FLUIDDYNAMIK UND IMPULSERHALTUNG AM BEISPIEL EINER WASSERRAKETE



FLUIDDYNAMIK UND IMPULSERHALTUNG AM BEISPIEL EINER WASSERRAKETE

Eine Maturitätsarbeit an der KANTONSSCHULE LIMMATTAL

vorgelegt von

JONAS PFAFFINGER

Klasse M6a

im Fach Physik

betreut von

Samuel Miesch

Abstract

Zielsetzung dieser Maturarbeit an der Kantonsschule Limmattal war es, eine zuverlässige und sichere Wasserrakete zu konstruieren und zu bauen, mit der die Berechnungen zum Flugverhalten verifiziert werden können.

Eine Wasserrakete funktioniert so, dass ein Druckbehälter teilweise mit Wasser gefüllt und anschliessend die Luft im Tank unter Druck gesetzt wird. Wird dann der Verschluss geöffnet, so wird das Wasser aus dem Drucktank gepresst. Es entsteht ein Rückstoss, der die Rakete nach oben beschleunigt.

Um das Ziel dieser Arbeit zu erreichen, wurden zunächst Berechnungen zur Stabilität des Drucktanks durchgeführt. Auf der Basis dieser Berechnungen wurde dann der Drucktank aus Kohlefasern hergestellt. Die restlichen Komponenten der Rakete wurden zunächst einzeln konstruiert und getestet, um allfällige Probleme bereits in der Entwicklungsphase zu erkennen und zu eliminieren. Viele dieser Komponenten wurden mit 3D-Druck produziert. Mit einer Excel-Simulation wurde die theoretische Flughöhe mittels der Daten der Rakete ermittelt. Schliesslich wurde in einem Flug mit diesen exakten Parametern die effektive Höhe gemessen. Diese war leicht tiefer, als dies die Simulation vorausgesagt hatte. Da die Simulation allerdings von idealen Strömungen ausgeht, wird die Übereinstimmung als gut eingeschätzt. Mittels dieser Messdaten werden mögliche Fehlerquellen diskutiert, die zu den Abweichungen beigetragen haben. Am Ende der Arbeit werden verschiedene Vorschläge für weitergehende Untersuchungen gemacht.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung1		
1.1	Motivation1		
1.2	Fragestellung und Zielsetzung1		
1.3	Quellen1		
2	Theorie und Simulationen2		
2.1	Statische Berechnung des Druckbehälters (Stabilität)2		
2.2	Flugstabilität einer Rakete		
2.3	Flug-Simulationen		
2.3.1	Theorie der Flugsimulationen		
2.3.2	Ergebnisse der Flug-Simulation		
3	Konstruktion11		
3.1	Spitze und Adapter		
3.2	Druckbehälter		
3.3	Obere und untere Endkappen		
3.4	Lösung für Undichtigkeitsprobleme		
3.5	Startvorrichtung		
4	Anfertigung14		
4.1	Spitze14		
4.2	Düse		
4.3	Druckbehälter mit Endkappen15		
4.4	Startvorrichtung		
5	Experimente		
5.1	Testflüge		
5.2	Verbesserungen		
5.3	Drucktest der angefertigten Rakete		
5.4	Datenerfassungsflug		
6	Resultate		
7	Diskussion		
7.1	Vergleich Experimentelle Daten mit Simulationen		
7.2	Fehler, Fehlerquellen		
8	Schlusswort		
8.1	Fazit (Zielsetzung mit Erreichtem)		
8.2	Offene Fragen		
8.3	Ausblick		
Quellenverzeichnis			

1 Einleitung

1.1 Motivation

Eine Wasserrakete hat ein interessantes Prinzip, bei dem der ganze Rückstoss komplett ohne Flüssig- oder Festbrennstoff zustande kommt. Sie funktioniert so, dass ein Druckbehälter zu einem gewissen Teil mit Wasser gefüllt und der restliche Teil mit komprimierter Luft unter Druck gesetzt wird. Wird nun der Verschluss gelöst, so drückt die komprimierte Luft das Wasser durch die Düse am unteren Ende der Rakete hinaus. Dadurch wird die Rakete in die Höhe befördert. Die Luft dient also als Energiespeicher und das Wasser als Masse für den Rückstoss.

Demzufolge ist die Anfertigung einer solchen Rakete vergleichsweise gefahrlos. Einfache Wasserraketen können bereits von Kindern aus PET-Flaschen gebaut und geflogen werden. Es gibt aber auch hochentwickelte Wasserraketen, die mit hohem Druck geflogen werden. Die erreichten Höhen variieren also zwischen einigen Metern bis zu fast 1'000 m im Falle des Weltrekords von Air Command Rockets [1].

Um die physikalischen Vorgänge zur Schuberzeugung einer Wasserrakete besser zu verstehen, wird eine Simulation entwickelt.

Das Hauptziel dieser Arbeit ist es, eine zuverlässige und sichere Wasserrakete zu konstruieren und zu bauen, mit der die Simulationen zum Flugverhalten verifiziert werden können.

1.2 Fragestellung und Zielsetzung

In dieser Maturitätsarbeit wurden zunächst theoretische Untersuchungen zur Berechnung angestellt und Simulationen zum Flugverhalten einer Wasserrakete durchgeführt.

Dann wurden die einzelnen Komponenten der Rakete und der Startvorrichtung konstruiert, angefertigt und anschliessend getestet.

Schliesslich wurde ein Flugversuch durchgeführt. Die Messungen aus diesem Flugversuch wurden in einem letzten Teil mit den Simulationen verglichen.

Im Verlauf der Maturitätsarbeit werden folgende Fragen beantwortet:

- Wie wird ein Druckbehälter berechnet und konstruiert?
- Wie stellt man die Sicherheit der Wasserrakete sicher?
- Wie wird die Stabilität der Flugbahn einer steuerungslosen Rakete sichergestellt?
- Wie verhält sich die Flughöhe in Abhängigkeit zur Wassermenge, zum Luftdruck und zur Düsenöffnungsgrösse?
- Wie gut stimmen die Simulationen mit einem echten Flug überein?
- Was können mögliche Faktoren für Abweichungen zwischen Simulation und Realität sein?

1.3 Quellen

Die wichtigste Quelle der Arbeit ist der YouTube-Kanal von Air Command Rockets des Australiers George Katz. Insbesondere wurde der Bau der Nova-Rakete als Vorlage genommen, siehe [2], [3] und [4]. Eine weitere wichtige Quelle war eine Vorlesung von Prof. John M. Cimbala der Penn State University zum Thema «Compressible Flow and Choking in Converging Ducts». Sie wurde verwendet, um das Ausströmen der Luft zu simulieren [5].

2 Theorie und Simulationen

2.1 Statische Berechnung des Druckbehälters (Stabilität)

Hier wird die Berechnung des Maximaldrucks in einem Druckbehälter beschrieben.

Die Spannungen in einem Druckbehälter zylindrischer Form können mit der Kesselformel berechnet werden [6]. Dabei werden die Spannungen in eine Längskomponente σ_a und in eine Querkomponente σ_t aufgeteilt, welche einzeln berechnet werden können, siehe folgende Abbildung aus [6].



Abbildung 1: Spannungen im Zylinder gemäss Kesselformel und benötigte Dimensionen [6]

Gemäss Kesselformel lauten die Formeln für die Spannungen im Drucktank folgendermassen, wobei *p* der Innendruck ist:

$$\sigma_t = \frac{p \cdot d_m}{2 \cdot s} \to p = \frac{\sigma_t \cdot 2 \cdot s}{d_m}$$
$$\sigma_a = \frac{p \cdot d_m}{4 \cdot s} \to p = \frac{\sigma_a \cdot 4 \cdot s}{d_m}$$

Hierbei handelt es sich nicht um Kräfte, sondern um Spannungen, die auf das Material wirken. Eine Spannung entspricht einer Kraft F pro Fläche A und hat damit die gleiche Einheit wie der Druck. Demzufolge gilt:

$$\sigma = \frac{F}{A}; [\sigma] = \frac{N}{m^2} = Pa$$

Die grössere Spannung herrscht in tangentialer Richtung, also senkrecht zum Rohrverlauf.

Die Bruchfestigkeit eines Materials wird mit der sogenannten Bruchspannung σ_B angegeben.

Setzt man nun σ_B in die obige Formel zur Berechnung des Drucks ein, so erhält man folgende Formel für den Bruchdruck p_B :

$$p_B = \frac{\sigma_B \cdot 2 \cdot s}{d_m} = \frac{\sigma_B \cdot 2 \cdot s}{d + s}$$

Laut Swiss-Composite erreicht bidirektionales Kohlenfasergewebe eine Spannung von 560 - 650 MPa, bevor es bricht [7]. Die Bruchspannung, mit der hier gerechnet wird, beträgt 560 MPa, da die Kohlefasern nicht ideal verarbeitet werden konnten (nicht unter Vakuum laminiert und Fasern nicht exakt zur Spannung ausgerichtet). Eine Faserschicht hat eine Dicke von etwa 0.6 mm. Die Rakete wurde mit zwei Schichten laminiert, was eine Dicke von 1.2 mm bedeutet. Das bedeutet für den Maximaldruck p_{max} folgendes:

$$p_{max} = \frac{560 MPa \cdot 2 \cdot 0.0012 m}{0.0753 m + 0.0012 m} \approx 1.757 * 10^7 Pa = 175.7 bar$$

Der Maximaldruck p_{max} ist jedoch für einen idealen und homogenen Kohlefaserzylinder berechnet. Der Maximaldruck für den in dieser Arbeit gebauten Drucktank liegt sicherlich deutlich unter diesem Wert. Für den hier verwendeten Maximaldruck der Pumpe von 11.1 bar dürfte die Stabilität ausreichen, da er lediglich 6% des berechneten Maximaldrucks ausmacht und somit einem Sicherheitsfaktor von fast 16 entspricht.

