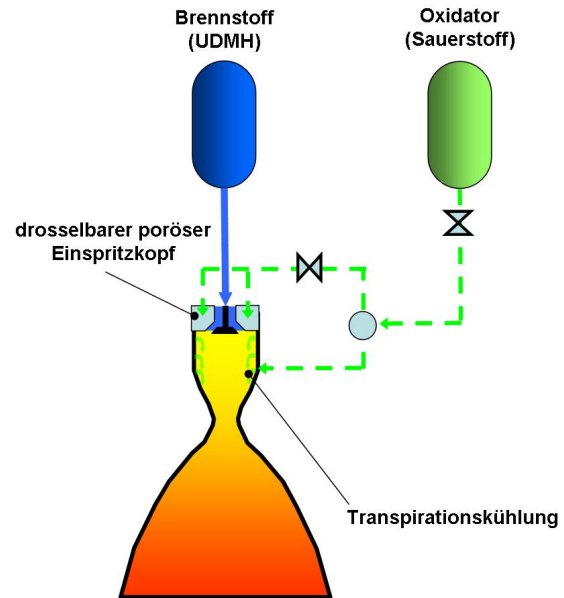


Abbildung 3. Zyklusschaubild, druckgefördertes Triebwerk

Schubkammer

Im folgenden werden die einzelnen Komponenten der Schubkammer beschrieben. Obwohl die Entwicklung des hier beschriebenen Explorationstriebwerks noch aussteht, befinden sich die einzelnen Komponenten in unterschiedlichen Entwicklungsstadien. Abbildung 4 zeigt eine Explosionsdarstellung der Schubkammer und ihrer Komponenten.

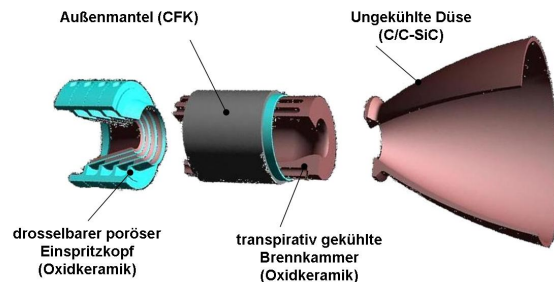


Abbildung 4. Schubkammerkomponenten des Explorationstriebwerks

Einspritzkopf

Die untenstehende Abbildung 5 verdeutlicht die Bauweise eines drosselbaren keramischen Einspritzkopfs [7]. Der Einspritzkopf wird innerhalb des Forschungsnetzwerks *Propulsion 2010* entwickelt. Erste Sprayversuche fanden 2006 am Prüfstand M3.1 in Lampoldshausen statt. Eine neue Kampagne von Kaltversuchen am Prüfstand M3.1 ist für Sommer 2009 geplant. Ab 2010 sollen Heißversuche am neuen Technologieprüfstand P6.1 in Lampoldshausen stattfinden.

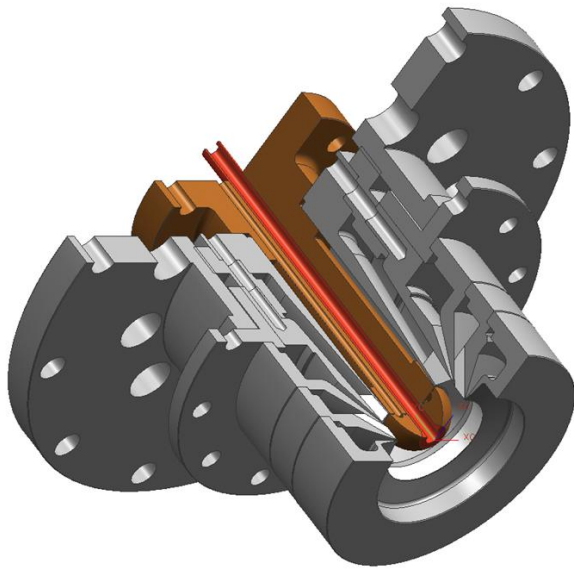


Abbildung 5. Einspritzkopf INJEX01

Der Einspritzkopf ist aus ineinander gestapelten Ringspalten aufgebaut. Die Spalten sind alternierend offen (zur Durchströmung mit gasförmigem oder flüssigem Brennstoff) und mit poröser Keramik abgeschlossen (zur Durchströmung mit flüssigem Sauerstoff). Die offenen Spalten lassen sich axial gegeneinander verschieben, was über die Änderung der Kanalbreite zur Regulierung des Brennstoffmassenstrom genutzt werden kann. Durch eine Verschiebung des Mischungsverhältnisses kann der Schub in weiten Bereichen variiert werden.

