Maturaarbeit

Jahrgang 26

Janik Gysi

Betreuer: Balthasar Hofer

Inhaltsverzeichnis

[1 Vorwort 1](#_Toc211346081)

[2 Einleitung 1](#_Toc211346082)

[2.1 Zielsetzung 1](#_Toc211346083)

[2.2 Die Schwierigkeiten mit Technologieexport-Legislationen 2](#_Toc211346084)

[3 Theorieteil 2](#_Toc211346085)

[3.1 Der aerodynamische Schwerpunkt 2](#_Toc211346086)

[3.2 Stabilisierungsmöglichkeiten 3](#_Toc211346087)

[3.2.1 Aerodynamische Stabilisation 3](#_Toc211346088)

[3.2.2 Aerodynamische Kontrolle 4](#_Toc211346089)

[3.2.3 TVC 4](#_Toc211346090)

[3.3 Lokales und Globales Koordinatensystem 4](#_Toc211346091)

[3.4 Kontrollsysteme 5](#_Toc211346092)

[3.4.1 Linear 5](#_Toc211346093)

[3.4.2 PID 5](#_Toc211346094)

[4 Methodik 5](#_Toc211346095)

[4.1 MatLab Simulink 5](#_Toc211346096)

[4.1.1 Entscheidungsprozess 5](#_Toc211346097)

[4.1.2 Aerospace Blockset 5](#_Toc211346098)

[4.2 Versuchsaufbau 5](#_Toc211346099)

[4.2.1 Parametrische Simulation 5](#_Toc211346100)

[4.2.2 Wie vergleicht man Kontrollsysteme? 6](#_Toc211346101)

[5 Praktischer Teil 6](#_Toc211346102)

[5.1 Struktur 6](#_Toc211346103)

[5.2 Entwicklung der Simulation 7](#_Toc211346104)

[5.2.1 Bewegung eines Objekts in 3 Raumdimensionen 7](#_Toc211346105)

[5.2.2 Schwerkraft 7](#_Toc211346106)

[5.2.3 Triebsatz-Simulation 8](#_Toc211346107)

[5.2.4 Proportionale Regler 11](#_Toc211346108)

[5.2.5 PID-Regler 11](#_Toc211346109)

[6 Resultate/ Auswertung 12](#_Toc211346110)

[6.1 Diskussion 12](#_Toc211346111)

[6.2 Ausblick 12](#_Toc211346112)

# Vorwort

Seit Ewigkeiten versuchen wir dinge auf immer Schnellere Geschwindigkeiten zu bringen. Das Konzept der modernen Rakete hat im alten China seinen Stamm. Die ersten Berichte Raketen werden auf die Zeit der Jin Dynastie, von 1115 bis 1234, datiert. Damals wurden, mit Schwarzpulver befüllte, Triebsätze an Feuerlanzen angebracht und mithilfe eines wiederverwenbaren Rohres abgefeuert.[1] Das Wort Rakete wurde etwa um di Mitte des 16. Jahrhunderts eingedeutscht, es stammt von dem italienischen Wort Rochetta, was so viel wie «Kleine Spindel» bedeutet. Anfangs des 20. Jahrhunderts wurde angefangen an Systemen zu tüfteln, welche uns in das Weltall befördern können, die Rakete stach den Wissenschaftler von anfangs als vaiable option uns dorthin zu befördern ins Auge. Konstantin Tsiolkovski war vermutlich der erste der eine wissenschaftliche Arbeit zu der Weltraum Exploration mit Raketen schrieb, seine Werke aber blieben ausserhalb der Sowjetunion unbekannt. Obwohl er nicht der erste war der die Raketengleichung anwendete, war er der der Erste der sie verwendete, um die Frage zu beantworten, ob eine Rakete das Weltall erreichen könnte. Die Raketengleichung wird heutzutage seines ehren die Tsiolkovsky rocket equation gennant. Die erste bekannte, mit Flüssigtriebstoff betriebene Rakete wurde am 16. März 1926 gestartet, sie erreichte in etwa 2.5 Sekunden eine maximale Höhe von etwa 12.5 Metern und landete 56 Meter entfernt der Startrampe in einem Kohlfeld. In Deutschland wurde zu etwa derselben Zeit der Verein für Raumschifffahrt gegründet. Dieser entwickelte im kurz darauffolgenden 2. Weltkrieg die V2 Rakete, welche die leben von 15000 Menschen, darunter 10000 Zwangsarbeiter\*innen, genommen hat[2]. Eine dunkle aber auch innovative zeit für den Raketenbau und die Raumfahrt.[3]

