

ANALYSE DER ÖKOLOGISCHEN BILANZ VON RAUMTRANSPORTSYSTEMEN UNTER BERÜCKSICHTIGUNG DES GESAMTEN LEBENSZYKLUS

J.-S. Fischer , S. Fasoulas,

Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtssysteme, Pfaffenwaldring 29, 70569 Stuttgart

Zusammenfassung

Im Jahr 2021 wurde mit 146 Orbitalstarts ein neuer Rekord aufgestellt. Es wird erwartet, dass sich dieser Trend in den kommenden Jahren fortsetzen wird, da insbesondere das Interesse an Satellitenkonstellationen für eine Vielzahl von Anwendungen ständig zunimmt. Zusätzlich wird bei suborbitalen Starts in den nächsten Jahren aufgrund des zunehmenden Weltraumtourismus ebenfalls ein deutlicher Anstieg erwartet. Die Umweltauswirkungen des Raumtransports sind dadurch in den letzten Jahren in den Fokus der Öffentlichkeit gerückt.

Allerdings sind die Auswirkungen von Raketen in der Wissenschaft bisher wenig erforscht. Daher gibt dieser Beitrag einen Überblick zum Stand der Forschung, um insbesondere Wissenslücken zu identifizieren. Betrachtet wird dabei der gesamte Lebenszyklus von Raumtransportsystemen, indem bestehende Studien zur Produktion sowie zu Emissionen während des Flugs und Wiedereintritts verglichen werden. Darauf aufbauend sollen mögliche Maßnahmen zur Schließung dieser Lücken vorgeschlagen und diskutiert werden.

Keywords

Ökobilanz; Lebenszyklusanalyse; Raumtransportsysteme

NOMENKLATUR

p_a	Außendruck
p_e	Druck am Düsenende
p_0	Druck in der Brennkammer

ABKÜRZUNGEN

CEA	Chemical Equilibrium with Applications
EAP	Étages d'accélération à poudre
ESA	Europäische Raumfahrtagentur
ISO	International Organization for Standardization
LCA	Lebenszyklusanalyse
LOX	Flüssigsauerstoff
MMH	Monomethylhydrazin
NASA	National Aeronautics and Space Agency
NLC	Leuchtende Nachtwolken
PMC	Polare Mesosphärische Wolken
UDMH	Unsymmetrisches Dimethylhydrazin

VORWORT

Dieser Artikel ist eine Übersetzung des beim International Astronautical Congress 2022 von den Autoren publizierten Artikels „Review of the environmental impact of space transportation systems towards a full life cycle assessment“ [1].

1. EINLEITUNG UND MOTIVATION

In 2021 wurde mit 146 Orbitalstarts ein neuer Jahresrekord in der Geschichte der Raumfahrt aufgestellt, nachdem die Anzahl in den letzten zwei Jahrzehnten um etwa 5% pro Jahr gestiegen ist [2] (siehe Bild 1). Dieser Rekord wird höchstwahrscheinlich schon im Jahr 2022 übertroffen: Bis zum 1. September wurden bereits mehr als 100 erfolgreiche Starts durchgeführt, und in den verbleibenden vier Monaten sind etwa 60-70 weitere geplant. Es scheint, dass sich das Wachstum sogar noch beschleunigt, schätzungsweise um 15% pro Jahr, was vor allem auf die weltweiten Bestrebungen zum Aufbau verschiedener Satellitenkonstellationen zurückzuführen ist, die sowohl öffentliche als auch private Investitionen umfassen. In optimistischen Szenarien wird daher bis zum Ende dieses Jahrzehnts mit etwa 500 jährlichen Starts gerechnet. Darüber hinaus werden die zunehmenden Unternehmungen im Bereich des suborbitalen Weltraumtourismus zu einer weiter steigenden Startrate größerer Systeme beitragen.

Die Raumfahrt befindet sich offensichtlich an einem Wendepunkt und tritt vielleicht in eine neue Ära ein. Daher ist es zwingend erforderlich, die potenziellen Umweltauswirkungen von Raumfahrtaktivitäten im Allgemeinen und von Raumtransportsystemen im Besonderen zu verstehen und abzumildern, und zwar im besten Fall, bevor die Aktivitäten um mindestens eine Größenordnung ausgeweitet werden und irreversible Schäden drohen. Die Auswirkungen von Schiffen, Autos und Flugzeugen auf die Umwelt wurden erst Jahrzehnte später erkannt, nachdem sie bereits alltäglich geworden waren. Bei Raumtransportsystemen scheint ein rechtzeitiges Erkennen der potenziellen Auswirkungen

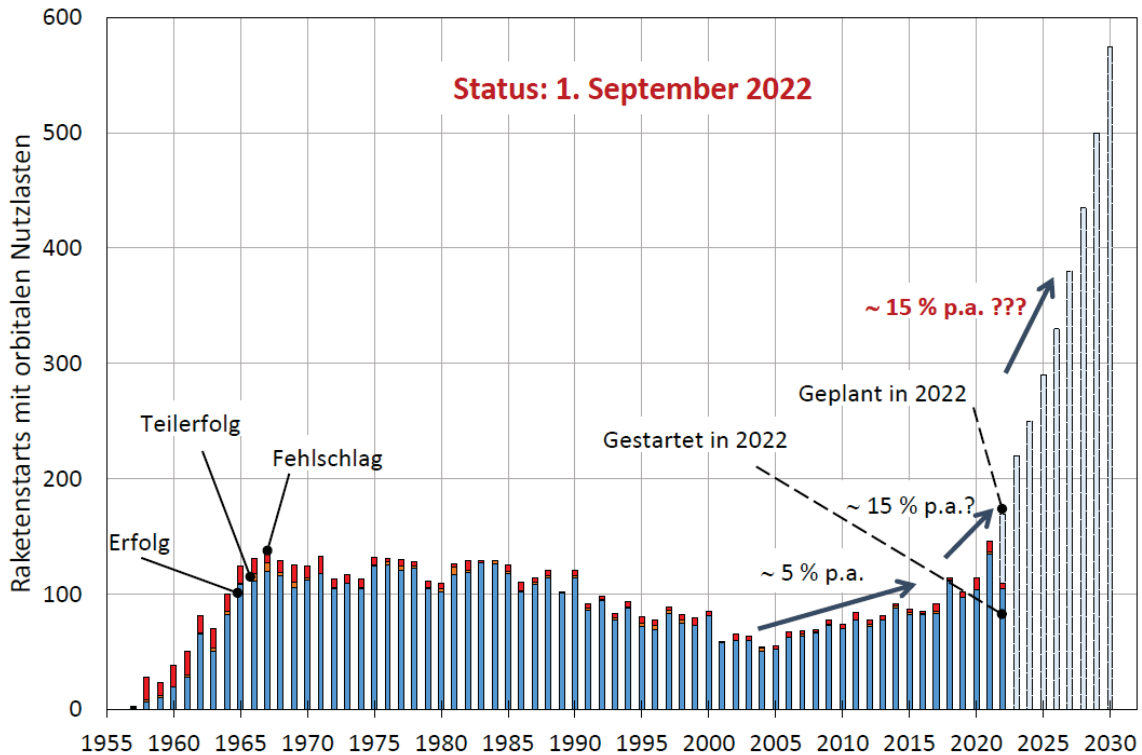


BILD 1. Historische und erwartete zukünftige Anzahl von Orbitalstarts (Stand zum 1. September 2022)

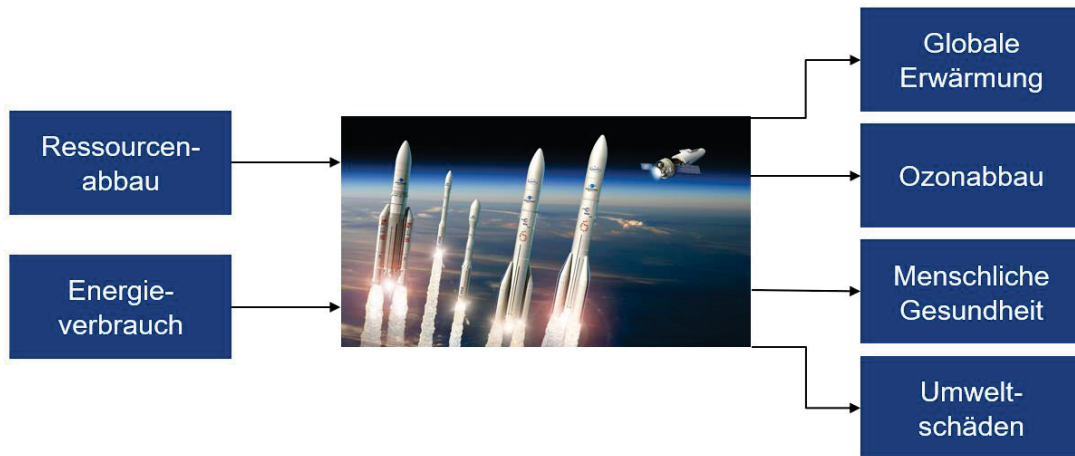


BILD 2. Forschungsgegenstände im Hinblick auf eine Ökobilanz

möglich zu sein, was die Chance eröffnet, ihnen mit umweltfreundlicheren technischen Lösungen entgegenzuwirken. Die Umweltauswirkungen von Raumtransportsystemen werden seit den 1970er Jahren untersucht [3]. Der Schwerpunkt lag dabei vor allem auf den Festtreibstoff-Boostern, da diese ozonschädigendes Chlor und Aluminiumoxidpartikel emittieren. Mit dem in den letzten Jahren stetig wachsenden Verständnis der Einflussfaktoren auf Klima- und Ozonprozesse stellt sich zunehmend die Frage, inwieweit Raketen hierauf Einfluss nehmen. Am Institut für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart wurde daher beschlossen, einen Beitrag zur Lösung dieses drängenden Problems zu leisten, indem man die Umweltauswirkungen von Raketen im Projekt "Analyse der ökologischen Bilanz des Raumtransports" (engl. *Life Cycle Assessment of Space Transportation Systems*) untersucht.

Als erstes Ergebnis wird in diesem Artikel der aktuelle Stand des Wissens zusammengefasst und mögliche Optionen zur Schließung identifizierter Wissenslücken aufgezeigt. Der Artikel konzentriert sich auf die Auswirkungen auf die globale Erwärmung, den Ozonabbau, die menschliche Gesundheit und Umweltschäden. Darüber hinaus werden der erforderliche Ressourcenabbau und der Energieverbrauch angesprochen. Die übergeordneten, langfristigen Ziele sind die Identifizierung und das Verständnis potenzieller Auswirkungen sowie die Erarbeitung von Lösungsvorschlägen für deren Reduktion durch die Untersuchung geeigneter Gegenmaßnahmen in Bezug auf die Architektur von Trägerraketen, deren Treibstoff oder die Wahl der Flugbahn. Im Folgenden wird ein Überblick über die allgemeine Methodik gegeben, gefolgt von einer Diskussion der Auswirkungen der Produktion von

Trägerraketen mit Schwerpunkt auf den Systemen Ariane 5 und Ariane 6. Die Auswirkungen während der Start- und Entsorgungsphase und die damit verbundenen Emissionen werden in den Abschnitten 4 und 5 behandelt.

2. METHODIK DER LEBENSZYKLUSANALYSE

Alle menschlichen Aktivitäten und somit auch die Raumfahrt haben Auswirkungen auf die Umwelt. Seit einigen Jahrzehnten haben wir begonnen zu verstehen, welche Auswirkungen unser Handeln auf uns und die Umwelt hat und dass die Ressourcen der Erde nicht unerschöpflich sind.

Es gibt verschiedene Ansätze zur Berechnung der Umweltauswirkungen von Produkten im Allgemeinen. Internationale Standards finden sich zum Beispiel in ISO 14040 und 14044 [4,5], auf deren Grundlage die ESA seit 2012 eine Ökobilanz-Methodik entwickelt [6]. Diese ist aufgrund der besonderen Anforderungen an die Entwicklungs-, Qualifizierungs- und Testphase spezifisch für Raumfahrtprojekte. Die Methode ist in den "Space System Life Cycle Assessment (LCA) Guidelines" [7] beschrieben, die auf Anfrage bei der ESA erhältlich sind. Dieser Leitfaden definiert die Einteilung in die einzelnen Projektphasen und Subsysteme. Darüber hinaus werden relevante Umweltindikatoren definiert, die auf gängigen LCA-Berechnungsmethoden basieren. In diesem Artikel werden Ressourcenabbau und Energieverbrauch als Input und globale Erwärmung, Ozonabbau, menschliche Gesundheit und Umweltschäden als Output des Lebenszyklus von Raumtransportsystemen betrachtet (siehe Bild 2).