Brennkammer

Die Brennkammer besteht aus poröser Faserkeramik. Ein kleiner Teil des Treibstoffs (in diesem Fall ein Teil des Oxidators) wird zur Kühlung abgezweigt. Das Kühlmittel passiert die Wand und kühlt diese transpirativ. Dabei entsteht ein schützender Film an der Wandinnenseite. Poröse Faserkeramik wird seit Ende der 90iger-Jahre beim DLR im Hinblick auf die Anwendung



Abbildung 6. Kaltgassprüfversuch-Einspritzkopf, Prüfstand M3.1, DLR Lampoldshausen, 2006

in Raketenbrennkammern untersucht. Im Rahmen von *Propulsion 2010* werden im Laufe des Jahres 2009 neben C/C auch Oxidkeramiken in Heißversuchen untersucht werden. Abbildung 7 zeigt einen Heißversuch einer mit Wasserstoff und Sauerstoff betriebenen transpirativ gekühlten keramischen Mikrobrennkammer.

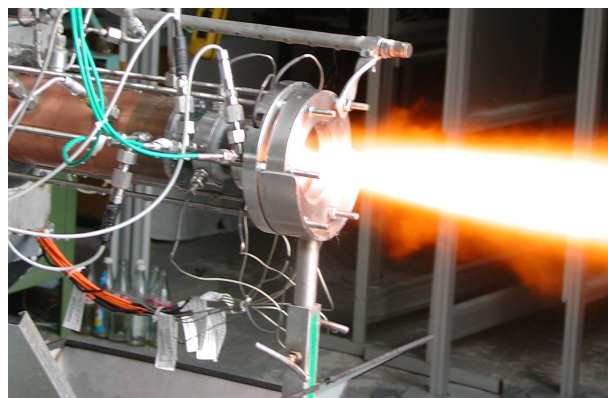


Abbildung 7. Heißversuch-Brennkammer, Prüfstand M3.1, DLR Lampoldshausen, 2001 [3]

Düse

Im Überschallteil der Triebwerksdüse sind die auftretenden Wärmelasten deutlich niedriger als in der Brennkammer und der konvergenten Unterschalldüse.

Es ist daher aufgrund der im Vergleich zu metallischen Werkstoffen hohen Temperaturbeständigkeit des Materials möglich eine passiv gekühlte Düse aus Faserkeramik zu fertigen. Das Europäische Oberstufentriebwerk *Vinci* und das Amerikanische Oberstufentriebwerk *RL-10 B* verwenden Düsenerweiterungen aus C/SiC.

Leistungsdaten

Mithilfe des NASA-Codes *CEA* [2] werden die thermodynamischen Zustände des Heissgases in der Schubkammer berechnet. Abbildung 8 zeigt den spezifischen Vakuumimpuls für die Treibstoffkombination LOX/UDMH, abhängig vom Mischungsverhältnis. Abbildung 9 zeigt den dazugehörigen volumenspezifischen Vakuumimpuls. Dabei handelt es sich um das Produkt von mittlerer Treibstoffdichte in den Tanks (entsprechend Gleichung 3) und dem Vakuumimpuls.

$$\rho_{\text{tank}} = \rho_{fu} \rho_{ox} \frac{1 + R}{\rho_{ox} + R \rho_{fu}} \quad (3)$$

