

AEORODYNAMIK VON MODELLRAKETEN: FLUGSTABILITÄT

JEREMIAS BETH

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.

Deutung: 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.

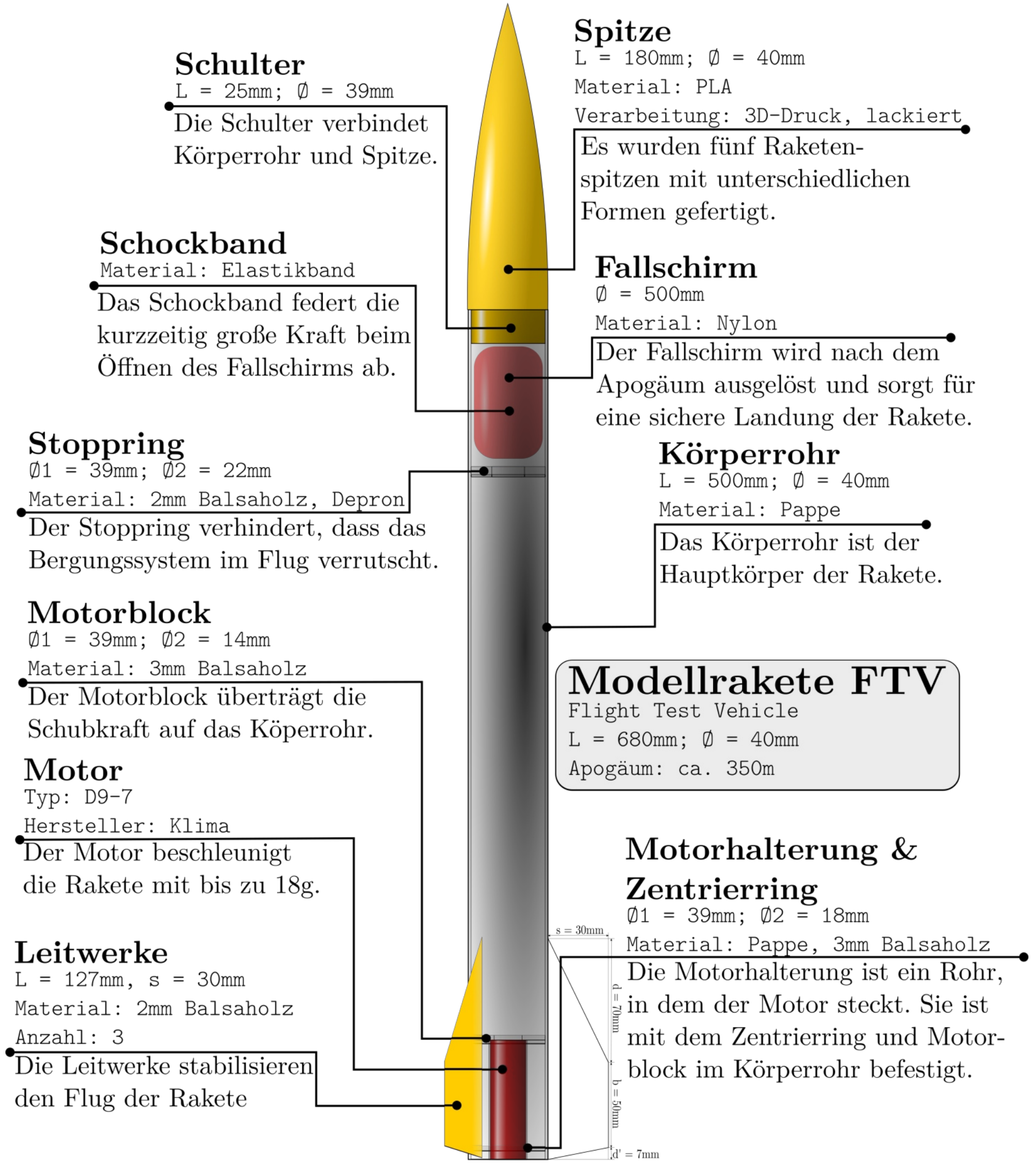
Somit konnte die Flugstabilität von FTV experimentell bestätigt werden.

Flugversuch:

Auch im Flug hat FTV stabiles Verhalten gezeigt.



