

Bachelor-Thesis an der Hochschule Luzern - Technik & Architektur

Titel	Entwicklung eines Fly Away Rail Guides für eine Sounding Rocket
Diplomandin/Diplomand	Traxel, Patrick
Bachelor-Studiengang	Bachelor Maschinentechnik
Semester	FS19
Dozentin/Dozent	Romancuk, Dejan
Expertin/Experte	Székely, Gerhard Stefan

Abstract Deutsch

Fly Away Rail Guide

Diese Arbeit wurde für den Studentenverein ARIS – Akademische Raumfahrt Initiative Schweiz erstellt.

Um die Leistungsfähigkeit einer von ARIS gebauten Rakete zu optimieren, sollen die Rail Buttons der Rakete mit einem Fly Away Rail Guide System ersetzt werden. Im Rahmen dieser Arbeit soll ein Konzept für ein Fly Away Rail Guide System entworfen, evaluiert und ein Prototyp gebaut werden. In einem ersten Schritt wird ein Tool erstellt, welches den negativen Einfluss der Rail Buttons bestimmt. Es stellt sich heraus, dass die Rail Buttons die maximal erreichbare Höhe der Rakete um 40 m verringern.

In einem nächsten Schritt wird ein rein mechanisches Konzept entworfen. Das Konzept der Konstruktion basiert auf einer Grundstruktur eine zwei-Mal-zwei-Halbschalen Systems. Damit die Rakete weiterhin im Launch Rail geführt wird, sind an der Konstruktion Rail Buttons angebracht. Der Fly Away Rail Guide löst sich von der Rakete durch Druckfedern, welche vor dem Start vorgespannt werden. Es werden die durch die Konstruktion zusätzlich entstandenen Verluste mit den Verlusten der Rail Buttons verglichen und es stellt sich heraus, dass durch das Verwenden des Fly Away Rail Guides ein Höhengewinn der Rakete von bis zu 12 m erzielt werden kann.

Alle Rechte vorbehalten. Die Arbeit oder Teile davon dürfen ohne schriftliche Genehmigung der Rechteinhaber weder in irgendeiner Form reproduziert noch elektronisch gespeichert, verarbeitet, vervielfältigt oder verbreitet werden.

Sofern die Arbeit auf der Website der Hochschule Luzern online veröffentlicht wird, können abweichende Nutzungsbedingungen unter Creative-Commons-Lizenzen gelten. Massgebend ist in diesem Fall die auf der Website angezeigte Creative-Commons-Lizenz.

Abstract English

Fly Away Rail Guide

This thesis was written for the student association ARIS – Akademische Raumfahrt Initiative Schweiz

For the optimization of the performance of a rocket by ARIS, the rocket's Rail Buttons should be replaced by a Fly Away Rail Guide system. The goal of this thesis is to develop and evaluate a concept for a Fly Away Rail Guide system and built a prototype. In a first step, a tool was created, which could determine the negative effect of the Rail Buttons. It turned out, that the Rail Buttons lower the rocket's maximum achievable height by 40 *m*. In a next step, a pure mechanical concept was designed. The concept is based on a basic structure of a two-times-two-half-shell system. For the rocket to still be guided in the Launch Rail, Rail Buttons were attached to the construction. The Fly Away Rail Guide releases itself from the rocket with prestressed compression springs. The new power losses due to the construction were compared to the power losses due to the Rail Buttons. It turns out, that by using this Fly Away Rail Guide system the maximum achievable height increases by up to 12 *m*.

Ort, Datum

Erstfeld, 6.6.2019

© Patrick Traxel, Hochschule Luzern – Technik & Architektur

Bachelor-Thesis an der Hochschule Luzern - Technik & Architektur

Selbstständigkeits- und Redlichkeitserklärung

Titel	Entwicklung eines Fly Away Rail Guides für eine Sounding Rakete
Vorname	Patrick
Nachname	Traxel
Geburtsdatum	31.07.1994
Bachelor-Studiengang	Bachelor Maschinentechnik

Selbstständigkeit

Hiermit erkläre ich, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig angefertigt und keine anderen als die angegebenen Hilfsmittel verwendet habe.

Redlichkeit

- Sämtliche verwendeten Textausschnitte, Zitate oder Inhalte anderer Verfasser werden ausdrücklich als solche gekennzeichnet.
- Diese Ausgabe der Bachelor-Thesis wurde von keinem Dozenten/keiner Dozentin nachbearbeitet.
- Die für die Portfolio-Datenbank abgegebene digitale Version ist textlich und im Layout mit der gedruckten Version identisch.

Ort, Datum **Erstfeld, 6.6.2019**

Unterschrift Diplomandin/Diplomand _____

Inhalt

1	Einführung	3
1.1	Ausgangslage	3
1.2	Vorgehen	4
2	Berechnungen	5
2.1	Aufstellen der Differentialgleichung	5
2.2	Vereinfachungen für das Lösen der Differentialgleichung.....	6
2.2.1	Masse.....	6
2.2.2	Dichte	6
2.2.3	Widerstandskoeffizient	7
2.3	Lösen der Differentialgleichung	8
2.3.1	Runge-Kutta-Verfahren	8
2.3.2	Überprüfung Runge-Kutta-Verfahren	9
2.3.3	Korrekturfaktoren.....	10
2.4	Resultate der Differentialgleichung.....	11
2.4.1	Negativer Einfluss der Rail Buttons	13
3	Konzept.....	15
3.1	Anforderungsliste	15
3.2	Lösungsfindung.....	17
3.2.1	Additive Aerospace.....	17
3.2.2	Bastelmodelle	17
3.2.3	MIT Fly Away Rail Guide	18
3.2.4	Gemeinsamkeiten.....	19
3.3	Morphologischer Kasten	21
3.3.1	Bewertungskriterien.....	21
3.3.2	Morphologische Kasten.....	23
3.4	Lösungskonzepte	25
3.4.1	Lösungskonzept 1 «Das elektrische Konzept»	25
3.4.2	Lösungskonzept 2 «Das mechanische Konzept»	26
3.4.3	Bewertung der Konzepte.....	26
4	Konstruktion	27
4.1	Halbschalen	29
4.2	Stiftverbindung.....	30
4.3	Rail Buttons	31
4.4	Druckfedern.....	32
4.5	Längsverstrebungen	32

5	Performance Gewinn durch Fly Away Rail Guide.....	33
5.1	Zusätzliche Verluste.....	33
5.1.1	Abhängigkeit von der Konstruktionsmasse.....	33
5.1.2	Abhängigkeit von der Reibung	34
5.2	Resultate.....	36
5.2.1	Reibungskraft.....	36
5.2.2	Zusätzliche Masse.....	36
5.3	Analyse der Resultate.....	36
5.4	Optimieren der Konstruktion	37
6	Verifikation der Konstruktion.....	38
6.1	Risikobeurteilung.....	38
6.2	Sicherheit gegen Knicken	38
6.3	Maximale Traglast	40
7	Zusammenfassung und Ausblick	41
7.1	Fazit	41
7.2	Ausblick.....	42
8	Abbildungsverzeichnis.....	43
9	Tabellenverzeichnis	44
10	Quellenverzeichnis	45
11	Anhang.....	46

1 Einführung

1.1 Ausgangslage

ARIS – Akademische Raumfahrt Initiative Schweiz – ist ein Team bestehend aus über 50 Studenten der ETH Zürich sowie der HSLU. ARIS wird von Schweizer Hochschulen unterstützt und verfolgt das Ziel Studenten für den Bereich Raumfahrt zu begeistern. Das Team nimmt beispielsweise am jährlichen Spaceport America Cup teil. Für diesen Wettbewerb wird eine Sounding Rocket eigens konzipiert, gebaut und getestet. Sogar in der Schweiz werden von ARIS regelmässig Raketen gestartet. Die Raketen werden, je nach Motorleistung, in Level 01 – 03 eingeteilt. In der Schweiz dürfen jedoch nur Raketen der Level 01 und 02 gestartet werden.

Für solch einen Raketenstart wird eine Startvorrichtung, ein sogenanntes Launch Pad, verwendet. Die Rakete wird hierbei an einer Schiene (Launch Rail) geführt, damit sie einen optimalen Startwinkel aufweist. Für die Führung in diesem Launch Rail werden oftmals Rail Buttons verwendet. Diese Rail Buttons sind mechanisch an der Aussenhülle der Rakete dauerhaft fixiert und dienen lediglich zur Führung im Launch Rail.

Die Raketen, die von ARIS bisher gebaut und gestartet wurden, waren immer mit solchen Rail Buttons versehen. Durch Tests im Windtunnel, hat das Team von ARIS gemessen, dass die Rail Buttons den Luftwiderstand der Rakete erheblich erhöhen und somit die Aerodynamik des Fluges verschlechtern.

Um die Leistungsfähigkeit der Rakete zu optimieren, soll anstelle der Rail Buttons ein Fly Away Rail Guide System zum Einsatz kommen. Dieses System dient, wie die Rail Buttons, als Führung im Launch Rail während dem Start. Sobald die Rakete das Launch Rail verlässt, wird der Fly Away Rail Guide durch einen Vorspannmechanismus von der Rakete getrennt. Somit hat der Fly Away Rail Guide keinen Einfluss auf die Aerodynamik des Fluges mehr.

1.2 Vorgehen

1. Im Verlauf dieser Arbeit wird in einem ersten Schritt anhand von Berechnungen der negative Einfluss der Rail Buttons aufgezeigt. Hierzu wird eine Differentialgleichung für die Rakete mit allen dazugehörenden Kräften aufgestellt. Die Gleichung wird dann numerisch mit Hilfe von Microsoft Excel gelöst und die Resultate sowie auch der Einfluss der Rail Buttons aufgezeigt.
2. Im nächsten Schritt werden anhand den von ARIS gestellten Rahmenbedingungen, die Anforderungen an die Konstruktion abgeleitet. Aus diesen Anforderungen werden Funktionen definiert. Bestehende Konzepte werden analysiert, um von Erfahrungen profitieren zu können.
3. Mit Hilfe eines morphologischen Kastens werden mögliche Konzeptlösungen ausgearbeitet und anhand von Bewertungspunkten miteinander verglichen. Das am besten abschneidenden Konzept wird weiterverfolgt.
4. Es wird eine Konstruktion für eine Rakete Level 01 erstellt. Die erarbeitete Lösung wird ausführlich beschrieben. Zudem wird ein erster Prototyp der Rakete erstellt. Anhand der Berechnungen wird die Lösung mit dem bestehenden Konzept der Rail Buttons verglichen. Alle kritischen Stellen mit Hilfe von Berechnungen genauer analysiert.

2 Berechnungen

2.1 Aufstellen der Differentialgleichung

Das zu erreichende Ziel durch die Verwendung des Fly Away Rail Guides gegenüber den Rail Buttons ist es, eine erhöhte Performance der Rakete zu erzielen. Da die Rail Buttons an der Schale der Rakete angebracht sind erhöhen sie den Luftwiderstand, der auf die Rakete wirkt. Denn neben dem Luftwiderstand, welcher die Rakete von sich aufweist, muss der Luftwiderstand der Rail Buttons zusätzlich addiert werden. Folgende Kräfte wirken somit auf die Rakete:

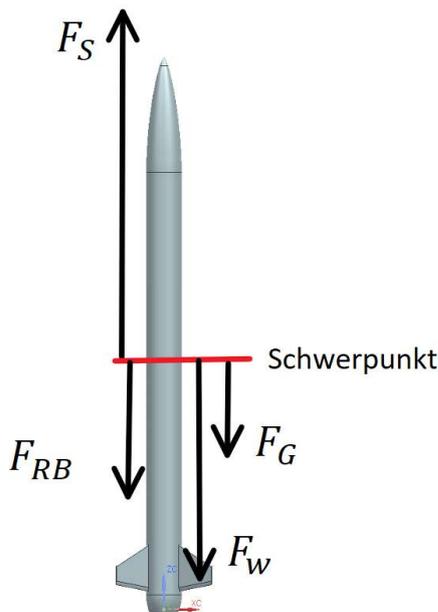


Abbildung 1: Kräftegleichgewicht der Rakete

Zur Vereinfachung des Modells wird angenommen, dass alle Kräfte am Schwerpunkt der Rakete wirken und somit keine Momente entstehen. Das Kräftegleichgewicht lässt sich hier als Differentialgleichung wie folgt darstellen:

$$F_{Res} = m \cdot \ddot{x} = F_S - F_G - F_W - F_{RB}$$

- F_{Res} oder $m \cdot \ddot{x}$ stellt hierbei die resultierende Kraft der Rakete dar. \ddot{x} steht dabei für die Beschleunigung der Rakete und m steht für die Masse der Rakete. Die Masse der Rakete ist dabei jedoch nicht konstant, sondern verändert sich während der Zeit in der der Raketenmotor Treibstoff verbrennt.
- F_S steht für die Schubkraft, welche der Antrieb der Rakete liefert. Die Daten für die Schubkraft sind je nach Raketenantrieb unterschiedlich und können beim jeweiligen Hersteller eingesehen werden.
- F_G steht für die Gravitationskraft der Erde, welche auf die Rakete wirkt. Die Gravitationskraft ist die Multiplikation zwischen der Masse der Rakete und der Erdbeschleunigung.

$$F_G = m \cdot g$$
- F_W ist die Luftwiderstandskraft der Rakete, ohne Rail Buttons. Der Luftwiderstand ist eine Funktion von folgenden Parametern:
 - c_{wR} ; Der Widerstandsbeiwert. Der Widerstandsbeiwert ist hierbei abhängig von der Geometrie der Rakete, sowie der Reynoldszahl. Diese wiederum ist abhängig

von der Länge und Geschwindigkeit der Rakete, sowie den Eigenschaften der Umgebungsluft.

- A_R ; Die orthogonale Projektion der Raketenfläche, bezüglich der Richtung der Geschwindigkeit.
- ρ ; Die Dichte der Luft. Die Dichte ist hierbei jedoch abhängig von der Höhe über Meer, in welcher sich die Rakete befindet.
- v ; Die Geschwindigkeit der Rakete.

Die Formel für den Luftwiderstand lautet: $F_w = \frac{c_{wR} \cdot A_R \cdot \rho \cdot v^2}{2}$

- F_{RB} ist die Luftwiderstandskraft, welche alleinig durch die Rail Buttons verursacht wird. Die Formel für diese Kraft ist äquivalent zur Widerstandskraft der Rakete. c_{wB} ist hierbei der Widerstandskoeffizient der Rail Buttons und A_B ist die Orthogonalfläche aller Rail Buttons.

Die Formel für den Luftwiderstand der Rail Buttons lautet: $F_{RB} = \frac{c_{wB} \cdot A_B \cdot \rho \cdot v^2}{2}$

2.2 Vereinfachungen für das Lösen der Differentialgleichung

Für das Lösen der Differentialgleichung werden verschiedene Vereinfachungen und Annahmen getroffen.

2.2.1 Masse

Die Masse m der Rakete nimmt während der Zeit der Treibstoffverbrennung durch den Treibstoffverlust linear mit folgender Funktion ab:

$$m(t) = m_0 - \frac{m_T}{t_S} \cdot t$$

- m_0 ist die Masse der Rakete vor dem Start. Dies bedeutet der Treibstofftank ist gefüllt.
- m_T ist die gesamte Treibstoffmasse vor dem Start.
- t_S ist die Schubzeit. Die Schubzeit ist definiert als die Zeit, während der der Raketenantrieb Treibstoff verbrennt, um eine Schubkraft zu erhalten.
- t steht für die Zeit, die seit dem Start vergangen ist.

Ab dem Zeitpunkt da kein Treibstoff mehr verbrannt wird, fliegt die Rakete mit konstanter Masse $m = m_0 - m_T$ weiter.

2.2.2 Dichte

Die Dichte ρ der Umgebungsluft nimmt in Abhängigkeit der Höhe mit folgender Funktion

ab: $\rho(h) = \rho_0 \cdot e^{-\frac{M \cdot g}{R \cdot T} \cdot h}$

- $\rho_0 = 1.293 \frac{kg}{m^3}$ ist hierbei die Luftdichte auf Meereshöhe.
- $M = 0.028949 \frac{kg}{mol}$ ist die mittlere Molare Masse trockener Luft. Die Molare Masse wird als konstant angenommen.
- $g = 9.81 \frac{m}{s^2}$ ist die Erdbeschleunigung und wird als konstant angenommen.
- $R \approx 8.314 \frac{J}{K \cdot mol}$ ist die universelle Gaskonstante.
- $T [Kelvin]$ ist die Temperatur und wird mit 293 K als konstant angenommen.

- h [m. ü. M] ist die Höhe der Rakete über Meer.

2.2.3 Widerstandskoeffizient

Der Widerstandskoeffizient c_W ist als Funktion der Reynoldszahl definiert. Hierzu gibt es empirisch bestimmte Funktionskurven.

