



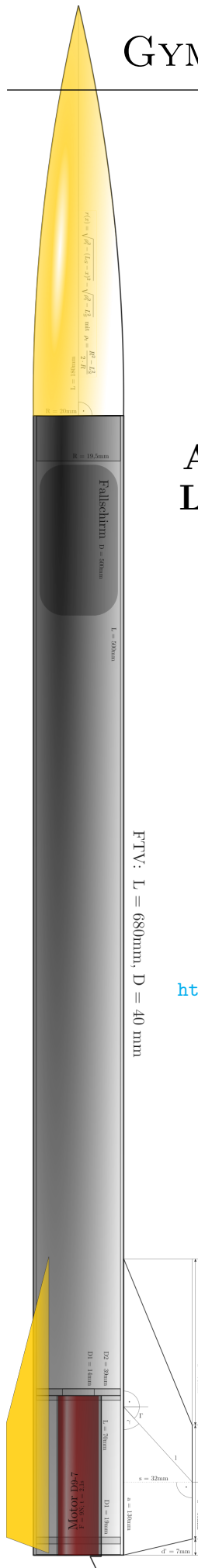
Aerodynamik von Modellraketen: Luftwiderstand und Flugstabilität

Jeremias Beth und Benjamin Lips

Betreut durch:
Dr. Ulf Glade

Verfügbar unter:

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



Zusammenfassung

In dieser Arbeit wird der Einfluss der Raketenspitze auf den Flug einer Modellrakete untersucht. Diese Untersuchung findet anhand der selbst gebauten Rakete FTV statt, wobei Luftwiderstand und Flugstabilität untersucht wurden. Es wurden fünf Formen von Raketenspitzen betrachtet.

Die Untersuchung des Luftwiderstandes hat das Ziel, von den Spitzen die mit der größten Flughöhe zu ermitteln. Dafür wird im Windkanal der Widerstandsbeiwert von FTV mit jeder der Spitzen bestimmt. Anschließend wird ein möglichst simples Modell entwickelt, mit dem die Flughöhe bestimmt wird. Aus dem Versuch ergab sich, dass die Ogive als Spitzenform für Geschwindigkeiten im höheren Unterschallbereich den anderen betrachteten Formen in der erreichten theoretischen Flughöhe überlegen war. Für geringere Geschwindigkeiten erreicht die konische Spitze auf Grund ihrer geringen Masse die beste Flughöhe. Die Hypothese, dass ein knickfreier Übergang zwischen Körperrohr und Spitze die Aerodynamik verbessert, wurde bestätigt. Die Haack Spitze zeigte allerdings entgegen der Erwartung keine Vorteile.

Die Untersuchung der Flugstabilität fand zunächst theoretisch statt, wobei ein Verfahren zur Berechnung des Druckpunktes eingesetzt wurde. Zusätzlich wurde ein Versuch im Windkanal durchgeführt. Die theoretische Untersuchung ergab, dass FTV mit allen Spitzen ausreichende Flugstabilität aufweist. Diese Ergebnisse konnten durch den Versuch im Windkanal bestätigt werden, wobei zusätzlich festgestellt wurde, dass sich die Rakete quer zum Wind stabil ausrichten kann. Das ist jedoch im Flug sehr unwahrscheinlich. Im Vergleich der Spitzen lässt sich keine als optimal feststellen. Welche Spitze für eine konkrete Rakete in Bezug auf die Flugstabilität am besten ist, hängt davon ab, ob eine zu große oder kleine Kaliberzahl vorliegt. Die Ergebnisse der theoretischen Betrachtungen ließen sich durch Flugversuche bestätigen.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
2	Untersuchungsgegenstand und Versuchsumgebung	1
2.1	Grundlagen des Modellraketenbaus	1
2.2	Der Flugkörper FTV	2
2.2.1	Aufbau	2
2.2.2	Fertigungsmethoden	3
2.2.3	Die Raketenspitzen	3
2.3	Der Windkanal TWO	4
2.4	Verwendete Messinstrumente	4
3	Untersuchung des Luftwiderstandes	4
3.1	Theoretische Grundlagen	4
3.1.1	Bewegung einer Modellrakete	5
3.1.2	Numerische Annäherung an die Flughöhe	5
3.2	Versuch im Windkanal	5
3.2.1	Versuchsaufbau und -durchführung	5
3.2.2	Ergebnisse und Auswertung	6
3.3	Flugsimulation	6
3.4	Flugversuch	7
3.5	Diskussion	7
4	Untersuchung der Flugstabilität	8
4.1	Theoretische Betrachtung der Flugstabilität	8
4.1.1	Theoretische Vorhersage des Druckpunktes	9
4.1.2	Betrachtung der Stabilität von FTV	11
4.2	Versuch im Windkanal	12
4.2.1	Versuchsaufbau und -durchführung	12
4.2.2	Ergebnisse und Auswertung	12
4.3	Flugversuch	13
4.4	Diskussion	14
5	Fazit	14
5.1	Fazit in Bezug auf den Modellraketenbau	14
5.2	Fazit in Bezug auf Luft- und Raumfahrttechnik	14
5.3	Ausblick	15
A	Danksagung an Unterstützer	15
	Literatur	16

1 Einleitung

Modellraketen gehören zu den ballistischen Raketen. Nach Definition zeichnet ballistische Raketen aus, dass sie nach einer kurzen Beschleunigungsphase einen durch ihre aerodynamischen Eigenschaften bestimmten Kurs verfolgen [1, 10]. Auch wenn der Begriff der ballistischen Rakete leider meist militärisch konnotiert wird, spielen solche Raketen auch in der zivilen Wissenschaft eine Rolle. Aufgrund ihrer großen Flughöhen und ihrer langen Freiflugphase sind sie geeignete Träger für Experimente in der äußeren Atmosphäre oder in Mikogravitation [7].

Eine besondere Verbreitung genießen ballistische Raketen unter nicht-professionellen Anwendern. Die Ursprünge des Amateurraketenbaus gehen zurück in die 1950er Jahre in den USA, wobei es sich dabei zu dieser Zeit um eine sehr gefährliche Freizeitbeschäftigung handelte, da die Raketenantriebe auf abenteuerliche Weise selbst gebaut wurden. Dabei kam es immer wieder zu teilweise schweren Unfällen und Verletzungen. Nach Schätzungen der American Rocket Society wurde in dieser frühen Zeit des Amateurraketenbaus jeder siebte Raketenbauer mindestens einmal verletzt [11, 12].

Seit 1958 sind fertige Raketenmotoren kommerziell erhältlich, wodurch der gefährlichste Aspekt des Amateurraketenbaus weggefallen ist [12]. Zusätzlich wurde in den USA 1957 die National Association of Rocketry (NAR) gegründet, welche durch einen Sicherheitskodex die Begriffe Modellrakete und „High-Power“ Modellrakete (eng. High Power Rocket) definiert. Dieser Kodex findet bis heute weltweit Anerkennung, wodurch der Modellraketenbau im Gegensatz zum frühen Amateurraketenbau zu einem ungefährlichen Hobby geworden ist [11].

Funktion von Raketenspitzen Raketenspitzen haben im Wesentlichen zwei Funktionen. Die Spitze wird direkt von der Luft angeströmt, somit trägt sie wesentlich zu den aerodynamischen Eigenschaften bei. Neben der aerodynamischen Funktion dienen Raketenspitzen in der Raumfahrt und bei Experimentalttraketen als Frachtraum.

Eingrenzung des Themas Untersucht wird der Einfluss der Raketenspitze auf das Flugverhalten. Die Untersuchung findet in zwei Themenblöcken statt. Der ersten Block widmet sich dem Einfluss des Luftwiderstandes auf die Flugleistung der Rakete, der zweite Block beschäftigt sich mit der Flugstabilität einer Rakete. Beide Blöcke enthalten experimentelle Anteile, einen Versuch im Windkanal und den Start der Rakete. Die theoretische Untersuchung findet zum Luftwiderstand anhand einer numerischen Flugsimulation statt, zur Untersuchung der Flugstabilität kommt ein analytisches Verfahren zum Einsatz.

Zielsetzung dieser Arbeit Primäres Ziel dieser Arbeit ist es natürlich, einen Einblick in die Auswirkungen der Raketenspitze auf die Flugleistung einer Modellrakete zu erhalten. Darüber hinaus sollen einfache und nachvollziehbare Modelle genutzt bzw. falls möglich selbst entwickelt werden, um ein besseres Verständnis der zugrunde liegenden Physik zu ermöglichen. Es soll ein breites Spektrum an Methoden eingesetzt werden, sowohl experimentell als auch theoretisch. Um anderen Modellraketenbauern oder Aerodynamikinteressierten unsere Ergebnisse und Methoden zur Verfügung zu stellen, soll das Projekt auf der Plattform *GitHub* veröffentlicht werden.

