

# Bahnen niedriger Energie

## Wie kommen die Raumsonden am besten zum Ziel?

VON DONALD WISS

Die als Hohmann-Bahn bekannte halbelliptische Transferbahn zwischen zwei Umlaufbahnen ist das klassische Beispiel einer optimalen Bahn niedriger Energie. Sie kommt nach wie vor bei den meisten Raumfahrtmissionen zur Anwendung, wenn auch manchmal in leicht abgeänderter Form.

Um ein Raumfahrzeug zu einem anderen Planeten zu schicken, muss eine Übergangsbahn benutzt werden, welche die Bahnen von Ausgangs- und Zielplanet entweder schneidet oder mindestens tangiert. Bereits vor 80 Jahren beschäftigte sich der deutsche Ingenieur Walter Hohmann (1880–1945) nebenberuflich mit Bahnberechnungen von Himmelskörpern. Dabei ging er auch der Frage nach, wie interplanetare Raumschiffe mit geringstem Energieaufwand zu ihrem Ziel gelangen könnten.

1925 erschien sein berühmtes Buch »Die Erreichbarkeit der Himmelskörper«, wo er unter anderem darlegte, dass die günstigste Übergangsbahn zwischen zwei Planeten exakt eine halbe Ellipsenbahn um die Sonne ist. Diese schneidet die Umlaufbahnen von Ausgangs- und Zielplanet aber nicht, sondern berührt sie bloß in je einem ihrer Scheitelpunkte, dem Aphel beziehungsweise Perihel.

Da sich die Geschwindigkeiten von Planet und Raumschiff in beiden Berührungspunkten deutlich unterscheiden, müssen sie deshalb durch kurzzeitigen Raketenschub angepasst werden. Da sich dort beide Objekte aber momentan parallel zu einander bewegen, benötigt der Raumflugkörper bei diesem Bahnwechsel eine geringere Antriebsleistung als bei jeder anderen Form von Transferbahn.

Leider zeigt sich aber auch, dass der Zeitbedarf für diese halbelliptische Bahn größer ist als bei direkter verlaufenden, mehr Energie benötigenden Flugbahnen, welche mindestens eine der Planetenbahnen überschneiden. Heute werden die halbelliptischen, energieoptimalen Über-

gangstrajektorien nach ihrem Entdecker »Hohmann-Transferbahnen« genannt.

### Das Grundprinzip

Die Überlegungen Hohmanns basieren auf der klassischen Theorie des Zweikörperproblems. Danach stellt jede interplanetare Transferbahn im Wesentlichen eine einfache Umlaufbahn um die Sonne in Form eines Kegelschnittes dar, wenn vorerst vom Einfluss der Planeten selbst einmal abgesehen wird. Handelt es sich dabei insbesondere um die Energie sparende Hohmann-Bahn, so lässt sich der Antriebsbedarf für das Übergangsmanöver wie folgt beschreiben.

Beim Start vom Ursprungsplaneten muss eine Geschwindigkeitsdifferenz erzeugt werden, damit die Sonde von der Planetenbahn in die Transferbahn übergehen kann. Mit der herkömmlichen Raketentechnik wird dies durch einen kräftigen Schubimpuls erreicht. Weil die Brenndauer einer Rakete im Vergleich zur gesamten Reisezeit jedoch so kurz ist, darf deren Antriebswirkung praktisch als sprunghafte Geschwindigkeitszunahme angesehen werden. Man spricht daher offiziell von einem »Kick in die Transferbahn«.

Ist der Bahnradius des Zielplaneten größer als derjenige des Startplaneten, wie z. B. bei einem Flug von der Erde zum Mars, so erfordert dies einen Schubimpuls in derselben Richtung wie die Planetenbewegung. Das Raumfahrzeug muss ja schneller werden. Weist der Zielplanet hingegen einen kleineren Bahnradius auf, wie z. B. beim Weg von der Erde zur Venus, so hat die Schubwirkung der Planetenbewegung entgegengesetzt zu

erfolgen, da der Flugkörper von der Sonne aus gesehen langsamer werden muss.