2.2 Flugstabilität einer Rakete

Die Rakete sollte immer vorwärts, d.h. aufwärts, fliegen. Doch nicht alle Körper richten sich automatisch mit einer Seite in Windrichtung aus. Ein einfacher Zylinder würde beispielsweise ohne klare Richtung in der Luft "herumschwirren". Seine Ausrichtung ist also willkürlich. Diese Eigenschaft sollte diese Rakete nicht haben.

Die Stabilitätsbedingungen einer Rakete werden im YouTube-Video «Rocket Stability» von «LabRat Scientific» erklärt [8]. Um das Problem der Instabilität in der Luft zu beheben, werden möglichst weit hinten an der Rakete Finnen befestigt, die die Rakete im Falle eines Abweichens vom vertikalen Kurs wieder zurück auf den richtigen Kurs drücken. Finnen und die Spitze erzeugen zusammen einen Punkt auf der Rakete, wo die Aerodynamik ausgeglichen ist. Dieser Punkt wird als Schwerpunkt der Aerodynamik bezeichnet. Um die Rakete zu stabilisieren, möchte man diesen Punkt (Center of Pressure = CP (in Abbildung 2 rot eingezeichnet)) hinter den Schwerpunkt (Center of Gravity = CG (in Abbildung 2 blau-weiss eingezeichnet)) bringen. Die Rakete fliegt also immer auf der Verbindungslinie zwischen CG und CP, wobei der CP hinten ist. Das heisst, um aerodynamische Stabilität zu erlangen, muss die Rakete ihre Masse möglichst weit vorne und den aerodynamischen Mittelpunkt möglichst weit hinten haben.



Abbildung 2: Skizze der Rakete aus dem Programm «OpenRocket» [9]

Bei einer Wasserrakete ist das Wasser immer unten bzw. hinten im Drucktank und verschiebt dadurch den CG nach hinten. Das muss mit viel Gewicht vorne und viel Flügelfläche hinten ausgeglichen werden. Im Verlauf des Flugs wird das Wasser aus dem Tank gedrückt. Das bedeutet, dass sich der Einfluss des Wassers, das den CG nach hinten verschiebt, im Verlaufe des Fluges verringert. Die ungünstigste Situation liegt also zum Startzeitpunkt vor. Die Rakete muss deshalb am Start etwas gehalten und geführt werden, um auch sicher starten zu können. Hat die Rakete Geschwindigkeit, so beginnen die Finnen zu wirken und drücken die Rakete auf den richtigen Kurs.

2.3 Flug-Simulationen

2.3.1 Theorie der Flugsimulationen

Die Schubphase einer Wasserrakete besteht aus zwei Schritten. In einem ersten Schritt stösst die Rakete Wasser aus der Düse aus und beschleunigt durch diesen Rückstoss nach oben. In einem zweiten Schritt wird die immer noch unter Druck stehende Luft aus dem Tank ausgestossen.

Die Schubphase wurde in der Simulation in vier Phasen unterteilt, welche hier genauer erklärt werden.

- 1. Beschleunigung des Wassers
- 2. Ausströmen des Wassers
- 3. Erstickter Luftstrom
- 4. Freier Luftstrom

Für die Simulation wurde angenommen, dass in jedem Moment die Strömung laminar und konstant ist. Dadurch können die Standardgleichungen der Strömungslehre verwendet werden.

In der Simulation wurden zuerst die wichtigsten Variablen Zeit (t), Höhe (h), Geschwindigkeit (v) und Beschleunigung (a) eingefügt. Anhand dieser Werte lassen sich die Resultate der Simulation durch Graphen veranschaulichen.



Abbildung 3: Bedingungen im und um den Tank mit Wasser (linke Seite) und ohne Wasser (rechte Seite)

Da die 2. Phase, nämlich das Ausströmen des Wassers, einfacher zu simulieren ist als die 1. Phase, nämlich die Beschleunigung des Wassers, wurde mit Phase 2 begonnen. Die in jedem Moment konstant bleibende Geschwindigkeit des Wassers kann mithilfe der Bernoulli-Gleichung berechnet werden [10]:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho_W \cdot v_D^2 = p_T + \rho_W \cdot g \cdot h + \frac{1}{2} \cdot \rho_W \cdot \left(\frac{v_D \cdot A_D}{A_T}\right)^2$$

Die linke Seite der Gleichung beschreibt den Zustand des Wassers am Ausgang der Düse, wo lediglich Geschwindigkeitsenergie des Wassers vorhanden ist. Die rechte Seite beschreibt den Zustand des Wassers an der Wasseroberfläche im Tank. Dort setzt sich der Zustand aus dem Luftdruck im Tank, der potenziellen Energie und der Geschwindigkeitsenergie des Wassers zusammen. Der Luftdruck lässt sich auf beiden Seiten wegstreichen.

Die Geschwindigkeit des Wassers an der Wasseroberfläche im Tank wird über die Düsengeschwindigkeit durch Multiplikation mit dem Flächenverhältnis ausgedrückt.

Die nach der Austrittsgeschwindigkeit aufgelöste Bernoulli-Gleichung lautet:

$$v_D = \sqrt{\frac{p_T + \rho_W \cdot g \cdot h}{\frac{1}{2}\rho_W - \frac{1}{2} \cdot \rho_W \cdot \left(\frac{A_D}{A_T}\right)^2}}$$

Wobei:

$$\begin{split} v_D &:= Geschwindigkeit am Austrittspunkt der Düse\\ p_T &:= Druck im Tank über Atmosphärendruck\\ \rho_W &:= Dichte von Wasser\\ g &:= Erdbeschleunigung\\ h &:= Höhe des Wassers im Tank\\ A_D &:= Querschnittsfläche der Düse\\ A_T &:= Querschnittsfläche des Tanks \end{split}$$

Mithilfe dieser Austrittsgeschwindigkeit kann nun das ausgestossene Wasservolumen ΔV berechnet werden:

$$\Delta V = v_D \cdot A_D \cdot \Delta t$$

Daraus wiederum kann durch Multiplikation mit der Dichte ρ_W die ausgestossene Wassermasse berechnet werden. Die daraus entstehende Impulsänderung erhält man, indem man den Impuls durch Multiplikation der Wassermasse mit v_D berechnet. [11]

Die Formel für die Impulsänderung lautet entsprechend:

$$\Delta p = v_D \cdot A_D \cdot \Delta t \cdot \rho_W \cdot v_D = v_D^2 \cdot A_D \cdot \rho_W \cdot \Delta t$$

Wobei:

 $\begin{array}{l} \Delta p \coloneqq Impuls \\ \Delta p \coloneqq Impuls \\ \Delta t \coloneqq Zeitintervall \end{array}$

Danach kann das ausgestossene Wasservolumen vom Volumen, das im Tank vorhanden ist, subtrahiert werden. Dadurch vergrössert sich das Luftvolumen im Tank, wodurch sich der Druck im Tank verringert. Auch die Gesamtmasse (m_{tot}) der Rakete muss in jedem Schritt neu berechnet werden.

Die resultierende Gesamtkraft hängt nicht nur von der Impulsänderung des Wassers ab, sondern auch vom Luftwiderstand.

Die Kraft des Luftwiderstands wurde folgendermassen berechnet [12] :

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot c_w \cdot \rho_L \cdot A_A \cdot v^2$$

Wobei:

$$F_L := Luftwiderstandskraft$$

 $c_w := Luftwiderstandskoeffizient$
 $\rho_L := Dichte der Luft$
 $A_A := Total ausgesetzte Fläche$
 $v := Momentane Geschwindigkeit$

Da die Kraft eigentlich eine vektorielle Grösse ist und dementsprechend eine Richtung hat, spielt das Vorzeichen eine Rolle. Die Luftwiderstandskraft zeigt immer in die entgegengesetzte Richtung der Geschwindigkeit. In der Formel geht das Vorzeichen durch das Quadrieren der Geschwindigkeit verloren. Solange die Rakete nach oben fliegt, ist die Geschwindigkeit positiv und der Luftwiderstand negativ. Fällt sie nach unten, so ist die Geschwindigkeit negativ. Die Luftwiderstandskraft ist hingegen positiv und bremst die Rakete mit einer Kraft nach oben. Sinngemäss muss in der Simulation beim Weg nach unten F_L durch $-F_L$ ersetzt werden.

Der c_w -Wert wurde mit dem Programm «OpenRocket» [9] über eine Modellrakete mit den Parametern der gebauten Rakete berechnet und beträgt 0.51.

Nun kann die Beschleunigung der Rakete berechnet werden:

$$a = \frac{F_{res}}{m_{tot}} = \frac{F_T - F_G - F_L}{(m_R + m_W)} = \frac{\frac{\Delta p}{\Delta t} - F_G - F_L}{(m_R + m_W)} = \frac{\frac{\Delta p}{\Delta t} - (m_R + m_W) \cdot g - F_L}{(m_R + m_W)}$$

Wobei:

 $\begin{array}{l} a \coloneqq Beschleunigung \\ F_{res} \coloneqq Resultierende \ Kraft \\ F_T \coloneqq Schubkraft \ (Thrust) \\ F_g \coloneqq Gewichtskraft \ der \ Rakete \\ m_R \coloneqq Leermasse \ der \ Rakete \\ m_W \coloneqq Aktuelle \ Wassermasse \ in \ der \ Rakete \end{array}$

Mit der Beschleunigung kann die Geschwindigkeit über das Zeitintervall Δt berechnet werden:

$$v = v_0 + a \cdot \Delta t$$

Wobei:

v := Endgeschwindigkeit im aktuellen Zeitintervall $v_0 := Endgeschwindigkeit im vorherigen Zeitintervall$

Mit der obigen Berechnung hat das Wasser immer die Geschwindigkeit, mit dem das Wasser durch den Druck durch die Düsenverengung gepresst wird. Das bedeutet, dass das Wasser schon beim ersten Simulationsschritt die Geschwindigkeit gemäss Bernoulli-Gleichung hat. Physikalisch ist diese Annahme nicht realistisch. Aus diesem Grund wurde in der Simulation die Phase 1 ergänzt, während der das Wasser beschleunigt wird.