Meine persönliche Faszination zu Raketen stammt davon ab, das mein Vater auch eine grosse Faszination für die Raumfahrt hatte. Ich mag mich noch daran erinnern, wie er mir in 2018 ein Video zeigte wie SpaceX mit dem Test ihrer Falcon heavy Rakete einen Tesla Roadster ins Weltall beförderte und alle 3 Hauptstuffen sicher wieder auf der Erde Landeten. Die Faszination blieb und somit auch der Traum an solchen lauten grossen Maschinen zu arbeiten. Auch wenn die Verwendung von Raketen als Waffen mir immer als fahler Beigeschmack im Hinterkopf bleibt.

# Einleitung

## Zielsetzung

Das Ziel dieser Arbeit ist eine Simulation einer beliebigen thrust vector controll (von hier aus als TVC abgekürzt) gesteuerten Modellrakete zu entwickeln, welche danach als Grundlage für die Entwicklung zweier Kontrollsysteme dienen wird. Die entwickelten Kontrollsysteme dienen dem Zweck um bei einer instabilen, nicht vertikal hinauffliegenden Rakete eine vertikale Lage wiederherzustellen und diese zu halten. Zur Entwicklung dieser Simulation soll Matlab Simulink verwendet werden. Bei Matlab Simulink handelt es sich um ein blockbasiertes Interface welches sich gut eignet, um komplexe physikalische Systeme zu modellieren und Kontrollsysteme zu entwickeln.

## Die Schwierigkeiten mit Technologieexport-Legislationen

Zu dem Thema der Raketensimulation existiert wenig bis keine Literatur, ausgenommen der Kontrollsysteme und in anderen Wissenschaftlichen Feldern verwendeten Theorie. Dies auch vor allem zu simplen Simulationen eines ganzen Systems. Interessanterweise liegt das nicht daran das Projekte wie dieses noch nie durchgeführt wurden, sondern daran das die Meisten Projekte wie dieses unter die stramme Limitierung des US amerikanischen ITAR-Gesetzes fallen. Da Modellraketen in ihrer Natur den modernen Raketenähnlichen/Raketenbetriebenen Waffen ähnlich sind. Dies führt dazu das Projekte dieser Natur nicht öffentlich wissenschaftlich dokumentiert werden und generell wenig Informationen zu Simulationen dieser Natur existiert. Gemäss der für diese Arbeit betriebenen Recherche, sind die bestdokumentierten Projekte dieser Natur in der Form von Onlinevideos auf der Plattform YouTube erhältlich.