Analog dazu besteht auch beim Erreichen des Zielplaneten zwischen diesem und der Raumsonde eine Geschwindigkeitsdifferenz, die durch eine geeignete Maßnahme, wie eine weitere Raketenschubeinwirkung, abgebaut werden muss. Diese kann jedoch mit einer Abbremsung in der Gashülle des Planeten kombiniert werden, sofern der Zielplanet eine Atmosphäre besitzt. Die Richtung des Schubvektors hängt hier ebenfalls davon ab, ob das Raumschiff von einem inneren oder äußeren Planeten kommt. Falls der Start von einer inneren Planetenbahn aus erfolgte (z. B. von der Erde zum Mars), so ist die Sonde das langsamere Objekt und wird vom Zielplaneten von hinten her eingeholt.

Der Endschub muss also nach vorne, d. h. in Richtung der Planetenbewegung wirken. Von der Sonne aus gesehen, versucht das künstliche Objekt quasi vor dem Zielplaneten zu »fliehen«, während es sich vom Planeten aus gesehen in einer abgebremsten Sturzbewegung von vorne nähert. Kommt das Raumfahrzeug jedoch von einem äußeren Planeten (z. B. von der Erde zur Venus), so fliegt es beim Zusammentreffen schneller als der Zielplanet und holt diesen von hinten ein. Deshalb muss hier der Raketenschub entgegen der Planetenbewegung gerichtet sein, was sowohl im solaren als auch im planetaren Bezugssystem als Bremsmanöver wahrgenommen wird.

Das Geschehen beim Zielplaneten ist durchaus vergleichbar mit einer prekären Verkehrssituation, die zu einer Auffahrkollision führen könnte. Angenommen,

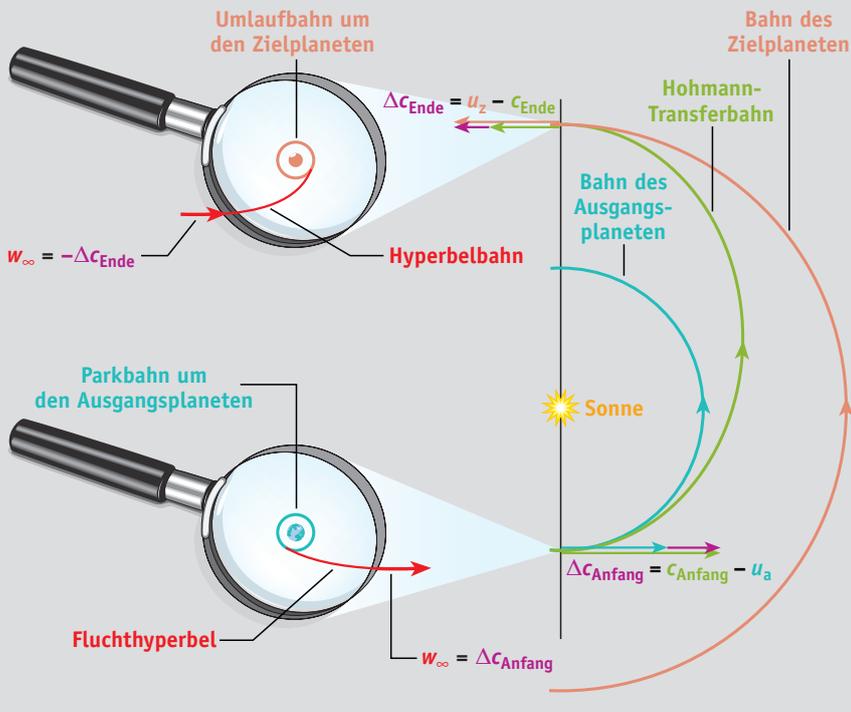


Abb. 1: Vollständige, optimale Transferbahn zwischen zwei Planeten. In Grün ist die eigentliche Hohmann-Transferbahn dargestellt.

zuerst von 7.8 km/s auf Fluchtgeschwindigkeit beschleunigt werden, d.h. eine Zusatzgeschwindigkeit von 3.32 km/s erhalten. Wie bereits erwähnt, ist es in der Raketentechnik üblich, die Antriebsphasen als Geschwindigkeitssprünge » $\Delta V$ « zu betrachten, die bei mehreren getrennten Raumflugmanövern einfach zu einem »Gesamtgeschwindigkeitsbedarf« zusammengezählt werden dürfen.

