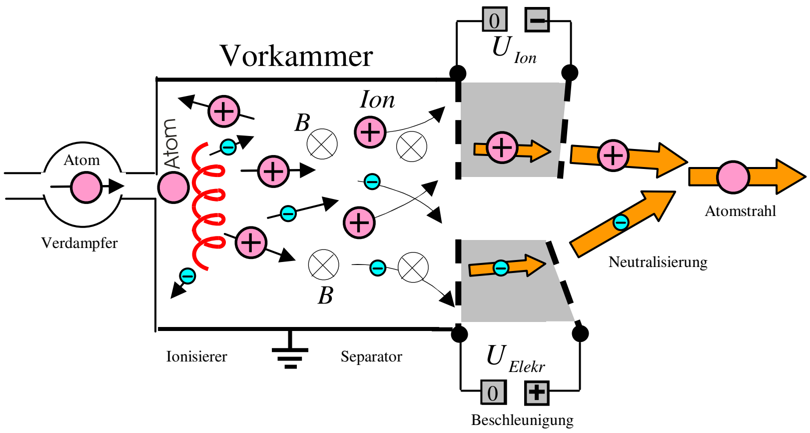
2) <u>Ionentriebwerk</u>

Ionentriebwerke basieren, wie alle Raketentriebwerke, auf dem Impulserhaltungssatz, also auf dem Rückstoßprinzip. Die Rakete verliert durch den Ausstoß des Treibstoffes einen Teil ihrer Masse. Bei gleichbleibender Ausstoßgeschwindigkeit wird dann immer weniger Masse mit dem gleichen Schub beschleunigt. Deshalb nimmt die Beschleunigung der sich allmählich ausleerenden Rakete zu. Es ist gut nachvollziehbar, dass die Endgeschwindigkeit v von zwei Faktoren abhängt. Der erste Faktor ist die Ausstoßgeschwindigkeit w des Treibstoffes, der zweite Faktor hängt von dem Verhältnis von Anfangsmasse zu Endmasse ab, er hängt also letztlich von der ausgestoßenen Treibstoffmasse ab. Für die Endgeschwindigkeit v gibt es eine Formel, sie lautet $v = w \cdot \ln(m_0 / m)$, dabei ist m_0 die Anfangsmasse, bestehend aus Treibstoff und Nutzlast und m die Endmasse, also die reine Nutzlast. Nimmt man z.B. ein Drittel Treibstoff mit, so verbleibt für Nutzlast 2/3. In diesem Fall ist $m_0 / m = 1{,}5$ und $\ln(m_0 / m) \approx 0{,}4$.
Die Endgeschwindigkeit v wäre dann 40% der Ausstoßgeschwindigkeit w. Daran sieht man, dass die Austrittsgeschwindigkeit des Treibstoffes das A und O der Raketentechnik ist. Hierin liegt der Vorteil des Ionentriebwerkes. Bei hintereinander geschalteten Beschleunigungsstrecken wurden schon Ausströmgeschwindigkeiten von 1000 *km/s* erreicht. Bei Brennstoffantrieben sind nur Ausströmgeschwindigkeiten von etwa 6 *km/s* zu erreichen.

Im Ionentriebwerk laufen im Wesentlichen fünf Arbeitsschritte ab:
(i) Verdampfen des Treibstoffes, häufig Xenon oder Quecksilber.
(ii) Ionisieren.
Methoden. Elektronenbeschuss, Radiofrequenzionisierung, thermischer Anregung, …
(iii) Trennen von Ionen und Elektronen z.B. durch ein Magnetfeld.
(iv) Elektrische Beschleunigung
(v) Neutralisieren des Strahles durch Rekombination von Ionen und Elektronen



Der 1998 gestartete Forschungssatellit DS1 (deep space 1) wurde mit einem Ionentriebwerk ausgestattet. Dies soll hier durchgerechnet werden.
Die Startmasse dieser Sonde betrug $m_0 = 490 kg$. Bei dem Antrieb strömt das Edelgas Xenon in eine Vorkammer, welche einen Faradayschen Käfig darstellt.
In der Vorkammer werden die Xenonatome an einer 500°C heißen Platinwendel thermisch ionisiert und fliegen mit einer entsprechenden Geschwindigkeit in beliebigen Richtungen durch den Raum. Die Trennung von Ionen und Elektronen erfolgt für die nach *rechts* fliegenden Teilchen magnetisch. In der Abb. verlaufen die Magnetfeldlinien (Flussdichte B) in die Papierebene hinein. Für die nach rechts fliegenden positiven Xe^+-Ionen nimmt man für die Lorenzkraft die rechte Hand: Daumen nach rechts, Zeigefinger in die Papierebene.