# Theorieteil

## Der aerodynamische Schwerpunkt

Wenn sich ein Objekt durch eine Flüssigkeit bewegt, entstehen, durch variierende Geschwindigkeiten des Stromes auf der Oberfläche des Objekts, Druckdifferenzen in der Nähe des Objektes. Durch diese Druckdifferenzen entstehet auf jedem Punkt der Oberfläche des Objektes eine Kraft, welche Senkrecht zum Punkt auf der Oberfläche steht. Diese Kräfte lassen sich durch einzelne Kräftevektoren beschreiben. Wenn alle Kräftevektoren der Oberfläche aufsummiert werden, entsteht der resultierende aerodynamische Kraftvektor. [4] Dieser Kraftvektor setzt am aerodynamischen Schwerpunkt des Objektes an. Dieser lässt sich durch die durchschnittliche Position der Druckdifferenzen beschreiben. Berechnen lässt sich der aerodynamische Schwerpunkt in derselben weise wie der Massenschwerpunkt im zweidimensionalen Raum beschrieben würde[[1]](#footnote-1). Jedoch wird nicht über die zweidimensionale Fläche integriert sondern über die dreidimensionale Fläche.[5] Die Berechnung des aerodynamischen Schwerpunktes ist, wie die Berechnung des aerodynamischen Kraftvektors, schwierig und wird in den meisten fällen mit einem numerischen Verfahren berechnet. Um eine Intuition für den Aerodynamischen Schwerpunkt zu erhalten, kann folgende Vorstellung herbeigezogen werden: Die Berechnung des Schwerpunktes der Gravitation eines dreidimensionalen Objekts, dessen Masse nicht homogen im Objekt verteilt ist. Doch anstelle dieses Objekts Stellen mir uns nur die Oberfläche dieses Objekts vor und anstelle der dichte verwenden wir den Druck. So wird schlussendlich der durchschnittliche Punkt auf der Oberfläche in Gewichtung mit der Druckdifferenz an der Oberfläche beschrieben. [6]

## Stabilisierungsmöglichkeiten

Die Instabilität einer Rakete setzt sich aus drei Faktoren zusammen: Der Position der Schubkraft, der Position des Massenschwerpunktes, und der Position des aerodynamischen Schwerpunktes bei einem geringen Eintreffwinkel des Luftstromes. An allen diesen punkten wird eine kraft angewendet. Zwei dieser Kräfte, die Aerodynamische kraft und die Schubkraft, werden nicht am Massenschwerpunkt angewendet. Dies hat die Anwendung zweier Drehmomente am massenschwerpunkt. Falls die Summe der Drehmomente ungleich null ist kann dies zu einer veränderten Flugbahn, oder, in den meisten Fällen, zu Überschlägen der Rakete führen. Mittels Stabilisierungsmöglichkeiten wird versucht diese Unvorhersehbarkeit zu eliminieren.

### Aerodynamische Stabilisation

Eine weise diese korrigierenden Momente zu generieren ist die Rakete so zu konstruieren, dass der aerodynamische Schwerpunkt bei kleinen Angriffswinkeln hinter dem masseschwerpunkt auf der Rakete anliegt. Diese Platzierung hat zufolge das, bei einer ausreichenden Geschwindigkeit, der aerodynamische Kraftvektor, welcher bei nahezu vertikalem Flug als rein bremsende Wirkung in der Richtung des vorbeiziehenden Luftstromes anzunehmen ist, ausreichend korrigierende Drehmomente generieret, um die Rakete weiterhin in die Richtung des umgebenden Luftstromes zeigen zu lassen. Eine weise, um diese Platzierung des aerodynamischen Schwerpunktes zu erreichen ist das Platzieren von Raketenflossen am unteren Teil der Rakete. Diese Flossen generieren im Flug hohe Druckdifferenzen im Bereich um die Flossen, welche zu der Versetzung des aerodynamischen Schwerpunktes in Richtung anbringungspunkt der Flossen führt. Die Vorteile dieser Methode liegen grösstenteils an der Einfachheit der Lösung. Da an den Flossen keine beweglichen Teile verbaut sind wird somit eine möglichst leichte und kostengünstige Lösung zum Problem der Stabilisierung geschaffen. Die meisten kommerziell erhältlichen Modelraketen-Baukästen verwenden aus diesem Grund eine passive Aerodynamische Stabilisation zu benutzen. Die Nachteile der aerodynamischen Stabilisation liegt darin, das diese nicht in einem Vakuum und nicht in Regionen mit geringem atmosphärischen Druck verwendet werden kann und sie somit ungeeignet für hohe Flüge macht.