Solange das Wasser noch nicht die Geschwindigkeit hat, welche der Druck im Tank erzeugen würde, wird nur ein Teil des Drucks benötigt, um die Strömung gemäss Bernoulli aufrecht zu erhalten. Das heisst, die Bernoulli-Gleichung lautet:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho_W \cdot v_D^2 = p_B + \rho_W \cdot g \cdot h + \frac{1}{2} \cdot \rho_W \cdot \left(\frac{v_D \cdot A_D}{A_T}\right)^2$$

Wobei:

 $p_B := Druck zur Aufrechterhaltung der Wassergeschwindigkeit v_D$

Diese Formel wurde nach p_B aufgelöst:

$$p_B = \frac{1}{2} \cdot \rho_W \cdot v_D^2 \left(1 - \left(\frac{A_D}{A_T}\right)^2 \right) - \rho_W \cdot g \cdot h$$

Solange dieser Druck p_B aufgrund der noch geringen Wassergeschwindigkeit kleiner ist als der Druck im Tank p_T , so bleibt noch ein Druckanteil p_{WB} , der das Wasser beschleunigt:

$$p_T = p_B + p_{WB}$$

Wobei:

$p_{WB} := Druck \ zur \ Beschleunigung \ des \ Wassers$

Die Beschleunigung des Wassers kann mit dem 2. Newtonschen Axiom berechnet werden, wobei die Wasserbeschleunigungskraft F_{WB} dem Wasserbeschleunigungsdruck p_{WB} multipliziert mit der Wasseroberfläche A_T entspricht:

$$F_{WB} = m_W \cdot a_W = p_{WB} \cdot A_T$$

Die Wasserbeschleunigung ist entsprechend:

$$a_W = \frac{p_{WB} \cdot A_T}{m_W}$$

Sobald die Geschwindigkeit des Wassers so gross geworden ist, dass $p_{WB} = 0$ wird, kann die obige Formel der 2. Schubphase verwendet werden.

Ist das Wasser einmal ausgestossen, so entspricht der Druck im Tank noch nicht dem Atmosphärendruck p_L . Entsprechend erzeugt die ausströmende Luft einen Impuls. Da es sich hierbei um Luft, also ein kompressibles Gas, handelt, kann nicht mehr die Bernoulli-Gleichung angewendet werden. Es wurde jedoch das Video «Fluid Mechanics Lesson 15B: Compressible Flow and Choking in Converging Ducts» gefunden, in dem Professor John M. Cimbala die Berechnung von ausströmendem Gas erklärt [5]. Die im Video gezeigten und in der Simulation verwendeten Formeln wurden mithilfe eines PDF-Dokuments der NASA bestätigt [13].

Im Video wird erklärt, dass die Luft beim Ausströmen durch eine Düse maximal die Schallgeschwindigkeit, also Mach 1, erreichen kann.

Entsprechend muss bei der Berechnung zuerst die Machzahl über die beiden Drücke im und ausserhalb des Tanks ermittelt werden:

$$M_a = \sqrt{\frac{2}{k-1} \cdot \left(\left(\frac{p_T + p_L}{p_L}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}$$

Wobei:

 $\begin{array}{l} M_a := \ Machzahl \\ k = 1.4 := Konstante \ für \ Luft \\ p_T := Druck \ im \ Tank \ über \ Atmosphärendruck \\ p_L := \ Atmosphärendruck = Druck \ am \ Austrittspunkt \ der \ Düse \end{array}$

Da k konstant ist, hängt die Machzahl nur von den Drücken p_T und p_L ab und beschreibt die Fliessgeschwindigkeit der Luft relativ zur Schallgeschwindigkeit. Wie oben erwähnt kann die Luft nicht schneller als Mach 1 fliessen. Entsprechend ist der Wert immer im Intervall [0, 1].

Nun kann die Austrittstemperatur der Luft berechnet werden, da sie für die Berechnung der verbleibenden Luft im Tank benötigt wird. Die Temperatur wird folgendermassen berechnet:

$$T_D = T_T \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_a^2\right)^{-1}$$

Wobei:

$T_D := Temperatur am Austrittspunkt der Düse$ $T_T := Temperatur im Tank$

Somit kann aus der Machzahl und der Temperatur die Massenflussrate der Luft berechnet werden.

$$m^* = A_D \cdot (p_T + p_L) \cdot M_a \sqrt{\frac{k}{R_S \cdot T_T}} \cdot \left(1 + \frac{k - 1}{2} \cdot M_a^2\right)^{-\frac{k + 1}{2(k - 1)}}$$

Wobei:

$m^* := Massenflussrate \ der \ Luft$ $R_s := Spezifische \ Gaskonstante \ für \ Luft$

Aus der Massenflussrate und der Machzahl lässt sich wiederum die Impulsänderung berechnen. Aus der Impulsänderung kann gleich wie bei der oben verwendeten Formel die Beschleunigung berechnet werden.

Nun muss berechnet werden, wie viel Druck noch im Tank herrscht, nachdem gemäss Massenflussrate Luft ausgeströmt ist. Dazu wird zunächst die Dichte der Luft unter Druck berechnet [14]:

$$\rho_p = \frac{p_T + p_L}{R_S \cdot T_T}$$

Wobei:

 $\rho_p := Rho \ der \ Luft \ unter \ Druck \ p$

Diese Dichte ρ_p kann nun verwendet werden, um die Masse der Luft vor dem Ausströmen zu berechnen:

$$m_L = \rho_p \cdot V_T$$

Wobei:

$$\label{eq:ml} \begin{split} m_{L} &:= \textit{Masse der Luft im Tank} \\ V_{T} &:= \textit{Volumen der Luft im Tank} = \textit{Tankvolumen} \end{split}$$

Die Masse der verbleibenden Luft nach einem Zeitschritt Δt ist:

$$m_{Lv} = m_L - m^* \cdot \Delta t$$

Wobei:

 $m_{Lv} := verbleibende \ Luftmasse \ am \ Ende \ eines \ Zeitschritts$

Der neue Druck im Tank kann nun folgendermassen aus der Gasgleichung berechnet werden:

$$p_{TE} = \frac{m_{Lv} \cdot R_S \cdot T_T}{V_T} - p_L$$

Wobei:

 $p_{TE} := Druck \ der \ verbleibenden \ Luft \ am \ Ende \ eines \ Zeitschritts$

In der Simulation strömt die Luft zunächst mit Mach 1 aus (Schubphase 3, erstickter Luftstrom). Wenn der Druck unter die entsprechende Schwelle gefallen ist, strömt die Luft mit einer tieferen Geschwindigkeit aus, bis der Überdruck im Tank p_T auf 0 gefallen ist. Der verbleibende Druck entspricht dann dem Atmosphärendruck p_L .

2.3.2 Ergebnisse der Flug-Simulation

Für die Berechnung wurde Microsoft Excel verwendet.

Als Parameter wurden die effektiven Daten der gebauten Rakete und einige Standardgrössen eingesetzt:

Erdbeschleunigung:	$g = 9.81 \frac{m}{s^2}$
Zeitintervall:	$\Delta t = 5 \cdot 10^{-3} s$
Leermasse:	$m_{Leer} = 1.480 \ kg$
Gesamtmasse Wasser:	$m_{WGes} = 6.110 \ kg$
Innendurchmesser Rohr:	$d_R = 7.50 \cdot 10^{-2} m$
Querschnittsfläche Rohr:	$A_R = 4.42 \cdot 10^{-3} m^2$
Innendurchmesser Düse:	$d_D = 1.48 \cdot 10^{-2} m$
Querschnittsfläche Düse:	$A_D = 1.72 \cdot 10^{-4} m^2$
Normaldruck [15]:	$p_L = 1.10325 \cdot 10^5 Pa$
Pumpdruck:	$p_P = 1.11 \cdot 10^6 Pa$
Dichte Wasser:	$\rho_W = 9.98206 \cdot 10^2 \ \frac{kg}{m^3}$
Gesamtvolumen Tank	$V_T = \frac{m_{WGes}}{\rho_W} = 6.121 \cdot 10^{-3} \ m^3$
Anfangsvolumen Wasser:	$V_W = 2.50 \cdot 10^{-3} m^3$
Füllanteil Wasser:	$FaW = \frac{V_W}{V_T} = 4.08 \cdot 10^{-1}$
Anfangsvolumen Luft:	$V_{L0} = V_T \cdot (1 - FaW) = 3.62 \cdot 10^{-3} m^3$
Masse Wasser Tank:	$m_{W0} = m_{WGes} \cdot FaW = 2.50 \ kg$
c _w -Wert:	$c_w = 0.51$
Spezifische Gaskonstante [16]:	$R_s = 2.8706 \cdot 10^2 \frac{J}{kg \cdot K}$
Temperatur Luft:	$T_L = 2.9115 \cdot 10^2 K$
Dichte Luft:	$\rho_L = \frac{p_L}{R_S \cdot T_L} = 1.2124 \ \frac{kg}{m^3}$
Heat capacity ratio [17]:	$k = 1.40 \frac{J}{\kappa}$
Durchmesser Rohr aussen:	$d_{RA} = 8.10 \cdot 10^{-2} m$
Querschnittsfläche Rohr aussen:	$A_{RA} = 5.15 \cdot 10^{-3} \ m^2$

Tabelle 1: In der Simulation verwendete Parameter

Als Zeitschritt wurde ein Zeitintervall Δt von 0.005 s gewählt.