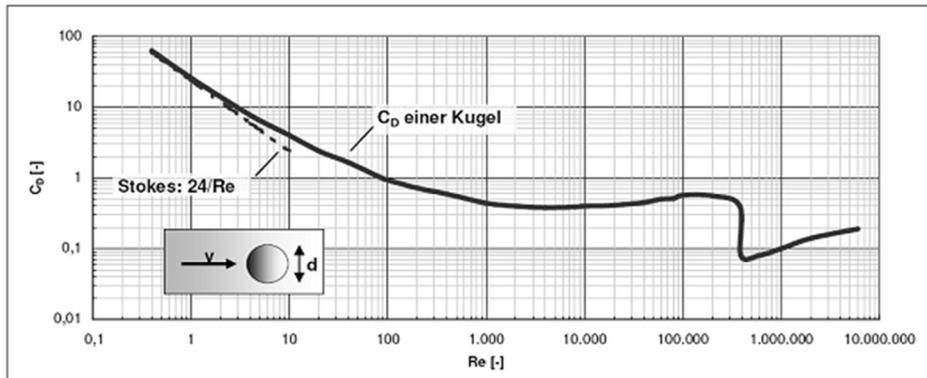


Abbildung 2: Widerstandswert Funktion einer glatten Kugel

Für die Berechnung des Widerstandskoeffizient des Rail Buttons, sowie des Widerstandskoeffizient der Rakete wird die Form einer Kugel als Vereinfachung angenommen. Der c_W - Wert ist nur von der Reynoldszahl abhängig. Die Formel für die Reynoldszahl ist wie folgt:

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot l}{\eta}$$

- ρ ist die Dichte der umgebenden Luft.
- v ist die Geschwindigkeit der Rakete
- l ist die charakteristische Länge. Für den Widerstandskoeffizienten der Rakete ist $l = 2.382 \text{ m}$ und für den Widerstandskoeffizienten der Rail Buttons ist $l = 0.016 \text{ m}$.
- $\eta \approx 17.74 \cdot 10^{-6} \frac{\text{kg}}{\text{m}\cdot\text{s}}$ ist die dynamische Viskosität von Luft bei 10° C und wird als konstant angenommen.

Um mit der Reynoldszahl auf den c_W - Wert zu gelangen wird die Funktionskurve durch einzelne Punkte approximiert. Für die Bestimmung des c_W - Werts an einer beliebigen Stelle wird zuerst die Reynoldszahl bestimmt. Es wird der c_W - Wert der nächst höher bestimmten Reynoldszahl verwendet.

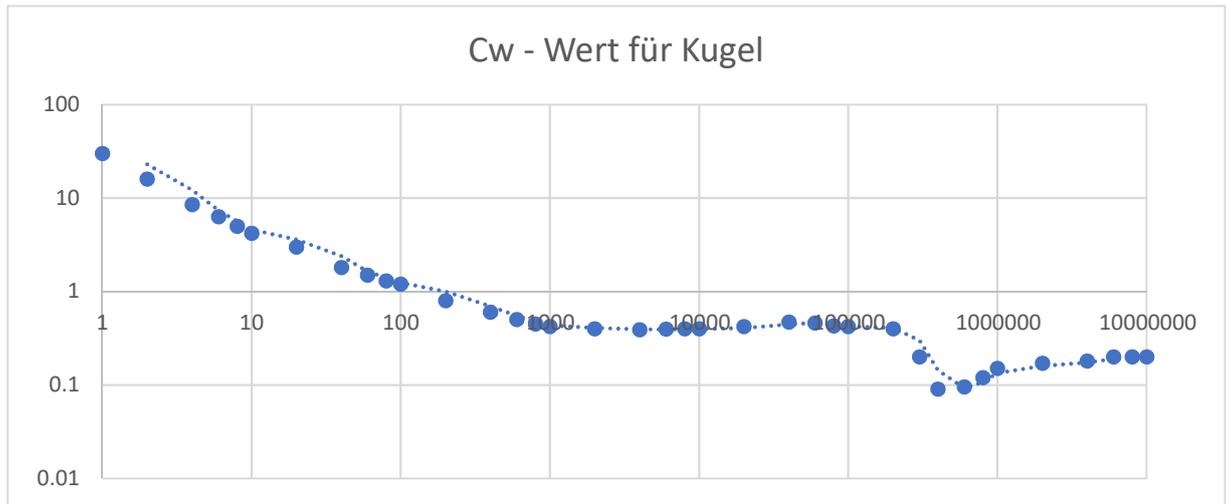


Abbildung 3: Widerstandsbeiwertfunktion in Excel

2.3 Lösen der Differentialgleichung

Die Differentialgleichung für die Beschleunigung der Rakete lautet:

$$\ddot{x} = \frac{F_S}{m} - g - \frac{F_{RB}}{m} - \frac{F_W}{m}$$

2.3.1 Runge-Kutta-Verfahren

Diese Differentialgleichung ist nicht analytisch lösbar, da verschiedene Werte wie die Schubkraft F_S sowie die c_W - Werte für die Berechnung der Widerstandskräfte F_{RB} und F_W nicht explizit als Formel gegeben sind. Die Differentialgleichung wird aus diesem Grund numerisch gelöst. Für das Lösen der Differentialgleichung wird das Runge-Kutta-Verfahren 4. Ordnung, auch bekannt als das klassische Runge-Kutta-Verfahren, verwendet. Die genaue Anwendung des Runge-Kutta-Verfahrens ist im Anhang beschrieben. Das Verfahren verwendet, den Ansatz, Ableitungen durch Differenzenquotienten zu approximieren. Die dabei bei nichtlinearen Funktionen entstandenen Fehlern werden durch geeignete Kombination verschiedener Differenzquotienten reduziert. Das klassische Runge-Kutta-Verfahren ist eine solche Kombination und kompensiert dabei Diskretisierungsfehler bis zur dritten Ableitung. Für das Lösen der Differentialgleichung müssen zwei Anfangsbedingungen gegeben sein. Für die vorhandene Differentialgleichung wären dies:

- $x(t = 0) = 0$

x steht für die Flughöhe h über dem Boden. Zum Zeitpunkt $t = 0$ beträgt diese Flughöhe 0.

- $\dot{x}(t = 0) = 0$

\dot{x} steht für die Fluggeschwindigkeit v . Zum Zeitpunkt $t = 0$ beträgt diese Geschwindigkeit 0.

Zudem muss für das Lösen eine Schrittweite für die Zeit Δt angegeben werden. Verwendet wird die Schrittweite $\Delta t = 0.05 \text{ s}$, da die Schubdaten für die Antriebsmotoren der Rakete vom Hersteller der Motoren in Zeitintervallen von 0.05 s angegeben werden.

Die Differentialgleichung wird mit Hilfe von Microsoft Excel gelöst. Grund dafür ist, dass in Excel die schrittweise Berechnung, welche für das Runge-Kutta-Verfahren benötigt wird, gut durchführbar und übersichtlich ist.

2.3.2 Überprüfung Runge-Kutta-Verfahren

Um zu überprüfen ob das Runge-Kutta-Verfahren angewendet werden kann, wird das Verfahren zuerst an einem einfachen Beispiel angewendet, bei dem die analytischen Lösungen und Funktionen vorhanden sind. Als Beispiel wurde hierfür der horizontale Wurf einer Masse bei Erdbeschleunigung verwendet. Für das Beispiel werden folgende Angaben angenommen:

- Startgeschwindigkeit zum Zeitpunkt $t = 0$ beträgt $v_0 = 10 \frac{\text{m}}{\text{s}}$.
- Starthöhe zum Zeitpunkt $t = 0$ beträgt $h_0 = 0 \text{ m}$.
- Erdbeschleunigung ist konstant und wird als $g = 10 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$ angenommen.

Numerisch, sowie analytisch werden folgende Größen berechnet:

- h_{max} ; Die maximale Höhe, welche die Masse erreicht.
- t_{max} ; Die Zeit, zu welcher die Masse die Höhe h_{max} erreicht.
- v_{max} ; Die Geschwindigkeit, welche die Masse zum Zeitpunkt t_{max} hat.

Die Formeln für die analytische Berechnung folgender Größen sind wie folgt:

- $h(t) = v_0 \cdot t - \frac{g \cdot t^2}{2}$
- $v(t) = v_0 - g \cdot t$
- $h_{max} = v_0 \cdot t_{max} - \frac{g \cdot t_{max}^2}{2}$
- $v_{max} = v_0 - g \cdot t_{max}$
- $t_{max} = \frac{v_0}{g}$

Für das Runge-Kutta-Verfahren werden dieselben Anfangsbedingungen sowie folgende Differentialgleichung verwendet:

$$\ddot{x} = -g$$

Zudem wird die Schrittweite von $\Delta t = 0.01 \text{ s}$ verwendet.

Folgende Ergebnisse entstehen:

	Analytische Berechnung	Berechnung mit Runge-Kutta-Verfahren	Differenz
h_{max}	5 m	$(5 + 1.6 \cdot 10^{-14}) \text{ m}$	$1.6 \cdot 10^{-14}$
v_{max}	0 m/s	$1.88 \cdot 10^{-14} \text{ m/s}$	$1.88 \cdot 10^{-14}$
t_{max}	1 s	1 s	0
$h(t = 0.5 \text{ s})$	3.75 m	$(3.75 + 4 \cdot 10^{-15}) \text{ m}$	$4 \cdot 10^{-15}$
$v(t = 0.5 \text{ s})$	5 m/s	$(5 + 1.95 \cdot 10^{-14}) \text{ m/s}$	$1.95 \cdot 10^{-14}$

Tabelle 1: Überprüfung des Runge-Kutta-Verfahrens

Die Differenz zwischen den Analytischen Berechnungen und den Berechnungen mit dem Runge-Kutta-Verfahren, belaufen sich für dieses Beispiel im Bereich von 14 Nachkommastellen. Diese Differenz ist verschwindend klein und kann dadurch vernachlässigt werden. Somit kann gesagt werden, dass das klassische Runge-Kutta-Verfahren für die Differentialgleichung der Raketenbeschleunigung angewendet werden kann.

2.3.3 Korrekturfaktoren

Das ARIS-Team hat anhand eines Testflugs mit der Rakete HEIDI bereits Messdaten gesammelt, die mit den Berechnungen verglichen werden können. Bei diesem Flug wurde der Antriebsmotor L1150R des Herstellers Aerotech verwendet. Beim Spaceport America Cup 2019 (SPAC2019) fliegt die Gruppe ARIS mit einem Antriebsmodell M2400 des Herstellers Aerotech. Für die Berechnungen werden, die vom Hersteller angegebenen Schubdaten, sowie das angegebene Gewicht der jeweiligen Motoren verwendet.

Damit die Lösung der Differentialgleichung möglichst exakt den realen Werten entspricht, werden zwei Korrekturfaktoren in die Berechnung miteinbezogen. Der Grund für Abweichungen zwischen den berechneten Werten und den gemessenen Werten von ARIS ist, dass die Differentialgleichung nicht exakt stimmt. So wurden theoretische Werte verwendet, sowie vereinfachende Annahmen getroffen. Die beiden Korrekturfaktoren sind folgende:

- K_S ist der Korrekturfaktor, welcher mit dem Wert der Schubkraft F_S multipliziert wird. Der Grund wieso die Schubkraft mit einem Faktor multipliziert wird ist, dass die vom Hersteller gemachten Angaben bezüglich der Schubkraft nicht perfekt mit der Realität übereinstimmen könnten. So ist es sehr wahrscheinlich, dass der Motor nicht die angegebene Leistung und Kraft erbringt. Diese Abweichung soll mit dem Korrekturfaktor K_S behoben werden.
- K_W ist der Korrekturfaktor, welcher mit den Werten der Luftwiderstände F_W und F_{RB} multipliziert wird. Die Annahmen welche für die Berechnung der c_W - Werte getroffen werden, stimmen nicht mit der Realität überein. So wird zum Beispiel für die Rakete sowie die Rail Buttons die Geometrie einer Kugel angenommen. Zudem wurden Abweichungen durch entstehende Luftverwirbelungen durch die aussen an der Rakete angebrachten Rail Buttons nicht berücksichtigt. Diese Abweichungen sollen mit dem Korrekturfaktor K_W korrigiert werden.

Die Differentialgleichung lautet daher wie folgt:

$$\ddot{x} = K_S \cdot \frac{F_S}{m} - g - K_W \cdot \frac{F_{RB}}{m} - K_W \cdot \frac{F_W}{m}$$

Damit die besten Werte für K_S und K_W erörtert werden können, wird die Differentialgleichung mit variabel einstellbaren Korrekturfaktoren gelöst. Die berechneten Funktionskurven der Höhe h und der Geschwindigkeit v werden mit den Messdaten jeweiliger Kurven verglichen. Die Korrekturfaktoren werden so variiert, dass die berechneten Werte durch die Differentialgleichung möglichst exakt mit den gemessenen Werten und deren Maximalwerten h_{max} und v_{max} übereinstimmen.

Es stellte sich heraus, dass der Korrekturfaktor K_S und somit auch die Schubkraft F_S einen grossen Einfluss auf die Geschwindigkeitskurve und den maximalen Geschwindigkeitswert haben. Wogegen der Korrekturfaktor K_W und die Luftwiderstandskräfte F_W und F_{RB} einen geringen

Einfluss auf die Geschwindigkeit haben. Erklären lässt sich dies dadurch, dass in dem Moment, da der Treibstoff verbraucht ist und somit die Schubkraft des Antriebsmotors wieder zurück geht, ein Zeitpunkt entsteht, an dem die Schubkraft gleich gross ist wie die Widerstandskräfte und die Gravitationskraft. An diesem Punkt erreicht die Rakete ihre maximale Geschwindigkeit v_{max} , da die Beschleunigung der Rakete von einem positiven Wert in einen negativen übergeht.

Auf die Lösung der Höhenfunktion hingegen, sowie den Wert der maximal erreichbaren Höhe der Rakete, hat der Korrekturfaktor K_W und die Luftwiderstände einen viel grösseren Einfluss, als auf die Geschwindigkeit. Dies lässt sich dadurch erklären, dass die Luftwiderstandskräfte während der ganzen Flugphase wirken. Die Schubkraft hingegen wirkt nur solange Treibstoff vorhanden ist, welcher verbrennt werden kann. Da die maximale Höhe h_{max} der Rakete um einiges später erreicht wird als die maximale Geschwindigkeit v_{max} , wirken die Widerstandskräfte länger. Durch das längere Wirken der Kräfte ergibt sich auch den grösseren Einfluss auf die Lösung.

Durch variieren der Grössen der Korrekturfaktoren ergeben sich folgende optimale Werte für die Faktoren:

- $K_S = 0.98$
- $K_W = 2.77$

Diese Korrekturfaktoren sind durch die Messdaten mit dem L1150R Antrieb bestimmt worden. Die Faktoren werden jedoch auch für die Differentialgleichungen mit anderen Motoren verwendet.

2.4 Resultate der Differentialgleichung

Beim Verwenden der Schubdaten und des Gewichts des L1150R Antriebs werden folgende Werte der berechneten Lösung und den gemessenen Daten verglichen:

- v_{max} ; Die maximale Geschwindigkeit
- h_{max} ; Die maximale Höhe
- $t(v_{max})$; Der Zeitpunkt an dem die maximale Geschwindigkeit erreicht wird
- $t(h_{max})$; Der Zeitpunkt an dem die maximale Höhe erreicht wird
- t_{1000} ; Der Zeitpunkt an dem die Rakete eine Höhe von 1000m erreicht

Zudem werden die Funktionskurven der Geschwindigkeit $v(t)$ und der Höhe $h(t)$ verglichen. Die zu vergleichenden Werte sind in der unten angegebenen Tabelle aufgeführt.

L1150R Antrieb	Berechnet	Gemessen	Differenz	% Abweichung
$v_{max} \left[\frac{m}{s} \right]$	156.67	156.84	-0.17	0.1 %
$h_{max} [m]$	1141.20	1141.05	0.15	0.013 %
$t(v_{max}) [s]$	2.97	3.15	-0.18	5.7 %
$t(h_{max}) [s]$	15.77	14.45	1.32	9.1 %
$t_{1000} [s]$	10.42	10.05	0.37	3.6 %

Tabelle 2: Vergleich der berechneten mit den gemessenen Werte

Da die Korrekturfaktoren so gewählt wurden, dass die berechneten Werte mit dem L1150R Antrieb mit den gemessenen übereinstimmen, entstehen sehr kleine Abweichungen. Dadurch sind die enorm kleinen Abweichungen der maximalen Geschwindigkeit und der maximalen Höhe zu erklären. Die grösseren Abweichungen der anderen Werte lassen sich anhand der untenstehenden Grafiken erklären.

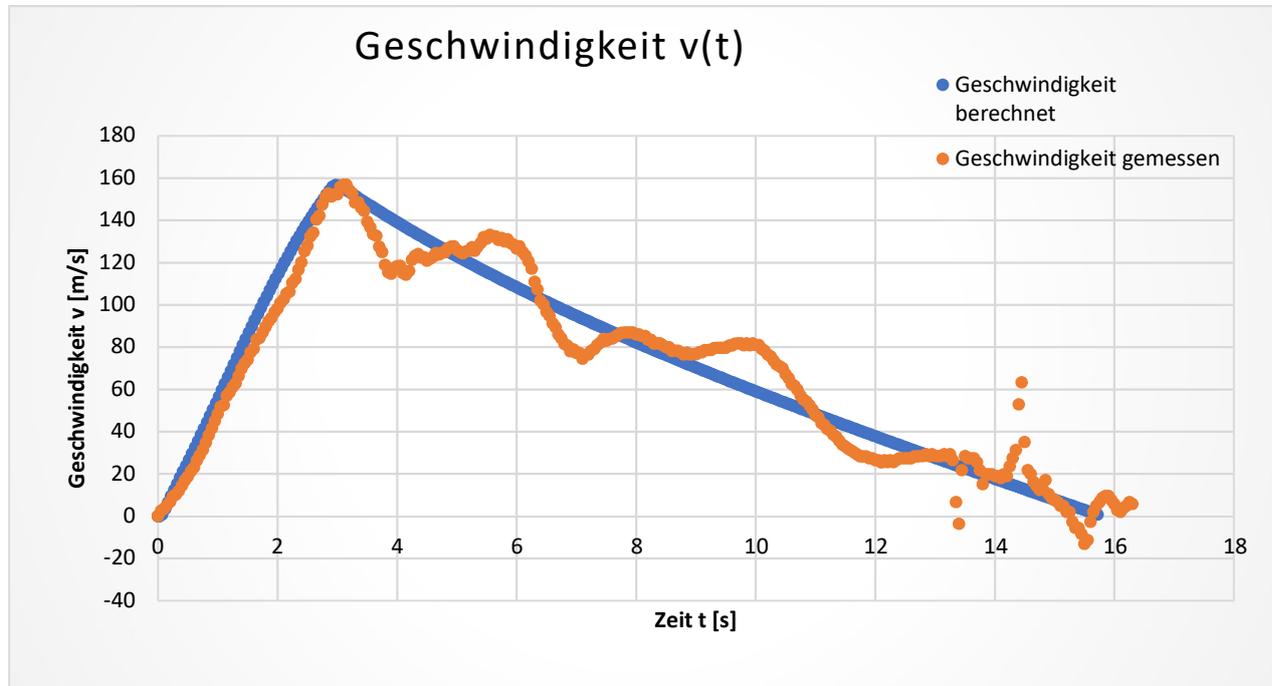


Abbildung 4: Vergleich der berechneten mit der gemessenen Geschwindigkeitsfunktion

Bei dem Vergleich der Geschwindigkeitsfunktionen fällt auf, dass im Bereich links vom maximalen Punkt, bevor die maximale Geschwindigkeit erreicht wird, die Funktionskurven der berechneten Geschwindigkeit und der gemessenen gut übereinstimmen. Das ist der Zeitraum in welchem die Schubkraft F_S wirkt. Nachdem die maximale Geschwindigkeit erreicht wurde, nimmt die Geschwindigkeit bei der berechneten Funktion kontinuierlich ab. Die Messdaten der Geschwindigkeit nehmen auch ab, jedoch nicht kontinuierlich. So gibt es Zeitpunkte, an denen die Geschwindigkeit wieder zunimmt. Physikalisch betrachtet ist dies jedoch nicht möglich und lässt sich somit auf eine Unsicherheit bei den Messungen zurückschliessen.

