

1 Grundlegende Theorie des Raketenantriebs

1.1 Grundbegriffe

1.1.1 Mechanik

Die *Newton'schen* Gesetze:

- Impulserhaltung (Newton I)

$$\sum_{(\text{System})} m_i \vec{r}_i = \text{konst.}$$

- Die Summe der Impulsänderung im Abgeschlossenen System ist 0 (Newton II)

$$\sum_{(\text{System})} m_i \vec{r}_i = 0$$

- Actio est reactio (Newton III)

$$\vec{F}_{ij} = -\vec{F}_{ji}$$

1.1.2 Energiequellen und Impulsträger

Einteilung von Antriebssystemen durch *Lokalisation* des *Impulsträgers*:

- Impulsträger außerhalb des Fahrzeuges, aber in direktem Kontakt (Räder und Erde, Propeller und Luft, ...)
- Impulsträger außerhalb des Fahrzeuges, aber NICHT in direktem Kontakt (Magnete)
- Impulsträger im Fahrzeug selbst (Raketenantriebe) – von ihrer Umgebung **unabhängig**.

Unterscheidung von Raketenantriebssystemen nach *Ursprung der Energiequellen*:

- Impulsträger = Energieträger (chemische Raketenantriebe)
- Impulsträger und Energieträger getrennt, aber IM Fahrzeug (nukleare und elektrische Antriebe)
- Impulsträger im Fahrzeug, Energieträger von außen zugeführt (Solarelektrische Antriebe).

1.2 Leistungsgrößen

1.2.1 Der Schub

Unterteilt in

1. *Impulsiver Schubanteil*: wesentlicher Anteil – sekundlicher Treibstoffdurchsatz und dessen Ausströmgeschwindigkeit

In der Zeit Δt verlässt die Masse Δm_e mit der Geschwindigkeit \vec{c} den Querschnitt A_e . Die Kraft \vec{f}_{i_e} die auf Δm_e wirkt, folgt aus der zeitlichen Änderung des Impulses:

$$\vec{f}_{i_e} = \frac{d}{dt}(\Delta m_e \vec{v})$$

mit $dt \rightarrow \Delta t$ und $dv \rightarrow \vec{c}$ folgt:

$$\vec{f}_{i_e} \Delta t = \Delta m_e \vec{c}$$

die Kraft auf das Fahrzeug ist somit

$$\vec{F}_i = -\vec{f}_{i_e} = -\frac{\Delta m_e}{\Delta t} \vec{c}$$

da bei Raketen vor der Ausstrahlung m_e ein Teil von m ist, gilt: $\Delta m_e = -\Delta m$ und:

$$F_i = \dot{m}c$$

2. *Druckschubanteil*: resultiert aus möglicher Druckdifferenz am Ende der Düsenfläche

$$\vec{F}_p = (p_e - p_a)A_e\vec{n}$$

Für den *gesamten Schub* folgt:

$$F_{ges} = \dot{m}c + (p_e - p_a)A_e$$

1.2.2 Effektive Ausströmungsgeschwindigkeit und spezifischer Impuls

Die *effektive Ausströmungsgeschwindigkeit* ist definiert als (experimentell leicht bestimmbar):

$$c_{eff} = c + \frac{A_e}{\dot{m}}(p_e - p_a)$$

c_{eff} ist eine wichtige Kenngröße für die Leistung eines Triebwerks. Sie kann auch als *spezifischer Impuls* geschrieben werden:

$$I_{sp} = \frac{c_{eff}}{g_0}$$

Der spezifische Impuls ist ein Maß für die Güte eines Triebwerks.

1.3 Thermodynamische Grundlagen

1.3.1 Mach-Zahl

Die *Mach-Zahl* gibt das Verhältnis von Strömungsgeschwindigkeit und örtlicher Schallgeschwindigkeit wieder:

$$Ma = \frac{v}{a}$$

Sie ist bei Überschallströmung größer 1 und bei Unterschallströmung kleiner 1.