Das ganze Datenblatt besteht aus 35 Spalten und 2'029 Zeilen.

Zur kompakten Darstellung der Simulationsresultate werden die Höhe (h), die Geschwindigkeit (v), die Beschleunigung (a) und die Schubkraft in einem Diagramm (Abbildung 4) dargestellt. Die linke y-Achse zeigt die Skalierung der Höhe in Metern, der Geschwindigkeit in Metern pro Sekunde und der Beschleunigung in Metern pro Quadratsekunde. Die rechte y-Achse zeigt die Schubkraft in Newton.

In der folgenden Abbildung wird die Simulation dargestellt, wobei nur die Schubkraft, die vom Wasser erzeugt wird, verwendet wurde. Die Schubphasen 3 und 4, siehe Kapitel 2.3.1, wurden hier noch weggelassen.



Abbildung 4: Grafische Darstellung der Simulation mit Wasserschubkraft

Ohne die Luftschubkraft wurde mit einem Pumpdruck von 11.1 bar eine Höhe von 63.05 m nach 3.76 s errechnet.

In der folgenden Abbildung wird nun auch die Luftschubkraft berücksichtigt. In Abbildung 5 sind auch die 4 Schubphasen bezeichnet.



Abbildung 5: Grafische Darstellung der Simulation mit Wasser- und Luftschubkraft

Mit der Luftschubkraft wurde mit einem Pumpdruck von 11.1 bar eine Höhe von 95.09 m nach 4.60 s errechnet.

Die Wasserbeschleunigung ist in der Simulation nach 0.05 s abgeschlossen. Nach 0.375 s ist das Wasser vollständig ausgestossen. Nach 0.62 s beginnt der freie Luftstrom und nach 0.775 s ist keine Schubkraft mehr vorhanden.

In der folgenden Tabelle werden die Veränderung von Höhe und Gipfelpunktzeit bei verschiedenen Druckwerten und Wasservolumen verglichen:

	9.99 bar (-10%)	11.1 bar	12.2 bar (+10%)
2.25 1	81.24 m, 4.26 s	91.02 m, 4.48 s	102.02 m, 4.71 s
2.50 1	83.81 m, 4.35 s	95.09 m, 4.60 s	107,65 m, 4.85 s
2.751	86.34 m, 4.44 s	96.74 m, 4.66 s	107.79 m, 4.88 s

Tabelle 2: Höhen und Gipfelpunktzeiten bei verschiedenen Druckwerten und Wasserfüllmengen. Die beim Flug verwendeten Werte sind grün hinterlegt

Die Werte zeigen, dass die Flughöhe mit zunehmendem Druck zunimmt. Interessanterweise nimmt die Flughöhe zwischen den Füllmengen von 2.25 l und 2.50 l deutlicher zu als zwischen 2.50 l und 2.75 l, wobei dieser Effekt vor allem bei hohem Druck ausgeprägter zu sein scheint. Dies könnte bedeuten, dass eine Füllmenge von 2.50 l relativ nahe an der optimalen Füllmenge liegt.

3 Konstruktion

Die 3D-gedruckten Komponenten wurden mittels FreeCAD [18] konstruiert, dann als STEP-Dokument exportiert und anschliessend in PrusaSlicer [19] für den 3D-Druck vorbereitet. Gedruckt wurde mit einem Prusa MK4 Drucker.



Abbildung 6: Explosionszeichnung der gesamten Rakete

- 1. Ladeluke
- 2. Spitze
- 3. Adapter
- 4. Obere Endkappe
- 5. Einsatz obere Endkappe
- 6. Kohlenfaserrohr (in der Explosionszeichnung gekürzt)
- 7. Einsatz untere Endkappe
- 8. Untere Endkappe
- 9. Startring
- 10. Aluminiumrohr
- 11. Finnen
- 12. Finnenhalterung

3.1 Spitze und Adapter

Die Spitze (Nr. 2 in Abbildung 6) setzt oben an den Druckbehälter (Nr. 4 - 12) an und wurde gemäss von dem Design der Nova Rakete konstruiert [3]. Demzufolge muss es einen Befestigungsmechanismus geben, welcher Spitze und Druckbehälter verbindet. Wenn sich der Fallschirm in der Spitze befinden soll, muss dieser die Gesamtmasse der Rakete tragen können.

Zusätzlich müssen jegliche Messinstrumente oberhalb des Druckbehälters platziert werden können, da sie dort nicht der aerodynamischen Stabilität zur Last fallen (siehe Kapitel 2.2).

In der Spitzenpartie (Nr. 1-3) müssen folgende Utensilien verstaut werden:

- Fallschirm (in der Spitze, Nr. 2)
- Altimax (im Adapter, Nr. 3)
- Akku (im Adapter)
- Servo (im Adapter)

Der Fallschirm ist ein Modellraketenfallschirm mit 100 cm Durchmesser.

Beim Steuerungsgerät Altimax handelt es sich um einen Altimax G4. Dieser kann Höhe, Beschleunigung und Zeit messen. Zusätzlich ist er im Stande, verschiedene Aufgaben zu tätigen, wie zum Beispiel einen Fallschirm auszulösen.

Der Altimax wird durch einen kleinen Akku betrieben, welcher ursprünglich für einen Modellhelikopter Verwendung fand.

Der Servo löst die Arretierung der Ladeluke, durch welche der Fallschirm in der Spitze gehalten wird. Dadurch wird der Fallschirm nach aussen geschleudert.

Um eine sichere Auslösung zu gewährleisten, wird der Fallschirm durch drei Faktoren ausgelöst.

So kann der Altimax über die Höhenmessung (Druckmessung) den Gipfelpunkt erkennen. Zusätzlich kann er auch über die Summe aller Beschleunigungen den Gipfelpunkt errechnen. Als letzte Absicherung, falls die anderen zwei nicht zur Auslösung des Fallschirms führen, wurde ein Timer gestellt, welcher den Fallschirm nach einer gewissen Zeit, unabhängig von äusseren Einflüssen, auslöst.

3.2 Druckbehälter

Der Druckbehälter muss dicht sein und sowohl die Spitze als auch die Finnen zusammenhalten. Er muss zusätzlich dicht mit dem Auslösemechanismus verbunden sein, um die Druckbetankung zu ermöglichen und beim Start ohne grosse Reibung ausgelöst zu werden.

Den Grundriss bildet ein Rohr mit 75 mm Innendurchmesser, welches etwa 1'350 mm lang ist. Darauf werden zwei 3D-gedruckte Endkappen geklebt, die das Rohr an beiden Enden verschliessen.

Auf eine Endkappe wird ein Adapter geschraubt, auf welchem die Spitze befestigt wird.

Auf der anderen Seite befindet sich ein Loch, durch welches das Wasser austreten kann. Dieses wird durch das Startventil auf der Startvorrichtung verschlossen.

Das Rohr wurde aus Kohlefasern angefertigt, da diese eine sehr hohe Festigkeit bei sehr geringem Gewicht haben [20]. Zusätzlich wurde eine Schicht Glasfasern aufgetragen, welche das Risiko eines Lecks nochmals verringern.

3.3 Obere und untere Endkappen

Die obere und die untere Endkappe sind jeweils 3D-gedruckt. 3D-Druck ist sehr praktisch, wenn es darum geht, komplexe Formen zu produzieren. Die Dichtheit ist allerdings keine Eigenschaft des 3D-Drucks. Das wurde durch Drucktests an den Komponenten herausgefunden. Die Ursache dafür liegt im Druckvorgang, durch welchen kleine Öffnungen in der Struktur entstehen. Das Problem der Undichtigkeit ergibt sich auch beim Startventil. Durch die Undichtigkeit kommen Endkappen und Startventile, die nur aus 3D-Druck bestehen, nicht in Frage.

3.4 Lösung für Undichtigkeitsprobleme

Das Problem mit dem Ventil lässt sich beheben. Man klebt in die untere Öffnung ein Aluminiumrohr (Nr. 10 in Abbildung 6), welches die Innendimensionen der alten Endkappe besitzt. Dadurch gleitet das Ventil nicht auf 3D-gedrucktem Material, sondern auf Aluminium, welches zusätzlich zur Dichtheit wesentlich bessere Gleiteigenschaften hat.

Um das Problem mit dem 3D-Druck der Endkappen zu beheben, musste eine kompliziertere Lösung gefunden werden. Schliesslich wurde entdeckt, dass keine Undichtigkeit mehr festzustellen ist, wenn man eine dünne Schicht Epoxidharz zwischen zwei Schichten 3D-Druck klebt. Das heisst, dass die Endkappen nochmals neu konstruiert werden mussten. Dieses Mal aus je zwei Komponenten (siehe Abbildung 7). Dazwischen wurde eine dünne Schicht Epoxidharz angebracht, welche die Komponenten zusammenklebt und abdichtet.



