

Elektrisch durchs Weltall

Ionentriebwerke bieten vielfältige Möglichkeiten für die Raumfahrt.

Davar Feili, Hans J. Leiter, Peter J. Klar und Bruno K. Meyer

Im vergangenen Jahrzehnt hat sich ein erkennbarer Bedarf an Raumfahrtantrieben entwickelt, die sehr langlebig sind und höchst präzise arbeiten. Dies gilt insbesondere für Hauptantriebe von Raumsonden bzw. die Bahn- und Lageregulierung von Satelliten. Hierfür eignen sich Ionenantriebe, die bereits seit Jahrzehnten erforscht und gebaut werden und ihre Vorteile schon in zahlreichen Weltraummissionen unter Beweis stellen konnten.

Wir schreiben den Juni 2010: Ein „Wanderfalke“ ist auf dem Weg nach Hause, genauer gesagt die Asteroidensonde Hayabusa, so heißt Falke auf Japanisch. Die Sonde hat einen sechs Milliarden Kilometer langen Weg hinter sich. Das entspricht dem Vierzigfachen des Abstands zwischen Erde und Sonne! Hayabusa war auf dem Asteroiden Itokawa gelandet, um dort Bodenproben zu entnehmen (Abb. 1). Nun befindet sich die Sonde kurz vor der Rückkehr zur Erde. Ihre Triebwerke haben 40 000 Stunden lang gearbeitet. Noch vor gar nicht allzu langer Zeit hätte die Beschreibung der Hayabusa-Mission nach Science Fiction geklungen. Doch elektrische Raumfahrtantriebe haben so ehrgeizige Ziele wie Landungen auf Asteroiden Realität werden lassen.

Seit dem Start von Sputnik 1 im Jahr 1957 sind mehr als 5000 Sonden, Satelliten und bemannte Raumfahrzeuge von der Erde aus gestartet, täglich kommen neue hinzu [1]. Die Einsatzfelder reichen von der Wissenschaft (Erkundung des Sonnensystems, Wetter- und Klimabeobachtung, astronomische und physikalische Forschung) bis zu kommerziellen Anwendungen (insbesondere für Kommunikation). Die Raumfahrt stellt die härtesten Anforderungen an heutige und zukünftige Schlüsseltechnologien. Um diese zu erfüllen, wird so interdisziplinär und international zusammengearbeitet wie in wenigen anderen Gebieten.

Essenziell für jedes Raumfahrzeug ist ein geeigneter Antrieb, der es ermöglicht, in den Weltraum aufzusteigen, eine vorgeschriebene Umlaufbahn einzuhalten oder ein entferntes Ziel zu erreichen. So verschieden die Aufgaben sein mögen, die Grundlage zum Verständnis aller Raumfahrtantriebe geben die bereits von Newton aufgestellten Axiome. Allgemeiner ist die Formulierung über die Impulserhaltung (Infokasten), die sich auch relativistisch korrekt behandeln lässt. Die Universalität dieses Prinzips spiegelt sich in der Viel-



Abb. 1 Ein langlebiges Ionentriebwerk ermöglichte die japanische Asteroiden-Mission Hayabusa.

zahl möglicher Raumfahrtantriebe wider. Ganz unabhängig von der konkreten Ausführung zeigt sich dabei, woran Ingenieure und Naturwissenschaftler bei der Entwicklung solcher Antriebe arbeiten: Da die Masse des Treibstoffs an Bord eines Raumfahrzeuges begrenzt ist, möchte man sie so effizient wie möglich nutzen. Statt viel Treibstoff auszustoßen, ist es sinnvoller, seine Geschwindigkeit zu erhöhen. Neben dem Schub ist daher die Ausströmgeschwindigkeit des Treibstoffs eine sehr wichtige Kenngröße für alle Antriebe von Raumfahrzeugen. Gegenwärtig ist die Mehrzahl von Satelliten und Raumsonden noch mit chemischen Antrieben ausgerüstet. Diese beruhen auf Verbrennungsreaktionen, bei denen die gasförmigen heißen Produkte durch eine Düse entspannt, also gerichtet mit vergleichsweise kleiner Geschwindigkeit, ausgestoßen

KOMPAKT

- Neben den klassischen chemischen Raketenantrieben haben sich in den letzten zehn Jahren elektrische Antriebe in der Raumfahrt etabliert.
- Der Treibstoff wird dabei nicht verbrannt, sondern meist in einer Gasentladung ionisiert und elektrisch beschleunigt.
- Elektrische Antriebe können zwar nur einen sehr geringen Schub entwickeln, ermöglichen dafür aber einen langen Betrieb und eine fein dosierte Antriebskontrolle.