2 Untersuchungsgegenstand und Versuchsumgebung

2.1 Grundlagen des Modellraketenbaus

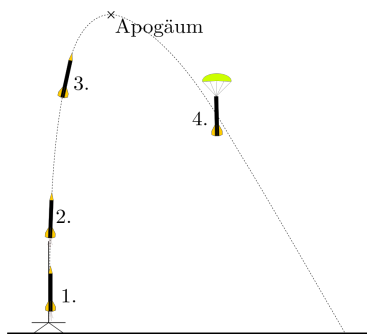


Abbildung 1: Die Phasen des Fluges einer Modellrakete (eigene Abb. nach [12]).

Flug einer Modellrakete Der Flug einer Modellrakete lässt sich durch mehrere Phasen beschreiben [11, 12]:

1. **Start:** Die Rakete hebt ab und verlässt die Startrampe.
2. **Beschleunigungsphase:** Durch den Schub des Raketenmotors wird die Rakete beschleunigt.
3. **Freiflugphase:** Die Rakete wird in dieser Phase nicht mehr angetrieben, gewinnt aber bis zum Erreichen des *Apogäums*, dem höchsten Punkt der Flugbahn, weiter an Höhe.
4. **Bergung:** Meist kurz nach dem Apogäum löst das Bergungssystem aus. Die Rakete sinkt dann mit langsamer Geschwindigkeit, bis sie landet.

Das „Timing“ der Flugphasen wird dabei vom Raketenmotor vorgegeben.

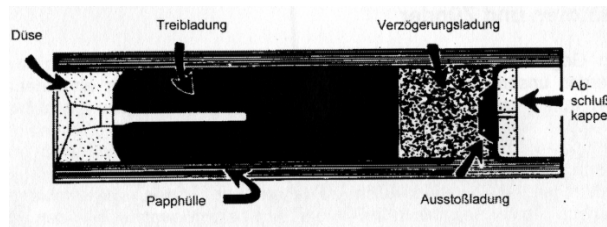


Abbildung 2: Querschnitt eines Raketenmotors [11].

Aufbau von Raketenmotoren Alle Raketenmotoren besitzen eine *Treibladung*, welche durch Verbrennung nach dem Rückstoßprinzip eine Schubkraft erzeugt. Nachdem die Treibladung abgebrannt ist, entzündet sie die *Verzögerungsladung*. Diese ist für die Verzögerungszeit verantwortlich, nach der die *Ausstoßladung* gezündet wird [12]. Die Ausstoßladung löst das Bergungssystem aus, indem sie das Körperrohr unter Druck setzt, und das Bergungssystem herauswirft [11]. Dadurch wird die Spitze vom Körperrohr getrennt.

Raketenmotoren werden durch eine Kodierung klassifiziert, wie z.B. C6-3. Der Buchstabe am Anfang gibt einen Bereich für den Gesamtimpuls des Motors in Ns an (siehe Tabelle 1). Die erste Zahl steht für den durchschnittlichen Schub des Raketenmotors in N, wobei der Schub typischerweise meist nicht konstant über die Zeit verläuft, sondern kurz nach der Zündung einen Peak aufweist. Die letzte Zahl gibt die Verzögerungszeit zwischen Brennschluss und Auslösen der Ausstoßladung an. Bei dem genannten Beispiel C6-3 würde es sich also um einen Raketenmotor mit 5 – 10 Ns Gesamtimpuls handeln, mit einer durchschnittlichen Schubkraft von 6 N und einer Verzögerungszeit von 3 s.

Tabelle 1: Die Buchstabenkodierungen.

Kodierung	Gesamtimpuls [Ns]
A	1,25 - 2,5
B	2,5 - 5
C	5 - 10
D	10 - 20
E	20 - 40
usw.	...

2.2 Der Flugkörper FTV

Als Versuchsobjekt kommt in dieser Arbeit die selbst entwickelte Modellrakete „FTV“ (Flight Test Vehicle) zum Einsatz. Insgesamt weist FTV eine Länge von ca. 68 cm auf, wobei das Körperrohr 50 cm der Länge ausmacht. Die Raketenspitzen haben in etwa eine Länge von 18 cm, wobei es in der Fertigung zu Abweichungen kam. Außerdem besitzt die Rakete drei trapezoide (d.h. trapezförmige) Leitwerke.

2.2.1 Aufbau



Abbildung 3: der Flugkörper FTV und seine Bauteile (Screenshot von OpenRocket).

Körperrohr Die Funktion des Körperrohrs ist einfach, es stellt den Hauptkörper der Rakete dar. Bei dem Körperrohr von FTV handelt es sich um ein 40 mm dickes Papprohr, welches im Internetfachhandel erworben wurde.

Motorhalterung Die Motorhalterung bietet eine mechanische Verbindung zwischen dem Raketenmotor und dem Körperrohr. Sie besteht aus einem weiteren Papprohr, in das der Raketenmotor hineinpasst. Das Innenrohr ist durch Ringe aus Balsaholz im Körperrohr befestigt.

Leitwerke Die Leitwerke sorgen für die aerodynamische Stabilität der Rakete, da der Flugkörper ansonsten keine senkrechte Flugbahn verfolgen würde [11]. Als Werkstoff für die Leitwerke wurde 2 mm starkes Balsaholz gewählt. Sie stehen an der breitesten Stelle 32 mm vom Körperrohr ab.

Spitze Die Raketenspitzen wurden aus dem Kunststoff PLA hergestellt. Um Gewicht einzusparen, sind die Spitzen hohl.

Bergungssystem Das Bergungssystem besteht aus einem Fallschirm und dem Schockband, welches diesen mit dem Körperrohr verbindet. Es besteht aus einem elastischen Material, um die kurzzeitig große Kraft beim Öffnen des Fallschirms abzufedern. Genutzt wird ein Fallschirm mit 50 cm Durchmesser, in Kombination mit einem Schockband aus Elastikband, wie es auch bei Kleidungsstücken zum Einsatz kommt.

2.2.2 Fertigungsmethoden

3D-Druck Die Raketenspitzen wurden mit einem handelsüblichen 3D-Drucker hergestellt, mit Schleifpapier nachbearbeitet und anschließend lackiert. Das 3d-Druck-Verfahren bietet eine kostengünstige Methode, um Körper präzise nach einem Modell zu erzeugen. Zwar entstehen durch die Nachbearbeitung Abweichungen, jedoch ist die Oberfläche ohne Bearbeitung zu rau.

CNC-Laserschneider Alle Teile aus Balsaholz wurden mit dem Laserschneider des oldenburger Hackspace *Mainframe* aus Platten ausgeschnitten. Dieses Verfahren liefert sehr genaue Ergebnisse.

2.2.3 Die Raketenspitzen

Für diese Arbeit wurden fünf Raketenspitzen angefertigt, um diese auf ihre aerodynamischen Eigenschaften zu untersuchen. Damit ein Vergleich möglich ist, weisen alle in etwa die selbe Länge auf. Die Funktion $r(x)$ gibt den Radius der Spitze für jeden Punkt entlang der Mittelachse der Spitze an, wobei die Stelle $x = 0$ dem spitzen Ende entspricht. Alle Funktionen $r(x)$ stammen aus [12].

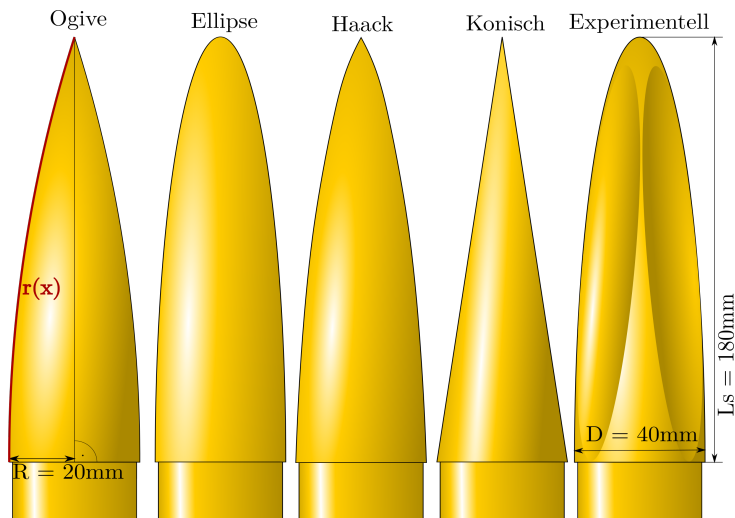


Abbildung 4: Die unterschiedlichen Raketenspitzen (Eigene Grafik).

Konische Spitze Die konische Spitze ist ein Kegel (siehe Abb. 4). Dieser ist definiert durch den Radius seiner Basis R und seine Höhe, die der Länge der Spitze L_S entspricht.

$$r(x) = \frac{x}{L_S} \cdot R.$$

Ogive Spitze Die Ogive wird durch die Rotation eines Kreisabschnittes geformt. In dieser Arbeit wurde eine tangentielle Ogive betrachtet, d.h. der Übergang zum Körperrohr ist knickfrei (siehe Abb. 4).

$$r(x) = \sqrt{\rho_t^2 - (L_S - x)^2} - \sqrt{\rho_t^2 - L_S^2} \quad \text{mit} \quad \rho_t = \frac{R^2 - L_S^2}{2 \cdot R}.$$

ρ_t ist der Radius, welcher die Krümmung des Kreisabschnittes vorgibt.

