

AEORODYNAMIK VON MODELLRAKETEN: FLUGSTABILITÄT

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

JEREMIAS BETH & BENJAMIN LIPS

Flugstabilität – theoretische Betrachtung:

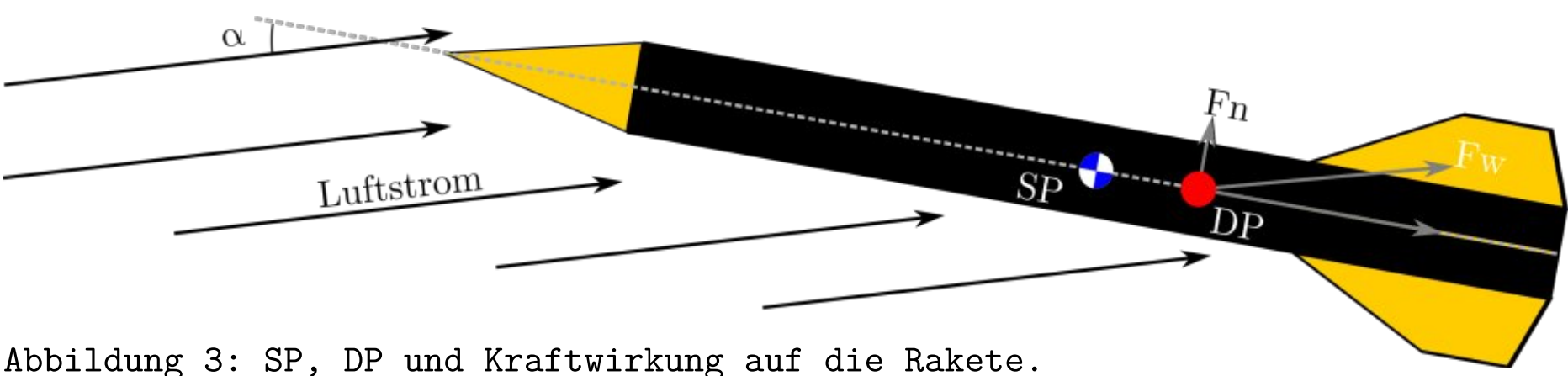


Abbildung 3: SP, DP und Kraftwirkung auf die Rakete.

Damit die Rakete möglichst hoch fliegt und keine Gefahr darstellt, sollte sie senkrecht fliegen. Dafür muss die Bewegung der Rakete stabilisiert werden.

Die Stabilität der Rakete hängt von der Lage des *Schwerpunktes* (SP) und des *Druckpunktes* (DP) ab. Dabei ist der Schwerpunkt der Drehpunkt der Rakete, im Druckpunkt setzt die Widerstandskraft an. Damit eine Rakete aerodynamisch stabil ist, muss der Druckpunkt hinter dem Schwerpunkt liegen.

Die Flugstabilität von FTV:

Um entscheiden zu können, ob eine Rakete stabil fliegt, muss die Lage von DP und SP bekannt sein. Da der DP schwierig experimentell zu bestimmen ist, wurde ein Verfahren zur theoretischen Vorhersage des DP angewendet. Als Maß für die Flugstabilität wird die Kaliberzahl Kal herangezogen:

$$Kal = \frac{x_{SP} - x_{DP}}{D}$$

Tabelle 1: Die Kaliberzahlen von FTV, sowie die Streichen von Raketenunterkante zu DP bzw. SP.

Spitzentyp	$x_{DP}[10^{-3}m]$	$x_{SP}[10^{-3} \cdot m]$	$x_{SP} - x_{DP}[10^{-3} \cdot m]$	Kal
Konisch	212,29	282,3	70,01	1,75
Ogive	223.36	295,5	72,14	1,80
Haack	224.77	299,5	74,73	1,87
Elliptisch	230.12	310,2	79,88	2,00
Experimentell	221.94	308,0	86,06	2,15

Die Kaliberzahlen von FTV befinden sich alle zwischen 1 und 2,5. Somit ist ein stabiles Flug-verhalten zu erwarten.