Dr. Davar Feili, Prof. Dr. Peter J. Klar und Prof. Dr. Bruno K. Meyer, I. Physikalisches Institut, Justus-Liebig-Universität Gießen, Heinrich-Buff-Ring 16, 35392 Gießen, Dr. Hans J. Leiter, Astrium GmbH, PO 11 19, 74215 Möckmühl

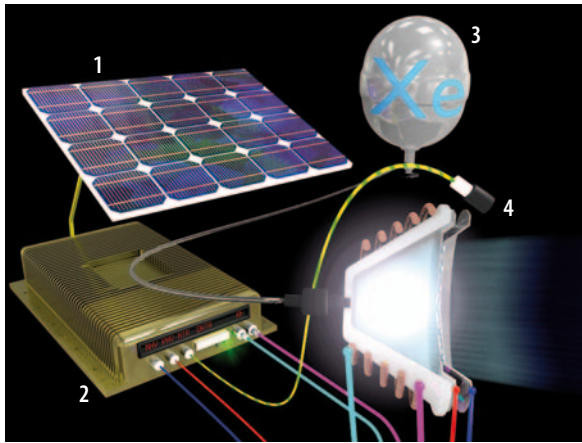


Abb. 2 Zu den Komponenten eines elektrischen Raumfahrtantriebssystems gehören Solarpaneele (1), Regelelektronik (2), Xenon-Tank (3) und das Ionentriebwerk mit Neutralisator (4).

werden. Für die erreichbare Austrittsgeschwindigkeit gibt es dabei zwei Limitierungen. Zum einen begrenzt die thermische Stabilität der Materialien von Brennkammer und Düse die maximal zulässigen Temperaturen und damit auch die erreichbare Geschwindigkeit. Zum anderen, und das ist noch gravierender, ist die im Treibstoff enthaltene Energie für die Verbrennung immer begrenzt.

Bei den elektrischen Antrieben wird hingegen Energie von außen zugeführt – das ist der prinzipielle Unterschied. Während gute chemische Triebwerke Austrittsgeschwindigkeiten von ca. 3 km/s erreichen, kann man mit elektrischen Antrieben deutlich höhere Geschwindigkeiten erzielen. Die Grenze ergibt sich aus der zur Verfügung stehenden elektrische Leistung, welche die Austrittsgeschwindigkeit derzeit auf 50 bis 60 km/s begrenzt. Im Laborbetrieb ließen sich allerdings bereits wesentlich höhere Geschwindigkeiten erzielen.

Visionäre wie Robert Goddard, Hermann Oberth oder Yuri Kondratyuk spekulierten bereits zu Beginn des 20. Jahrhunderts über elektrische Antriebe [2, 3]. Doch die wahre Pionierzeit in diesem Gebiet setzte erst nach dem Zweiten Weltkrieg ein, insbesondere durch Wernher von Brauns Mitarbeiter Ernst Stuh-

linger. In der Sowjetunion wurden elektrische Raumfahrtantriebe schon seit 1970 auf Satelliten eingesetzt, während im Westen ernstzunehmende Versuche erst seit etwa 1990 stattfanden. Das erste westeuropäische Ionentriebwerk flog beispielsweise 1992 auf der Versuchsplattform EURECA (European Retrievable Carrier), die mit dem Space Shuttle Atlantis in den Orbit gebracht und im Folgejahr mit dem Shuttle Endeavour wieder zurück zur Erde geholt wurde. Dies war eines der ganz wenigen Satellitentriebwerke überhaupt, die man nach dem Weltraumeinsatz untersuchen konnte. Die Ergebnisse waren so herausragend, dass dies ein Meilenstein in der Geschichte der elektrischen Antriebe war.

Mit der Jahrtausendwende änderten sich in den westlichen Ländern die Randbedingungen erheblich. Davor war Raumfahrt in West wie Ost eine Angelegenheit von Staaten und ihren Institutionen. Im Westen begann nun aber die kommerzielle Nutzung der Raumfahrt. Elektrische Triebwerke stellten nicht mehr nur ein potenzielles Risiko dar, weil man eben wenig Erfahrung mit ihnen hatte, sondern versprachen nun deutlich niedrigere Kosten. Seitdem ist der Einsatz der elektrischen Triebwerke nicht mehr aufzuhalten. Die Phase der geänderten ökonomischen Randbedingungen fiel zusammen mit einer neuen Generation von Solarzellen für eine ausreichende externe Energieversorgung der Ionenantriebe. Von den derzeit etwa 900 in Betrieb befindlichen Raumfahrzeugen sind 300 mit elektrischen Antrieben ausgestattet. Bei der stetig wachsenden Zahl von Nachrichtensatelliten liegt der Anteil sogar bei rund der Hälfte. Doch das ist erstaunlich wenig in Anbetracht des immensen Kostenvorteils elektrischer Antriebe.

Funktionsprinzip der Ionentriebwerke

Alle elektrischen Triebwerke benötigen eine externe Energieversorgung. Dazu verwendet man Arrays von Solarzellen.¹⁾ Der im Vergleich zu chemischen Triebwerken geringe Schub wird durch entsprechend lange Betriebszeiten mehr als kompensiert, sodass das Antriebsvermögen der elektrischen Antriebe letztlich größer ist (Tabelle). Da der niedrigere Schub der elektrischen Triebwerke mit entsprechend geringen Massendurchsätzen einhergeht, ist auch der Druck im Inneren eines elektrischen Triebwerks sehr gering. Daher funktionieren elektrische Antriebe im Allgemeinen nur im Vakuum und entfalten ihre Stärken erst im Weltraum.