1.3.2 Isentropengleichung

Der *Isentropenkoeffizient* κ charakterisiert die thermodynamischen Eigenschaften des Feuergases.

$$\begin{aligned} \kappa &= \frac{c_p}{c_v} \\ p\rho^{-\kappa} &= \text{konst.} \\ \frac{T}{T_0} &= \left(\frac{p}{p_0}\right)^{(\kappa-1)/\kappa} = \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{\kappa-1} \end{aligned} \quad (1)$$

1.3.3 Ausströmgeschwindigkeit

Aus der Energieerhaltung

$$c_p(T_0 - T) = \frac{1}{2}(v^2 - v_0^2)$$

daraus kann die Strömungsgeschwindigkeit der Feuergase errechnet werden:

$$\begin{aligned} v &= \sqrt{2c_p(T_0 - T)} \\ v_e = c &= \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \frac{R_0}{m_{Mol}} T_0 \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right]} \end{aligned} \quad (2)$$

wenn aus Gleichung 1 eingesetzt wird, ergibt sich die *Saint-Vernant – Wantzel Gleichung*.

1.3.4 Düsenform

In der Düse soll die durch Verbrennung der Teilstoffe in der Brennkammer entstehende thermische Energie der Feuergase möglichst verlustlos in gerichtete kinetische Energie im Abgasstrahl umgewandelt werden.

Bei einem Druck $p = 0$ und $p = p_0$ wird das Verhältnis \dot{m}/A gleich 0. Das Verhältnis \dot{m}/A muss für einen bestimmten Wert p/p_0 (kritisches Druckverhältnis) ein Maximum erreichen. Ebenfalls muss der Querschnitt A bei vorgegebenem \dot{m} ein Minimum haben. Für das Kritische Druckverhältnis folgt:

$$\frac{p_t}{p_0} = \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\kappa/(\kappa-1)}$$

für den Fall

$$p_t \leq P_e \leq P_0$$

ist nur eine Düse sinnvoll, deren Querschnitt konstant abnimmt (*konvergente Düse*). Die Ausströmgeschwindigkeit erreicht dabei nie Schallgeschwindigkeit; Diese ist nur möglich wenn das kritische Druckverhältnis p_t/p_0 größer als das Druckverhältnis p_e/p_0 ist. Also:

$$p_e < p_t < p_0$$

Der Querschnitt der Düse verengt sich zunächst (konvergenter Teil), bis der kritische Druck an der engsten Stelle (Düsenhals) erreicht ist. Danach muss sich der Düsenquerschnitt wieder erweitern (divergenter Teil), wenn die Strömungsgeschwindigkeit noch gesteigert werden soll.

Die maximale Geschwindigkeit an dieser Stelle entspricht genau der örtlichen Schallgeschwindigkeit. Bei (am Düsenhals)

$$p_e/p_0 < p_t/p_0 \rightarrow \text{Ma} = 1$$

Diese konvergente-divergente Düse wird nach dem Erfinder *De Laval* Bauart genannt.

1.3.5 Massendurchsatz

Erreichen die Gase im Düsenhals Schallgeschwindigkeit, dann wird der Massendurchsatz nur von den Bedingungen im Düsenhals bestimmt und ist dann unabhängig von den Verhältnissen am Düsenende.

1.3.6 Charakteristische Geschwindigkeit und Schubkoeffizient

Zur Unterscheidung der Einflüsse des *Verbrennungsprozesses* und des *Expansionsprozesses*.

- *Charakteristische Geschwindigkeit*: Beschreibt den Verbrennungsprozess:

$$\dot{m} = \frac{p_0 A_t}{c^*}$$

- *Schubkoeffizient*: Kennzeichnet den Entspannungsvorgang in der Düse:

$$c_F = \frac{F}{A_t p_0}$$

1.4 Triebwerkswirkungsgrad

1.4.1 Brennkammerwirkungsgrad

Infolge unvollständiger Verbrennung, schlechter Einspritzung, Wärmeverluste,... ist die tatsächliche Gasenthalpie der Treibstoffe niedriger als der theoretisch erreichbare Wert.

$$\eta_c \approx \frac{T_{\text{Gas}}^{\text{winkl.}}}{T_{\text{Gas}}^{\text{th.}}}$$

Bei guten Triebwerken liegt η_c in der Größenordnung von 0,95.