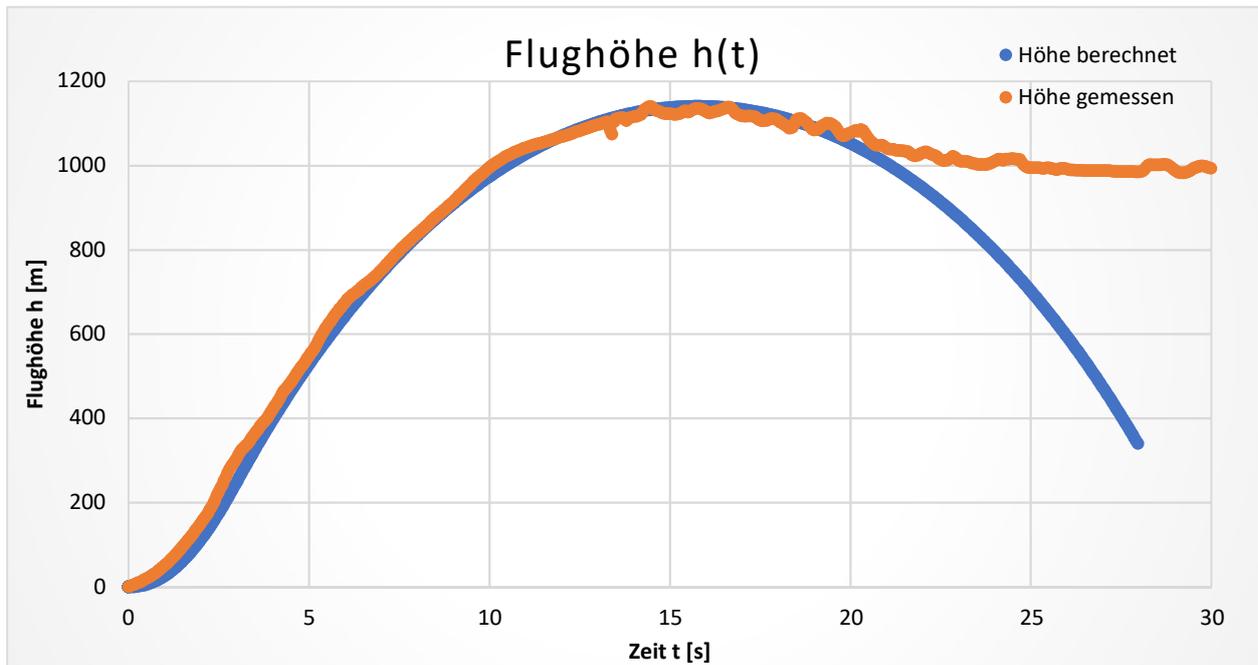


Abbildung 5: Vergleich der berechneten mit der gemessenen Höhenfunktion

Beim Vergleich der Funktionskurven der Geschwindigkeit lässt sich erkennen, dass der Zeitbereich vor dem Erreichen der maximalen Flughöhe beider Funktionen gut übereinstimmt. Nachdem die maximale Flughöhe erreicht wurde nimmt die berechnete Höhe stark ab. Die gemessene Höhe nimmt jedoch nur sehr langsam ab. Diese Differenz lässt sich jedoch erklären. Nachdem die Rakete ihre maximale Flughöhe erreicht hat und wieder zu fallen beginnt, öffnet sich der Fallschirm der Rakete und bremst somit den Sturz rapide. Aus diesem Grund nimmt die gemessene Flughöhe nach dem Erreichen des höchsten Punktes nur langsam wieder ab.

2.4.1 Negativer Einfluss der Rail Buttons

Ziel dieser Arbeit mithilfe eines Fly Away Rail Guide System ist es, die Rail Buttons, welche ausserhalb der Rakete angebracht sind, überflüssig zu machen. Damit der gesamte Nutzen des Fly Away Rail Guides abschätzbar wird, muss der negative Einfluss der Rail Buttons herausgefunden werden. Durch leichtes Abändern der bereits betätigten Berechnungen ist dies möglich. So muss bei der Differentialgleichung die Widerstandskraft der Rail Buttons F_{RB} herausgestrichen werden. Die Differentialgleichung ohne Rail Buttons lautet:

$$\ddot{x} = \frac{F_s}{m} - g - \frac{F_w}{m}$$

Die Werte für die maximale Höhe und maximale Geschwindigkeit können so verglichen werden. Die Werte werden jeweils für den Motor L1150R, sowie für den im SPAC2019 eingesetzten M2400 verglichen.

	Mit Rail Buttons	Ohne Rail Buttons	Differenz
L1150R $v_{max} [\frac{m}{s}]$	156.67	157.16	+0.49
L1150R $h_{max} [m]$	1141.20	1158.91	+17.71

M2400	$v_{max} [\frac{m}{s}]$	265.57	265.83	+0.26
M2400	$h_{max} [m]$	2495.15	2510.44	+41.88

Tabelle 3: Vergleich der Maximalwerte mit und ohne Rail Button

Der Verlust durch die Rail Buttons, bei der im SPAC2019 angewendeten Rakete HEIDI, beträgt 41.88 m. Dies bedeutet, dass die zu entwerfende Konstruktion nicht grössere Verluste hervorbringen darf, als durch das Abmontieren der Rail Buttons gewonnen wird.

3 Konzept

Der Hauptgrund für die Entwicklung einer Konstruktion eines Fly Away Rail Guide System ist das Ersetzen der Rail Buttons. Somit muss das Fly Away Rail Guide System alle Funktionen erfüllen, die die Rail Button normalerweise innehaben. Zusätzlich aber soll das System, ganz im Gegensatz zu den Rail Buttons, während des Fluges keinen weiteren Luftwiderstand erzeugen.

3.1 Anforderungsliste

Anhand eines von ARIS vorgegebenen Lastenheft wurde eine Liste an Anforderungen an die Konstruktion erstellt. Die Anforderungen werden zudem in fünf Kategorien aufgeteilt.

- Die erste Kategorie ist die Phase vor dem Start. Hierzu zählen alle Anforderungen, die bis zum Start des Antriebsmotors benötigt werden. Hierzu zählt unter anderem das Montieren der Konstruktion, sowie der Transport.
- Die zweite Kategorie ist die Phase während dem Start der Rakete, bis zum Verlassen des Launch Rails.
- Die dritte Kategorie ist die Phase, welche direkt nach dem Verlassen des Launch Rails eintritt.
- Die vierte Kategorie ist die restliche Flugphase der Rakete.
- Die fünfte Kategorie ist die allgemeine Kategorie. Hierzu zählen alle grundlegenden Anforderungen an die Auslegung der Konstruktion.

Die grundlegendsten Anforderungen an die Konstruktion sind in der untenstehenden Tabelle aufgelistet. Das Pflichtenheft zu diesen Anforderungen und den restlichen Anforderungen ist im Anhang beigelegt.

	Phase	Anforderung an die Konstruktion
1	Allgemein	Hält Rakete Level 01 mit Durchmesser 101.6 mm.
2	Allgemein	Die Konstruktion ist skalierbar auf Durchmesser 154 mm.
3	Allgemein	Das Gewicht der Konstruktion ist möglichst klein zu halten.
4	Allgemein	Die Konstruktion für den Durchmesser 154 mm stabilisiert die Rakete im Abstand von 1 Meter.
5	Allgemein	Es besteht keine Verbindung zwischen der Konstruktion und der Rakete.
6	Allgemein	Zusätzliche Verluste der Konstruktion sind kleiner als die Verluste durch die Rail Buttons.
7	Vor dem Start	Die Konstruktion verbindet die Rakete mit einem Führungsprofil «Item Profil 8 40x40 leicht».
8	Vor dem Start	Die Montage der Konstruktion ist für eine einzelne Person möglich.
9	Während dem Start	Die Konstruktion führt die Rakete parallel zum Führungsprofil.
10	Während dem Start	Die Konstruktion stabilisiert die Rakete.
11	Nach Verlassen des Launch Rails	Die Konstruktion löst sich autonom von der Rakete ab.
12	Nach Verlassen des Launch Rails	Die Konstruktion beschädigt keine anderen Teile der Rakete.
13	Während dem Flug	Die Konstruktion verursacht keinen weiteren Luftwiderstand während des Fluges.

14	Während dem Flug	Die Konstruktion schädigt nach dem lösen keine Personen in der Umgebung.
15	Während dem Flug	Die ganze Konstruktion ist wiederverwendbar nach dem Einsatz.

Tabelle 4: Anforderungsliste

3.2 Lösungsfindung

Um zu einer möglichst Optimalen Lösung für die Konstruktion zu gelangen, wurden in einem ersten Schritt bereits existierende Fly Away Rail Guide Systems analysiert und beurteilt. Problem hierbei ist jedoch, dass es sehr wenige Anwender von Fly Away Rail Guide Systems gibt. Kleine Modellraketenbauer sowie auch Bauer von Sounding Rockets verwenden häufig Rail Buttons. Gründe für die Rail Buttons sind hauptsächlich, dass sie einfach zu handhaben sind und sich bewährt haben. Grosse Rakete, wie zum Beispiel die der NASA, benötigen gar keine Führung beim Start.

3.2.1 Additive Aerospace

Ein Modell, welches kommerziell verkauft wird ist eines von «Additive Aerospace». Die Konstruktion besteht im grundlegenden aus zwei Mal zwei Halbschalen, welche die Rakete umklammern. Verbunden sind diese Halbschalen über drei Längsverstrebungen. Mit dem Launch Rail verbunden ist die Konstruktion über vier Rail Buttons, wovon einer an jeder Halbschale angebracht ist. Vorgespannt wird die Konstruktion über zwei Zugfedern, welche die oberen sowie unteren beiden Halbschalen verbindet. Sobald die Rakete das Launch Rail verlässt, öffnen die vorgespannten Federn die beiden Halbschalen und die Konstruktion fällt von der Rakete ab.



Abbildung 6: Fly Away Rail Guide der Firma Additive Aerospace

3.2.2 Bastelmodelle

Viele Modelle verwenden einfachste 3D – gedruckte Plastikteile oder lasergeschnittene Holzteile. Zum Einsatz kommen diese Fly Away Rail Guides meist bei sehr kleinen Raketen. Diese Modelle verwenden auch ein 2-Schalenmodell. Vorgespannt werden diese Modelle meist mit Gummibändern. Die Verbindung mit dem Launch Rail sind bei diesen Modellen keine Rail Buttons, sondern die Grundform der Konstruktion selbst.



Abbildung 8: 3D gedruckter Fly Away Rail Guide

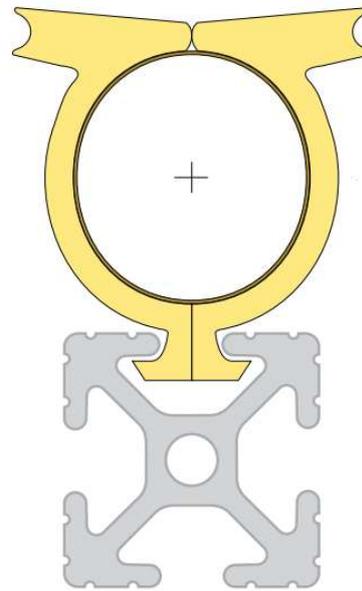


Abbildung 7: Fly Away Rail Guide in einem Launch Rail eingeführt

3.2.3 MIT Fly Away Rail Guide

Ein Fly Away Rail Guide, welcher am Spaceport America Cup eingesetzt wurde, wurde vom MIT Rocket Team konstruiert und wurde für das Projekt Virgo benutzt. Das MIT Team verwendete ebenfalls ein System mit vier Halbschalen. Vorgespannt wird ihre Konstruktion ebenfalls mit Gummibänder. Im Launch Rail wird die Rakete ebenfalls mit Hilfe von Rail Buttons geführt.



Abbildung 9: Fly Away Rail Guide System vom MIT

3.2.4 Gemeinsamkeiten

All diese Modelle weisen folgende Gemeinsamkeiten auf.

1. Die Modelle verwenden eine Grundstruktur, welche rund um die ganze Rakete reicht. Die Grundstruktur besteht meist aus zwei Mal zwei Halbschalen, welche über Längsverstrebungen verbunden sind. Die kleineren Raketen verwenden teils aber auch zwei längliche Halbschalen.
2. Alle Modelle verwenden eine mechanische Vorspannung. Es werden Gummibänder oder Zugfedern verwendet. Diese mechanischen Vorspannungen sind bereits vor dem Start gespannt und drücken den jeweiligen Verbindungsteil innerhalb des Launch Rails an die Aussenwände des Profils. Sobald die Konstruktion das Launch Rail verlässt, erlaubt diese Vorspannung, dass sich die Konstruktion öffnen kann, um von der Rakete abzufallen. Das Problem bei diesen Konstruktionen ist jedoch, dass durch das Drücken an das Launch Rail eine Reibungskraft entsteht. Diese Reibungskraft wirkt entgegen der Schubkraft der Rakete und verringert diese.

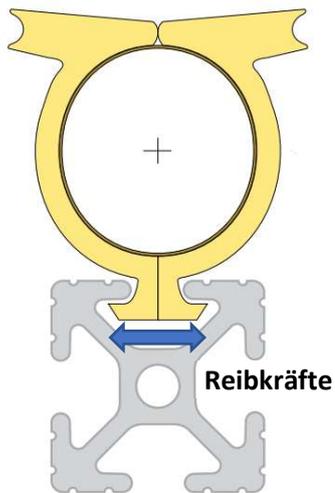


Abbildung 10: Auftretende Reibkräfte durch Vorspannung

3. All diese Modelle fallen nicht symmetrisch von der Rakete weg. Das Problem hierbei ist, dass ein Impuls auf die Rakete wirkt welcher die Rakete leicht aus der Bahn bringen kann. Dadurch, dass die Konstruktionen nicht schwer sind und dadurch, dass die Geschwindigkeiten mit denen die Halbschalen wegfallen nicht gross sind, wird die Ablenkung auf die Rakete nicht sehr gross ausfallen.

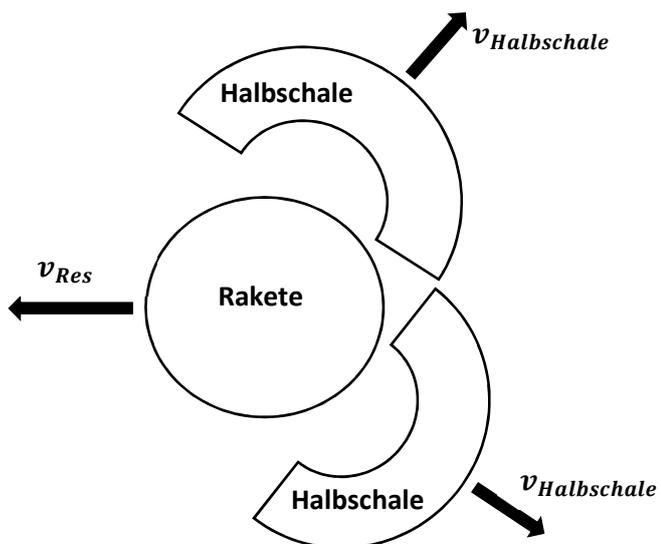


Abbildung 11: Entstehender Impuls durch nichtsymmetrische Abkopplung

3.3 Morphologischer Kasten

Durch die Analyse der bereits bestehenden Konzepte, haben sich drei grundlegende Hauptfunktionen der Konstruktion herauskristallisiert. Die drei Funktionen sind:

- Die Konstruktion führt die Rakete während des Starts im Launch Rail.
- Die Konstruktion stabilisiert die Rakete während des Starts im Launch Rail.
- Sobald das Launch Rail verlassen wird, koppelt sich die Konstruktion von der Rakete ab.

Im folgenden Kapitel werden für alle drei Hauptfunktionen einzelne Teillösungen in einem Morphologischen Kasten aufgelistet. Aus diesen Teillösungen werden zwei realistische Kombinationen ausgearbeitet. Diese Kombinationen werden nach den untenstehenden Bewertungskriterien beurteilt und gegeneinander abgewägt. Alle Bewertungskriterien werden anhand einer Skala von 0 bis 2 beurteilt. 0 bedeutet, dass das Kriterium gar nicht erfüllt wird. 1 bedeutet, dass das Kriterium nur bedingt erfüllt wird. 2 bedeutet, dass das Kriterium vollstens erfüllt wird. Die Bewertungskriterien werden hierbei zu einem gewissen Teil subjektiv bewertet. Dabei ist es jedoch immer möglich, dass während der Konstruktionsphase das Konzept abgeändert werden kann.

