Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Bachelorarbeit

Moritz Mustermann

Softwareentwicklung im Groï£¡en und Ganzen

Fakultät Technik und Informatik
Studiendepartment Informatik

Faculty of Engineering and Computer Science
Department of Computer Science

Moritz Mustermann

Softwareentwicklung im Groï£¡en und Ganzen

Bachelorarbeit eingereicht im Rahmen der Bachelorprï£¡fung

im Studiengang Bachelor of Science Angewandte Informatik
am Department Informatik
der Fakultät Technik und Informatik
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Betreuender Prüfer: Prof. Dr. Erstprï£¡fer
Zweitgutachter: Prof. Dr. Zweitprï£¡fer

Eingereicht am: 1. Januar 2345

Moritz Mustermann

Thema der Arbeit

Softwareentwicklung im Groï£¡en und Ganzen

Stichworte

Schlï£¡sselwort 1, Schlï£¡sselwort 2

Kurzzusammenfassung

Dieses Dokument ...

Moritz Mustermann

Title of the paper

Developing software in Germany

Keywords

keyword 1, keyword 2

Abstract

This document ...

Inhaltsverzeichnis

Listings

0.1 Motivation

In den letzten zwei Jahrzehnten gibt es immer konkretere BemÃijhungen, den Mars zu besuchen. Neben den erfolgreichen Rovermissionen der NASA ist zum Zeitpunkt der Erstellung dieser Arbeit unter anderem auch ein indisches Pendant auf dem Weg zum Mars. Mehrere LÃďnder(verbÃijnde) planen konkret an bemannten Mars Missionen **?**. SpÃďtestens, sobald eine Kolonie auf dem Mars entsteht (vermutlich aber deutlich frÃijher) wÃďre es notwendig, regelmÃďÃ§ig Fracht Richtung Mars bringen zu kÃűnnen.

Die MarsatmosphÃďre konfrontiert Missionsplaner und Ingenieure nach wie vor mit einer groÃ§en Herausforderung. Sie ist dicht genug, um die Flugbahn eindringender Objekte massiv zu beeinflussen. Auf dem Mars herrscht ein Klima mit Jahreszeiten und starken Winden. Gleichzeitig bietet sie nicht genug Widerstand, um ausreichend zu bremsen. Deshalb ist ein Ziel, die Interaktionen von landenden Objekten mit hoher Genauigkeit vorhersagen zu kÃűnnen.

Diese Arbeit behandelt demgemÃďÃ§ die Forschungsfragen: Wie bestimmend ist der Einfluss des Gleitfaktors (englisch: Lift-To-Drag Ratio) auf Trajektorien bei Landungen auf dem Mars? Welche der entstehenden Flugbahnen sind unter der BerÃijcksichtigung der wirkenden KrÃďfte realistisch? Um diese Fragestellung zu untersuchen, wurde ein Simulationsmodell der MarsatmosphÃďre und anderer wirkender EinflÃijsse implementiert.

Das nÃďchste Kapitel beschreibt das entworfene Simulationsmodell. In Kapitel 0.3 werden die aktuellen Ergebnisse der durchgefÃijhrten SimulationsdurchlÃďufe vorgestellt. Einen Ausblick auf weitere EntwicklungsmÃűglichkeiten liefert das Kapitel 0.4.

0.2 Simulationsmodell

Dieses Kapitel beschreibt das verwendete Simulationsmodell im Detail. Der Abschnitt 0.2.1 erwÃďhnt allgemeine Annahmen fÃijr das Modell. Dazu gehÃűren Missionen, die als Referenzen dienten. Nebenbei werden einige hÃďufig genutzte Begriffe und AbkÃijrzungen eingefÃijhrt. Die Abschnitte 0.2.2, 0.2.3 und 0.2.4 beschreiben das eigentliche Simulationsmodell. Im letzten Abschnitt (0.2.5) wird der Verfifkationsprozess angeschnitten.

0.2.1 Annahmen

Referenzmissionen Seit 1960 gab es zahlreiche erfolgreiche (und fehlgeschlagene) Missionen zum Mars und seinen Satelliten. Der Recherchеaufwand fÃijr genaue Details einzelner Missionen ist sehr hoch, so dass im Rahmen dieser Arbeit eine Begrenzung vorgenommen werden muss. Die NASA Lander Missionen seit Viking 1 (1975) sind am zugÃďnglichsten dokumentiert und weisen die hÃűchste Erfolgsquote auf. Zudem haben sie gut vergleichbare, da aufeinander aufbauende, Landeprozeduren. Aus diesen GrÃijnden dienen ausschlieÃ§lich diese als Referenz fÃijr viele Annahmen dieses Modells. Das Hauptaugenmerk liegt dabei auf der letzten Mars Exploration Rover (MER) Mission, Mars Science Laboratory (MSL), die erfolgreich den knapp eine Tonne **?** schweren Rover Curiosity absetzte. Diese ist besonders wegen der bisher grÃűÃ§ten Nutzlast die interessanteste Mission.