Man könnte nun versucht sein, das ganze Startproblem in zwei Schritten zu lösen: zuerst Flucht aus dem Erdschwerefeld und dann Zusatzbeschleunigung in die Hohmannbahn. Dies würde auf einen Geschwindigkeitsbedarf von 3.32 km/s + 2.94 km/s = 6.17 km/s =  $C_{\text{Anfang}}$  führen. Doch es gibt eine bessere Lösung! Erhöht man nämlich die Geschwindigkeit beim Start aus der Parkbahn mit einem einzigen Kick direkt um 3.62 km/s (statt nur 3.32 km/s), entfernt sich die Raumsonde auf einer Hyperbelbahn und weist am Rande der Gravispäre gerade noch die nötige Übergeschwindigkeit von 2.94 km/s auf, mit der sie bei richtigem Abschusswinkel automatisch in die Transferbahn zum Mars übergeht. Man spart auf diese Weise also Antriebsenergie, die einer Geschwindigkeitsänderung entspricht von 6.17 km/s – 3.62 km/s = 2.55 km/s! ( $C_{\text{Anfang}} - U_a = \Delta C_{\text{Anfang}}$ )

## Reale Anwendungen

Die einfachste und buchstäblich nächstliegende Anwendungsform von Hohmanns Optimierungsgedanken ist aber nicht der Transfer zwischen zwei Planeten, sondern der als Geostationary Transfer Orbit (GTO) bezeichnete, heute routinemäßig praktizierte Übergang eines Satelliten von einer erdnahen Umlaufbahn in eine 24-Stunden-Bahn, wo die Bewegung synchron mit der rotierenden Erdoberfläche verläuft.

Zu diesem Zweck bringt die Hauptantriebseinheit einer Trägerrakete (ARIANE 5, DELTA etc.) den Satelliten zunächst auf eine niedrige Umlaufbahn, den so genannten Low Earth Orbit (LEO), z.B. in 200 Kilometern Höhe mit einer Kreisbahngeschwindigkeit von 7.8 km/s. Dort beschleunigt ihn eine Oberstufe weiter auf 10.3 km/s, worauf der Satellit entlang einer perfekten Hohmann-Ellipse (eben dem GTO) während 5.3 Stunden antriebslos auf die Höhe von 35 900 km (über dem Erdboden) aufsteigt. Hier trifft er relativ langsam mit 1.6 km/s ein, weshalb nun ein nochmaliger, als »Apogäumskick« be-

ein Kleinwagen will von einer Zufahrt in eine Autobahn einfahren, wo gerade ein schwerer Lastwagen vorbeifährt, der nicht bremsen kann. Dann ist der Letztere vergleichbar mit dem Planeten, der Personenwagen mit der Raumsonde.

Kommt diese von einer inneren Planetenbahn, entspricht dies dem Fall, wo der Kleinwagen dem Laster mit geringerer Geschwindigkeit »vor die Nase« fährt. Um eine Kollision zu vermeiden, muss der Privatautolenker kräftig Gas geben. Dabei sieht der LKW-Fahrer das kleine Fahrzeug von vorne auf sich zukommen und empfindet dessen Beschleunigung als ein »Abbremsen« dieser Relativbewegung. Kommt die Planetensonde jedoch von einem äußeren Ausgangsplaneten, so verhält es sich so, wie wenn der Kleinwagen mit überhöhter Geschwindigkeit knapp hinter den Lastwagen heranfährt und nun kräftig bremsen muss, damit es nicht zum Zusammenstoß kommt.

