

Raumfahrttechnik für Dummies

Oder: Wie fliegt man eigentlich zum Mond?

Carsten Scharfenberg

8. September 2009

1 Einleitung

In diesem Text möchte ich eine kurze Einführung in die Raumfahrttechnik geben. Dabei verzichte ich auf die Mathematik (nicht aber auf Zahlen - die sind wichtig) und erläutere lediglich die zu Grunde liegenden Prinzipien. Ich beginne mit Satellitenorbits und Transferorbits, mache weiter mit Antriebssystemen und gehe dann noch etwas auf Raketen und Raketenstarts ein. Ggf. wird es später noch ein Kapitel über die nötigen Subsysteme von Raumfahrzeugen geben.

2 Orbits

Wie allgemein bekannt ist, versteht man unter einem Orbit die Umlaufbahn eines Raumflugkörpers (Satellit) um einen Zentralkörper (z.B. die Erde). Wesentlich dabei ist: der Satellit benötigt keinen eigenen Antrieb, um in dem Orbit zu bleiben. Aber warum ist das so? - Der Zentralkörper zieht den Satellit doch an, warum stürzt er nicht ab? Die Antwort ist eigentlich ganz einfach: weil der Satellit zu schnell ist. Die Anziehungskraft schafft es nur, den Satelliten von seiner Bewegungsrichtung abzulenken (und ihn damit auf eine Umlaufbahn zu lenken), sie ist aber zu gering, um den Satelliten zum Absturz zu bringen. Die Geschwindigkeit ist dabei wesentlich: stoppt man den Satellit, stürzt er sofort zur Erde.

2.1 Orbittypen

Wenn man nun die Mathematik bemüht, um die Form von Satellitenorbits zu bestimmen¹, erkennt man, daß es vier verschiedene Formen von Orbits gibt:

- kreisförmige Orbits

¹Das nennt man das Zwei-Körper-Problem

²wenn man einen Kegel mit einer Ebenen schneidet und sich das Schnittgebilde betrachtet, erkennt man, daß man je nach Lage der Ebene einen Kreis, eine Ellipse, eine Parabel oder eine Hyperbel erhält

- elliptische Orbits
- parabolische Orbits
- hyperbolische Orbits

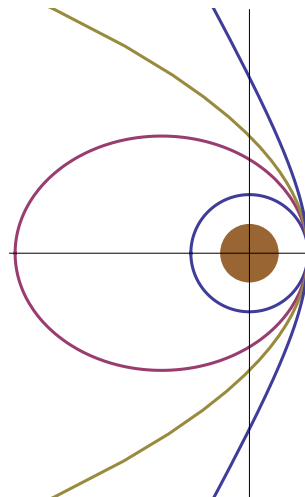


ABB. 2.1: Kreisförmiger und elliptischer Orbit, sowie Auschnitte eines parabelförmigen und eines hyperbolischen Orbits.

Eines haben alle Formen gemeinsam: es sind Kegelschnitte². Die erste beiden (Kreis und Ellipse) sind geschlossene Orbits, während die anderen beiden offen sind - es handelt sich also um Flucht orbits, auf denen man den Gravitationsbereich des Zentralkörpers verlassen kann. In allen Fällen befindet sich der Zentralkörper im sog. Brennpunkt des Orbits und nicht etwa im Mittelpunkt (vgl. Grafik).

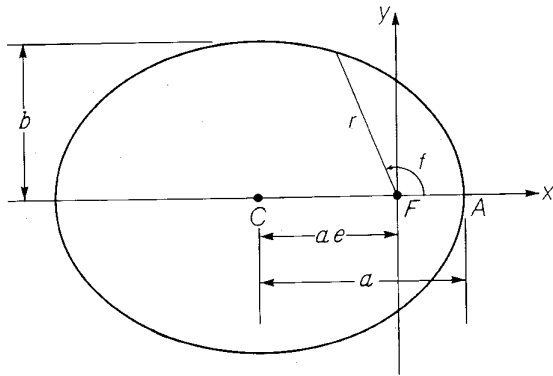


ABB. 2.2: Ein Elliptischer Orbit mit seinen Parametern. Quelle: [1]