3.3.1 Bewertungskriterien

Erfüllen der Funktionen

Erfüllt die Konstruktion die Funktion? Dies bedeutet, dass die Konstruktion die Funktionen eindeutig erfüllt und auch mit genügender Wirkung erfüllt. Zudem sind minimale Störgrößen vorhanden.

- 0 ; Funktion ist nicht erfüllt
- 1 ; Funktion ist bedingt erfüllt
- 2 ; Funktion ist erfüllt

Komplexität

Ist die Konstruktion einfach gestaltet? Dies bedeutet, dass wenig Einzelteile verwendet werden. Zudem bedeutet dies, dass die Fehleranfälligkeit möglichst gering ist.

- 0 ; ganze Konstruktion ist komplex gestaltet
- 1 ; Teile der Konstruktion sind komplex gestaltet
- 2 ; ganze Konstruktion ist einfach gestaltet

Herstellbarkeit

Ist die Konstruktion einfach herstellbar? Dies bedeutet, dass keine komplexen Fertigungsverfahren gebraucht werden um die Einzelteile der Konstruktion zu fertigen. Zudem wird nicht viel zusätzliches Fachwissen benötigt um die Einzelteile oder Funktionen herzustellen.

- 0 ; Die Konstruktion ist schwer herstellbar
- 1 ; Die Herstellung der Konstruktion ist machbar
- 2 ; Die Herstellung ist sehr einfach

Gewicht

Ist das Gewicht der Konstruktion minimal gehalten? Dies bedeutet, dass durch die Anzahl und Art der Einzelteile das Gewicht möglichst minimal gestaltet wird.

- 0 ; Die Konstruktion ist zu schwer

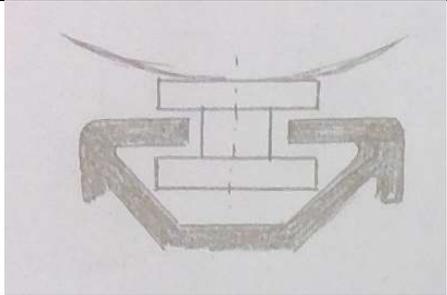
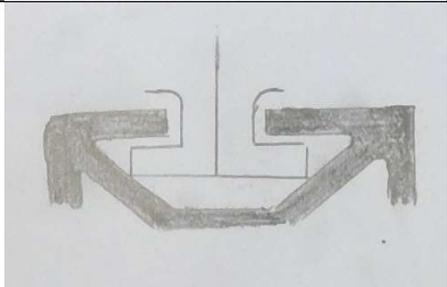
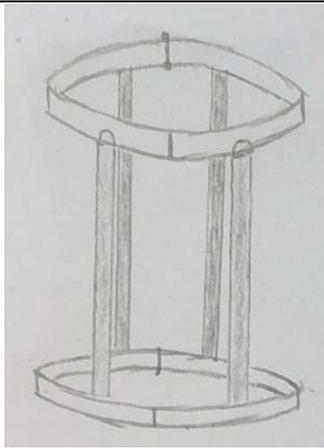
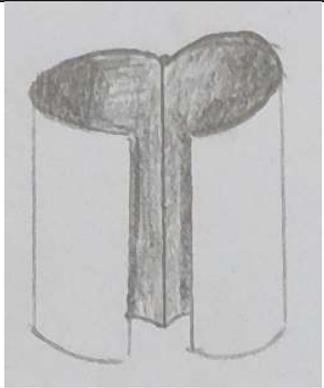
- 1 ; Die Konstruktion ist nicht leicht
- 2 ; Die Konstruktion ist leicht

Performance Einflüsse

Verschlechtert die Konstruktion der Rakete die allgemeine Performance? Unter Verschlechterung der Performance gelten beispielsweise entstehende Reibungskräfte. Zudem gilt hierzu auch das Entstehen eines Impulses auf die Rakete beim Abkoppeln der Konstruktion.

- 0 ; Performance wird stark verschlechtert
- 1 ; Performance wird leicht verschlechtert
- 2 ; Performance wird nicht verschlechtert

3.3.2 Morphologische Kästen

Nr.	Skizze	Beschreibung
Führung im Launch Rail		
1		<p>Führung im Launch Rail durch Rail Buttons. An der Konstruktion werden Rail Buttons angebracht, welche die Konstruktion und somit die Rakete im Launch Rail führt.</p> <p>+ leicht auswechselbar</p>
2		<p>Führung im Launch Rail durch Form der Schalen. Jede Hälfte der Konstruktion ist mit einer Hakenform versehen, welche im Launch Rail eingeführt werden kann.</p> <p>+ einfach in die Konstruktion zu implementieren</p>
Stabilisation der Rakete		
3		<p>Zwei Mal zwei Halbschalen mit vier Längsverstrebungen. Die Längsverstrebungen helfen das Moment von den oberen Halbschalen, zu den unteren Halbschalen zu übertragen. Die Verbindung der Halbschalen ist jeweils an einer Seite gelenkig gelagert und an der anderen Seite mit dem Launch Rail verbunden. Die gelenkige Lagerung hilft der Konstruktion sich zu öffnen um von der Rakete wegfallen zu können.</p> <p>+ leichte Bauweise</p>
4		<p>Zwei längliche Halbschalen. Die Halbschalen sind jeweils an einer Seite gelenkig gelagert, damit die Schale sich öffnen kann. An der anderen Seite sind die Halbschalen mit dem Launch Rail verbunden.</p> <p>+ Stabile Bauweise</p>
Abkoppeln der Konstruktion nach Verlassen des Launch Rails		

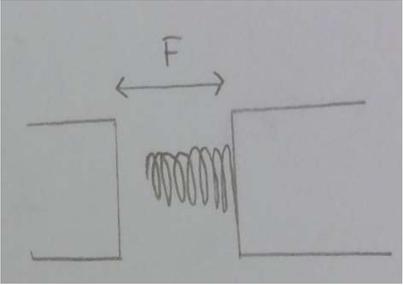
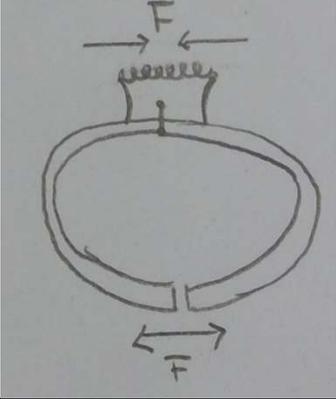
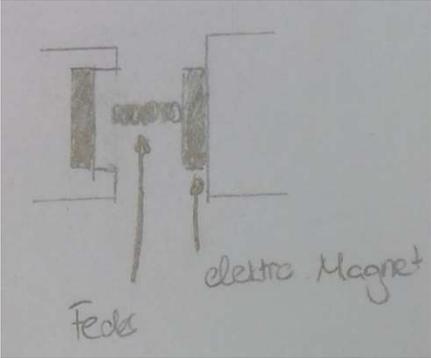
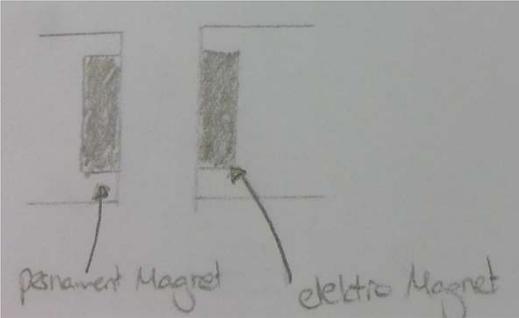
<p>5</p>		<p>Vorspannung durch Druckfeder. Die Schalen werden gegeneinander mit Druckfedern vorgespannt und werdendann in das Launch Rail eingeführt. Sobald die Rakete das Launch Rail verlässt öffnen sich die Schalen dank der vorgespannten Feder. + sehr einfaches Prinzip – Kraft wirkt im Launch Rail bereits und übt Reibungskraft aus</p>
<p>6</p>		<p>Vorspannung durch Zugfedern. Die Schalen werden mit einer Zugfeder vorgespannt, welche über einen Hebelarm an den einzelnen Schalen angebracht ist. Sobald die Rakete das Launch Rail verlässt öffnen sich die Schalen dank der vorgespannten Feder. + sehr einfaches Prinzip – Kraft wirkt im Launch Rail bereits und übt Reibungskraft aus</p>
<p>7</p>		<p>Vorspannung mit Elektromagnet und Feder. Vor dem Start wird der Elektromagnet eingeschaltet und spannt somit die Druckfeder an. Sobald die Rakete das Launch Rail verlässt, wird der Magnet ausgeschaltet und die vorgespannte Feder öffnet die Schalen. + innerhalb des Launch Rails wirkt keine Reibungskraft zwischen Rail und Konstruktion – Magnet benötigt Ansteuerung – Gewicht wird grösser</p>
<p>8</p>		<p>Vorspannung mit Elektromagnet und Permanentmagnet. Vor dem Start wird der Elektromagnet unterschiedlich gepolt. Dadurch ziehen sich die beiden Magnete an. Sobald die Rakete das Launch Rail verlässt, wird der Elektromagnet umgepolt und die beiden Magnete stossen sich ab. + innerhalb des Launch Rails wirkt keine Reibungskraft zwischen Rail und Konstruktion – Magnet benötigt Ansteuerung – Gewicht wird grösser</p>

Tabelle 5: Morphologischer Kasten

3.4 Lösungskonzepte

Aufgrund den Anforderungen, welche an diese Konstruktion gestellt werden entstand die Entscheidung, dass beim System für die Stabilisation der Rakete das zwei-Mal-zwei-Halbschalen System verwendet wird. Grund dafür ist die leichtere Bauweise die mit diesem System, gegenüber dem System mit zwei länglichen Halbschalen, möglich ist. Des Weiteren fiel die Entscheidung auf ein System, welches in zwei einzelnen Schalen möglichst symmetrisch von der Rakete wegfällt. Die Entscheidung ist basierend auf der Tatsache, dass beim Abkoppeln der Konstruktion ein Impuls auf die Rakete verhindert werden soll.

3.4.1 Lösungskonzept 1 «Das elektrische Konzept»

Das erste Konzept besteht aus einer Grundstruktur aus dem zwei-Mal-zwei-Halbschalen System. An den Halbschalen sind jeweils Railbuttons angebracht. Die Rail Buttons führen die Konstruktion im Launch Rail. Das Abkoppeln der Konstruktion erfolgt über vier Elektromagneten, welche mit Druckfedern vorgespannt sind. Während der Startphase im Launch Rail halten die elektromagneten die verschiedenen Halbschalen zusammen. Sobald die Rakete das Launch Rail verlässt, drücken die vorgespannten Federn die Konstruktion von der Rakete weg.

Das Konzept erfüllt alle angeforderten Funktionen. Hierzu gehört die Führung im Launch Rail, die Stabilisation der Rakete, sowie das Abkoppeln von der Rakete. Der grosse Vorteil dieses Konzeptes ist, dass die Performance der Rakete nicht beeinträchtigt wird. So entstehen, durch das Wirken der Elektromagneten während des Starts, keine zusätzlichen Reibungskräfte zwischen Konstruktion und Launch Rail. Zudem ist es möglich die Konstruktion symmetrisch von der Rakete abzukoppeln, um einen Impuls auf die Rakete zu verhindern. Die Komplexität des Konzeptes jedoch ist sehr gross. Es muss eine Ansteuerung vorhanden sein, welche die Elektromagnete ein- und ausschalten kann. Zudem muss die Konstruktion von sich aus erkennen können, wann das Launch Rail verlassen wird. Dies kann beispielsweise über einen Distanzsensor erfolgen, welcher die Distanz zum Launch Rail misst. Sobald der Sensor keine Distanz zum Rail mehr messen kann, gilt dies als Zeichen um die Magnete auszuschalten. Problematisch ist hierbei jedoch die Fehleranfälligkeit durch die elektrische Steuerung. Mit der Komplexität des Konzeptes verbunden ist auch die Herstellbarkeit. So muss die ganze Steuerung hergestellt und programmiert werden. Die mechanischen Teile des Konzeptes hingegen sind einfach herzustellen. Das Gewicht dieses Konzeptes ist zudem recht gross. Die Magnete und sowie deren Stromversorgung bringen ein deutliches Zusatzgewicht.

3.4.2 Lösungskonzept 2 «Das mechanische Konzept»

Das zweite Konzept besteht wiederum aus der Grundstruktur eines zwei-Mal-zwei-Halbschalen Systems. An den Schalen sind jeweils Rail Buttons angebracht. Das Abkoppeln der Konstruktion erfolgt über vorgespannte Federn. Die Federn drücken die Rail Buttons während des Starts im Launch Rail an die jeweiligen Seiten des Rails. Sobald die Konstruktion das Launch Rail verlässt, öffnen sich die Schalen und die Konstruktion kann Abfallen. Damit ein Impuls auf die Rakete vermindert wird, fällt die Konstruktion in zwei separaten Hälften weg. Dies kann beispielsweise mittels einem Stift erfolgen, welcher nach einem gewissen Öffnungswinkel wegfällt.

Das Konzept erfüllt alle drei angeforderten Hauptfunktionen. So wird die Rakete durch dieses Konzept stabilisiert und auch im Launch Rail geführt. Ausserdem koppelt sich die Konstruktion nach dem Verlassen des Launch Rails durch die vorgespannten Federn von der Rakete ab. Der grosse Vorteil dieses Konzeptes ist, dass es rein mechanisch funktioniert. Das Konzept ist wenig komplex aufgebaut, wodurch die Fehleranfälligkeit klein ist. Zudem ist durch den rein mechanischen Aufbau die Herstellbarkeit der Einzelteile einfach gewährleistet. Dadurch, dass keine schwere Elektronik bei diesem Konzept verwendet wird, wird das Gewicht der Konstruktion klein gehalten. Das Problem bei diesem Konzept ist jedoch, dass negative Einflüsse auf die Performance der Rakete entstehen. So entsteht durch die nach aussen drückenden Federn eine Reibungskraft zwischen den Rail Buttons und dem Launch Rail. Zudem kann durch den mechanischen Aufbau ein perfekt symmetrisches Abkoppeln der Konstruktion nicht gewährleistet werden.

3.4.3 Bewertung der Konzepte

	Das elektrische Konzept	Das mechanische Konzept
Erfüllen der Funktionen	2	2
Komplexität	0	1
Herstellbarkeit	1	2
Gewicht	1	2
Performance Einflüsse	2	1
Total	6	8

Tabelle 6: Vergleich der Lösungskonzepte

Gemäss den definierten Bewertungskriterien schneidet das rein mechanische Konzept besser ab. Ausschlaggebend ist hauptsächlich die simple Konstruktion und Aufbauweise. Die potentiell entstehenden Fehler können damit klein gehalten werden. Der Vorteil des elektrischen Konzeptes durch die bessere Performance der Rakete ist im Gegensatz zu dem komplexen Aufbau des Konzeptes zu klein um weiterverfolgt zu werden.

Das mechanische Konzept wird basierend auf den Bewertungsergebnissen weiter ausgearbeitet. Es ist jedoch während der Ausarbeitung des Konzeptes möglich Änderungen anzubringen.

4 Konstruktion

In diesem Kapitel wird die erarbeitete Lösung für eine Rakete mit Durchmesser 101.6mm beschrieben.

