Der spezifische Kraftstoffverbrauch von Flugtriebwerken

- Es ist $c = c_T$ = TSFC der schubspezifischen Kraftstoffverbrauch, der für Jets genutzt wird.
- Es ist $c' = c_P$ = PSFC der leistungsspezifischen Kraftstoffverbrauch, der für Propollerflugzeuge genutzt wird.
- Der Kraftstoffmassenstrom von Jets ist $\dot{m}_F = c\,T$.
- Der Kraftstoffmassenstrom von Propellerflugzeugen ist $\dot{m}_F = c'\,P$.
- Die Leistung (power) ist $P = T\,V = D\,V$.

  Darin ist
  T der Schub (thrust),
  D der Widerstand (drag) und
  V die Geschwindigkeit.

- **Die Charakteristik des <u>schub</u>spezifische Kraftstoffverbrauch $c = c_T$**
  folgt aus der Herleitung des übergeordnete Wirkungsgrad des Jets.

Kraftstoffmassenstrom: $\dot{m}_F = c_T \cdot T$ (T: Schub; c_T: schubspezifischer Kraftstoffverbrauch)

Energiegehalt des Kraftstoffs, Heizwert, H:

$H = \frac{E}{m}$ Energie pro Masse

$\dot{E} = P$

$\dot{m}_F \cdot H \cdot \eta = P = T \cdot V = D \cdot V$

$c_T \cdot T \cdot H \cdot \eta = T \cdot V$

$c_T \cdot H \cdot \eta = V$

$$\eta = \frac{V}{c_T \cdot H}$$

Kerosin: $H = 42{,}5\ MJ/kg$

Der <u>schub</u>spezifische Kraftstoffverbrauch
$$c = c_T = \frac{V}{\eta\, H}$$
steigt vom Prinzip her **proportional mit der Fluggeschwindigkeit**.

Ein Strahltriebwerk produziert bei Standschub (Geschwindigkeit ist null) im physikalischen Sinne keine Leistung. Trotzdem wird Krafstoff verbraucht (wie im Bild 1 für das Triebwerk CFM56 gezeigt). Der Ansatz aus der Praxis dafür lautet

$$c = c_a\, V + c_b$$

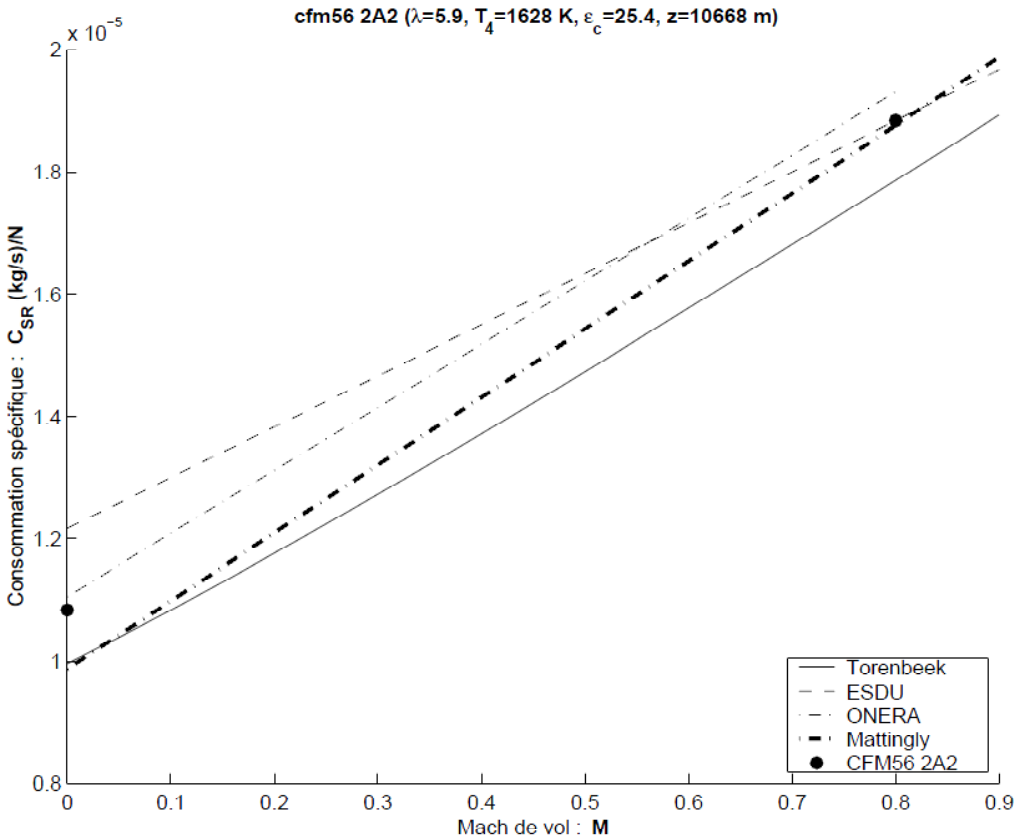

Bild 1: Vergleich von Modellen zur Berechnung des schubspezifischen Kraftstoffverbrauchs.