1.4.2 Düsenwirkungsgrad

Reibungsverluste Durch Reibung und Energieverluste der Gase an der Düsenwand sinkt die Ausströmungsgeschwindigkeit. Sehr kleiner Verlust ($C_f \approx 1$)

Divergenzverlust Der Abgasstrahl ist nach verlassen der Düse divergent. Der Divergenzverlust C_d beträgt:

$$C_d = 0,5 + 0,5 \cos \phi_d$$

$C_d \approx 0,98$. Die Ausströmgeschwindigkeit ergibt sich zu:

$$c = \eta_D \eta_c c_{th}$$

1.5 Raketenwirkungsgrad

1.5.1 Wirkungsgrad des Energieübergangs (äußerer Wirkungsgrad)

Verhältnis von kinetischer Energie des Fahrzeuges zur kinetischen Energie der Treibstoffe im Düsenquerschnitt.

1.5.2 Idealer Gesamtwirkungsgrad

Für die Idealgeschwindigkeit gilt:

$$v_{id} = c \cdot \ln \left(1 + \frac{m_{pr}}{m_b} \right)$$

Für die kinetische Energie des Fahrzeuges:

$$E_{kin} = \frac{m_b}{2} v_{id}^2$$

und für die kinetische Energie der Treibstoffe

$$E_{chem} = \frac{m_{pr}}{2} c^2$$

Für den *Wirkungsgrad* folgt:

$$\eta_{id} = \frac{E_{kin}}{E_{chem}} = \frac{m_b}{m_{pr}} \ln \left(1 + \frac{m_{pr}}{m_b} \right)^2$$

2 Raketentheorie

2.1 Raketengrundgleichung (Ziolkowski-Gleichung)

Die Leistungsfähigkeit einer Rakete wird im allgemeinen durch die Raketengrundgleichung charakterisiert. Rakete als Punktmasse in kräftefreiem Raum. Der Impuls der Rakete beträgt:

$$I(t) = m_R v$$

Die Rakete erhält eine Geschwindigkeitsänderung dv durch die pro Zeiteinheit dt mit der Geschwindigkeit c_{eff} ausströmende Masse dm . Dabei ändert sich die *Raketenmasse* m_R um

$$dm_R = \frac{dm_R}{dt} dt = \dot{m}_R dt$$

Der Impuls der Rakete beträgt nun

$$I(t + dt) = (m_R + \dot{m}_R dt)(v + dv)$$

Wendet man den Impulssatz an erhält man

$$dv = -c_{eff} \frac{dm_R}{m_R}$$

Integriert mit $v = v_0$ und $m_R = m_0$

$$\Delta v = v - v_0 = c_{eff} \ln \frac{m_0}{m}$$

Nach dem Verbrauch des gesamten Treibstoffes ist die Masse der Rakete m_r auf m_b (*Brennschlussmasse*) abgesunken. Die Geschwindigkeitsänderung um den Betrag Δv wird auch als der *ideale Geschwindigkeitszuwachs* v_{id} bezeichnet, weil keine Verluste berücksichtigt wurden.

$$v_{id} = c_{eff} \ln \frac{m_0}{m_b} \quad (3)$$

Diese *Raketengleichung* heißt auch *Ziolkowski-Gleichung*. Der Ausdruck $r = \frac{m_0}{m_b}$ ist das Verhältnis von Startmasse zu Brennschlussmasse.

Für eine leistungsstarke Rakete ist primär eine große Ausströmgeschwindigkeit anzustreben, da diese linear in die Grundgleichung eingeht.

2.2 Raketenstufung

Aus dem Vorherigen Abschnitt 2.1 zeigt sich, dass die theoretisch erreichbare Endgeschwindigkeit v_{id} einer Rakete nur von der Ausströmgeschwindigkeit c_{eff} und vom Massenverhältnis r abhängt. Für eine hohe Endgeschwindigkeit müssen beide Werte groß sein. Das Massenverhältnis hat eine technische Grenze – 4 – 6% der Treibstoffmasse müssen für Strukturmasse aufgebracht werden. Die Ausströmgeschwindigkeit der Teibstoffe liegt bei ca. 2000 bis 5000 m/s.