3. EINFLUSS DER PRODUKTION VON RAUMTRANSPORTSYSTEMEN

Die Produktion von Trägerraketen ist ein sensibler und sehr vertraulicher Bereich. Dementsprechend gibt es bisher nur wenige veröffentlichte Studien zum Umwelteinfluss der Produktion, und diese liefern nur relative Werte. Die Ergebnisse von zwei öffentlich zugänglichen Studien, für die Systeme Ariane 5 und Ariane 6, werden im Folgenden kurz zusammengefasst.

3.1. Ariane 5

Die Studie zur Ariane 5 wurde von der ESA durchgeführt und befasste sich mit der Herstellung der Stufen, dem Transport, den Betriebsstoffen und Verbrauchsmaterialien, der Startkampagne und dem Start selbst [8]. Die Entwicklungsphase und die erforderliche Infrastruktur wurden nicht in die Bewertung einbezogen, da sie sich nur schwer einem einzelnen Start zuordnen lassen. Auch Fragen des Wiedereintritts und der Entsorgung wurden in der Studie nicht berücksichtigt. Die wichtigsten Ergebnisse sind:

- Nur der Start selbst hat einen Einfluss auf den Ozonabbau, die Produktionsphase nicht.
- Die Emissionen des Starts haben einen großen Einfluss von 35% bzw. 45% auf die Versauerung der Luft und die Toxizität im Meer.
- Der Transport zum Startort trägt zu 54% zur photochemischen Ozonbildung und zum marinen Eutrophierungspotenzial sowie zu 30% zum Versauerungspotenzial der Luft bei.

- Energie wird vor allem bei der Herstellung der Stufen (36%) und der Treibstoffproduktion (33%) verbraucht.
- Metallische Ressourcen werden vor allem für die Produktion (74%) und den Transport (23%) benötigt. Abiotische Ressourcen werden für die Stufenproduktion (33%), den Transport (16%) und die Treibstoffproduktion (33%) verwendet. Die Wassernutzung wird von der Stufenproduktion (43%) und der Treibstoffproduktion (39%) dominiert.
- Alle anderen Einflüsse werden von der Produktion der Raketensysteme und Treibstoffen dominiert. Bei der Herstellung des Trägersystems, aufgeschlüsselt nach Stufen, entfallen 85-90% der Gesamtauswirkungen auf die Booster und die zentrale Stufe. Die Treibstoffproduktion wird von der Herstellung von Festtreibstoffen dominiert, auf die zwischen 55-98% der Einflüsse entfallen.

3.2. Ariane 6

Eine weitere Studie wurde von ArianeGroup im Auftrag der ESA für die Ariane 64 durchgeführt [9]. Die Ergebnisse der Studie sind vergleichbar mit denen für die Ariane 5, d.h. die Herstellung und Zusammenbau sowie die Produktion von Treibstoffen haben die größten Auswirkungen auf die Umweltindikatoren. Die Entwicklungsphase, die Aktivitäten im Zusammenhang mit der Nutzlast, die Infrastruktur, das Bodensegment, die Geschäftsreisen und die Auswirkungen des Wiedereintritts und der Wasserlandung auf die Entsorgung wurden in der Studie nicht berücksichtigt.

- Festtreibstoffe tragen zu 99% zu den Auswirkungen der Treibstoffproduktion bei.
- Der Anteil des Transports ist deutlich geringer als in der Studie zur Ariane 5.
- Auf die Treibstoffproduktion entfallen etwa 45% des Treibhauspotenzials, auf die Produktion und den Zusammenbau 30%, ähnlich wie bei der Ariane 5. Die Startkampagne hat ebenfalls eine vergleichbare Auswirkung, allerdings hat hier das Startereignis keinen Einfluss und der Transport mit <1% einen sehr geringen.
- Für den Ozonabbau ist allein der Start für die Auswirkungen verantwortlich.
- Der Energieverbrauch findet vor allem bei der Stufenproduktion (34%), der Startkampagne (34%) und der Treibstoffproduktion (42%) statt.
- Die abgebauten metallischen Ressourcen werden vor allem für die Produktion (77%) sowie die Treibstoffherstellung (14%) benötigt. Mineralische, fossile und erneuerbare Ressourcen werden hauptsächlich für die Stufenproduktion benötigt (95%). Beim Wasserverbrauch dominieren die Stufenproduktion (27%) und die Treibstoffproduktion (71%).
- Auch bei den anderen Umweltindikatoren dominieren Produktion und Montage. Die Startkampagne wirkt sich mit jeweils etwas mehr als 20% auf die Bildung von photochemischen Sauerstoffverbindungen, Feinstaub, die Eutrophierung der Meere, den kumulativen Energiebedarf und die Luftversauerung aus.

3.3. Fazit

Bislang sind nur zwei LCA-Studien über die Produktion europäischer Raketen bekannt. Die Ergebnisse zeigen einen bemerkenswert hohen Einfluss der Phasen vor dem eigentlichen Start der Rakete. Insbesondere das Design, die Wahl der Materialien und der Treibstoffe haben einen erheblichen Einfluss auf die Gesamtumweltbelastung von Raumtransportsystemen. Aus den Studien selbst sind jedoch keine absoluten Werte verfügbar.

Deshalb sind gemeinsame Anstrengungen mit der Industrie erforderlich, um einen Datensatz über die Umweltauswirkungen im Zusammenhang mit der Produktion von Trägerraketen zu erstellen. Am Beispiel der Ariane 6 könnten generische Datensätze in den Umweltindikatoren der ESA-LCA Methodik erstellt werden. Insbesondere die Auswahl der verschiedenen Materialien und die Treibstoffherstellung müssen hier genauer untersucht werden.

4. UMWELTEINFLUSS DER EMISSIONEN WÄHREND DES STARTS

Der Schwerpunkt der bisherigen Forschung zu den Auswirkungen während des Starts lag auf dem Gebiet der Emissionen mit besonderem Augenmerk auf Festtreibstoffsystemen. Die von Dallas et al. [10] und Voigt et al. [11] veröffentlichten Übersichten bieten einen guten Überblick. Ein allgemeiner Überblick über die Geschichte der Aktivitäten bis 1998 wurde von Bennett et al. veröffentlicht [12].

4.1. Charakterisierung des Abgasstrahls

Um die auftretenden Emissionen, ihre Entstehung und Wechselwirkung mit der Umwelt zu verstehen, wird zunächst eine Einführung in die Charakterisierung des Abgasstrahls gegeben. Raketenantriebe verbrennen ihre Treibstoffe in der Brennkammer und blasen die heißen Abgasprodukte durch die Düse aus. Im Idealfall sind die chemischen Reaktionen abgeschlossen, wenn das Abgasgemisch den Düsenhals passiert (chemisches Gleichgewicht). In der Realität reagieren jedoch nicht alle Stoffe vollständig, so dass in der Düse weitere Reaktionen stattfinden. Gleichzeitig sinkt durch die Expansion die Wechselwirkungsrate zwischen den Molekülen, so dass davon ausgegangen werden kann, dass am Düsenaustritt kein Gleichgewicht herrscht.

Je nach Expansionsverhältnis der Düse herrscht am Austritt zunächst ein überexpandierter Zustand ($p_e < p_a$) vor. Aufgrund des Aufstiegs der Rakete und des abnehmenden Umgebungsdrucks wird die Düse schließlich unterexpandiert ($p_e > p_a$). Eine Veranschaulichung der auftretenden komplexen Strömungsphänomene ist in Bild 3 gegeben. Zunächst muss zwischen der inneren Kernströmung und der äußeren Mischströmung unterschieden werden. Die Druckdifferenz der Strömung relativ zur Umgebung führt zu einem Expansionsfächer am Düsenaustritt. Die Ablenkung des Abgasstrahls durch die anströmende Umgebungsluft verursacht einen Stoß, der im Nahfeld Mach-Scheiben bildet. Hinter dem Stoß ist die Strömung im Unterschall und wird durch den Stoß aufgeheizt. Aufgrund des nun erhöhten Drucks kommt es wieder zur Expansion und der Prozess beginnt erneut mit schwächeren Stößen, bis sich Druck und Geschwindigkeit

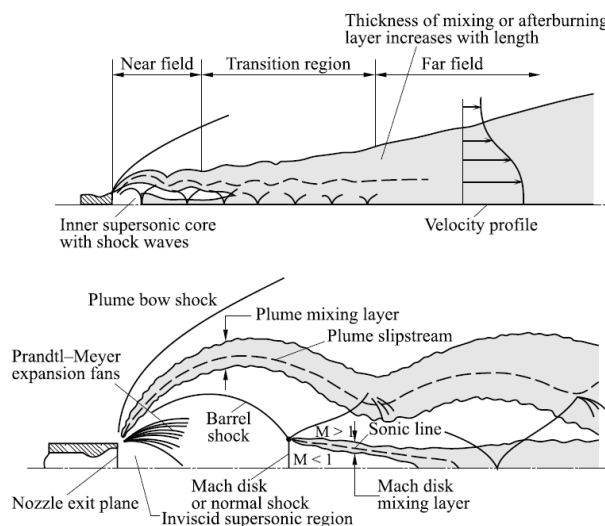


BILD 3. Schema der Abgasfahne einer Rakete [13]

des Abgasstrahls an die Umgebung angepasst haben (Übergangsbereich). Schließlich liegt im Fernfeld ein gemischter, abgekühlter Strahl vor.

Mit zunehmender Höhe nimmt der Druckunterschied zwischen dem Abgasstrahl und der Umgebung zu, was zu einer weiteren Auffächerung des Strömungsmusters führt. Das charakteristische Schockmuster mit einer Vielzahl von Mach-Scheiben nimmt ab, bis schließlich nur noch eine Zelle vorhanden ist, die sich immer weiter vergrößert, bis schließlich ein einfaches Ausströmmuster vorliegt.

In der Literatur wird häufig davon ausgegangen, dass der Kernstrom nicht viskos ist und zunächst nicht mit der Umgebungsluft reagiert. Die Mischschicht, die sich um die Düsendgrenzschicht bildet, wird dagegen durch den Geschwindigkeitsunterschied zwischen der Umgebungsluft und dem Abgasstrahl turbulent durchmischt und abgebremst. Dabei wird kinetische Energie in thermische Energie umgewandelt und es kommt zur Nachverbrennung des treibstoffreichen Abgasstrahls (engl. *Afterburning*). Dieser Effekt tritt auf, bis die Rakete die gleiche Geschwindigkeit wie die Austrittsgase erreicht [13]. Neben der Verbrennung von Abgasgemischresten wird thermisches NO_x gebildet [14]. Die zugehörigen chemischen Reaktionsgleichungen können durch den Zeldovich-Mechanismus beschrieben werden [15]:



mit den Vorwärtsreaktionsratenkonstanten

$$k_{1,f} = 1.8 \cdot 10^{14} e^{-\frac{318 \text{ kJ}\cdot\text{mol}^{-1}}{RT}} \quad \frac{\text{cm}^3}{\text{mol} \cdot \text{s}}$$

$$k_{2,f} = 6.40 \cdot 10^9 T e^{-\frac{26.1 \text{ kJ}\cdot\text{mol}^{-1}}{RT}} \quad \frac{\text{cm}^3}{\text{mol} \cdot \text{s}}$$

$$k_{3,f} = 3.80 \cdot 10^{13} \quad \frac{\text{cm}^3}{\text{mol} \cdot \text{s}}$$

zur Veranschaulichung der Temperaturabhängigkeit der Reaktionen (die Faktoren sind hier in den Einheiten cm,

mol, s und K, die Temperatur in Kelvin und die Aktivierungsenergie in kJ/mol angegeben; R ist die universelle Gaskonstante).

Aufgrund der Nachverbrennung kann davon ausgegangen werden, dass die meisten der unvollständig verbrannten Produkte der Motoren vollständig reagieren. Der Prozess ist jedoch hochturbulent und nicht im Gleichgewicht, was eine genaue Vorhersage sehr schwierig macht.

4.2. Emissionen der Treibstoffe

Je nach der verwendeten Treibstoffkombination werden unterschiedliche Arten von Emissionen freigesetzt. Unter der Annahme stöchiometrischer Reaktionen typischer Brennstoffe, d.h.

- Wasserstoff H₂,
- Methan CH₄,
- Kerosin (RP-1, C₁₂H_{23,4}),
- Monomethylhydrazin (MMH, CH₃(NH)NH₂ oder in Summe CH₆N₂),
- unsymmetrisches Dimethylhydrazin (UDMH, H₂NN(CH₃)₂ oder in Summe C₂H₈N₂),
- Hydroxyl-terminiertes Polybutadien (HTPB, (C₄H₆)₅₀(OH)₂), und
- Aluminium Al

mit ihren jeweiligen typischen Oxidationsmitteln

- Sauerstoff O₂,
- Distickstofftetroxid N₂O₄, und
- Ammoniumperchlorat (AP, NH₄ClO₄)

ergibt sich die in Tabelle 1 zusammengefasste Bildung von emittierten Spezies pro kg Brennstoff.

