$$\eta_{th} = \frac{c_a^2{}_{eff}}{c_h^2} = \frac{c_a^2{}_{eff}}{8380\,E_n} \tag{6}$$

soll dann als der thermische Wirkungsgrad des Ofens bezeichnet werden.

Selbstverständlich hängt dieser thermische Wirkungsgrad weitgehend von den Umständen ab, unter denen Verbrennung und Expansion stattfinden. Bei einem höheren verfügbaren Druckgefälle beispielsweise wird auch die tatsächliche Ausströmgeschwindigkeit $c_{a\ eff}$ näher an c_h herankommen als bei einem niederen. Die Erzielung eines hohen thermischen Wirkungsgrades ist somit ein der Theorie weitgehend zugängliches thermodynamisches Problem. Die rechnerischen Beziehungen zwischen verfügbarem Druckgefälle sollen im nächsten Abschnitt entwickelt werden.

Wie ersichtlich, ist also noch die Einführung einer Ofenverlustziffer

$$\eta_V = \frac{c_a^2{}_{eff}}{c_a^2} \tag{7}$$

zweckmäßig, durch die man ein Bild bekommt, wie weit sich der wahre Vorgang tatsächlich den rechnerischen Verhältnissen nähert. Für c_a gelten dabei die Gl. (12 a) und (12 b) Abschnitt C 3.

Kommt die Rakete unter der Einwirkung des Rückstoßes nun in Bewegung, so kann die Kraft des Schubes über einen Weg an der Rakete Arbeit leisten. In einem bestimmten Zeitpunkt habe die Fluggeschwindigkeit den Wert v; ist c hier die effektive Ausströmgeschwindigkeit, so ist der gesamte Energieinhalt der Ausströmgase, bezogen auf den Erdboden,

$$\frac{m v^2}{2} + \frac{m c^2}{2}$$

Davon behalten sie nach Verlassen der Düsenmündung noch einen Absolutwert $\frac{m}{2}(c - v)^2$, die Differenz

$$A = \frac{m}{2}\left[v^2 + c^2 - (c - v)^2\right] = m \cdot c \cdot v$$

kommt also der Rakete zugute. In Prozenten der Gasenergie ist also

$$\eta_m = \frac{m\,v\,c}{\frac{m}{2}c^2} = \frac{2v}{c} \tag{8}$$

eine Ziffer, die als mechanischer Wirkungsgrad des Antriebs bezeichnet werden soll.

In Anbetracht der Tatsache, daß über diese rein mechanischen Verhältnisse bei dem Raketenaufstieg in der Fachliteratur häufig ganz eigenartige Schlußfolgerungen gezogen werden, soll auf diesen Gegenstand etwas ausführlicher eingegangen werden. So weist z. B. Prof. Schüle in seinem bekannten Werk „Technische Thermodynamik" (1. Band, 4. Auflage, Seite 441) in einer längeren Ableitung nach, daß ein „Ausströmgefäß, das man in Richtung der Reaktion, dieser nachgebend fortschreiten läßt" keine höhere Geschwindigkeit als die doppelte Ausströmgeschwindigkeit erreichen kann. Der Gedankengang ist dabei folgender:

Die Reaktionskraft R verrichtet bei der Eigengeschwindigkeit des Gefäßes v die sekundliche Arbeit

$$R\,v = L$$

Da von der kinetischen Energie $\frac{G_{sec}}{2g} c^2$ der sekundlichen Ausströmmenge der Betrag $\frac{G_{sec}}{2g}(c - v)^2$ im Gas erhalten bleibt, kann die Differenz

$$L = \frac{G_{sec}}{2g}\left[c^2 - (c - v)^2\right] = \frac{G_{sec}}{g}\left[vc - \frac{v^2}{2}\right]$$

dem Gefäß zugute kommen. Die Reaktionskraft würde somit

$$R = \frac{L}{v} = \frac{G_{sec}}{g}\left[c - \frac{v}{2}\right] = \frac{G_{sec}}{g} \cdot c\left[1 - \frac{v}{2c}\right]$$

wäre also kleiner als in der Ruhestellung v = 0. Bei v = 2c würde die Reaktion vollends R = 0, ein weiterer Geschwindigkeitszuwachs wäre nicht mehr möglich. Der mechanische Wirkungsgrad des Antriebs wäre nach obigem

$$\eta'_m = \frac{L}{\frac{m}{2}c^2} = \frac{2v}{c} - \left(\frac{v}{c}\right)^2$$

hätte seinen Höchstwert $\eta'_m = 1$ also bei v = c; bei höheren und niederen Geschwindigkeiten wäre $\eta'_m < 1$ in den Grenzfällen v = 0 und v = 2c wäre $\eta'_m = 0$.