Eine wesentliche Größe, um einen Orbit zu spezifizieren ist die sog. große Halbachse a . Bei einer Ellipse gibt a die halbe Ausdehnung in Längsrichtung an (vgl. obige Abb.). Bei einem Kreis ist a identisch mit dem Radius, bei einer Parabel wird a unendlich groß, während man bei einer Hyperbel aus mathematischen Gründen mit einem negativen a rechnet. Daneben gibt es die Exzentrizität e , die logischerweise angibt, wie Exzentrisch ein Orbit ist (bei einem Kreis ist e Null) und die Inklination i , die den Winkel des Orbits zum Äquator bezeichnet.

Zusätzlich sind zwei weitere Bezeichnungen wesentlich: Perizentrum und Apozentrum. Beim Perizentrum handelt es sich um den nächsten und beim Apozentrum um den entferntesten Punkt eines elliptischen Orbit vom Zentralkörper³.

2.2 Bahngeschwindigkeiten

Die Geschwindigkeit eines Satelliten auf seinem Orbit ist nicht konstant (mit Ausnahme eines Kreisorbites), sondern abhängig von seiner momentanen Entfernung vom Zentralkörper. Generell gilt: je näher der Satellit dem Zentralkörper ist, desto schneller ist er auch. Das hat besonders großen Einfluß auf stark elliptische Bahnen, wie man bei Kometen sehen kann, die um die Sonne kreisen: man kann sie jahrzente- oder jahrhundertlang nicht beobachten, weil sie sich in den äußeren Bereichen des Sonnensystems befinden. Wenn sie sich dann der Sonne wieder nähern, fliegen sie so schnell, daß sie nur wenige Wochen Beobachtungseichweite sind.

Nun kann man sich die Frage stellen, wie schnell muß sich denn ein Satellit bewegen, um sich überhaupt auf

³Perizentrum und Apozentrum sind allgemeine Begriffe. Bei der Erde heißen diese Punkte Perigäum und Apogäum, bei der Sonne Perihel und Apohel und beim Mond Periselen und Aposelen.

einer (kreisförmigen) Umlaufbahn halten zu können. Diese Geschwindigkeit nennt man 1. Kosmische Geschwindigkeit. Sie beträgt bei der Erde ca. $7,9 \frac{\text{km}}{\text{s}}$. Neben der 1. Kosmischen Geschwindigkeit gibt es auch die 2., dabei handelt es sich um die Geschwindigkeit, die ein Satellit in seinem Perizentrum haben muß, um auf einer Parabelbahn den Einflußbereich des Zentralkörpers verlassen zu können. Bei der Erde sind das ca. $11,2 \frac{\text{km}}{\text{s}}$.

2.3 Orbittransfers

Bisher haben wir nur einzelne Orbits betrachtet. In der Raumfahrt steht man aber regelmäßig vor dem Problem, daß sich ein Raumfahrzeug auf Orbit A befindet, man es aber gerne auf Orbit B hätte. Wenn sich beide Orbits in einem Punkt schneiden, ist das gar kein Problem: man sieht sich an, welche Geschwindigkeit der Satellit auf Orbit A im Schnittpunkt hat und rechnet sich aus, welche Geschwindigkeit (sowohl Betrag, als auch Richtung) er haben müßte, um auf Orbit B weiterzufiegen. Die Differenz zwischen beiden Geschwindigkeiten muß nun mit einer Triebwerkszündung ausgeglichen werden.