Abbildung 6: Der Flug von FTV.



Flugstabilität – theoretisch Betrachtung:

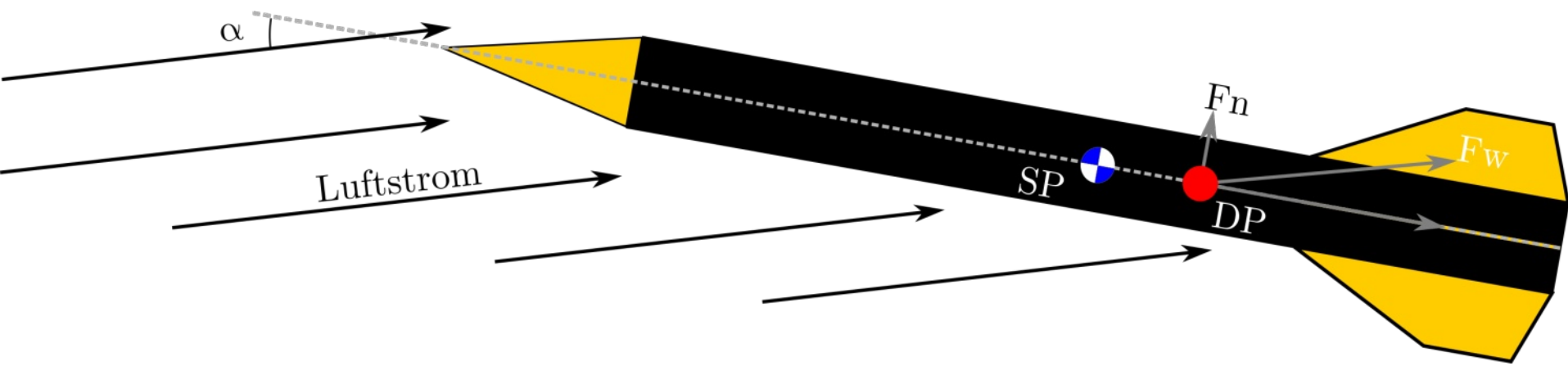


Abbildung 3: SP, DP und Kraftwirkung auf die Rakete.

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 häufig die Kaliberzahl Kal herangezogen:

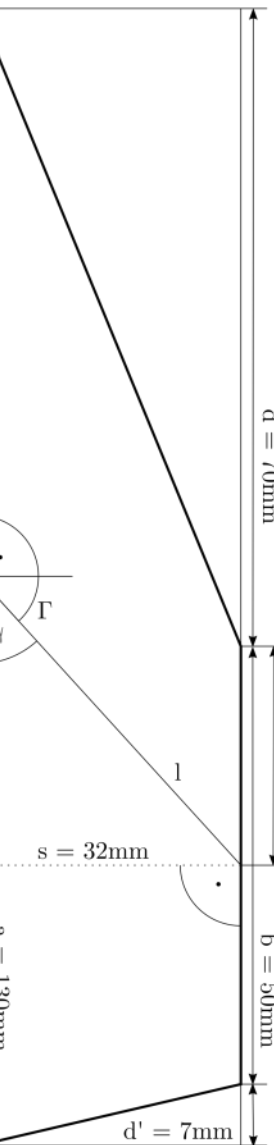
$$\text{Kal} = \frac{x_{SP} - x_{DP}}{D}$$

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

Spitzentyp	$x_{DP}[10^{-3}\text{m}]$	$x_{SP}[10^{-3} \cdot \text{m}]$	$x_{SP} - x_{DP}[10^{-3} \cdot \text{m}]$	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 Flugverhalten zu erwarten.

Bildnachweis:
Abbildungen 2 und 3: Foto: B. Lips.
Abbildung 6: Foto: J. Beth
Bei allen anderen Abbildungen handelt es sich um eigene Grafiken.



$r(\theta) = \sqrt{r^2 - (ls - s)^2} - \sqrt{r^2 - l^2}$ mit $\theta = \frac{r^2 - l^2}{2 \cdot R}$

$\frac{R^2 - l^2}{2 \cdot R}$

$l = 180\text{mm}$

$R = 19,5\text{mm}$

Fallschirm D = 500mm

L = 500mm

D2 = 30mm

D1 = 14mm

L = 70mm

D1 = 10mm

Motor D9-7

AEORODYNAMIK VON MODELLRAKETEN: LUFTWIDERSTAND

BENJAMIN LIPS

Zielsetzung: Höher, schneller, weiter!