$$\text{mit} \qquad V = a\,M = a_0\sqrt{\frac{T}{T_0}}\,M = a_0\sqrt{\theta}\,M$$

ergibt sich die Abhängigkeit des schubspezifischen Kraftstoffverbrauchs von der Machzahl durch

$$c = c_a\,a_0\sqrt{\theta}\,M + c_b$$

Die Höhenabhängigkeit des schubspezifischen Kraftstoffverbrauchs *c* ergibt sich also erst dann, wenn man *c* über die die Machzahl berechnen will statt dies mit der Geschwindigkeit zu tun, wie es sich aus der ursprünglichen Herleitung ergibt.[1]

[1] Bei genauer Betrachtung der Thermodynamik des Verbrennungsprozesses wird man jedoch ebenfalls feststellen, dass sich der schubspezifischen Kraftstoffverbrauchs mit der Höhe verringert, weil dort in der kälteren Luft der Turbinenwirklungsgrad höher ist.

Eine gute Studie ist

Élodie Roux: Modèles Moteurs... Réacteurs double flux civils…
(http://elodieroux.com/ReportFiles/ModelesMoteurVersionPublique.pdf)

darin wird die Gleichung zum schubspezifischen Kraftstoffverbrauch nach Jack Mattingly mit SI-Einheiten aufbereitet …

Jack Mattingly

Puisque nous nous intéressons essentiellement aux réacteurs ayant un grand taux de dilution λ, nous retiendrons le modèle correspondant au "High-bypass-ratio turbofan" qui exprimé en unités du système international devient :

$$C_{SR} = (1.13\ 10^{-5} + 1.25\ 10^{-5} M)\sqrt{\theta}$$

C_{SR} :	Consommation Spécifique Réacteur	$(kg/s)/N$
M :	Mach de vol	
θ :	Rapport des températures en vol et au sol $\theta = \frac{T}{T_0}$	
T :	Température ambiante en vol	K
T_0 :	Température au sol $T_0 = 288.15K = 15\,^{\circ}C$	K

… und gem. Élodie Roux korrigiert mit einem Faktor 0,92:

$$c = (1{,}04 \cdot 10^{-5} + 1{,}15 \cdot 10^{-5} M)\sqrt{\frac{T(h)}{T_0}}\ \frac{\text{kg}}{\text{Ns}}$$

In

$$c = c_a\, a_0 \sqrt{\frac{T(h)}{T_0}}\, M + c_b$$

ist damit

c_a = 0,92 · 1,25·10^{-5} kg/(Ns) / 340,294 m/s = 3,38·10^{-8} kg/(Nm)

c_b = 0,92 · 1,13·10^{-5} $\sqrt{\frac{T_0}{T(h)}}$ kg/(Ns) = 1,04·10^{-5} $\sqrt{\frac{T_0}{T(h)}}$ kg/(Ns)

also noch einmal kurz:

c_a = 3,38·10^{-8} kg/(Nm) $\qquad$ c_b = 1,04·10^{-5} $\sqrt{\frac{T_0}{T(h)}}$ kg/(Ns)

Das bedeutet mit c_b, dass der Verbrauch im Standschub mit der Höhe zunimmt. Dies scheint durch das kompliziertere Modell von Torenbeek bestätigt zu werden (siehe Bild 2).