Ergebnis: Die Lorenzkraft zeigt in der Abb. nach oben. Für die nach rechts fliegenden negativen Elektronen muss man die linke Hand nehmen: Daumen nach rechts, Zeigefinger in die Papierebene. Ergebnis: Die Lorenzkraft zeigt nach unten in der Abb.. Damit sammeln sind die beiden Bestandteile in unterschiedlichen Bereichen vor zwei Metallgittern, die wie die gesamte Vorkammer ebenfalls auf Nullpotential liegen. Durch die Gitter können die Ionen bzw. Elektronen thermisch hindurch diffundieren.
Hinter den Gittern befinden sich unterschiedlich gepolte elektrische Felder, in welchen die Teilchen nach rechts beschleunigt werden. Die og. Sonde hat $M_{Xe} = 81kg$ Xenon an Bord und stößt dieses gleichmäßig während ihrer 1,2 Jahre langen Reise aus. Die Masse eines Xenonatoms beträgt $m_{Xe} = 131,4u$ (atomare Masseneinheit $u = 1,66 \cdot 10^{-27} kg$). Das Ion Xe^+ ist einfach ionisieret, also mit $e = 1,6 \cdot 10^{-19} C$ geladen. Die Beschleunigung erfolgt mit $U_{Xe} = 1280V$. Die Spannung wird von Sonnenpanelen bereitgestellt. Beim Beschleunigen wird elektrische Energie $e \cdot U_{Xe}$ in kinetische Energie $½ m_{Xe} v^2$ umgewandelt. Auch die Elektronen werden mit einer gewissen Spannung U_{el} beschleunigt, denn nach der Beschleunigung sollen Ionen und Elektronen für die perfekte Neutralisierung und optimale Rekombination die gleiche Geschwindigkeit haben.

Zeige für $m_{Xe} = 131,4u = 218,1 \cdot 10^{-27} kg$, $M_{Xe} = 81kg$; $U_{Xe} = 1280V$; $\Delta t = 1,2a$; $m_0 = 490kg$

1) Austrittsgeschw. der Xenonionen
   $v_{Xe} = \sqrt{2eU_{Xe} / m_{Xe}} = \sqrt{2 \cdot 1,6 \cdot 10^{-19} C \cdot 1280V / 131,4 \cdot 1,66 \cdot 10^{-27} kg} = 43,33 km/s$
3) Für U_{el} muss zur perfekten Neutralisierung $U_{el} / m_{el} = U_{Xe} / m_{Xe}$ gelten.
4) Die Beschleunigungsspannung für die Elektronen beträgt $U_{el} = 5,34 mV$.
5) Sowohl das Xenenion, als auch das Elektron sind mit $e = 1,6 \cdot 10^{-19} C$ geladen.
   Beide Teilchen gewinnen gemäß $W = q \cdot U$ beim Beschleunigen Energie.
   Das Verhältnis $W_{Xe} / W_{el} = \cancel{e} \cdot U_{Xe} / \cancel{e} \cdot U_{el} = 2,4 \cdot 10^5$.
   Energetisch sind die Elektronen also belanglos.
6) Die mittlere Schubkraft des Triebwerkes erhält man aus der 2. Newtonschen Gl.
   $\overline{F} = m \cdot a = m \cdot \Delta v / \Delta t$. Die Geschw ändert sich von null auf $v_{Xe} = 43334 m/s$. Während der Zeit $\Delta t = 1,2a = 1,2 \cdot 365,25 \cdot 24 \cdot 3600s = 37,87 \cdot 10^6 s$ wird die Masse $m = 81kg$ ausgestoßen. Ausrechnen ergibt $\overline{F} = 93mN$. Der Schub ist also sehr klein, aber lang anhaltend.
7) Das Sonnenpanel muss permanent eine elektrische Leistung bereitstellen.
   Leistung ist abgegebene Energie / Zeit. $\Delta W = ½ M_{Xe} \cdot v_{Xe}^2 = 76,05 \cdot 10^9 J$. $\Delta W / \Delta t = 2\ kW$.
8) Die Endgeschwindigkeit berechnet sich nach der Raketengleichung zu $v = w \cdot \ln(m_0 / m)$
   Für die verbleibende Nutzmasse gilt $m = m_0 - M_{Xe} = 409 kg$.
   Also $v = 43334 m/s \cdot \ln\left(490kg / 409kg\right) = 7,83 km/s$.