Elliptische Spitze Die elliptische Spitze ist der Rotationskörper einer halben Ellipse mit dem Hauptradius L_S und dem Nebenradius r [12]. So ergibt sich eine komplett knickfreie Spitze (siehe Abb. 4).

$$r(x) = R \cdot \sqrt{1 - \left(1 - \frac{x}{L_S}\right)^2}.$$

Haack Spitze In dieser Arbeit wurde eine sog. LV-Haack-Spitze untersucht. Diese liefert eine Form, welche bei konstantem Volumen und konstanter Länge den geringsten Luftwiderstand hat [12]. Auch wenn sie ursprünglich für den Überschallbereich entwickelt wurde, findet sie manchmal in Modellraketen Verwendung.

$$r(x) = \frac{R}{\sqrt{\pi}} \cdot \sqrt{\Theta - \frac{1}{2} \cdot \sin(2 \cdot \Theta) + \frac{1}{3} \sin^3 \Theta} \quad \text{mit} \quad \Theta = \cos^{-1} \left(1 - \frac{2 \cdot x}{L_S}\right).$$

Experimentelle Spitze Die experimentelle Spitze ist eine Eigenkreation. Teile ihrer Außenwand sind nach innen geneigt, während andere Abschnitte einer elliptischen Spitze entsprechen. Sie wurde der Untersuchung hinzugefügt, da sie kein Rotationskörper ist (siehe Abb. 4).

2.3 Der Windkanal TWO

TWO ist einer der Windkanäle der Carl von Ossietzky Universität in Oldenburg. Der Windkanal ist in der Lage, einen laminaren Luftstrom mit einer Geschwindigkeit von bis zu 20 ms^{-1} zu produzieren. Der Kanal wird mit einer Spannungsquelle angesteuert, wobei Spannung und Windgeschwindigkeit proportional zueinander sind mit dem Faktor zwei.

2.4 Verwendete Messinstrumente

Kraftwaage Der Kraftsensor PCE-FM50 des Herstellers PCE-Instruments hat einen Messbereich von 0 N bis 49 N. Der Sensor hat eine Auflösung von 0,01 N und ist auf $\pm 0,4\% + 1 \text{ Digit}$ genau [13].

Multimeter Das Digital-Multimeter des Herstellers ELV Elektronik UT 70 A bietet eine Genauigkeit von $\pm 0,5\% + 1 \text{ Digit}$. Genutzt wird es, um Spannungen zu messen [3].

3 Untersuchung des Luftwiderstandes

Mit Hilfe von Messwerten soll die ungefähre Flughöhe für jede Spitze ermittelt werden, um einen Vergleichswert zu schaffen. Dazu sollen die in 2.1 gezeigten ersten drei Phasen des Fluges untersucht werden. Die Bewegung der Rakete wird dabei vereinfacht als eindimensional in vertikale Richtung dargestellt.

3.1 Theoretische Grundlagen

Die Einflussfaktoren auf den aerodynamischen Widerstand sind anhand einfacher Experimente herleitbar. Hält man während der Fahrt eine Hand aus dem Autofenster, so wird eine spürbare Kraft durch die Luft ausgeübt. Diese Widerstandskraft wirkt auf jeden Körper, der sich durch ein Gas oder eine Flüssigkeit bewegt, da der Körper das Gas um sich verdrängen muss [2, 8]. Ziel ist es also, die Spitzenform festzustellen, welche die Luft am effizientesten verdrängt.

Die im Autoexperiment erkennbaren Einflussfaktoren sind die in den Wind gerichtete Fläche, die sich je nach Orientierung der Hand ändert, und die Geschwindigkeit. Ein weiterer Faktor kann in einem weiteren Experiment herausgefunden werden. Bewegt man seine Hand durch Wasser, fällt auf, dass eine größere Kraft aufgebracht werden muss als für die Bewegung durch Luft.

Die Widerstandskraft hängt also von der Querschnittsfläche A des Objekts, seiner Geschwindigkeit v und der Dichte ρ des Mediums ab. Wie Leonardo da Vinci erkannte, wirkt sich allerdings auch die Form des Objektes auf den Luftwiderstand aus [5]. Für die vier Einflussfaktoren gilt folgende Gleichung zur Bestimmung der Widerstandskraft F_W [8]:

$$F_W = \frac{1}{2} A \cdot C_W \cdot \rho \cdot v^2. \quad (1)$$

C_W ist der sog. Widerstandsbeiwert. Dieser dimensionslose Faktor stellt den Einfluss der Form eines Körpers auf den Luftwiderstand dar. Aus Gleichung (1) geht hervor:

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

Der C_W -Wert verhält sich im Bereich unterhalb der Schallgeschwindigkeit nahezu konstant. Die zu erwartenden Geschwindigkeiten von FTV im Flug sind deutlich unterhalb der Schallgeschwindigkeit, somit kann der im Windkanal bei 20 ms^{-1} bestimmte Wert für C_W auf den Flug übertragen werden.

3.1.1 Bewegung einer Modellrakete

Wie in Abb. 1 gezeigt, besteht der Flug einer Modellrakete aus mehreren Abschnitten. Es wirken im Flug drei Kräfte auf die Rakete. Zum einen die beschleunigende Schubkraft F_{Schub} sowie die Gravitationskraft F_G und die Luftwiderstandskraft F_W in bremsender Wirkung. In der Freiflugphase fällt F_{Schub} weg.

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

F_{Ges} ist die resultierende Kraft, welche auf die Rakete wirkt. Für die Gravitationskraft gilt: $F_G = m \cdot g$ [9]. Eingesetzt ergibt sich für F_{Ges} :

$$F_{Ges} = F_{Schub} - m \cdot g - \frac{A \cdot C_W \cdot \rho \cdot v^2}{2} .$$

Für die Bestimmung der vertikalen Beschleunigung a wird Newtons zweites Gesetz angewendet. a ist definiert als die erste Ableitung der Geschwindigkeit v :

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

3.1.2 Numerische Annäherung an die Flughöhe

Um die Differenzialgleichung (2) zu lösen, wird ein numerisches Verfahren angewendet. Ausgehend vom Startwert $v(0) = 0$ wird in sehr kleinen Zeitabständen mit Hilfe der vorherigen Geschwindigkeit $v(t_n)$ die für den nächsten Zeitpunkt $v(t_{n+1})$ berechnet. Dabei wird angenommen, dass die Widerstandskraft nicht von der aktuellen Geschwindigkeit $v(t_{n+1})$ abhängt, sondern von der vorherigen $v(t_n)$.

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

Gelöst nach $v(t_{n+1})$:

$$v(t_{n+1}) \approx (t_{n+1} - t_n) \cdot \left(\frac{F_{Schub}}{m} - g - \frac{A \cdot C_W \cdot \rho \cdot v(t_n)^2}{2 \cdot m} \right) + v(t_n) . \quad (3)$$

Durch die Annahme, dass F_W von $v(t_n)$ abhängig ist, entsteht hier eine Ungenauigkeit. Um diese klein zu halten, reicht es nicht, v nur wenige Male für den Flug der Rakete zu berechnen, da $t_{n+1} - t_n$ kleinstmöglich gehalten werden soll. Ausgehend von v wird durch Integrieren der zurückgelegte Weg s bestimmt:

$$s(t) = \int v(t) dt .$$

3.2 Versuch im Windkanal

Hypothesen Da sich ein Ablösen der Strömung von der Spitze negativ auf die Widerstandskraft auswirkt, lassen sich die folgenden Hypothesen aufstellen:

Es werden Spitzen mit und ohne knickfreien Übergang zum Körperrohr untersucht. Die Spitzen mit knickfreien Übergängen sollten weniger Strömungsablösung verursachen als die konischen Spitze ohne. Auch bei der experimentellen Spitze sollte eine größere Ablösung der Strömung der Fall sein. Folglich ist für die konische und experimentelle Spitze ein hoher C_W -Wert zu erwarten.

3.2.1 Versuchsaufbau und -durchführung

Im Versuch wird die Rakete an der Kraftwaage montiert, sodass die Widerstandskraft F_W auf die Kraftwaage einwirkt. Die Rakete wird gerade und mittig vor der Öffnung des Windkanals mit der Spitze in den Wind aufgestellt.