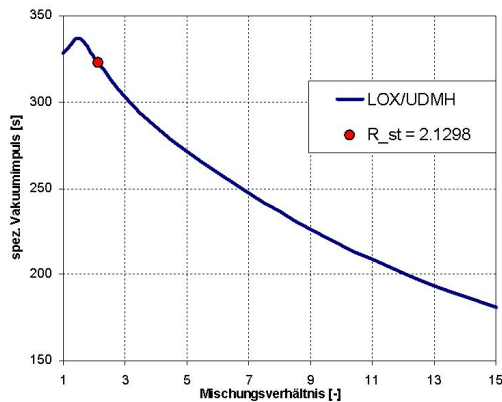


Abbildung 8. Spezifischer Vakuumimpuls, LOX/UDMH ($p_c = 1 \text{ MPa}$; $\varepsilon = 50$)

LUNARES TRANSPORTSYSTEM

Das hier betrachtete Transportsystem hat die Aufgabe ausgehend von einer Mondbasis verschiedene Punkte auf der Mondoberfläche anzufliegen. Nachdem die Wartung oder Versorgung der Außenstation erfolgt ist, kehrt das Fahrzeug zur Basis zurück. Dort wird es gewartet und kann dann für die nächste Mission erneut betankt und

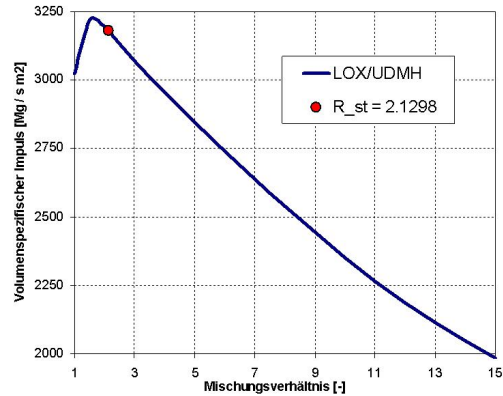


Abbildung 9. Volumenspezifischer Vakuumimpuls, LOX/UDMH ($p_c = 1 \text{ MPa}$; $\varepsilon = 50$)

verwendet werden.

Fahrzeugtransport zum Mond

Für eine mittelfristige Realisierung ist die Transportmöglichkeit mit existierenden, beziehungsweise in der Entwicklung befindlichen Trägersystemen entscheidend. Eine Studie der *Concurrent Design Facility* (CDF) der ESA hat ergeben, dass mit einem nominalen Start der *Ariane 5 ECA*, mit 20 Mg Nutzlast in einer niedrigen Erdumlaufbahn, eine Nutzlast von 1900 kg in eine Mondumlaufbahn eingeschossen werden könnte [5]. Bei gleichen Bedingungen könnten 486 kg Nutzlast weich auf der Mondoberfläche gelandet werden. Bild 10 zeigt die Konzeptstudie des betrachteten Landefahrzeugs.

Fahrzeugaufbau und Komponenten

Ein dem im vorherigen Abschnitt erwähnten Landefahrzeug ähnliches Transportsystem könnte mit dem zuvor betrachteten Triebwerk ausgestattet werden. Das Fahrzeug wird als Komplettsystem in die Mondumlaufbahn gebracht und landet autonom bei der Mondbasis. In diesem Fall ist das gesamte Fahrzeug die Nutzlast. Einmal bei der Station angekommen kann es gewartet, betankt und anschließend zum lunaren Transport verwendet werden. Tabelle 3 zeigt die für die Berechnung des Treibstoffbedarfs zugrunde liegenden Fahrzeugmassen.

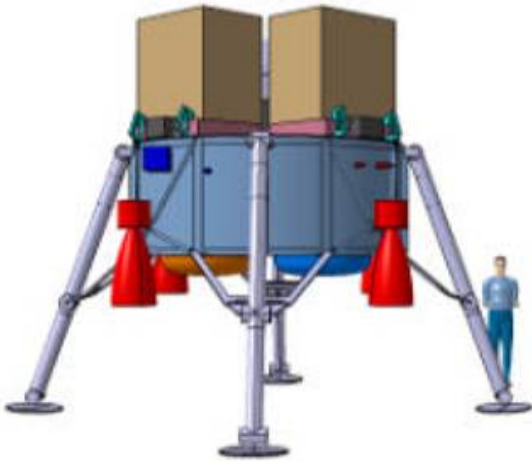


Abbildung 10. Landefahrzeug in Ariane 5 kompatibler Transportgröße [5]