Die stöchiometrische Annahme entspricht jedoch nicht der Realität. Die meisten Triebwerke werden mit einem Überschuss an Brennstoff betrieben, um das Material vor Oxidation zu schützen, die Temperatur zu regulieren und vor allem, um den spezifischen Gesamtimpuls zu erhöhen. Eine Übersicht über die verschiedenen Emissionen am Düsenaustritt für typische Oxidator/Brennstoff-Verhältnisse

Tabelle 1: Stöchiometrische chemische Reaktionen typischer Brennstoffe und Oxidatoren.

$H_2 + 0.5 O_2 \rightarrow H_2O$ 1 kg H ₂ +7.94 kg O ₂ → 8.94 kg H ₂ O
$CH_4 + 2 O_2 \rightarrow CO_2 + H_2O$ 1 kg CH ₄ + 3.99 kg O ₂ → 2.74 kg CO ₂ + 2.25 kg H ₂ O
$C_{12}H_{23,4} + 17.9 O_2 \rightarrow 12 CO_2 + 11.7 H_2O$ 1 kg C ₁₂ H _{23,4} +3.41 kg O ₂ → 3.15 kg CO ₂ +1.26 kg H ₂ O
$CH_6N_2 + 1.25 N_2O_4 \rightarrow CO_2 + 3 H_2O + 2.25 N_2$ 1 kg CH ₆ N ₂ + 2.50 kg N ₂ O ₄ → 0.96 kg CO ₂ + 1.17 kg H ₂ O + 1.37 kg N ₂
$C_2H_8N_2 + 2 N_2O_4 \rightarrow 2 CO_2 + 4 H_2O + 3 N_2$ 1 kg C ₂ H ₈ N ₂ + 3.06 kg N ₂ O ₄ → 1.46 kg CO ₂ + 1.20 kg H ₂ O + 1.40 kg N ₂
$NH_4ClO_4 \rightarrow 0.5 N_2 + HCl + 1.5 H_2O + 1.3 O_2$ 1 kg NH ₄ ClO ₄ → 0.12 kg N ₂ + 0.31 kg HCl + 0.23 kg H ₂ O + 0.34 kg O ₂
$1 Al + 0.8 O_2 \rightarrow 0.5 Al_2O_3$ 1 kg Al + 0.89 kg O ₂ → 1.89 kg Al ₂ O ₃
$(C_4H_6)_{50}(OH)_2 + 274.5 O_2 \rightarrow 200 CO_2 + 151 H_2O$ 1 kg (C ₄ H ₆) ₅₀ (OH) ₂ + 3.21 kg O ₂ → 3.21 kg CO ₂ + 1.0 kg H ₂ O

Tabelle 2: Emissionen unterschiedlicher Brennstoff-Oxidator-Kombinationen für typische, mit NASA CEA berechnete Mischungsverhältnisse in Gew.-%.

Spezies	LOX/LH ₂ (6.2:1)	LOX/CH ₄ (3.8:1)	LOX/RP-1 (2.6:1)
CO	-	8.43	30.10
CO ₂	-	43.90	40.17
H	0.25	0.02	0.02
HO ₂	0.01	<0.01	-
H ₂	3.36	0.24	0.66
H ₂ O	88.5	43.74	28.79
H ₂ O ₂	<0.01	-	-
O	0.48	0.12	0.01
OH	6.26	1.45	0.24
O ₂	1.09	2.09	0.03
	N ₂ O ₄ /CH ₆ N ₂ (MMH) (2.05:1)	N ₂ O ₄ /C ₂ H ₈ N ₂ (UDMH) (2.67:1)	
CO	8.46	8.33	
CO ₂	18.02	26.81	
H	<0.01	<0.01	
H ₂	0.67	0.34	
H ₂ O	32.44	29.62	
NO	-	0.01	
N ₂	40.40	34.85	
OH	0.01	0.04	
O ₂	-	<0.01	
	NH ₄ ClO ₄ /Al/HTPB (69:19:12)	N ₂ O/HTPB (5.2:1)	
AlCl	0.01	-	
AlCl ₂	<0.01	-	
AlCl ₃	<0.01	-	
AlOH	<0.01	-	
AlOHCl ₂	<0.01	-	
Al(OH) ₂ Cl	<0.01	-	
CO	21.89	20.13	
CO ₂	1.48	8.76	
Cl	0.22	-	
H	0.58	<0.01	
HCl	16.00	-	
H ₂	30.22	10.15	
H ₂ O	11.58	11.82	
NO	<0.01	-	
N ₂	8.26	49.00	
OH	0.04	-	
Al ₂ O ₃ (s)	4.98	-	
Al ₂ O ₃ (l)	4.74	-	

unter Verwendung einer Berechnung mit NASA CEA für p₀ = 70 bar, p₀/p_e = 70 ist in Tabelle 2 dargestellt.

Außerdem erzeugen Raketen mit Kerosin als Treibstoff Ruß, bei dem es sich um runde Kohlenstoffpartikel mit einer Größenverteilung um 200-400 Å handelt [13,16]. Ihre Bildung hängt vom Mischungsverhältnis sowie Wirkungsgrad der Brennkammer ab, der genaue Prozess ist allerdings nicht vollständig geklärt. Sie werden durch Sauerstoff oder Hydroxylradikale im Abgasstrahl oxidiert und nehmen im Durchmesser ab. Der Massenanteil im Abgasstrahl wird in der Literatur mit 0,1-3,0% angegeben. Darüber hinaus kann auch Schwefel im Kerosin enthalten sein, dessen mögliche Auswirkungen bisher nicht untersucht wurden.

Weiter können Aluminiumoxidpartikel durch das Schmelzen der im Brennstoff enthaltenen Aluminiumpartikel entstehen. Zunächst werden Partikel in der Größe zwischen 2 µm und 100 µm erzeugt. Sie verändern in der Düse ihre Morphologie, einerseits weil durch die Beschleunigung Scherkräfte entstehen, die zum Zerfall der größeren Partikel führen, andererseits

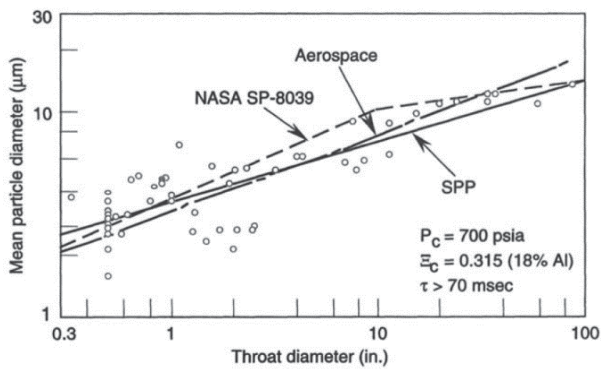


BILD 4. Partikelgrößenverteilung von Aluminiumoxid [13].
schmelzen kleinere Partikel. Die Prozesse sind abhängig von der Düse und der Motorgröße (Bild 4) [13]. Aluminiumoxid wird in zwei verschiedenen Kristallstrukturen gebildet, $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$ (rhomboedrisch) und $\gamma\text{-Al}_2\text{O}_3$ (kubisch).

4.3. Umweltauswirkungen der Emissionen

Der Einfluss der Emissionen von Raumtransportsystemen wird seit den 1970er Jahren diskutiert. Vier wichtige Aspekte werden im Folgenden näher betrachtet: Einfluss auf das Klima, auf die stratosphärische Ozonschicht (die in den letzten Jahrzehnten im Mittelpunkt der Forschung stand), auf Schichten der Atmosphäre sowie auf die Umwelt und den Menschen.

4.3.1. Auswirkungen auf das Klima und den Strahlungshaushalt

CO_2 ist das am besten erforschte Treibhausgas. Es entsteht bei der Verbrennung von Brennstoffen und Bindemitteln auf Kohlenwasserstoffbasis. Es hat eine Lebensdauer von mehreren hundert Jahren und mischt sich gut in der Atmosphäre [17]. Obwohl Raketen in der Öffentlichkeit wegen ihrer CO_2 -Emissionen während des Fluges kritisiert wurden, sind diese im Vergleich zu anderen Emissionen sicher vernachlässigbar gering [11,18]. Bennet schätzte die jährlichen CO_2 -Emissionen chemischer Antriebe 1992 auf 0,00004% der globalen anthropogenen Emissionen [19], d.h. selbst wenn eine Zunahme der Starts um Größenordnungen Realität wird, sind die Auswirkungen vernachlässigbar. Selbst vor dem Hintergrund des Pariser Abkommens über die Verringerung der CO_2 -Emissionen fossilen Ursprungs bis 2050 ist es daher sehr unwahrscheinlich, dass Weltraumstarts als CO_2 -Quelle relevant werden. Nichtsdestotrotz müssen die Emissionen auf einen neutralen Kreislauf umgestellt werden. Kohlenmonoxid ist ein giftiges Gas und verbrennt vermutlich noch im Abgasstrom zu Kohlendioxid, wenn es mit der Atmosphäre in Kontakt kommt. Es hat eine Lebensdauer von 2 Monaten und kann mit Hydroxylradikalen zu CO_2 weiterreagieren und so leicht zum Klimawandel beitragen [17]. Ruß, ein Emissionsprodukt aus kohlenwasserstoffbasierten Motoren, besteht aus kleinen Partikeln, hauptsächlich aus Kohlenstoff. Er kann mehrere Jahre lang in der Atmosphäre verbleiben, insbesondere in der Stratosphäre, wo er schwarze Wolken bilden kann. Wie CO_2 trägt Ruß zum Treibhauseffekt bei. Obwohl Rußpartikel mit einer Verringerung des Strahlungsantriebs am Boden in

Verbindung gebracht werden, sind sie mit einem Anstieg der Stratosphärentemperatur verbunden und nehmen auch in Bezug auf den Strahlungsantrieb der Atmosphäre eine Spitzenposition ein [17,20–22]. Studien haben errechnet, dass Rußemissionen von Kerosintriebwerken die Strahlungsbilanz um einen Faktor von bis zu 10^5 stärker beeinflussen als das emittierte CO_2 [23]. Aluminiumoxid entsteht bei der Verbrennung von Aluminiumpartikeln in Festtreibstoffmotoren. Aluminiumoxid hat eine Auswirkung auf die Strahlungsbilanz, die jedoch nicht sehr gut verstanden ist [24]. Ähnlich wie Rußpartikel können sich Aluminiumoxide in der Stratosphäre anreichern und dort für mehrere Jahre (3-5 Jahre) verbleiben. Es wird angenommen, dass sie die Sonnenstrahlung reflektieren, aber gleichzeitig auch die Wärmestrahlung der Erde. Welcher Effekt überwiegt, ist nicht vollständig geklärt [25].

4.3.2. Auswirkungen auf die Ozonschicht

Die Auswirkungen auf die Ozonschicht sind die in der Literatur mit Abstand am häufigsten diskutierten Auswirkungen von Trägerraketen. In der wissenschaftlichen Bewertung des Ozonabbaus von 1991 und 2018 werden Raketenstarts erörtert, aber es wird festgestellt, dass die Auswirkungen auf das stratosphärische Ozon „viel weniger als 0,1%“ betragen. Andererseits wird auch festgestellt, dass „es noch große Lücken im Verständnis der Raketenemissionen und ihrer kombinierten chemischen, strahlungsbedingten und dynamischen Auswirkungen auf die globale Stratosphäre sowie in den Prognosen der Startraten gibt“ [26,27]. Die Schließung der Wissenslücken ist jedoch aufgrund der Vielfalt der Abgasarten und der damit verbundenen unterschiedlichen chemischen Prozesse eine Herausforderung.

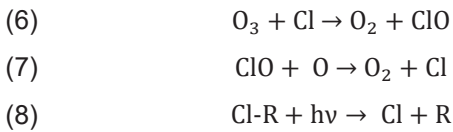
Bennett et al. [19] extrapolieren für Weltraumstarts, dass der Stickstoffkreislauf für 32%, der Chlorkreislauf für 19%, der Wasserstoffkreislauf für 26% und der Sauerstoffkreislauf für 23% des Ozonabbaus verantwortlich sind (d. h. eine fast gleichmäßige Verteilung auf die bekannten Kreisläufe).

