

# SMART-1: mit alternativer Flugtechnik zum Mond

Didaktisches Material zu  
SMART-1:  
[www.wissenschaft-schulen.de](http://www.wissenschaft-schulen.de)  
und [www.suw-online.de](http://www.suw-online.de)

VON DONALD WISS

Europas erste Mondsonde SMART-1 ist das erste Raumfahrzeug überhaupt, das aus einer Erdumlaufbahn heraus allein mit Hilfe eines Ionentriebwerks den Erdtrabanten erreichen soll. Dies erfordert eine völlig neuartige Flugbahntechnik, welche zwar eine beträchtliche Reisezeit zur Folge hat, aber sehr preisgünstig und energiesparend ist.

SMART-1 unterscheidet sich in mancherlei Hinsicht von anderen Mondflugunternehmen (siehe auch SuW 3/2003, S. 21). Diese Sonde ist so leicht und kompakt, dass sie von Anfang an als »Lücken füllende« Ergänzungsnutzlast eines normalen Satellitentransports mit der ARIANE-5-Rakete mitfliegen kann. So wurde nicht einmal eine eigene Trägerrakete benötigt, um in eine so genannte Parkbahn (Parking orbit) um die Erde zu gelangen. Doch damit fangen die Unterschiede zu anderen Mondmissionen erst an.

Ist eine Mondsonde in einer Erdumlaufbahn ausgesetzt worden, so muss sie den Energieunterschied im Erdschwerefeld zwischen der Parkbahn und der Umlaufbahn des Mondes überwinden. Dazu bestehen heute zwei Möglichkeiten:

- die klassische Methode mit chemischen Raketen, die das Raumfahrzeug kurzfristig stark beschleunigen;
- das *Low-thrust*-Verfahren, das mit schwachem Dauerschub arbeitet, nur allmähliche Geschwindigkeitsänderungen zulässt und völlig andersartige Flugbahnen erfordert.

Die Mission SMART-1 macht von der zweiten Möglichkeit Gebrauch. Die Vor- und Nachteile der Methode werden deutlich, wenn man die beiden Verfahren einander gegenüber stellt.

## Der klassische Mondflug

Bei der herkömmlichen Methode wird einem Raumflugkörper in einer erdnahen Parkbahn mit Hilfe eines Raketenmotors ein relativ kurzzeitiger, kräftiger Schubimpuls versetzt, der seine Geschwindigkeit markant erhöht. Dies wird als Ober-

stufenkick in die Transferbahn bezeichnet. Als Folge davon »steigt« die Mondsonde antriebslos, ähnlich einem Artilleriegeschoss auf einer ballistischen Flugbahn, bis in die unmittelbare Nähe des Mondes auf. Nach einem stark vereinfachten Rechenmodell wird der Einfluss der Mondanziehung auf die Flugbahn der Sonde so lange vernachlässigt, bis diese in den engeren Wirkungsbereich des Mondes, die so genannte lunare Gravisphäre mit einem Radius von etwa 40 000 km, eintaucht. Darin wird dann die Schwerkraft der Erde nicht mehr berücksichtigt, sondern ausschließlich die des Mondes. Ist das Raumfahrzeug dort angekommen, so besteht zwischen ihm und dem Mond jedoch stets ein derart großer Geschwindigkeitsunterschied, dass die Sonde vom Schwerefeld des Mondes nicht permanent »eingefangen« werden könnte – außer es käme direkt zur Kollision (harte Landung). Andernfalls würde die Sonde mit einem Fly-by oder Swing-by (Nahvorbeiflug) den Mond passieren und nach einer Richtungsänderung dessen Gravisphäre wieder verlassen. Um aber den Eintritt in eine Mondumlaufbahn zu ermöglichen, muss die erwähnte Geschwindigkeitsdiskrepanz durch einen weiteren Schubimpuls mit einem Raketentriebwerk (*Lunar orbit insertion*) entsprechend abgebaut werden. Abb. 1 zeigt den prinzipiellen Verlauf des klassischen »Mondschusses«. In Wirklichkeit liegen die Bahnen von Sonde und Mond nicht in derselben Ebene, aber sie schneiden sich natürlich am Begegnungsort der beiden Körper.

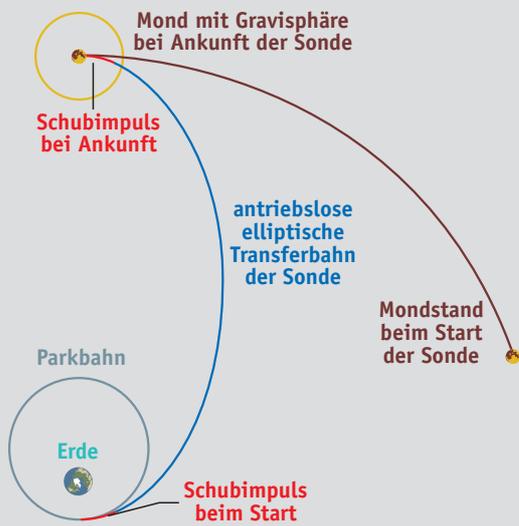
Charakteristisch für den traditionellen Mondflug sind also die beiden Schub-