Bei elektrischen Antrieben unterscheidet man grob zwischen elektrothermischen, elektrostatischen und elektromagnetischen Antrieben [4, 5, 6]. Ionenantriebe, die wir in unserer Arbeitsgruppe untersuchen, gehören zu der Klasse der elektrostatischen Triebwerke. In ihnen wird der Treibstoff nicht verbrannt, sondern meist in einer Gasentladung ionisiert. Die ionisierten Atome lassen sich nun durch starke elektrische Felder auf hohe Austrittsgeschwindigkeiten beschleunigen und zum Antriebsstrahl bündeln. Auswahlkriterium

1) Um bei interplanetaren Missionen den Leistungsbedarf abdecken zu können, wird besonders in den USA und Russland gegenwärtig wieder der Einsatz von nuklearen Systemen zur Stromversorgung erwogen. Deutsche Experten haben aktuell abgeschätzt, dass sich der Einsatz von Nuklearenergie in vielen Fällen durch geschickte Wahl der Flugbahn des Raumfahrzeugs vermeiden ließe.

RAKETENGLEICHUNG NACH ZIOLKOWSKY

Das Raketenprinzip beruht auf der Impulserhaltung bzw. dem 3. Newtonschen Axiom (Rückstoß). Die zeitliche Ableitung des Impulses $\dot{m}_T v_T$ der ausgestoßenen Treibstoffmasse \dot{m}_T liefert den Schub F :

$$F = -\dot{m}_T v_T$$

Die erzielbare Strahlgeschwindigkeit v_T ist ein Maß für die Qualität eines Raketenantriebs. Die Integration der Beschleunigung F/m_R der Flugkörpermasse m_R über die Schubzeit ergibt das Antriebsvermögen, d. h. den Geschwindigkeitszuwachs Δv der Rakete im kräftefreien Raum (Ziolkowsky-Gleichung):

$$\Delta v = v_T \ln \left(\frac{m_{R0}}{m_{Re}} \right)$$

Hierbei sind m_{R0} die Startmasse und m_{Re} die Masse der leer gebrannten Rakete. In konventionellen chemischen Raketen wird der Treibstoff verbrannt, die Verbrennungsgase expandieren dann gerichtet, d. h. Schub erzeugend, in einer Düse. Allerdings begrenzt die Verbrennungsenthalpie die Strahlgeschwindigkeit v_T auf maximal ca. 4,5 km/s. Will man deshalb ein vom Flugauftrag gefordertes, meist hohes Antriebsvermögen Δv erreichen, muss man ein sehr großes Massenverhältnis m_{R0}/m_{Re} herstellen und/oder das Stufenprinzip anwenden. In beiden Fällen reduziert sich Verhältnis der Nutzlast m_N zu m_{Re} auf wenige Prozent.

für den Treibstoff sind eine gute Ionisierbarkeit und eine hohe Atommasse. In den Pioniertagen verwendete man deshalb Quecksilber und Cäsium. Aus Gründen des Umweltschutzes, der Arbeitssicherheit, aber auch der Auswirkung von zurückströmenden Treibstoffpartikeln auf das Raumfahrzeug kommt heute nahezu ausschließlich das Edelgas Xenon zum Einsatz (Abb. 2).

Weltweit haben drei Typen von Iontriebwerken eine besondere Bedeutung erlangt:

■ **Elektronen-Bombardement-Iontriebwerk (Kaufman-Triebwerk):** Bei diesem 1959 von Harold R. Kaufman am NASA Glenn Research Center in Cleveland entwickelten Triebwerk werden die in den Ionisator eingeleiteten Xe-Atome in einer Gleichstromentladung ionisiert, die zwischen einer zentralen Hohlkathode und einem Anodenring brennt. Hilfsmagnete zwingen die Elektronen auf Spiralbahnen, um die Stoßrate zu erhöhen. Zwei vielfach gelochte, dünne, auf Hochspannung (1 bis 2 kV) liegende Elektroden („Gitter“) dienen dazu, die Ionen aus dem Entladungsplasma zu extrahieren, zu beschleunigen und zum Antriebsstrahl zu fokussieren, der mit Geschwindigkeiten bis zu 60 km/s austritt. Eine weitere Hohlkathode am Triebwerksausgang sorgt für die Strahlneutralisation.

■ **Radiofrequenz-Iontriebwerk (RIT):** Diesen Triebwerkstyp hat Horst W. Löb 1962 an der Universität Gießen entwickelt (Abb. 3). In Bezug auf das Gittersystem als Beschleuniger und den Strahlneutralisator unterscheidet sich das RIT nicht grundsätzlich vom Kaufman-Triebwerk. Beide Typen erreichen vergleichbare Austrittsgeschwindigkeiten und Wirkungsgrade. Jedoch vermeidet das RIT alle Elektroden-behafteten Probleme inhärent, sodass es sich durch Zuverlässigkeit und sehr lange Lebensdauer auszeichnet.