Ein einstufiges Gerät kann die geforderte Transportleistung nicht erbringen. Daher wird das *Stufenprinzip* angewendet. Hierbei werden einzelne Raketen zu einer Mehrstufenrakete verbunden und nacheinander gezündet. Die leergebrannten Stufen werden abgeworfen.

$$v_{id} = \sum_{i=1}^n c_{eff_i} \ln \left(\frac{m_{0_i}}{m_{b_i}} \right)$$

Die physikalische Ursache des Geschwindigkeitsgewinns: Masse der leergebrannten Stufen muss nicht mitbeschleunigt werden. Für den Fall, dass alle c_{eff} gleich sind, erhält man

$$v_{id} = c_{eff} \ln \prod_{i=1}^n r_i$$

und definiert

$$R = \prod_{i=1}^n r_i$$

Die Anzahl der Stufen ist nicht sinnvoll beliebig zu vergrößern (Strukturmasse). Die optimale Stufenzahl ist von der Bauart abhängig (2 – 5 Stufen sind üblich).

2.2.1 Stufenoptimierung

Wird eine Rakete gestartet, ergibt sich die Frage nach der günstigsten Zündfolge der einzelnen Stufen. Es gibt zwei Grenzfälle:

1. Zündung der 1. Stufe, Brennschluss der 1. Stufe, *antriebsloser Flug bis die kinetische Energie der Rakete 0 wird*, dann erst Zündung der 2. Stufe.

$$E_{kin_1} = \frac{mv_1^2}{2}$$

$$E_{kin_2} = \frac{mv_2^2}{2}$$

$$mgh_1 = \frac{mv_1^2}{2}$$

$$mgh_2 = \frac{mv_2^2}{2}$$

ergibt sich die Flughöhe

$$h = h_1 + h_2 = \frac{v_1^2 + v_2^2}{2g}$$

2. Zündung der 1. Stufe, Brennschluss der 1. Stufe, Trennung und *sofortige Zündung* der 2. Stufe. Hierbei ist die Energie pro Masseneinheit

$$E_{kin} = \frac{(v_1 + v_2)^2}{2}$$

und damit die Flughöhe

$$h = \frac{v_1^2 + v_2^2}{2g} + \frac{2v_1v_2}{2g}$$

Die *Gesamtenergie* ist also im 2. Fall um den Betrag $\boxed{v_1v_2/g}$ **größer**.

Der Höhengewinn, liegt darin begründet, dass die Treibstoffe der 2. Stufe im ersten Fall in eine größere Höhe getragen werden, ehe sie abgebrannt werden. Für eine optimale Zündfolge gilt allgemein, dass Flugphasen ohne Antrieb (Freiflugphasen) zu vermeiden sind.

3 Raketenantriebssysteme – Chemische Raketenantriebe

Die chemischen Raketenantriebe lassen sich in drei große Gruppen einteilen:

- chemische Triebwerke mit flüssigen Treibstoffen
- chemische Triebwerke mit festen Treibstoffen (Booster)
- chemische Triebwerke mit lithergolen Treibstoffen

Ein Triebwerk besteht im wesentlichen aus *Motor*, den *Förderanlagen* mit den *Leitungen* und *Ventilen* sowie den *Reglern*.

3.1 Chemische Triebwerke mit flüssigen Treibstoffen

Es sind Brennstoff und Oxydator (Sauerstoffträger) erforderlich. Wenn beide flüssig sind, spricht man von Flüssigkeitstriebwerken.

3.1.1 Flüssige Treibstoffe

Es eignen sich viele Stoffe, wichtige Auswahlkriterien sind:

- Leistung (spezifischer Impuls)
- Treibstoffdichte
- Lagerfähigkeit
- Giftigkeit
- Zündeigenschaften
- Kühlgüte
- Förderbarkeit
- Treibstoffkosten