Tabelle 3. Lunares Transportsystem

Transportmasse (Nutzlast):	250 kg
Leermasse:	250 kg
Treibstoffreserve:	100 kg
maximale Treibstoffzuladung:	3000 kg

Es wird davon ausgegangen, dass die Tanks des Fahrzeugs maximal mit 3000 kg Treibstoff befüllt werden können. Wie viel Treibstoff (und in welchem Mischungsverhältnis) tatsächlich getankt wird, hängt von der jeweiligen Mission ab, wie im folgenden Abschnitt beschrieben.

Treibstoffbedarf

Aufgrund der geringen Schwerkraft und vernachlässigbaren Atmosphäre kann für den Mondaufstieg zur Minimierung des "Gravity Loss" unmittelbar nach dem Start in eine horizontale Bahn eingeschwenkt werden [1]. Das Schub/Gewichts-Verhältnis spielt gegenüber dem spezifischen Impuls eine untergeordnete Rolle. Im folgenden wird für vorgegeben Einsatzreichweiten ein Gesamtbedarf, Δv bestimmt. Abhängig vom Triebwerksmischungsverhältnis und dem resultierenden spezifischen Impuls ergibt sich ein Treibstoffmassenbedarf. Je niedriger die Kosten der Sauerstoffbereitstellung im Vergleich zu den Transportkosten des Brennstoffs sind, desto stärker verlagert sich das "optimale" Mischungsverhältnis in den überstöchiometrischen Bereich.

Die folgenden Abbildungen 11 - 13 zeigen die

"äquivalente Importmasse" bei Variation des Mischungsverhältnisses für unterschiedlichen Δv -Bedarf. Mit "äquivalenter Importmasse" ist die Summe aus benötigter Brennstoffmasse und der mit einem Faktor multiplizierten Oxidatormasse gemeint. Wenn zum Beispiel 1 kg Brennstoff und 4 kg lunarer Sauerstoff verwendet werden und für die Herstellung des Sauerstoffs pro Kilogramm 50% der Transportkosten (von der Erde zum Mond) pro Kilogramm anfallen, dann liegt die "äquivalente Importmasse" bei 3 kg.

Die Brennstoffmasse muss vollständig von der Erde importiert werden. Die Oxidatormasse wird auf dem Mond erzeugt. Die dabei entstehenden Kosten sollten geringer sein als die Transportkosten für einen Import des Sauerstoffs von der Erde. Betrachtet werden drei Fälle: Die Kosten für die Sauerstoffgewinnung liegen pro Kilogramm bei 100%, 25% und 2% der Transportkosten pro Kilogramm. Daraus folgt, dass die in Abbildung 11 aufgetragene "äquivalente Importmasse" für LOX-ISRU Kosten von 100% der Transportkosten gleichzeitig der Gesamtreibstoffmasse des betrachteten Trägers entspricht. Tabelle 4 gibt einen Überblick über die jeweils optimalen Mischungsverhältnisse des Triebwerks.

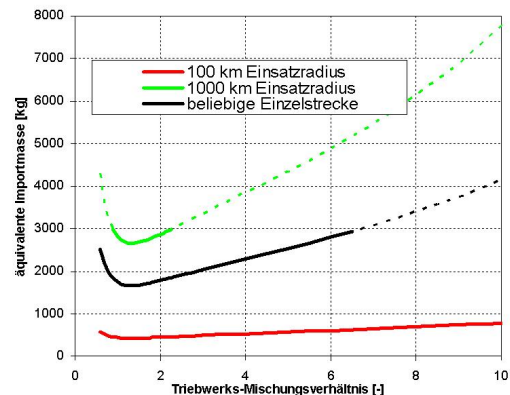


Abbildung 11. Benötigte "äquivalente Importmasse" für LOX-ISRU Kosten von 100% der Transportkosten

Der überstöchiometrische Betrieb wird für kurze Strecken bei ISRU-Kosten von 25% der Transportkosten (Erde-Mond) rentabel. Bei weiter fallenden Kosten für die Sauerstoffherzeugung werden auch weitere Strecken rentabel. Beispielsweise wird ein Flug einer beliebigen Distanz (orbitaler Flug) bei ISRU-Kosten von 10% der Transportkosten 38% der Kosten des nominalen Flugs ausmachen ("äquivalente Importmasse" von 634 kg bei $R = 5$, im Vergleich zur nominalen Treibstoffmasse von 1661 kg bei $R = 1,3$).