phasen zu Beginn und am Ende einer antriebslosen Transferbahn, welche die Form einer sehr langegezogenen Ellipse hat. Dies benötigt im Vergleich zur Nutzlast recht schwere und voluminöse chemische Raketentriebwerke, welche zwar eine große Schubkraft produzieren können, aber auch einen sehr hohen Treibstoffverbrauch und eine sehr kurze Brenndauer aufweisen. Der Hauptgrund dafür ist der Umstand, dass eine herkömmliche Rakete das gesamte Energiepotential zur Erzeugung ihres Schubstrahls in Form chemisch reagierender Treibstoffmassen, also Brennstoff und Oxidator, mitschleppen muss. Dies macht die Sache aufwändig und teuer. Überdies wird das Leistungsvermögen durch die Austrittsgeschwindigkeit des Verbrennungsgasstrahls begrenzt, welche bestenfalls 3,0 km/s beträgt. Für den Mondschuss aus einer Erdumlaufbahn wird eine Geschwindigkeitsänderung von etwa 3,5 km/s benötigt. Eine Grundformel der Raketentechnik besagt, dass eine Mondsonde unter diesen Bedingungen ein Massenverhältnis (Anfangs- zu Endmasse) von 3,21 und mit ca. 300 kg Endmasse eine Treibstoffmenge von mindestens 663 kg benötigt. Im Vergleich zur gesamten Flugzeit von etwa vier Tagen ist die Brenndauer sehr kurz. Bei einer durchschnittlichen Beschleunigung mit  $1 g = 10 \text{ m/s}^2$  beträgt sie für beide Schubphasen zusammen 350 s oder knapp 6 Minuten.

## Der solarelektrische Antrieb

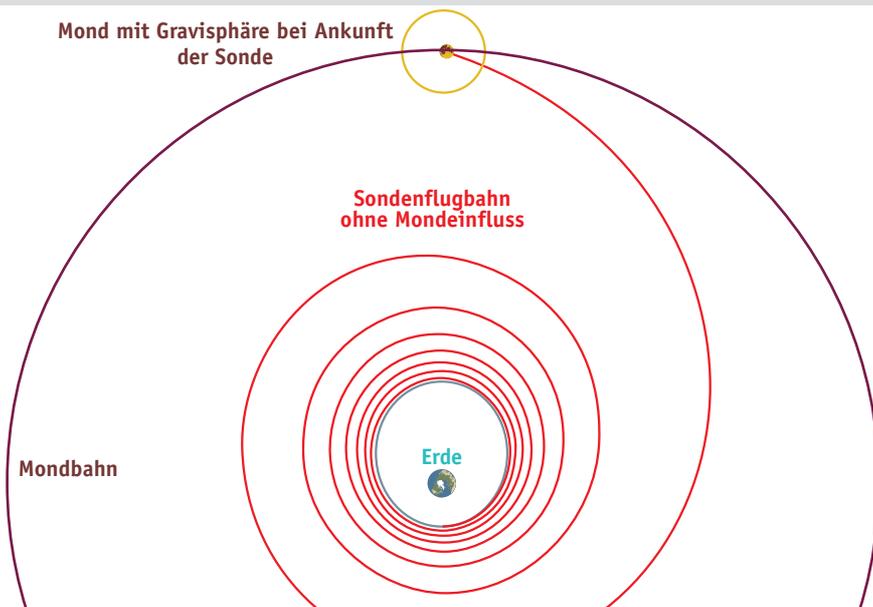
SMART-1 besitzt als Hauptantrieb keine chemische Rakete, sondern ein mit Sonnenenergie gespeistes Ionentriebwerk, das nach folgendem Funktionsprinzip arbeitet:

In einem Magnetfeld werden Atome des Edelgases Xenon durch Elektronenbeschuss ionisiert, d. h. aufgespalten in positiv geladene Xenonatome und freie Elektronen. Die schweren positiven Teilchen werden dann in einem gerichteten elektrischen Feld auf die hohe Geschwindigkeit von 16 km/s beschleunigt und nach hin-



◀ Abb. 1: Klassische Transferbahn zum Mond mit Raketenantriebswerken. Die Parkbahn ist nicht maßstabsgerecht.

▼ Abb. 2: *Low-thrust-Bahn* zum Mond mit dem permanenten Schub eines Ionenantriebswerks.



ten hinausgeschossen. Auch die zuvor freigebliebenen Elektronen werden abgestoßen, um ein Ungleichgewicht in der elektrischen Ladung des Raumfahrzeugs zu vermeiden. Durch den so erzeugten Xenon-Ionenstrahl entsteht nach dem Raketenprinzip ein Schub von lediglich 0,07 N. Diese Kraft entspricht knapp dem Gewicht einer in der Hand gehaltenen 1-Euro-Münze! Ein solcher Schub ist zwar sehr schwach, kann aber für extrem lange Zeit aufrecht erhalten werden. Der Verbrauch an Xenon ist nämlich sehr klein, so dass im Vergleich zu chemischen Raketen auch ein wesentlich kleinerer Treibstoffbehälter notwendig ist.