■ **Hall-Effekt-Triebwerk (HET):** Bei dem um 1960 von A. I. Morozov in Moskau entwickelten Triebwerkstyp brennt die Gleichstromentladung in einer ringförmigen Entladungskammer aus Keramik zwischen einer am Triebwerksausgang angebrachten Hohlkathode und einer am Boden beim Gaseinlass positionierten Anode. Ein starkes, radiales Magnetfeld zwingt nun die Entladungselektronen auf Kreisbahnen in der Entladungskammer. Auf diesem Weg zur Anode (Hall-Ströme) sorgen sie durch Stöße dafür, dass die durch den Gaseinlass in den Entladungsraum strömenden Xe-Atome ionisiert und zur Kathode beschleunigt werden. Extraktionsgitter sind nicht nötig, an ihre Stelle treten die durch die Gleichstromentladung erzeugten Elektronen, zwischen ihnen und der Anode liegen etwa 500 V an. Dieser einfache Typ ist das russische „stationäre Plasmatriebwerk SPT“, das kompakt und robust im Aufbau ist. Es benötigt vergleichsweise wenig Leistung, aber dafür mehr Treibstoff. Die Strahlgeschwindigkeit ist durch den Wegfall der Gitter auf nur rund 20 km/s beschränkt, und die Wirkungsgrade liegen unter denen der Triebwerke mit Beschleunigungsgittern. Versuche, die Austrittsgeschwindigkeit durch eine höhere Spannung zwischen Anode und Kathode zu vergrößern, waren bisher wenig erfolgreich. Im Gegensatz zu den Gitterionentriebwerken, bei denen Ionisation und

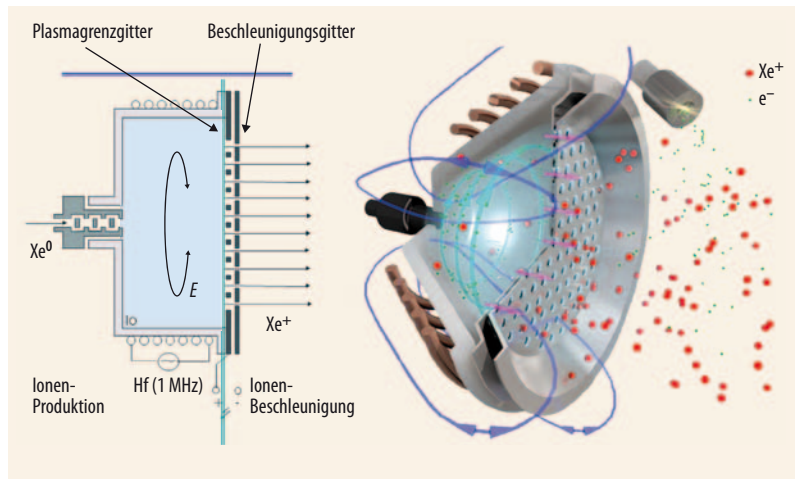


Abb. 3 Bei einem Iontriebwerk vom Typ RIT wird das Treibstoffgas in einer elektrodenlosen Hochfrequenz-Entladung (Hf) ionisiert. Hierzu liegt die In-

duktionsspule eines Hochfrequenz-Generators außen um ein Ionisatorgefäß aus Quarz oder Keramik.

Beschleunigung zwei getrennte Prozesse darstellen, bedeutet die höhere Beschleunigungsspannung für die Ionen bei einem SPT auch immer eine Änderung der Randbedingungen für die Ionisationsprozesse in der Entladungskammer. Eine höhere Austrittsgeschwindigkeit führt somit zu einer erhöhten Erosion der Kammerwände. In seinen Eigenschaften zwischen Gitter- und Hall-Effekt-Triebwerken liegt das jüngst in Deutschland entwickelte High-Efficiency Multistage Plasma-Triebwerk (HEMP).

Iontriebwerke mit Mission

Iontriebwerke haben nicht nur die eingangs beschriebene Hayabusa-Mission ermöglicht. Schon früher haben sie durch ihre Flexibilität in unerwarteten Situationen für Aufsehen gesorgt. 2001 wurde der wegweisende ESA-Satellit ARTEMIS (Advanced Relay and Technology Mission) gestartet, aufgrund einer Fehlfunktion der Trägerrakete konnte der vorgesehene geostationäre Orbit nicht erreicht werden. Erst mithilfe der für die Nord-Süd-Lageregelung vorgesehenen Iontriebwerke RIT-10, die EADS Astrium und Universität Gießen entwickelt hatten, ließ sich der Zielorbit erreichen und so die Mission retten. Ein Schub von lediglich 15 mN reichte aus, um ARTEMIS