#### Spin-Stabilisation

Wie in Kapitel 3.2.1 erwähnt, wird die Aerodynamische Stabilisation mit abfallen des Luftdruckes in Höheren gebieten der Atmosphäre immer ineffektiver. Um die Vorteile der Aerodynamischen Stabilisation beizubehalten und trotz des abfallenden Druckes in die gewünschte Richtung zu zeigen, wird bei simplen suborbitalen Höheforschungsraketen die Spin-Stabilisation angewendet. Das verfahren der Spin-Stabilisation besteht auf dem gyroskopischen Effekt, dabei wird die Rakete, durch leichtes anwinkeln der Flossen, während des Fluges in Erdnähe um die vertikale Achse beschleunigt. Durch diese Beschleunigung wird die Rakete in ihr eigenes Gyroskop verwandelt, wodurch die, in hoher Höhe nicht mehr existierenden, aerodynamischen Drehmomente durch das erschweren der Anwendung der Drehmomente durch den gyroskopischen Effekt ersetzt.

### Aerodynamische Kontrolle

Durch die Effekte des Windes, verläuft ein Flug, der durch die passive aerodynamische Stabilisation stabilisiert, wird nie optimal. Ein weg dieses Problem zu reduzieren ist die aktive aerodynamische Stabilisation. Bei dieser wird der aerodynamische Kraftvektor durch Anwinkeln aerodynamischer Flächen steuerbar gemacht. Dies erlaubt das kleine Abweichungen der optimalen Flugrichtungen durch Wind durch das Anwinkeln der Steuerflächen korrigiert werden kann. Diese Änderung ermöglicht auch die Steuerung der Rakete in eine beliebige Richtung. Um die Benötigten Winkel der aerodynamischen Flächen zu berechnen, wird ein System, welches ein Kontrollsystem genannt wird verwendet.

### TVC

Da der Luftdruck in hoher Höhe abnimmt, reicht die aerodynamische Kontrolle für Raketen, welche eine hohe Höhe erreichen sollen und sowohl steuerbar bleiben sollen nicht aus. Ein weiterer weg die durch die verschiedenen Faktoren generierten Drehmomente auf die Rakete auszugleichen und die Rakete steuerbar zu machen, besteht darin die Richtung des Schubvektores zu steuern und durch Änderung dessen Richtung die entstehenden Drehmomente zu negieren. Diese Steuerung wird in Realen Applikationen durch das Anwinkeln des Abgases des Raketentriebwerkes erreicht. TVC wird im heutigen Zeitalter in allen Raketen mit der Kapazität den Erdorbit zu erreichen für die Stabilisation und Steuerung verwendet, weshalb diese im Rahmen der Arbeit weiter analysiert wird. Im Kontext dieser Arbeit wird ein TVC-System angenommen welches einen, mit festem Triebstoff betriebenen, Triebsatz mittels zwei Servos in zwei Achsen kardanisch schwenken lässt.

## Lokales und Globales Koordinatensystem

## Kontrollsysteme

### Linear

### PID

# Methodik

## MatLab Simulink

### Entscheidungsprozess

Die für die Simulation gewählte Programier-methode ist das Blockbasierte MatLab Simulink der Firma MathWorks. Simulink verdient über eine intuitive Bedienung, welche sich eignet Zusammenhänge zwischen verschiedenen Teilen eines Systemes einfach darzustellen. Simulink hat sich zusätzlich zum vorhergenannten Punkt auch in der Online-Welt als Standard für private Projekte in der Natur dieser Arbeit durchgesetzt, dies ermöglicht ein Schnelles Troubleshooting mittels Foren und Chaträumen, da auch andere Leute sehr wahrscheinlich ähnliche Probleme lösen mussten.

### Aerospace Blockset

Simulink erleichtert die Arbeit an komplexen Systemen, da MathWorks, als zusätzliche Pakete für Simulink, so genannte Blocksets anbietet, welche einem die Einwicklung komplexer Untersysteme erleichtern. Sie sind sich wie Libraries in einer konventioneller Programmiersprache vorzustellen. Im Rahmen dieser Arbeit wurde das Aerospace Blockset angewendet, um Aspekte der Simulationsentwicklung zu erleichtern.