Leider sind die Schwerkräftfelder der Planeten selbst bei den soeben beschriebenen Vorgängen noch nicht berücksichtigt worden. Aus diesem Grund ist die bisherige, vereinfachte Betrachtungsweise der Hohmann-Bahnen eigentlich nur anwendbar, wenn man sie sinngemäß auf Bahnübergänge von Satelliten um Einzelplaneten (ohne Mondeinfluss) überträgt.

## Die Beeinflussung durch die Planeten

Bei interplanetaren Übergängen ist zusätzlich zur Energiedifferenz zwischen den beiden Planetenbahnen auch noch der Energieaufwand zur Überwindung der Gravitationsfelder von Ausgangs- und Zielplanet zu berücksichtigen. Am

Anfang und Ende der interplanetaren Ellipsenbahn befindet sich nämlich je das Einflussgebiet eines Planeten, in diesem Inneren seine Schwerkraft gegenüber allen anderen Kräften überwiegt. Diese Zone wird Gravispäre genannt und als relativ klein und eng begrenzt vorausgesetzt. Bei der Erde beträgt z.B. ihr Durchmesser knapp ein Prozent des Erdbahndurchmessers, also etwa drei Millionen km. Die oben beschriebenen Geschwindigkeitsunterschiede an den Übergangsstellen zwischen der Hohmann-Bahn und den Planetenumlaufbahnen gelten deshalb erst außerhalb der dort vorhandenen Gravispären.

Die notwendigen Schubimpulse für den Bahnwechsel werden in Wirklichkeit aber nicht »am Rande« der Gravispären angebracht, sondern im Innern, wenn sich der Raumflugkörper möglichst nahe am jeweiligen Planeten aufhält. Beim Ausgangsplaneten geschieht der »Anfangskick« deshalb schon beim Start von der Parkbahn aus, beim Zielplaneten erfolgt der »Endkick« erst beim Einschwenken in die gewünschte Umlaufbahn. Dieses Vorgehen ist äußerst wichtig im Hinblick auf einen minimalen Energieaufwand und sei deshalb am Beispiel des Übergangs aus einer 200 Kilometer hohen Erdumlaufbahn in eine Hohmann-Transferbahn zum Mars noch näher erläutert.

Damit ein Raumfahrzeug aus der Erdbahn gerade bis zur Marsbahn aufsteigen kann, wird am Rande der Erdgravispäre eine um 2.94 km/s höhere Geschwindigkeit benötigt als die 29.79 km/s, mit der die Erde um die Sonne kreist. Um das Objekt aber an die Grenze der Gravispäre zu bringen, müsste es in der Parkbahn