Bei dem Bau einer Rakete sorgt vor allem das Streben nach einer Verbesserung der Flugleistung bei jeder Iteration für Faszination. Ziel ist es daher, aus fünf verschiedenen Spitzenformen eine optimale zu finden. Da die Spitze das Bauteil ist, welches die umliegende Luft im Flug verdrängt, hat diese einen großen Einfluss auf den Luftwiderstand.

Die Spitzenformen:

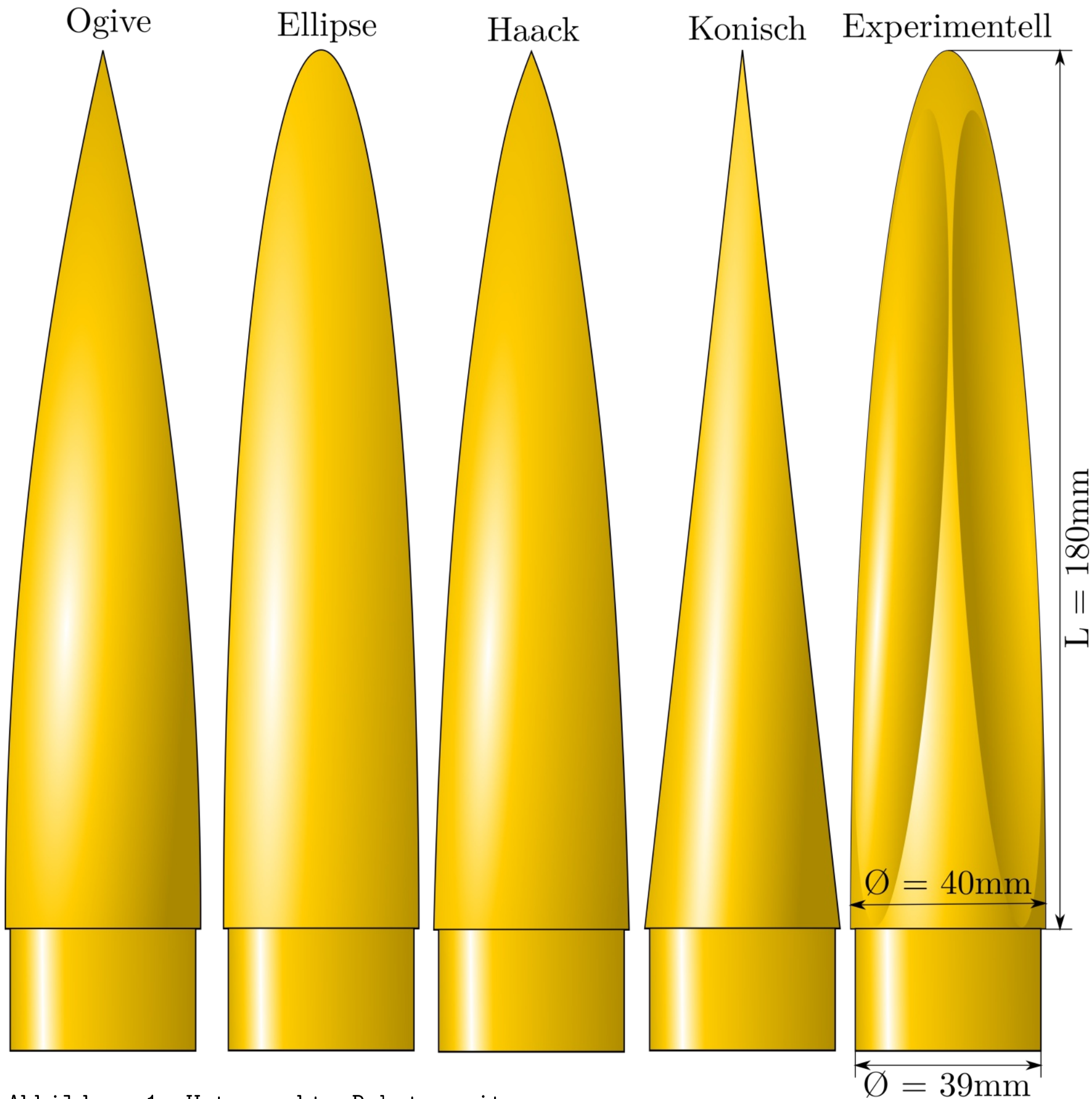


Abbildung 1: Untersuchte Raketenspitzen.