Versuch im Windkanal:

Im Windkanal soll die Flugstabilität von FTV experimentell qualitativ nachgewiesen werden. Dazu wurde die Rakete drehbar in der Messstrecke montiert.



Abbildung 4: FTV in pos1.



Abbildung 5: FTV in pos2.



Beobachtungen: Die Rakete kann sich mit der Spitze zum Luftstrom (pos1) oder quer zu diesem (pos2) stabil ausrichten. Dazu wird ein großer Angriffswinkel benötigt.

Auswertung: Das Vorhandensein von pos2 erscheint bedenklich, wenn man sich vorstellt, dass sich die Rakete im Flug danach ausrichtet. Dass im Flug einer Rakete ein so großer Angriffswinkel auftritt, ist jedoch sehr unwahrscheinlich.

Flugversuch:

Auch im Flug hat FTV stabiles Verhalten gezeigt.



Abbildung 6: Der Flug von FTV.

In Bezug auf pos2 konnte durch Zufall eine erstaunliche Entdeckung gemacht werden. Während der Flugversuche kam es zu Fehlfunktionen des Bergungssystems. Dabei ist die Verbindung vom Körperrohr zum Bergungssystem gerissen, sodass das Körperrohr ungebremst heruntergefallen ist. Dabei hat es sich quer zum Luftstrom in pos2 ausgerichtet, sodass FTV unbeschädigt blieb.

Ausblick: Bergungssystem ohne Fallschirm?

Wie in bereits wurde wurde ist FTV trotz einer Fehlfunktion des Bergungssystems mehrmals ohne Fallschirm unbeschädigt gelandet. Das aerodynamische Phänomen dahinter kann genutzt werden, um ein Bergungssystem zu entwickeln, welches vollständig ohne Fallschirm auskommt. Dieses wäre weniger komplex und leichter.



AEORODYNAMIK 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 liegenden 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.

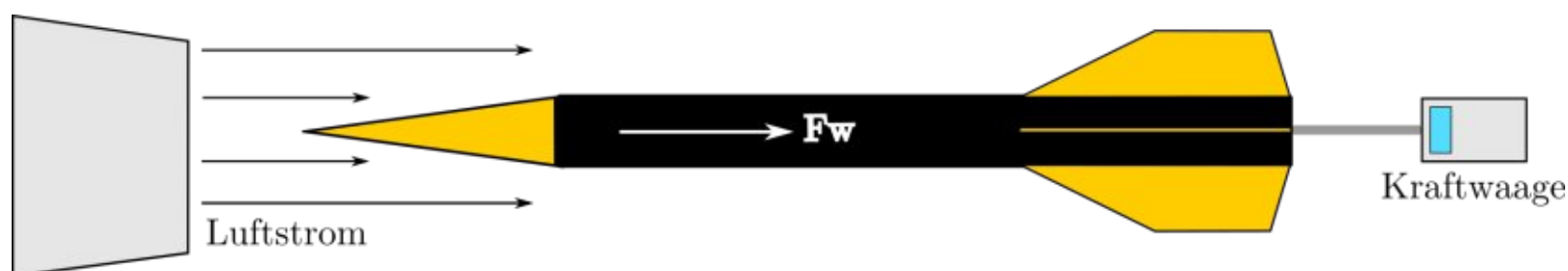


Abbildung 1: Versuchsaufbau im Windkanal.

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.