SMART-1 führt bloß 70 kg Xenon mit sich, einen Vorrat, der für einen sechsmonatigen, ununterbrochenen Dauerbetrieb ausreichen würde, obwohl er mehr als neunmal geringer ist, als bei einem vergleichbaren chemischen Triebwerk. Das Massenverhältnis beträgt hier lediglich 1,24. Nach der erwähnten Raketenformel kann die Sonde damit dank der hohen Strahlgeschwindigkeit dennoch das für den Mondflug benötigte Geschwindigkeitsäquivalent von 3,5 km/s erreichen.

Ein herausragender Vorteil des Antriebs für diese Raumsonde ist ferner, dass die gesamte Betriebsenergie zur Erzeugung und Aufrechterhaltung der erwähnten elektromagnetischen Felder im Triebwerk permanent von der Sonne geliefert werden kann. Zu diesem Zweck besitzt SMART-1 zwei mit Solarzellen bestückte, jeweils etwa 6 m lange Paneele, die zusammen eine maximale elektrische Leistung von knapp 2000 W abgeben. Aufladbare Batterien sind ebenfalls an Bord, um jene kurzen Bahnabschnitte zu überbrücken, wo die Sonde durch den Erd- bzw. Mondschatten fliegt.

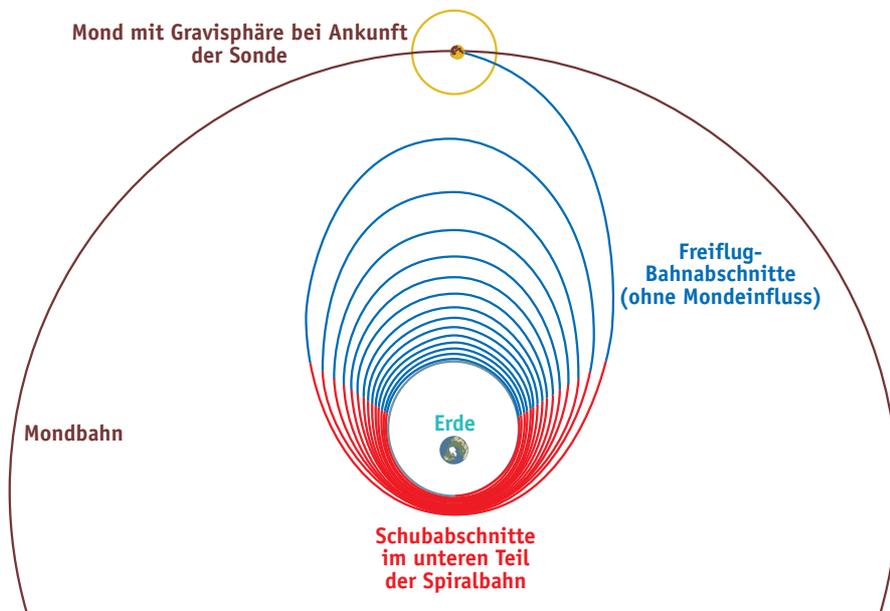
### Die neuartige Flugtechnik

Um aus einer erdnahen Parkbahn bis zum Mond und dort in eine Umlaufbahn zu gelangen, muss ein mit Ionenantrieb versehenes Raumfahrzeug andere Wege beschreiten als bisher üblich. Wegen seiner sehr schwachen Schubleistung ist weder ein »Kick« in eine beinahe parabolische Transferbahn noch ein Eintrittsimpuls für die Mondumlaufbahn möglich. Vielmehr muss hier das Ziel über so genannte *Low-acceleration trajectories*, also Bahnen gerin-

ger Beschleunigung, erreicht werden. Betrachtet man eine völlig ungestörte, antriebslose Umlaufbahn im Schwerfeld eines Zentralkörpers, so gelten nach Kepler die Erhaltungssätze für Gesamtenergie und Drehimpuls, wobei die Bahn ihre exakt elliptische Form unverändert beibehält. Sobald außer der Gravitation aber noch eine weitere Kraft wirksam ist, verändern sich Energie und Drehimpuls und mit ihnen auch die geometrische Form der Flugbahn.