Konkret hat der verwendete Block den Namen «Custom variable Mass 6DOF (Euler angles)». 6DOF ist in diesem Fall die Abkürzung für 6 degrees of freedom, zu Deutsch 6 Freiheitsgrade. Dieser Block ersparte die Implementation der Bewegungsgleichungen eines Objektes in den drei Raum- und Rotationsdimensionen. Der Block nimmt als Eingabegrössen die momentanen Kräfte, die auf das Objekt wirken im lokalen Koordinatensystem des Das Erlernen der Theorie hinter diesen Gleichungen und deren Implementation hätte den Rahmen dieser Maturaarbeit gesprengt.

## Versuchsaufbau

### Parametrische Simulation

Bei der entwickelten Simulation handelt es sich um eine Parametrische Simulation, dies bedeutet, dass eine möglichst beliebige Rakete simuliert werden kann. Um verschiedene Kontrollsysteme zu testen, werden geschätzte Messdaten eine Referenzrakete verwendet, welche auch in der realen Welt erscheinen könnten.

### Wie vergleicht man Kontrollsysteme?

Die entwickelten Kontrollsysteme sollen wissenschaftlich miteinander verglichen werden können. Die entwickelten Kontrollsysteme haben alle dasselbe Endziel, die Modellrakete sollte möglichst vertikal zum Boden aufsteigen. Dabei können die erreichten Flughöhen verglichen werden, aber auch die Zeit, die ab Start bis eine vertikale Lage erreicht wird werden verglichen. Ein Weiterer Vergleich, den man auf die Situation anwenden kann, ist ein vergleich der Graphen der Motorenauslenkung, welcher uns hinweise darauf gibt wie viel Energie durch den Gesamten Flug in die Aufrechthaltung der Rakete fliesst.

#### Erfolg mit Berücksichtigung Aerodynamik

In der entwickelten Simulation werden keine aerodynamischen Kräfte berücksichtigt, dies, da eine Simulation der aerodynamischen Kräfte einen weiteren Arbeitsschritt in sich wäre, der den Rahmen dieser Maturaarbeit Sprengen würde. Obwohl die aerodynamischen Kräfte nicht in die Simulation implementiert wurden, lässt sich durch Schätzung des aerodynamischen Effektes trotzdem den Einfluss dessen auf den Erfolg des Kontrollsystems Schliessen. Dies weil, bei kleinen Winkelauslenkungen auf eine aerodynamisch instabile Rakete, nur geringe Drehmomente entstehen, welche von dem Kontrollsystem ausgeglichen werden können. Bei grösseren aerodynamischen Angriffswinkeln bei hoher Geschwindigkeit, jedoch, werden, durch immer grösser werdende Angriffsfläche, die zu korrigierenden Drehmomente immer grösser, dies kann zu Kontrollverlust führen da die aerodynamischen Drehmomente durch die kraft des Motors nicht mehr ausgeglichen werden können. Dies ist leider eine sehr subjektive weise den Erfolg eines Kontrollsystems zu messen, doch da keine Simulation der aerodynamischen Kräfte vorliegt, lassen sich diese nur vermuten. In den Bewertungen wird angenommen das schon ein Angriffs Winkel von einem grad bei hoher Geschwindigkeit ausreichend ist für einen Kontrollverlust.

Hypothesen hinzufügen

H0: PID besser als Prop.

H1: umgekehrt

# Praktischer Teil

## Struktur

Damit mit der Umsetzung der Simulation begonnen werden konnte, musste ein Konzept der Simulation erstellt werden. Dieses sollte die Zusammenhänge der verschiedenen zu simulierenden Systeme darstellen. Um dies zu verbildlichen wurde ein Blockdiagramm aufgestellt, welches die verschiedenen Systeme und dessen Abhängigkeiten darstellt. Diese Darstellung hat den Vorteil, dass sie den Übergang zu der Entwicklung in Simulink erleichtert. Da die Groben zusammenhänge der Systeme bekannt sind, müssen in Simulink zusätzlich nur noch die genauen Prozesse innerhalb des Systems entwickelt werden.

Die Systeme wurden als Blöcke dargestellt, dessen Ausgabewerte zu den Eingabewerten der anderen Systeme verbunden wurde.