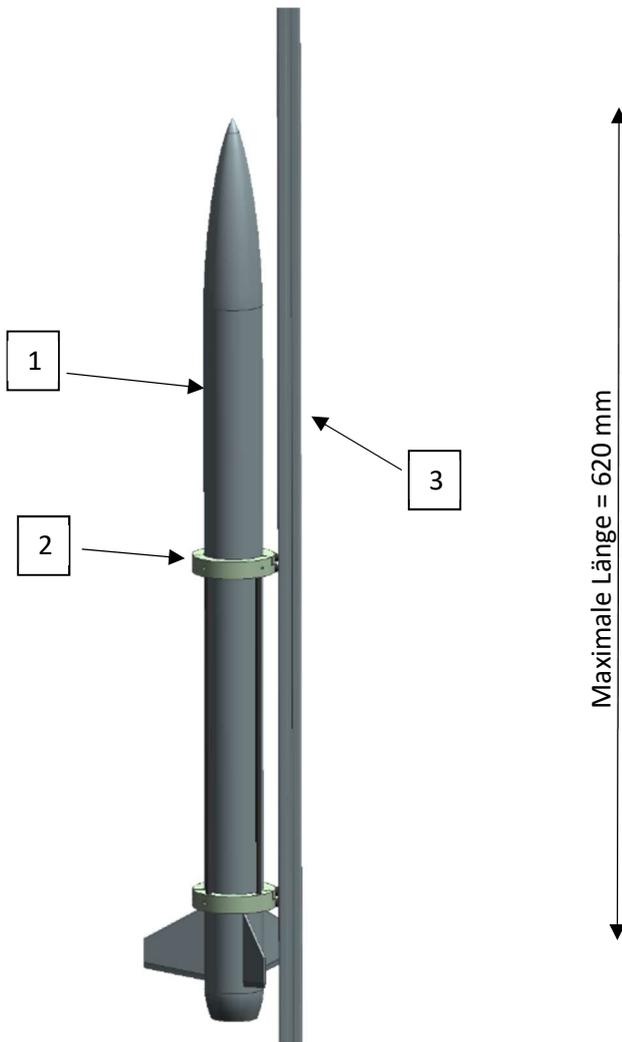


Abbildung 13: Rakete mit Fly Away Rail Guide und Launch Rail

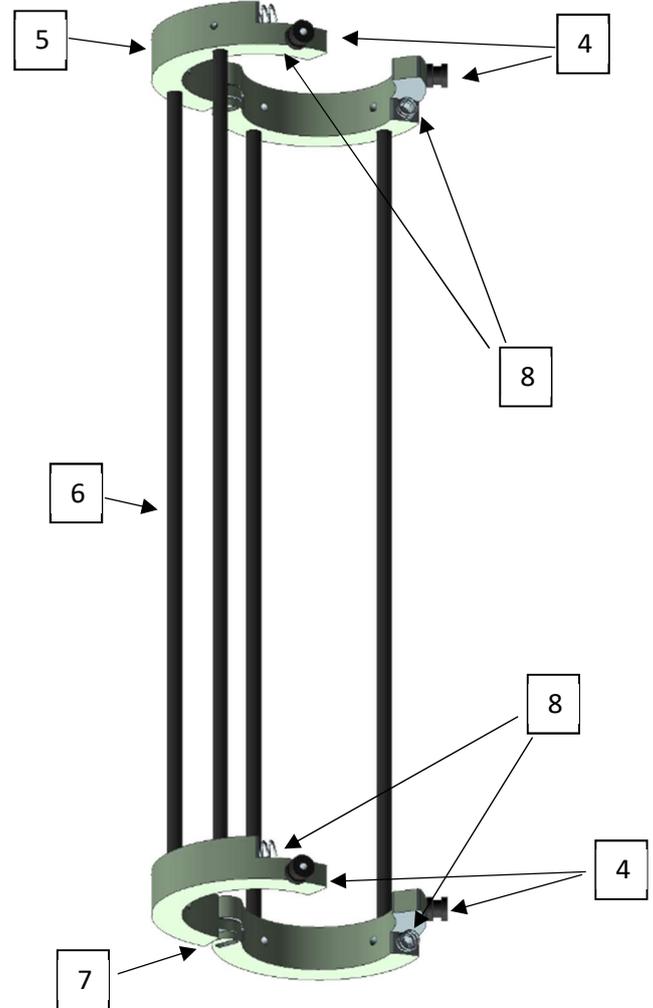


Abbildung 12: Fly Away Rail Guide System

Nr.	Bezeichnung
1	Rakete
2	Fly Away Rail Guide System
3	Launch Rail
4	Rail Buttons
5	Halbschalen
6	Längsverstrebungen
7	Stiftverbindung
8	Druckfedern

Der Grundaufbau der Konstruktion des Fly Away Rail Guides besteht aus vier Halbschalen, welche über Längsverstrebungen miteinander verbunden sind. An jeder Halbschale ist jeweils ein Rail Button sowie eine Druckfeder angebracht. An der gegenüberliegenden Stelle sind die Halbschalen jeweils gelenkig miteinander gelagert. Bei dieser Lagerung dient ein Stift als Rotationszentrum der Konstruktion. Die Halbschalen besitzen jeweils eine Nut, durch welche der Stift hindurchpasst.

Beim Start liegt die Konstruktion auf den Finnen der Rakete auf. Die Rakete wird beim Start von der Konstruktion umklammert. Die Nuten der Halbschalen sind im umklammerten Zustand durch eine Rotation von 20° zueinander versetzt. Die Öffnungen der Nuten zeigen entgegen der Flugrichtung. Alle Rail Buttons werden in das Launch Rail eingefahren. Durch die nun angespannten Druckfedern üben die Rail Buttons einen horizontalen Druck gegen die Innenseite des Launch Rails aus. Dieser Druck bleibt während des Starts bestehend, bis die Rakete mitsamt des Fly Away Rail Guides das Launch Rail verlässt. Sobald das Launch Rail verlassen ist, herrscht nun kein Gegendruck gegen die Rail Buttons mehr und die Konstruktion beginnt sich, durch die Kraft der Federn, um das Rotationszentrum zu drehen. Sobald die Rotation der Konstruktion einen Öffnungswinkel von 20° erreicht, befinden sich die beiden Nuten parallel übereinander. Der Stift, welcher lose in der Lagerung liegt, fällt nun heraus. Die linken und die rechten Halbschalen sind dadurch nicht mehr miteinander verbunden und fallen somit frei voneinander weg. Die Rakete fliegt ab diesem Moment ohne Fly Away Rail Guide weiter.

In den folgenden Abschnitten werden die einzelnen Baugruppen genauer erläutert. Die genauen Konstruktionszeichnungen zu den Einzelteilen befinden sich im Anhang.

4.1 Halbschalen

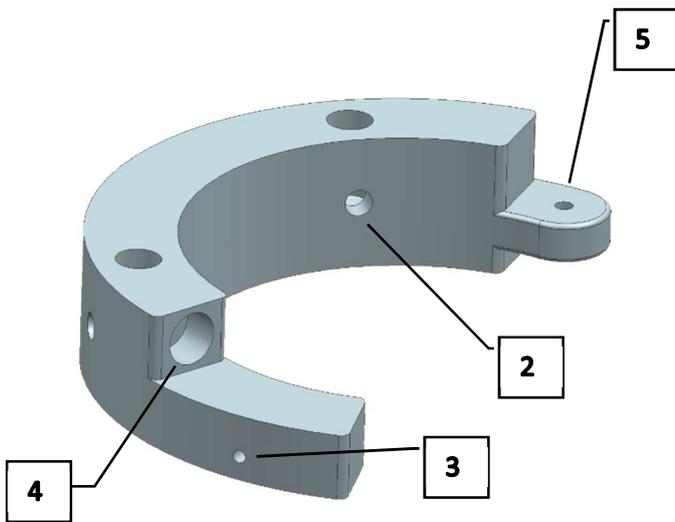


Abbildung 15: Halbschale links unten

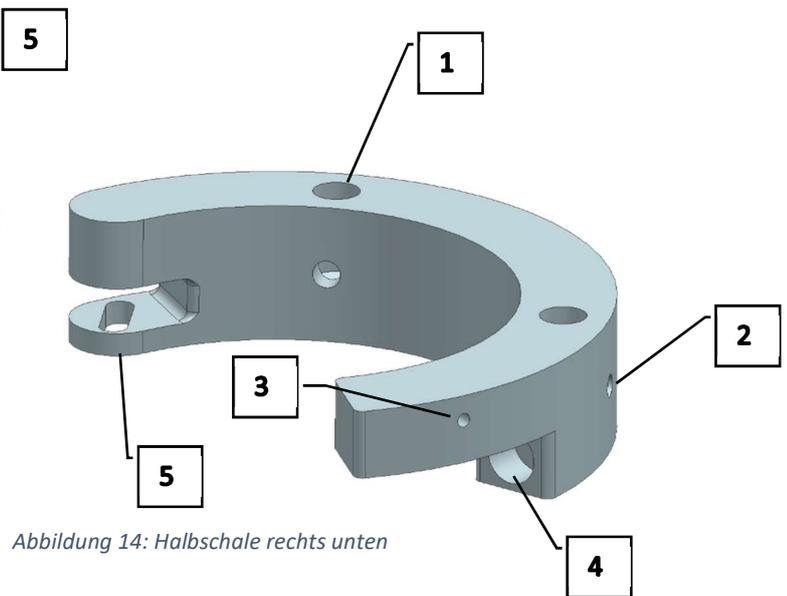


Abbildung 14: Halbschale rechts unten

Die Halbschalen bestehen aus ABS (Acrylnitril-Butadien-Styrol) und werden mithilfe eines 3D-Druckers gefertigt. Die beiden rechten, sowie auch die beiden linken Halbschalen sind, mit Ausnahme der Bohrungen für die Längsverstrebung **[1]**, jeweils identisch. Diese Bohrungen befinden sich bei den unteren beiden Halbschalen auf der oberen Fläche. Bei den oberen beiden Halbschalen auf der unteren Fläche. Die Innendurchmesser der Halbschalen sind jeweils gleich dem Durchmesser einer Rakete Level 01, welcher 101.6mm entspricht. Alle Halbschalen verfügen an der Innen- sowie Aussenseite über Löcher für die Befestigung der Längsverstrebungen **[2]**. Die Verstrebungen werden jeweils mit einer Schraube M3x14, sowie jeweils einer Mutter M3 befestigt. Jede Halbschale verfügt über eine Bohrung für die Montage des Rail Buttons **[3]**. Die Rail Buttons werden jeweils mit einer Schraube M5x14 und einer Mutter M5 montiert. Zudem besitzt jede Halbschale ein Loch der Tiefe 9mm und dem Durchmesser 12mm **[4]**, um damit eine Druckfeder mit Durchmesser 10mm darin zu platzieren. Die geschlossene Form der beiden Halbschalen ist der Abbildung 16 zu entnehmen. Das Rotationszentrum der beiden Halbschalen bildet eine Stiftverbindung **[5]**. Diese Verbindung wird im nächsten Kapitel genauer erläutert.

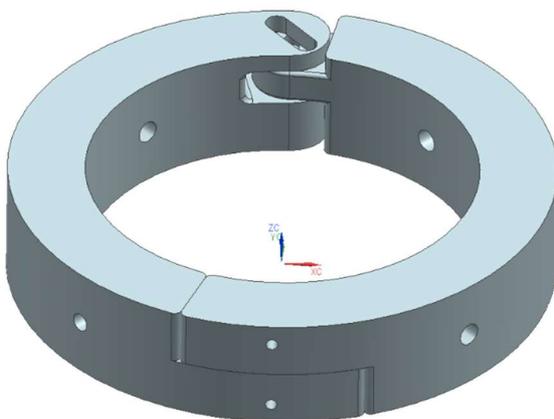


Abbildung 16: Geschlossene Halbschalen

4.2 Stiftverbindung

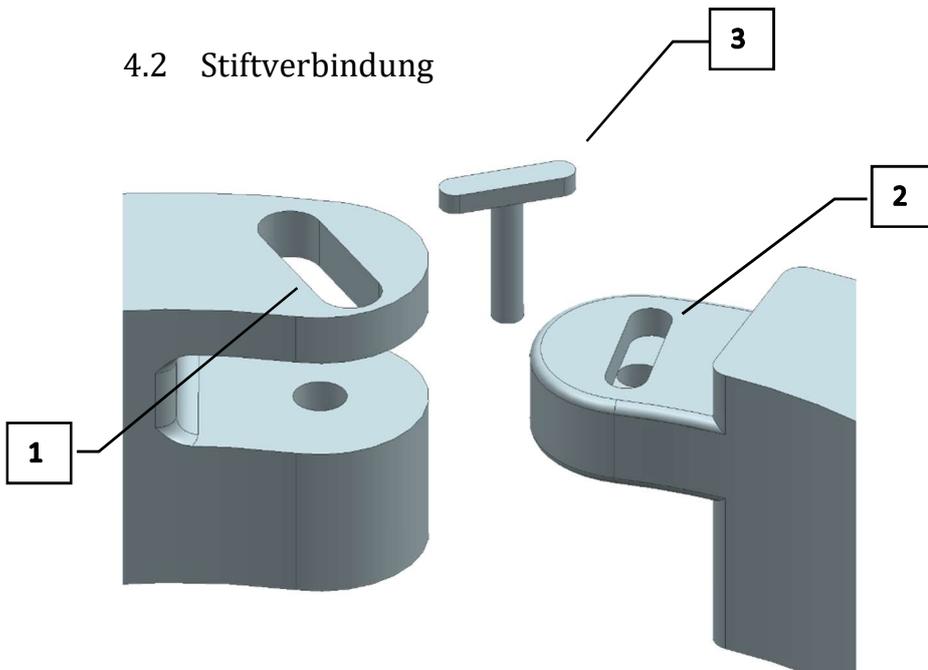


Abbildung 17: Stiftverbindung Einzelteile

Die gelenkige Stiftverbindung, welche das Rotationszentrum der Konstruktion bildet, besteht aus drei Teilen. Der Teil der linken Halbschale **[1]** besteht aus einer Nut der Breite 6mm sowie einer Bohrung mit Durchmesser 5mm und Tiefe 25mm. Der Teil der rechten Halbschale **[2]** besteht aus einer kleineren Nut der Breite 5mm und einer Tiefe von 3mm. Zudem enthält dieses Teil im Zentrum der Nut eine durchgehende Bohrung. Durch diese beiden Nuten und Bohrungen wird der Stift **[3]** eingelegt.

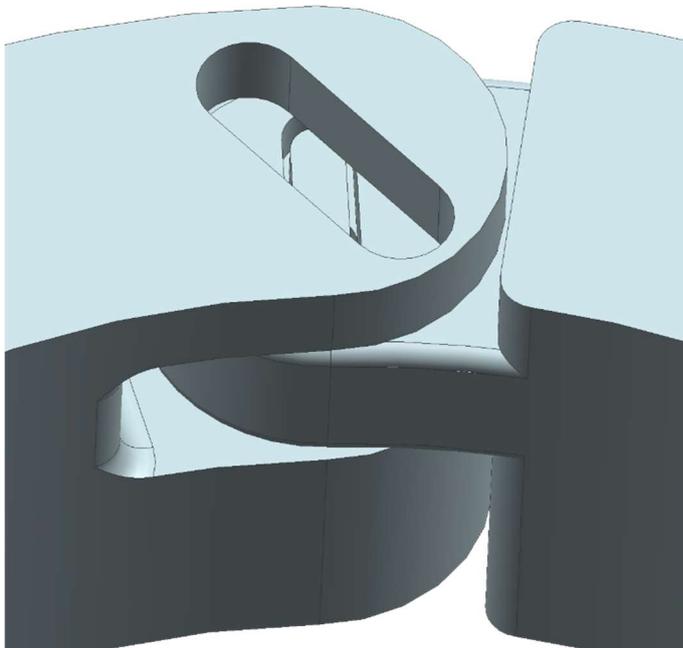


Abbildung 18: Stiftverbindung geschlossen

In der Abbildung 18 sieht man die Situation der Stiftverbindung, falls sich der Fly Away Rail Guide in einem geschlossenen Zustand befindet. Die beiden Nuten sind in einem Winkel von 20° zueinander verschoben. Dies bedeutet, dass der Stift sich nicht frei bewegen kann. Die beiden Halbschalen sind somit fest miteinander verbunden.

Sobald die Rakete das Launch Rail verlässt, öffnet sich der Fly Away Rail Guide. Im Moment, da der Fly Away Rail Guide einen Öffnungswinkel von 20° erreicht, entsteht die Situation die in Abbildung 19 zu erkennen ist. Die beiden Nuten liegen parallel zueinander. Der Stift, welcher sich in der unteren Nut befindet hat nun die Möglichkeit frei rauszufallen. Durch den Schub der Rakete, welcher in dem Moment noch auf den Rest der Konstruktion wirkt, fällt der Stift heraus. Die beiden Halbschalen sind somit nicht mehr miteinander verbunden und fallen getrennt voneinander weg.

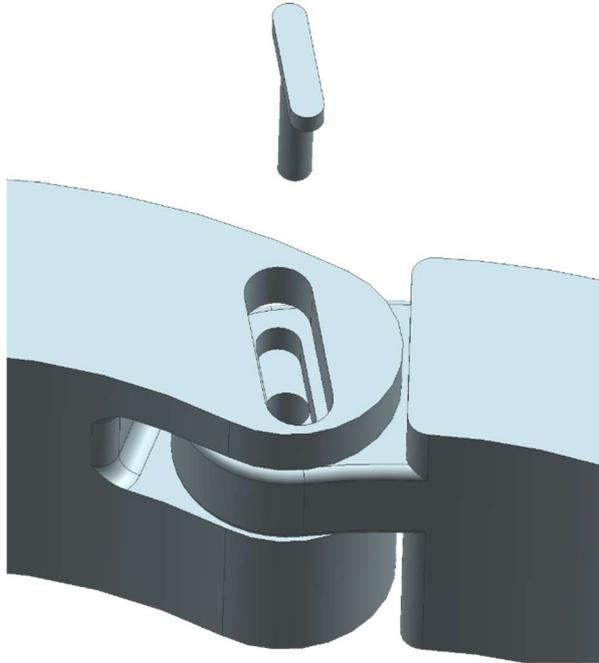


Abbildung 19: Stiftverbindung geöffnet

4.3 Rail Buttons

Die vier Rail Buttons wurden hergestellt durch die Firma «Raketenmodellbau Klima GmbH». Die Rail Buttons besitzen einen Aussendurchmesser von 16mm, einen inneren Durchmesser von 7.8mm sowie einer Nutbreite von 4.6mm. Die Länge der Rail Buttons beträgt 17mm. Beim Material der Rail Buttons handelt es sich um den Kunststoff Polyacetal (POM), einem Thermoplast. Dieser Kunststoff wird oft im Apparatebau und der Feinmechanik verwendet. Er zeichnet sich vor allem durch einen niedrigen Reibwiderstand sowie gute Abriebfestigkeit aus.



Abbildung 20: Rail Buttons

4.4 Druckfedern

Die verwendeten Druckfedern bestehen aus Federstahl. Die Federn werden in die für sie vorgesehenen Bohrungen mit Epoxidharz geklebt. Der mittlere Windungsdurchmesser der Federn beträgt 10mm und die ungespannte Federlänge beträgt 20mm. Die kleinste gespannte Federlänge beträgt 7.74mm. Die maximale Federkraft, welche die Feder aufbringen können beträgt 87.12 N. Die gesammte Federkraft, welche die 4 Federn aufbringen beträgt somit 348.48 N.

4.5 Längsverstrebungen

Die Längsverstrebungen, welche für die Konstruktion zum Einsatz kommen sind CFK-Rohre. CFK steht für carbonfaserverstärkter Kunststoff. CFK zeichnet sich hauptsächlich durch seine hohe Steifigkeit im Vergleich zu seiner geringen Dichte aus. Die Dichte von CFK liegt bei $\rho = 1.5 \frac{g}{cm^3}$. Die verwendeten Verstrebungen weisen eine Länge von 600mm auf. Sie besitzen einen Aussendurchmesser von 10mm mit einer Wandstärke von 1mm. Das Gewicht einer einzelnen Verstrebung beläuft sich daher auf ca. 25 Gramm. Dies bedeutet, dass die Masse aller Verstrebungen zusammen ca. 100 Gramm schwer ist.