Versuch in Windkanal:

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

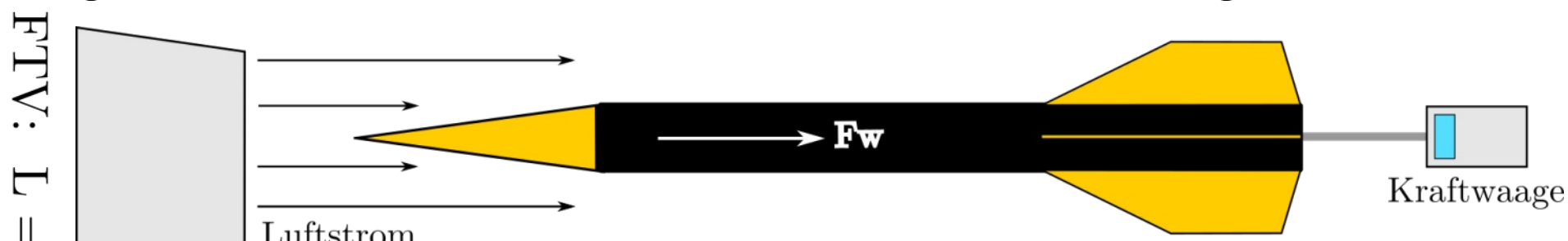
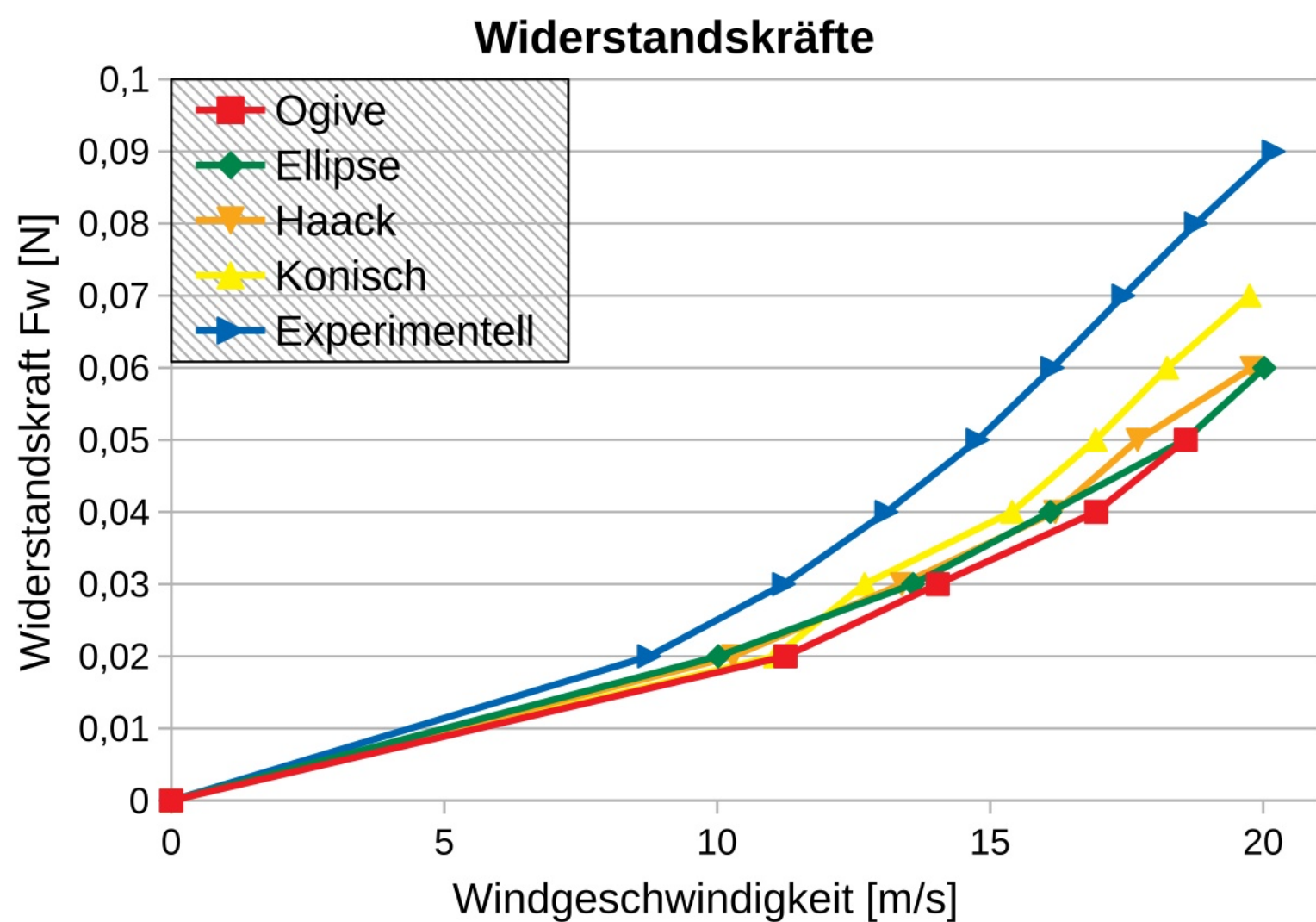