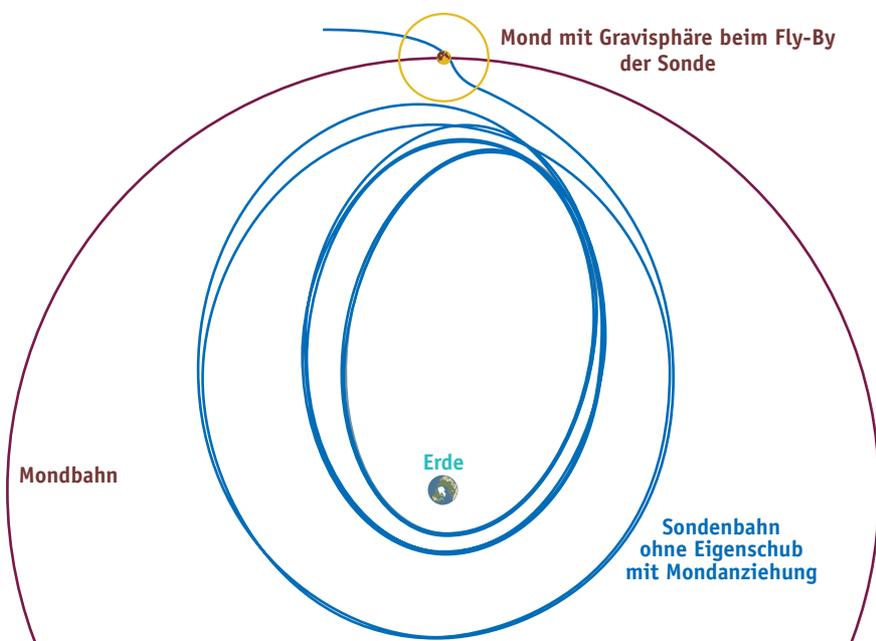
Getreu dem Sprichwort »steter Tropfen höhlt den Stein«, beruht die *Low-thrust*-Strategie also darauf, die Umlaufbahn um die Erde durch die vorhandene schwache, aber lange andauernde Schubeinwirkung kontinuierlich aufzuweiten. Somit wird aus einer ursprünglich geschlossenen Ellipse eine spiralförmig verlaufende Trajektorie, bei der die Distanz vom Erdmittelpunkt fortwährend zunimmt. Abb. 2 veranschaulicht eine solche Dauerschub-Flugbahn. Dass sich dabei sowohl der Abstand des Apogäums (erdfernster Punkt) als auch derjenige des Perigäums (erdnächster Punkt) gleichmäßig vergrößern, ist anfänglich durchaus erwünscht. Damit kann die Sonde unter den gegebenen Umständen baldmöglichst aus der Zone der erdnahen Strahlungsgürtel herauskommen, die den Solarpaneelen Schaden zufügen können.

Ist aber einmal ein Perigäumsabstand von etwa 20 000 km erreicht, so ist diese Gefahr gebannt und es ist nicht mehr sinnvoll, wenn sich der erdnächste Punkt noch weiter entfernt. Vielmehr sollte nun das durch die Schubeinwirkung bedingte Wachstum der großen Bahnachse nur noch der Erweiterung des Apogäumsabstands dienen. Von den traditionellen elliptischen Transferbahnen her ist bekannt, dass tangentielle Schubimpulse im Perigäum nur den Apogäumsabstand verändern und solche im Apogäum lediglich das Perigäum beeinflussen. Damit wird verständlich, dass auch bei Niedrigschub-Verfahren jeweils im Apogäumsbereich kein Schub vorhanden sein sollte, damit sich das Perigäum möglichst wenig verändert. Anstatt das Ionenantriebswerk dauernd in Betrieb zu halten, wird es deshalb ab etwa 20 000 km Erdentfernung so reguliert, dass es bei jeder Umrundung der Erde nur noch im »unteren«, dem erdnahen Bahnabschnitt, Schub erzeugt. Den »oberen« Bahnabschnitt passiert die Sonde dann jeweils im ballistischen Freiflug. Abb. 3 zeigt einen solchen Flugverlauf. Auf diese Weise erhöht sich zwar die Anzahl der notwendigen Umläufe bis zum Erreichen des Mondes. Optimierungsrechnungen zeigen aber, dass sich bei richtiger Schubdosierung dennoch markante Treibstoffersparnisse gegenüber dem Dauerbetrieb erzielen lassen.



▲ Abb. 3: Low-thrust-Bahn mit unterbrochenem Schub in den erdfernen Abschnitten der Flugbahn.

▼ Abb. 4: Die Einwirkung des lunaren Schwerfelds bei Erreichen der Mondgravisphäre.



Das heißt, die Bahn nach Abb. 3 benötigt zwar mehr Zeit, aber weniger Treibstoff, als diejenige nach Abb. 2. Zur besseren Veranschaulichung des Prinzips wurden beide Kurven mit stark überhöhtem Schub und ohne Berücksichtigung des Mondeinflusses berechnet. Mit den tatsächlichen Schubwerten von SMART-1 wird eine größere Anzahl von Erdumläufen benötigt, bis die Sonde in Mondnähe gelangt. Die Spiralbahn verläuft also in Wirklichkeit enger.

Im Vergleich zur traditionellen Art, kostet die Reise zum Mond entlang derartiger Flugbahnen natürlich extrem viel Zeit. Bei SMART-1 wird die Dauer vom Start bis zum Erreichen der endgültigen polaren Mondumlaufbahn mit 15 bis 17 Monaten veranschlagt. Allein der Flug von der Erde bis zum Einflussbereich der

Mondanziehung nimmt ein halbes Jahr in Anspruch, die übrige Zeit wird für komplizierte Einfangmanöver und das Absenken der Mondumlaufbahn benötigt.