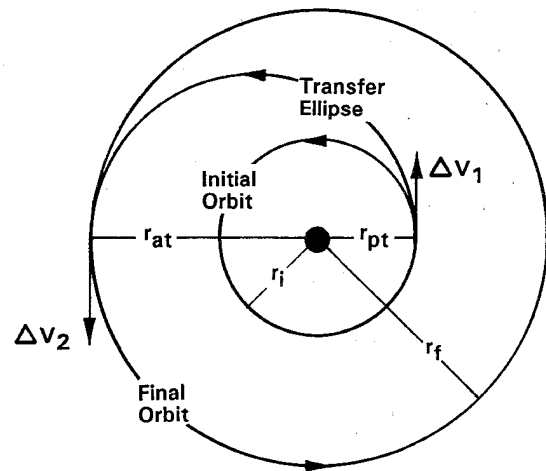


ABB. 2.3: Ein Hohmann-Transferorbit. Quelle: [2]

Problematischer wird es, wenn Orbits A und B sich nicht schneiden - dann braucht man einen sog. Transferorbit. Ein typisches Beispiel: ein Satellit befindet sich auf einer niedrigen Erdumlaufbahn, soll aber auf eine hohe geostationäre Umlaufbahn „geschossen“ werden. Dazu benötigt man einen elliptischen Transferorbit, bei dem das Perigäum auf dem niedrigen Ausgangsorbit liegt und das Apogäum auf dem hohen

Zielorbit⁴ (vgl. Bild). Nun müssen zwei Antriebsmanöver durchgeführt werden, jeweils einer im Schnittpunkt zwischen Orbit A und Transferorbit und einer im Schnittpunkt von Orbit B und Transferorbit (in beiden Fällen muß der Satellit in Flugrichtung beschleunigt werden).

2.4 Typische Satellitenorbits

Hier liste ich einige typische Erdsatellitenorbits mit ihren Bezeichnungen und Eigenschaften auf. Die bringen einen zwar nicht zum Mond, sind aber die typischen Ziele für Raketenstarts.

LEO - Low Earth Orbit: Jeder Erdorbit unter 1000km Höhe wird als LEO bezeichnet. Sämtliche Trägersysteme sind dazu in der Lage, ihre Nutzlast auf irgendeinem LEO abzuliefern.

SSO - Sun Synchronous Orbit: Dabei handelt es sich um einen speziellen LEO, der i.A. von Erdbeobachtungssatelliten verwendet wird. Er zeichnet sich dadurch aus, daß der Satellit mit der gleichen Geschwindigkeit um die Erde läuft, wie die Sonne, so daß sich aus Sicht des Satellits niemals der Einfallswinkel der Sonne ändert. Dieser Orbit befindet sich in ca. 800km Höhe bei einer Inklination von ca. 98°.

GEO - Geosynchronous⁵ Earth Orbit: Dies ist ein spezieller Orbit in rund 36000km Höhe, der sich dadurch auszeichnet, daß der Satellit genau 24 Stunden für einen Umlauf benötigt. Da es sich zusätzlich um einen äquatorialen Orbit handelt (d.h. die Inklination beträgt 0°), scheint der Satellit von der Erde betrachtet immer auf einem Punkt zu stehen. Das ermöglicht die Verwendung von fest installierten (nicht-nachgeführten) Kommunikationsantennen. Kommunikations- und Fernsehsatelliten verwenden i.a. diesen Orbit.

GTO - Geo-Transfer Orbit: Hierbei handelt es sich um einen Hohmann-Transferorbit aus dem LEO in den GEO.

Molnya-Orbit: Ein spezieller Orbit, der von russischen Kommunikationssatelliten verwendet wird, weil bei hohen (russischen) Breitengraden der Signaleinfallswinkel von geostationären Satelliten zu flach ist, um eine sichere Kommunikation zu gewährleisten. Der Orbit ist hoch-

elliptisch und hat sein Apogäum über Russland. Aufgrund der geringen Geschwindigkeit im Apogäum scheint der Satellit von der Erde aus betrachtet dort eine Weile still zu stehen, so daß ebenfalls fest installiert Kommunikationsantennen verwendet werden können. Allerdings sind mehrere zeitlich aufeinander abgestimmte Satelliten notwendig, um eine ständige Kommunikation aufrecht erhalten zu können.