Typische Kenngrößen chemischer und elektrischer Raumfahrtantriebe				
	Haupttriebwerk	Lageregelung	Lageregelung bei Satelliten	Feinpositionierung
Typ	chemisch	chemisch	physikalisch	physikalisch
Schub	~15,5 MN	1 N	15 mN	40 µN
Regelbarkeit	~15,5 MN (on/off)	0,1 N	1 mN	0,1 µN
Laufzeit	ca. 600 s	4000 h	30 000 h	50 000 h
Strahlgeschwindigkeit v_r	4800 m/s	ca. 3000 m/s	20 000 – 50 000 m/s	10 000 – 50 000 m/s
Treibstoffmenge m_r	200 t	–	400 kg Xe	2 kg Xe
Beispiel	Ariane 5	Space Shuttle	Artemis	NGO



Abb. 4 Der Satellit GOCE fliegt so tief, dass es nötig ist, den Schub permanent der aktuellen Atmosphärendichte anzupassen. Das Triebwerksystem wird auf diese Weise zu einem aktiven Teil des Experiments.

um rund tausend Meter pro Stunde anzuheben. Insgesamt war das elektrische Antriebssystem dazu mehr als 6000 Stunden ununterbrochen im Einsatz.

Eine weitere erfolgreiche Anwendung der Ionen-triebwerke war die Mission SMART-1 (Small Missions for Advanced Research in Technology), die erste Mondmission der ESA. SMART-1 startete am 28. September 2003 an Bord einer Ariane-Trägerrakete, welche den Satelliten zunächst in eine Erdumlaufbahn auf etwa 4800 km Höhe beförderte. Anschließend verwendete die Sonde ihr Hall-Triebwerk zum „Aufspiralmanöver“ zum Mond, wo sie am 15. November 2004 in eine Umlaufbahn einschwenkte, um unter anderem Bilder und eine mineralogische Karte zu liefern oder den Einfluss des Mondes auf den Sonnenwind zu untersuchen.

Eine der jüngsten Missionen ist Dawn, gestartet am 27. September 2007. Dawn erreichte ihr Ziel, den Asteroiden Vesta, am 16. Juli 2011, welchen sie bis Juli 2012 umkreisen und erkunden soll. Anschließend soll die Raumsonde 2015 den Zwergplaneten Ceres anvisieren. Sie wird die erste Sonde sein, die mit einem Ionenantrieb ausgestattet zwei Himmelskörper besucht und diese auf direktem Wege erreicht.

Die im März 2008 gestartete und aktuell noch fliegende Mission GOCE untersucht das Gravitationsfeld der Erde und dessen Wechselwirkung mit den Ozeanen (Abb. 4). Dazu umrundet GOCE die Erde auf einer polaren Bahn in einer Flughöhe von nur 250 km. In dieser Höhe führt die Erdatmosphäre noch zu erheblicher Reibung, die das elektrische Antriebssystem kompensieren muss.

Physikalische Herausforderungen

Der kommerzielle Einsatz von Ionenantrieben wird immer interessanter. Bei der Lagekorrektur von geostationären Satelliten ist er in den USA schon sehr verbreitet und in Europa auf dem Vormarsch. Viele anspruchsvolle wissenschaftliche Missionen, deren spezielle Anforderungen sich nur durch elektrische Raumfahrtantriebe erfüllen lassen, sind aktuell in Planung.

Einsatzszenarien sind Deep-Space-Explorationen, interplanetare und Sample-Return-Missionen, Asteroiden-Rendezvous sowie die bemannte Raumfahrt, insbesondere Missionen zum Mars. Bei der Triebwerkentwicklung für solche Missionen spielt auch die Theorie eine wichtige Rolle. Ein genaues Verständnis der Vorgänge im Plasma – insbesondere die Simulation des Plasmas und seiner Wechselwirkung mit Oberflächen – gewinnt verstärkt an Bedeutung. Die Komplexität und Vielfalt der Missionen spiegeln sich in den technischen Anforderungen an die jeweils einzusetzenden elektrischen Antriebe wider:

- Triebwerke mit hohen Ausstoßgeschwindigkeiten der Ionen (60 km/s oder größer) und moderaten Schüben (bis zu wenigen hundert Millinewton) sind für Einsätze im Inneren des Sonnensystems etabliert, wie die Erfolge bei Deep Space 1, Hayabusa und Dawn gezeigt haben. Die nächste Mission dieser Art ist 2014 BepiColombo, welche die geologische Zusammensetzung und das Magnetfeld des sonnennächsten Planeten Merkur untersuchen soll. Bei solchen Missionen ist eine lange Lebensdauer (typisch 25 000 Stunden) der eingesetzten Triebwerke essenziell. Schwachpunkt ist die Erosion der Extraktionsgitter durch die Ionen selbst (Abb. 5).
- Triebwerke mit hohen spezifischen Impulsen, aber sehr kleinen und sehr präzise regelbaren Schubniveaus (Mikronewton) sind entscheidend für Missionen, die einen Formationsflug von Raumfahrzeugen erfordern, wie beispielsweise NGO (New Gravitational wave Observation). Hier sollen drei Satelliten ein Weltraum-interferometer bilden, das die von Einstein vorhergesagten Gravitationswellen direkt messen soll. Die Satelliten sollen ein gleichseitiges Dreieck mit einer Millionen Kilometer Seitenlänge bilden. Eine akkurate Schubregelung der Ionenantriebe trägt dazu bei, alle nicht gravitativen Kräfte, die auf die Sonden wirken, zu kompensieren und die Sonden über die große Entfernung voneinander ausgerichtet zu halten, um so die Funktion des Interferometers sicherzustellen. Ein Kandidat für diese Aufgabe ist das derzeit kleinste Gießener Triebwerk RIT-2.5 mit einem Durchmesser