Andererseits wird es dank der zeitlichen Schubregulierung aber auch möglich, den Bahnverlauf der Sonde mit der Bewegung des Mondes so zu synchronisieren, dass man sich das Phänomen der Schwerkraftresonanz zu Nutze machen kann.

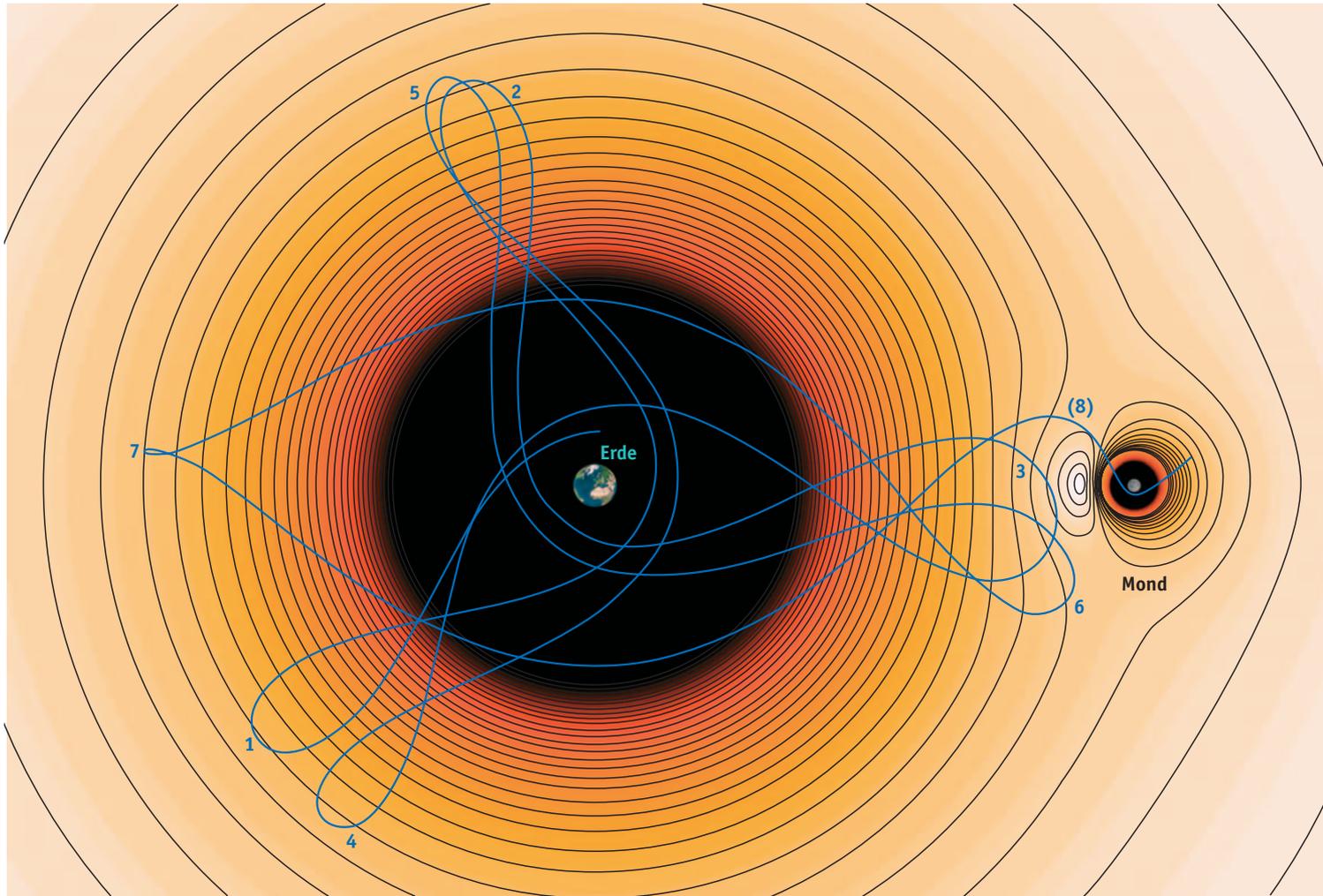
### Schwerkraftresonanz

Die einfache Theorie, wonach die Schwerkraft des Mondes außerhalb seiner Gravisphäre keine Wirkung zeigt, hält einer genaueren Betrachtung nicht stand. Wie die Gezeiten beweisen, ist die Mondanziehung auch auf der Erde durchaus noch spürbar. Satelliten auf erdnahen Umlaufbahnen