Der Stickstoffkreislauf in der Atmosphäre ist Teil des natürlichen Ozonkreislaufs. Bei Trägerraketen entstehen Stickoxide als Reaktionsprodukte von stickstoffhaltigen Treibstoffkombinationen. Unabhängig davon entstehen Stickoxide in allen Arten von Triebwerken in der Wechselwirkung zwischen dem heißen Abgasstrahl und dem atmosphärischen Stickstoff und Sauerstoff. Stickoxide haben ein ozonschädigendes Potenzial, wie von Crutzen [28] beschrieben:

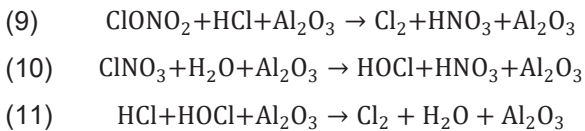


Um den Ozonabbau durch den Chlorkreislauf zu minimieren, wurden die Emissionen einiger chlorhaltiger Moleküle (Fluorchlorkohlenwasserstoffe, teilhalogenierte Fluorchlorkohlenwasserstoffe, Fluorkohlenwasserstoffe) im Montrealer Protokoll verboten, nachdem der Zusammenhang mit dem Ozonloch über den Polen entdeckt worden war [29]. Raketentreibstoffe fallen jedoch nicht unter dieses Abkommen. Dennoch werden Chlor und Chlorwasserstoff durch das in Festtreibstoffmotoren verwendete Ammoniumperchlorat freigesetzt und auch direkt in die Ozonschicht und darüber hinaus emittiert. Dort

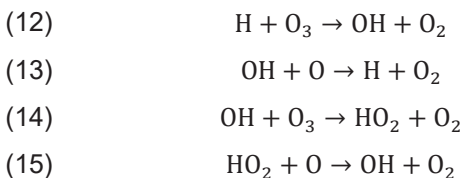
greifen sie in den natürlichen Ozonkreislauf ein und tragen katalytisch zu einem Abbau von Ozonmolekülen bei. Während HCl zunächst nicht reaktiv ist, wird Cl₂ durch Photodissoziation in Cl-Radikale gespalten. Je nach Höhe wird HCl auch bei der Nachverbrennung in Cl umgewandelt oder kann langfristig zum Ozonabbau beitragen. Die folgenden chemischen Hauptreaktionen treten auf:



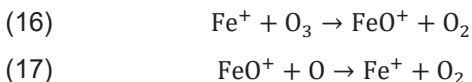
Zusätzlich zu den direkten Reaktionen der Chlormoleküle in der Luft gibt es eine heterogene Reaktion von Molekülen an der Oberfläche von Al₂O₃ [16,30–33]. Molina et al. untersuchten die Reaktion auf α-Al₂O₃-Partikeln in einem Laborexperiment mittels Elektronenionisations-Massenspektroskopie [30]. Die Reaktionswahrscheinlichkeit wurde unabhängig von der Temperatur im Bereich von 190-230 K mit 0,02 bestimmt, und die Reaktionsgeschwindigkeit war auf trockenen Oberflächen geringer als auf mit H₂O oder HNO₃ befeuchteten Oberflächen. Die identifizierten Reaktionswege sind:



Was den Wasserstoff- und Sauerstoffkreislauf betrifft, so können Hydroxylradikale bei unvollständiger Verbrennung gebildet werden. Andererseits werden sie auch auf natürliche Weise in der Troposphäre durch Sonneneinstrahlung gebildet. Hydroxylgruppen sind sehr reaktiv, insbesondere mit Ozon [19]:



Dieser kurze Überblick veranschaulicht die möglichen Auswirkungen von Raketenabgasen auf die bekannten Ozonzyklen. Andere Abgasbestandteile können jedoch zusätzliche Auswirkungen haben. Beispielsweise wurde Eisen als Treibstoffzusatz in den Space Shuttle Boostern verwendet. Kelley et al. untersuchten das Potenzial für einen Ozonabbau und identifizierten die folgenden Reaktionswege [34]:



Für Rußpartikel führten Kamm et al. Laborexperimente durch, um ihr Ozonabbaupotenzial zu untersuchen [35]. Sie zeigten, dass Ozon an der Oberfläche abgebaut wird und dass dieser Prozess aufgrund der niedrigen Temperaturen auf eine Molekülschicht beschränkt ist. Allerdings gibt es auch heterogene und indirekte Effekte, da Ruß in der Stratosphäre zu einer lokalen Erwärmung führt, die die ozonabbauenden Prozesse beschleunigt. Außerdem können sich Sulfate an der Oberfläche anreichern, was eine heterogene Reaktion unterstützt. Schließlich können auch

Veränderungen der dynamischen Prozesse in der Stratosphäre aufgrund der erhöhten Temperaturen zu einem zusätzlichen Ozonabbau führen [27].

4.3.3. Einfluss auf die Wolkenbildung

In der Literatur wird im Zusammenhang mit Starts von Raumtransportsystemen häufig die verstärkte Bildung sogenannter polaren mesosphärischen Wolken (PMC) in Verbindung mit dem Auftreten als leuchtende Nachtwolken (NLC) diskutiert. PMC bestehen aus Eispartikeln und treten in den Polarregionen im Sommer in Höhen von 80-90 km bei kalten und trockenen Umgebungsbedingungen (<150 K, wenige ppmv Wasserdampf) auf [36]. Bereits in den 1990er und 2000er Jahren gab es eine Reihe von Studien, die den Zusammenhang zwischen Raketenabgasen (vor allem aus dem Space-Shuttle-Programm) und der Bildung von PMC näher untersuchten. Die beobachteten Wolken erstreckten sich auch auf die untere Troposphäre. Die Messungen wurden sowohl mit bodengestützten Instrumenten als auch mit Satelliten durchgeführt, die permanent Beobachtungsdaten lieferten [37–47]. Stevens et al. untersuchten zum Beispiel die OH-Konzentration, die mit Wasserdampf und PMC in der oberen Atmosphäre korreliert [39]. Es wurde gezeigt, dass die Bildung von PMC mit Space Shuttle-Starts in Verbindung steht und innerhalb weniger Tage über die Arktis transportiert wird. Eine Messung der PMC-Massen mittels solarer Rückstreuung im Ultraviolettbereich (SBUV) durch Stevens et al. ergab, dass ein einziger Start des Shuttles die jährliche PMC-Masse um bis zu 22% erhöht [37].

Eine signifikante globale Auswirkung von PMC auf die Strahlungsbilanz der Erde ist jedoch nicht bekannt. Ebenso zeigen Studien über die Strahlungseffekte von PMC, dass sie kaum Auswirkungen auf die Oberflächentemperaturen haben.

4.3.4. Auswirkungen auf die Ionosphäre

Seit den 1960er Jahren ist auch bekannt, dass Raketen einen Einfluss auf die Ionosphäre haben [48]. Der Durchflug einer Rakete verursacht eine akustische Schockwelle, die zu Schwankungen in der Elektronendichte führt [49–51]. Außerdem wurde nach Raketenstarts ein Loch in der Ionosphäre festgestellt [52]. Die Erklärung hierfür ist, dass ausgestoßene Wassermoleküle zur Rekombination von Sauerstoffatomen mit Elektronen führen [53,54]. Die Effekte sind vorübergehend, wurden aber bereits in mehreren Messungen nachgewiesen. Sie können sich negativ auf die Genauigkeit von Navigationssignalen auswirken [49,52].

4.3.5. Auswirkungen auf die menschliche Gesundheit

Ein prominentes Beispiel sind hydrazinbasierte Antriebssysteme, die erhebliche Auswirkungen auf die Umwelt und die menschliche Gesundheit haben können. Diese wurden und werden in erster Linie von Baikonur in Kasachstan aus gestartet. Herabfallende ausgebrannte Stufen mit Treibstoffresten führten dazu, dass ein Gebiet von $7,7 \cdot 10^6 \text{ km}^2$ zur "Zone der ökologischen Katastrophe" erklärt wurde [55]. Die Konzentration von Hydrazin betrug bis zu 1000 mg/kg und werden im trockenen Boden Kasachstans nur langsam abgebaut.

Carlsen et al. führten eine Studie über die möglichen Auswirkungen der Ablagerung von Hydrazin durch [56–58]. Sie untersuchten die chemischen Eigenschaften, den Abbau durch natürliche Prozesse und die Auswirkungen auf lebende Organismen. Da UDMH in Wasser sehr gut löslich ist, kann es leicht in das Grundwasser gelangen. Im Wasser ist es schon in geringen Konzentrationen giftig für Lebewesen. Außerdem wird es durch Dispersion in die Atmosphäre freigesetzt, wodurch laut Analyse die zulässigen Grenzwerte überschritten werden. UDMH hat karzinogene, mutagene, konvulsive, teratogene und embryotoxische Wirkungen auf den Menschen. Ritz et al. führten eine Studie über die Sterblichkeitsrate bei Testpersonal von Raketenantriebstests durch [59]. Sie fanden einen positiven Zusammenhang zwischen der Exposition gegenüber Hydrazin und der Krebssterblichkeit. Zuverlässige Ergebnisse konnten jedoch nur für ein erhöhtes Sterblichkeitsrisiko durch Lungenkrebs ermittelt werden.

4.3.6. Umweltschäden

Zum Zeitpunkt der Space Shuttle-Starts wurden zahlreiche Studien durchgeführt, die sich mit der Schädigung von Ökosystemen durch den sauren Ausfall der Booster-Emissionen befassten. So wurde beispielsweise in den Lagunen nördlich der Startplattformen ein Fischsterben beobachtet [60–62]. Die Studien ergaben einen Zusammenhang mit einem raschen Abfall der pH-Konzentration aufgrund der Exposition von HCl im Lagunenwasser auf 1 pH wenige Minuten nach dem Start. 1,5 Stunden später hatten sich die pH-Werte wieder normalisiert. Die Kiemen der Fische wurden untersucht und wiesen alle Schäden auf. Außerdem wurden Mineralablagerungen auf den Kiemen festgestellt. Weitere Studien wurden durchgeführt, um die Auswirkungen auf die Vegetation zu beobachten [63–65]. Es wurde ein Verlust empfindlicher Arten und eine Verringerung der Struktur und Dichte sowie das Wachstum anderer Arten in der Nähe des Startplatzes und auf den Dünen und am Strand im Nordosten festgestellt. Die Vegetation erholte sich jedoch nach dem Ende des Programms. In der Ferne wurden Säure und Feststoffe auf den Blättern festgestellt, die jedoch nur 1-5% der Oberfläche bedeckten und somit nicht zum Absterben der Pflanzen führten. Marion et al. untersuchten die Auswirkungen von HCl auf verschiedene Bodentypen [66]. Dabei wurden Säuren mit unterschiedlichen pH-Werten und Expositionszeiten untersucht. Es wurde festgestellt, dass nur die Säure mit einem pH-Wert von pH=1,0 zu einem schnellen Absinken des pH-Wertes des Bodens führte. Ferner wurden die Neutralisationsprozesse untersucht und die chemischen Grundlagen dafür dargestellt. Es zeigte sich, dass die Neutralisationskapazität mit zunehmendem Alter des Bodens anstieg. In China untersuchten Xue et al. die Anzahl der Insektenarten vor und nach einem Start in tropischen Plantagen in der Nähe des Wenchang Satellite Launch Centre [67]. Sie stellten fest, dass die Zahl der Arten und die Zahl der Insekten nach Raketenstarts abnahm. Eine von Lointier durchgeführte Analyse der Umweltauswirkungen der Gebiete um Testanlagen in Französisch-Guayana ergab eine Entlaubung, einen Rückgang des pH-Werts und einen Anstieg des Kalzium-, Magnesium- und Natriumgehalts [68]. Aufgrund der starken und regelmäßigen Regenfälle werden die Schadstoffe jedoch recht schnell abgebaut und über die Flüsse ins Meer

abgeleitet. Außerdem kann der Regenwald das saure Milieu gut kompensieren. Es ist jedoch nicht ganz klar, ob die Auswirkungen durch natürliche saisonale Schwankungen erklärt werden können. Die jährlich von CNES veröffentlichten Studien zeigen Ergebnisse, die durch umfangreiche Messungen in der Umgebung des Ariane-Startplatzes gewonnen wurden. Den Ergebnissen zufolge gibt es keine Auswirkungen auf Flora und Fauna im Umkreis von 1 km um den Startplatz [69].

4.4. Messkampagnen

4.4.1. Luftgestützte Messungen

Verschiedene Messkampagnen wurden in der Abgaswolke von Raketen durchgeführt, die alle zumindest teilweise mit Feststoffraketenmotoren betrieben wurden. Im Jahr 1974 flog erstmals ein Flugzeug durch einen Abgasstrahl einer Titan III und es wurden Messungen des Ozonabbaus durchgeführt. Dabei konnten Pergament et al. 13 Minuten nach dem Start in 18 km Höhe einen Ozonabbau von 40% messen [70].