Abbildung 2: Versuchsaufbau.

Ergebnisse:

Die Messungen zeigen, dass die experimentelle Spitze für eine große Widerstandskraft sorgt. Auch bei der konischen ist die gemessene Kraft erkennbar höher. Zwischen den anderen drei Spitzen ist die Differenz weniger erheblich, die Ogive stellt sich als beste Form heraus.

Abbildung 3: Gemessene Widerstandskräfte.



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. Erneut schneidet die ogive Spitze am besten ab.

$$C_w = \frac{2 \cdot F_w}{\rho \cdot v^2 \cdot A}$$

Cw-Werte

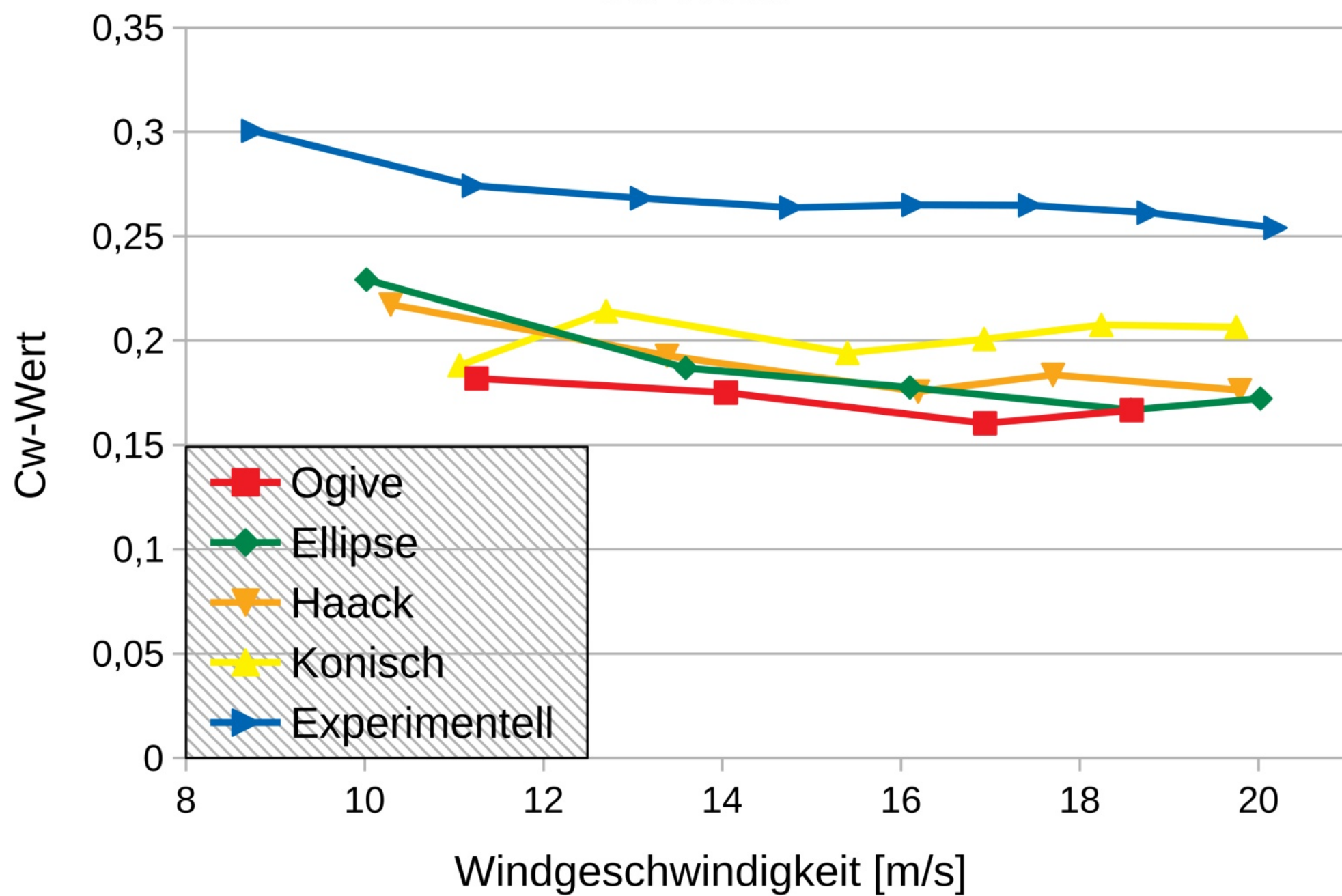


Abbildung 4: Errechnete Cw-Werte.

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 DGL zu lösen:

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

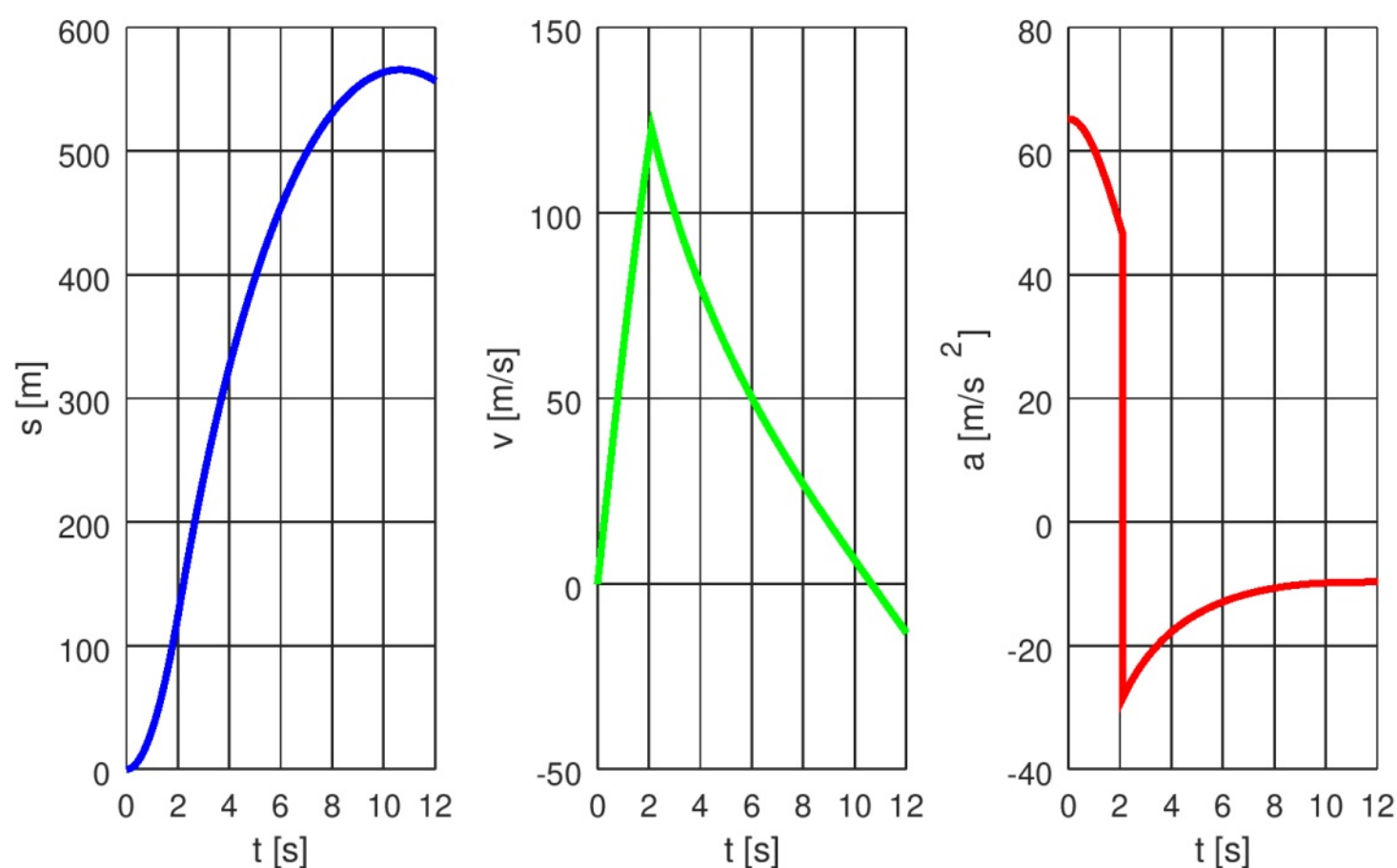


Abbildung 5: Simulationsergebnis mit ogiver Spitze.

