

Maximal erreichbare Geschwindigkeit nach Antriebsart

Maximal erreichbare Raketengeschwindigkeit.

Im Allgemeinen mehrere arten von Antrieb:

- * Treibstoffantrieb (Rakete bringt Treibstoff mit)
- * Gravity assist maneuver
- * dazu kommen noch einen haufen weiterer technologien die die umgebenden umstände nutzen, z.b. wasserstoffnebel um zusätzlichen treibstoff aufzunehmen, insbesondere
- * Solar + ion drive oder solar sail

Reiner Treibstoffantrieb

Bei reinem Treibstoffantrieb, d.h. die rakete bringt sämtlichen treibstoff mit und verwendet keine anderen wege, die geschwindigkeit zu ändern, gilt die Raketengrundgleichung. (https://en.wikipedia.org/wiki/Tsiolkovsky_rocket_equation)

$$\Delta v = v_e \ln \frac{m_0}{m_f}$$

$$\frac{\Delta v}{v_e} = \ln \frac{m_0}{m_f} =: c_m$$

Für heutige Raketen sind $\ln(m_0/m_f) = c_m$ von ca. 3 üblich, für $c_m = 7$ wäre der treibstoff 99.9% der startmasse.

Nuclearer reiner Treibstoffantrieb

Für nuclear fission (U-235 Spaltung) ist derzeit ein Massenwirkungsgrad von ca. 0.1% üblich, d.h. 0.1% der ursprünglichen Ruhemasse werden in Energie umgewandelt. Für 1 kg Uran-brennstoff sind das dann $0.1\% \cdot 10^{17} \text{ J} = 10^{14} \text{ J}$. Dass diese Energie tatsächlich in nutzbare elektrische Energie umgewandelt werden kann, ist plausibel, da laut dem Carnot-Theorem (

https://en.wikipedia.org/wiki/Carnot_heat_engine#Carnot's_theorem) die Effizienz η durch $\eta = 1 - \frac{T_C}{T_H}$ gegeben ist. Wenn nun die

kalte Temperatur T_C die Vakuumtemperatur des äußeren Raums ist, dann ist $\frac{T_C}{T_H} \approx 0$ und daher $\eta \approx 1$.

Das abgebrannte Material kann in einem Ionentriebwerk als Ausstoßmaterie verwendet werden. Wenn das Ionentriebwerk etwa 100% effizient ist (derzeitiger Wirkungsgrad $\approx 20\%$ bei Xenon-Gas), dann ist die effective exhaust velocity über den Energieerhaltungssatz gegeben durch $\frac{1}{2} m \cdot v_{\text{eff}}^2 = 0.001 \cdot mc^2$ und daher $v_{\text{eff}} \approx 4.5\% \cdot c$. Mit derzeitiger Technologie wäre $\frac{1}{2} m \cdot v_{\text{eff}}^2 = 0.001 \cdot mc^2 \cdot 20\%$ und daher $v_{\text{eff}} \approx 2\% \cdot c$.

Erreichbar wären daher je nach Massenverhältnis etwa Δv von:

- * $c_m = 3.5 \rightarrow \Delta v = 3.5 \cdot 2\% \cdot c = 7\% \cdot c$ (bei $m_0/m_f = 30$)
- * $c_m = 7 \rightarrow \Delta v = 7 \cdot 2\% \cdot c = 14\% \cdot c$ (bei $m_0/m_f = 1000$)
- * $c_m = 2.3 \rightarrow \Delta v = 2.3 \cdot 2\% \cdot c = 4.6\% \cdot c$ (bei $m_0/m_f = 10$)
- * $c_m = 4.6 \rightarrow \Delta v = 4.6 \cdot 2\% \cdot c = 9.2\% \cdot c$ (bei $m_0/m_f = 100$)

Zu bedenken ist, dass das Raumschiff etwa die Hälfte seines Δv zum Bremsen aufwenden muss, d.h. die Flughöchstgeschwindigkeit ist die Hälfte von Δv .