

AERODYNAMIK VON MODELLRAKETEN: LUFTWIDERSTAND

<https://github.com/FTVLab/Aerodynamik-von-Modellraketen>

JEREMIAS BETH & BENJAMIN LIPS

Zielsetzung: Höher, schneller, weiter!

Primäres Ziel dieser Arbeit ist es, einen Einblick in die Auswirkungen der Raketenspitze auf die Flugleistung einer Modellrakete zu erhalten. Dazu sollen einfache und nachvollziehbare Modelle genutzt bzw. entwickelt werden, um die zugrunde liegende Physik nachzuvollziehen. Es soll ein breites Spektrum an Methoden eingesetzt werden, sowohl experimentell als auch theoretisch.

Versuch im Windkanal:

FTV wird, an einer Kraftwaage montiert, mittig und gerade in den Luftstrom des Windkanals ausgerichtet.

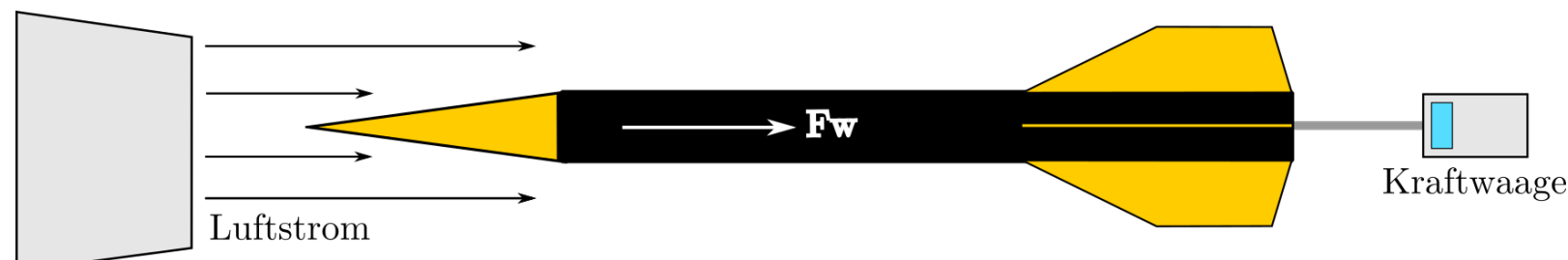


Abbildung 1: Versuchsaufbau im Windkanal.

Ergebnisse und Auswertung:

Mit Hilfe der Messdaten wird der C_W -Wert der Rakete mit jeder Spitze berechnet, ein dimensionsloses Maß für den aerodynamischen Widerstand eines Objekts.