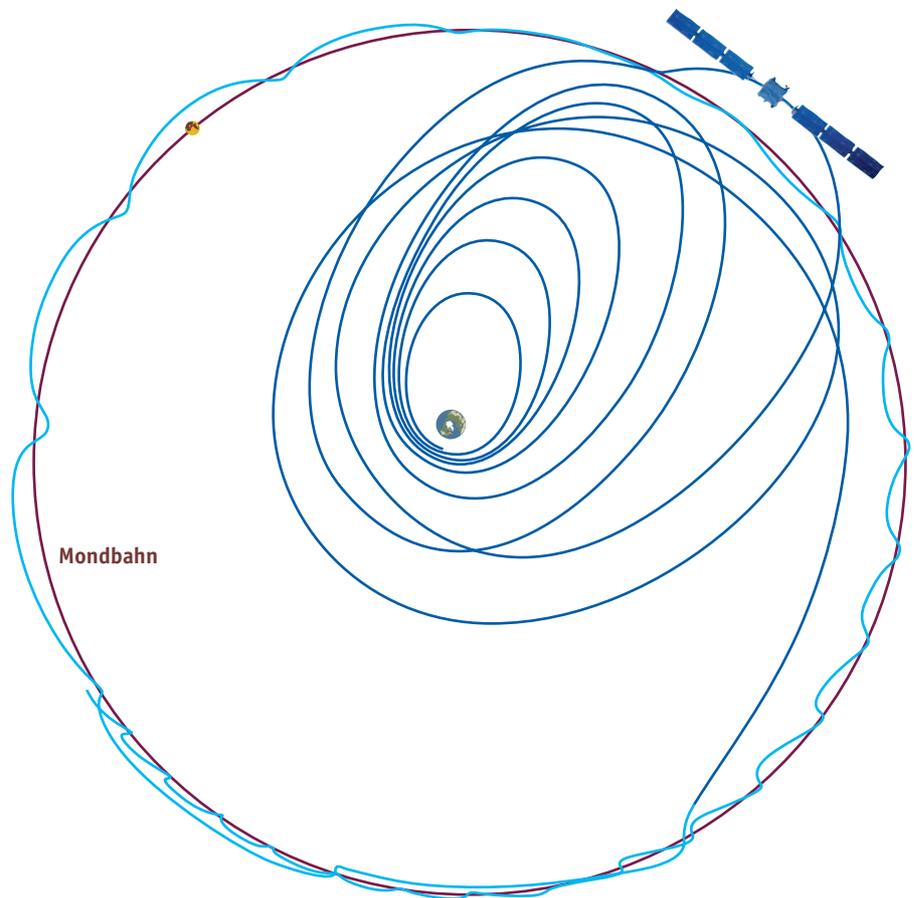
werden durch den Mond ebenfalls gestört, doch bleiben ihre Bahnen grundsätzlich stabil an die Erde gebunden. Dies ändert sich aber bei ausgedehnten Flugbahnen, wo der größte Erdbestand mehr als etwa zwei Drittel der Mondentfernung beträgt. Da die Umlaufzeit auf einer solchen Bahn aber immer kürzer ist als diejenige des Mondes, kommt es immer wieder zu Konstellationen, wo der künstliche Körper im erdfernsten Punkt dem Mond jeweils besonders nahe kommt. Dies ist auch dann der Fall, wenn der Mond und die Sonde nicht in derselben Ebene umlaufen. Bei jeder dieser näheren Begegnungen ist die Störung durch das Gravitationsfeld des Mondes viel stärker als sonst und bewirkt jeweils eine zusätzliche Aufweitung der Sondenbahn. Dies ist eine typische Resonanzsituation, bei der durch periodischen Impulsaustausch Bewegungsenergie vom Mond auf die Sonde übertragen wird. Das Ganze dauert so lange, bis die Sonde von selbst in die Gravisphäre des Mondes eintritt.

Abb. 4 zeigt die Veränderung der elliptischen Umlaufbahn einer Raumsonde ohne Eigenschub, aber unter dem Einfluss der Mondanziehung, wenn die Sonde beim Durchlaufen des erdfernsten Punktes von Zeit zu Zeit in die Nähe des Mondes gelangt. Zunächst vergrößert sich die ursprüngliche Ellipsenbahn beim dritten Erdumlauf nur moderat. Nach drei weiteren Zyklen weitet sich die Bahn jedoch stark auf. Schließlich wird die Sonde nach abermals zwei Umläufen vom lunaren Schwerfeld für kurze Zeit »eingefangen«, vollführt einen Vorbeiflug am Mond, verlässt diesen wieder und könnte ohne Gegenmaßnahmen zuletzt in eine Sonnenumlaufbahn gelangen. Die Vorgänge, welche zu diesem etwas verwirrenden Bahnverlauf in Abb. 4 führen, werden sofort klarer, wenn man diese Flugbahn von einem sich mit dem Mond um die Erde drehenden Bezugssystem aus betrachtet.