Im Rahmen des RISO-Programms (Rocket Impacts on Stratospheric Ozone) wurden drei Durchflüge bei Delta II- und Titan IV-Raketenstarts mit einem NASA-Flugzeug durchgeführt. Im Rahmen des Programms Atmospheric Chemistry of Combustion Emissions Near the Tropopause (ACCENT) wurden 1999 sechs Durchflüge bei einem Athena II-Raketenstart und im Jahr 2000 14 Durchflüge während des Starts von STS-106 durchgeführt [11].

Es wurden Studien zur Konzentration von HCl und Ozon, zur Konzentration von NO-Spezies, zur Partikelgrößenverteilung und zur Zusammensetzung der Wolken von Feststoffraketenmotoren durchgeführt. Messungen der Ozonkonzentrationen wurden während mehrerer Starts durchgeführt [70–74]. Die Messungen zeigten, dass die Ozonkonzentration in der ersten halben Stunde nach dem Start abnahm, eine weitere halbe Stunde lang niedrig blieb und dann langsam wieder auf Umgebungswerte anstieg (siehe Bild 5).

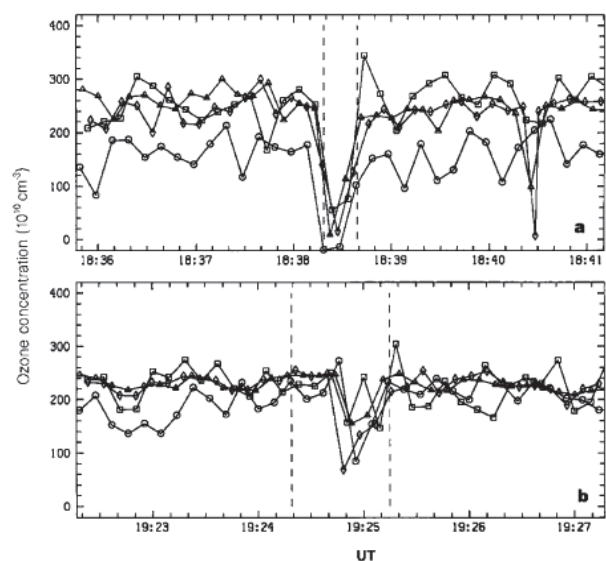


BILD 5: Gemessener Ozonabbau in einem Raketenabgasstrahl [72].

Bemerkenswert ist, dass nach Sonnenuntergang kein Ozonabbau mehr festgestellt werden konnte. Dies wurde damit erklärt, dass nachts keine Photodissoziation mehr stattfand, d.h. es wurden keine Chlor-Radikale freigesetzt. Außerdem lassen die Beobachtungen darauf schließen, dass die anderen ozonabbauenden Stoffe im Abgasstrom keine signifikante Wirkung haben [71,73].

Andere Messungen befassten sich mit der Konzentration von Chlor-Verbindungen in der Atmosphäre [71,73–75] und der Partikelgrößenverteilung [16,76–85]. Diese ergaben unterschiedliche Größenverteilungen im Bereich von 0,01–4 μm . Die Ergebnisse zeigten, dass die Partikelverteilung von dem betrachteten Feststoffsystem abhängt. Außerdem wurde die Benetzung der Oberfläche der Partikel mit HNO_3 bestimmt [76]. Cziczko et al. führten Messungen mit einem Partikelmassenspektrometer in den Abgasfahnen von Athena II und Space Shuttle durch [86].

Messungen mit einem Spektrometer auf einem Nimbus 7-Satelliten konnten 7 Stunden bis 2 Tage nach einem Space Shuttle-Start keinen Ozonabbau feststellen [87]. Dies ist jedoch aufgrund der Messgenauigkeit (3–4%), der späten Messzeiten und der Tatsache, dass das Space Shuttle in einem Winkel durch die Ozonschicht flog, nicht überraschend.

4.4.2. Bodengestützte Messungen

Ein Schwerpunkt der bodengestützten Messungen während der Space Shuttle-Starts lag auf der Ausbreitung der Bodenwolke und dem Niederschlag der enthaltenen Bestandteile. Dreschel und Hinkle untersuchten den pH-Wert und den anorganischen Kohlenstoff in den Lagunen [88]. Während eines Shuttle-Starts wurden 3 t HCl im Messgebiet abgelagert. Der pH-Wert sank je nach Messstation um 1–7 Einheiten, erreichte aber nach drei Tagen wieder den ursprünglichen Wert. Als Grund dafür wird die Verdünnung mit Wasser außerhalb der Messstelle sowie ein natürliches Puffersystem durch Bikarbonat angenommen. Die Vorgänge wurden im Labor auch experimentell simuliert. Dreschel und Hall führten auch eine Studie zur Untersuchung der Al_2O_3 -Partikel und HCl während dreier Shuttle-Starts durch, indem sie Sammelbehälter auf einer Fläche von 420 m x 300 m nördlich der Startplattform aufstellten [89]. Es wurde eine Kontamination von bis zu 127 g/m^2 für HCl und bis zu 246 g/m^2 für Al_2O_3 gemessen.

Es liegen außerdem bereits sehr umfangreiche Arbeiten zu emissionsspektroskopischen Messungen vor, die u.a. von Simmons [13] zusammengefasst wurden. Dieses bereits vorhandene Wissen kann für den Nachweis und die Erfassung von Emissionen sicherlich von großer Bedeutung sein. Neben einer Einführung in Raketentriebwerke sind hier eine Charakterisierung des Abgasstrahls bei verschiedenen Konfigurationen, Strahlungsprozesse der Spezies, Codes zur Berechnung der Vorgänge in Düsen und Abgasströmungen, Abgassignatur in verschiedenen Phasen sowie die Eigenschaften der Moleküle im Abgasstrahl von Interesse.

4.5. Simulation der Einflüsse

Die Veröffentlichungen zu Simulationen der Auswirkungen von Raketenemissionen befassen sich vor allem mit zwei Aspekten: der lokalen Simulation des Abgasstrahls und der entstehenden chemischen Emissionsprodukte sowie der Simulation im globalen Maßstab mit chemischen Transport-

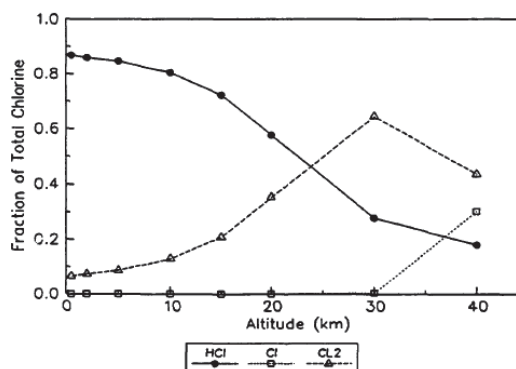


BILD 6. Umwandlung von HCl zu Cl_2 und Cl in Abhängigkeit von der Höhe [99].

und Strahlungsbilanzmodellen auf die Ozonschicht und das Klima.

4.5.1. Simulationen zur Abschätzung der Emissionen

Die Simulation der Emissionen von Raketentriebwerken ist vor allem bei Spurengasen eine Herausforderung. Die in der Brennkammer und der Düse ablaufenden Reaktionen werden häufig unter Gleichgewichtsannahmen berechnet, was der Realität nicht gerecht wird. Darüber hinaus stellt die Simulation der Nachverbrennung eine große Herausforderung dar. Da die Strömung turbulent ist und die chemischen Prozesse sich nicht im Gleichgewicht befinden, sind komplexe Berechnungen erforderlich. Übliche Methoden sind adaptierte CFD-Simulationen mit Reaktionsmodellen [90–96] oder Large-Eddy-Simulationen [97,98].

So entwickelten beispielsweise Gomberg und Stewart 1976 ein numerisches Modell zur Simulation der Nachverbrennung der Titan- und Space Shuttle-Booster [95]. Es wurde festgestellt, dass die NO_x -Emissionen mit zunehmender Höhe abnehmen. In großen Höhen minimiert sich die NO_x -Bildung aufgrund der starken Expansion und des damit verbundenen Temperaturabfalls. Die Umwandlung von HCl in Cl_2 und Cl wiederum nimmt mit zunehmender Höhe zu (siehe Bild 6), was mit den Ergebnissen von Zittel [99] übereinstimmt.

Leone und Turns berechneten die Emissionen aufgrund der Nachverbrennung mit einem 1-D-Modell und verglichen diese mit den Berechnungen von Gomberg und Stewart (10 g/kg NO_x in Bodennähe bis 1 g/kg in 15 km Höhe) [96]. Sie erhielten Werte zwischen 0,17 g/kg NO_x in 15 km Höhe und 0,0033 g/kg NO_x in 30 km Höhe. Auch die Cl-Bildungsrate nahm mit zunehmender Höhe zu.

Poubeau [98] untersuchte in seiner Dissertation die Simulation des Abgasstrahls eines Feststoffraketenmotors in 20 km Höhe. Die Simulationen ergaben eine Umwandlungsrate von 20–30% HCl zu Cl/Cl_2 .

4.5.2. Globale Effekte auf das Ozon

Die Auswirkungen auf Ozon wurden in einer Reihe von Studien genauer untersucht [3,19,23,100–109]. Zu diesem Zweck wurden 2- und 3-dimensionale chemische Transportmodelle verwendet. Ein Überblick über die Simulationsergebnisse ist in Tabelle 3 gegeben. Mit Ausnahme von DeSain, der mit einem analytischen linearen Modell rechnete, wurden alle globalen jährlichen

Ozonverluste für historische Startraten unter 0,1% berechnet. Zum Vergleich: Die gesamte globale Ozonkonzentration liegt etwa 2,2% unter den Werten von 1964-1980 [27].

4.5.3. Globale Effekte auf das Klima

Die Auswirkungen auf das Klima wurden ebenfalls in mehreren Studien untersucht [23,25,100,106,109,110]. Ein Überblick über die Simulationsergebnisse ist in Tabelle 4 zusammengefasst. Mit Ausnahme der analytischen Berechnung von Ross wird in den Modellen der Einfluss von Aluminiumpartikeln nicht berücksichtigt. Verglichen mit dem gesamten anthropogenen Strahlungsantrieb (RF) von $2,72 \text{ W/m}^2$ [17] zeigen die Ergebnisse, dass die Auswirkungen heutzutage sehr gering sind (0,014% Veränderung pro Jahr nach Ryans Szenario [100]).

4.6. Herausforderungen der Umweltbilanzierung

Die Herausforderungen bei der Erfassung der Umweltauswirkungen von Trägerraketen wurden in einem Artikel von Murray et al. diskutiert [111]. Diese wurden in zwei verschiedene Bereiche unterteilt: die Simulation von Raketenabgasen und die Unsicherheiten bei der Modellierung der Auswirkungen auf das Klima.

Da Raketenabgase sowie ihre Wechselwirkung mit der Umgebungsluft ein komplexer strömungsmechanischer Prozess mit Expansion, Unter- und Überschallbereichen, Wechselwirkung von Grenzschichten sowie turbulenten und stoßbehafteten Strömungsprozessen ist, können diese nur mit großem Rechenaufwand berechnet werden. Insbesondere müssen die chemischen Reaktionsgleichungen für alle Reaktionsarten mit Reaktionskonstanten vollständig verstanden werden. Außerdem ist die Wechselwirkung des Abgasstrahls mit der einströmenden Umgebungsluft noch nicht vollständig verstanden.

Auch die in Festtreibstoffen vorkommenden Partikel beeinflussen die Strömung und Chemie im Abgasstrahl. Sie folgen nicht dem Druckgefälle im Strahl, sondern werden durch den Luftwiderstand gelenkt. Die daraus resultierende Verzögerung führt zu einem früheren Übergang der Überschallströmung in den Unterschallbereich, was die Temperatur erhöht und den Nachbrenneffekt verändert. Darüber hinaus sind die Reaktionen an der Oberfläche der Al_2O_3 -Partikel sowie deren Strahlungseigenschaften nicht vollständig verstanden, so dass die chemische Modellierung und die Simulation der Emissionen mit Unsicherheiten behaftet sind.

Eine weitere Unsicherheit ist mit dem Verständnis der Grenzschicht verbunden, die sich in der Düse bildet und nach dem Verlassen der Düse mit der Umgebungsluft interagiert.

Die Wechselwirkung mit der Atmosphäre stellt ebenfalls eine Herausforderung dar, da die Vermischung mit dem Abgasstrahl stark von der umgebenden Luftströmung abhängt und sich im Laufe der Zeit ständig ändert. Schließlich hat auch die Raketenkonfiguration einen großen Einfluss, da sie die Strömungsumgebung bis zum Punkt der Interaktion mit dem Abgasstrahl beeinflusst.

Die Herausforderungen bei der Klimamodellierung liegen in der Implementierung des global gesehen kleinskaligen Abgasstrahls in die normalerweise großskaligen Klimamodelle. Auch die Auswirkungen lokaler Winde und

Tabelle 3. Simulationsergebnisse auf den lokalen und globalen Ozonabbau als Folge von Raketenstarts.