Das fÃijr alle Missionen einheitliche Schema fÃijr die Landungen wird Entry, Descent, Landing (EDL) genannt. Der Begriff unterscheidet drei Phasen wÃďhrend eines Landevorgangs, die alle bisherigen Missionen teilen. In der Entry-Phase dringt eine Aeroshell genannte Kapsel in die obere MarsatmosphÃďre ein. Sie benÃűtigt dafÃijr einen hoch effektiven Hitzeschild, da die kinetische Energie der Kapsel durch Luftreibung fast vollstÃďndig[1] in Hitze umgewandelt wird. Je nach Eintrittswinkel und Geschwindigkeit hat die Kapsel dabei einen Angriffswinkel relativ zur AnstrÃűmrichtung. Dieser ermÃűglicht es, Auftrieb zu erzeugen. Bei der MSL-Landung wurde zum ersten Mal die Fluglage aktiv kontrolliert, um spontan auf unplanbare EinflÃijsse, insbesondere auf Wind, reagieren zu kÃűnnen.

Sobald die Geschwindigkeit auf supersonische GrÃűÃ§en gefallen ist, wird ein Fallschirm ausgeworfen. Dieser reduziert die Fallgeschwindigkeit nochmal deutlich und lenkt die Flugrichtung Richtung Boden. Die Landing-Phase ist bei den Missionen sehr unterschiedlich. Da der Fallschirm nicht ausreichend bremst, mÃijssen Restgeschwindigkeiten in der GrÃűÃ§enordnung von $100\frac{m}{s}$ abgebremst werden. Hierbei spielten bisher immer Bremsraketen eine Rolle. Im Detail unterscheiden sich die letzten Schritte. Zum Beispiel wurde bei der Pathfinder Mission nach Nutzung der Bremsraketen ein mit Airbags geschÃijtzter "Ball" fallen gelassen. Im Vergleich dazu stabilisierte sich bei der MSL Landung ein "Sky Crane" und lieÃ§ den Rover an Seilen herunter. Im Simulationsmodell wird sich eng an das beschriebene EDL-Schema gehalten.

LandegefÃďhrt Um besonders fÃijr den Verfikationsprozess mÃűglichst vergleichbar zu sein, kopiert die angenommene Landekapsel im wesentlichen das Design des EDL Systems der Mars Science Laboratory Mission. Sie ist beladen genauso schwer wie das Original, hat eine vergleichbare StÃďrke der Bremsraketen, fÃijhrt die exakt gleiche Menge Treibstoff mit sich und benutzt den selben Fallschirm. Anders als bei der Curiosity-Mission (MSL) wird allerdings die ganze Kapsel auf dem Boden aufgesetzt. Dies scheint grundsÃďtzlich auch fÃijr eine Kapsel der GrÃűÃ§e des MSLs mÃűglich zu sein, da vorherige Missionen mit kleineren Kapseln so

[1] MSL: $> 99\%$ **?**

verfuhren. Auch gibt die NASA als Hauptgrund fÃijr das komplizierte ”Sky-Crane”-ManÃűver das Vermeiden des Aufwirbelns von Staub an[2].

Allgemeine Annahmen Das Koordinatensystem des Modells ist 2-dimensional. Das ist notwendig, da eindimensionale Berechnungen zu fernab der RealitÃďt sind. Insbesondere der Eintrittswinkel spielt eine entscheidende Rolle. ÃIJbersteigt dieser deutlich $20°$, was den eindimensionalen Fall annÃďhert, ist die zurÃijckgelegte Strecke in nennenswerter AtmosphÃďre grundsÃďtzlich zu kurz, um die Ãijblichen Geschwindigkeiten abzubremsen. Dies wurde in frÃijheren, eindimensionalen, Versionen des Modells recht deutlich. Das Modell nimmt darÃijber hinaus die OberflÃďche des Mars als flach an. Der Vektor $(0\,,1)^T$ beschreibt per Konvention die Richtung vom Marsmittelpunkt nach oben.