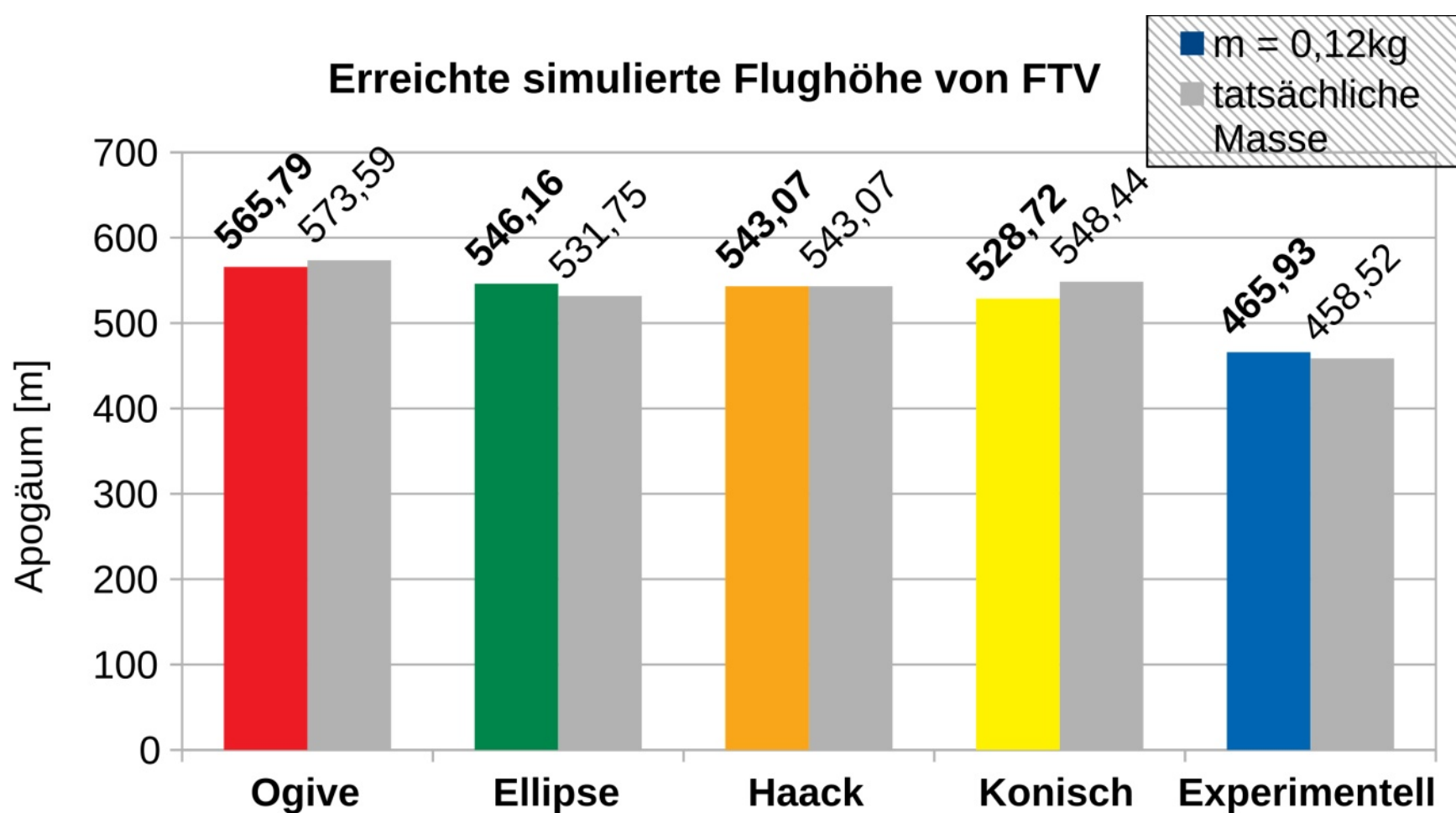


Abbildung 6: In der Simulation erreichte Flughöhen.

Flugversuch:

Die Flughöhe sollte durch Anpeilen der Rakete und eine trigonometrische Berechnung ermittelt werden. Da der Sichtkontakt zur Rakete verloren