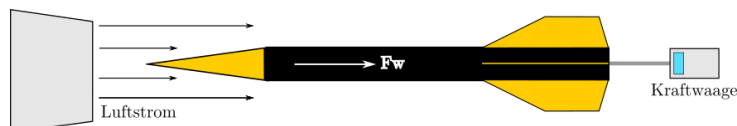
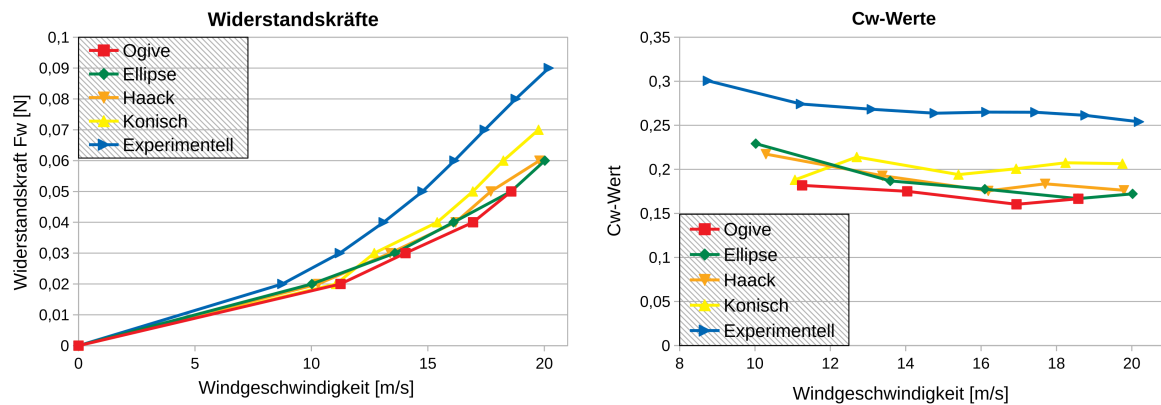


Abbildung 5: Aufbau des Versuchs (eigene Grafik).

Durchführung Die Windgeschwindigkeit wird von 0 bis 20 ms^{-1} erhöht, wobei die Widerstandskraft gemessen wird. Die Daten werden je Spitze zweimal aufgenommen, um Ungenauigkeiten zu verringern.

Methodik der Messwertaufnahme Beim Auftragen der gemessenen Kraft gegen die Geschwindigkeit wird bei jeder ersten Änderung der angezeigten Kraft nach oben die Geschwindigkeit notiert. Schwankt die angezeigte Kraft zwischenzeitlich wieder nach unten, wird dies nicht berücksichtigt. Aus den zwei Messreihen werden nun die durchschnittlichen Geschwindigkeiten bestimmt. Die Windgeschwindigkeit erhält man durch Messen der Steuerspannung.

3.2.2 Ergebnisse und Auswertung



(a) Die gemessene Kraft F_W aufgetragen über v .

(b) Der errechnete C_W -Wert aufgetragen über v .

Abbildung 6: Ergebnisse des Versuches im Windkanal..

Gemessene Kräfte Das Steigungsverhalten der Kurven gleicht dem einer nach oben geöffneten Parabel (Siehe Abb. 6a). Die geringste gemessene Kraft liegt bei jeder der Spitzen bei 0,02 N. F_W ist bei der experimentellen Spitze am größten. Die anderen Graphen liegen nahe beieinander.

Der errechnete Widerstandsbeiwert Zur Berechnung der C_W -Werte wurde für die Luftdichte $\rho = 1,2 \text{ kgm}^{-3}$ angenommen, die Querschnittsfläche der Rakete ergibt sich aus dem Querschnitt der Leitwerke und dem der Spitze und beträgt $0,0014486 \text{ m}^2$. So ergeben sich die in Abb. 6b gezeigten C_W -Werte. Die errechneten Widerstandsbeiwerte sind nicht konstant. Um einen konstanten Wert zu erhalten, wird aus allen C_W -Werten einer Spitze der Mittelwert gebildet (Siehe Tabelle 2b für die C_w -Werte).

Die Ogive besitzt den kleinsten C_W -Wert, gefolgt von Ellipse und Haack-Spitze. Der Wert der konischen Spitze liegt leicht höher, ebenso liegt der der experimentelle Spitze über den der anderen. Somit verursacht die Ogive den geringsten Luftwiderstand.

3.3 Flugsimulation

Das in 3.1.2 beschriebene numerischen Verfahren wurde in der freien Numerik-Software *GNU Octave* umgesetzt. Die Simulation wurde einmal unter Berücksichtigung der Massenunterschiede der Spitzen und einmal mit $m = 0,12 \text{ kg}$, um nur die Spitzenform vergleichen zu können. Der Flug wurde mit den Motoren D9-7 und C6-5 simuliert.

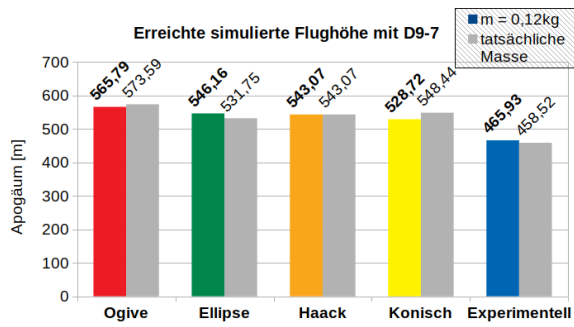
Tabelle 2: Parameter für die Flugsimulation.

(a) Parameter unabhängig der Spitze.

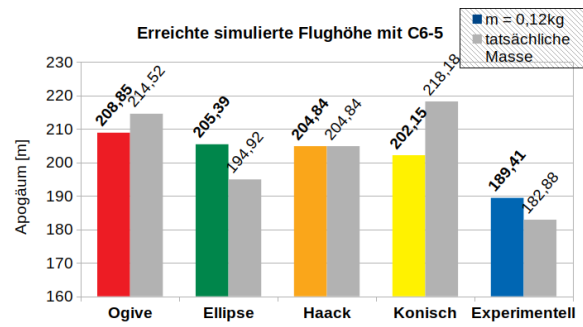
Parameter	Wert
ρ	$1,2 \text{ kgm}^{-3}$
m	$0,12 \text{ kg}$
$t_{n+1} - t_n$	10^{-3} s

(b) Parameter in Abhängigkeit der Spitze.

Spitze	C_W	m [kg]
Ogive	0,1710	0,118
Ellipse	0,1865	0,124
Haack	0,1891	0,120
Konisch	0,2016	0,114
Experimentell	0,2690	0,123



(a) Flugsimulation mit D9-7.



(b) Flugsimulation mit C6-5.

Abbildung 7: Ergebnisse der Flugsimulation.

Ohne Berücksichtigung der Massenunterschiede zeigt sich die selbe Reihenfolge wie in Abb. 6b. Unter Berücksichtigung der Massenunterschiede ändert sich die Reihenfolge, wobei die Spitzen mit geringerer Masse besser abschneiden. Die Unterschiede fallen mit dem kleineren C6-5-Motor deutlich gravierender aus (siehe Abb. 7b und 7a). Dies ist auf die geringere Geschwindigkeit der Rakete zurückzuführen. Da der Luftwiderstand überproportional zur Geschwindigkeit wächst nimmt der Einfluss der Form der Spitze bei größeren Geschwindigkeiten zu.

3.4 Flugversuch



Der Jungfernflug von FTV fand am 10.01.2019 auf einer Wiese in der Nähe von Oldenburg statt. Bis jetzt hat FTV 6 Flüge absolviert, wobei Treibsätze der Spezifikationen B4-4, C6-5, und D9-7 verwendet wurden.

Bei den Flugversuchen kam es mehrmals zu Fehlfunktionen des Bergungssystems, wobei die Verbindungen zwischen Körperrohr, Spitze und Fallschirm mehrfach gerissen sind. Dies konnte auf einen Haken aus Draht zurückgeführt werden. FTV wurde dabei nicht nennenswert beschädigt.

Höhenmessung Die Rakete wird von zwei Seiten senkrecht zur Windrichtung angepeilt. Dadurch kann anhand der Winkel, unter denen die Rakete angepeilt wurde, kann die Flughöhe bestimmt werden. Für die Auswertung wurde die Geometrie-Software *GeoGebra* eingesetzt. Für die Flüge mit Höhenmessung wurden C6-5-Treibsätze verwendet.

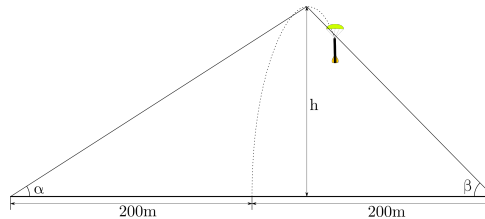


Abbildung 8: Schematische Darstellung der Höhenmessung.

Diese Methode liefert genauere Ergebnisse, als die Rakete von nur einer Seite anzupeilen, da die Höhe nicht nur entlang einer Geraden genau bestimmt werden kann, sondern in einer Ebene.

Zum jetzigen Zeitpunkt wurden noch nicht für alle Spitzen Messwerte aufgenommen. Das liegt daran, dass für einen Flugversuch annähernd Windstille benötigt wird. Zusätzlich wird relativ viel Zeit beansprucht, sodass am letzten Starttermin lediglich drei Flüge stattfinden konnten.

3.5 Diskussion

Da im Flugversuch nicht für alle Spitzen Daten aufgenommen werden konnten, wird für einen realistischen Vergleich mit allen Spitzen die freie Simulations-Software *OpenRocket* eingesetzt. Nach eigenen Angaben liegt die Genauigkeit dieser Simulation bei ca. 15% [12], verglichen mit den Daten aus unserem Flugversuch ist die Abweichung noch geringer. Die Experimentelle Spitze kann mit OpenRocket nicht simuliert werden.