0.2.2 ÃIJbersicht der Modellteile

In diesem Abschnitt wird das Simulationsmodell vorgestellt. Das Modell wurde vollstÃďndig in MATLAB/Simulink[3] realisiert. Bei dieser Version des Modells handelt es sich um eine zweite Version. In der ersten wurden groÃ§e Teile des Modells in so genannten MATLAB Functions[4] ausgedrÃijckt. Diese Vorgehensweise scheint nicht der bevorzugte Weg fÃijr MATLAB zu sein. Insbesondere beim automatisierten Linearisieren des Modells entstanden hÃďufig Fehler. Die Erkenntnisse wurden in die zweite (hier vorgestellte) Version Ãijbertragen. Dieses Modell wurde von Anfang an als 2-D Version konzipiert. Insbesondere wurde versucht, wann immer mÃűglich, ZusammenhÃďnge Ãijber die von MATLAB angebotenen Signal Blocks auszudrÃijcken.

Die Simulation ist in einer fÃijr Simulink typischen System-Subsystem-Struktur hierarchisch aufgebaut. Auf hÃűchster Ebene unterscheiden sich die Flugsteuerung und das Flugmodell. Die Flugsteuerung hat zur Aufgabe, Ãijber die zur VerfÃijgung stehenden Aktuatoren regelnden Einfluss auf den Flug zu nehmen. Hierzu Ãijberwacht es einige Kernparameter, wie die aktuelle HÃűhe.

Dem gegenÃijber steht das Flugmodell. Es modelliert die wirkenden physikalischen KrÃďfte und ihre Auswirkung auf wichtige GrÃűÃ§en. Die Steuerbefehle der Flugsteuerung beeinflussen diese. Zusammen bilden die beiden Komponenten einen (indirekten) Regelkreis.

[2] https://www.youtube.com/watch?v=h2I8AoB1xgU
[3] http://de.mathworks.com/products/simulink/
[4] http://de.mathworks.com/help/simulink/slref/matlabfunction.html

0.2.3 Flugsteuerung

Die Flugsteuerung wiederum hat zwei erwÃďhnenswerte Unterteilungen. Zum einen gibt es die ÃIJberwachung der Flugphasen. Diese orientiert sich stark an den Referenzmissionen. Sie ist intern als Deterministischer Endlicher Automat modelliert. Im Unterschied zur RealitÃďt hat

Abbildung 0.1: Landephasen

diese Phasenplanung keinerlei ”SicherheitsabstÃďnde” zwischen den Flugphasen. Stattdessen finden ÃIJbergÃďnge ohne ZeitverzÃűgerung statt. Auch wurden alle Events ausgelassen, die das Gewicht oder den Schwerpunkt des Landesystems verÃďndern.

Der zweite Teil der Flugsteuerung ist das Controller-Setup. Sobald die ”powered descent” Landephase beginnt, wird die verbleibende FlughÃűhe als Signal in einen PID-Regler gespeist. In Reaktion auf dieses Signal bestimmt dieser StÃďrke der Triebwerke. Das Controller-Setup bildet wÃďhrend der ”descent” Phase zusammen mit dem Flugmodell einen vollstÃďndigen Regelkreis.

0.2.4 Flugmodell

Das Flugmodell berechnet die tatsÃďchliche Physik des Fluges. Es besteht aus vier Teilsystemen, welche nun im Detail vorgestellt werden: Transform, Schwerkraft, AtmosphÃďreninteraktion und Triebwerke.

Transform Das Transform verwaltet die drei Variablen Geschwindigkeit, Position und Rotation. Das System hat als Parameter den aktuellen Beschleunigungsvektor. Die Beschleunigung entspricht der Summe der Einzelbeschleunigungen der anderen drei BlÃűcke. Die Geschwindigkeit ist das Integral der Beschleunigung, die Position integriert entsprechend die Geschwindigkeit.

Die Rotation hingegen ist nicht als unabhÃďngige dynamische GrÃűÃ§e modelliert. Sie wird als optimal geregelt, i.e. immer der aktuellen Tangente des Flugtrajektors entgegengesetzt, angenommen. Entsprechend wird die Rotation als ein Vektor $\vec{r}$ dynamisch aus dem aktuellen Geschwindigkeitsvektor $\vec{v}$ berechnet als $\vec{r} = -\frac{\vec{v}}{|\vec{v}|}$.