Gewicht der Konstruktion

Einzelteil	Anzahl Teile	Material	Dichte Material	Gewicht
Halbschale links	2	ABS	$1.05 \frac{g}{cm^3}$	164 g
Halbschale rechts	2	ABS	$1.05 \frac{g}{cm^3}$	170 g
Längsverstrebungen	4	CFK	$1.5 \frac{g}{cm^3}$	100 g
Rail Buttons	4	POM	$1.42 \frac{g}{cm^3}$	13.6 g
Schraube M3x14 + Mutter M3	8	Stahl	$7.9 \frac{g}{cm^3}$	10.6 g
Schraube M5x14 + Mutter M5	4	Stahl	$7.9 \frac{g}{cm^3}$	16.9 g
Druckfedern	4	Stahl	$7.9 \frac{g}{cm^3}$	8.2 g
			Total	483.3 g

Tabelle 7: Gewichtsangaben

Das Gewicht der Halbschalen ist abhängig von der Herstellungsweise durch den 3D-Drucker. Beim 3D-drucken werden Volumen im inneren der Bauteile mit Hilfe eines Gitters gefüllt. Je feiner das Gitter gedruckt wird, desto schwerer werden die Teile.

5 Performance Gewinn durch Fly Away Rail Guide

Im folgenden Kapitel werden die Berechnungen im Bezug zu der im SPAC2019 angewendete Rakete betrachtet. Die Rakete verwendet den Antriebsmotor M2400.

5.1 Zusätzliche Verluste

Aufgrund des Konzeptes für die Konstruktion, wofür man sich entschieden hatte, fließen gewisse Verluste in die Berechnungen ein.

- Zum einen muss bei den Berechnungen berücksichtigt werden, dass durch die Konstruktion ein zusätzliches Gewicht beim Start der Rakete vorhanden ist. Dieses Gewicht ist solange vorhanden, bis der Fly Away Rail Guide sich von der Konstruktion abkoppelt.
- Zudem entstehen durch die vorgespannten Federn Reibungskräfte zwischen den Rail Buttons und dem Launch Rail. Diese Reibungskraft ist vorhanden, solange sich die Rakete im Launch Rail befindet. Die Reibungskraft wirkt entgegen der Schubkraft und führt somit zu einem Verlust.

5.1.1 Abhängigkeit von der Konstruktionsmasse

In den folgenden Diagrammen sind die maximal zu erreichende Höhe der Rakete h_{max} und die maximale Geschwindigkeit der Rakete v_{max} als Funktion der Masse der Konstruktion m_{zus} aufgezeichnet.

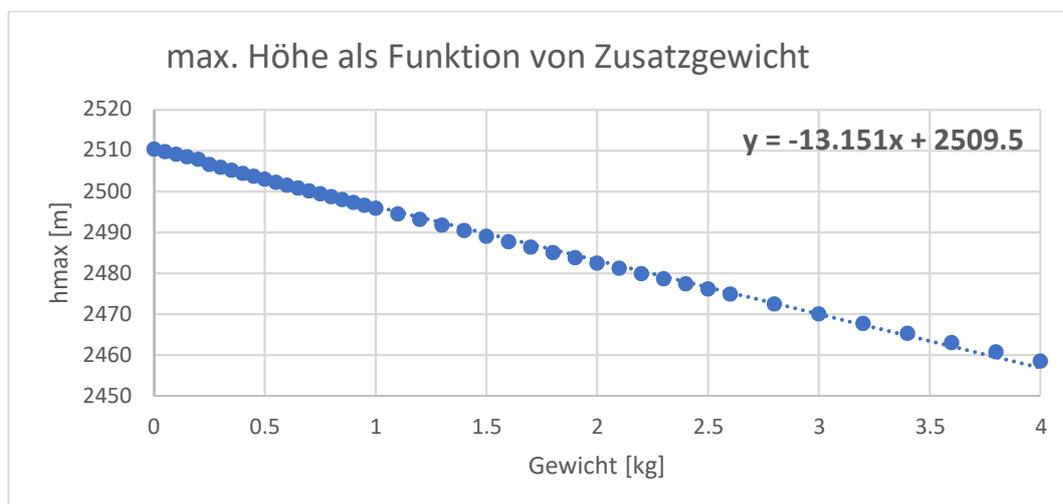


Abbildung 21: maximale Höhe als Funktion vom Zusatzgewicht

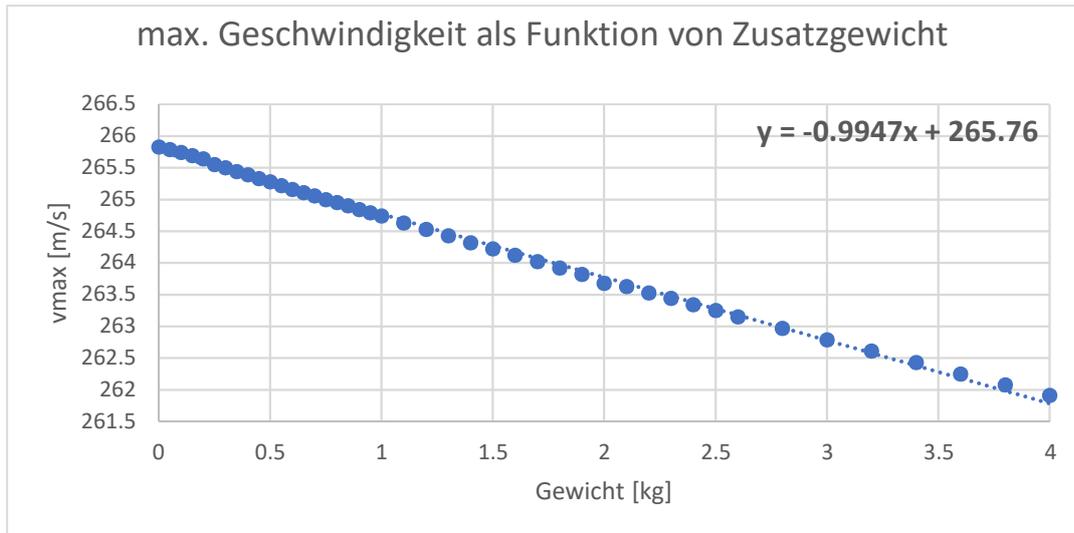


Abbildung 22: maximale Geschwindigkeit als Funktion vom Zusatzgewicht

Erkennbar ist, dass die Abnahme der maximalen Geschwindigkeit, sowie die Abnahme der maximalen Flughöhe, angenähert als linear betrachtet werden kann. Eine Zunahme des Konstruktionsgewichts m_{zus} um 1 kg , bedeutet eine Abnahme der maximalen Flughöhe h_{max} um durchschnittlich 0.58% . Absolut gesprochen bedeutet dies eine Abnahme um 13.2 m pro Kilogramm.

5.1.2 Abhängigkeit von der Reibung

In den folgenden beiden Diagrammen sind die maximal zu erreichende Höhe h_{max} und die maximale Geschwindigkeit v_{max} als Funktion der zusätzlichen Reibungskraft F_{Reib} aufgezeichnet.

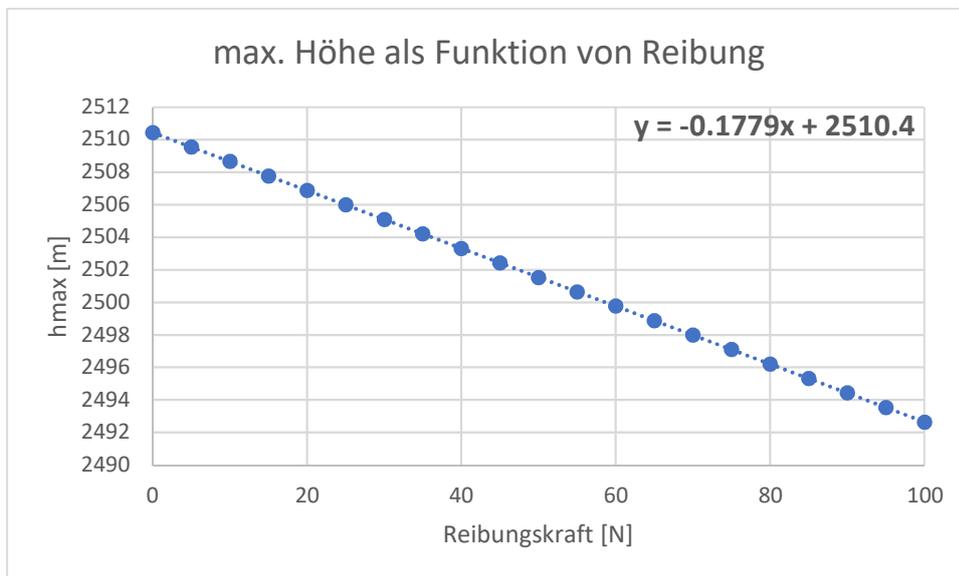


Abbildung 23: maximale Höhe als Funktion der Reibung

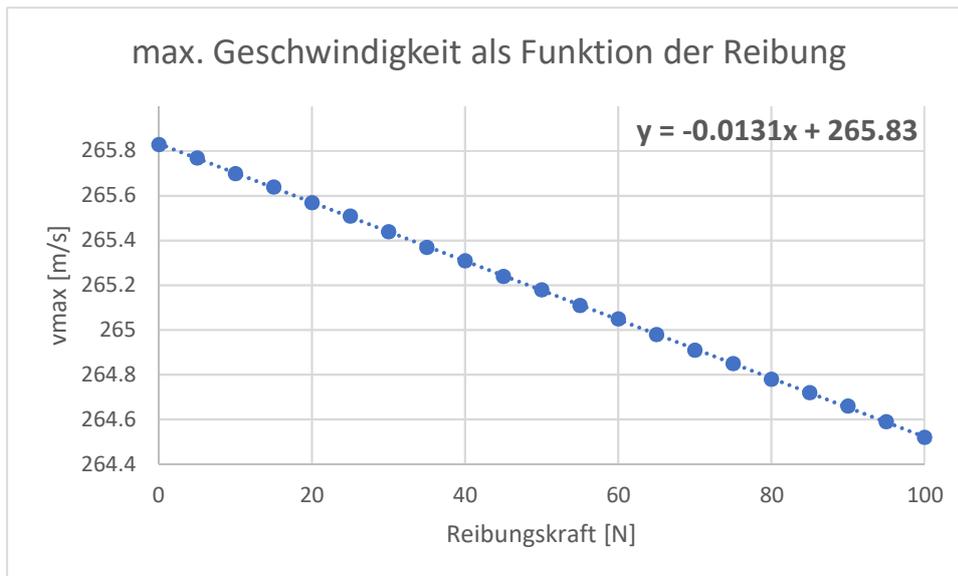


Abbildung 24: maximale Geschwindigkeit als Funktion der Reibung

Erkennbar ist, dass die Abnahmen der maximalen Höhe und maximalen Geschwindigkeit als linear abhängig von der Reibungskraft betrachtet werden kann. Eine Zunahme der Reibungskraft von 20 N bedeutet einen durchschnittlichen prozentualen Verlust der maximalen Flughöhe um 0.14 %. Dies bedeutet, dass die maximale Flughöhe um 3.55 m pro 20 N abnimmt.

5.2 Resultate

Die Resultate werden analysiert für die Rakete HEIDI, welche beim SPAC2019 startet. HEIDI startet mit dem Antriebsmotor M2400.

5.2.1 Reibungskraft

Zur Berechnung der Reibungskraft F_{Reib} wird die Formel für die Gleitreibung verwendet. Die wirkende Normalkraft F_N ist die Kraft, welche alle vier vorgespannten Federn ausüben. Zur Bestimmung des Reibungskoeffizienten μ_R wird das Material POM der Rail Buttons verwendet.

$$\mu_R = 0.25$$

$$F_N = 348.48 \text{ N}$$

$$F_{Reib} = \mu_R \cdot F_N = 87.12 \text{ N}$$

5.2.2 Zusätzliche Masse

Da die ausgelegte Konstruktion für eine Rakete Level 01 mit Durchmesser $d_{kl} = 101.6 \text{ mm}$ ausgelegt ist, die Berechnungen aber für eine Rakete mit Durchmesser $d_{gr} = 154 \text{ mm}$ gelten, muss die Masse der Konstruktion bei den Berechnungen angepasst werden. Da die Berechnung anhand eines Durchmessers zu einem Volumen in der Potenz drei geschehen, wird dies hier auch verwendet. Die Masse der kleinen Konstruktion beträgt $m_{kl} = 231.1 \text{ g}$.

$$\frac{d_{gr}}{d_{kl}} = \frac{154}{101.6} = 1.516$$

$$\frac{m_{gr}}{m_{kl}} = \left(\frac{d_{gr}}{d_{kl}}\right)^3 = 3.48$$

$$m_{gr} = 1681.9 \text{ g}$$

Die zusätzliche Masse beim Start der Rakete beträgt somit $m_{zus} = 1681.9 \text{ g}$.

5.3 Analyse der Resultate

Die Differenz der Resultate ist jeweils auf eine Rakete ohne Rail Buttons bezogen.

Antrieb M2400	h_{max}	v_{max}	Höhendifferenz
Ohne Rail Buttons	2510.44 m	265.83 m/s	0 m
Mit Rail Buttons	2468.56 m	265.10 m/s	-41.88 m
Mit Reibungswiderstand	2494.94 m	264.69 m/s	-15.5 m
Mit zusätzlicher Startmasse	2486.55 m	264.08 m/s	-23.89 m
Mit zusätzlicher Masse und Reibungswiderstand	2471.89 m	263.00 m/s	-38.55 m

Tabelle 8: Berechnung der maximalen Werte mit Verlusten

Die Berechnungen zeigen auf, dass der negative Einfluss der Rail Buttons auf die Performance nicht viel kleiner ist als der negative Einfluss durch die zusätzlichen Verluste. Die Verluste, die

durch die Reibung und die zusätzliche Masse entstehen betragen 38.55 *m*. Der Gewinn an Höhe, welcher durch das Abmontieren der Rail Buttons und das Verwenden des Fly Away Rail Guides entsteht, beträgt 3.33 *m*.

5.4 Optimieren der Konstruktion

Damit die Konstruktion selbst nicht so grosse Verluste verursacht, werden gewisse Änderungen vorgenommen.

Zur Optimierung werden die Rail Buttons so montiert, dass eine Rotation um die eigene Achse ermöglicht wird. Dies geschieht, indem die Schrauben für die Befestigung der Rail Buttons nicht mehr Profil M5 aufweisen, sondern ein M4 Profil. Durch das Erlauben der Rotation kann neu für die Berechnung eine Rollreibungssituation betrachtet werden und nicht wie bis anhin eine Gleitreibung.

Der Rollreibungskoeffizient entspricht:

$$c_R \approx \frac{0.013}{\sqrt{D}} = 0.103$$

Wobei D dem Durchmesser der Rail Buttons entspricht. Die Formel und der Wert für die Rollreibung lauten:

$$F_{Roll} = c_R \cdot F_N = 35.81 \text{ N}$$

Der Höhenverlust, der durch eine Rollreibung entsteht, beträgt 6.38 *m*, wogegen der Höhenverlust durch die Gleitreibung 15.5 *m* beträgt. Der gesamte Höhenverlust durch die Masse und Reibung beträgt somit noch 30.27 *m*.

Der Gewinn, welcher man durch den Einsatz dieser optimierten Konstruktion erhält, beträgt 11.61 *m*.

6 Verifikation der Konstruktion

Die Konstruktion erfüllt alle im Kapitel 3.1 erwähnten Anforderungen. Lediglich die Anforderung 8 (Konstruktion kann von einer einzelnen Person montiert werden) konnte noch nicht überprüft werden, da noch kein Prototyp für eine Rakete Level 03 vorhanden ist.

6.1 Risikobeurteilung

Im folgenden Kapitel wird die Konstruktion auf deren Risiken beurteilt. Die einzelnen Risiken werden jeweils beurteilt nach:

- Wahrscheinlichkeit des Auftretens
 - o 0 ; beinahe unmöglich
 - o 1 ; sehr unwahrscheinlich
 - o 2 ; wahrscheinlich
- Ausgehende Gefahr beim Auftreten
 - o 0 ; keine gravierende Folgen
 - o 1 ; ernste Folgen
 - o 2 ; lebensgefährlich

Risiko	Wahrscheinlichkeit	Gefahr	Bemerkung
CFK Stäbe brechen	2	1	Sicherheit gegen Knicken und Bruch wird in Kapitel 6.2 und 6.3 berechnet.
Stift fliegt nicht weg	2	0	Wenn der Stift nicht wegfliegt, öffnet sich die Konstruktion trotzdem und trennt sich von der Rakete. Die beiden Halbschalen fallen jedoch gemeinsam weg.
Rail Buttons lösen sich beim Start	1	2	Kontrolle der Befestigung der Rail Buttons ist vor jedem Start Pflicht.
Konstruktion öffnet nicht	0	1	Die Aerodynamik der Rakete wird durch das Mitfliegen der Konstruktion wesentlich verschlechtert.

Tabelle 9: Risikotabelle

6.2 Sicherheit gegen Knicken

Aufgrund der Tatsache, dass die Konstruktion in hohem Masse beschleunigt wird, gilt es das Versagen gegen Knicken der vier Längsverstrebungen genauer zu untersuchen. Für die Berechnungen wird der 4. Eulerische Knickfall angenommen, da die Stäbe beidseitig fest eingespannt sind. Die Stäbe bestehen aus CFK.