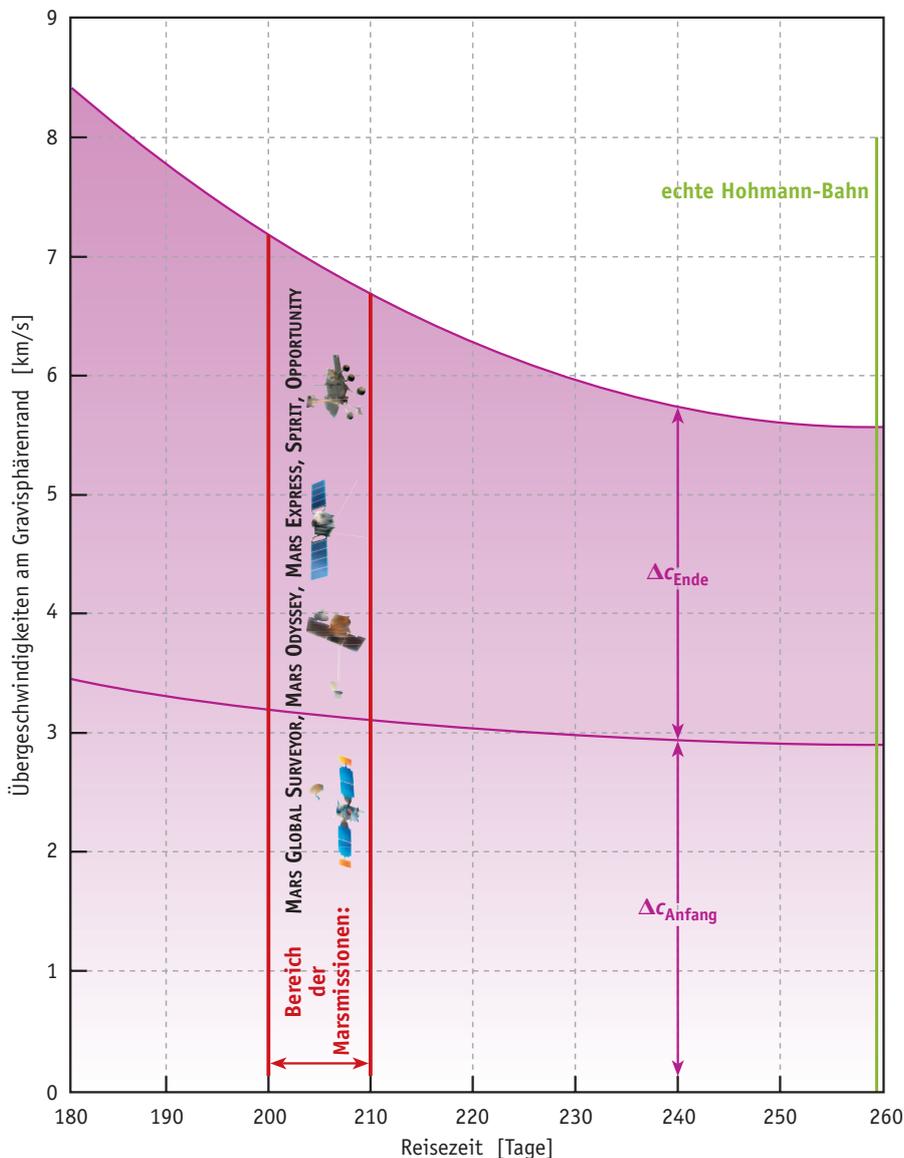


Abb. 2: Antriebsbedarf für den Marstransfer in Abhängigkeit der Flugdauer.

zeichneter Schubimpuls durch ein bord-eigenes Triebwerk nötig ist.

Dieser bewirkt einerseits eine Drehung der Bahnebene in die Äquatorebene und beschleunigt den Satelliten andererseits auf die erforderliche Kreisbahngeschwindigkeit von 3.1 km/s. Von nun an befindet er sich im so genannten Geosynchronous Equatorial Orbit (GEO), wo er über einem bestimmten Ort am Äquator still zu stehen scheint. Der GEO erfüllt damit die klassische Vorstellung vom effizientesten Zweiimpulsübergang mittels einer halb-elliptischen Bahn.

Bei interplanetaren Missionen ist die Situation durch den erwähnten Einfluss der planeteneigenen Schwerfelder etwas komplizierter. Abb. 1 zeigt, wie eine vollständige Transferbahn zwischen zwei Planeten in drei Abschnitte unterteilt werden muss: Zunächst fliegt das Raumfahrzeug nach dem Start aus der Parkbahn für kurze Zeit im Kraftfeld des Ausgangsplaneten, bis es dessen Gravisphäre verlässt. Danach befindet es sich auf der vergleichsweise sehr viel Zeit benötigenden Sonnumlaufbahn, be-

vor es schließlich auf die Gravisphäre des Zielplaneten trifft. Ab da bewegt sich das Raumfahrzeug wiederum nur kurzzeitig in dessen Schwerfeld, bis entweder eine Landung vollzogen oder eine Umlaufbahn erreicht ist.