Gravitation Die Beschreibung der Gravitationswirkung ist aus der allgemeinen Formel fÃijr die Gravitationskraft,

F = G m$_1 \cdot m_{2\,\overline{r^2}}$(0.1)abgeleitet. Sie berÃijcksichtigt die Masse des Mars $m_M = 5.9724 \cdot 10^{24}$kg **?**, die Masse der Landekapsel $m_K = 2401$kg **?** und die dynamische Masse des Treibstoffs m_T, die zwischen 0 und 390 kg **?** liegen kann. Mit $F = m \cdot a$ berechnet sich der Beschleunigungsvektors $\vec{a}_G$ wie folgt.

$$_G = G\frac{m_M \cdot (m_K + m_T)}{r^2} \cdot \frac{1}{m_K + m_T} \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ -1 \end{pmatrix}$$

(0.2)

Triebwerke Weitere Beschleunigung erfÃďhrt die Kapsel potentiell durch das Antriebssystem. Antriebssysteme definieren sich direkt durch ihre Schubkraft F_T. Diese ist laut Herstellerangaben zusammengerechnet 24.8 kN
? ?. Die auf Bildern angedeutete Neigung der verschiedenen Triebwerke am MSL ist hierbei abstrahiert. Auch die Positionierungen der DÃijsen (und damit die potentiell entstehenden Momente) wurden zugunsten einer niedrigeren KomplexitÃďt zu einem gebÃijndelten Strahl, der im Schwerpunkt greift, vereinfacht. So ist die Beschleunigung mit dynamischem Gewicht $a_T = \dfrac{F_T}{m_K + m_T}$.

Allerdings muss die StÃďrke fÃijr die Flugsteuerung einstellbar sein. Um dies zu berÃijcksichtigen, wird die Kraft mit dem Parameter $t \in \{t | t \in \mathbb{R} \wedge 0 \geq t \leq 1\}$ multipliziert. Um den Realismus des Triebwerkes deutlich zu erhÃűhen, wird der Parameter t allerdings nicht direkt benutzt. Das Signal der Flugsteuerung wird stattdessen um 200 ms verzÃűgert und simuliert mit Hilfe einer Transfer Function ein SÃďttigungsverhalten. Notiert man die VerzÃűgerung d(elay) und die SÃďttigung s(aturation) als Funktionen auf der gewÃijnschten Leistung, ergibt sich die in Gleichung 0.3 beschriebene Berechnung des Beschleunigungsvektors. $\vec{r}$ ist dabei der unter 0.2.4 definierte, normalisierte, Richtungsvektor der Kapsel.

$$_T = \frac{d(s(t))F_T}{m_K + m_T} \cdot \vec{r}$$

(0.3)

Interaktion mit der AtmosphÃďre Der komplexeste Teil des Modells beschreibt die Interaktion mit der AtmosphÃďre. Es werden zwei resultierende KrÃďfte berechnet. Die erste ist der Luftwiderstand, dem die Kapsel immer ausgesetzt ist. ZusÃďtzlich kann, je nach Form und Angriffswinkel, dynamischer Auftrieb erzeugt werden. Die Berechnung beider KrÃďfte basiert auf einem AtmosphÃďrenmodell, dass den Luftdruck in AbhÃďngigkeit von der HÃűhe annÃďhert. Von hoher Relevanz, zum einen auf Grund ihrer starken Auswirkung, zum anderen in Anbetracht der Fragestellung, sind die Flugparameter, die sich je nach Flugphase stark Ãďndern kÃűnnen. Die Teilsysteme werden nun in dieser Reihenfolge beschrieben.

KrÃďfteberechnung Auf die detaillierte Berechnung der StrÃűmungsarten wurde auf Grund der schlechten Quellenlage und dem Fokus, sowie Umfang der Arbeit verzichtet. Die zugrunde liegende KomplexitÃďt drÃijckt sich allerdings abgeschwÃďcht in den dynamischen Parametern aus. Es gelten die allgemeinen Gleichungen fÃijr Luftwiderstand und -auftrieb setzen eine Reihe von GrÃűÃ§en in Beziehung. Der dimensionslose Luftwiderstandsbeiwert c_W beschreibt, zu welchem Anteil die Reibung durch Druck auf die dem anstrÃűmenden Gas zugerichtete FlÃďche verursacht wird und wie viel durch die am KÃűrper entlang streifende StrÃűmung entsteht. Die relative Geschwindigkeit zum Gas v ist die dominierende GrÃűÃ§e, da sie quadratisch eingeht. Zuletzt ist der Widerstand von der FlÃďche abhÃďngig. Hierbei ist zu beachten, dass die QuerschnittsflÃďche senkrecht zur AnstrÃűmungsrichtung gemeint ist. WÃűlbungen auf der Achse der AnstrÃűmrichtung drÃijcken sich nicht in der FlÃďche aus, sondern im c_W, beziehungsweise c_A-Wert.