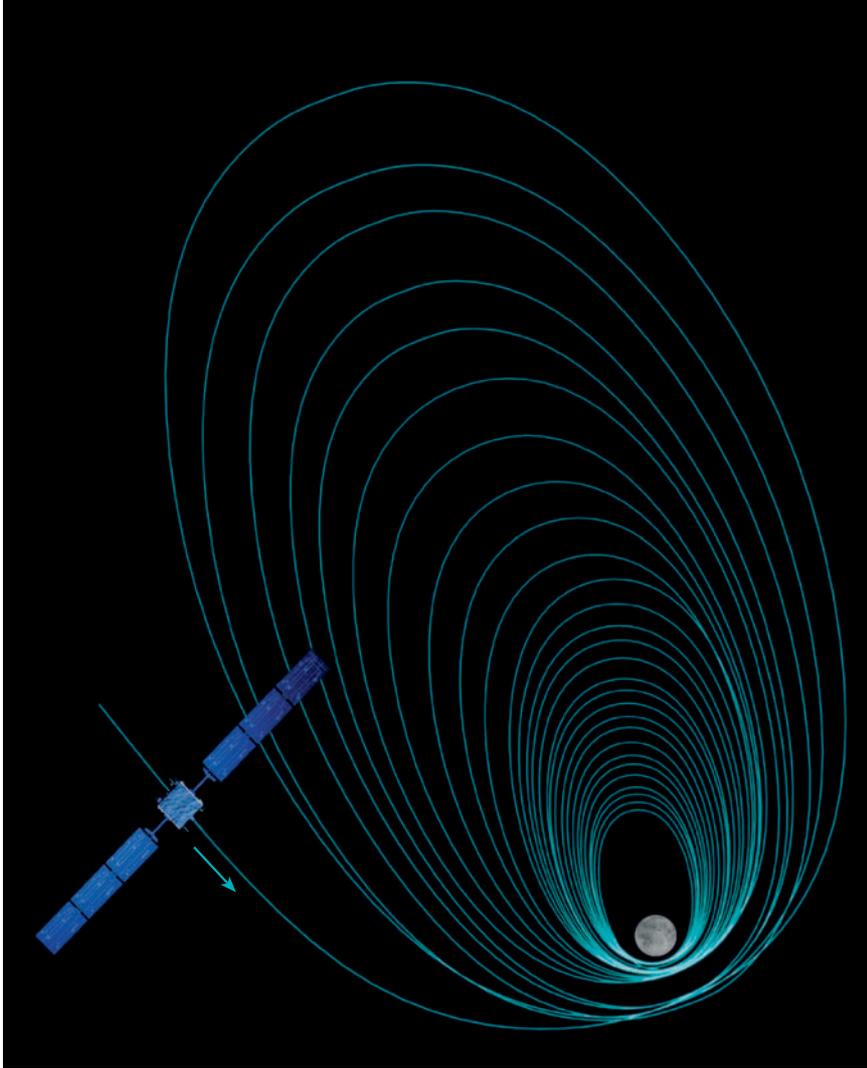
Abb. 5 zeigt eine »Momentaufnahme« des rotierenden kombinierten Gravitationsfeldes von Erde und Mond, wobei die Niveaulinien hier konstante Absolutwerte der resultierenden Gravitationsbeschleunigung darstellen. Die Ellipsenbögen der Sondenflugbahn werden in dieser Betrachtungsweise zu einem sternförmigen Schlaufenmuster. Bei der numerischen Berechnung dieses Anschauungsbeispiels eines Dreikörperproblems wurde der Bahnangriffspunkt mittels vorgängiger Schubsteuerung so gewählt, dass sich folgender Bewegungsablauf einstellt: Die Sonde passiert die erdfernsten Punkte 1, 2, 4, 5 und 7 (siehe Nummerierung in Abb. 5) in großem Abstand vom Mond, während sie bei den Apogäumsdurchgängen 3 und 6 in dessen unmittelbare Nähe kommt. Hierbei



▲ Abb. 5: Eine Schwerkraft-Resonanzbahn (blau), im rotierenden Gravitationsfeld betrachtet. Die relativen Stärken der Schwerefelder von Erde und Mond sind durch Äquipotentiallinien (ähnlich den Höhenlinien auf einer Landkarte) dargestellt.



▶ Abb. 6: Der komplexe Flugweg von SMART-1 im System Erde-Mond. Die Blickrichtung erfolgt von Norden auf die Ebene der Mondumlaufbahn. Gut zu erkennen ist die sich durch den Schub des Iontriebwerks stetig vergrößernde elliptische Erdumlaufbahn, die schließlich zu einem Swing-by am Mond führt. Nach zwei Erdumläufen schwenkt SMART-1 in eine weite Umlaufbahn um den Erdtrabanten ein.



◀ Abb. 7: Das »Absinken« von SMART-1 im Mondsphärenfeld durch den Bremschub des Ionentriebwerks. Durch die Abbremsung verringert sich der Abstand zum Mond ständig, bis die endgültige Umlaufbahn erreicht ist. (Bild: ESA)

den Spiralbahn analog der ursprünglich von der Erde wegführenden Trajektorie, jedoch in umgekehrter Richtung.