Der Hauptabschnitt der Trajektorie besteht also aus der Sonnumlaufbahn und stellt bei optimalem Verlauf die erwähnte Hohmann-Ellipse dar. Innerhalb der planetaren Gravisphären jedoch beschreiben die Flugbahnen Hyperbelstücke. Beim Start nennt man diese Bahn die »Fluchthyperbel«, die durch den Schubkick aus der Parkbahn erzeugt wird. In großer Entfernung vom Ausgangsplaneten – theoretisch unendlich weit, praktisch aber schon beim Verlassen der Gravisphäre – bewegt sich das Raumfahrzeug entlang einer Asymptote der Fluchthyperbel.

Damit anschließend im heliozentrischen Bezugssystem eine Hohmann-Ellipse entsteht, muss diese Asymptote tangential zur Umlaufbahn des Ausgangsplaneten um die Sonne verlaufen. Ferner muss die hyperbolische Übergeschwin-

digkeit gerade der Differenz zwischen den sonnenbezogenen Geschwindigkeiten von Transfer- und Umlaufbahn entsprechen. Diese Randbedingungen bestimmen die Geschwindigkeit und den Winkel beim Abschuss aus der Parkbahn.

Analoge Überlegungen gelten auch bei der Ankunft am Zielplaneten. Beim Eintauchen in die planetare Gravisphäre von einer echten Hohmann-Übergangsbahn aus verläuft die Asymptote der »Abstiegshyperbel« automatisch tangential zur Umlaufbahn des Zielplaneten. Auch die Übergeschwindigkeit ist gleich dem heliozentrischen Geschwindigkeitsunterschied von Hohmann-Ellipse und Planetenbahn.

Durch eine minimale Lagekorrektur wird sichergestellt, dass das Raumfahrzeug einen Kurs einhält, der in einem gewünschten Abstand am Planeten vorbeiführen würde. Dann erfolgt erst an der Stelle der größten Annäherung ein »Bremskick,  $U_z$ «, welcher eine bestimmte, beabsichtigte Umlaufbahn um den Zielplaneten bewirkt. Ohne diesen Kick würde sich sonst automatisch ein Swing-by ergeben.

### Modifizierte Hohmann-Bahnen in der Praxis

Ein großer Nachteil der echten Hohmann-Bahn im interplanetaren Einsatz ist ihre relativ lange Flugzeit. Besonders langsam bewegt sich der Flugkörper in der Nähe des Aphels. Es liegt nun nahe zu versuchen, bei gleich bleibendem Perihel die große Halbachse der Transferellipse etwas zu vergrößern, wodurch ihr Aphel außerhalb der äußeren Planetenbahn zu liegen kommt. Dadurch schneidet die Planetenbahn den langsamsten Teil der Transferbahn effektiv ab, wobei die Flugzeit zwischen Perihel und dem Schnittpunkt mit der äußeren Planetenbahn deutlich verkürzt werden kann. Selbstverständlich erfordert dies eine größere Antriebsenergie als bei der echten Hohmann-Bahn, weil sowohl im Perihel als auch im äußeren Bahnschnittpunkt die notwendigen Geschwindigkeitsanpassungen größer sind. Bei mäßiger Erhöhung des Aphels bleibt dieser Mehraufwand im Vergleich zum erzielten Zeitgewinn jedoch noch relativ klein.

Am Beispiel des Fluges zum Mars zeigt Abb. 2 wie die als Maß für den Antriebsbedarf geltenden Geschwindigkeiten am Rande der Gravisphären von Erde und Mars von der Reisezeit abhängen. In letzter Zeit benutzten etliche Marsmissionen, wie MARS EXPRESS, SPIRIT und OPPORTUNI-

TY (vgl. SuW 2/2004, S. 17, SuW 3/2004, S. 22, SuW 4/2005, S. 26, SuW 5/2004, S. 36), verkürzte Transferbahnen mit Flugzeiten um 200 bis 210 Tagen an Stelle einer 259 Tage dauernden idealen Hohmann-Bahn.