Das wichtigste Kriterium ist die Ausströmgeschwindigkeit. Sie ist von der Verbrennungstemperatur und dem Molgewicht der Verbrennungsprodukte abhängig. Brennstoff und Oxydator sind in den meisten Fällen getrennt und werden erst in der Brennkammer zusammengeführt. Das Mischungsverhältnis Φ ist definiert:

$$\Phi = \frac{\text{Oxydatormasse}}{\text{Brennstoffmasse}}$$

Von besonderer Wichtigkeit ist das *stöchiometrische Mischungsverhältnis* $\Phi_{st\ddot{o}}$, das der völligen Verbrennung entspricht

$$\Phi_{st\ddot{o}} = \frac{M_{ox}n_{ox}}{M_{Br}n_{Br}}$$

M steht für die Molekulargewichte und n für die Molzahlen. Meist liegen brennstoffreiche Mischungsverhältnisse vor.

Treibstoffe, die spontan ohne Energiezufuhr von außen zünden heißen *Hypergole*. Andere Treibstoffe benötigen eine Zündhilfe.

3.1.2 Raketenmotor

Allgemeiner Aufbau: Düse, Brennkammer und Einspritzorgan.

- **Einspritzsystem** (injektor): Dient zur Aufbereitung und Vermischung der Treibstoffe. Es besteht aus zwei Hauptteilen
 - *Verteilersystem:* Muss eine gleichmäßige nach Oxydator und Brennstoff getrennte Zuführung der Treibstoffe auf alle Einspritzöffnungen gewährleisten.
 - *Einspritzkopf:* Besteht aus einer Vielzahl von Einspritzöffnungen, deren Durchmesser zwischen 0,5 und 2,5 mm liegt. Es sollen möglichst kleine Flüssigkeitströpfchen entstehen. Damit ein kleiner Tropfendurchmesser erreicht wird ist ein hoher Einspritzdruck bei kleiner Einspritzbohrung zu verwenden. Es sollen keine Flüssigkeitsstrahlen die Wand treffen. Es gibt versch. Arten der Zerstäubung: Prallzerstäubung (Strahl auf Strahl), Prallplattenzerstäubung (Splashplate), Drallzerstäubung.
- **Brennkammer:** Experimentelle Erfahrung in der Entwicklung wesentlich. Die Mindestgröße der Brennkammer ist eine Funktion der Reaktionsgeschwindigkeit der Treibstoffkomponenten und wird mit der charakteristischen Länge L^* bestimmt.
- **Düse:** Hier wird thermische Energie der Gasmassen in kinetische Energie des Antriebsstrahls umgewandelt. Bauart: *De Laval*.

- **Kühlsystem:** Aktive Kühlung der Brennkammer und vor allem der Düse ist bei längeren Betriebszeiten erforderlich. Besonders der Düsenhals ist gefährdet.
 - *Kapazitivkühlung:* Brennkammer und Düse nehmen Wärme durch Aufheizung auf (Graphit usw.)
 - *Ablationskühlung:* Werkstoff wird aufgeheizt, geschmolzen und verdampft. (Niedrige Wärmeleitfähigkeit, zähe Schmelzschicht und hohe Verdampfungswärme). Einsatz auch bei Brennkammerwände.
 - *Strahlungskühlung:* Wärmemenge durch Abstrahlung in die Umgebung abgeführt. Nur bei nicht allzugroßer Temperaturbelastung und großen Abstrahlungsflächen.
 - *Regenerativkühlung:* Ableitung der Wärme von der hochtemperaturbelasteten Innenwandung von Brennkammer und Entspannungsdüse durch Flüssigkeitsstrom (= Osydator oder Brennstoff vor dem Einspritzorgan).
 - * schraubenförmiger Kühlkanal: Kühlmittel umfließt die Brennkammer und die Düse in einer Spirale.
 - * Kühlkanal parallel zum Gasstrom: Kühlmittel tritt über ringförmige Zuführung an der Düsenmündung in die Kühlkanäle.
 - *Film- oder Schleierkühlung:* Ein Flüssigkeits- oder Gasfilm schützt die Innenseite der Brennkammer und Düse. NACHTEIL: Der zur Kühlung verwendet Treibstoff nimmt nur zu einem Teil an der Verbrennung teil.

3.1.3 Fördersystem

Führt den Treibstoff für die Verbrennung zu.