Autor	Methode	Szenario	Ozon lokal [%]	Ozon global [%]
Bekki [109]	3D	6 Ariane 5	0.1	0.011
Bennett [19]	Analytisch	9 Space Shuttle, 6 Titan IV	-	0.012
Danilin [107,108]	3D	9 Space Shuttle, 4 Titan IV	0.07	0.034
DeSain [106]	Analytisch	Starts 1985-2013	-	0.189
Jackman [104]	2D	Space Shuttle, Titan III/IV Starts 1975-1997	-	0.025
Jackman [104]	2D	9 Space Shuttle, 3 Titan IV	-	0.099
Jackman [105]	2D	9 Space Shuttle, 3 Titan IV	0.14	0.05
Jones [103]	2D	10 Ariane 5	-	0.08
Potter [3]	?	60 Space Shuttle	0.3	-
Prather [102]	AER, GSFC, GISS	9 Space Shuttle, 6 Titan IV	0.25	<0.1
Ross [101]	2D	10 Proton Starts	-	0.00012
Ross [23]	WAACCM 3	1000 Hybrid	6	1
Ryan [100]	GEOS-Chem + RRTMG	Starts 2019	0.15	0.01

Tabelle 4. Simulationsergebnisse zur Strahlungsänderung RF als Folge von Raketenstarts.

Autor	Methode	Szenario	RF [mW/m^2]
Bekki [109]	3D	6 Ariane 5	0.06
DeSain [106]	Analytisch	Launches 1985-2013	2.1
Larson [110]	NOCAR/WACCM	10^5 LOX/LH2	30
Ross [23]	WACCM3	1000 Hybrid	100
Ross [25]	Analytisch	Launches 2013	16 ± 8
Ryan [100]	GEOS-Chem + RRTMG	Starts 2019 für 10 Jahre	3.9
Ryan [100]	GEOS-Chem + RRTMG	Space Tourismus für 3 Jahre	7.9

Variationen der atmosphärischen Bedingungen haben einen Einfluss auf die weitere Entwicklung des Abgasstrahls. Darüber hinaus stellt das Zusammenwirken mehrerer Abgasstrahlen bei kurz aufeinanderfolgenden gleichen oder unterschiedlichen Starts und deren Auswirkungen auf die Atmosphäre und Durchmischung einen Unsicherheitsfaktor dar. Daher sind weitere boden-, flugzeug- und satellitengestützte Messkampagnen notwendig, um die Modelle zu validieren.

4.7. Regulatorische Aspekte

Ross et al. diskutieren in einer Veröffentlichung mögliche Aspekte der Regulierung vor dem Hintergrund steigender Startraten [18,112]. Sie gehen davon aus, dass die damit verbundenen Emissionen in der Troposphäre nicht von Bedeutung sind. Allerdings sind die Raketenemissionen in die Stratosphäre im Hinblick auf das Montrealer Protokoll besonders kritisch. Da andere ozonabbauende Stoffe geregelt sind, Raketenemissionen aber nicht, kann es früher oder später zu einem Konflikt mit den Reduktionsbemühungen kommen. Um vollständige wissenschaftlich fundierte Antworten geben zu können, fordern sie außerdem, die Wissenslücken durch ein Forschungsprogramm mit stratosphärischen Messkampagnen, Laborexperimenten, Tests auf Triebwerksprüfständen und Klimamodellierung zu schließen.

4.8. Fazit

Im Hinblick auf die Gesamtökobilanz von Trägerraketen, sind die Raketenemissionen der bisher am umfassendsten untersuchte Bereich. Die Emissionen hängen vom verwendeten Treibstoffsystem und vom Ausmaß der Nachverbrennung ab, bei der auch thermisches NO_x gebildet wird. Die Vorhersage der Emissionen stützt sich jedoch auf ungenaue Berechnungen und Modelle. Die Emissionen haben Auswirkungen auf das Klima. Vor allem Ruß trägt zu einem erhöhten Strahlungsantrieb und verschiedene andere Abgasbestandteile zum Ozonabbau bei. Besonders erwähnenswert sind Chlorverbindungen und heterogene Reaktionen an der Oberfläche von Aluminiumoxid. Die ozonabbauende Wirkung wurde in mehreren Messkampagnen nachgewiesen, und Simulationen zeigten, dass der jährliche Ozonabbau durch Raketen weniger als 0,1% beträgt. Vor dem Hintergrund möglicher Regulierungen und der erwarteten Steigerung der Startraten sind jedoch weitere wissenschaftliche Untersuchungen notwendig, um die Emissionen bei Triebwerkstests mittels Emissionsspektroskopie und Gaschromatographie zu erfassen, sowie bei Durchflügen durch die Abgaswolken die Emissionen und Aerosolverteilung zu messen. Darüber hinaus müssen die Strahlungseigenschaften und die ozonabbauenden Prozesse besser verstanden werden, um eine zuverlässigere Einschätzung der Gesamtauswirkungen geben zu können.

5. WIEDEREINTRITT

5.1. Klassifizierung der Emissionen

Während der Schwerpunkt der Forschung in der Vergangenheit auf den Emissionen während des Starts lag, wurden die Auswirkungen des Wiedereintritts von Raumfahrzeugen erst in den letzten Jahren berücksichtigt. Die auftretenden Emissionen lassen sich nach der Art ihrer Entstehung einteilen. Ein geschützter, kontrollierter Wiedereintritt einer Raketenstufe wird derzeit überwiegend nur bei Haupt- und Booster-Stufen angewandt, bei denen ein Hitzeschild oder Triebwerksabgase die Stufe schützt. In diesem Fall bleibt die Struktur erhalten. Die zweite Art ist der ungeschützte kontrollierte oder unkontrollierte Wiedereintritt einer Trägerraketen-Oberstufe, der zu einem teilweisen oder vollständigen Abbrand einer Stufe führt.

Im ersten Fall entstehen die Schadstoffemissionen nur durch die Erwärmung der Atmosphäre und die Wechselwirkung mit dem Hitzeschild oder dem für die Rückführung emittierten Abgasstrahl. Hier werden thermisches NO_x und Emissionsprodukte durch Pyrolyse, Oxidation oder Ablation des Hitzeschutzmaterials gebildet. Im zweiten Fall kommt es zusätzlich zur Aufheizung der Atmosphäre zum Schmelzen, Abbrand oder Verglühen der Strukturen. Infolgedessen können Emissionen als Partikel in der Atmosphäre verbleiben. Trägerraketen bestehen größtenteils aus Aluminium, weshalb es als Hauptemission von wieder eintretenden Raketenstrukturen angenommen wird [113].

5.2. Massenabschätzung der Emissionen

Es gibt einige Veröffentlichungen zur Erfassung von Emissionen beim Wiedereintritt [114–116]. Die Abschätzung und Zuordnung zu einer bestimmten Höhe ist jedoch sehr komplex, da die genaue Wiedereintrittsbahn, die Wechselwirkung mit der Atmosphäre und das verbrannte Material bekannt sein müssen. Die Simulation solcher Emissionen ist daher nur mit groben Schätzungen möglich. In einem kürzlich erschienenen Artikel wurde gezeigt, dass die Emissionen von Aluminium in die Erdatmosphäre durch wieder eintretende Strukturen bereits heute in der gleichen Größenordnung liegen wie der geschätzte Beitrag natürlichen Ursprungs, d.h. durch Meteoriten [117]. Da die Starts in den kommenden Jahren zunehmen werden, ist zu erwarten, dass in Zukunft mehr anthropogenes Aluminium in die Atmosphäre gelangen wird, das fast zu gleichen Teilen von den Oberstufen und den verschiedenen Nutzlasten stammt. Die Auswirkungen sind jedoch nicht bekannt, so dass eine genauere Kenntnis der auftretenden Prozesse beim Wiedereintritt erforderlich ist, um eventuell Gegenmaßnahmen ergreifen zu können, bevor die Auswirkungen sichtbar werden.

Bei NO_x hingegen sind die Emissionen von Raketenstrukturen deutlich geringer als die von Meteoriten. Dies setzt allerdings die Annahme voraus, dass Meteoriten aufgrund ihrer höheren kinetischen Energie während ihres Fluges durch die Atmosphäre wesentlich mehr NO_x produzieren. Die Bildung von NO_x dürfte nicht nur von der Flugbahn, sondern u.a. auch von der Geometrie des Körpers, der Dichte der Atmosphäre sowie dem Eintrittswinkel und -ort abhängen und unterliegt daher einer deutlich größeren Streuung.

5.3. Fazit

Die Auswirkungen des Wiedereintritts sind bisher kaum untersucht worden. Die Prozesse selbst sind sehr komplex, so dass sie nur annähernd simuliert werden können. Die Emissionen von Aluminium liegen in der gleichen Größenordnung wie die von Meteoriten in die Atmosphäre eingebrachte Menge. Es fehlt aktuell noch das Verständnis für die Art der auftretenden Emissionen und deren Erfassung durch Messungen, z.B. in Prüfständen. Die Auswirkungen anderer Strukturmaterialien von Oberstufen oder Satelliten, die beim Verglühen in der oberen Erdatmosphäre freigesetzt werden, wurden bislang nicht einmal ansatzweise erörtert.

6. ZUSAMMENFASSUNG

Alle menschlichen Aktivitäten wie die Raumfahrt haben immer Auswirkungen auf die Umwelt. Seit einigen Jahrzehnten haben wir begonnen zu verstehen, welche Auswirkungen unser Handeln auf uns und die Umwelt hat und dass die Ressourcen der Erde nicht unerschöpflich sind. Die Umweltauswirkungen von Trägerraketen werden seit den 1970er Jahren untersucht. Es sind jedoch noch weitere Forschungsvorhaben erforderlich, um sie vollständig zu verstehen. Die zu erwartende starke Zunahme der Raketenstarts in Verbindung mit dem mangelnden Wissen über die Auswirkungen auf Klima und Ozon stellen daher ein Risiko dar.

Bislang gibt es nur wenige Studien über die Produktion von Trägersystemen, die jedoch zeigen, dass die Umweltauswirkungen der Produktionsphase in allen Bereichen dominieren. Daher sind Ecodesign-Ansätze notwendig, um Hotspots zu identifizieren und geeignete umweltfreundlichere Produktionstechnologien zu etablieren.

In der Startphase hängen die Emissionen der Motoren von dem verwendeten Brennstoff-Oxidator-gemischen ab. Die Auswirkungen der Emissionen auf das Klima, die Ozonschicht, die menschliche Gesundheit und die Umweltverträglichkeit sind einigermaßen gründlich untersucht worden. Nach derzeitigem Kenntnisstand sind die Auswirkungen auf das Klima sehr gering, aber die zunehmende Freisetzung von Ruß in größeren Höhen hat einen starken Einfluss auf die Strahlungsbilanz. Die Auswirkungen auf das Ozon sind am größten, obwohl die Raketen bisher weniger als 0,1% des Ozons pro Jahr abbauen, wie Simulationen zeigen.

Die Auswirkungen auf die menschliche Gesundheit beschränken sich auf den Kontakt mit Treibstoffrückständen. Die Umweltauswirkungen von Festtreibstoffraketen werden lokal mit Fischsterben und reduziertem Pflanzenwachstum in Verbindung gebracht. Außerdem tragen Raketen zur verstärkten Bildung von polaren mesosphärischen Wolken bei.

Die Auswirkungen der Wiedereintrittsphase sind nur unzureichend erforscht, aber es hat sich gezeigt, dass Raketenstufen Aluminium in die Erdatmosphäre einbringen, und zwar in etwa der gleichen Größenordnung wie heute schon Meteoriten. Außerdem überleben Teile der Oberstufen den Wiedereintritt und treffen auf die Erdoberfläche, was zumindest in Bezug auf die lokale Kontamination ein potenzielles Risiko darstellt. Schließlich sind die potenziellen Auswirkungen aller anderen Materialien von Raketen- und Satellitenstrukturen nahezu unbekannt.

Insgesamt scheinen die Auswirkungen von Raketenstarts auf die Umwelt der Erde derzeit noch überschaubar zu sein. Angesichts des prognostizierten Wachstums um fast eine Größenordnung müssen jedoch die bestehenden Wissenslücken geschlossen und bekannte Maßnahmen umgesetzt werden, zum Beispiel boden-, flugzeug- und satellitengestützte Messkampagnen für die Start- und auch die Entsorgungsphase sowie geeignete Produktions- und Ökodesign-Ansätze.

DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich für die Förderung durch die Deutsche Raumfahrtagentur im DLR, Förderkennzeichen 50RL2180 im Auftrag des Bundesministeriums für Wirtschaft und Klimaschutz aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages.