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

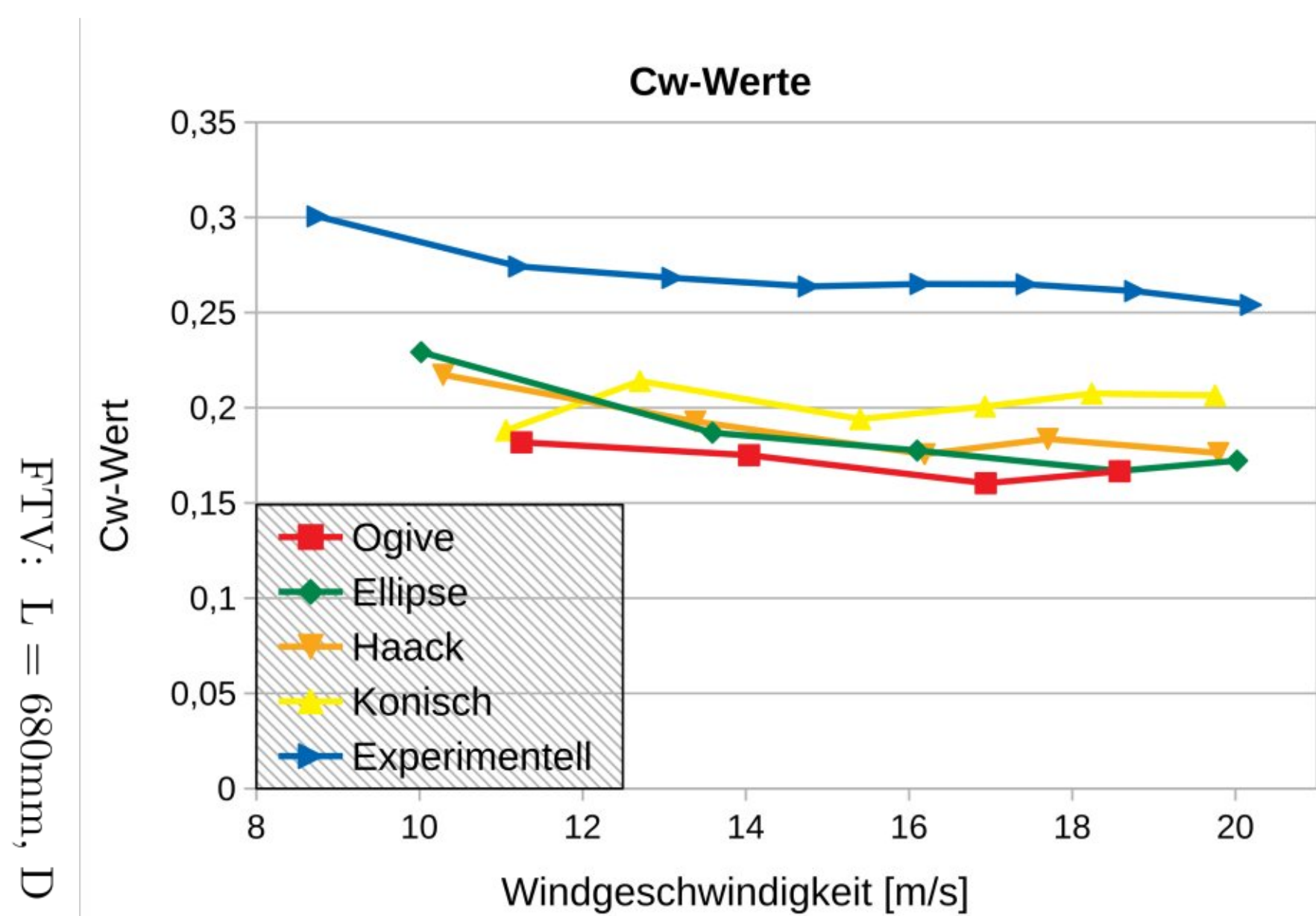


Abbildung 1: Ergebnisse aus dem Windkanal.

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.