$$C_W = \frac{2 \cdot F_W}{\rho \cdot v^2 \cdot A}$$

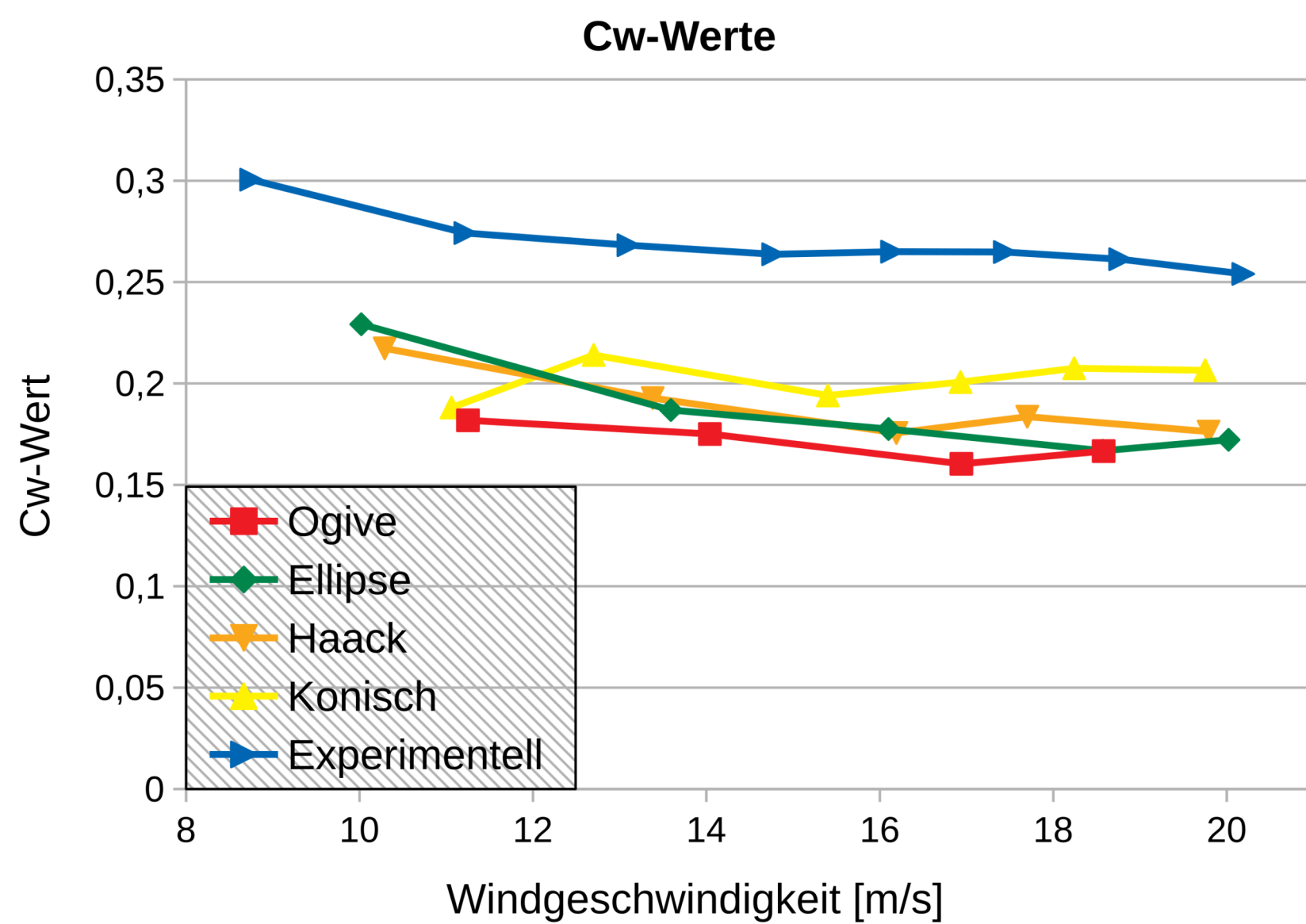


Abbildung 2: Ergebnisse aus dem Windkanal.

Der C_W -Wert der experimentellen Spitze ist mit Abstand am größten. Die übrigen Werte liegen nah beinander, wobei die Ogive am besten abschneidet.

Flugsimulation mit GNU Octave:

Im Flug wirken drei Kräfte auf die Rakete: Die Schubkraft nach oben und die Erdanziehung und die Luftwiderstandskraft gegen die Flugrichtung:

$$F_{Ges} = F_{Schub} - F_G - F_W$$

Der Kraftansatz liefert eine Differentialgleichung für die Bewegung der Rakete:

$$a(t) = \frac{dv}{dt} = \frac{F_{Schub}}{m} - g - \frac{A \cdot C_W \cdot \rho \cdot v(t)^2}{2 \cdot m}$$

Numerisches Verfahren, um die Differentialgleichung zu lösen:

$$v(t_{n+1}) \approx (t_{n+1} - t_n) \cdot \left(\frac{F_{Schub}}{m} - g - \frac{A \cdot C_W \cdot \rho \cdot v(t_n)^2}{2 \cdot m} \right) + v(t_n)$$

Bildnachweis:
Wenn nicht anders angegeben handelt es sich bei allen Abbildungen um eigene Grafiken.



Die Spitzen haben unterschiedliche Massen. Ohne Berücksichtigung der Massenunterschiede zeigt sich die selbe Reihenfolge wie bei den C_W -Werten. Mit Berücksichtigung der Massenunterschiede ändert sich die Reihenfolge, wobei Spitzen mit geringer Masse besser abschneiden. Die Unterschiede fallen mit dem kleinen C6-5-Motor stärker aus. Dies ist auf die geringere Geschwindigkeit der Rakete zurückzuführen. Da der Luftwiderstand mehr als proportional zur Geschwindigkeit wächst nimmt der Einfluss der Form der Spitze bei größeren Geschwindigkeiten zu.