F$_W = c_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A$(0.4)und Auftrieb:

F$_A = c_A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A$(0.5)Die korrespondierenden Beschleunigungsvektoren $\vec{a}_W$ und $\vec{a}_A$ berechnen sich analog zu den bisher betrachteten Teilsystemen. Die Richtung der Kraft, die durch den Luftwiderstand ausgeÃijbt wird, ist (wie die der Triebwerke) der Flugrichtung $\vec{r}$ (siehe 0.2.4) genau entgegen gesetzt.

$W = \frac{c_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A}{m_K + m_T} \cdot \vec{r}$(0.6)

Im Gegensatz dazu wirkt die Auftriebkraft genau senkrecht zur AnstrÃűmungssrichtung. Es gibt (in einem 2-dimensionalen Koordinatensystem) zwei mÃűgliche perpendikulÃďre Vektoren zur AnstrÃűmungsrichtung. Wie bei der Rotation geht das Modell davon aus, dass die Fluglageregelung perfekt arbeitet. Deshalb wird angenommen, dass die Auftriebskraft, so vorhanden, immer in die Richtung jenes Vektors der beiden mÃűglichen zeigt, der nach "oben" (horizontale Lage), respektive "rechts" (vertikale Lage) orientiert ist. Letzteres kÃűnnte ein ungewolltes Simulationsartefakt verursachen. Dieses tritt jedoch nicht auf, da die Ausftriebskraft ohnehin nur im hypersonischen Flug berÃijcksichtigt wird. Die Richtung der Auftriebskraft $\vec{l}$ ist also der um 90 Grad rotierte Richtungsvektor $\vec{r}$. Die Gleichung fÃijr den resultierenden Beschleunigungsvektor $\vec{a}_A$ sieht der fÃijr den Luftwiderstand sehr Ãďhnlich.

$_A = \frac{c_A \cdot \frac{p}{2} \cdot v^2 \cdot A}{m_K + m_T} \cdot \vec{r}$(0.7)

AtmosphÃďrenmodell Das verwendete AtmosphÃďrenmodell basiert stark auf dem NASA Vorschlag **?**. Es besteht aus einer Kombination von Funktionen, die Daten der Mars Global Surveyor im April 1996 annÃďhern. Es unterscheidet zwei HÃűhenbereiche: Ãijber $7000m$ und darunter. Beide Schichten sind strukturell gleich modelliert, nur unterschiedlich parametrisiert. Es gibt zwei Basisfunktionen, die abhÃďngig von der HÃűhe sind. Die lineare Funktion $T(h)$ berechnet die Temperatur (°Celsius) fÃijr die gegebene HÃűhe h (m). $p(h)$ tut dasselbe fÃijr den exponentiellen Druck (kPa). Um die daraus resultierende Dichte zu berechnen, werden diese beiden Werte in der Funktion $\rho(h)$ zusammengefÃijhrt. $p(h)$ und $\rho(h)$ sind hÃűhenunabhÃďngig

p(h) = 0,699 $\cdot e^{-0{,}00009 \cdot h}$(0.8)

$\rho(h) = \frac{p(h)}{R \cdot (T(h) + 273{,}1)}$(0.9)mit $R = 0,1921$. FÃijr HÃűhen Ãijber $7000m$ definiert dass Originalmodell nun $T(h) = -23,4 - 0,00222 \cdot h$. FÃijr HÃűhen unter $7000m$ Ãďndern sich die Parameter auf $T(h) = -31 - 0,00222 \cdot h$ und $p(h) = 0,699 \cdot e^{-0{,}00009 \cdot h}$.

Betrachtet man die Definition, ist zunÃďchst die DefinitionslÃijcke fÃijr den Wert $7000m$ auffÃďllig. Dies kann recht einfach behoben werden, indem einer der Bereiche erweitert wird. Im finalen Modell ist die untere Schicht einschlieÃ§lich $7000m$ definiert. Analysiert man die bestehende Funktion weiterhin (Abbildung 0.2), zeigen sich zwei weitere bemerkenswerte Eigenschaften. Zum einen gibt es eine SingularitÃďt beim Wert $112550m$ herum. Aus diesem Grund wird der Output im finalen Modell zwischen null und $0,02$ (Durchschnittswert an der OberflÃďche)**?** begrenzt. Das Clamping ist aber auch aus einem anderen Grund notwendig: Ab ungefÃďhr der selben HÃűhe fÃďllt die angegebene Dichte unter null, was physikalisch