KONTAKTADRESSE

fischerj@irs.uni-stuttgart.de

LITERATUR

- [1] J.-S. Fischer, S. Fasoulas, Review of the environmental impact of space transportation systems towards a full life cycle assessment, in: 73rd International Astronautical Congress (IAC), Paris, France, 18-22 September 2022.
- [2] European Space Agency, Database and Information System Characterising Objects in Space.
- [3] A.E. Potter, Environmental Effects of the Space Shuttle, *Journal of Environmental Science* 21 (1975) 15–21.
- [4] ISO - International Organization for Standardization, Environmental management – Life cycle assessment – Principles and framework(ISO 14040), 2021.
- [5] ISO - International Organization for Standardization, Environmental management – Life cycle assessment – Requirements and guidelines. 2nd ed.(ISO 14044), 2021.
- [6] J. Austin, J. Huesing, Developing a standardised methodology for spacespecific Life Cycle Assessment, in: 5th CEAS Air & Space Conference, Delft, Netherland, 2015.
- [7] ESA LCA Working Group, Space system Life Cycle Assessment (LCA) guidelines: ESSB-HB-U-005, 1st ed., 2016.
- [8] A. Chanoine, Environmental impacts of launchers and space missions, in: Clean Space Industrial Days, Noordwijk, Netherlands, 2017.
- [9] A. Gallice, T. Maury, E. del Olmo, Environmental Impact of the Exploitation of the Ariane 6 Launcher System, in: Clean Space Industrial Days, Noordwijk, Netherlands, 2018.
- [10] J.A. Dallas, S. Raval, J.P. Alvarez Gaitan, S. Saydam, A.G. Dempster, The environmental impact of emissions from space launches: A comprehensive review, *Journal of Cleaner Production* 255 (2020) 120209.
- [11] C. Voigt, U. Schumann, K. Graf, K.-D. Gottschaldt, Impact of rocket exhaust plumes on atmospheric composition and climate — an overview, in: Progress in Propulsion Physics, St. Petersburg, Russian, 2013, pp. 657–670.
- [12] R. Bennett, A. McDonald, Recent activities and studies on the environmental impacts of rocket effluents, in: 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Cleveland, OH, U.S.A., 1998.
- [13] F. Simmons, Rocket Exhaust Plume Phenomenology, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, Washington, DC, 2000.
- [14] M.R. Denison, J.J. Lamb, W.D. Bjorndahl, E.Y. Wong, P.D. Lohn, Solid rocket exhaust in the stratosphere - Plume diffusion and chemical reactions, *Journal of Spacecraft and Rockets* 31 (1994) 435–442.
- [15] J. Zeldovich, The oxidation of nitrogen in combustion and explosions, *Eur Phys J A* 21 (1946) 577–628.
- [16] A.M. Gates, In situ measurements of carbon dioxide, 0.37–4.0 µm particles, and water vapor in the stratospheric plumes

- of small rockets, *J. Geophys. Res.* 107 (2002).
- [17] IPCC, *Climate Change 2021: The Physical Science Basis: Contribution of Working Group I to the Sixth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change*, 2021.
- [18] M.N. Ross, K.L. Jones, Implications of a growing spaceflight industry: Climate change, *Journal of Space Safety Engineering* (2022).
- [19] R.R. Bennett, J.C. Hinshaw, M.W. Barnes, The Effects of chemical Propulsion on the Environment, *Acta Astronautica* 26 (1992) 531–541.
- [20] V. Ramanathan, G. Carmichael, Global and regional climate changes due to black carbon, *Nature Geosci* 1 (2008) 221–227.
- [21] B. Kravitz, A. Robock, D.T. Shindell, M.A. Miller, Sensitivity of stratospheric geoengineering with black carbon to aerosol size and altitude of injection, *J. Geophys. Res.* 117 (2012).
- [22] A.C. Jones, J.M. Haywood, A. Jones, Climatic impacts of stratospheric geoengineering with sulfate, black carbon and titania injection, *Atmos. Chem. Phys.* 16 (2016) 2843–2862.
- [23] M. Ross, M. Mills, D. Toohey, Potential climate impact of black carbon emitted by rockets, *Geophys. Res. Lett.* 37 (2010).
- [24] J.B. Pollack, O.B. Toon, A. Summers, W. van Camp, B. Baldwin, Estimates of the Climatic Impact of Aerosols Produced by Space Shuttles, SST's, and other High Flying Aircraft, *J. Appl. Meteor.* 15 (1976) 247–258.
- [25] M.N. Ross, P.M. Sheaffer, Radiative forcing caused by rocket engine emissions, *Earth's Future* 2 (2014) 177–196.
- [26] World Meteorological Organization (WMO), *Scientific Assessment of Ozone Depletion: 1991, 1991*.
- [27] World Meteorological Organization (WMO), *Scientific Assessment of Ozone Depletion: 2018, Geneva, Switzerland, 2018*.
- [28] P.J. Crutzen, The influence of nitrogen oxides on the atmospheric ozone content, *Quart. J. R. Met. Soc.* (1970) 320–325.
- [29] Ozone Secretariat United Nations Environment Programme, *The Montreal Protocol on Substances that Deplete the Ozone Layer, 1987*.
- [30] M.J. Molina, L.T. Molina, R. Zhang, R.F. Meads, D.D. Spencer, The reaction of ClONO₂ with HCl on aluminum oxide, *Geophys. Res. Lett.* 24 (1997) 1619–1622.
- [31] D.D. Spencer, *The Importance of Aluminium Oxide Aerosols to Stratospheric Ozone Depletion, Dissertation, Boston, MA, U.S.A., 1996*.
- [32] C.E. Nelson, J.W. Elam, M.A. Tolbert, S.M. George, H₂O and HCl adsorption on single crystal α -Al₂O₃(0001) at stratospheric temperatures, *Applied Surface Science* 171 (2001) 21–33.
- [33] Q. Shi, J. T. Jayne, C. E. Kolb, D. R. Worsnop, P. Davidovits, Kinetic model for reaction of ClONO₂ with H₂O and HCl and HOCl with HCl in sulfuric acid solutions, *J. Geophys. Res.* 106(D20) (2001) 24259–24274.
- [34] M.C. Kelley, M.J. Nicolls, R.H. Varney, R.L. Collins, R. Doe, J.M.C. Plane et al., Radar, lidar, and optical observations in the polar summer mesosphere shortly after a space shuttle launch, *J. Geophys. Res.* 115 (2010).
- [35] S. Kamm, O. Möhler, K.-H. Naumann, H. Saathoff, U. Schurath, The heterogeneous reaction of ozone with soot aerosol, *Atmospheric Environment* 33 (1999) 4651–4661.
- [36] M. Rapp, G.E. Thomas, Modeling the microphysics of mesospheric ice particles: Assessment of current capabilities and basic sensitivities, *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics* 68 (2006) 715–744.
- [37] M.H. Stevens, C.R. Englert, M.T. DeLand, M. Hervig, The polar mesospheric cloud mass in the Arctic summer, *J. Geophys. Res.* 110 (2005).
- [38] R.L. Collins, M.H. Stevens, I. Azeem, M.J. Taylor, M.F. Larsen, B.P. Williams et al., Cloud Formation From a Localized Water Release in the Upper Mesosphere: Indication of Rapid Cooling, *Journal of geophysical research. Space physics* 126 (2021) e2019JA027285.
- [39] D.E. Siskind, M.H. Stevens, J.T. Emmert, D.P. Drob, A.J. Kochenash, J.M. Russell et al., Signatures of shuttle and rocket exhaust plumes in TIMED/SABER radiance data, *Geophys. Res. Lett.* 30 (2003).
- [40] M.H. Stevens, J. Gumbel, C.R. Englert, K.U. Grossmann, M. Rapp, P. Hartogh, Polar mesospheric clouds formed from space shuttle exhaust, *Geophys. Res. Lett.* 30 (2003).
- [41] M.H. Stevens, R.R. Meier, X. Chu, M.T. DeLand, J.M.C. Plane, Antarctic mesospheric clouds formed from space shuttle exhaust, *Geophys. Res. Lett.* 32 (2005) L13810.
- [42] M.H. Stevens, C.E. Randall, J.N. Carstens, D.E. Siskind, J.P. McCormack, D.D. Kuhl et al., Northern Mid-Latitude Mesospheric Cloud Frequencies Observed by AIM/CIPS: Interannual Variability Driven by Space Traffic, *Earth and Space Science* 9 (2022).
- [43] R.R. Meier, M.H. Stevens, J.M.C. Plane, J.T. Emmert, G. Crowley, I. Azeem et al., A study of space shuttle plumes in the lower thermosphere, *J. Geophys. Res.* 116 (2011).
- [44] D.E. Siskind, M.H. Stevens, M.E. Hervig, C.E. Randall, Recent observations of high mass density polar mesospheric clouds: A link to space traffic?, *Geophys. Res. Lett.* 40 (2013) 2813–2817.
- [45] J.M. Russell, P. Rong, M.E. Hervig, D.E. Siskind, M.H. Stevens, S.M. Bailey et al., Analysis of northern midlatitude noctilucent cloud occurrences using satellite data and modeling, *J. Geophys. Res. Atmos.* 119 (2014) 3238–3250.
- [46] H.C. Pumphrey, A. Lambert, N.J. Livesey, Observation of the exhaust plume from the space shuttle main engine using the Microwave Limb Sounder, *Atmos. Meas. Tech. Discuss.* (Atmospheric Measurement Techniques Discussions) (2010).
- [47] H.C. Pumphrey, A. Lambert, N.J. Livesey, Observation of the exhaust plume from the space shuttle main engines using the microwave limb sounder, *Atmos. Meas. Tech.* 4 (2011) 89–95.
- [48] H.G. Booker, A local reduction of F-region ionization due to missile transit, *J. Geophys. Res.* 66 (1961) 1073–1079.
- [49] M.-Y. Chou, M.-H. Shen, C.C.H. Lin, J. Yue, C.-H. Chen, J.-Y. Liu et al., Gigantic Circular Shock Acoustic Waves in the Ionosphere Triggered by the Launch of FORMOSAT-5 Satellite, *Space Weather* 16 (2018) 172–184.
- [50] Y. Kakinami, M. Yamamoto, C.-H. Chen, S. Watanabe, C. Lin, J.-Y. Liu et al., Ionospheric disturbances induced by a missile launched from North Korea on 12 December 2012, *JGR Space Physics* 118 (2013) 5184–5189.
- [51] C.C.H. Lin, C.-H. Chen, M. Matsumura, J.-T. Lin, Y. Kakinami, Observation and simulation of the ionosphere disturbance waves triggered by rocket exhausts, *JGR Space Physics* 122 (2017) 8868–8882.
- [52] M. Mendillo, S. Smith, A. Coster, P. Erickson, J. Baumgardner, C. Martinis, Man-made space weather, *Space Weather* 6 (2008).
- [53] P.A. Bernhardt, J.D. Huba, E. Kudeki, R.F. Woodman, L. Condori, F. Villanueva, Lifetime of a depression in the plasma density over Jicamarca produced by space shuttle