Abbildung 7: Obere und untere Endkappe mit jeweiligen Einsätzen

3.5 Startvorrichtung



Abbildung 8: Explosionszeichnung der Startvorrichtung

- 1. Ventil
- 2. Obere Ventilhalterung
- 3. Untere Ventilhalterung
- 4. Befestigungsträger
- 5. Auslösehalter
- 6. Trigger
- 7. Auslösehebel

Die Rakete wird auf das Ventil (Nr. 1 in Abbildung 8) gesetzt, welches wiederum an der oberen Ventilhalterung (Nr. 2) befestigt ist. Die obere Ventilhalterung und die untere Ventilhalterung sind über eine Epoxidharzschicht miteinander verklebt und können so auch als ein Teil betrachtet werden. Die Ventilhalterung (Nr. 2 - 3) wird auf den Befestigungsträger (Nr. 4) geschraubt, wie auch der Auslösehalter (Nr. 5). Am Auslösehalter ist der Trigger (Nr. 6) befestigt, welcher über einen Servo weggezogen werden kann, wodurch sich der Auslösehebel (Nr. 7) von der linken Seite aus gesehen im Uhrzeigersinn drehen kann und somit die Rakete auf dem Ventil loslässt. Die Funktionsweise wurde aus einem Video von «Air Command Rockets» übernommen [21].

4 Anfertigung

4.1 Spitze

Die Spitze wurde aus PETG 3D-gedruckt und ist somit aus Polyethylenterephthalat mit Glykol. PETG zeichnet sich durch seine hohe Zähigkeit, sowie gute UV-Beständigkeit aus [22]. Die Zähigkeit ist ausschlaggebend für die Wahl dieses Materials. Zusätzlich weist es mit $1,27 \ g/cm^3$ eine, verglichen mit anderen Materialien, geringe Dichte auf, was die Teile leichter macht. Der Druck verlief nach der Konstruktion verhältnismässig unspektakulär. Was dabei wichtig war, um die Spitze so exakt wie möglich drucken zu können, war die ideale Abstützung auf dem Druckbett und die bestmögliche Ausrichtung, um überhängende Formen zu vermeiden.

Danach konnten die elektronischen Komponenten zusammengesetzt und konfiguriert werden. Der Altimax wurde an den Computer angeschlossen und mit ein paar raketenspezifischen Parametern konfiguriert.

Schliesslich konnte die Spitze zusammengesetzt werden. Dafür mussten mit dem Lötkolben Gewindeeinsätze in die eigens dafür vorgesehenen Löcher eingeschmolzen werden, um die Spitze an den Adapter schrauben zu können.

4.2 Düse

Die Düse wurde am 17.05.2024 unter Leitung von Lukas Gantert mit einer Drehbank gedreht. Hierfür wurde aus einer massiven Aluminiumstange ein Aluminiumrohr angefertigt. Dieses hat eine Länge von 70 mm, einen Aussendurchmesser von 20 mm und einen Innendurchmesser von 15 mm, wobei nur der Innendurchmesser sehr präzise sein muss. Anschliessend wurden die Kanten noch gebrochen, abgerundet und die Aussenseite mit Schleifpapier gebürstet, um beim Kleben genügend Reibung zu haben, damit das Aluminiumrohr bei hohen Drücken nicht abrutscht.

4.3 Druckbehälter mit Endkappen

Zuerst musste das Carbonrohr angefertigt werden, welches die Grundform für den Druckbehälter bildet. Wichtig ist bei der Anfertigung, dass das Rohr keine grob ausgeprägten Asymmetrien aufweist. Es bietet sich also an, bei der Anfertigung das Rohr fortlaufend in Rotation zu halten. So wird nicht nur verhindert, dass sich das Rohr durchbiegt, sondern auch, dass sich überschüssiges Epoxidharz an einer Stelle ansammelt. Um die Rotation zu ermöglichen, wurde eine sogenannte «Roticery» verwendet [2].

Als Schablone für den Innendurchmesser wurde ein Plastikrohr mit einem Aussendurchmesser von 75 mm genommen, auf dem die Kohlefasern laminiert wurden. Epoxidharz ist ein sehr starker Klebstoff und haftet an fast allem. Dementsprechend würde sich das Plastikrohr nur sehr schwer wieder vom Carbon lösen lassen. Entsprechend musste vor dem Laminieren erst eine Backpapierschicht aufgewickelt werden, da diese nicht stark am Epoxidharz haftet, siehe Abbildung 9. [23]



Abbildung 9: Mit Backpapier umwickeltes Plastikrohr

Nachdem das Plastikrohr mit Backpapier umwickelt worden war, konnte der Carbonschlauch aufgezogen und auf die richtige Länge zugeschnitten werden. Hierbei ist zu beachten, dass der Schlauch zur einfacheren Epoxidharzbestreichung nur auf einer Seite mit Klebeband befestigt wurde. Der Grund dafür ist, dass sich das Gewebe anfängt auszudehnen, sobald es sich mit Epoxidharz vollsaugt. Demnach muss der Schlauch auch nicht mit enormem Vorsichtsüberschuss abgeschnitten werden. Danach konnte für die Umwicklung mit Glasfasern die Glasfasermatte zurechtgeschnitten werden, sodass sie das Rohr etwa zweieinhalbmal umwickelt und etwa die Länge des Carbonschlauchs hat. Die Matte muss vollkommen bereit für die Laminierung sein, da das Epoxidharz innerhalb von einer halben Stunde verarbeitet werden sollte, bevor sich der Aushärtevorgang bemerkbar macht. Deshalb sollten auch die für die Verarbeitung benötigten Gebrauchsutensilien vor dem Beginn bereitgelegt werden. Beispielsweise empfiehlt es sich, zwei oder sogar drei Gummihandschuhe übereinander anzuziehen, um diese einfach ersetzen zu können, sobald sie dreckig sind. Beide Matten (Carbon und Glasfaser) haben die Eigenschaft, dass sie gegen das Ende ausfransen. Man sollte demnach bei einem solchen Prozess genügend Überschuss haben, um im Nachhinein die ausgefransten Enden absägen zu können.

Beim Laminieren war es wichtig, dass die Gewichtsverhältnisse zwischen dem eigentlichen Harz und dem Härter so exakt wie möglich abgewogen wurden, um die maximale Härte zu erreichen. Sobald die beiden Flüssigkeiten sich berührten, begann die Aushärtung. Nach einer guten Durchmischung der beiden Flüssigkeiten konnte das homologe Gemisch zuerst mit einer Malerrolle auf die Kohlefasern und anschliessend auf die Glasfasermatte aufgetragen werden. Man musste sorgfältig und zügig arbeiten, um einerseits unbedeckte Stellen und andererseits ein Zähflüssigwerden des Harzes zu vermeiden. Der Laminiervorgang wird auf den Fotos in Abbildung 10 gezeigt. Nach dem Bestreichen bot es sich an, einmal mit den Händen die Röhre auszuquetschen, um möglichst viel überschüssiges Harz abzustreifen, wie in Abbildung 10 (Mitte) zu sehen ist.



Abbildung 10: Bearbeitungsschritte beim Carbon- und Glasfaserrohr

Waren alle Stellen bestrichen, wurde das Rohr über Nacht mit der Roticery gedreht und nach etwa 24 - 48 h konnte es heruntergenommen werden. Danach konnte es mit einem speziellen Sägeblatt zugesägt und das Backpapier entfernt werden.

Anschliessend konnte mit einer Konstruktion aus Nastüchern, einem 0.5 m Holzstab und einem alten Socken die Innenseite nachlaminiert werden. Dazu wurde ein wenig Epoxidharz in das Rohr geschüttet und nachher langsam darin verteilt.

Schliesslich wurde das ganze Rohr aussen mit einem 120er Schleifpapier geschliffen.

Nun konnte man die Endkappen vorbereiten. Als erstes mussten die CAD-Modelle überarbeitet werden. Hierbei wurden die Masse angepasst, sodass sie so exakt wie möglich an das Carbonrohr ansetzten. Als nächstes konnten die Endkappen und deren Einsätze gedruckt werden. Die jeweils zusammengehörenden Teile konnten anschliessend so miteinander verklebt werden, dass dazwischen eine durchgehende Schicht Epoxidharz entstand, siehe Abbildung 11 (Mitte). So wird die Dichtigkeit garantiert. In die untere Endkappe wurde das Aluminiumrohr als Düse eingeklebt.



Abbildung 11: Abdichten und Verkleben der Endkappen mit dem Carbonrohr

Waren die beiden Schichten (Einsatz und Endkappe) miteinander verklebt, konnten sie mit dem Carbonrohr verklebt werden. Auch hier wurde auf eine durchgehende Klebefläche zwischen Endkappe und Rohr geachtet.

Nachdem das Harz vollständig getrocknet war, konnte die zweite Schicht Kohlefaser laminiert werden. Hierfür wurde über das ganze Rohr mit Endkappen ein zweiter Kohlenfaserschlauch gezogen und an der unteren Seite mit Klebeband befestigt. So wurde einem Überschuss an der unteren Seite entgegengewirkt. Was hier dazukommt (gegenüber der ersten Schicht) sind die Endkappen, von welchen sich die Kohlefasern aufgrund der nicht zylinderförmigen Form leicht ablösten. Da man nun das Rohr nicht mehr einfach so an die Roticery hängen konnte, mussten zwei kleine Adapter gedruckt werden, siehe Abbildung 12 (rechts).

Nachdem das Epoxidharz getrocknet war, konnte der Drucktank von der Roticery genommen und am oberen Ende auf die richtige Länge zugesägt werden. So wurden zusätzlich die ausgefransten Kohlenfasern gekürzt. Das Anbringen der zweiten Carbonschicht ist in den Fotos von Abbildung 12 gezeigt.



Abbildung 12: Drucktank mit zweiter Carbonschicht

Als nächstes wurde unten ein Ring (Nr. 9 in Abbildung 6) gedruckt, welcher es der Startvorrichtung ermöglicht, die Rakete vor dem Start festzuhalten. Dieser wurde unten, nachdem das Klebeband entfernt war, aufgeschoben und dann mit Epoxidharz festgeklebt. Wie oben bereits gesagt, wurde der Kohlefaserschlauch an der unteren Endkappe mit einem Klebeband befestigt. Demzufolge wurde unter dem Klebeband durch Vollsaugen des Carbons zwar an den Rändern laminiert, jedoch nicht vollständig. Mit dem Festkleben des Rings über der Stelle, an der sich das Klebband befunden hatte, wurde also auch dieses Problem behoben.