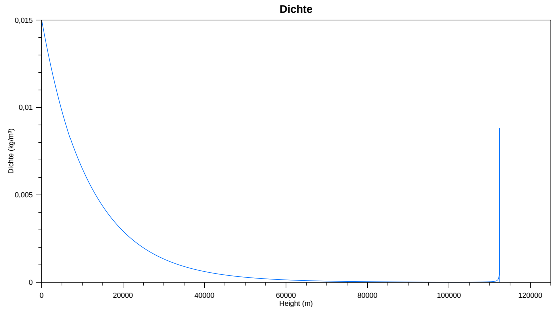

Abbildung 0.2: Dichte nach HÃűhe

Bedinungen	A	c_W	c_A
$v > 2$	$15,9m^2$	$1,68$	$c_W \cdot L/D$
$v \leq 2 \wedge f \wedge i$	$189,79m^2$	$1,33$	0
$v \leq 2 \wedge \neg f \wedge i$	$15,9m^2$	$0,34$	0
$v \leq 2 \wedge f \wedge \neg i$	$15,9m^2$	$0,35$	0
$v \leq 2 \wedge \neg f \wedge \neg i$	$15,9m^2$	$0,34$	0

Abbildung 0.3: Belegung der Parameter nach Zustand

undefiniert ist. Anscheinend wurde das Modell nicht fÃijr HÃűhen Ãijber $110km$ entworfen. Die berechneten Temperaturwerte, die im AtmosphÃďrenmodell als Zwischenergebnisse anfallen, dienen der Flugsteuerung auÃ§erdem zur Berechnung der Schallgeschwindigkeit.

Dynamische Parameter Die Bedeutung der Parameter wurde bereits angerissen. In diesem Abschnitt wird beschrieben, wie ihre Belegung in AbhÃďngigkeit vom Flugzustand verlÃďuft. Die Tabelle 0.6 zeigt eine ÃIJbersicht der Belegungen in AbhÃďngigkeit zu den Variablen $v =$ Geschwindigkeit in Mach, $f =$ Fallschirm aktiviert, sowie $i =$ Fallschirm ist intakt. Im Folgenden werden die getroffenen Annahmen und Quellen fÃijr diese beschrieben.

Der StrÃűmungswiderstandskoeffizient c_W ist in erster Linie von der Form des beschriebenen Gegenstands abhÃďngig, aber auch von der herrschenden Art der Luftreibung. Diese wiederum hÃďngt stark mit der Geschwindigkeit, der herrschenden Temperatur und dem Druck zusammen. Diese ZusammenhÃďnge sind nur in einer groben AuflÃűsung im Simulationsmodell abgebildet. Die meisten Teilaspekte sind eigene Forschungsthemen fÃijr sich (?, ?, ?, ?). Ihre LÃűsungen mÃijssen hÃďufig mit Finite-Elemente-Simulationen angenÃďhert werden ?. In diesem Modell wird nicht versucht, diese Untersuchungen nachzustellen. Allerdings werden ihre Ergebnisse berÃijcksichtigt. **?** als zuverlÃďssigste Quelle arbeitet mit der Annahme, der hypersonische c_W fÃijr eine Aeroshell wie beim MSL liege bei konstant bei $1,68$. Zu den anderen Phasen, insbesondere in der NÃďhe der Schallmauer, gab es leider keine Angaben. Deswegen wird der Koeffizient fÃijr Geschwindigkeiten unter Mach 2 mit einer konvexen Halbkugelschale approximiert ($c_W = 0,34$). Es gibt jedoch eine Ausnahme. Wurde der Fallschirm vorher bei einer Geschwindigkeit Ãijber Mach 2.2 **? ?** entfaltet, wird er beschÃďdigt und bremst nun nur noch minimal. In diesem Fall ist der $c_W = 0,35$. Wenn der Fallschirm korrekt entfaltet ist, wird der c_W-Wert des gesamten Fallschirm-Kapsel-Gespanns als 1,33 angenommen. Dies entspricht der konkaven Seite einer Halbkugel und kommt im subsonischen Bereich der RealitÃďt ziemlich nahe. Zu den super- und transsonischen Eigenschaften sind dem Autor keine Quellen bekannt. Im Modell ausgelassen sind damit einige Spezialeffekte, die vorstellbar wÃďren, wie z.B. der Einfluss von Verwirbelungen der Kapsel auf den Luftstrom, der auf den Fallschirm trifft.