2.5 Der Flug zum Mond

Für erste Untersuchungen von interplanetaren Missionen verwendet man i.a. die Methode der „patched conic orbits“. Dabei reiht man Orbits um verschiedene Himmelskörper passend aneinander. Typischerweise sieht das so aus:

1. Man startet auf einem hyperbolischen Orbit von der Erde.
2. An einer imaginären Grenze zwischen Erd- und Sonneneinflußzone wechselt man das Bezugssystem und der hyperbolische Orbit um die Erde geht in einen elliptischen Orbit um die Sonne über.
3. Wiederum an einer imaginären Grenze zwischen den Einflüßzonen der Sonne und des Zielpflanzen wechselt man erneut das Bezugssystem und aus dem elliptischen Sonnenorbit wird wieder ein hyperbolischer Planetenorbit.

In Wirklichkeit gibt es natürlich die hier erwähnt imaginären Grenzen der Einflüßzonen nicht - die Gravitationswirkungen der einzelnen Himmelskörper gehen fließend ineinander über. Trotzdem ist diese Vorgehensweise erstaunlich genau. Zu beachten ist: es finden keine Antriebsmanöver statt beim Übergang von einem Orbit zum nächsten (außer ggf. kleine Korrekturmanöver) - es handelt sich lediglich um einen Wechsel des Bezugssystems.

Um zum Mond zu kommen, verwendet man dasselbe Verfahren - nur ohne einen elliptischen Sonnenorbit dazwischen zu schalten. Man startet mit einem elliptischen Transferorbit zum Mond, der direkt in einen hyperbolischen Mondorbit übergeht.

Hier eine Liste mit den benötigten Schritten, um von der Erde zum Mond zu kommen:

⁴Diesen Transferorbit, nennt man Hohmann-Orbit, den gesamten Orbit-Transfervorgang Hohmann-Transfer

⁶Unter Antriebsbedarf Δv versteht man die notwendige Geschwindigkeitsänderung, um ein Antriebsmanöver durchzuführen. Dabei spielt es keine Rolle, ob der Raumflugkörper beschleunigt wird, gebremst wird oder seine Flugrichtung ändert.

⁷dabei handelt es sich um Gravitationsverluste, Luftreibungsverluste und Manöververluste beim Raketenstart von ca. $2 \frac{\text{km}}{\text{s}}$.

Raketenanstieg: Start des Raumflugkörpers an Bord einer Rakete, die typischerweise ihre Nutzlast in einem LEO aussetzt. Antriebsbedarf⁶: ca. $7,9 \frac{\text{km}}{\text{s}} + \text{Verluste}$ ⁷.

Transferbahn zum Mond: Der Raumflugkörper muß ein Antriebsmanöver durchführen, um auf eine Transferbahn zum Mond überzugehen. Antriebsbedarf: ca. $3,3 \frac{\text{km}}{\text{s}} + x$. x richtet sich nach der gewünschten Reisezeit, bewegt aber i.a. bei $200..400 \frac{\text{m}}{\text{s}}$.

Hyperbolische Ankunftsbahn: Der elliptische Transferorbit (in Bezug zur Erde) geht automatisch über in einen hyperbolischen Mondorbit. Antriebsbedarf: 0+Korrekturmanöver.

Mondorbit (LLO): Um in einen kreisförmigen Mondorbit einzuschwenken, ist ein Antriebsbedarf von ca. $0,6 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ nötig.

Mondabstieg: Der letzte Schritt besteht aus der der Mondlandung selbst. Der Antriebsbedarf beträgt ca. $1,9 \frac{\text{km}}{\text{s}} + \text{Gravitationsverluste}$.

Den verschiedenen Flugphasen lassen sich verschiedene Subsystemen der Gesamtmission zuordnen: Der Raketenanstieg wird natürlich von der Trägerrakete geleistet. Für die diversen Bahnmanöver, um bis zum Mond zu kommen, ist das „Raumschiff“ zuständig. Den finalen Mondabstieg macht der Mondlander. Allerdings ist diese Trennung nicht immer eindeutig: z.B. gibt es Raketen, die das Raumschiff schon auf die Transferbahn bringen können. Auf der anderen Seite wäre es natürlich denkbar (wenn auch unwahrscheinlich), daß der Mondlander das Bremsmanöver am Mond übernimmt – schließlich sind die dafür notwendigen $0,6 \frac{\text{km}}{\text{s}}$ im Vergleich zu dem übrigen Antriebsbedarf gar nicht so viel.