## Entwicklung der Simulation

Die im Diagramm dargestellten Systeme wurden schrittweise in Simulink entwickelt und verbunden. Nach jedem Entwicklungsschritt wurde die Simulation getestet, um sicherzustellen das die Resultate den erwarteten Resultaten an diesem Entwicklungsschritt entsprachen.

### Bewegung eines Objekts in 3 Raumdimensionen

Um die Bewegung der Rakete im Raum zu simulieren, wurde der 6DOF custom variable mass (euler angles) Block des aerospace blockset von Simulink benutzt. Dieser nimmt die momentane auf das Objekt wirkende Kraft, die momentan wirkenden Drehmomente, die Masse des Objekts und den Trägheits-Tensor des Objektes als Eingabe und berechnet daraus den Momentanen Geschwindigkeitsvektor, die Momentane Position, die momentane Winkelgeschwindigkeit, die momentanen Euler-Winkel und die DCM-matrix, die verwendet wird um Vektoren im globalen Bezugsrahmen zu Vektoren im lokalen Bezugsrahmen umzurechnen.

Die Masse der Rakete und der Trägheitstensor wurden im Rahmen dieser Arbeit als konstant angenommen. Die Masse wurde von einer existierenden aktiv stabilisierten Modellrakete übernommen[7]. Um den Trägheitstensor einer möglichen Modellrakete dieser Art zu berechnen wurden die Trägheitswerte eines homogenen Zylinders, welcher eine höhe von 1500mm, einen Durchmesser von 66mm und eine Masse von 0,837 kg hat, berechnet. Die Berechnung der Trägheitswerte erfolgte mithilfe der Formeln:

### Schwerkraft

Das zweite entwickelte Untersystem war die Schwerkraft. Um zu berechnen wird eine konstante Fallbeschleunigung angenommen. Um die auf die Rakete wirkende Schwerkraft auszurechnen, wird die Fallbeschleunigung, in der Form des Vektors (0, 0, -9.81) angegeben, mit der Masse der Rakete multipliziert. Da diese kraft die Schwerkraft im globalen Bezugsraum beschreibt, muss diese noch mit der, durch den 6DOF Block berechneter, DCM-Matrix multipliziert werden, um den Schwerkrafts-Vektor im lokalen Bezugsraum zu erhalten. Dieser kann danach auf unsere, durch den 6DOF Block beschriebene, Rakete angewendet werden.

Um die Resultate der Schwerkraftssimulation zu testen, wurde eine Simulation durchgeführt, bei welcher die Schwerkraft zusammen mit einem konstanten Drehmoment in der X-Achse auf die Rakete angewendet wurde. Dies resultierte erwartungsgemäss in einem linearen Wachstum der Geschwindigkeit in der negativen Z Richtung und einer konstanten Winkel Beschleunigung in der X-Achse.

### Triebsatz-Simulation

Die Triebsatz-Simulation soll aus den eingehenden Steuerungswinkeln der Regelungssystems die auf die Rakete wirkenden Kräfte und Drehmomente berechnen. Diese Berechnung wird in zwei Schritte aufgeteilt. Im ersten Schritt wird aus den eingehenden Steuerwinkeln und dem momentanen Schub des Triebsatzes der Schubkraftvektor berechnet. Der Schubkraftvektor wird daraufhin mit inbetrachtnahme der Distanz von der Triebsatzaufhängung zum Massenschwerpunkt zu den angewendeten Kräften und Drehmomenten verrechnet. Daraufhin werden die Schwerkraft und die Schubkraft addiert und, zusammen mit den berechneten Drehmomenten, auf die 6DOF Simulation angewendet.

#### Schubvektor zu angewendeten Kräften und Drehmomente

Der Schukraftbvektor soll an einer beliebigen Distanz in der Z-Richtung im lokalen Bezugssystem zu dem masseschwerpunkt angewendet werden können. Es wird angenommen das die Aufhängung des Triebsatzes in der Z-Achse des lokalen Bezugsystems liegt.

Um die auf den Masseschwerpunkt resultierenden Kräfte und Drehmomente auszurechnen wird der Schubkraftvektor in seinen einzelnen werte zerlegt. Durch die Annahme, dass der Schubvektor in der Z-Achse des lokalen Bezugsystems liegt, ist die auf den Massenschwerpunkt der Rakete wirkende kraft gleich der in der Z-Achse angewendeter kraft des Triebsatzes.