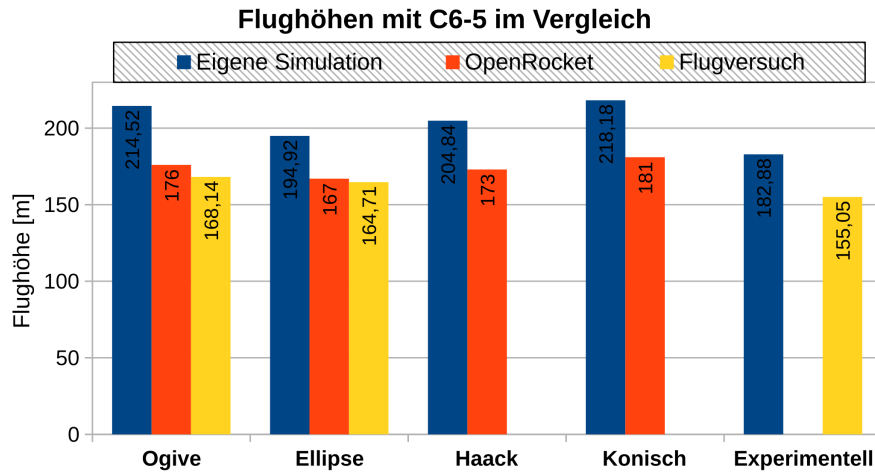


Abbildung 9: Simulierte Flughöhen und Flugversuch im Vergleich.

In Abb. 9 wird eine deutliche Abweichung zwischen der eigenen Simulation und der gemessenen Flughöhe deutlich. Die Flughöhe in der eigenen Simulation fällt mit allen Spitzen ca. 30 m größer aus. Ähnliches gilt für den Vergleich mit OpenRocket bei den Spitzen, für die keine Messwerte aufgenommen wurden. 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. Dies spricht für einen systematischen Fehler in der eigenen Simulation, welcher eine zu große Flughöhe verursacht.

Tabelle 3: Prozentuale Abweichung verglichen mit OpenRocket..

(a) Simulation mit C6-5.

Eigene Sim.	OpenRocket	Abweichung
214,52	176	21,9 %
194,92	167	16,7 %
204,84	173	18,4 %
218,18	181	20,5 %

(b) Simulation mit D9-7.

Eigene Sim.	OpenRocket	Abweichung
573,59	368	55,9 %
531,75	357	48,9 %
543,07	366	48,4 %
548,44	367	49,4 %

Bei Betrachtung der prozentualen Abweichung in Tabelle 3 kann die Fehlerquelle weiter eingegrenzt werden. Mit gleich starkem Motor befindet sich die prozentuale Abweichung in der gleichen Größenordnung. Die Abweichung mit D9-7 ist jedoch mehr als doppelt so groß verglichen mit C6-5. Der wesentliche Unterschied zwischen den Flügen ist die größere Geschwindigkeit mit D9-7. Somit muss die Abweichung durch den Luftwiderstand zustande kommen, da die anderen Simulationsparameter unabhängig von der Geschwindigkeit sind.

Dieser Fehler kommt vermutlich durch die eindimensionale Darstellung zustande. Die Rakete zeigt immer genau in Flugrichtung. Daher wird an jeder Stelle die kleinstmögliche Widerstandskraft angenommen. In Realität weicht die Rakete aber von dieser perfekten Ausrichtung ab und korrigiert sich dann wieder, sodass sie meist mit minimaler Schräglage fliegt. Dadurch ist die Widerstandskraft größer, als die Simulation annimmt.

Des weiteren können auch Messungenauigkeiten als Fehlerquelle eine Rolle spielen. Insbesondere durch die sehr kleinen gemessenen Kräfte sinkt die Genauigkeit der Kraftmessung. Die Fertigung der Spitzen ist auch eine Fehlerquelle, da Abweichungen von der theoretischen Form der Spitzen entstehen (siehe 2.2.2).

4 Untersuchung der Flugstabilität

Damit Raketen auf ihrer Flugbahn bleiben, müssen sie stabilisiert werden [7]. Bei FTV handelt es sich wie bei nahezu allen Modellraketen um eine aerodynamisch stabilisierte Rakete.

4.1 Theoretische Betrachtung der Flugstabilität

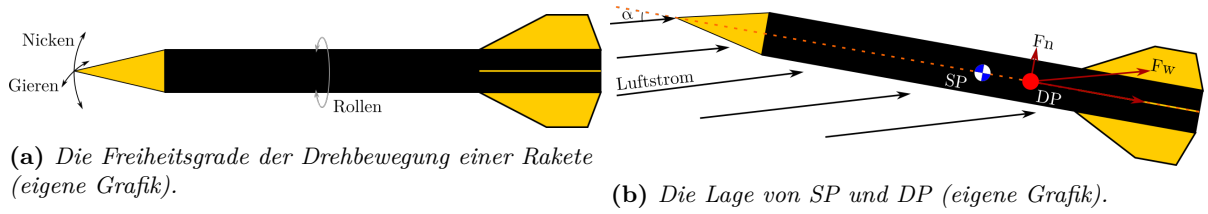


Abbildung 10: Drehbewegung einer Modellrakete.

Bewegungsrichtungen Die Drehbewegung einer Rakete kann in Nicken, Gieren und Rollen eingeteilt werden. Dabei heißt die Bewegung um die Längsachse Rollen, die Nick- und Gierachse sind orthogonal zur Längsachse und zueinander (siehe Abb. 10a). Eine Unterscheidung zwischen Nicken und Gieren ist bei Raketen schwierig, da es keine geometrischen Unterschiede zwischen Nicken und Gieren gibt [4].

Stabilisierung der Bewegung Damit eine Rakete möglichst hoch fliegt und keine Gefahr für Personen darstellt, sollte sie senkrecht hoch fliegen. Um dies zu erreichen, muss die Bewegung der Rakete stabilisiert werden, wobei die Rollbewegung irrelevant ist.

Die Stabilität der Rakete hängt von der Lage des *Schwerpunktes* (SP) und des *Druckpunktes* (DP) ab (siehe Abb. 10b) [4]. Der Schwerpunkt ist der Drehpunkt der Rakete, im Druckpunkt setzt die aerodynamische Widerstandskraft \vec{F}_W [4] an. Damit eine Rakete aerodynamisch stabil ist, muss der Druckpunkt hinter dem Schwerpunkt liegen [4, 11]. Wenn die Rakete von ihrem Kurs abweicht, dann ist der *Angriffswinkel* $\alpha \neq 0$. Das liegt an der Trägheit der Rakete, sie dreht sich, die Flugrichtung folgt erst später. Die Widerstandskraft \vec{F}_W besitzt eine Komponenten F_n , die senkrecht zur Längsachse ist und ein Drehmoment auf die Rakete ausübt. Liegt der DP hinter dem SP, dann korrigiert dieses Drehmoment die Schiefelage der Rakete. Als Maß der Stabilität einer Rakete wird häufig die sog. *Kaliberzahl* Kal herangezogen [4, 7, 11, 12]. Diese gibt den Abstand zwischen DP und SP als Vielfaches des Raketendurchmessers D an:

$$Kal = \frac{x_{SP} - x_{DP}}{D} . \quad (4)$$

Dabei sind x_{SP} und x_{DP} die Strecken von der Unterkante der Rakete zum SP bzw. DP. Liegt Kal zwischen 1 und 2,5, kann ein stabiles Flugverhalten angenommen werden. Ist der Wert zu klein oder zu groß, dann ist die Rakete nicht ausreichend stabil oder reagiert zu stark auf äußere Störungen [11].

Um vorauszusagen, ob eine Rakete stabil fliegt oder nicht, muss die Lage beider Punkte bekannt sein. Während sich die Position des SP leicht experimentell bestimmen lässt, ist die Position des DP nur schwierig durch einen Versuch festzustellen. Deshalb soll die Lage vom DP theoretisch bestimmt werden.

4.1.1 Theoretische Vorhersage des Druckpunktes

Bei der hier beschriebenen Methode zur Berechnung des DP handelt es sich um eine vereinfachte Variante der in [12] beschriebenen Methode. Dementsprechend stammen auch die folgenden Gleichungen aus [12], mit Ausnahme von Gleichung (11), welche selbst hergeleitet wurde.

Voraussetzung für die theoretische Vorhersage des DP sind [12]:

1. Der Angriffswinkel α (siehe Abb. 10b) ist nahe Null.
2. Der Luftstrom um die Rakete ist laminar.
3. Die Raketenspitze läuft spitz zu.
4. Die Rakete ist achsensymmetrisch.