Noch eine Anmerkung: alle Überlegungen hier in Bezug auf Orbitmanöver sind nur gültig, wenn man Hochschub-Antriebe verwendet (\rightarrow chemische Antriebe) - dann sind die Antriebsmanöver sehr kurz und der größte Teil des Fluges findet antriebslos statt. Verwendet man hingegen Niedrigschub-Antriebe (z.B. elektrische Triebwerke), wird das Triebwerk typischerweise permanent arbeiten und alle klassischen Orbitbetrachtungen werden ungültig. In diesem Fall benötigt man eine rechnergestützte Simulation der Mission.

⁸auch: Orientierung

3 Antriebssysteme

Raumfahrzeuge benötigen Antriebssysteme, um ihren Orbit ändern zu können, sowie um ihre Lage⁸ kontrollieren zu können. Antriebssysteme zeichnen sich durch zwei wesentliche Parameter aus: Der Schub F und der spezifische Impuls I_{sp} . Beim Schub handelt es sich um die Antriebskraft des Triebwerks und beim spezifischen Impuls um die Austrittsgeschwindigkeit des Antriebsgases. Je höher der spezifische Impuls ist, desto weniger Treibstoff wird benötigt, um einen geforderten Schub zu erzeugen, man ist also i.a. an einem hohen spezifischen Impuls interessiert.

Es gibt eine breite Palette von möglichen Antriebssystemen, wobei die allermeisten allerdings noch nie realisiert wurde. Hier werde ich vier Antriebssysteme vorstellen: chemische Antriebe, Druckgassysteme, elektrische Antriebe und Solarsegel.

3.1 chemische Antriebe

Chemische Antriebe sind mit Abstand das meistgenutzte Antriebssystem. Dabei wird durch Verbrennung ein heißes Gas unter hohem Druck erzeugt und in einer Düse beschleunigt. Chemische Antriebe kann man weiter unterteilen in Feststoff- oder Flüssigantriebe sowie in Einstoff- oder Zweistoffantriebe.

3.1.1 Feststoffantriebe

Feststoffantriebe sind grundsätzlich Zweistoffantriebe (siehe unten). Brennstoff und Oxidator sind miteinander vermischt und liegen in fester Form vor. Feststoffantriebe sind extrem einfach aufgebaut: es gibt einen „Tank“, der gleichzeitig als Brennkammer dient und eine Düse, die sich direkt an den Tank anschließt. Einmal gezündet kann ein Feststoffantrieb nicht mehr abgeschaltet werden – es brennt bis der Treibstoff verbraucht ist. Daher ist es gut geeignet, um einmalige Orbitmanöver durchzuführen. Allerdings ist die exakte (millisekundengenaue) Brenndauer des Triebwerks vorher nicht bekannt, so daß die Bahn oft mit einem anderen Antriebssystem nachkorrigiert werden muß.

Mit Feststoffantrieben erreicht man einen spezifischen Impuls von ca. $3000 \frac{\text{km}}{\text{s}}$ sowie typischerweise einen hohen Schub.

3.2 Flüssigantriebe

Bei Flüssigantrieben werden Brennstoff und ggf. Oxidator in flüssiger Form getrennt in Tanks gelagert und in der Brennkammer verbrannt. Dazu bedarf es Förderforrichtungen (z.B. Pumpen), Ventile, etc.. Flüssigantriebe sind also ungleich komplexer, als Feststoffantriebe. Sie werden noch einmal in Einstoff- und Zweistoffsystem unterteilt.

3.2.1 Einstoffsysteme

Einstoffsysteme benötigen nur den Treibstoff selbst - keinen Oxidator. Die Verbrennung erfolgt in der Brennkammer bei Kontakt mit einem Katalysator. Es gibt im wesentlichen nur einen Treibstoff, der für Einstoffsysteme in Frage kommt: das hochgiftige Hydrazin.