- **Druckgasfördersystem:** Besteht aus
 - *Hochdruckbehälter* mit chemisch neutralem Gas: Tankdruck = Brennkammerdruck + Leitungsverluste.
 - *Gasgenerator*, der das Druckgas durch abbrennen eines Festbrennstoffes erzeugt wird; dieser ist nicht abschaltbar.

Die Druckgasförderung bedingt hohe Tankdrücke und entsprechend dicke Wände. Daher für große Raketen werden die Leermassen sehr groß. Dieses System eignet sich daher nur bei kleinen Raketenantrieben mit kurzen Brennzeiten.

- **Turbopumpenfördersystem:** Umfangreicher und komplizierter Bauaufwand. Hauptvorteile gegenüber Druckgas sind:
 - Angleichung des Betriebs über Pumpendrehzahl
 - große stabile Drücke ohne steife, dicke Behälter
 - geringer Gesamtmassenaufwand und Volumenbedarf

Hauptteil ist das *Turbopumpenaggregat*. Man verwendet Zentrifugalpumpen oder Schrauben-Zentrifugalpumpen. Pumpen müssen viel fördern, teilweise gekühlt (bei H_2), geschmiert meist durch Brennstoff selbst.

Treibstoffpumpen werden von einer Gasturbine über eine *Getriebe* oder durch direkten Anschluss angetrieben. Antriebe für Turbine:

- *Gasgeneratoren:* Zersetzung eines Monergols bzw. Festbrennstoff
- *Flüssigtreibstoff-Generatoren:* Zweigleitung versorgt mit Hauptkammerbrennstoffen, Festbrennstoff zum Zünden, Kühlung

- *Nebenstromverfahren*: Verwendung von bei der Kühlung von Düse und Brennkammer verdampften Brennstoffes
- *Hauptstromverfahren*: Verwendung von Feuergasen des Raketenmotors unter Beimischung von kaltem Brennstoff.

Regelung des Treibstoffdurchsatzes erfolgt über Drehzahl, Mischungsverhältnis über Regelventile. System wird bei großen Schub und langen Brenndauern verwendet.

3.1.4 Treibstoffbehälter

Es gibt im wesentliche 3 arten von Tanks:

- Hochdruck-Tanks, ($200 - 300 \text{ kp/cm}^2$) zur Lagerung von Druckgas
- Mitteldruck-Tanks, ($20 - 60 \text{ kp/cm}^2$) bei Druckgasförderung
- Niederdruck-Tanks, ($1 - 6 \text{ kp/cm}^2$) bei Turbopumpenförderung

3.2 Chemische Triebwerke mit festen Treibstoffen

3.2.1 Allgemeiner Aufbau

Einfacher als bei Flüssigkeits-Raketentriebwerken. Es entfallen Turbopumpen, Tanks, Leitung, Einspritzsystem. Aufbau:

- Düse
- Treibstoffbehälter (= gleichzeitig Brennkammer)
- Zünder

Der Festtreibstoff kann verschiedene Formen haben und aus einem oder mehreren Elementen bestehen. Hitzebeständigkeit der Brennkammerwände niedrig, da Brennstoff isoliert. Drücke ($50 - 150 \text{ kp/cm}^2$) erfordern starke Wände; für hohe Schübe und kurze Brennzeiten geeignet.

Massendurchsatz bestimmt durch Treibstoffzusammensetzung, Brennkammerdruck und Geometrie. Nur Kapazitiv- und Ablationskühlung.

Vorteile: Einfachheit in der Ausführung, der Lagerung und Handhabung des Treibstoffes, sofortige Einsatzbereitschaft.

Nachteile: Schwierigkeiten das Triebwerk abzuschalten und wieder zu zünden, Betrag und Richtung des Schubes zu ändern; geringere spezifische Impulse.