Um den vom Triebsatz generierten Drehmoment in der X-Achse zu berechnen wird die Distanz zu der Triebsatzaufhängung mit der Y-Komponente des Schukrafvektores multipliziert.

Fast dieselbe Rechnung kann für die Berechnung des Drehmomentes in der Y-Achse verwendet werden, doch da eine in der X-Richtung positive Kraft eine negative Winkelbeschleunigung in der Y-Achse führen soll wird das resultierende Drehmoment mit -1 multipliziert.

In Simulink wird dieser Schritt wie in abb. X Implementiert.

A diagram of a diagram

AI-generated content may be incorrect.

#### Triebsatzwinkel zu Schubvektor

Um den steuerbaren Schub einer realen Modellrakete zu simulieren, müssen die von dem Regelsystem generierten Servowinkel in den, von dem Raketentriebsatz generierten, Schubkraftvektor umgerechnet werden. Für die Umrechnung sind die Winkel der Servos der Triebsatzaufhängung und die momentane Länge des Schubkraftvektors bekannt. Letzterer wird in der entwickelten Simulation in Form einer zeitabhängigen Nachschlagtabelle repräsentiert. Um aus den gegebenen Grössen kann der Schubkraftvektor mittels zweier Rotationen, einer in der XZ-Ebene und einer in der YZ-Ebene, bestimmt werden.

TODO: hier Bild einfügen

In der ersten Rotation wird um die Y-Achse rotiert. Der resultierende Vektor kann mittels eines rechtwinkligen Dreiecks mit Hypotenuse und Winkel beschrieben werden, wobei dem Rotationswinkel des Servos entspricht. Somit kann die X-Komponente des Schubvektors mit einfacher Trigonometrie berechnet werden.

Um das Resultat der zweiten Rotation auszurechnen, muss als Zwischenresultat auch eine temporäre Z-Komponente ausgerechnet werden.

Es kann, um die zweite Rotation zu berechnen, in der YZ-Ebene ein weiteres Rechtwinkliges Dreieck beschrieben werden, dieses Mal mit Hypotenuse und Winkel . Wobei dem Servo-Winkel in der Y-Achse entspricht.

Abbildung?

In abb. X ist die Implementierung der Gleichungen in Simulink zu sehen.

A diagram of a computer

AI-generated content may be incorrect.

#### Ausrichtungsfehler und Servolimitationen

Die Instabilität einer Modellrakete wird durch unvermeidliche Ausrichtungsfehler im bau der Rakete verursacht. Um in der Simulation Ausrichtungsfehler zu simulieren werden zu den gewünschten Servowinkeln kleine Winkel addiert, diese sollen die Ausrichtungsfehler der Triebsatzaufhängung darstellen. Da eine Triebsatzaufhängung nur eine gewisse Auslenkung erreichen kann soll dies auch in der Simulation dargestellt werden. Diese Limitation geschieht in Simulink durch den gebrauch des Saturation Blocks. Die Implementation der Ausrichtungsfehler und die der Servolimitationen ist in Abbildung 1 zu sehen.