Nehmen wir an, dass die Rakete an dem Punkt X_0 an ihrem unteren Ende der Rakete auf der Längsachse fixiert ist, dann ruft die Auftriebskraft F_n ein Drehmoment M_n um X_0 hervor, für welches gilt:

$$\begin{aligned} M_n &= F_n \cdot x_{DP} \\ \Rightarrow x_{DP} &= \frac{F_n \cdot x_{DP}}{F_n} . \end{aligned}$$

Da es schwierig ist mit F_n zu hantieren [12], kommt stattdessen der *Auftriebsbeiwert* C_n zum Einsatz:

$$C_n = \frac{F_n}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A_{ref}} .$$

A_{ref} ist dabei eine Referenzfläche, für die genau genommen ein beliebiger Wert eingesetzt werden kann, ohne dass es für das Ergebnis von x_{DP} einen Unterschied macht. Der Wert ist trotzdem notwendig, da C_n ansonsten nicht einheitenlos wäre [12]. Durch Einsetzen kann x_{DP} folglich auch durch

$$x_{DP} = \frac{C_n \cdot x_{DP}}{C_n}$$

beschrieben werden. Da es schwierig ist, den Auftriebsbeiwert des gesamten Flugkörpers zu bestimmen, werden die Bauteile der Rakete zunächst einzeln betrachtet. Danach kann x_{DP} berechnet werden [4, 12],

$$x_{DP} = \sum_{i=1}^n \frac{C_{n_i} \cdot x_i}{C_{n_i}}$$

wobei C_{n_i} die Auftriebsbeiwerte der einzelnen Bauteile sind und x_i die Strecken von den Druckpunkten der einzelnen Bauteile zu X_0 .

Die Bauteile, die einen Einfluss auf x_{DP} haben, sind die Spitze, das Körperrohr und die Leitwerke. Alle anderen Bauteile werden nicht vom Luftstrom getroffen. Der Einfluss des Körperrohres ist so gering, dass er vernachlässigt werden kann, weil bei kleinen Angriffswinkeln α fast gar keine Fläche zum Luftstrom zeigt [4]. Somit bleiben nur noch die Parameter C_{n_S} und x_S für die Raketenspitze und $C_{n_{LL}}$ und x_{LL} für die Leitwerke:

$$x_{DP} = \frac{C_{n_S} \cdot x_S + C_{n_{LL}} \cdot x_{LL}}{C_{n_S} + C_{n_{LL}}} . \quad (5)$$

Die Werte C_{n_S} und x_S für die Spitzen Für C_{n_S} gilt:

$$C_{n_S} = \frac{2}{A_{ref}} \cdot A_S . \quad (6)$$

Dabei ist A_S die Querschnittsfläche der Spitze an ihrer Basis. Die Position des DP von der Spitze x_S berechnet sich nach

$$x_S = L_S - \frac{L_S \cdot A_S - V_S}{A_S} + L_K , \quad (7)$$

mit der Länge L_S und dem Volumen V_S der Spitze. Die Länge des Körperrohres L_K wird addiert, da x_S die Strecke von der Unterkante der gesamten Rakete zum DP der Spitze ist. Abgesehen von der experimentelle Spitze handelt es sich bei den untersuchten Spitzen um Rotationskörper. Ihr Volumen wird durch Integrieren der Funktion $r(x)$ bestimmt (siehe 2.2.3):

$$V_S = \pi \cdot \int_0^{L_S} [r(x)]^2 dx .$$

Das Volumen unserer experimentellen Spitze lässt sich nur schwer in eine Formel fassen. Deshalb wird ihr Volumen durch die CAD-Software *Autodesk Fusion 360TM* berechnet.

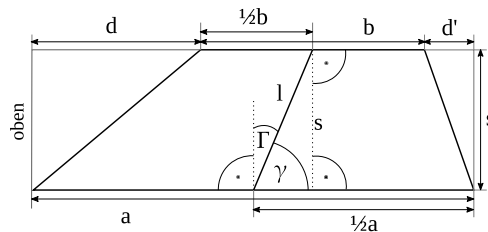


Abbildung 11: Die Geometrie eines trapezoiden Leitwerks (eigene Grafik).

Die Werte $C_{n_{LL}}$ und x_{LL} für die Leitwerke Der Auftriebsbeiwert $C_{n_{LL}}$ von n Leitwerken berechnet sich durch [12]

$$C_{n_{LL}} = \frac{n}{2} \cdot C_{n_L} \cdot K .$$

K ist ein Korrekturfaktor, welcher die Interferenz zwischen Leitwerken und Körperrohr berücksichtigt, C_{n_L} ist der Auftriebsbeiwert eines Leitwerkes. Mit $K = 1 + \frac{D}{2s+D}$ [4, 12], wobei D der Durchmesser der Rakete ist und s die Höhe der Leitwerke (siehe Abb. 11), ergibt sich:

$$C_{n_{LL}} = \frac{n}{2} \cdot C_{n_L} \cdot \left(1 + \frac{D}{2s + D}\right) . \quad (8)$$

Für C_{n_L} gilt für Geschwindigkeiten weit unterhalb der Schallgeschwindigkeit [12]:

$$C_{n_L} = \frac{2\pi \cdot \frac{s^2}{A_{ref}}}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{s^2}{A_L \cdot \cos \Gamma}\right)^2}} . \quad (9)$$

Dabei ist A_L die Fläche eines Leitwerkes. Für Γ gilt (siehe Abb. 11):

$$\Gamma = \frac{1}{2}\pi - \gamma . \quad (10)$$

γ kann dargestellt werden als:

$$\gamma = \arccos \frac{\frac{1}{2}a - \left(\frac{1}{2}b + d'\right)}{l} .$$

Aus dem Satz des Pythagoras ergibt sich für l :

$$l = \sqrt{\left(\frac{1}{2}a - \frac{1}{2}b - d'\right)^2 + s^2} .$$

Einsetzen in (10) liefert:

$$\Gamma = \frac{1}{2}\pi - \arccos \frac{\frac{1}{2}a - \frac{1}{2}b - d'}{\sqrt{\left(\frac{1}{2}a - \frac{1}{2}b - d'\right)^2 + s^2}} . \quad (11)$$

Für x_{LL} gilt [12]:

$$x_{LL} = a - \frac{d}{3} \cdot \frac{a + 2b}{a + b} - \frac{1}{6} \cdot \frac{a^2 + b^2 + ab}{a + b} . \quad (12)$$

4.1.2 Betrachtung der Stabilität von FTV

Wie in 4.1 erwähnt, muss für die Beurteilung der aerodynamischen Stabilität einer Rakete zunächst Druck- und Schwerpunkt bekannt sein.

Vorhersage des Druckpunktes Hier soll die in 4.1.1 beschriebene Methode zur Vorhersage des DP auf FTV angewendet werden. Dabei wurde $A_{ref} = 1 \text{ m}^2$ festgelegt.

Tabelle 4: Die Abmessungen von FTV.

Abmessung	Länge [10^{-3} m]	Abmessung	Länge [10^{-3} m]
a	127	D	40
b	50	L_K	500
d	70	L_S	180
d'	7	s	32

Die Werte für die Leitwerke sind natürlich unabhängig von der Raketenspitze, jedoch ist auch der Auftriebsbeiwert der Leitwerke in diesem Modell für alle Spitzen gleich (siehe Gleichung (6)). Die Lage des DP einer Spitze x_S ist von ihrem Volumen V_S abhängig, und somit für alle Raketenspitzen unterschiedlich. Diese Werte sind in Tabelle 5b dargestellt, für die Werte von x_{DP} siehe Tabelle 6.

Messung des Schwerpunktes Um den Schwerpunkt zu messen, wird FTV zunächst wie für einen Flug vorbereitet. Dann wird die Rakete auf einer Kante möglichst genau ausbalanciert und die Stelle, auf der die Rakete aufliegt, markiert. Dann wird die Strecke von der Raketenunterkante bis zur Markierung gemessen, um x_{SP} zu erhalten.

Tabelle 5: Ergebnisse der Druckpunktvorhersage für FTV.**(a)** Werte unabhängig von der Spitze.

Formelzeichen	Wert
x_{LL}	$73,55 \cdot 10^{-3} \cdot \text{m}$
C_{n_L}	$3,0325 \cdot 10^{-3}$
$C_{n_{LL}}$	$6,2992 \cdot 10^{-3}$
C_{n_S}	$2,52 \cdot 10^{-3}$

(b) Werte in Abhängigkeit der Spitze.

Spitzentyp	$V_S[10^{-4} \cdot \text{m}^3]$	$x_S[10^{-3} \cdot \text{m}]$
Konisch	0,7530	559,84
Ogiv	1,2106	596,08
Haack	1,2723	600,98
Elliptisch	1,5079	619,67
Experimentell	1,148	591,11

Beurteilung der Stabilität von FTV Nachdem die Druck- und Schwerpunkte mit allen unterschiedlichen Raketenspitzen bekannt sind, kann die Kaliberzahl $Ka1$ berechnet werden.

Tabelle 6: Kaliberzahl $Ka1$ sowie die dafür relevanten Daten in Abhängigkeit der Raketenspitze.