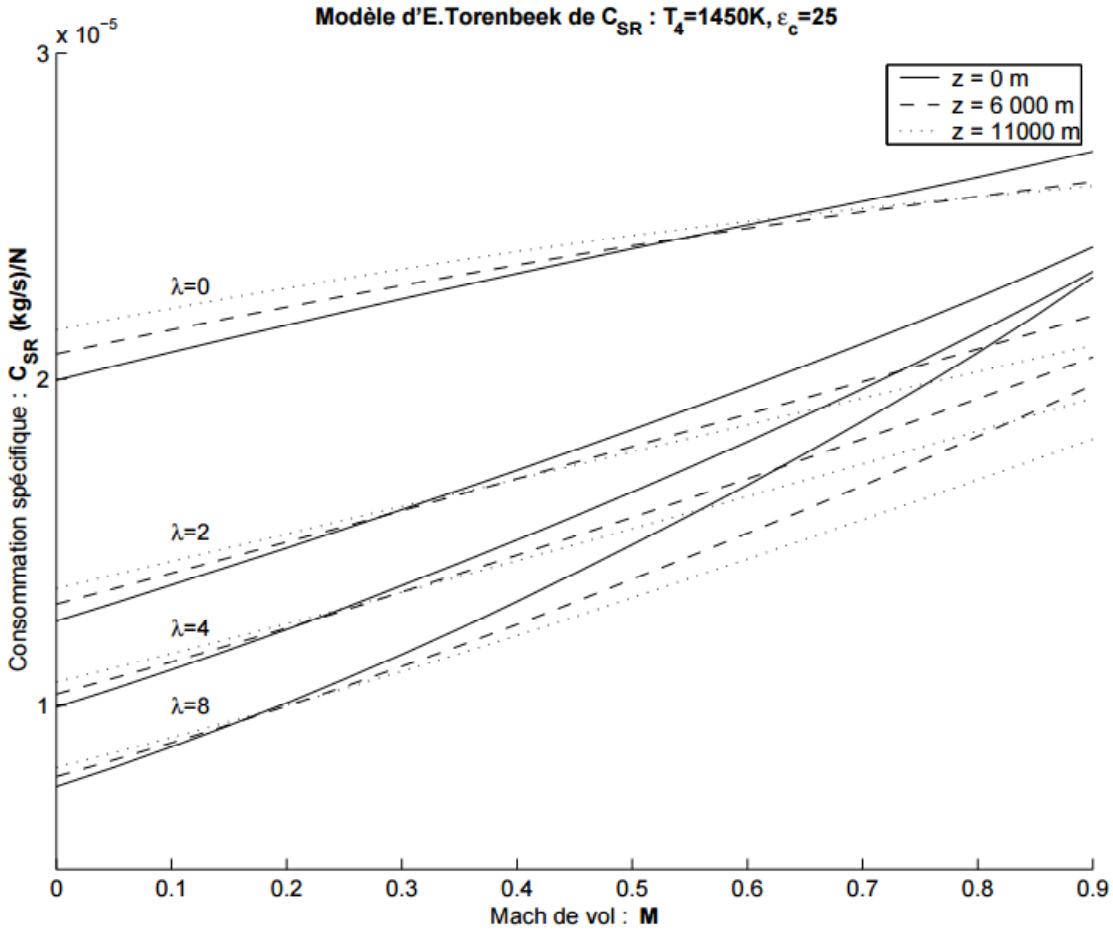

Bild 2: Der schubspezifische Kraftstoffverbrauch als Funktion von Machzahl M, Nabenstromverhältnis λ und Flughöhe z.

Das Modell von Torenbeek, welches u.a. auch die wichtige Abhängigkeit des schubspezifischen Kraftstoffverbrauchs vom Nebenstromverhältnis berücksichtigt ist hier beschrieben:

SCHOLZ, Dieter; SERESINHE, Ravinka, STAACK, Ingo; LAWSON, Craig: **Fuel Consumption due to Shaft Power Off-Takes from the Engine**. In: ESTORF, Otto von; THIELECKE, Frank (Ed.): 4nd International Workshop on Aircraft System Technologies, AST 2013 (TUHH, Hamburg, 23.-24. April 2013). Aachen : Shaker, 2013, pp. 179 - 179. - ISBN 978-3-8440-1850-9, download: http://Off-Takes.ProfScholz.de

http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/Off-Takes/Off-Takes_PUB_AST-CD-Version_13-04-23.pdf

- **Die Charakteristik des <u>leistungs</u>spezifische Kraftstoffverbrauch $c' = c_P$**
  folgt aus der Herleitung des übergeordnete Wirkungsgrad des Propellerflugzeugs (nicht zu verwechseln mit dem Wirkungsgrad des Propellers η_P).

Kraftstoffmassenstrom: $\dot{m}_F = c_P \cdot P$

$P = D \cdot V$ $\qquad P = \dot{m}_F \cdot H \cdot \eta$

$P = c_P \cdot P \cdot H \cdot \eta$ $\qquad \boxed{\eta = \frac{1}{c_P \cdot H}}$

Also: $\eta = \frac{\text{output}}{\text{input}} = \frac{P_{out}}{P_{in}}$

mit $P_{out} = D \cdot V$ Flugleistung

$P_{in} = \dot{m}_F \cdot H$ Leistung im Kraftstoffmassenstrom

Der <u>leistungs</u>spezifische Kraftstoffverbrauch

$$c' = c_P = \frac{1}{\eta H}$$

ist vom Prinzip her und in gewissen Grenzen konstant.

- **Zusammenhang zwischen dem schubspezifischen und dem leistungsspezifischen Kraftstoffverbrauch**

$\dot{m}_F = c_P \; P = c_P \; T \; V = c \; T$

$$c = c_P \; V$$