Dieser ganzen Ableitung Prof. Schüles liegt ein versteckter Denkfehler zu Grunde, dessen Folgen besonders augenfällig zutage treten, wenn die Reaktionskraft dadurch zu einer Funktion der absoluten Geschwindigkeit wird, was in direktem Widerspruch zu dem Gesetz der Erhaltung des Schwerpunkts sowie dem allgemeinen Relativitätsprinzip der Bewegungsvorgänge steht. Dieser Fehler liegt in der gleichzeitigen Wahl zweier Bezugssysteme in derselben Betrachtung: während nämlich $\frac{G_{sec}\,c^2}{2g}$ die kinetische Energie der Gase in bezug auf die Rakete (also das „Gefäß") darstellt, wird die im Gas zurückbleibende Energie $\frac{G_{sec}}{2g}(c - v)^2$ auf die Erde bezogen.

Selbstverständlich hat man aber in beiden Fällen sich auf das gleiche System zu beziehen. Wählt man als Bezugssystem z. B. die Erde, so hat man zu dem Energiegehalt der Gase auch noch den Wert ihrer kinetischen Energie vor der Verbrennung $\frac{G_{sec}\,v^2}{2g}$ hinzuzufügen, wobei man für den mechanischen Wirkungsgrad das Ergebnis der Gl. (8) erhält. Die Reaktionskraft als Quotient der sekundlichen Arbeit durch den sekundlichen Weg

$$R = \frac{L}{v} = \frac{G_{sec}}{2g}\left[\frac{v^2 + c^2 - (c - v)^2}{v}\right] =$$

$$= \frac{G_{sec}}{2g}\left[\frac{v^2 + c^2 - c^2 + 2cv - v^2}{v}\right] = \frac{G_{sec}}{g} \cdot c$$

wird dann von der Absolutgeschwindigkeit v unabhängig und entspricht eindeutig unserer Gleichung (4).

Einen ganz ähnlichen Fehler macht Noordung auf Seite 28/29 in seinem Buch „Das Problem der Befahrung des Weltraumes", er erscheint ferner in dem (freilich nur im Manuskript vorliegenden) Werk von Prof. Baetz über „Neuzeitliche Thermodynamik".

Sicherlich haben einen Anteil an diesen Schlüssen die zweifellos eigenartigen Verhältnisse, die für den mechanischen Wirkungsgrad des Raketenantriebs gelten. Setzt man nämlich in Gl. (8) eine nach dem Gesetz von der Erhaltung des Schwerpunkts ja ohne weiteres mögliche Fluggeschwindigkeit $v > c$ ein, so stellt man fest, daß der mechanische Wirkungsgrad offenbar größer als 100 % wird. Für v = 2c wird z. B.

$$\eta_m = \frac{2\,v}{c} = \frac{4\,c}{c} = 400\,\%.$$

Man darf sich nun durch dieses scheinbare Paradoxon nicht irreführen lassen. Der Ausdruck $\eta_m = \frac{2\,v}{c}$ stellt ja das Verhältnis der auf die Rakete bezogenen Gasarbeit $\frac{G_{sec} \cdot c^2}{2\,g}$ zu dem Energiezuwachs der Rakete bezüglich der Erde dar; als Maßstab für das Leistungsvermögen der gleichen Treibstoffmenge in Funktion der Fluggeschwindigkeit ist dieser Wert zwar sehr wesentlich; er zeigt, daß der momentane Energiezuwachs der fliegenden Rakete mit wachsender Fluggeschwindigkeit bis ins Grenzenlose steigen kann, die lohnendsten Flugsekunden während des Antriebs also die letzten sind. Man darf aber nicht vergessen, daß die Voraussetzung für die Möglichkeit des Fluges mit $v > \frac{c}{2}$ nur dadurch gegeben ist, daß die Rakete zunächst mit $v < \frac{c}{2}$ und somit $\eta'_m < 1$ diese Geschwindigkeit erreicht.

Im Gegensatz zu diesem momentanen „Wirkungsgrad" kann der Energieübergang während des Aufstiegs in seiner Ge-