



## Frage 1: Ellipseigenschaften von Kreutz-Kometen

- a) Kreutz-Kometen stellen eine Untergruppe der sog. Sungrazer-Kometen dar, die auf ihrer Bahn im Perihel der Sonne sehr nahe kommen. Die Kometen der Kreutz Gruppe gehen vermutlich alle auf einen sehr viel grösseren Kometen zurück, der beim Umlauf um die Sonne durch Gezeitenkräfte zerbrach.

Der bekannteste Vertreter der Kreutz Gruppe ist der Komet Ikeya-Seki, der 1965 eine Helligkeit von  $-10^{\text{mag}}$  erreichte und damit als dritthellstes Objekt am Himmel (nach Sonne und Mond) tagsüber deutlich neben der Sonne sichtbar war. Perihelabstand und Exzentrizität seiner Bahn betragen  $r_{\text{perihel}} = 0.008 \text{ AU}$  und  $e = 0.99991$ . Berechne die beiden Halbachsen  $a, b$  seiner Ellipsenbahn.

- b) Wann wird der Komet Ikeya-Seki sein Perihel das nächste Mal erreichen?

## Frage 2: Keplerbewegung und Satelliten

In dieser Frage betrachten wir einige der praktischen Probleme, die die Weltraumindustrie hat, wenn Satelliten in die Erdumlaufbahn gebracht werden sollen.

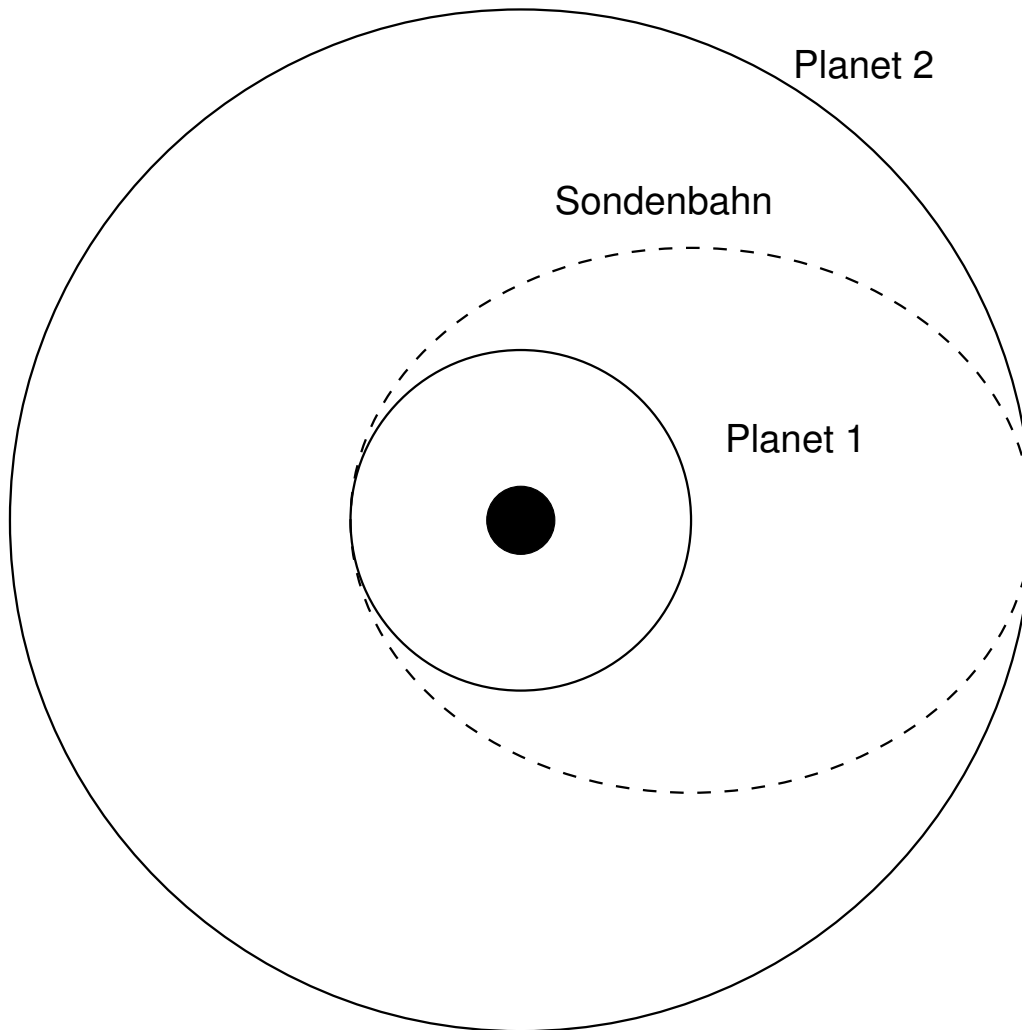
- a) Leiten Sie die unten angegebene Formel ab für die Energie, die benötigt wird, einen Satelliten der Masse  $m$  in eine Kreisbahn mit Radius  $r$  um die Erde zu bringen. Gehe davon aus, daß der Start des Satelliten an einem Ort am Äquator wie Kourou in Französisch-Guyana stattfinden wird. Bei der Herleitung sollte nicht vergessen werden, daß die Erde rotiert, d.h. daß der Satellit schon eine gewisse kinetische Energie hat, bevor er gestartet wird. Es kann angenommen werden, daß der Satellit genau nach Osten gestartet werden wird, d.h. in Richtung der Erdrotation.