Anschliessend konnten mit dem Lötkolben in der oberen Endkappe Gewindeeinsätze eingeschmolzen werden, welche später die Verbindung zum Adapter und der Spitze bilden würden, siehe Abbildung 13 (links).



Abbildung 13: Einschmelzen der Gewindeeinsätze (links) und Finnenhalterung mit Finnen (rechts)

Als letztes wurden die Finnen angebracht, welche der Rakete die nötige Stabilität verleihen (siehe Kapitel 2.2). Bei PET-Raketen wurden diese jeweils aus Schaumgummi angefertigt und mit Heisskleber an der PET-Flasche befestigt. Die Nachteile sind jedoch, dass die Finnen einzeln aufgeklebt werden müssen, was diese immer zu einem gewissen Grad asymmetrisch macht. Zusätzlich können sie sehr einfach abbrechen.

Anfänglich sollten die Finnen bei der definitiven Rakete, ähnlich wie bei den PET-Raketen, mit Epoxidharz befestigt werden. Doch da der Druckbehälter einmalig ist, kann er nicht einfach getauscht werden, falls eine Finne abbricht. Es musste also eine Konstruktion gefunden werden, mit der sich die Finnen am Druckbehälter austauschbar befestigen lassen. Aus 3D-Druck wurde eine Konstruktion gebaut, mit der sich eine Halterung für die Finnen an den Druckbehälter anbringen lässt. Diese wird mit zwei Kabelbindern fixiert. Die drei Finnen können mit jeweils drei Schrauben an der Halterung befestigt werden, siehe Abbildung 13 (rechts).

4.4 Startvorrichtung

Die obere sowie die untere Ventilhalterung wurden komplett 3D-gedruckt. Auch der Auslösehalter und der Trigger sind komplett aus 3D-Druck.

Der Grundriss des Ventils besteht ebenfalls aus 3D-Druck. Doch weil 3D-Druck, wie oben schon angesprochen, nicht dicht ist, ist innerhalb des Ventils ein Aluminiumrohr (in Abbildung 8 nicht dargestellt) verklebt. Das Aluminiumrohr ist mit Epoxidharz in den 3D-Druck geklebt und dichtet so die Druckluft ab. Unten in das Aluminiumrohr wurde zuerst mit einem 11.8 mm Bohrer vorgebohrt, um nachher mit einem ¼ Zoll-Gewindeschneider ein passendes Gewinde für ein Autoventil zu schneiden. Nachdem das Gewinde abgedichtet war, mussten noch zwei passende O-Ringe angebracht werden, um ein möglichst reibungsfreies Starten zu ermöglichen.

Um eine möglichst stabile Startposition zu gewährleisten, wurden im Befestigungsträger Aluminiumverstrebungen angebracht. Diese haben zwei grosse Vorteile. Sie sind erstens stabiler als 3D-Druck und sie können zweitens grösser gewählt werden, als dies der 3D-Drucker erlauben würde, da dieser nur auf einer sehr kleinen Fläche drucken kann.

Da der Auslösehebel die Rakete festhalten muss bis zum Start, muss er sehr stabil sein. Eine rein 3D-gedruckte Form wäre ein zu grosses Risiko. Deshalb wurde der Hebel mit einer Aluminiumverstärkung versehen, um einem Abbrechen des Lastarms und einem allfälligen Unfall entgegenzuwirken. Die fertige Startvorrichtung wird in Abbildung 14 dargestellt.



Abbildung 14: Fertige Startvorrichtung

5 Experimente

5.1 Testflüge

An zwei Testtagen wurde die Spitze getestet. Dazu wurde eine PET-Rakete gebaut und eine frühe Version der Spitze darauf befestigt. Schliesslich wurde der Altimax auf einem ersten Flug mit 6 bar getestet. Der Altimax erkannte beim Flug den Start und konnte eine sehr genaue Gipfelpunkthöhe feststellen. Jedoch wurde der Fallschirm nicht ausgelöst, was in einem Absturz endete. Dieser war zwar nicht aus einer grossen Höhe, resultierte dennoch in einem

grossen Schaden. Da die Aerodynamik bei der PET-Rakete funktionierte, prallte diese senkrecht auf dem Boden auf. Das resultierte darin, dass der Akku nach vorne geschleudert wurde und in der Spitze stecken blieb, siehe Abbildung 15. Man konnte ihn zwar mit der Anwendung von ein bisschen Gewalt wieder entfernen, konnte ihn aber aus Sicherheitsgründen nicht mehr auf einen Flug mitnehmen. Der Altimax wurde bei dem Aufprall mit einer gemessenen Beschleunigung, welche der 28fachen Erdbeschleunigung entsprach, von seiner Halterung im Adapter nach oben durch die Wand der Spitze geschossen. Demzufolge entstand ein grosser Schaden an der Elektronik. Der Altimax schien glücklicherweise noch zu funktionieren. Der Schaden an der Spitze war allerdings so gross, dass diese samt Adapter nicht mehr zu gebrauchen war.



Abbildung 15: Absturzstelle des ersten Testflugs (links), Loch in der Spitze (Mitte) und Spitzenvergleich (rechts)

Vor dem zweiten Testflug wurde die Spitze samt Adapter so abgeändert, dass bei einem solchen Unfall der Akku und der Altimax besser in Position gehalten wurden, siehe Abbildung 15 (rechts), rechte Version der Spitze. Während in der ersten Version die Komponenten nur in extra dafür angefertigte Taschen reingeschoben wurden und sich somit gegen oben verschieben konnten, wurde in einer neueren Version die Spitze so angepasst, dass sie von oben auf die Komponenten drückte und diese so in ihren Aussparungen hielt.

Der zweite Testtag bestand aus drei Flügen. Diese drei Flüge resultierten in zwei Abstürzen und in einem halben Absturz. Beim ersten Flug wurde der Fallschirm ausgelöst. Dieser steckte allerdings so in der Ladeluke, dass diese ihn nicht genügend nach aussen befördern konnte. Das resultierte in einem erneuten Absturz. Die angepasste Spitze überlebte den Absturz aufgrund ihrer Modifikationen und konnte somit weiterverwendet werden.

In einem zweiten Flug wurde der Fallschirm zwar ausgelöst, die Ladeluke öffnete sich jedoch nicht. Das hatte folgenden Grund: Nach dem ersten Absturz wurde die Spitze nicht genügend gereinigt. Das hatte zur Folge, dass die Ladeluke an der Spitze festklebte durch den Dreck, welcher in den Schlitz gelangt war, welcher eigentlich zur Stabilisierung der Ladeluke gedacht war. Trotz des erneuten Absturzes wurde die Spitze nicht beschädigt.

Der dritte und letzte Testflug erfolgte mit 7 bar. An der höchsten Stelle wurde die Ladeluke geöffnet. Der Fallschirm wurde anschliessend ausgeworfen. Allerdings war dieser zu stark zusammengefaltet, was dazu führte, dass er sich nicht rechtzeitig entfaltete und somit die Rakete nicht mehr genügend bremsen konnte. Da bei diesem Flug der Fallschirm ausgeworfen wurde, wurde dies als erfolgreicher Test gewertet.

Durch die Testflüge wurde mit jedem Flug die Spitze optimiert und aus jedem Absturz wurden Schlüsse gezogen. Beim letzten Flug wurde der Fallschirm erfolgreich ausgeworfen, was heisst, dass alle Fehlerquellen, ausser der Faltung des Fallschirms, behoben waren.

5.2 Verbesserungen

Die Hauptprobleme der Spitze waren die folgenden:

- Scheitern der Detektion des Scheitelpunkts
- Falsches Verstauen des Fallschirms in der Spitze und deren Vorbereitung
- Falsches Falten des Fallschirms

Das erste Problem liess sich nicht direkt beheben, da die Verbesserung der Software eine sehr komplizierte Sache ist. Aus diesem Grund wurde nicht der eine Auslösefaktor (Gipfelpunktdetektion) verbessert, sondern eine Ausfallsicherung eingeführt. Da der Start bei allen Flügen erkannt wurde, konnte ein zusätzlicher Auslösefaktor eingeführt werden, welcher nach einer gewissen Zeit den Fallschirm auswirft. Dieser Countdown wurde laut den Simulationen programmiert. So sagten die Simulationen ein Erreichen des Scheitelpunktes nach 4.59 s voraus. Da die Simulationen sehr optimistisch sind und der Start erst ein paar Hundertstelsekunden nach dem effektiven Start detektiert worden war, wurde ein Countdown mit 3.1 s eingerichtet. Zusätzlich hatte der Fallschirm nun genügend Zeit aus der Ladeluke herauszufallen und sich aufzufalten.

Das zweite Problem war sehr einfach zu beheben. Da der Fallschirm nicht aus der Spitze befördert worden war, wurde ein zweites Gummiband in die Spitze eingefügt, um dem Fallschirm mehr Schwung bei der Auslösung zu geben. Zusätzlich musste vor jedem Start sichergestellt werden, dass die Spitze sauber und somit komplett dreckbefreit war.

Das Falten des Fallschirms ist ein sehr komplizierter Schritt, welcher Konzentration erfordert. Mit einer Anleitung von Rotary Rocketry konnte der Fallschirm endlich so gefaltet werden, dass er sich rechtzeitig und zuverlässig auffaltete und zusätzlich gut in der Spitze verstaubar war [24].