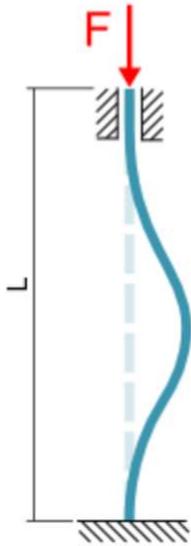


Abbildung 25: Eulerische Lastfall 4

Die Formel für die kritische Last lautet:

$$F_{krit} = \frac{4 \cdot \pi^2}{L^2} \cdot E \cdot I = 1601.8 \text{ N}$$

- $L = 1000 \text{ mm}$
- $E = 140000 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$ in Faserrichtung
- $R = 5 \text{ mm}$
- $r = 4 \text{ mm}$
- $I = \frac{\pi}{4} \cdot (R^4 - r^4) = 289.8 \text{ mm}^4$

Die Kraft, welche auf die vier Stäbe wirkt, ist abhängig von der maximal wirkenden Beschleunigung $a_{max} = 97.68 \text{ mm/s}^2$ und der Masse der Konstruktion $m = 1681.9 \text{ g}$. Da die Kraft auf vier Stäbe verteilt wird, wirkt in jedem Stab nur ein Viertel der Kraft.

$$F = a_{max} \cdot \frac{m}{4} = 41.07 \text{ N}$$

Sicherheit gegen Knicken:

$$S_{knick} = \frac{F_{krit}}{F} \leq 39$$

6.3 Maximale Traglast

Falls jemand die Konstruktion an den Längsverstrebungen haltend transportieren will, entsteht ein Biegemoment auf die CFK Stäbe. Da CFK Stäbe entgegen dem Faserverlauf nicht gross belastbar sind, muss die Sicherheit gegen Bruch berechnet werden. Für die Berechnung wird wiederum ein beidseitig eingespannter Träger betrachtet.

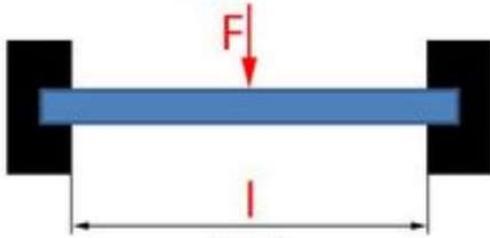


Abbildung 26: Beidseitig eingespannter Träger

Die Formel für das entstehende Biegemoment bei wirkender Kraft F und Länge l lautet:

$$M_b = \frac{F \cdot l}{8}$$

Die Formel für das Biegeverstandsmoment der CFK Stäbe lautet:

$$W_b = \pi \cdot \frac{R^4 - r^4}{4 \cdot R} = 57.96 \text{ mm}^3$$

Die zulässige Spannung senkrecht zum Faserverlauf der CFK Stäbe ist:

$$\sigma_{zul} = 70 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

Die Formel für die Spannung lautet:

$$\sigma_{zul} = \frac{M_b}{W_b}$$

Durch Umformung erhält man die Formel für die zulässige Kraft:

$$F_{zul} = \frac{R_{zul} \cdot l}{\frac{8}{W_b}} = 37.74 \text{ N}$$

Da die Kraft für das Tragen der Konstruktion

$$F = m \cdot g = 1.6819 \text{ kg} \cdot 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} = 16.5 \text{ N}$$

gross ist beträgt die Sicherheit gegen Bruch:

$$S = \frac{F_{zul}}{F} = 2.29$$

Diese Sicherheit ist so klein, dass vom Tragen der Konstruktion an den Längsverstrebungen abgeraten wird.

7 Zusammenfassung und Ausblick

7.1 Fazit

Im Rahmen dieser Arbeit wurde ein Konzept für ein Fly Away Rail Guide System für eine «Sounding Rocket» entwickelt, mit welcher das Studenten Team ARIS am Spaceport America Cup 2019 teilnimmt. Das Team von ARIS will mit diesem Fly Away Rail Guide System die Performance ihrer Raketen erhöhen. Die an der Rakete angebrachten Rail Buttons erzeugen einen signifikanten Luftwiderstand während des Fluges und sollen deshalb durch den Fly Away Rail Guide ersetzt werden.

Um mit dem Erstellen eines Konzeptes zu beginnen, wurde in einem ersten Schritt analysiert, wie gross der Einfluss der Rail überhaupt ist. Die Analyse erfolgte über das numerische Lösen der Differentialgleichung mit Hilfe des Runge-Kutta-Verfahrens. Das Lösen der Differentialgleichung erfolgte mit Excel. Während dem Implementieren der Randbedingungen in Excel mussten verschiedenste Annahmen und Vereinfachungen getroffen werden. Das ARIS Team hatte anhand eines Testfluges mit der Rakete HEIDI Daten zur Verfügung gestellt. Mit der Hilfe dieser Daten konnte die Differentialgleichung auf die realen Werte angepasst werden. Das Lösen der Differentialgleichung ergab, dass die Rail Buttons die maximal erreichbare Höhe der Rakete um fast 42 m verringern.

In einem nächsten Schritt wurde mit der Ausarbeitung eines neuen Konzeptes begonnen. Bereits vorhandene Konzepte wurden dazu beurteilt und ihre Schwachstellen analysiert. Zusammen mit diesen Konzepten und denen von ARIS an das Projekt und die Konstruktion gestellten Anforderungen wurde ein Neukonzept entwickelt. Der Fly Away Rail Guide soll folgende drei grundlegende Anforderungen erfüllen:

- Er soll die Rakete während der ganzen Startphase im Launch Rail führen.
- Er soll die Rakete während der Startphase stabilisieren.
- Er soll, sobald die Rakete das Launch Rail verlassen hat, sich von der Rakete abkoppeln und wegfällen.

Es stellte sich heraus, dass ein rein mechanisches Konzept die beste Lösung ist. Das Konzept basiert auf einem zwei-Mal-zwei-Halbschalen Modell, in welchem die Rakete stabilisiert wird. Als Führung im Launch Rail dienen weiterhin Rail Buttons, welche an der Konstruktion befestigt sind. Damit das System sich abkoppeln kann, wird es mit Hilfe von Druckfedern während der Führung im Launch Rail vorgespannt.

Es stellte sich heraus, dass durch die Vorspannung eine zusätzliche Reibungskraft auftritt. Zudem entstehen durch die nun grössere Masse beim Start weitere Verluste. Diese Verluste wurden in die Differentialgleichung implementiert. Es stellte sich heraus, dass die entstehenden Verluste die maximal erreichbare Höhe um ca. 30 m verringert. Somit ergibt sich durch die Verwendung eines Fly Away Rail Guide Systems für ARIS einen Höhengewinn von bis zu 12 m.

Für den Fly Away Rail Guide wurden detaillierte CAD Zeichnungen aller Einzelteile erstellt und in einer Baugruppe zusammengeführt. Zudem wurde für eine kleinere Rakete bereits ein erster Prototyp des Fly Away Rail Guides erstellt und die ersten aufgetretenen Probleme analysiert. Ausserdem wurde mit Hilfe von Berechnungen auch die Sicherheit der Konstruktion belegt.

Des Weiteren ist während des Projektes noch ein ungeplantes, aber nützliches Nebenprodukt entstanden. Das Excel-Tool für die Analyse der Rakete kann auch bei beliebig weiteren Raketen verwendet werden.

Das Implementieren des Fly Away Rail Guides in eine Sounding Rakete kann in die nächste Phase gehen.

7.2 Ausblick

Bevor der Fly Away Rail Guide bei einer Rakete im Wettbewerb eingesetzt werden kann, müssen noch weitere Schritte getätigt werden.

- In einem ersten Schritt muss das erstellte Konzept weiter getestet und geprüft werden. Hierzu gehört unter anderem ein Teststart mit einer kleineren Level 01 Rakete.
- Die Konstruktion kann noch optimiert werden. Aufgrund des engen Zeitplanes war es nicht möglich im Rahmen dieses Projektes die Konstruktion noch weiter zu optimieren. Möglichkeiten, um zu optimieren sind vor allem in Bezug auf das Gewicht der Konstruktion noch möglich. Zusätzlich kann die Reibung an kritischen Stellen, wie der Kontaktfläche zwischen Finnen und Konstruktion, noch vermindert werden. Zudem kann die Montage der Konstruktion vereinfacht werden.
- Das erstellte Konzept des Fly Away Rail Guides soll kritisch hinterfragt und allenfalls verbessert werden.
- Nach den Tests mit dem Prototypen gilt es ein definitives Modell eines Fly Away Rail Guide Systems zu erstellen und zu fertigen.

8 Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Kräftegleichgewicht der Rakete	5
Abbildung 2: Widerstandswert Funktion einer glatten Kugel	7
Abbildung 3: Widerstandsbeiwertfunktion in Excel	8
Abbildung 4: Vergleich der berechneten mit der gemessenen Geschwindigkeitsfunktion	12
Abbildung 5: Vergleich der berechneten mit der gemessenen Höhenfunktion.....	13
Abbildung 6: Fly Away Rail Guide der Firma Additive Aerospace	17
Abbildung 7: Fly Away Rail Guide in einem Launch Rail eingeführt	18
Abbildung 8: 3D gedruckter Fly Away Rail Guide	18
Abbildung 9: Fly Away Rail Guide System vom MIT.....	19
Abbildung 10: Auftretende Reibungskräfte durch Vorspannung.....	20
Abbildung 11: Entstehender Impuls durch nichtsymmetrische Abkopplung	20
Abbildung 12: Fly Away Rail Guide System	27
Abbildung 13: Rakete mit Fly Away Rail Guide und Launch Rail.....	27
Abbildung 14: Halbschale rechts unten.....	29
Abbildung 15: Halbschale links unten.....	29
Abbildung 16: Geschlossene Halbschalen.....	29
Abbildung 17: Stiftverbindung Einzelteile	30
Abbildung 18: Stiftverbindung geschlossen	30
Abbildung 19: Stiftverbindung geöffnet	31
Abbildung 20: Rail Buttons	31
Abbildung 21: maximale Höhe als Funktion vom Zusatzgewicht.....	33
Abbildung 22: maximale Geschwindigkeit als Funktion vom Zusatzgewicht.....	34
Abbildung 23: maximale Höhe als Funktion der Reibung.....	34
Abbildung 24: maximale Geschwindigkeit als Funktion der Reibung	35
Abbildung 25: Eulerische Lastfall 4.....	39
Abbildung 26: Beidseitig eingespannter Träger	40

9 Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Überprüfung des Runge-Kutta-Verfahren	9
Tabelle 2: Vergleich der berechneten mit den gemessenen Werte.....	11
Tabelle 3: Vergleich der Maximalwerte mit und ohne Rail Button	14
Tabelle 4: Anforderungsliste	16
Tabelle 5: Morphologischer Kasten.....	24
Tabelle 6: Vergleich der Lösungskonzepte.....	26
Tabelle 7: Gewichtsangaben.....	32
Tabelle 8: Berechnung der maximal Werte mit Verlusten.....	36
Tabelle 9: Risikotabelle	38

10 Quellenverzeichnis

<https://apogeerockets.com/education/downloads/Newsletter387.pdf>

<https://www.apogeerockets.com/Launch-Accessories/Fly-Away-Rail-Guides>

<https://www.additiveaerospace.com/products/fly-away-rail-guides>

<https://forum.ausrocketry.com/viewtopic.php?t=4804>

<https://wikis.mit.edu/confluence/display/RocketTeam/Fly-Away+Rail+Guide>

https://www.apogeerockets.com/Building_Supplies/Rail_Buttons/1in_1010_Rail_Button_Stand

<https://www.raketenmodellbau-klima.de/Raketenmodellbau/Zubehoer/Ersatz-Bauteile/Leitrohrchen-Railbuttons/Rail-Buttons-gross-2-Stueck.htm?shop=raketenklima&SessionId=&a=article&ProdNr=8563&t=23&c=87&p=87>

https://de.wikipedia.org/wiki/Klassisches_Runge-Kutta-Verfahren

https://en.wikipedia.org/wiki/Drag_coefficient

<http://lutzmoeller.net/Ballistik/Luftwiderstand.php>

<https://de.wikipedia.org/wiki/Str%C3%B6mungswiderstandskoeffizient>

<https://schraube-mutter.de/gewichtstabelle-schrauben-din-933/>

<https://www.landefeld.de/artikel/de/sechskantmutter-din-934-iso-4032-m-5-stahl-verzinkt-8/934-M5>

<https://www.landefeld.de/artikel/de/sechskantmutter-din-934-iso-4032-m-3-edelstahl-a2/934-M3%20ES>

<https://www.physikerboard.de/topic,53735,-biegemoment-des-beidseitig-eingespannten-balkens.html>

https://www.cnc-lehrgang.de/typo3temp/fl_realurl_image/biegemoment-formeln-1e.jpg

<http://www.maschinenbau-wissen.de/skript3/mechanik/festigkeitslehre/134-knicken-euler>

https://de.wikipedia.org/wiki/Kohlenstofffaserverst%C3%A4rkter_Kunststoff

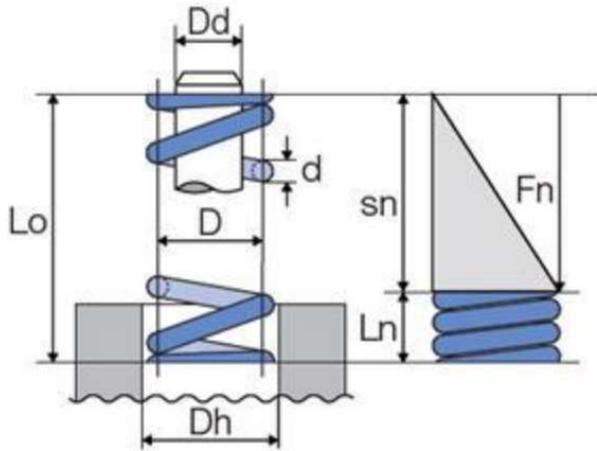
<http://www.thrustcurve.org/motorsearch.jsp?id=438>

<http://www.thrustcurve.org/motorsearch.jsp?id=399>

<https://www.durovis.ch/index.php/de/federnkatalog/druckfedern-ablager.html?spec=sku:48/3/1>

11 Anhang

Verwendete Druckfeder



Ihre Suche

Typ:

Werkstoff:

Parameter:

von:

Artikel: 1 | Seite : 1

Druckfedern ab Lager

CAD Format:

Art.-Nr.	d mm	D mm	Dd mm	Dh mm	Lo mm	R N/mm	n +2=nt	Ln mm	sn mm	Fn N
+ 48/3/1 (81611)	1.25	10.00	8.20	12.00	20.00	7.10	3.50	7.74	12.26	87.119

Anforderungsliste

ID		Requirement Beschreibung	Wert und Einheit	Margin	Quelle	Status
Funktionalität						
N1		Vorrichtung führt Rakete auf Lunch-Rail				To be verified
N2		Geometrie				Compliant
	1	Vorrichtung führt Rakete in Lunch-Rail, welches ein Bosch-Profil hat	Erfüllt/nicht Erfüllt			Compliant
	2	Hält Rakete mit Durchmesser 153 +0.5 mm	Erfüllt/nicht Erfüllt			To be verified
	3	Vorrichtung ist auf Durchmesser Modell bis Durchmesser Rakete skalierbar	Erfüllt/nicht Erfüllt			Compliant
	4	Stabilisiert richtige Rakete in Abstand 1m	Erfüllt/nicht Erfüllt			Compliant
N3		Vorrichtung erzeugt nach Verlassen des Lunch Rails keinen Luftwiderstand mehr	Erfüllt/nicht Erfüllt			Compliant
N4		Vorrichtung beschädigt keine anderen Teile der Rakete	Erfüllt/nicht Erfüllt			Compliant
N5		Das Gewicht der Vorrichtung ist minimiert	Masse [kg]			Compliant
N6		Nach Verwenden der Vorrichtung bei einem Start ist sie wiederverwendbar	Erfüllt/nicht Erfüllt			Compliant
N7		Die Kosten der Vorrichtung sind minimiert	CHF			To be verified
N8		Die Herstellung der Vorrichtung ist möglichst einfach zu handhaben	Erfüllt/nicht Erfüllt			To be verified
N9		Vorrichtung muss nach Verlassen des Lunchrails autonom von Rakete weichen	Erfüllt/nicht Erfüllt			Compliant
Umgebung						
L1		Die Montage der Vorrichtung ist für eine Person möglich	Erfüllt/nicht Erfüllt			To be verified
L2		Das Sicherheitsrisiko für zuschauende Personen ist minimiert	Erfüllt/nicht Erfüllt			Compliant
L3		Anleitung für Handhabung der Vorrichtung				Rejected
	1	Die Anleitung ist für eine Person mit Fachkundigem Hintergrund einfach verständlich	Erfüllt/nicht Erfüllt			Rejected
	2	Die Anleitung ist möglichst kurz gehalten	Erfüllt/nicht Erfüllt			Rejected
L3		Die Zuverlässigkeit des Systems ist gewährleistet.	Erfüllt/nicht Erfüllt			Compliant

Klassisches Runge-Kutta-Verfahren

Runge-Kutta-Verfahren 4. Ordnung

Die Lösungskurve $y(x)$ der Differentialgleichung $y'' = f(x; y; y')$ für die Anfangswerte $y(x_0) = y_0, y'(x_0) = y'_0$ lässt sich an den Stellen $x_1 = x_0 + h, x_2 = x_0 + 2h, x_3 = x_0 + 3h, \dots$ näherungsweise wie folgt lösen:

$\left. \begin{array}{l} y(x_0) = y_0 \\ y'(x_0) = y'_0 \end{array} \right\} \text{ (vorgegebene Anfangswerte)}$	
$y(x_1) \approx y_1 = y_0 + \frac{1}{6} (k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4)$ $y'(x_1) \approx y'_1 = y'_0 + \frac{1}{6} (m_1 + 2m_2 + 2m_3 + m_4)$ $k_1 = h \cdot y'_0 \qquad m_1 = h \cdot f(x_0; y_0; y'_0)$ $k_2 = h \left(y'_0 + \frac{m_1}{2} \right) \qquad m_2 = h \cdot f\left(x_0 + \frac{h}{2}; y_0 + \frac{k_1}{2}; y'_0 + \frac{m_1}{2}\right)$ $k_3 = h \left(y'_0 + \frac{m_2}{2} \right) \qquad m_3 = h \cdot f\left(x_0 + \frac{h}{2}; y_0 + \frac{k_2}{2}; y'_0 + \frac{m_2}{2}\right)$ $k_4 = h (y'_0 + m_3) \qquad m_4 = h \cdot f(x_0 + h; y_0 + k_3; y'_0 + m_3)$	
$y(x_2) \approx y_2 = y_1 + \frac{1}{6} (k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4)$ $y'(x_2) \approx y'_2 = y'_1 + \frac{1}{6} (m_1 + 2m_2 + 2m_3 + m_4)$ $k_1 = h \cdot y'_1 \qquad m_1 = h \cdot f(x_1; y_1; y'_1)$ $k_2 = h \left(y'_1 + \frac{m_1}{2} \right) \qquad m_2 = h \cdot f\left(x_1 + \frac{h}{2}; y_1 + \frac{k_1}{2}; y'_1 + \frac{m_1}{2}\right)$ $k_3 = h \left(y'_1 + \frac{m_2}{2} \right) \qquad m_3 = h \cdot f\left(x_1 + \frac{h}{2}; y_1 + \frac{k_2}{2}; y'_1 + \frac{m_2}{2}\right)$ $k_4 = h (y'_1 + m_3) \qquad m_4 = h \cdot f(x_1 + h; y_1 + k_3; y'_1 + m_3)$ <p style="text-align: center;">⋮</p>	

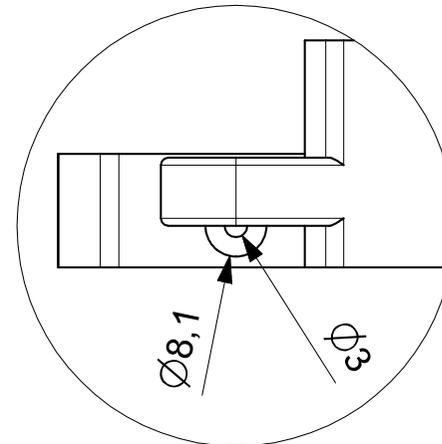
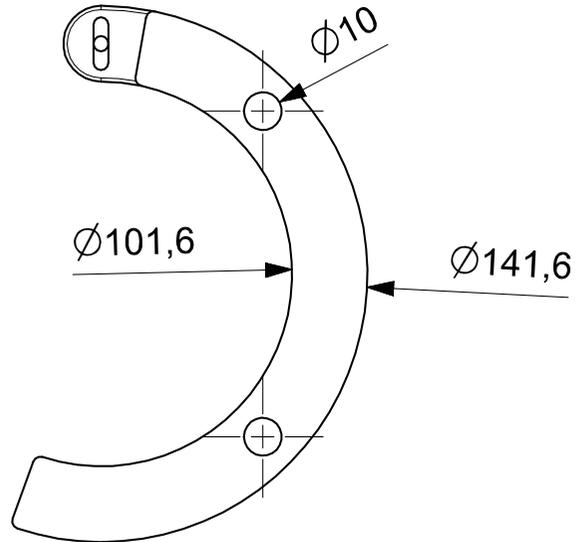
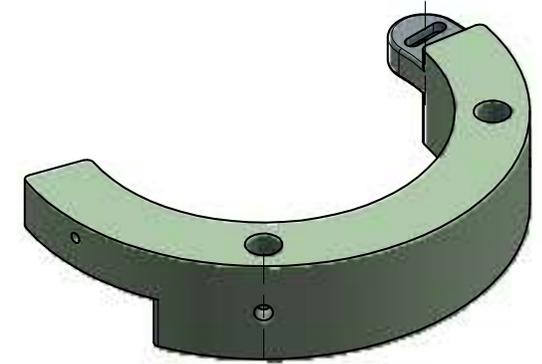
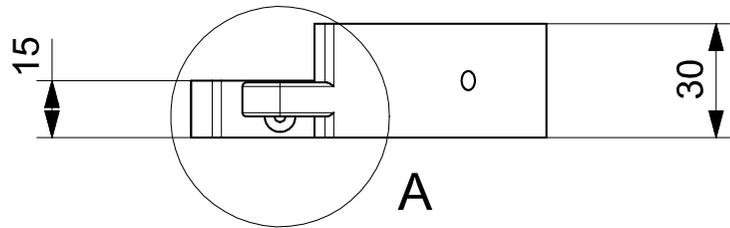
h : Schrittweite

Rechenschema

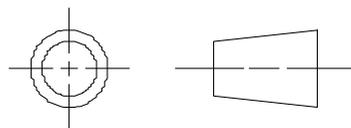
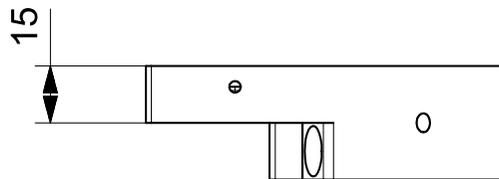
Abkürzungen: $K = \frac{1}{6} (k_1 + 2 k_2 + 2 k_3 + k_4)$, $M = \frac{1}{6} (m_1 + 2 m_2 + 2 m_3 + m_4)$

i	x	y	y'	$k = h \cdot y'$	$m = h \cdot f(x; y; y')$
0	x_0	y_0	y'_0	k_1	m_1
	$x_0 + \frac{h}{2}$	$y_0 + \frac{k_1}{2}$	$y'_0 + \frac{m_1}{2}$	k_2	m_2
	$x_0 + \frac{h}{2}$	$y_0 + \frac{k_2}{2}$	$y'_0 + \frac{m_2}{2}$	k_3	m_3
	$x_0 + h$	$y_0 + k_3$	$y'_0 + m_3$	k_4	m_4
				$K = \frac{1}{6} (k_1 + 2 k_2 + 2 k_3 + k_4)$ $M = \frac{1}{6} (m_1 + 2 m_2 + 2 m_3 + m_4)$	
1	$x_1 = x_0 + h$ ⋮	$y_1 = y_0 + K$ ▪	$y'_1 = y'_0 + M$	

Grau unterlegt: Näherungswerte für $y(x_1)$ und $y'(x_1)$



DETAIL A
SCALE 1:1



Es gilt die Allgemeintoleranz nach DIN ISO 2768-1

SIEMENS

THIS DRAWING HAS BEEN PRODUCED USING AN EXAMPLE
TEMPLATE PROVIDED BY SIEMENS PLM SOFTWARE

FIRST ISSUED	
DRAWN BY	Patrick Traxel
CHECKED BY	
APPROVED BY	

TITLE	
Linke Obere Halbschale	
SIZE	DRG NO.
A4	SchaleLinksOben
SHEET REV	
A	

ALL DIMENSIONS IN MM

SCALE 1:1	SHEET 1 OF 1
-----------	--------------

1

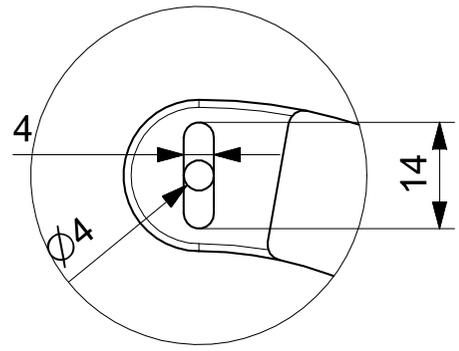
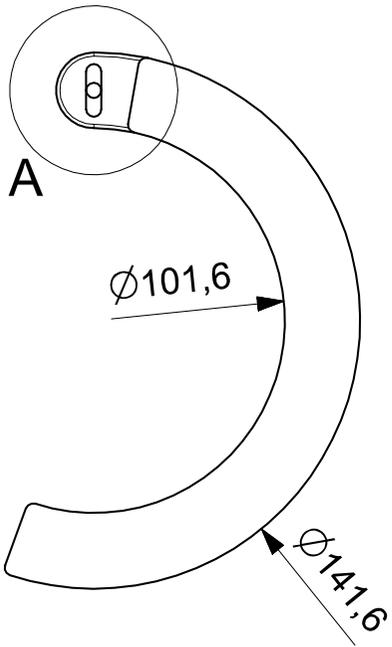
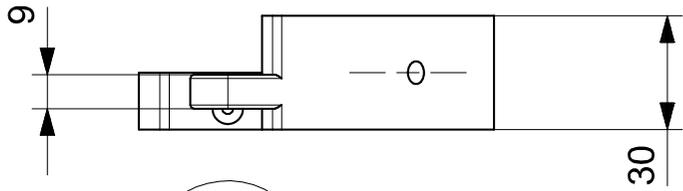
2

3

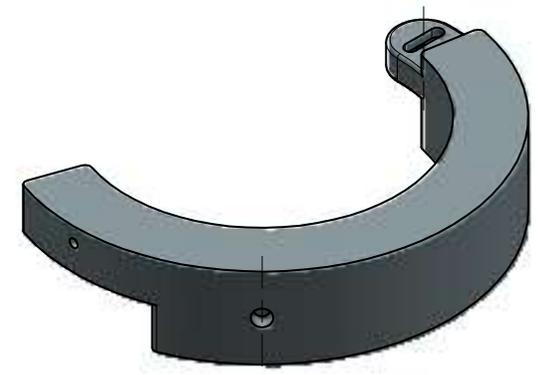
4

5

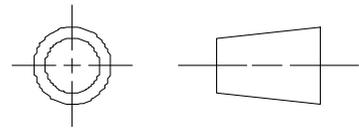
A4



DETAIL A
SCALE 1:1



Es gilt die Allgemeintoleranz nach DIN ISO 2768-1



ALL DIMENSIONS IN MM

SIEMENS		THIS DRAWING HAS BEEN PRODUCED USING AN EXAMPLE TEMPLATE PROVIDED BY SIEMENS PLM SOFTWARE		
FIRST ISSUED		TITLE		
DRAWN BY	Patrick Traxel	Linke Untere Halbschale		
CHECKED BY				
APPROVED BY		SIZE	DRG NO.	SHEET REV
		A4	LinkeUntereSchale	A
		SCALE 1:1	SHEET 1 OF 1	

1 2 3 4 5 6

A

A

B

B

C

C

D

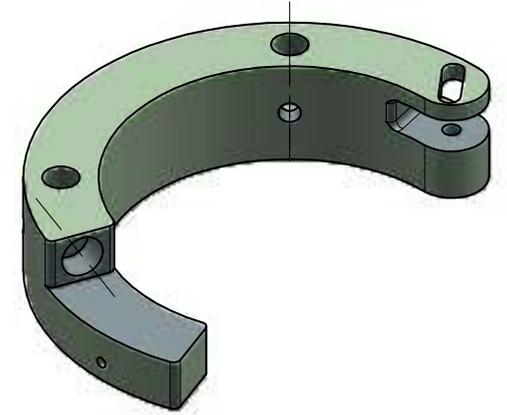
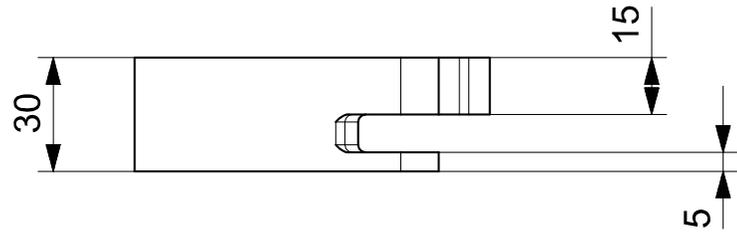
D

1 2 3 4 5 6 A4

1 2 3 4 5 6

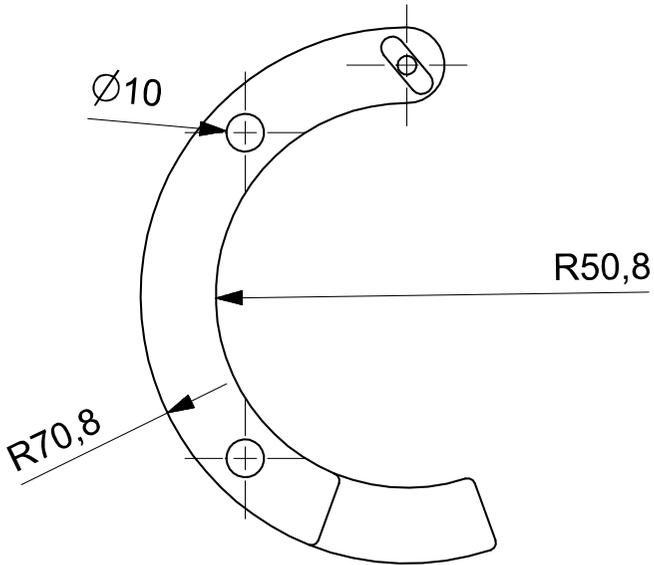
A

A



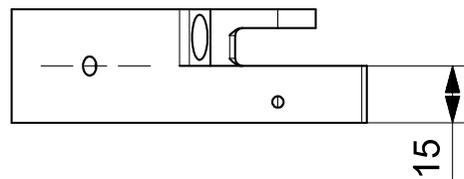
B

B



C

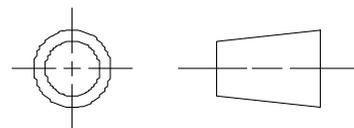
C



Es gilt die Allgemeintoleranz nach DIN ISO 2768-1

D

D



ALL DIMENSIONS IN MM

SIEMENS

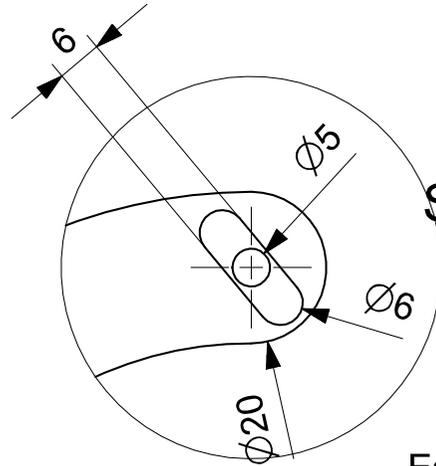
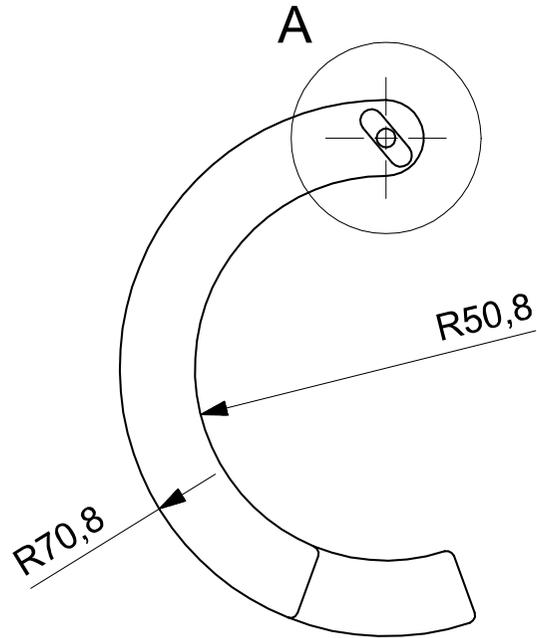
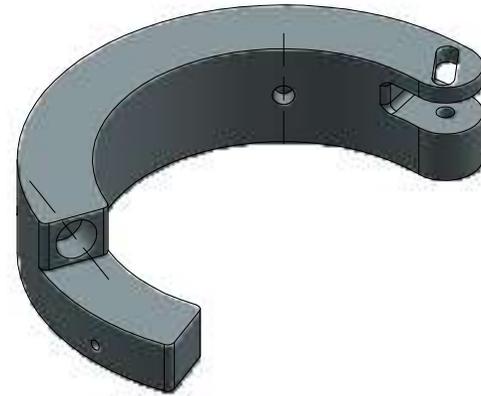
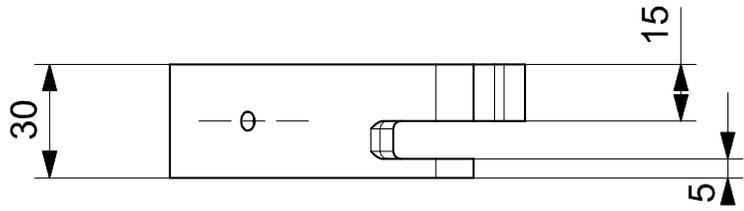
THIS DRAWING HAS BEEN PRODUCED USING AN EXAMPLE
TEMPLATE PROVIDED BY SIEMENS PLM SOFTWARE

FIRST ISSUED	
DRAWN BY	Patrick Traxel
CHECKED BY	
APPROVED BY	

TITLE	
Rechte Obere Halbschale	
SIZE	DRG NO.
A4	SchaleRechtsOben
SHEET REV	
A	

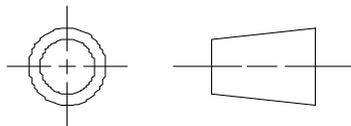
SCALE 1:1	SHEET 1 OF 1
-----------	--------------

1 2 3 4 5 6 A4



DETAIL A
SCALE 1:1

Es gilt die Allgemeintoleranz nach DIN ISO 2768-1



ALL DIMENSIONS IN MM

SIEMENS

THIS DRAWING HAS BEEN PRODUCED USING AN EXAMPLE
TEMPLATE PROVIDED BY SIEMENS PLM SOFTWARE

FIRST ISSUED	
DRAWN BY	Patrick Traxel
CHECKED BY	
APPROVED BY	

TITLE		SchaleRechtsUnten		SHEET REV A
Rechte untere Halbschale				
SIZE	DRG NO.			
A4				
SCALE 1:1				SHEET 1 OF 1

1

2

3

4

5

A4