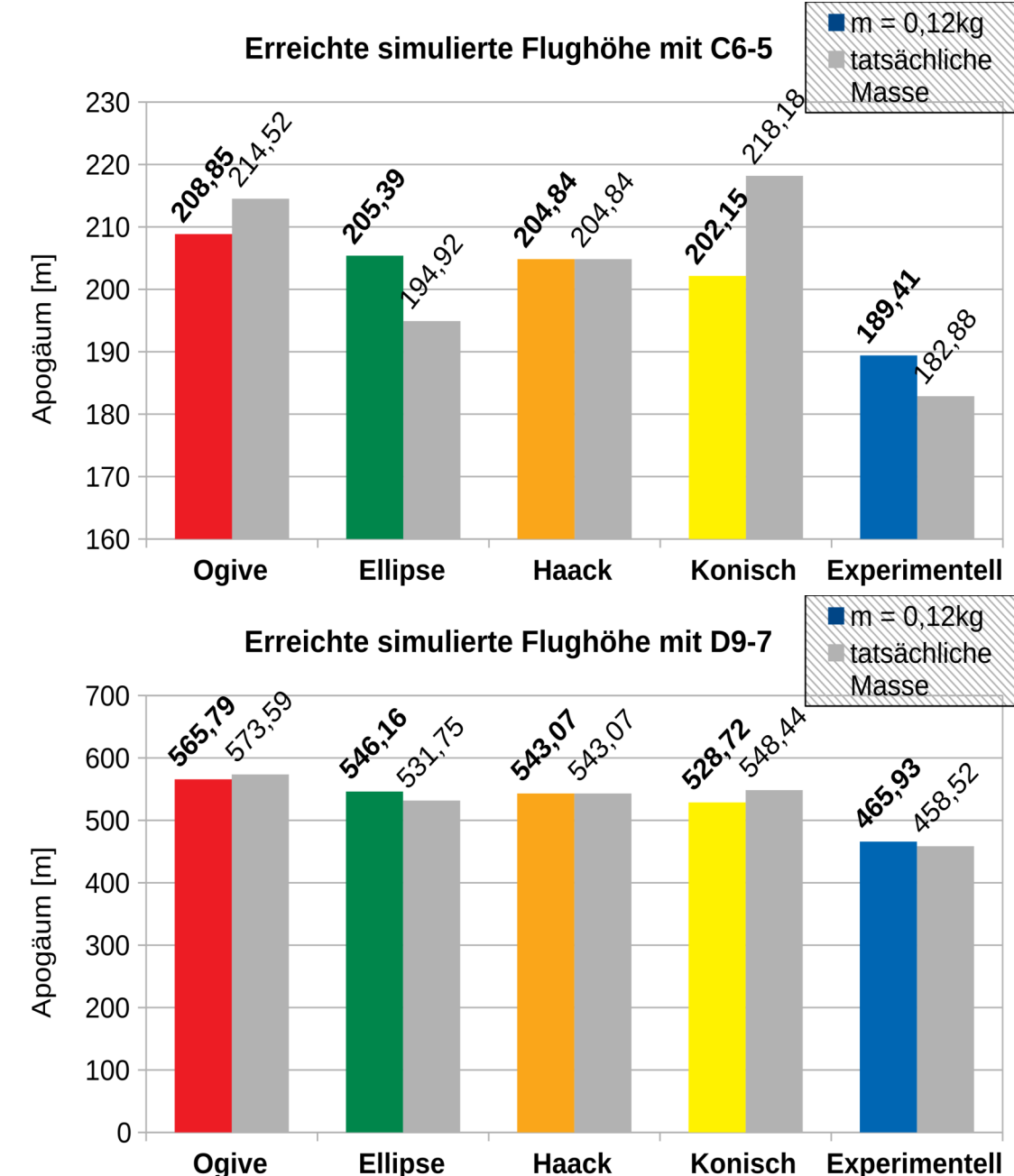


Abbildung 3 & 4: Ergebnisse der Flugsimulation.

Flugversuch:

Der Jungfernflug von FTV fand am 10.01.2019 nahe Oldenburg statt. Bis jetzt hat FTV 6 Flüge mit unterschiedlichen Treibsätzen absolviert. Mit dem Treibsatz C6-3 wurde die Flughöhe durch beidseitiges Anpeilen der Rakete bestimmt.