5.3 Drucktest der angefertigten Rakete

Die Rakete war am 13. August 2024 mitsamt der Startvorrichtung startbereit. Bevor allerdings ein Flug mit gutem Gewissen durchgeführt werden konnte, musste ein Drucktest durchgeführt werden. Zuerst wurden die Düse und das Ventil an der Startvorrichtung mit Silikonfett eingerieben, um die Reibung und somit den Verschleiss und den Druckverlust möglich klein zu halten. Danach wurde die Rakete kopfüber gestellt und bis ganz oben mit Wasser gefüllt. Da Wasser kaum kompressibel ist, wird unter Druck nicht sehr viel Energie gespeichert. Würde man die Rakete wie bei einem normalen Flug zu einem Drittel mit Wasser befüllen, so hätte sie deutlich mehr Energie, die bei einem Riss freigesetzt würde.

Sobald die Rakete befüllt war, konnte die Startvorrichtung aufgesetzt werden. Nachdem die Rakete auf dieser fixiert war, konnte die Rakete mitsamt der Startvorrichtung wieder umgedreht werden. Anschliessend konnte man die Startvorrichtung am Boden befestigen und alles wie für einen Start bereitmachen.

Danach konnte man Druck in die Rakete geben. Hierbei war folgendes zu beachten: Die Rakete wurde bis zu einem sehr hohen Prozentsatz mit Wasser gefüllt, welches auf das Ventil drückte. Die Pumpe verspürte deshalb schon einen Druck, welcher einer etwa 2 m hohen Wassersäule entsprach. Deshalb musste, wenn man die Rakete unter einem Druck von 4 bar testen wollte, auf der Anzeige der Pumpe 6 bar angezeigt werden. In Abbildung 16 wird die Rakete unter

einem Druck von 4 bar (resp. 6 bar Pumpdruck) gezeigt, wobei keine Anzeichen von Undichtigkeiten zu bemerken waren.



Abbildung 16: Rakete auf der Startvorrichtung unter Druck

War all dies gemacht und die Rakete dicht, so konnte die Rakete von einer Person von oben gehalten werden, während eine andere Person die Startvorrichtung auslöste. Da die Rakete aufgrund des vielen Wassers sehr wenig Energie gespeichert und eine sehr hohe Masse hatte, war ihr Rückstoss kleiner als ihre Masse. Einfach gesagt heisst das, dass man die Rakete einfach gegen oben wegziehen konnte. War der Druck entladen, so konnte sie entweder für einen zweiten Drucktest zurück auf das Ventil gesetzt werden oder eine zweite Person konnte den Finger in das Alu-Röhrchen halten und so ein Auslaufen des Wassers über der Startvorrichtung verhindern. Anschliessend konnte die Rakete aus der Startvorrichtung entfernt und das Wasser entleert werden.

5.4 Datenerfassungsflug

Der Altimax, welcher den Fallschirm auslösen sollte, wurde am Vortag eingerichtet. Er wurde mit 3 Auslösefaktoren versehen.



Abbildung 17: Altimax-Programmierübersicht für den Datenerfassungsflug

Die obere Zeile in Abbildung 17 gibt die Aktion an, welche durch die Spalte links ausgelöst werden sollen.

Die erste Auslösevoraussetzung ist der Ablauf eines Timers. Genauer gesagt handelt es sich hierbei um zwei Timer, welche beide die gleiche Zeit abzählen. Um Timer 1 zu starten, muss ein Raketenstart über den Beschleunigungssensor detektiert werden. Um Timer 2 zu starten, muss ein Raketenstart über den Barometer (Höhenmesser) detektiert werden. Nach dem Ablaufen eines der beiden Timer erfolgt die Auslösung des Fallschirms über Servo 1 ohne weitere Messung.

Die zweite Auslösevoraussetzung ist die Detektierung des Gipfelpunkts über den Beschleunigungssensor. Über diesen wird im Altimax mit jeder Beschleunigungsmessung eine vertikale Verschiebung berechnet. Wird diese Verschiebung negativ, so wird der Fallschirm ausgelöst.

Die dritte und letzte Auslösevoraussetzung erfolgt über den Barometer. Dieser misst kontinuierlich den Druck. Nimmt der Druck wieder zu, wird der Fallschirm ausgelöst.

Die drei Faktoren laufen nicht nacheinander, sondern zeitgleich ab.

Ebenfalls am Vortag wurde der Fallschirm vorbereitet. Zum Falten wurde das oben bereits genannte YouTube-Tutorial verwendet [24].



Abbildung 18: Falten eines Fallschirms von links nach rechts

Das Falten eines Fallschirms erfolgt über eine fortlaufende Halbierung des Fallschirms, bis der Fallschirm gesechzehntelt wurde, siehe Abbildung 18. Hierbei ist zu beachten, dass sich die Schnüre, die an alle Ecken des Fallschirms verlaufen, nicht ineinander verfangen. Als nächstes wird der Fallschirm über die Längsachse geviertelt.

Abschliessend wurde der Fallschirm in der Spitze verstaut, wobei die Schnüre unten durch die Öffnung in der Spitze geführt wurden, um später am Adapter befestigt werden zu können. Die Ladeluke wurde aufgesetzt und mit Gummibändern fixiert.

Am Flugtag wurde folgendes mitgenommen, siehe Abbildung 19:

- Rakete
- Spitze (mit Fallschirm drin)
- Genügend Wasser (konkret 6 l)
- Krug und Trichter
- Vollständige Startvorrichtung (mit Servo und Empfänger)
- Fernsteuerung
- Werkzeug
- Kamera
- Pumpe
- Ersatzempfänger
- Ersatzschrauben
- Altimax
- Servo
- Akkus (geladen)



Abbildung 19: Rakete und benötigtes Material vor dem Flug

Vor dem Start wurde die Rakete ohne Messinstrumente kopfüber mit 2.51 Wasser befüllt. Nachdem die Startvorrichtung auf der Rakete befestigt war, konnte sie wieder umgedreht werden. Als nächstes wurden Altimax, Akku und Servo im Adapter verstaut. Da der Start nach dem Aktivieren des Altimax erfolgt, wurden alle überflüssigen Gegenstände ausser Reichweite gebracht. Als letztes wurde der Altimax mit dem Akku verbunden und die Spitze auf den Adapter geschraubt. Wichtig hierbei war es, die Gummibänder, welche den Fallschirm bis zu diesem Zeitpunkt am Auslösen hinderten, zu entfernen. Nun konnte der Pumpvorgang gestartet werden. Dieser dauerte etwa 3 Minuten. Um einem eventuellen Druckverlust entgegenzuwirken, wurde die Rakete unmittelbar nach dem Pumpvorgang gestartet.



Abbildung 20: Flugphasen mit Timecode

In Abbildung 20 sind mehrere Fotos vom Flug mit Timecode dargestellt. Der Flug beginnt auf den obigen Bildern bei Frame 0. Das Frame 12 ist das letzte Frame, welches den Wasserstrom zeigt. Das entspricht einer Flugzeit von 0.40 s (12/30 s), da das Video eine Bildwiederholungsrate von 30 Bildern pro Sekunde hat. Zwischen Frame 12 und Frame 13 beginnt der Luftstrom, wie auf Frame 13 ersichtlich. Frame 25 (8.33 s) ist das letzte Frame, welches einen Rückstoss zeigt.

Auf dem Auswertungsdiagramm vom Altimax sieht der Flug folgendermassen aus:



Abbildung 21: Altimaxdiagramm des Gesamtflugs

Der Start und der Gipfelpunkt sind in Abbildung 22 und Abbildung 23 vergrössert dargestellt.



Abbildung 22: Altimaxdiagramm des Starts



Abbildung 23: Altimaxdiagramm des Gipfelpunkts

Die Fallschirmauslösung wurde über den Timer 1 ausgelöst, welcher über die Beschleunigung aktiviert wurde.

6 Resultate

Im Altimax wurden folgende Daten gemessen:

 $h_{max} = 80.82 \text{ m}$ $t_{Gipfel} = 3.73 \text{ s}$ $v_{max} = 28.59 \text{ m/s} = 102.91 \text{ km/h}$

Beim Datenerfassungsflug wurden also 80.82 m erreicht. Dabei wurde als Startdruck (p_T) 11.1 bar resp. ca. 12.1 bar $(p_T + p_L)$ verwendet, da die Pumpe jeweils über Atmosphärendruck pumpt. Die Rakete hatte eine nicht ganz senkrechte Flugbahn.

7 Diskussion

7.1 Vergleich experimentelle Daten mit Simulationen

Die Simulation berechnete eine Maximalhöhe von 94.84 m. Die prozentuale Abweichung beträgt somit 17.35%.

Abbildung 24 zeigt den Vergleich der Schubphasenzeitpunkte zwischen Simulation und Messung.



Abbildung 24: Vergleich der Schubphasenzeitpunkte zwischen Simulation und Messung

Nur die Phasen 1 (Beginn der Wasserbeschleunigung), 3 (Beginn des Luftausstroms) und 5 (eigentlich Ende Phase 4, d.h. Ende Schubphase) konnten dem Video entnommen werden. Die Messung zeigt, dass der echte Flug eine langsamere Wasser- und Luftausströmung hatte, als die Simulation dies vorhersagte. Die zeitlichen Abweichungen addieren sich, was dazu führt, dass die sich Abweichung von 0.03 s zu Beginn der Phase 3 auf 0.06 s zu Ende der Phase 4 erhöht. Grundsätzlich stimmen die jeweiligen Zeitpunkte jedoch gut zwischen Messung und Simulation überein.