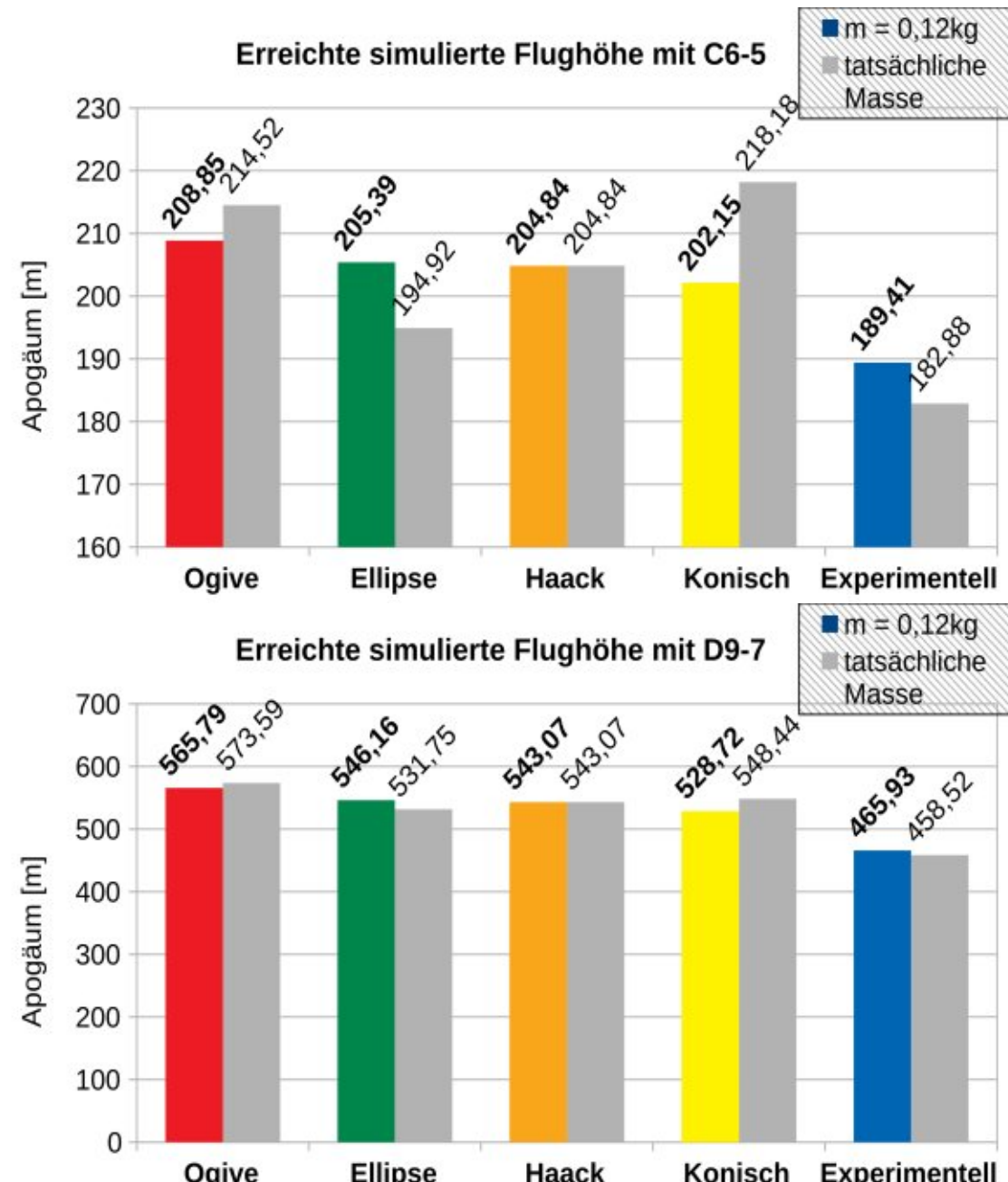


Abbildung 1: Ergebnisse der Flugsimulation.

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.