wurde, konnten leider keine Daten aufgenommen werden.

$$h = \tan \alpha \cdot l$$

Bildnachweis:

Bei allen Abbildungen handelt es sich um eigene Grafiken.

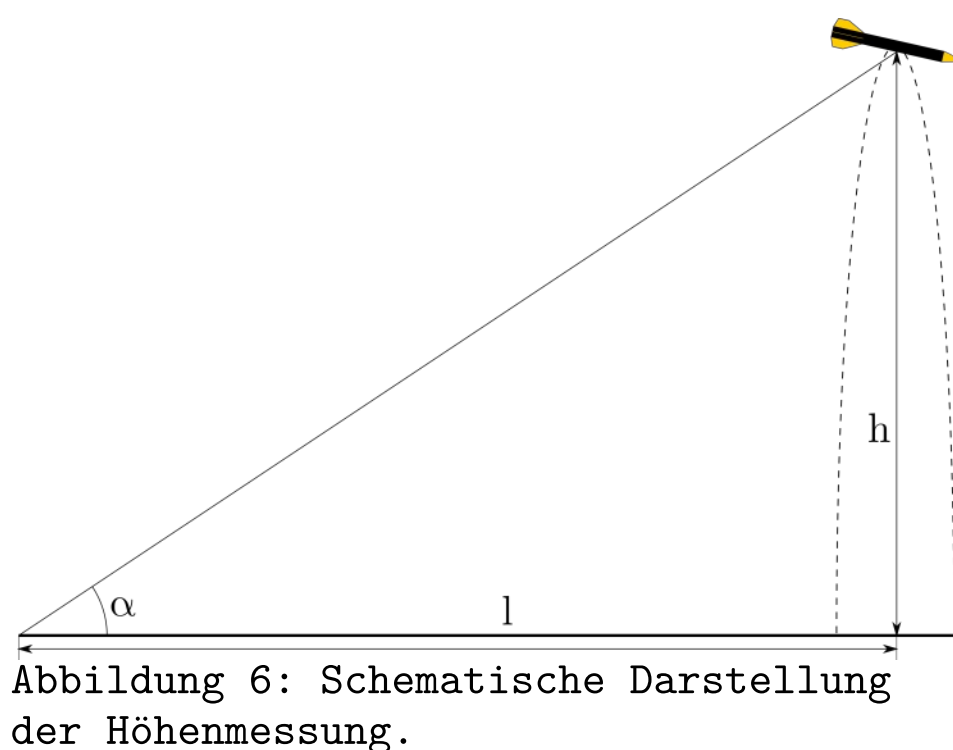


Abbildung 6: Schematische Darstellung der Höhenmessung.