### Die Änderung der Bahnebene

Bei interplanetaren Transferbahnen ist eine Winkeländerung der Bahnebene kaum ein Thema, da die Umlaufebenen aller Planeten (mit Ausnahme von Pluto und Merkur) nur sehr wenig gegeneinander geneigt sind. Eventuelle Querkomponenten der Schubimpulse für diesbezügliche Bahnanpassungen sind deshalb immer relativ klein. Dies ändert sich jedoch drastisch, wenn Umlaufbahnen um einzelne Planeten – insbesondere auch der Erde – betrachtet werden, deren Ebene aus irgend welchen Gründen stark gedreht werden muss.

Typische Beispiele dafür sind die bei Erdsatelliten notwendige Veränderung der Umlaufrichtung nach dem Start in eine Ebene für äquatoriale oder polare Erdumkreisung etc. Bei den reinen Hohmann-Bahnen bewirken die oben erwähnten Schubimpulse keine Richtungsänderung, sondern lediglich eine Verlängerung oder Verkürzung des Geschwindigkeitsvektors.

Im Gegensatz dazu muss bei Anpassungen des Neigungswinkels der Bahnebene dieser Vektor als Ganzes auch noch gedreht werden. Dies hat zur Folge, dass für jede gegebene Winkeländerung die Länge des Korrekturvektors direkt proportional dem vollen Geschwindigkeitsbetrag ist. Es ist deshalb klar, dass größere Drehungen der Bahnebene durchweg bei möglichst niedriger Geschwindigkeit durchgeführt werden müssen. Für diesen Zweck eignen sich deshalb die Apozentren von Ellipsenbahnen hoher Exzentrizität besonders gut. Wenn also eine Kreisbahn um einen größeren Winkel energiesparend in eine andere Ebene gedreht werden soll, ist es sinnvoll, diese zuerst in eine Ellipse umzuformen, in deren Apozentrum die Drehung vorzunehmen und nachher die ursprüngliche Kreisform in der neuen Ebene wieder herzustellen.

Dieses Vorgehen wird Dreimpulsmethode genannt. Dabei wird ein Satellit mit einem ersten Raketen-»Kick« aus dem ursprünglichen Orbit in eine Hohmann-Ellipse befördert. Im höchsten Punkt erzeugt ein zweiter »Kick« quer zur Flugrichtung die gewünschte Richtungsänderung, worauf der Rückflug entlang der Hohmann-Bahn in einer neuen Ebene verläuft. Am Ende sorgt ein Bremsimpuls (dritter »Kick«) im Perizentrum für die gewünschte Form der endgültigen Umlaufbahn.

### Berechnungsmöglichkeiten

Die oben beschriebene stückweise Zusammensetzung interplanetarer Übergangsbahnen aus Kegelschnittkurven beruht auf der Basis des Zweikörperproblems und ist deshalb einer mathematischen Behandlung mit einfachen algebraischen Formeln gut zugänglich. Eine entsprechende Zusammenstellung von theoretischen Ergänzungen zu diesem Aufsatz findet sich im Internet unter: [www.wissenschaft-schulen.de](http://www.wissenschaft-schulen.de). Bitte anklicken: »Materialien Sterne und Welt-raum«, »Elementare Grundlagen für Hohmann-Transferbahnen«

### Andere Niedrigenergie-Bahnen

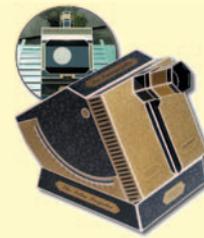
Abschließend muss noch darauf hingewiesen werden, dass in den letzten zwei Jahrzehnten in der Raumfahrt Trajektorien zwischen Himmelskörpern studiert und teilweise schon angewendet wurden, die unter gewissen Bedingungen energetisch noch weit günstiger sind als Hohmann-Bahnen. Diese stellen aber Lösungen des kosmischen Mehrkörperproblems dar und sind nicht mehr durch geschlossene Formeln beschreibbar. Sie müssen von Fall zu Fall durch aufwändige numerische Computerberechnungen gefunden werden, bei denen der simultane Einfluss mehrerer Himmelskörper über die Zeit laufend berücksichtigt wird.