Spitzentyp	$x_{DP}[10^{-3} \cdot \text{m}]$	$x_{SP}[10^{-3} \cdot \text{m}]$	$x_{SP} - x_{DP}[10^{-3} \cdot \text{m}]$	$Ka1$
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

Für alle Werte $Ka1$ gilt die schon in 4.1 genannte Faustregel $1 < Ka1 < 2,5$. Darüber hinaus befinden sich alle Werte nicht knapp an den Grenzen, somit können für FTV gute Eigenschaften in Bezug auf die Stabilität angenommen werden. Da für $Ka1$ keine „Je-größer-desto-besser-Beziehung“ gilt, kann hier für FTV kein Urteil darüber gefällt werden, welche Spitze am besten geeignet ist.

Allgemein lässt sich jedoch eine Empfehlung aussprechen, da es bei anderen Raketen durchaus vorkommt, dass die Kaliberzahl zu groß oder zu klein ist. In solchen Fällen kann durch die Wahl der Spitze eine Verbesserung der Flugstabilität erzielt werden. Somit gibt es keine beste Spitze, sondern für unterschiedliche Fälle geeignete Raketenspitzen.

4.2 Versuch im Windkanal

Ziel dieses Versuches ist es, die Flugstabilität von FTV qualitativ nachzuweisen. Dazu wird versucht, die Gegebenheiten während eines Fluges der Rakete im Windkanal nachzubilden.

4.2.1 Versuchsaufbau und -durchführung

Die Rakete wird an ihrem Schwerpunkt auf einer gelagerten Achse befestigt, sodass sie sich frei drehen kann. Diese Einheit wird im Windkanal in einer *offenen Messstrecke* montiert. Da jedoch nur ein sehr kurzer Abschnitt der Messstrecke genutzt wird, kann trotzdem noch von einer laminaren Strömung ausgegangen werden.

Zunächst wird mit allen unterschiedlichen Spitzen untersucht, wie sich die Rakete zum Luftstrom mit einer Windgeschwindigkeit von 10 ms^{-1} ausrichtet. Dabei wird die Rakete immer wieder in unterschiedliche Positionen gebracht, sodass sie sich neu ausrichten muss.

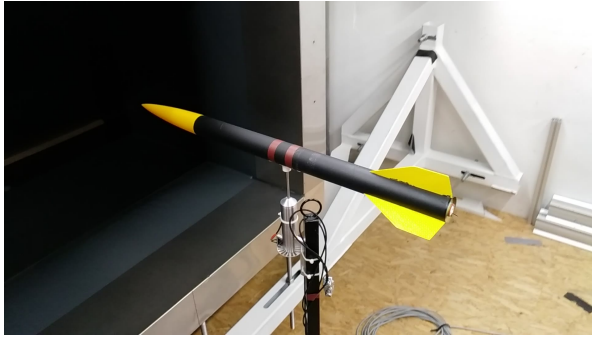
Zusätzlich wird mit der Haack Spitze der selbe Versuch nochmal mit 5 ms^{-1} und 20 ms^{-1} Windgeschwindigkeit durchgeführt.

4.2.2 Ergebnisse und Auswertung

Beobachtungen Es gibt zwei Positionen, in denen die Rakete sich stabilisiert. Eine mit der Spitze in Richtung des Luftstromes (**pos1**) und eine, bei der die Rakete sich fast orthogonal zum Luftstrom ausrichtet (**pos2**) (siehe Abb. 12a und 12b).

In **pos1** lässt sich kein Unterschied zwischen den Spitzen im Verhalten der Rakete feststellen, FTV richtet sich immer wieder zum Wind aus. Wie sich die Rakete in **pos2** verhält, ist von Spitze zu Spitze unterschiedlich.

Verhalten der Rakete in **pos2**:



(a) *pos1* (Foto: B. Lips).



(b) *pos2* (Foto: B. Lips).

Abbildung 12: Die stabilen Positionen von FTV.

Elliptische Spitze FTV, mit der elliptischen Spitze montiert, verhält sich in *pos2* verglichen mit den anderen Spitzen sehr stabil. Es ist einfach, die Rakete so zu drehen, dass sie sich in *pos2* stabilisiert.

Haack Spitze Bei dieser Raketenspitze ist es schwieriger, die Rakete in *pos2* zu bringen. Des Weiteren verhält sich die Spitze in *pos2* längst nicht so stabil.

Ogive Spitze Mit der ogiven Raketenspitze ist es noch schwieriger, die Rakete in *pos2* zu bringen. Befindet sich die Rakete in *pos2*, so reicht es häufig schon, mit seiner Hand in die Nähe der Rakete zu kommen, um sie wieder in *pos1* zu bringen.

Konische Spitze Mit dieser Spitze gibt es *pos2* nicht. Es gibt keine Position, aus der sich die Rakete quer zum Wind ausrichtet.

Experimentelle Spitze FTV mit der experimentellen Spitze verhält sich in Bezug auf *pos2* ähnlich wie die elliptische Spitze. Jedoch macht es hier einen Unterschied, wie die Spitze auf der Rakete steckt. Zeigt die Spitze mit ihrer schmalen Seite zum Luftstrom, pendelt die Rakete in *pos2* ein wenig hin und her, ohne dass sie sich in einer Position stabilisiert. Zeigt die größtmögliche Fläche zum Luftstrom, lässt sich kein Unterschied zur elliptischen Spitze feststellen.

Allen Spitzen ist gemeinsam, dass die Rakete sich erst ab einem Angriffswinkel von über 45 Grad in *pos2* ausrichtet.

Bei der Stichprobe mit unterschiedlichen Windgeschwindigkeiten konnte im Verhalten der Rakete mit Haack-Spitze kein Unterschied festgestellt werden. Lediglich die Zeit, die vergeht, bis sich die Rakete wieder in eine Position eingependelt, wird mit größerer Windgeschwindigkeit kürzer.

Auswertung Das unterschiedliche Verhalten der Raketenspitzen in *pos2* lässt sich durch die unterschiedlichen Flächen, die zum Luftstrom zeigen, erklären: Die elliptische Spitze ist die bauchigste der Spitzen, somit zeigt bei ihr in *pos2* die größte Fläche zum Wind. Die konische Spitze ist die schlankeste Raketenspitze. Der Luftwiderstand in *pos2* reicht nicht aus, um ein Kräftegleichgewicht mit dem Luftwiderstand der Leitwerke aufzubauen. Das Schaukeln der experimentellen Spitze hingegen ist jedoch nur schwierig zu erklären. Denkbar wären zum Beispiel Auswirkungen von durch die Form der Spitze verursachten Turbulenzen.

Das Vorhandensein der stabilen Position *pos2* erscheint zunächst bedenklich, wenn man sich vorstellt, dass sich die Rakete im Flug nach dieser Position ausrichtet. Dass im Flug einer Rakete mit ausreichender Stabilität in *pos1* ein so großer Angriffswinkel auftritt, ist jedoch sehr unwahrscheinlich. So gesehen konnte also die Flugstabilität von FTV experimentell bestätigt werden.

4.3 Flugversuch

Bei allen bisherigen Flugversuchen konnte ein stabiles Flugverhalten beobachtet werden. Die Flugversuche konnten also die Stabilität von FTV erneut bestätigen, wobei mit der Haack-Spitze bis jetzt kein Flug erfolgt ist.

In Bezug auf *pos2* konnte durch Zufall eine erstaunliche Entdeckung gemacht werden. Wie in 3.4 erwähnt, kam es mehrmals zu Fehlfunktionen des Bergungssystems. Dabei ist zweimal die Verbindung zwischen Körperrohr und dem Bergungssystem gerissen, sodass das Körperrohr ohne Bergungssystem heruntergefallen ist. Dabei hat es sich in beiden Fällen quer zum Luftstrom in *pos2* ausgerichtet, wodurch der Fall gebremst wurde und das Körperrohr unbeschädigt blieb.

4.4 Diskussion

Zunächst liegt ein Widerspruch in der theoretischen Betrachtung der Flugstabilität von FTV und dem Versuch im Windkanal.

An diesem Widerspruch lassen sich die Grenzen der hier beschriebenen Methode zur Berechnung des Druckpunktes feststellen. **pos2** tritt nur bei großen Angriffswinkeln auf, die theoretische Methode setzt jedoch Angriffswinkel nahe null voraus. So gesehen liegt **pos2** lediglich außerhalb des Geltungsbereiches der theoretischen Betrachtung. Der Flugversuch und das stabile Verhalten in **pos1** im Windkanal belegen die vorhergesagte Flugstabilität. Dass **pos2** nach abtrennen der Spitze auftritt, stellt keinen Widerspruch dar, da durch die fehlende Spitze DP und SP verschoben werden.

5 Fazit

Es wurde bestätigt, dass die Form der Raketenspitze sowohl Einfluss auf den Luftwiderstand als auch die Flugstabilität hat. Beide Faktoren sind wichtig für die Flugleistung einer Rakete.

5.1 Fazit in Bezug auf den Modellraketenbau

Die Flughöhe hängt im Wesentlichen vom Luftwiderstand und der Masse der Spitze ab, wobei der Luftwiderstand bei höheren Geschwindigkeiten an Einfluss gewinnt. Somit ist für niedrige Geschwindigkeiten (bzw. kleinere Treibsätze) die Konische Spitze zu wählen, da sie die geringste Masse hat. Für schnellere Raketen eignet sich die Ogive besser, da sie einen geringeren Luftwiderstand aufweist.