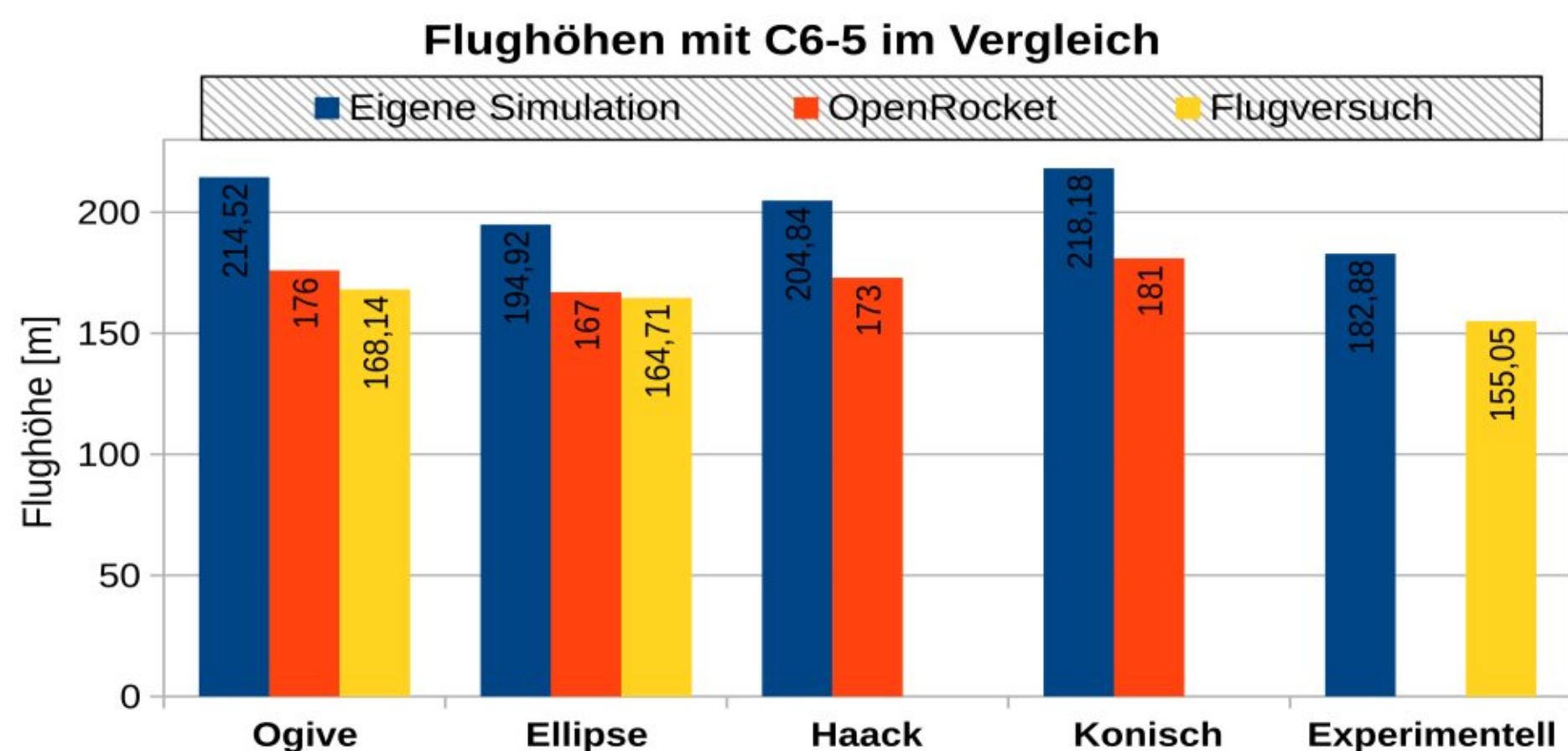
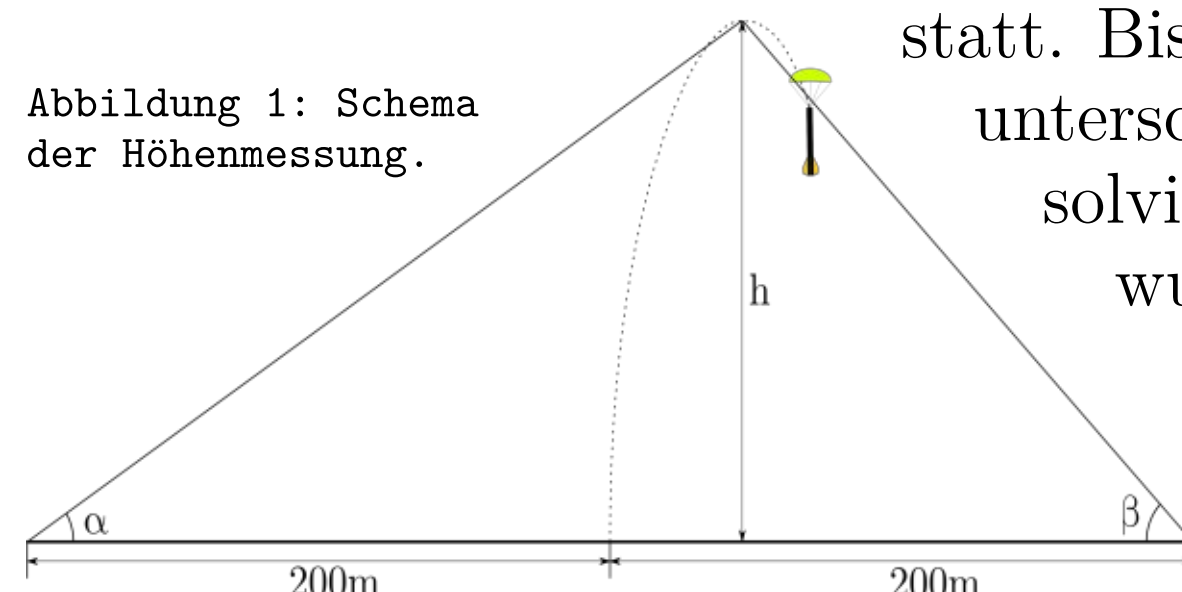