Die GrÃijnde, warum sich die FlÃďche verÃďndert, sind Ãďhnlich denen beim Widerstandskoeffizienten. Im hypersonischen Flug wird ausschlieÃ§lich die Kapsel umstrÃűmt. Der einzige Unterschied ist, dass die FlÃďche sich in groÃ§er ÃIJberschallgeschwindigkeit nicht Ãďndert. Es wird jederzeit von einem perfekt kreisfÃűrmigen Querschnitt ausgegangen. Deshalb ist in diesem Fall $A = \pi \cdot r^2 \sim 15,9m^2$ fÃijr den MSL Aeroshell Radius von $2,25m$ **?**. Ist der Fallschirm aktiv und intakt, wird die FlÃďche mit Hilfe des Radius des MSL Vorbilds $r = 7,78m$ **?** auf circa $\sim 189,79m^2$ berechnet. Sollte der Fallschirm hingegen beschÃďdigt sein, bleibt als FlÃďche die "normale"KapselflÃďche.

Die letzte GrÃűÃ§e mit AbhÃďngigkeit zur Flugphase ist der Auftriebskoeffizient c_A. In der betrachteten Literatur wird (fÃijr die hypersonische Flugphase) nur die lift-to-drag ratio $L/D = \frac{c_A}{c_W}$ angegeben. Aus diesem VerhÃďltnis ergibt sich $c_A = L/D \cdot c_W$. FÃijr die MSL Aeroshell betrÃďgt der L/D 0,24 **?**, **?**. Zum c_A bei trans- oder subsonischem Flug waren keine Quellen auffindbar. Aus diesem Grund ist c_A fÃijr Geschwindigkeiten < Mach 2 grundsÃďtzlich auf 0 festgelegt, obwohl theoretisch bei Unterschallgeschwindigkeit deutlich grÃűÃ§ere L/D erreichbar sind, als im hypersonischen Bereich.

0.2.5 Verifikation

Das Simulationsmodell wurde mehrfach auf Mikro- wie auf Makroebene auf Korrektheit ÃijberprÃijft. Einige der Verifikationskriterien werden hier beschrieben. Auf Mikroebene kann zunÃďchst das Problem auf das PrÃijfen der Korrektheit einzelner Systemteile herunter gebrochen werden. Entsprechend wurden die Einzelsysteme in verschiedenen SimulationslÃďufen getrennt untersucht. Das AtmosphÃďrenmodell wurde direkt von der NASA Ãijbernommen. Zu prÃijfen ist hier also mehr die Korrektheit als. Zu diesem Zweck wurde dessen Berechnungen unabhÃďngig vom Simulationsmodell geplottet (s. 0.2.4) und mit real gemessenen Daten **?**

verglichen. Um die anderen Systemteile zu testen, wurden die jeweils anderen Modellteile abgeschaltet, so dass die Wirkung der Einzelsysteme sichtbar wird. Durch provozieren bestimmter Situation, deren Verlauf bekannt ist, wurde auÃ§erdem das Vorhandensein bestimmter gewollter Artefakte Ãijberprüjft. Ein Beispiel fÃijr so ein gewolltes Artefakt ist der plÃűtzliche Absturz bei einem Landeversuch, wenn der Treibstoff vor der Landung zuneige geht.

Wie erwÃďhnt wurden fast alle Parameter der simulierten Mission gleich denen des MSL gehalten. Dies hat zur Folge, dass man direkte Vergleiche zu den Aufzeichnungen und Simulationen der NASA ziehen kann. Die Untersuchung auf Makroebene spricht fÃijr eine hohe ValiditÃďt des Modells. Beispielsweise ein Vergleich der HÃűhe in AbhÃďngigkeit von der Geschwindigkeit im Original (0.4) verglichen mit dem Simulationsergebnis ((0.5)