Ein großer Nachteil sind die meist enorm langen Flugzeiten, da solche Bahnen sich oft als sehr verschlungen und weitläufig herausstellen. Deswegen können sie für bemannte Missionen nie in Frage kommen, auch wenn nur sehr wenig Antriebsenergie benötigt wird. Zum tieferen Verständnis ihres Verlaufs sind Kenntnisse in den Spezialgebieten Dynamische Systemanalyse und Chaostheorie erforderlich. Die amerikanische Kometensonde ISEE-3/ICE war eine der ersten Missionen, bei der diese alternative Flugbahntechnik zur Anwendung gelangte (im Internet siehe z.B. [http://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/image/isee3\\_traj.jpg](http://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/image/isee3_traj.jpg)). □



**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 Bahnrechnungen von Raumflugkörpern.



### Der Sonnen- Projektor

Mit seinem handlichen Format von nur 200 x 250 x 250 mm und seinem bequemen Einblick, rechtwinklig zum Lichteinfall, verspricht der Sonnen-Projektor gefahrloses Beob-

achtungsvergnügen. Die Optik besteht aus einem zweilinsigen Glas-Achromaten mit 30 mm Durchmesser und 250 mm Brennweite, der in 5 Stufen bis auf 12 mm abgeblendet werden kann, einer Wechseloptik mit 2 Konvexspiegeln mit 10 bzw. 14 mm Brennweite und einem Planspiegel aus Acrylglas.

Vorgestanzter Kartonbausatz für ein Sonnen-Projektionsgerät zur gefahrlosen Sonnenbeobachtung. Bestell-Nr. 1709. € 19,90



### Solarscope

Ein preiswertes Teleskop zur Sonnenbeobachtung im Projektionsverfahren. Beobachten Sie Sonnenflecken, Venustransit und Finsternisse. Eine hochwertige Optik (Öffnungsblende

40 mm) in Kombination mit stabiler Kartonbauweise ermöglicht puren Beobachtungsgenuß.

Format: 370 x 260 x 410 mm. Bestell-Nr. 1676. € 49,-

### Solarscope Ausbildungsversion

Daran können bis zu 7 Beobachter gleichzeitig arbeiten. Es enthält zusätzlich eine Messschablone und ein Bleilot.

Format: 380 x 450 x 600 mm. Bestell-Nr. 1677. € 84,-



### EVERlight XXL

Die Taschenlampe EVERlight benötigt keine Batterien oder Akku und ist extrem benutzerfreundlich. Sie schüttelt einfach die Taschenlampe eine halbe Minute waagrecht und haben ca. 8

Minuten einen kräftigen Lichtstrahl dank LED-Birne! Wasserdicht, stoßfest und rostfrei; 280 mm lang, 330 g schwer. Bestell-Nr. 1672. € 34,90



### Magnetschwebeglobus

Durch einen Magnetsensor wird der Schwebeglobus in einem Schwebestand gehalten.

Farbe: silbermetallisch, Ø 100 mm, mit Netzstecker. Bestell-Nr. 1668. € 39,-



**Science-Shop.de**

vor allem Wissen

**Bequem bestellen:**

→ direkt bei [www.science-shop.de](http://www.science-shop.de)

→ telefonisch 06221/9126-841



→ per E-Mail: [shop@wissenschaft-online.de](mailto:shop@wissenschaft-online.de)

→ per Fax: 06221/9126-869

\* Bei Bestellungen in Deutschland & Österreich unter € 20,- sowie bei Bestellungen im sonst. Ausland berechnen wir € 3,50. Alle Preise inkl. Umsatzsteuer. Preise unter Vorbehalt.