Abbildung 1: Die eigene Simulation im Vergleich.

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. 30 m 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.

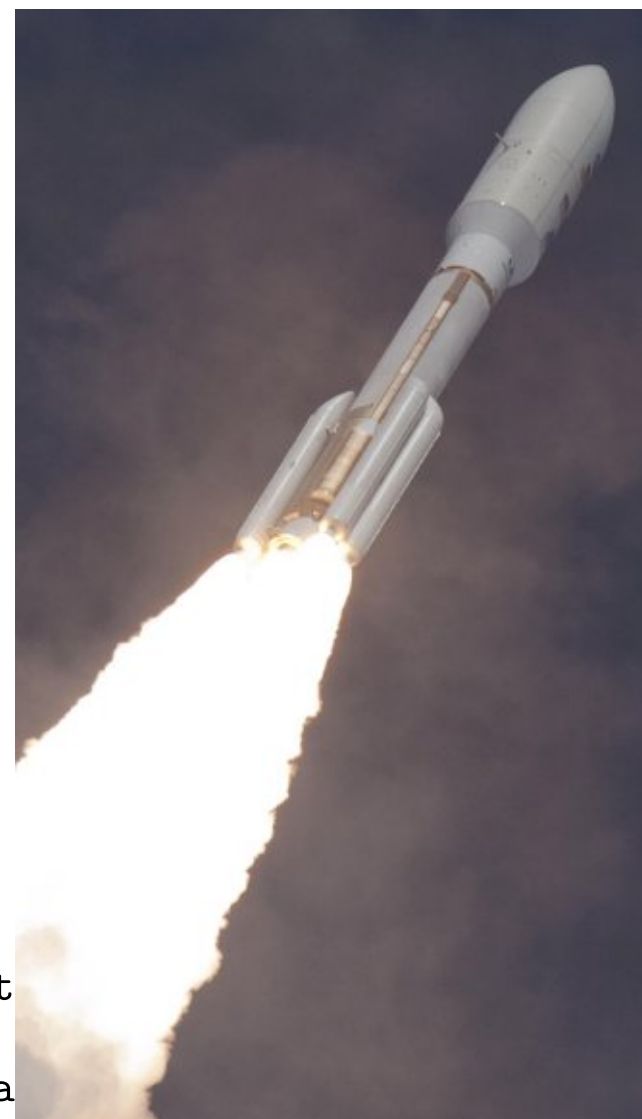


Abbildung 1: Eine Atlas V-Rakete mit Nutzlastverkleidung im Flug.
Quelle: Wikipedia