Aufgaben

1) a) Erläutere die Bedeutung der Austrittsgeschwindigkeit des Treibstoffes für die Rakete.
   b) Ermittele, wieviel Prozent der Austrittsgeschwindigkeit die Rakete erreicht, wenn 60% der Startmasse Treibstoff ist.
   c) Man hört häufig, dass der geringe Schub des Ionentriebwerkes durch die extrem lange Schubdauer überkompensiert wird, dass mit dem Ionentriebwerk also eine vergleichsweise größere Endgeschwingigkeit erreicht wird. Diskutiere diese Position.
   d) Ist es vorstellbar, dass die Endgeschwindigkeit der Rakete größer wird, als die Austrittsgeschwindigkeit des Treibstoffes, wenn ja, ab welchem Massenverhältnis wäre das der Fall?

2) Skizziere ein Ionentriebwerk und erläutere die fünf Arbeitsschritte.
   Begründe insbesondere die Notwendigkeit der perfekten Neutralisierung.

3) Welche Argumente sprechen dafür, dass Brennstoffantriebe nicht die Ausstossgeschwindigkeiten von Ionenantrieben erreichen.

4) Untersuche folgende Sonde mit Ionenantrieb.
   Die Sonde hat eine Startmasse vom 490 kg. Davon sind 120 kg Xenon. Das Xenon wird durch eine Spannung von 8000 V beschleunigt.und über 1,6 Jahre ausgestoßen.
   a) Berechne die Austrittsgeschwindigkeit der Xenonatome.
   b) Ermittele die Beschleunigungsspannung für die Elektronen zur optimalen Rekombination.
   c) Bestimme die mittlere Schubkraft der Rakete.
   d) Ermittele die elektrische Leistung, die das Sonnenpanel bereitstellen muss.
   e) Welche Endgeschwindigkeit erreicht die Sonde?

Lösung

1) a) Die „Raketenformel“ $v = w \cdot \ln(m_0 / m)$ zeigt, dass die Endgeschwindigkeit v der Rakete proportional zur Austrittsgeschwindigkeit w des Treibstoffes ist. Doppeltes w ergibt doppeltes v. Das Verhälnis m_0 / m ist begrenzt. Hat eine Rakete z.B. 90% Treibstoff und 10% Nutzlast, dann gilt $\ln(m_0 / m) = \ln(100\% / 10\%) = \ln(10) = 2,3$. Das ist schon der Extremfall.

b) Bei 60% Treibstoff bleibt 40% Nutzlast übrig: $\ln(m_0 / m) = \ln(100\% / 40\%) = \ln(2,5) = 0,92$ Die Endgeschwindigkeit v erreicht also 92% der Austrittsgeschwindigkeit w.

c) In die Raketenformel $v = w \cdot \ln(m_0 / m)$ geht die Schubdauer nicht ein. Es ist also egal, ob der Treibstoff schnell oder langsam ausgestoßen wird. Der langsame Ausstoß hat für eine Sonde im All jedoch den Vorteil, dass die Bahn leichter korrigierbar ist.

d) Ja, das ist möglich und wird erreicht, wenn der Faktor $\ln(m_0 / m) \geq 1$ wird. Wann ist das der Fall? $\ln(m_0 / m) \geq 1 \,\Big|\, e^{(\dots)}$ ergibt $m_0 / m \geq e^1 = e \approx 2,7 \,\Big|\, KW$ ergibt $m / m_0 \leq 0,37 \,\Big|\, \cdot m_0$. Also $m \leq 0,37\, m_0$. Bei 37% Nutzlast hat die Rakete also 63% Treibstoff. Antwort: Wenn die Rakete mehr als 63% Treibstoff hat, wird ihre Endgeschwindigkeit v größer als die Austrittsgeschwindigkeit des Treibstoffes w.

2) Die perfekte Neutralisierung ist notwendig, damit die Kapsel sich nicht auflädt, wodurch der Antrieb gemindert und die Instrumente geschädigt würden.

3) Der Energieinhalt / kg beträgt bei deep space $\Delta W / 81 kg = 76,05 \cdot 10^9 J / 81 kg = 0,94 GJ / kg$. Bei höherer Beschleunigungsspannung lässt sich das sogar noch steigern. Solche Energiedichten sind bei Verbrennungstreibstoffen nicht zu erreichen.

4) Die Sonde hat eine Startmasse vom 490 kg. Davon sind 120 kg Xenon. Das Xenon wird durch eine Spannung von 8000 V beschleunigt und über 1,6 Jahre ausgestoßen.

a) $v_{Xe} = 108,335\, km / s$

b) $U_{el} = 0,033\, V$.

c) $\overline{F} = 0,257\, N$.

d) $P = \Delta W / \Delta t = 13,9\ kW$

e) $v = w \cdot \ln(m_0 / m) = 108335 m / s \cdot \ln(490 kg / 370 kg) = 30,4\, km / s$