- exhaust in the ionosphere, *Radio Sci.* 36 (2001) 1209–1220.
- [54] J. Park, P.K. Rajesh, M.F. Ivarsen, C.C.H. Lin, R.W. Eastes, C.K. Chao et al., Coordinated Observations of Rocket Exhaust Depletion: GOLD, Madrigal TEC, and Multiple Low-Earth-Orbit Satellites, *JGR Space Physics* 127 (2022) e2021JA029909.
- [55] UNDP, Environment and Development Nexus in Kazakhstan, 2004.
- [56] L. Carlsen, O.A. Kenesova, S.E. Batyrbekova, A preliminary assessment of the potential environmental and human health impact of unsymmetrical dimethylhydrazine as a result of space activities, *Chemosphere* 67 (2007) 1108–1116.
- [57] L. Carlsen, B.N. Kenessov, S.Y. Batyrbekova, A QSAR/QSTR Study on the Environmental Health Impact by the Rocket Fuel 1,1-Dimethyl Hydrazine and its Transformation Products, *Environmental health insights* 1 (2008) 11–20.
- [58] L. Carlsen, B.N. Kenessov, S.Y. Batyrbekova, A QSAR/QSTR study on the human health impact of the rocket fuel 1,1-dimethyl hydrazine and its transformation products Multicriteria hazard ranking based on partial order methodologies, *Environmental toxicology and pharmacology* 27 (2009) 415–423.
- [59] B. Ritz, H. Morgenstern, J. Froines, J. Moncau, Chemical exposures of rocket-engine test-stand personnel and cancer mortality in a cohort of aerospace workers, *Journal of occupational and environmental medicine* 41 (1999) 903–910.
- [60] J.E. Milligan, Hubbard Gene B., STS-5 Fish Kill, USAF Occupational and Environmental Health Laboratory, Brooks Air Force Base, Texas, 1983.
- [61] J.E. Milligan, G.B. Hubbard, Near field biological effects of STS launches, in: *Shuttle Environment and Operations Meeting*, Washington, DC, U.S.A., 1983.
- [62] W.E. Hawkins, R.M. Overstreet, M.J. Provanca, Effects of Space Shuttle Exhaust Plumes on Gills of Some Estuarine Fishes: A Light and Electron Microscopic Study, *GCR* 7 (1984).
- [63] P.A. Schmalzer, R.C. Hinkle, D. Breininger, Effects of Space Shuttle Launches STS-1 Through STS-9 On Terrestrial Vegetation of John F. Kennedy Space Center, Florida, 1985.
- [64] C.T. Lind, Exposure of Marigold (*Tagetes*) to Gaseous Hydrogen Chloride, 1971.
- [65] C.R. Hall, P.A. Schmalzer, D.R. Breininger, B.W. Duncan, J.H. Drese, D.A. Scheidt et al., Ecological impacts of the space Shuttle Program at John F. Kennedy Space Center, Florida, 2014.
- [66] G.M. Marion, C.H. Black, P.H. Zedler, The effect of extreme HCL deposition on soil acid neutralization following simulated shuttle rocket launches, *Water Air Soil Pollut* 43 (1989) 345–363.
- [67] Y. Xue, R. John, X. Liu, X. Wang, S. Su, Z. Tan et al., Rocket launching activities are associated with reduced insect species richness and abundance in two types of tropical plantations around the Wenchang Satellite Launch Center, southern China, *Ecological Indicators* 127 (2021) 107751.
- [68] M. Lointier, C. Grimaldi, D. Sabatier, M.-F. Prévost, M.T. Prost, B. Barthès, Etude d'impact du banc d'essais des étages à poudre d'Ariane 5 (BEAP) conséquences des rejets gazeux sur l'environnement: Rapport Final, 1999.
- [69] Centre national d'études spatiales, Bilan des résultats des plans de mesures environnement - centre spatial guyanais 2013.
- [70] H.S. Pergament, R.D. Thorpe, B. Hwang, NOx Deposited in the Stratosphere by the Space Shuttle Solid Rocket Motors: Final Summary Report Phase II, 1975.
- [71] J. Benbrook, W. Sheldon, In-situ dual beam UV absorption measurement of ozone in SRM plumes, in: *35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A., 1997.
- [72] M.N. Ross, J.R. Benbrook, W.R. Sheldon, P.F. Zittel, D.L. McKenzie, Observation of stratospheric ozone depletion in rocket exhaust plumes, *Nature* 390 (1997) 62–64.
- [73] M.N. Ross, J.O. Ballenthin, R.B. Gosselin, R.F. Meads, P.F. Zittel, J.R. Benbrook et al., In-situ measurement of Cl₂ and O₃ in a stratospheric solid rocket motor exhaust plume, *Geophys. Res. Lett.* 24 (1997) 1755–1758.
- [74] M.N. Ross, D.W. Toohey, W.T. Rawlins, E.C. Richard, K.K. Kelly, A.F. Tuck et al., Observation of stratospheric ozone depletion associated with Delta II rocket emissions, *Geophys. Res. Lett.* 27 (2000) 2209–2212.
- [75] G.L. Pellett, D.I. Sebacher, R.J. Bendura, D.E. Wornom, HCl in Rocket Exhaust Clouds: Atmospheric Dispersion, Acid Aerosol Characteristics, and Acid Rain Deposition, *Journal of the Air Pollution Control Association* 33 (1983) 304–311.
- [76] M.Y. Danilin, Quantifying uptake of HNO₃ and H₂O by alumina particles in Athena-2 rocket plume, *J. Geophys. Res.* 108 (2003).
- [77] P.J. Popp, B.A. Ridley, J.A. Neuman, L.M. Avallone, D.W. Toohey, P.F. Zittel et al., The emission and chemistry of reactive nitrogen species in the plume of an Athena II solid-fuel rocket motor, *Geophys. Res. Lett.* 29 (2002) 34-1-34-4.
- [78] O. Schmid, Size-resolved particle emission indices in the stratospheric plume of an Athena II rocket, *J. Geophys. Res.* 108 (2003).
- [79] W.R. Cofer, G.L. Pellett, D.I. Sebacher, N.T. Wakelyn, Surface chloride salt formation on space shuttle exhaust alumina, *J. Geophys. Res.* 89 (1984) 2535.
- [80] W.R. Cofer, G. Lala, J.P. Wightman, Analysis of mid-tropospheric space shuttle exhausted aluminum oxide particles, *Atmospheric Environment* (1967) 21 (1987) 1187–1196.
- [81] W.R. Cofer, E.L. Winstead, L.E. Key, Surface composition of solid-rocket exhausted aluminum oxide particles, *Journal of Propulsion and Power* 5 (1989) 674–677.
- [82] W.R. Cofer, Aluminum chloride formation on Space Shuttle aluminum oxide, in: *22nd Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV, U.S.A., 1984.
- [83] W.R. Cofer, R.J. Bendura, D.I. Sebacher, G.L. Pellett, G.L. Gregory, Maddrea JR., Airborne measurements of Space Shuttle exhaust constituents, in: *Shuttle Environment and Operations Meeting*, Washington, DC, U.S.A., 1983.
- [84] W.R. Cofer, G.C. Purgold, E.L. Winstead, R.A. Edahl, Space shuttle exhausted aluminum oxide A measured particle size distribution, *J. Geophys. Res.* 96 (1991) 17371.
- [85] M.N. Ross, P.D. Whitefield, D.E. Hagen, A.R. Hopkins, In situ measurement of the aerosol size distribution in stratospheric solid rocket motor exhaust plumes, *Geophys. Res. Lett.* 26 (1999) 819–822.
- [86] D.J. Cziczo, Composition of individual particles in the wakes of an Athena II rocket and the space shuttle, *Geophys. Res. Lett.* 29 (2002).
- [87] R. McPeters, M. Prather, S. Doiron, Reply [to "Comment on 'The space shuttle's impact on the stratosphere' by Michael J. Prather et al.], *J. Geophys. Res.* 96 (1991) 17379.
- [88] T.W. Dreschel, R.C. Hinkle, Acid Deposition, pH and Inorganic Carbon Interactions: Laboratory Simulation of

- Space Shuttle, 1984.
- [89] T.W. Dreschel, C.R. Hall, Quantification of hydrochloric acid and particulate deposition resulting from space shuttle launches at John F. Kennedy space center, Florida, USA, *Environmental Management* 14 (1990) 501–507.
- [90] J. Troyes, I. Dubois, V. Borie, A. Boisshot, Multi-Phase Reactive Numerical Simulations of a Model Solid Rocket Exhaust Jet, in: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, California, 2006.
- [91] A. Koch, C. Bauer, E. Dumont, F. Minutolo, M. Sippel, P. Grenard et al., Multidisciplinary approach for assessing the atmospheric impact of launchers, in: CEAS 2013 Air & Space Conference, Linköping, Finnland, 2013, pp. 340–346.
- [92] T. Ecker, S. Karl, K. Hannemann, Combustion Modeling in Solid Rocket Motor Plumes, in: 8th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences (EUCASS), Madrid, Spain, 2019.
- [93] C. Bauer, A. Koch, F. Minutolo, P. Grenard, Engineering model for rocket exhaust plumes verified by CFD results, in: 29th ISTS, Nagoya, Japan, 2013.
- [94] Gomberg, R. I., Stewart, R. B., A computer simulation of the afterburning processes occurring within solid rocket motor plumes in the troposphere: NASA TN D-8303, Langley Reserach Center, Hampton, VA, U.S.A., 1976.
- [95] R.B. Stewart, R.I. Gomberg, The Production of Nitric Oxide in the Throposphere as a Result of Solid-Rocket-Motor Afterburning, 1976.
- [96] D.M. Leone, S.R. Turns, Active chlorine and nitric oxide formation from chemical rocket plume afterburning, 1994.
- [97] R. Paoli, A. Poubeau, D. Cariolle, Large-Eddy Simulations of a Reactive Solid Rocket Motor Plume, *AIAA Journal* 58 (2020) 1639–1656.
- [98] A. Poubeau, Simulation des émissions d'un moteur à propergol solide vers une modélisation multi-échelle de l'impact atmosphérique des lanceurs, Dissertation, Université Toulouse 3 Paul Sabatier, 2015.
- [99] P.F. Zittel, Computer model predictions of the local effects of large, solid-fuel rocket motors on stratospheric ozone: AD-A285 632, Space and Missile Systems Center, Air Force Materiel Command, Los Angeles Air Force Base, CA, U.S.A., 1994.
- [100] R.G. Ryan, E.A. Marais, C.J. Balhatchet, S.D. Eastham, Impact of Rocket Launch and Space Debris Air Pollutant Emissions on Stratospheric Ozone and Global Climate, *Earth's Future* 10 (2022) e2021EF002612.
- [101] M.N. Ross, M.Y. Danilin, D.K. Weisenstein, M.K.W. Ko, Ozone depletion caused by NO and H₂O emissions from hydrazine-fueled rockets, *J. Geophys. Res.* 109 (2004).
- [102] M.J. Prather, M.M. García, A.R. Douglass, C.H. Jackman, M.K.W. Ko, N.D. Sze, The space shuttle's impact on the stratosphere, *J. Geophys. Res.* 95 (1990) 18583.
- [103] A.E. Jones, S. Bekki, J.A. Pyle, On the atmospheric impact of launching the Ariane 5 rocket, *J. Geophys. Res.* 100 (1995) 16651.
- [104] C.H. Jackman, D.B. Considine, E.L. Fleming, Space shuttle's impact on the stratosphere: An update, *J. Geophys. Res.* 101 (1996) 12523–12529.
- [105] C.H. Jackman, D.B. Considine, E.L. Fleming, A global modeling study of solid rocket aluminum oxide emission effects on stratospheric ozone, *Geophys. Res. Lett.* 25 (1998) 907–910.
- [106] J.D. DeSain, B.B. Brady, Potential Atmospheric Impact Generated by Space Launches Worldwide: Update for Emission Estimates from 1985 to 2013, 2014.
- [107] M.Y. Danilin, M.K.W. Ko, D.K. Weisenstein, Global implications of ozone loss in a space shuttle wake, *J. Geophys. Res.* 106 (2001) 3591–3601.
- [108] M.Y. Danilin, R.-L. Shia, M.K.W. Ko, D.K. Weisenstein, N.D. Sze, J.J. Lamb et al., Global stratospheric effects of the alumina emissions by solid-fueled rocket motors, *J. Geophys. Res.* 106 (2001) 12727–12738.
- [109] S. Bekki, D. Cariolle, N. Murray, R. Toumi, J. Beck, T. Lips et al., Impacts of space vehicles' launch & re-entry on the ozone layer and climate, in: Clean Space Industry Days, Noordwijk, Netherlands, 2017.
- [110] E.J.L. Larson, R.W. Portmann, K.H. Rosenlof, D.W. Fahey, J.S. Daniel, M.N. Ross, Global atmospheric response to emissions from a proposed reusable space launch system, *Earth's Future* 5 (2017) 37–48.
- [111] N. Murray, S. Bekki, R. Toumi, T. Soares, On the uncertainties in assessing the atmospheric effects of launchers, in: Progress in propulsion physics - volume 4, St. Petersburg, Russian, 2011, pp. 671–688.
- [112] M. Ross, J.A. Vedda, The Policy and Science of Rocket Emissions, The Center for Space Policy and Strategy, 2018.
- [113] J.N. Opiela, A study of the material density distribution of space debris, *Advances in Space Research* 43 (2009) 1058–1064.
- [114] S.-H. Park, S. Mischler, P. Leyland, Re-entry analysis of critical components and materials for design-for-demise techniques, *Advances in Space Research* 68 (2021) 1–24.
- [115] S. Bekki, J. Beck, T. Lips, J. Merrifield, M. Spel, T. Langener, Environmental impacts of atmospheric emissions from spacecraft re-entry demise: Project: ATmospheric Impact of SPAcecraft Demise (ATISPADE), 2021.
- [116] J. Beck, J. Merrifield, M. Spel, T. Lips, S. Bekki, Aerothermodynamic Assessment of Atmospheric Emissions from Re-Entry Demise, in: International Conference on Flight Vehicles, Aerothermodynamics and Re-Entry Missions and Engineering, Capito, Italy, 2019.
- [117] J.-S. Fischer, A. Pagan, S. Fasoulas, Ecological Impact of Re-Entering Launcher Structures in Comparison to Natural Resources, in: 2nd International Conference on Flight Vehicles, Aerothermodynamics and Re-entry Missions & Engineering (FAR), Heilbronn, Germany, 2022.