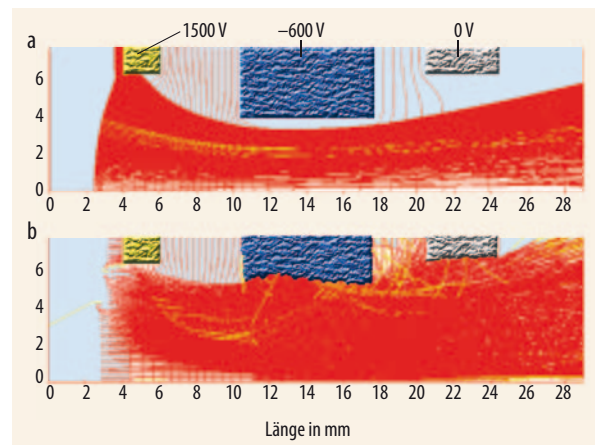


Abb. 5 Simulationen sind nötig, um Erosionseffekte mit optimierter Ionenoptik zu minimieren. Hier ist die simulierte Erosion des Extraktionsgitters eines Ionenantriebs bei Inbetriebnahme (a) und nach 20 000 Stunden Betrieb (b) zu sehen.

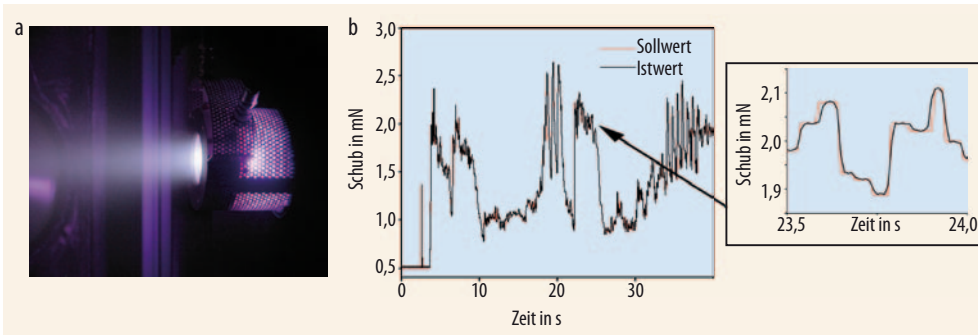


Abb. 6 Beim Test der Schubregelung eines RIT-2.5-Triebwerks (b) wurde der Schallpegel von Beethovens 9. Sinfonie als Regelsignal eingesetzt. Die Detailvergrößerung der Schubkurve (a) zeigt eindrucksvoll, wie genau sich der Schub regeln lässt.

von 2,5 cm und einem Schub im Bereich von 1 bis 50 μN bei einer Regelgenauigkeit von unter $0,1 \mu\text{N}$ (Abb. 6). Das klassische RIT-Design stößt hier langsam an eine technologische Grenze, weil eine weitere Skalierung auf kleinere Dimensionen nicht mehr nach gängigen, einfachen Skalengesetzen möglich ist.

■ Bemannte interplanetare Missionen zum Mars rücken durch den Einsatz von elektrischen Großtriebwerken in greifbare Nähe. Um eine Missionsdauer von unter zwei Jahren zu ermöglichen, sind Antriebe mit vergleichsweise sehr hohen Schüben (bis zu mehreren zehn Newton) und sehr hohen Strahlgeschwindigkeiten notwendig. Dies lässt sich nur mit sehr großen Ionentriebwerken erreichen wie NEXT der NASA vom Kaufman-Typ, dem deutsch-russischen RIT-45 oder sog. magnetoplasma-dynamischen Antrieben wie dem VASIMR-Triebwerk. Bei solchen Triebwerken sind hohe elektrische Wirkungsgrade erforderlich, einmal um effektiv zu sein, und zum anderen, um den Wärmehaushalt des Raumfahrzeugs nicht zu gefährden. Ionentriebwerke wie die RITs haben hier einen klaren Vorteil, da sie inhärent höhere elektrische Wirkungsgrade von bis zu 98 % besitzen und Betriebstemperaturen von $200 \text{ }^\circ\text{C}$ unproblematisch sind. Auch hier dienen entsprechende Simulationen dazu, die thermische Robustheit im Betrieb zu untersuchen (Abb. 7).