3.2.2 Feste Brennstoffe

Treibstoffe enthalten Brennstoff und Oxydator. Geringe Menge an Zusätzen: ballistische, mechanische und chem. Eigenschaften verbessern. Zwei Hauptgruppen:

1. **Homogene Treibstoffe**: Genügend chem. gebunden Sauerstoff, um Verbrennung zu unterhalten.
2. **Zusammengesetzte Treibstoffe**: mechanische Mischung von Brennstoff und Oxydator

Risse und Sprünge im Treibsatz können die Oberfläche verändern und Drucksteigerungen hervorrufen (Explosion des Triebwerks). Eigenschaften eines Brennstoffs

- geringe Temperaturempfindlichkeit
- gute Verbrennungseigenschaften

- leichte Entzündbarkeit
- gute Lagerfähigkeit
- geringe Detonations- oder Explosionsgefahr

3.2.3 Abbrandgesetz

Der Massendurchsatz \dot{m} wird beim Feststoffantrieb bestimmt durch:

- Abbrandgeschwindigkeit r
- Abbrandoberfläche A_b
- Treibstoffdichte ρ

Es gibt folgende Abbrandmöglichkeiten:

- Treibsatz mit **Stirnabbrand**: Abbrandoberfläche bleibt konstant, geringer Schub.
- Treibsatz mit **seitlichem Abbrand (Innenbrenner)**: wichtigste Gruppe; Stirnflächen durch Hemmstoffe geschützt, große Oberfläche und versch. Treibsatzquerschnitte ermöglicht große Schübe und versch. Schubprogramme. Brennkammer bis zum Schluss gegen Hitze geschützt.
- Treibsatz mit **seitlichem Abbrand (Allseitsbrenner)**: Verbrennung an fast allen Seitenflächen

3.3 Chemische Triebwerke mit lithergolen Treibstoffen

Kombination von Fest- und Flüssigkeitsantrieb. Im allg. ist der Brennstoff fest, der Oxydator flüssig. Der Oxydator wird in die Brennkammer eingespritzt; über Regelventil kann der Abbrand gestoppt werden. In der Nachbrennkammer wird Brennstoff und Oxydator nochmals verwirbelt und verbrennt.

3.4 Vergleich der Brennstoffe

Antrieb	flüssig	fest	lithergol
I_{sp}	280 - 430	220 - 260	260 - 340
T_c	2000 - 3600	2000 - 3600	3000 - 4600
c^*	1600 - 2800	1300 - 1600	1800
ρ	0,2 - 1,26	1,4	1,3

4 Raumflugmechanik

4.1 Grundlagen der Himmelsmechanik

$$F = \gamma \frac{mM}{r^2}$$

$$g_0 = \gamma \frac{M}{r_0^2}$$

wenn $\omega \neq 0$

$$g = g_0 + (r_0 \cos \phi \cdot \omega \times \omega)$$

wenn $\omega = 0$ und die Erde ein Geoid

$$g = g_0 \left(\frac{r_0}{r} \right)^2$$

4.2 Potential

$$\begin{aligned}
 mV + \frac{mv^2}{2} &= \text{const.} \\
 V &= -\frac{\gamma m}{r} \\
 G &= \gamma M
 \end{aligned}$$

4.3 Kosmische Potentialprobleme

4.3.1 Fluchtgeschwindigkeit

Kinetische Energie, um dem Potentialfeld zu entkommen $r \rightarrow \infty$

$$\begin{aligned}
 \frac{mv^2}{2} &= \gamma \frac{Mm}{r} \\
 v_E &= \sqrt{\gamma \frac{2M}{r}} = \sqrt{\frac{2G}{r}}
 \end{aligned}$$

4.3.2 Kreisbahngeschwindigkeit

Zentripetalkraft = Gravitationskraft

$$\begin{aligned}
 \frac{mv^2}{r} &= \gamma \frac{Mm}{r^2} \\
 v_C &= \sqrt{\gamma \frac{M}{r}} = \sqrt{\frac{G}{r}}
 \end{aligned}$$

Erdoberflächensatellit	$v_C = 7,91 \text{ km/s}$	$v_E = 11,19 \text{ km/s}$	$T = 84,6 \text{ min}$
24 h - Satellit	$v_C = 3,07 \text{ km/s}$	$v_E = 4,34 \text{ km/s}$	$T = 24 \text{ h}$
Erde um Sonne	$v_C = 29,82 \text{ km/s}$	$v_E = 42,17 \text{ km/s}$	$T = 365 + 1/4 \text{ Tage}$