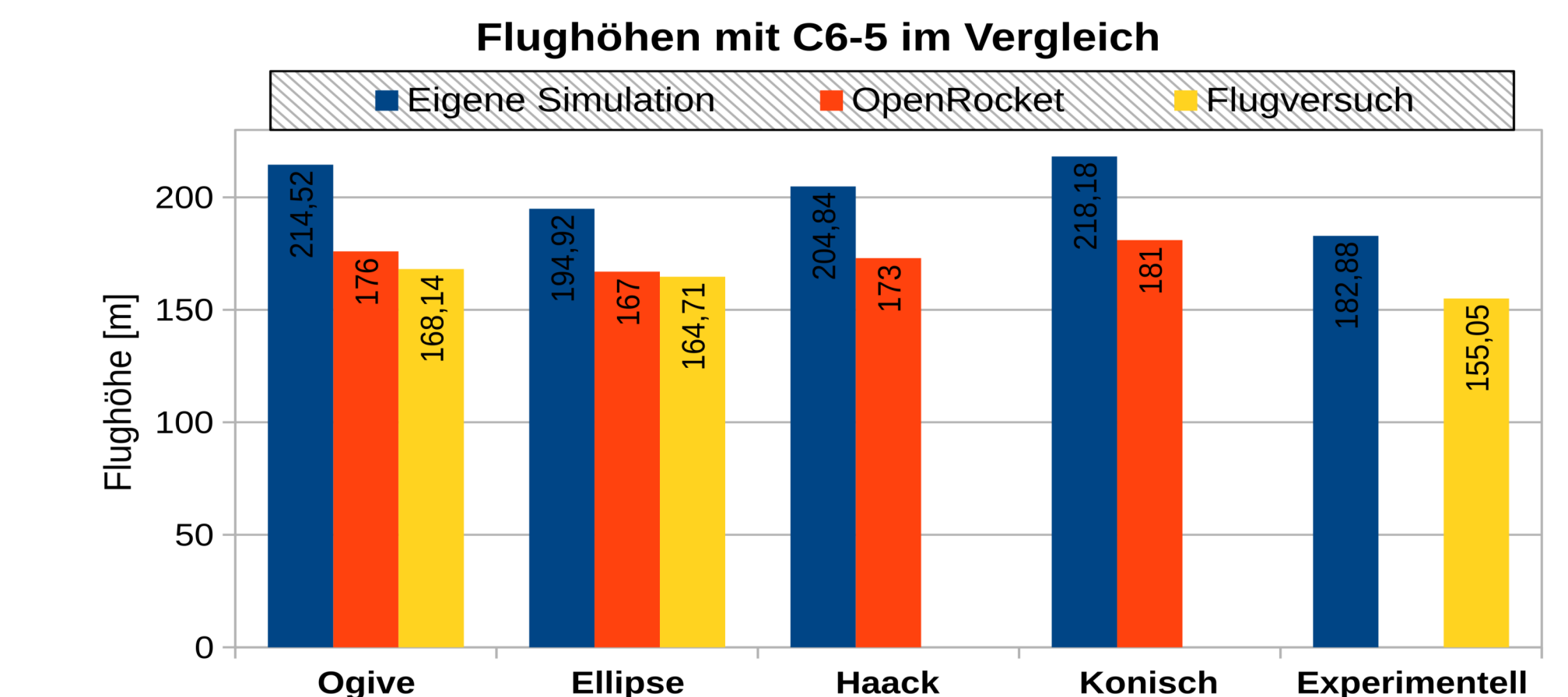
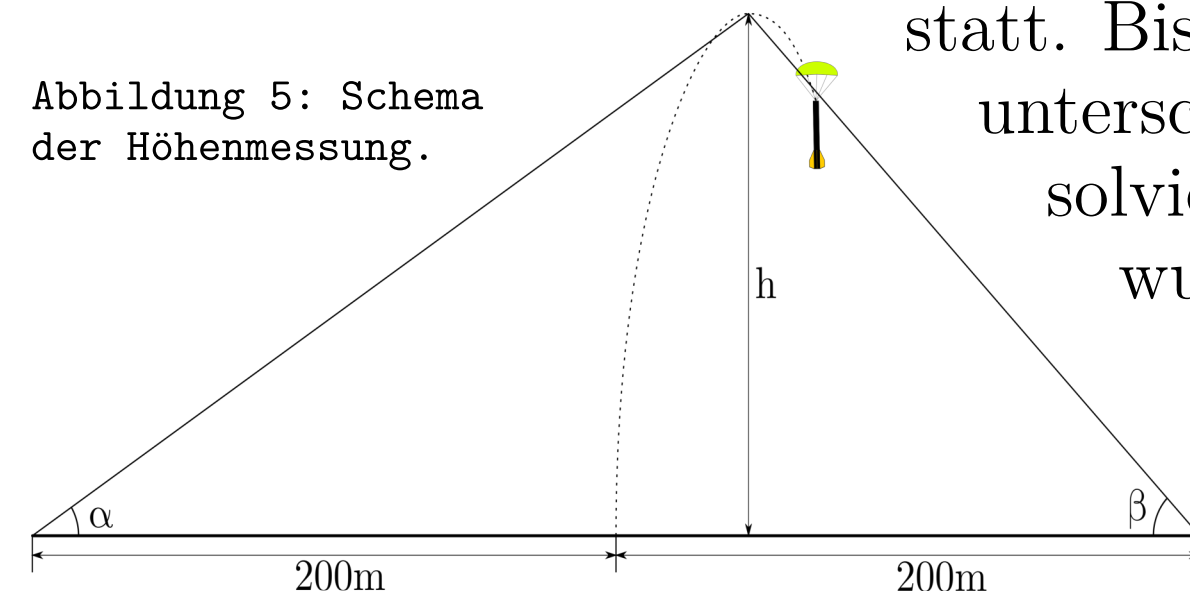