Der spezifische Impuls von Einstoffsysteme ist mit ca. $2000 \frac{\text{km}}{\text{s}}$ relativ gering. Allerdings ist es möglich den Schub hochgenau zu dosieren, daher werden sie i.a. zur Lageregelung und nicht für Bahnmanöver eingesetzt.

3.2.2 Zweistoffsysteme

Zweistoffsysteme verwenden neben dem Treibstoff noch einen Oxidator. Daher müssen die meisten Bauteile doppelt vorhanden sein, so daß sie nochmal um einiges komplexer sind, als Einstoffsysteme.

Es kommen viele Kombinationen aus Treibstoff und Oxidator in Frage. Für Trägerraketen wird z.B. flüssiger Wasserstoff und flüssiger Sauerstoff verwendet, oder auch Kerosin und flüssiger Sauerstoff. Für Raumfahrzeuge wird jedoch im wesentlichen nur eine Kombination verwendet: Hydrazin und Stickstofftetroxid. Hier liegt der spezifische Impuls wie beim Feststoffantrieb bei ca. $3000 \frac{\text{km}}{\text{s}}$. Ebenfalls wie beim Feststoffantrieb werden Zweistoffsystem für Orbitmanöver verwendet - mit dem Vorteil, daß sie steuerbar und wiederzündbar sind.

3.2.3 Hybridsysteme

Da sowohl Einstoffsysteme für die Lageregelung, als auch Zweistoffsysteme für Orbitmanöver i.a. Hydrazin als Treibstoff einsetzen, gibt es Hybridantriebssysteme auf Hydrazinbasis, die entweder als Einstoff- oder als Zweistoffsystem genutzt werden können.

3.3 Druckgassysteme

Druckgassysteme sind fast so einfach aufgebaut, wie Feststoffantriebe - Sie bestehen aus einem Druckgastank, einer Düse und einem Ventil. Im Gegensatz zu Feststoffantrieben sind sie jedoch steuerbar. Da nur komprimiertes Gas verwendet wird und keine Verbrennung stattfindet, ist der spezifische Impuls mit ca. $600 \frac{\text{km}}{\text{s}}$ sehr niedrig. Druckgassysteme werden daher nur zur Lageregelung verwendet.

3.4 Elektrische Antriebe

Bei elektrischen Antrieben wird der Treibstoff nicht verbrannt, sondern ionisiert und dann in einem elektrischen (oder auch magnetischen) Feld beschleunigt. Dadurch kann man extrem hohe spezifische Impulse erreichen (bis $50000 \frac{\text{km}}{\text{s}}$). Allerdings sind dafür große Mengen Strom nötig - und somit große Solarpaneele. Dennoch bleibt der maximal erzeugbare Schub um viele Größenordnungen unter dem von chemischen Antriebssystemen. Daher brennen elektrische Antriebe typischerweise dauerhaft, während chemische Antriebe immer nur kurze Antriebsimpulse leisten.

Elektrische Antriebe werden heute recht erfolgreich zur Lageregelung von Satelliten eingesetzt. Ein weiterer Einsatzbereich ist der Hauptantrieb für Raumsonden - allerdings verlängert das die Flugzeit im Vergleich zu einem chemischen Antrieb u.U. enorm⁹.

3.5 Solarsegel

Solarsegel sind riesige Flächen reflektierenden Kunststoffes, die von einem Raumflugkörper ausgespannt werden, um das Sonnenlicht als Antrieb zu verwenden (\rightarrow solarer Druck). Der Schub, der so erzeugt werden kann liegt noch unterhalb dem eines elektrischen Antriebs. Dieses Antriebssystem wurde bisher nur zu Testzwecken eingesetzt.

Literatur

- [1] Richard H. Battin: *An introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics, Revised Edition*. AIAA Education Series 1999, ISBN: 1-56347-342-9
- [2] Charles D. Brown: *Spacecraft Mission Design*. AIAA Education Series 1992, ISBN: 1-56347-041-1

⁹Bei einem Monflug z.B. von Tagen auf Monate