### Ausblick

Das Projekt SMART-1 zeigt, dass der Ionenantrieb für gewisse Weltraumeinsätze eine sehr kostengünstige Alternative zum chemischen Raketentriebwerk darstellen kann. Generell ersetzen kann er dieses jedoch nicht. Schon weil der neuartige Antrieb nur im Vakuum funktioniert, kann er grundsätzlich nicht für Transporte ab dem Erdboden (etwa zur Unterstützung von Satellitenstarts) benutzt werden. Sein bescheidenes Beschleunigungsvermögen verursacht über kurze Distanzen vergleichsweise sehr lange Reisezeiten, so dass er z. B. auch für bemannte Missionen zum Mond völlig ungeeignet wäre. Dies ändert sich jedoch drastisch, wenn interplanetare Strecken zu bewältigen sind. Die lange andauernde, stetige Geschwindigkeitszunahme bewirkt bei sehr großen Entfernungen erhebliche Zeitgewinne gegenüber ballistischen Flugbahnen mit Swing-by-Unterstützung, wie sie heute noch generell üblich sind.

Im Zeitraum 2011–2016 plant die ESA zusammen mit Japan eine komplexe Mission mit dem Namen BepiCOLOMBO zur Erforschung des Merkur. Dabei sollen zwei Raumsonden mit Ionenantrieb zum sonnennächsten Planeten fliegen, dort in eine polare Umlaufbahn eintreten und Bilder und Messdaten zur Erde übermitteln. Wenn alles gut geht, wird SMART-1 für dieses Vorhaben sehr viel technisches Knowhow liefern können. □

verändert sich die Bahnform jeweils beträchtlich. Statt des achten Kulminationspunktes ergibt sich schließlich der erwähnte Swing-by-Vorgang am Mond.

Die Nutzung der Gravitationsresonanz, dank derer die Raumsonde ab einer gewissen Erdentfernung ohne eigenen Antrieb förmlich in den Mondbereich hinein »gesaugt« wird, stellt selbstverständlich eine wesentliche Treibstoffersparnis dar.

### Übergang in eine Mondumlaufbahn

Um den bei der Ankunft der Sonde in Mondnähe vorhandenen Geschwindigkeitsunterschied schnell abzubauen und die Sonde in eine Mondumlaufbahn zu lenken, wäre nun ein schubstarkes Triebwerk nötig, über das SMART-1 jedoch nicht verfügt. Ein Fly-by-Vorgang kann zunächst also grundsätzlich nicht verhindert werden. Aber er kann mit den Lageregelungsdüsen und dem schwachen Ionentriebwerk so gesteuert werden, dass die Sonde dadurch gezielt in eine neue Erdumlaufbahn mit geändertem Neigungswinkel umgelenkt wird. Diese Bahn muss dann die Eigenschaft besitzen, dass sie die Mondbahn erneut an einer Stelle kreuzt, wo Mond und Sonde gleichzeitig eintreffen, so dass ein weiterer Vorbeiflug am Mond stattfinden kann. Das selbe Spiel

kann sich nun mehrmals wiederholen. Unterstützt von der Bremswirkung des Ionentriebwerks werden dabei die zeitlichen Abstände zwischen den Swing-by-Manövern, sowie die Geschwindigkeitsunterschiede zwischen Sonde und Mond sukzessive kleiner, bis das Mondgravitationsfeld die Sonde definitiv in eine eigene Umlaufbahn »einfängt«.

Abb. 6 ist eine senkrecht zur Mondumlaufebene gesehene prinzipielle Darstellung des ganzen komplexen Flugweges von SMART-1. Die von der Erde wegführende elliptische Spiralbahn, welche durch den Schub des Ionentriebwerks entsteht, verläuft zunächst noch in einer Ebene, die gegenüber der Mondbahn geneigt ist. Darauf folgen zwei durch Gravitationsresonanz verursachte Swing-by's am Mond, welche die Sonde aus der ursprünglichen Bahnebene in diejenige des Mondes überführen. Schließlich erreicht der Flugkörper die Endflugbahn, entlang der, in immer kürzeren Abständen, Nahvorbeiflüge am Mond erfolgen. Dadurch wird die Geschwindigkeit langsam angepasst, bis der Eintritt in eine hohe Mondumlaufbahn möglich ist. Die Abb. 7 zeigt das Absinken der Sonde im Mondsphärenfeld bis zum Erreichen der endgültigen Mondumlaufbahn. Dies geschieht mittels Bremschub des Ionentriebwerks entlang einer sich verengen-



**Dipl.-Ing. Donald Wiss** studierte Maschinenbau an der ETH Zürich und arbeitete anschließend einige Jahre für die Firmen Boeing und Rohr Industries in den

USA. Nach seiner Rückkehr in die Schweiz war er bis zur Pensionierung im Jahre 2001 im Forschungszentrum der Firma Sulzer als Experte für numerische Strömungssimulationen in Turbomaschinen tätig. Heute beschäftigt er sich freischaffend mit Bahnberechnungen von Raumflugkörpern.