■ Ein weiteres Anwendungsfeld für Ionentriebwerke, das immer mehr an Bedeutung gewinnt, ist die Beseitigung von Weltraumschrott (Space Debris). Aktuell wird die Zahl der Debris-Objekte mit einem Durchmesser von mehr als 10 cm mit 19 000 angegeben. Darunter befinden sich 4400 ausgediente Satelliten und Raketenoberstufen. Die Gefahr schwerwiegender Kollisionen aktiver unbemannter und bemannter Raumfahrzeuge mit solchen Störkörpern wird immer größer. 2009 gab es neun Ausweichmanöver von Satelliten, darunter zwei der Internationalen Raumstation (ISS). Für eine effiziente Beseitigung können Ionentriebwerke kontaktlosen Impuls auf Debris-Objekte übertragen, um diese aus relevanten Erdorbits zu entfernen. Der Weltraumschrott soll entweder in der Atmosphäre verglühen oder auf einen höheren „Friedhofsorbit“ gelangen. Nach „Entsorgung“ eines Debris-Objekts soll dasselbe Raumfahrzeug weitere Trümmerstücke anfliegen. Solch ein Space-Tug-Konzept ließe sich nur dank des hohen spezifischen Impulses der Ionentriebwerke und der daraus resultierenden Treibstoffersparnis realisieren.

Von der Entwicklung zum Praxistest

Die Triebwerksentwicklung vom Laborprototyp bis zum flugfähigen Einsatzmodell ist zeitaufwändig und teuer. Die Qualifikation umfasst neben Strahl- und Plasmadiagnostik zahlreiche weitere Tests an den Triebwerken, etwa in Bezug auf Lebensdauer, thermisches Verhalten, Widerstandsfähigkeit gegen Vibrationen und Schocks (was für den Start mit einer Trägerrakete notwendig ist) sowie den Nachweis der elektromagnetischen Kompatibilität mit dem Satelliten. Da die Ionen- bzw. Plasmaquellen der elektrischen Triebwerke im Weltall und damit im Vakuum arbeiten, müssen alle Bodentests in Hochvakuum-Prüfständen, den „Weltraumsimulationstanks“ stattfinden.

Um möglichst genau von den Tests in Simulationstanks auf das tatsächliche Verhalten im Weltraum zurückschließen zu können, werden parallel mehrstufige Simulationsrechnungen durchgeführt: Simulation des Restgases im Vakuum, speziell der Dichteverteilung des Gases, Modellierung des Plasmas innerhalb des Triebwerks und der aus dem Triebwerk heraus beschleunigten Xenon-Ionen und die Simulation der Wechselwirkung der aus dem Triebwerk herausgetretenen Teilchen mit der Wand der Vakuumanlage und mit Komponenten des Triebwerks oder Satelliten.

Die meisten Institutionen, die elektrische Triebwerke entwickeln und bis zur Qualifikation optimieren, verfügen über geeignete Testkammern. In Deutschland findet man größere Anlagen an der Universität Gießen (Abb. 8), am Institut für Raumfahrtssysteme in Stuttgart und bei der Firma THALES in Ulm. Das Leibniz-Institut für Oberflächenmodifizierung (IOM) entwickelt Strahl- und Plasmadiagnostik-

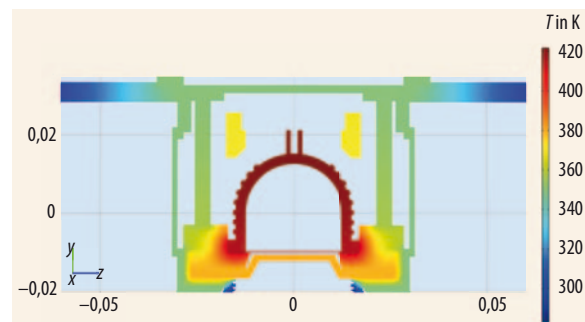


Abb. 7 Die Simulation der Temperaturverteilung eines Ionentriebwerks (hier vom Typ RIT-2.5) im Betrieb gibt Hinweise auf Schwachstellen in der Konstruktion und lässt unter anderem Schlüsse auf Verluste zu.



Abb. 8 Die Gießener Weltraumsimulationstanks JUMBO (rechts) und R2D2 (links) bieten Weltraumbedingungen für den Test von Ionentriebwerken.

systeme. Seit Oktober 2011 ist die Versuchsanlage STG-ET (Simulationsanlage für Treibstrahlen Göttingen – Elektrische Triebwerke) bei der DLR in Göttingen in Betrieb. Diese Hochvakuumkammer mit 12 Meter Länge und 5 Meter Durchmesser kann sogar ganze Satelliten aufnehmen.

Die strikten Anforderungen der Missionen müssen sich auch in den Tests auf der Erde widerspiegeln. Insbesondere die geforderten Lebensdauern sind beachtlich, für Gitterionentriebwerke sind inzwischen bis zu 25 000 Stunden typisch. Das entspricht einer reinen Betriebszeit von über drei Jahren. Werden auch noch Betriebszyklen simuliert, kann die Testzeit schnell weiter ansteigen. Würde man die gleichen Bedingungen für den Test eines Autos annehmen, das sich mit einer mittleren Geschwindigkeit von 100 km/s fortbewegt, so müsste es wartungsfrei und ohne zu tanken 2,5 Millionen Kilometer zurücklegen.