Tabelle 4. Optimales Triebwerksmischungsverhältnis (Werte in Klammern bei Überschreitung des maximalen Tankinhalts)

LOX-ISRU Kosten (% Transportkosten)	Betriebsdauer (geschätzt [6])	Einsatzszenario (Reichweite)	Mischungsverhältnis ($R_{st} = 2,13$)	Treibstoffmasse
100 %	sofort	20 km Einsatzradius	$R_{opt} = 1,3$	$m_{prop} = 162 \text{ kg}$
		100 km Einsatzradius	$R_{opt} = 1,3$	$m_{prop} = 424 \text{ kg}$
		1000 km Einsatzradius	$R_{opt} = 1,3$	$m_{prop} = 2653 \text{ kg}$
		beliebige Einzelstrecke	$R_{opt} = 1,3$	$m_{prop} = 1661 \text{ kg}$
50 %	nach 1 Jahr	20 km Einsatzradius	$R_{opt} = 1,9$	$m_{prop} = 168 \text{ kg}$
		100 km Einsatzradius	$R_{opt} = 1,8$	$m_{prop} = 436 \text{ kg}$
		1000 km Einsatzradius	$R_{opt} = 1,6$	$m_{prop} = 2701 \text{ kg}$
		beliebige Einzelstrecke	$R_{opt} = 1,6$	$m_{prop} = 1686 \text{ kg}$
25 %	nach 7 Jahren	20 km Einsatzradius	$R_{opt} = 5$	$m_{prop} = 208 \text{ kg}$
		100 km Einsatzradius	$R_{opt} = 4$	$m_{prop} = 530 \text{ kg}$
		1000 km Einsatzradius	$R_{opt} = 2$	$m_{prop} = 2867 \text{ kg}$
		beliebige Einzelstrecke	$R_{opt} = 2,3$	$m_{prop} = 1854 \text{ kg}$
10 %	nach 10 Jahren	20 km Einsatzradius	$R_{opt} = 8,5$	$m_{prop} = 251 \text{ kg}$
		100 km Einsatzradius	$R_{opt} = 7,5$	$m_{prop} = 668 \text{ kg}$
		1000 km Einsatzradius	$R_{opt} = 4$	$m_{prop} = (3842 \text{ kg})$
		beliebige Einzelstrecke	$R_{opt} = 5$	$m_{prop} = 2537 \text{ kg}$
2 %	nach 50 Jahren	20 km Einsatzradius	$R_{opt} = 21$	$m_{prop} = 417 \text{ kg}$
		100 km Einsatzradius	$R_{opt} = 13$	$m_{prop} = 927 \text{ kg}$
		1000 km Einsatzradius	$R_{opt} = 6,5$	$m_{prop} = (5155 \text{ kg})$
		beliebige Einzelstrecke	$R_{opt} = 7,5$	$m_{prop} = (3237 \text{ kg})$

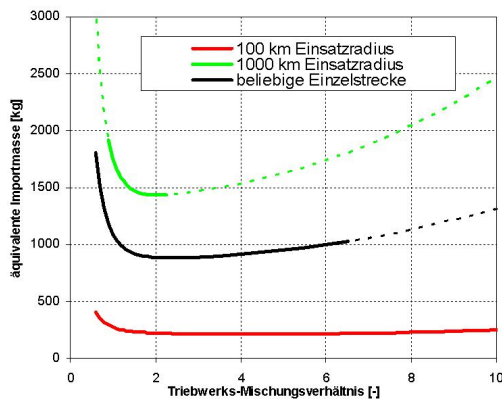


Abbildung 12. Benötigte "äquivalente Importmasse" für LOX-ISRU Kosten von 25% der Transportkosten