Abbildung 6: Die eigene Simulation im Vergleich.

Diskussion:

Da im Flugversuch nicht für alle Spitzen Daten aufgenommen wurden, wurde für einen Vergleich mit allen Spitzen die freie Simulations-Software OpenRocket eingesetzt. Die experimentelle Spitze kann mit OpenRocket nicht simuliert werden.

Die Flughöhe in der eigenen Simulation fällt ca. 30m größer aus. Die Reihenfolge, wenn man die Spitzen nach Flughöhe sortiert, ist jedoch in der eigenen Simulation die Gleiche wie die in der Simulation mit OpenRocket und den gemessenen Flughöhen.

Die Abweichung kommt vermutlich durch die stark vereinfachte eindimensionale Simulation zustande.

Ausblick: Nutzlastverkleidung

Bei Raketen, die in der Wissenschaft und Raumfahrt eingesetzt werden, hat die Spitze auch die Funktion eines Frachtraumes. Um große Nutzlasten transportieren zu können, besitzen die Nutzlastverkleidungen von großen Raketen häufig einen größeren Durchmesser als das Körperrohr. Es wäre also sinnvoll, auch den Übergang einer dicken Spitze zum Körperrohr zu untersuchen und ggf. zu optimieren.

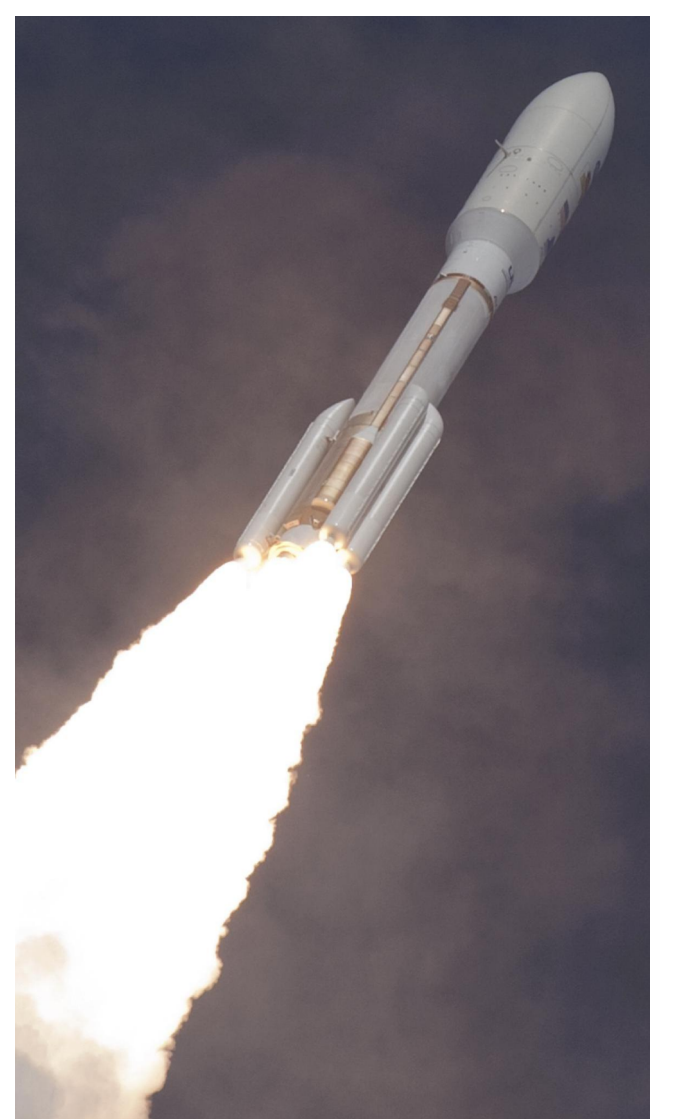


Abbildung 7: Eine Atlas V-Rakete mit Nutzlastverkleidung im Flug.
Quelle: Wikipedia