$$E_{\text{launch}} = \frac{GM_{\oplus}m}{r_{\oplus}} \left(1 - \frac{r_{\oplus}}{2r}\right) - \frac{2\pi^2 r_{\oplus}^2 m}{t_{\oplus}^2} \quad (2.1)$$

mit  $r_{\oplus}$  = Erdradius,  $M_{\oplus}$  = Erdmasse und  $t_{\oplus}$  Rotationsperiode der Erde

- b) Berechne mit der oben hergeleiteten Gleichung die Energie, die benötigt wird, um 1 kg Material in einen "low Earth orbit" in einer Höhe von 300 km über den Erdboden zu bringen (300–500 km Höhe sind typische Werte für die bemannte Raumfahrt). Die Erde hat eine Masse von  $M_{\oplus} = 6 \times 10^{24} \text{ kg}$ , einen Radius von  $r_{\oplus} = 6378 \text{ km}$ , und rotiert in 23 h 56 m 4.1 s ( $t_{\oplus} = 86164 \text{ sec}$ ) einmal um ihre Achse.
- c) Warum hat Rußland aufgrund seiner geographischen Situation beim Start von Satelliten Nachteile?

### Frage 3: Interplanetare Transfer-Orbits



Bei einem sogenannten “Hohmann-Transfer-Orbit” handelt es sich um den energetisch günstigsten Weg, die Bahn einer Raumsonde zu ändern. Die Zeichnung zeigt, wie eine solche Bahn konstruiert werden kann: sie besteht aus einer Ellipse, in deren Aphel und Perihel sich die Planeten befinden, von dem abgeflogen wird bzw. zu dem geflogen werden soll. Als Maß für die aufzuwendende Energie wird typischerweise das aufzuwendende  $\Delta v$  angenommen, d.h. die Summe aller Geschwindigkeitsänderungen, die der Satellit durchführen muss.

- Berechnen Sie das  $\Delta v$  und die Flugzeit für einen Flug von der Erde zum Jupiter. Sie können dabei die Rotationsgeschwindigkeit der Erde vernachlässigen ( $a_{\oplus} = 1 \text{ AU}$ ,  $a_{\text{J}} = 5.2 \text{ AU}$ ).
- Wie groß ist das  $\Delta v$  für einen Flug von der Erde zum Merkur? Wie lange dauert er? ( $a_{\text{M}} = 0.39 \text{ AU}$ ).