Nicht nur Strahlkraft in den Weltraum

Ionentriebwerke, wie sie in der Raumfahrt zum Einsatz kommen, sind zwar für diese Anwendung optimiert, doch letztendlich nichts anderes als eine Art von Plasma- und Ionenquelle, wie sie auch in anderen Gebieten nützlich sein können. Aufgrund der hohen technologischen Anforderungen in der Raumfahrt und dem damit verbundenen grundlegenden Wissen um Plasmaphysik ist das Know-how aus dem Bereich elektrischer Raumfahrtantriebe auch für die Entwicklung von Quellen in der Materialbearbeitung oder für medizinische Anwendungen relevant. Ionenquellen eignen sich zur Großflächenbeschichtung von Glas, zur Oberflächenstrukturierung durch selektives Ätzen, zur Hartvergütung von Optiken, zur Oberflächenreinigung und zu einer besseren Haftvermittlung.

Die Ionenstrahl-Sputter-Deposition (IBSD), bei der statt des Plasmas ein Ionenstrahl genutzt wird, um Atome eines Targets abzutragen und auf einem Substrat zu deponieren, erlauben es dünne Schichten hoher Packungsdichte und Qualität herzustellen.

Umgekehrt können Erfahrungen im Bereich der Materialwissenschaften und der Mikro- und Nanotechnologie in innovative Konzepte für elektrische Raum-

fahrttriebwerke münden [7]. Typische Beispiele sind das Ersetzen von Peripheriekomponenten konventioneller Triebwerke durch leichtere (MEMS-basierte) Komponenten oder die Entwicklung gänzlich neue Konzepte für miniaturisierte Ionentriebwerke im unteren μN -Schubbereich, wo die konventionellen Konzepte versagen. Ebenso kann das im Bereich der Materialphysik gut dokumentierte Wissen um die Wechselwirkung von Ionen mit Materie eine wesentliche Hilfestellung für den Themenbereich „Electric Propulsion / Spacecraft Interaction“ sein. Hier geht es ja darum den Einfluss der vom Triebwerk ausgestoßenen Ionen und Atome auf die Peripherie des Raumfahrzeugs (z. B. die Solarpaneele) zu untersuchen.

Im Lichte der Entwicklung zu einerseits immer kleineren und andererseits immer größeren Ionentriebwerken stößt man heute an die Grenzen konventioneller Technologie. Der Bedarf an physikalischem Input und neuen physikalischen Konzepten steigt, sodass sich der Bereich der Plasma- und Ionentriebwerke zu einem interessanten und spannenden Tätigkeitsfeld für Physiker und Physikerinnen entwickelt.²⁾

Literatur

- [1] W. Ley, K. Wittmann, W. Hallmann (Hrsg.), Handbuch der Raumfahrttechnik (4. Aufl.), Hanser, München (2011)
- [2] Hermann Oberth, Zu den Planetenräumen, Oldenbourg, München und Berlin (1923)
- [3] E. Y. Choueiri, A Critical History of Electric Propulsion, J. Rocket Propulsion and Power **20**, 193 (2004)
- [4] R. G. Jahn und E. Y. Choueiri, Electric Propulsion in: R. A. Meyers (Hrsg.), Encyclopedia of Physical Science and Technology (3. Aufl.), Academic Press, San Diego (2002)
- [5] Horst Löb und Josef Freisinger, Ionenraketen, Vieweg, Braunschweig (1967)
- [6] Dan M. Goebel, Ira Katz, Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters, JPL Space Science and Technology Series (2008)
- [7] R. Osiander, M. A. Garrison Darrin und J. L. Champion (Hrsg.), MEMS and Microstructures in Aerospace Applications, Taylor & Francis, Boca Raton (2006)

DIE AUTOREN

Davar Feili (FV Atomphysik, Plasmaphysik) ist Leiter der AG Elektrische Raumfahrtantriebe an der Justus-Liebig-Universität (JLU) Gießen und einer der Koordinatoren des LOEWE-Schwerpunkts RITSAT.



Peter J. Klar (FV Halbleiterphysik) ist Professor für Experimentalphysik an der JLU und Leiter des Mikro- und Nanostrukturierungslabors MiNa der Materialwissenschaften und einer der Koordinatoren des LOEWE-Schwerpunkts RITSAT.



Bruno K. Meyer (FV Halbleiterphysik) ist Professor für Experimentalphysik und Geschäftsführender Direktor des I. Physikalischen Instituts der JLU.



Hans J. Leiter (FV Plasmaphysik) promovierte 2000 an der JLU bei Horst W. Löb. Derzeit ist er Teamleiter Elektrische Antriebe bei EADS Astrium.

2) Mehr Infos dazu finden sich auf www.uni-giessen.de/RITSAT und www.uni-giessen.de/APR