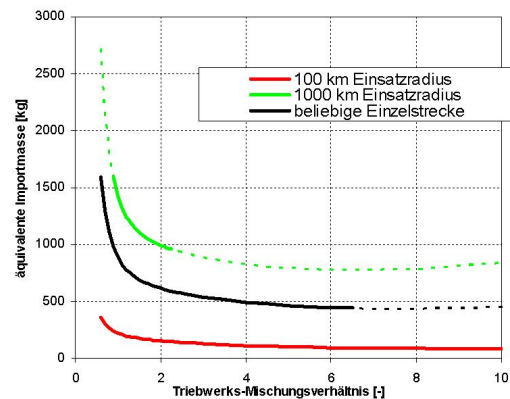


Abbildung 13. Benötigte "äquivalente Importmasse" für LOX-ISRU Kosten von 2% der Transportkosten

Technologiebewertung

Das vorgeschlagene Triebwerk beruht auf Technologien, die derzeit beim DLR und in der Europäischen Raumfahrtindustrie entwickelt werden. Ein druckgefördertes Triebwerk mit transpirativ gekühlter Brenn-

kammer hat potentiell eine hohe Lebensdauer, was für den Betrieb auf der Mondbasis vorteilhaft ist. Bei dieser Triebwerksart werden keine verschleißintensiven Turbomaschinen zur Treibstoffförderung benötigt. Die Kühlungsmethode der Brennkammer belastet geringfügig den zu erwartenden spezifischen Impuls, erhöht jedoch die Lebensdauer der Brennkammerwand um ein vielfaches. Weiterhin wird es je nach verwendeter Keramik möglich, deutlich an Triebwerksmasse im Ver-

gleich zu einem herkömmlichen metallischen Triebwerk einzusparen.

ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Triebwerksleistung und Treibstoffbedarf für ein Mondfahrzeug wurden unter Berücksichtigung der Δv -Anforderungen untersucht. Abhängig von der effektiven Kosteneinsparung von auf dem Mond erzeugtem Sauerstoff, im Vergleich zu importierten Treibstoffen, ergibt sich ein optimales Mischungsverhältnis. Das betrachtete Triebwerk arbeitet oxidatorreich und basiert auf einzelnen Technologieelementen, die derzeit beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt entwickelt werden.

Weiterführende Systemstudien werden sich mit alternativen Treibstoffkombinationen und Antriebszyklen beschäftigen. Die Komponentenentwicklung wird unabhängig voneinander in den jeweiligen Projekten und Teilprojekten voranschreiten. Eine Zusammenführung der verschiedenen Komponenten zu einem eigenständigen Explorationstriebwerk und schließlich dessen Integration in ein lunares Transportsystem bleibt eine Herausforderung für die nicht so ferne Zukunft.

LITERATUR

1. P. Eckart. *The Lunar Base Handbook*. McGraw-Hill, 2 edition, 2006.
2. S. Gordon and B. J. McBride. *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications Vol.II: Users Manual and Program Description*. NASA Lewis Research Center, June 1996. NASA RP-1311.
3. D. Greuel, A. Herbertz, O. J. Haidn, M. Ortelt, and H. Hald. Transpiration cooling applied to c/c liners of cryogenic liquid rocket engines. In *40th Joint Propulsion Conference*, July 2004.
4. A. Herbertz. European options in lunar utilisation scenarios. In *DGLR Jahrestagung*, Nov. 2006. DGLR-2006-006.
5. S. Hovland et al. Lunar exploration study cargo transportation system. Technical Report CDF-38(A), European Space Agency, Noordwijk, May 2005.
6. H. H. Koelle. Prices and sales potential of lunar products and services. *Lunar Base Quarterly*, 16(4):7–15, Aug. 2008.
7. W. Rotärmel. Thermomechanische analyse einer koaxial segmentierten injektorkopf-hybridstruktur für kryogene raketenantriebe. Technical report, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Oct. 2006. DLR-IB 435-2006/57.

Kontakt: armin.herbertz@dlr.de