In Bezug auf die Flugstabilität hängt die Wahl der optimalen Spitze vom jeweiligen Raketenmodell ab. Eine meist zu geringe Kaliberzahl ist ein gängiges Problem im Modellraketenbau. Die Wahl der Form der Raketenspitze bietet eine Möglichkeit, die Lage des Druckpunktes zu beeinflussen.

Es kommt im Modellraketenbau jedoch nicht nur auf große Flughöhen an. Auch Faktoren wie die Ästhetik der Rakete spielen eine nicht zu unterschätzende Rolle. So gibt es im Modellraketenbau, wie in fast allen Modellbaudisziplinen, auch originalgetreue Nachbauten von größeren Raketen [11]. Bei solchen Modellen steht die Flughöhe natürlich nicht an erster Stelle. Somit bleibt die Wahl der besten Raketenspitze persönliche Präferenz. Eine einheitliches Ziel des Modellraketenbaus gibt es nicht. Für Modellraketenbauer, deren Faszination für ihr Hobby vom Reiz der Geschwindigkeit und dem Optimieren der Modelle bis ins letzte Detail geprägt ist, sollten die gewonnenen Erkenntnisse jedoch eine nützliche Wissenserweiterung darstellen.

5.2 Fazit in Bezug auf Luft- und Raumfahrttechnik

Die Spitze als Frachtraum Die Bedeutung der Raketenspitzen für Raketen in der Raumfahrt oder Höhenforschung ist eine andere als die für eine Modellrakete. Zum einen dient hier die Spitze meist auch als Nutzlastverkleidung und zum anderen nimmt die Aerodynamische Bedeutung ab, da solche Raketen die Atmosphäre vollständig verlassen. Als Bewertungskriterium muss hier folglich auch das Fassungsvermögen einer Raketenspitze bewertet werden.

Tabelle 7: Fassungsvermögen der Raketenspitzen im Vergleich.

Spitzentyp	Volumen [$\text{m}^3 \cdot 10^{-4}$]	$L_{\frac{3}{4}}$ [mm]	$L_{\frac{1}{2}}$ [mm]
Konisch	0,7530	55	90
Ogiv	1,2106	93,8	129,3
Haack	1,2723	96,1	136,9
Elliptisch	1,5079	119,1	155,9



Abbildung 13: Nutzlastverkleidung einer Atlas V [14].

Als Maße für das Fassungsvermögen werden neben dem Volumen die Werte $L_{\frac{3}{4}}$ und $L_{\frac{1}{2}}$ herangezogen, welche die Maximale Höhe einer Fracht mit $\frac{3}{4}$ bzw. $\frac{1}{2}$ des Durchmessers von FTV selbst angibt. Die Experimentelle Spitze wurde hier nicht verglichen.

Die konische Spitze bietet einen sehr geringen Raum für Fracht, da der Radius bereits am unteren Ende schnell abnimmt. Der Radius der elliptischen Spitze nimmt erst kurz vor ihrem Ende stark ab, weshalb auch größere Frachten hineinpassen. Ogive und Haack-Spitze befinden sich zwischen beiden Extremen und könnten daher für einige Situationen geeignet sein. Bei einer Rakete mit Nutzlast ist also ein Kompromiss zwischen geringem Luftwiderstand, Masse und Fassungsvermögen der Spitze zu wählen.

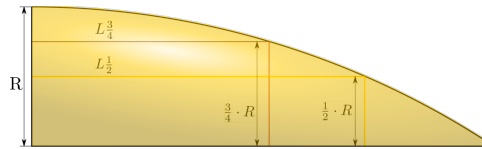


Abbildung 14: Die Werte $L_{\frac{3}{4}}$ und $L_{\frac{1}{2}}$ erklärt.

Die experimentelle Spitze wurde aus diesem Vergleich ausgeschlossen, da sie in allen drei Kategorien stark unterdurchschnittlich abschneidet.

5.3 Ausblick

Bessere Flugsimulation In dieser Arbeit wurden Luftwiderstand und Flugstabilität als unabhängige Aspekte behandelt. In Realität hängen diese jedoch eng zusammen, da eine Rakete in Schräglage einen deutlich höheren Luftwiderstand aufweist. Es wäre also wünschenswert beide Aspekte zusammenzuführen und die Stabilität in die Flugsimulation mit einzubeziehen. Um auch andere Raketen simulieren zu können, sollten weitere Parameter neben der Spitzenform untersucht werden. Denkbar wären z.B. die Länge der Spitze, die Oberflächenbeschaffenheit etc.

Entwicklung eines neuartigen Bergungssystems Wie in 4.3 beschrieben 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.

Optimierung von Nutzlastverkleidungen Wie in Abb. 13 zu sehen ist, besitzen tatsächliche Nutzlastverkleidungen 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.

Weitere Anwendungen In der Luft- und Raumfahrt hatte die Aerodynamik schon immer eine große Bedeutung, in den letzten Jahren hat sie sich jedoch in viele neue Gebiete verbreitet. In der Entwicklung von neuen Fortbewegungsmitteln, die möglichst effizient und umweltschonend sind, spielt die Optimierung der Aerodynamik heute eine wichtige Rolle und hat sich somit auf fast alle Bereiche der zivilen Fortbewegung ausgebreitet.

Unabhängig vom Raketenbau können mit den entwickelten Methoden auch viele andere Fahrzeuge untersucht werden. Denkbar wären z.B. PKW, LKW, Lokomotiven oder auch Fahrräder mit Verkleidung.

A Danksagung an Unterstützer

Freundlicherweise durften wir für dieses Projekt den Windkanal TWO der Carl von Ossietzky Universität Oldenburg nutzen. Unser Dank geht deshalb an die Universität und in besonderer Weise an unsere Ansprechpartnerin Ingrid Neunaber, die dies ermöglicht hat. Des weiteren möchten wir uns bei Familie Wilken bedanken, auf deren Wiese wir die Flugversuche durchführen durften.

Literatur

- [1] Brockhaus: ballistische Rakete.
<http://brockhaus.de/ecs/enzy/article/ballistische-rakete> (07.02.2018)
- [2] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (2007): Windkanal. Wie man Fahrzeuge noch wind-schlüpfriger macht.
<http://www.dlr.de/schoollab/Portaldata/24/Resources/dokumente/hb/windkanal.pdf>
(09.01.2019; 10:54)
- [3] ELV Elektronik. Datenblatt Digitalmultimeter UT 70 A. https://files.elv.com/service/manuals_hw/71714_UT70A_UM.pdf (11.01.2019; 20:37)
- [4] Fachlabor Raumfahrttechnik: Versuch „Aerodynamisch-ballistische Rakete“. Technische Universität Braunschweig. https://www.er-ig.de/cms/uploads/Skript_Raketenstart.pdf
(09.01.2019; 10:56)
- [5] Hucho, Wolf-Heinrich (2002): Aerodynamik der stumpfen Körper. Physikalische Grundlagen und Anwendungen in der Praxis. 2. Auflage. Vieweg + Teuber Verlag. Wiesbaden.
- [6] Klima: Raketenmotorfibel.
http://www.neu.raketenmodellbau-klima.de/Download_Dateien/Motorflyer_DINA4.pdf
(09.01.2019; 10:56)
- [7] Lancelle, Daniel (2008): Entwurf eines Autopiloten für Experimentalraketen. 1. überarbeitete Veröffentlichung. Technische Universität Braunschweig. <https://www.raketenmodellbau.org/repository/archive/126750?view=true> (09.01.2019; 10:57)
- [8] Leifi Physik: Luftreibung.
<https://www.leifiphysik.de/mechanik/reibung-und-fortbewegung/luftreibung>
(09.01.2019; 10:58)
- [9] Meyer, L./ Gramm, A./ Benecke, K. und weitere (2012): Das große Tafelwerk. interaktiv 2.0. Niedersachsen. Berlin.
- [10] Mielke, Heinz (1967): Meyers Taschenlexikon Raketentechnik Raumfahrt. Leipzig.
- [11] Missbach, Oliver (2001): Fliegende Modellraketen selbst gebaut 2.Auflage. Edition Countdown. München.
- [12] Niskanen, Sampo (2009): Development of an Open Source model rocket simulation software. Helsinki University of Technology. <http://openrocket.sourceforge.net/thesis.pdf> (09.01.2019; 10:59)
- [13] PCE Instruments. Datenblatt PCE-FM50.
<http://static.mercateo.com/e5/c5859a1fca4548a3a8d0e41d29182954/pdf/kraftmessgeraet-pce-fm50.pdf> (11.01.2019; 20:30)
- [14] Wikipedia: Atlas V https://de.wikipedia.org/wiki/Atlas_V (23.02.2019; 11:08)
- [15] Willerding, Eugen (2018): Die mathematische Theorie ballistischer Kurven.
<https://www.eugen-willerding.de/app/download/5785857957/ballistik.pdf>
(09.01.2019; 10:59)