7.2 Fehler, Fehlerquellen

Die Simulationen gehen von einem Flug aus, bei dem die Flugbedingungen als ideal angenommen werden. Demensprechend werden folgende Faktoren nicht in Betracht gezogen:

- Schieflage der Rakete beim Start
- Reibung beim Lösen des Ventils
- Zeitverlust beim Lösen des Auslösehebels der Startvorrichtung
- Verwirbelungen innerhalb des Tanks
- Verwirbelungen ausserhalb des Tanks

Da die Rakete auf einem Feld gestartet wurde, konnte nicht garantiert werden, dass diese beim Start komplett senkrecht stand. Dazu kommt, dass die Rakete komplett dem Wind ausgesetzt war.

Beim Start wird der Auslösehebel gelöst, der die Rakete vor dem Start zurückhält. Dementsprechend musste der Auslösehebel erst noch auf die Seite gedrückt werden, bevor die Rakete freie Bahn hatte.

Im Tank ist ein Aluminiumröhrchen verbaut, welches die Dichtigkeit des Ventils garantiert. Das Ventil ist jedoch nicht exakt auf die Innengeometrie des Tanks angepasst. Das bedeutet, dass der Druckbehälter im Inneren einen Rand aufweist. Dieser wird zu Verwirbelungen geführt haben.

Auf den Bildern ist zu sehen, dass das Wasser beim Austritt deutlich verwirbelt wurde. Es handelt sich also nicht um eine laminare Strömung, so wie es in der Simulation angenommen wurde.

Abschliessend wird vermutet, dass vor allem die Verwirbelungen inner- und ausserhalb des Tanks den Unterschied zwischen der Messung und der Simulation ausmachen.

8 Schlusswort

8.1 Fazit (Vergleich Zielsetzung mit Erreichtem)

Die Zielsetzung der Arbeit war «eine zuverlässige und sichere Wasserrakete zu konstruieren und zu bauen, mit der die Berechnungen zum Flugverhalten verifiziert werden können».

Alle Punkte dieser Zielsetzung wurden erreicht.

Der Bau der Rakete war aufwendiger als gedacht, da alle Komponenten einzeln auf ihre Zuverlässigkeit getestet werden mussten. Bei allen Komponenten wurden in der ersten Version zahlreiche Mängel entdeckt und in späteren Versionen behoben. Dieses Vorgehen, alle Komponenten einzeln zu testen, hat sich bewährt, da sonst das Gesamtsystem der Rakete sicher nicht funktioniert hätte.

Die fertige Wasserrakete hat in einem Experiment mit einem Druck von 11.1 bar einen sicheren Flug gezeigt, bei dem alle Komponenten zuverlässig funktioniert haben. Die Simulation hatte eine Höhe von 94.84 m vorausgesagt. Die effektive Flughöhe betrug 80.82 m, was 85.22% der simulierten Höhe ist.

Da die Simulation von reibungsfreien Strömen ausgeht, wird diese Übereinstimmung als gut eingeschätzt.

8.2 Offene Fragen

Unbeantwortet bleibt die Frage, wie viel Druck der Druckbehälter tatsächlich aushalten würde und wie sich dieser Druck im Vergleich zum Ergebnis der statischen Berechnungen verhält.

Zusätzlich stellt sich die Frage, welche Höhe mit höheren Drücken erreichbar wäre.

All diese Fragen konnten nicht untersucht werden, da keine geeignete Pumpe zur Verfügung stand.

8.3 Ausblick

In zukünftigen Arbeiten könnten verschiedene weiterführende Untersuchungen durchgeführt werden, wie zum Beispiel:

- Recherche, wie die Düsenform den Wasser- und Luftstrom beeinflusst und dies in den Simulationen berücksichtigen.
- Untersuchungen, wie sich unterschiedliche Parameter (Düsendurchmesser, Füllanteil, Druck etc.) auf das Flugverhalten auswirken, und ein Optimum ermitteln.
- Einbau einer Kamera in der Rakete, um einen Flug aus der Raketenperspektive beobachten zu können.
- Umbau des Füllmechanismus, um nicht auf Pumpen und Autoventile limitiert zu sein. Um dies zu erreichen, könnte ein Tauchflaschensystem verwendet werden.
- Recherche zu einem Steuerungssystem, das einen senkrechten Flug erlaubt.

Quellenverzeichnis

- [1] Air Command Rockets, (Youtube Kanal): "Water Rocket World Record 3155 feet (961m)", https://www.youtube.com/watch?v=OTArDzG2veg; 14. Oktober 2024.
- [2] Air Command Rockets, (Youtube Kanal): "Nova Water Rocket Part 1 of 3 Pressure Chamber", https://www.youtube.com/watch?v=WxPIr5Lupg8; 12. Februar 2024.
- [3] Air Command Rockets, (Youtube Kanal): "Nova Water Rocket Part 2 of 3 Parachute Deploy Mechanism", https://www.youtube.com/watch?v=COkh5ykzC3Y&t=5s; 12. Februar 2024.
- [4] Air Command Rockets, (Youtube Kanal): "Nova Water Rocket Part 3 of 3 First Flights", https://www.youtube.com/watch?v=af2zasHtuXs&t=394s; 12. Februar 2024.
- [5] Cimbala, JohnM (Youtube Kanal): "Fluid Mechanics Lesson 15B: Compressible Flow and Choking in Converging Ducts", https://www.youtube.com/watch?v=YuQgcbvYiIc; 25. August 2024.
- [6] Verschiedene Autoren, (Wikipedia Artikel): "Kesselformel", https://de.wikipedia.org/wiki/Kesselformel; 12. April 2024.
- [7] Suter Kunststoffe AG (Hrsg) (2009), "Faserverbundwerkstoffe", Fraubrunnen: Eigenverlag.
- [8] LabRat Scientific, (Youtube Kanal): "Rocket Stability", https://www.youtube.com/watch?v=qCzF9OfYahc; 13. Februar 2024.
- [9] OpenRocket Community, (OpenRocket) https://openrocket.info/; 13. Februar 2024.
- [10] Miesch, Samuel (2023), "Skript Hydro- und Aerodynamik (Fluiddynamik) Teil 1".
- [11] Anonymer Autor, (LEIFIphysik): "Wasserrakete", https://www.leifiphysik.de/mechanik/impulserhaltung-undstoesse/versuche/wasserrakete; 13. Juli 2024.
- [12] Miesch, Samuel (2023), "Skript Der Luftwiderstand".
- [13] Hall, Nancy (NASA): "Rocket Thrust Summary", https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/rktthsum.html; 25. August 2024.
- [14] Anonymer Autor, (studyflix): "Luftdichte", https://studyflix.de/chemie/luftdichte-3009;1. September 2024.
- [15] Verschiedene Autoren, (Wikipedia Artikel): "Luftdruck", https://de.wikipedia.org/wiki/Luftdruck; 12. Oktober 2024.
- [16] Deutschschweizerische Mathematikerkommission des VSMP (Hrsg) (2019), "Formeln, Tabellen, Begriffe", 7th ed. Zürich: Orell Füssli Verlag.

- [17] Verschiedene Autoren, (Wikipedia Artikel): "Heat capacity ratio", https://en.wikipedia.org/wiki/Heat_capacity_ratio; 4. September 2024.
- [18] FreeCAD Community, (FreeCAD) https://www.freecad.org/; 20. Dezember 2023.
- [19] Prusa Research, (PrusaSlicer) https://www.prusa3d.com/de/page/prusaslicer_424/; 26. Dezember 2023.
- [20] Verschiedene Autoren, (Wikipedia Artikel): "Kohlenstofffaser", https://de.wikipedia.org/wiki/Kohlenstofffaser; 12. Februar 2024.
- [21] Air Command Rockets, (Youtube Kanal): "High Pressure Launcher for water rockets", https://www.youtube.com/watch?v=LFB-CTjYJWM; 15. Juni 2024.
- [22] Anonymer Autor, (filamentworld): "PETG", https://filamentworld.de/ 3d-druckwissen/was-ist-petg/; 15. Februar 2024.
- [23] Fleischmann, Dr.-Ing.W (Strukturelles Kleben): "kit.edu", https://www.fast.kit.edu/download/DownloadsFahrzeugtechnik/ Strukturelles_Kleben_100625.pdf; 14. Februar 2024.
- [24] Rotary Rocketry, (Youtube Kanal): "How to fold a model rocket parachute / parasheet", https://www.youtube.com/watch?v=kgIM4HuLiMc; 13. August 2024.

Ich habe die Arbeit selbstständig und unter Aufsicht meines Betreuers/meiner Betreuerin verfasst und keine anderen als die angegebenen Hilfsmittel verwendet.

Abschnitte, für deren Erstellung KI-Programme (bspw. ChatGPT) zum Einsatz kamen, habe ich allesamt offengelegt und mit einer entsprechenden Fussnote versehen. Meine Arbeit wird gegebenenfalls einer Prüfung bezüglich KI-Einsatz unterzogen; im Rahmen dieser Prüfung wird festgestellt, ob die Arbeit neben den angegebenen Stellen weitere von einer KI verfasste Elemente enthält.

Ich nehme darüber hinaus zur Kenntnis, dass meine Arbeit zur Überprüfung der korrekten und vollständigen Angabe der Quellen mit Hilfe einer Software (eines Plagiaterkennungstools) geprüft wird. Zu meinem eigenen Schutz wird diese Software auch dazu verwendet, später eingereichte Arbeiten mit meiner Arbeit elektronisch zu vergleichen und damit Abschriften und eine Verletzung meines Urheberrechts zu verhindern. Ich erkläre mich damit einverstanden, dass die Schulleitung bei Verdacht auf Urheberrechtsverletzung meine Arbeit zu Prüfzwecken herausgibt.

18.10.2024,