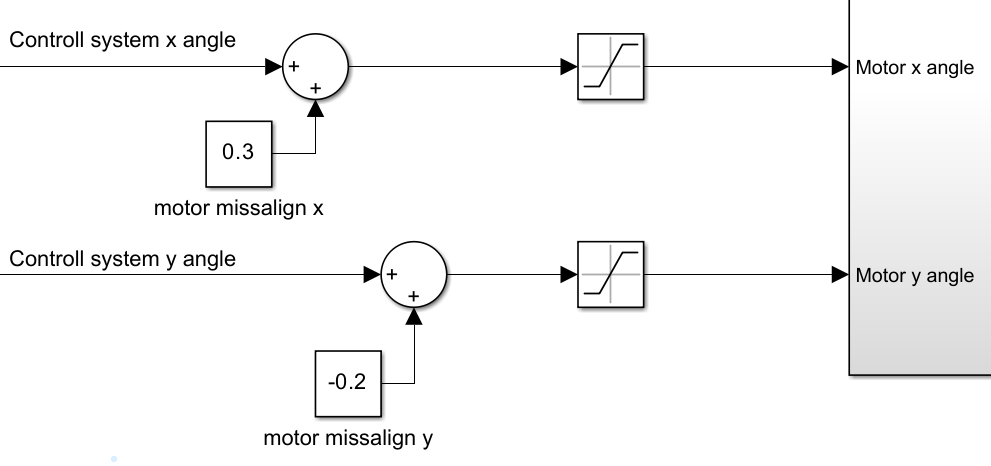


Abbildung 1: Ausrichtungsfehler und Servolimitationen

### Proportionale Regler

Um die Verarbeitung der Messdaten mit einem proportionalen Regler auf einem Mikrocontroller zu simulieren werden die von dem 6DOF-Block ausgegebenen Euler-Winkel und die Geschwindigkeit im Bezugsrahmen der Erde verwendet. Da der Simulierte Mikrocontroller den Ausgabewert des Regelungssystems in diskreten Zeitschritten ausrechnet werden beide Werte mittels eines Zero-Order Hold Blockes alle 5 Millisekunden auf den aktuellen wert gesetzt. Da angenommen wird das dem Mikrocontroller nur die momentane Beschleunigung zur Verfügung steht wird zusätzlich aus dem, von der 6DOF-Simulation ausgegebene Geschwindigkeits-Vektor, erst durch den Gebrauch des Derivative ( engl. für Ableitung) Blocks der momentane Beschleunigungsvektor im Bezugsrahmen der Erde berechnet, da für das Regelungssystem nur die durch den Triebsatz verursachte Beschleunigung von Bedeutung ist, wird die Erdanziehungsbeschleunigung in der Z-Achse abgezogen. Danach wird mittels der Quadratwurzel des Skalarprodukts des Vektors mit sich selbst, der momentane Betrag der Beschleunigung des Motors berechnet.[[2]](#footnote-2)

Da die vom 6DOF Block ausgegebenen Euler-Winkel in der Reihenfolge z-y-x angewendet wird, können die Rotationswinkel um die y- und x-Achse als Fehler angenommen werden. Der Fehler wird in beiden Achsen mit einem skalar multipliziert. Da die auf die Rakete wirkenden Drehmomente nicht nur durch den Winkel des Treibsatzes, sondern auch von Der des Triebsatzes generierten Kraft abhängig ist, muss diese auch im Regelungssystem in Betracht gezogen werden. Desto höher der momentane Schub, desto kleiner muss die Auslenkung der Servos sein. Aus diesem Grund werden die von dem Regelungssystem generierten werte durch die momentane Beschleunigung des Triebsatzes gerechnet. Nach ausbrennen des Triebsatzes ist die Beschleunigung aufgrund des Triebsatzes null, dies führt bei der Division der Ausgabe des Regelungssystems zu einem Divide by zero error, dieser lässt sich durch ein if/else Untersystem lösen. Wenn die durch den Triebsatz generierte Beschleunigung gleich Null ist wird Null als Steuerungswinkel in der x- und y-Achse ausgegeben.

### PID-Regler

# Resultate/ Auswertung

## Diskussion

## Ausblick

1. In physikalischer Ausdrucksweise wird von der Berechnung eines Massenschwerpunktes eines Laminats mit einer nicht homogenen Dichte gesprochen.[8] [↑](#footnote-ref-1)
2. Dieser Weg den Betrag der Motorbeschleunigung auszurechnen ist korrekt, jedoch wird mittels einem Accelerometer nur die Beschleunigung im lokalen Bezugsraum gemessen. Um das Kontrollsystem auf einem Mikrocontroller zu implementieren, müsste der Erdbeschleunigungsvektor mit der DCM-Matrix multipliziert werden und danach vom Lokalen Beschleunigungsvektor abgezogen werden. [↑](#footnote-ref-2)