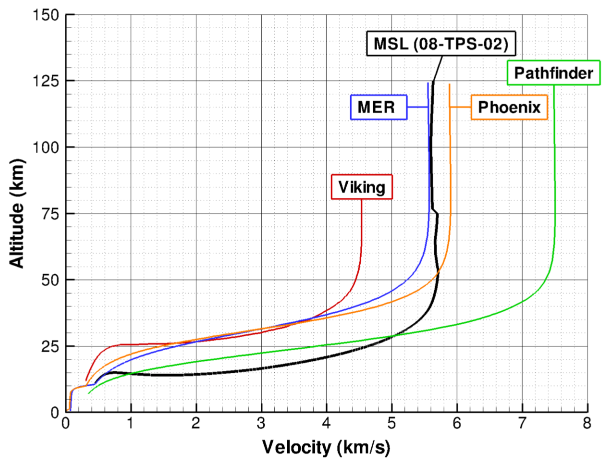

Abbildung 0.4: HÃűhe nach Geschwindigkeit mit MSL Parametern

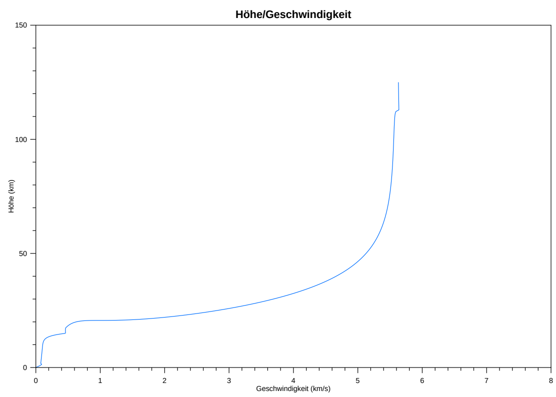

Abbildung 0.5: HÃűhe nach Geschwindigkeit mit MSL Parametern

Parameter	Minimum	Maximum	Schrittweite
L/D	0	0.3	0.05
α	5	45	5
v	4000	8000	1000

Abbildung 0.6: Simulationsparameter

0.3 Experiment & Diskussion

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der Simulation ausgewertet. Um den Einfluss der verschiedenen Parameter auf die Simulationsergebnisse zu untersuchen, wurden eine Reihe von Testreihen berechnet und ausgewertet. Der erste Abschnitt 0.3.1 erklÃďrt den Aufbau und die DurchfÃijhrung der Testreihen. Der Autor entwickelte zum Untersuchen der Ergebnisse ein kleines Analysetool, welches im Abschnitt 0.3.2 kurz vorgestellt wird. Der Abschnitt 0.3.3 stellt dann die Ergebnisse detailliert vor und diskutiert diese. Zuletzt werden die Erkenntnisse zusammengefasst.

0.3.1 Versuchsreihen

FÃijr die Berechnung der Ergebnisse wurden (neben den Iterationen fÃijr die Verifikation) die zentralen Versuchsreihen durchgefÃijhrt, die verschiedene Szenarien fÃijr den Eintritt in die AtmosphÃďre durchspielen. Von besonderer Bedeutung sind entsprechend der Fragestellung besonders die auf die Kapsel wirkenden KrÃďfte und das Ende eines Simulationslaufes. Als Anfangspunkt der Simulationen wird jeweils eine HÃűhe von $125.000m$ angenommen, da auf dem Mars in dieser HÃűhe die ersten AuslÃďufer der AtmosphÃďre messbar werden.

Die variierenden Parameter der Simulation sind die Gleitzahl oder englisch Lift-To-Drag-Ratio L/D, der Eintrittswinkel α und die Eintrittsgeschwindigkeit v. Um die resultierenden KrÃďfte in AbhÃďngigkeit von den Parametern zu testen, wurden die Parameter in gleichmÃďÃ§igen Schritten miteinander kombiniert. Tabelle 0.6 fÃijhrt die verwendete Rasterisierung der jeweiligen Wertebereiche auf. In allen Kombinationen ergibt sich daraus eine Gesamtzahl von 120 Simulationen.

Die entstehenden Werte sind vierdimensional. Der fÃijr die Verifikation noch gangbare Ansatz, die Simulationsparameter in MATLAB von Hand einzutragen und die Ergebnisse mit Hilfe der Bordmittel zu untersuchen, erwies sich fÃijr diesen Schritt als nicht mehr durchfÃijhrbar. Deshalb wurde das Aufrufen der SimulationsdurchlÃďufe in einem Script automatisiert. Das hat zur Folge, dass die Betrachtung der Ergebnisse nicht mehr sinnvoll innerhalb von Simulink mÃűglich ist. Sie werden in einer kodierten Strukur ins Dateisystem geschrieben und mit Hilfe des im nÃďchsten Kapitel beschriebenen Simulationstools ausgewertet.

0.3.2 Analysetool

Das Tool unterstÃijtzt die dynamischen Auswertung der Simulationsdaten. Es erlaubt einem, beliebige SimulationsdurchlÃďufe auszuwÃďhlen. FÃijr diese werden dann KerngrÃűÃ§en des jeweiligen Landungsversuchs in scrollbaren Diagrammen aufbereitet. Als wahrscheinlich wichtigste Eigenschaft stellt es im Vergleich zu der Simulink Variante Diagramme mit normierten Achsen vor, was die Einordnung der vielen verschiedenen Kurven deutlich erleichtert. Auch werden wichtige Kennzahlen und Informationen dargestellt. Zu diesen Informationen gehÃűrt unter anderem der Ausgang des Flugs (Landung, Absturz, bei Simulationsende noch in der Luft), oder die letzte Geschwindigkeit. Neben den Daten, die zu einzelnen SimulationslÃďufen

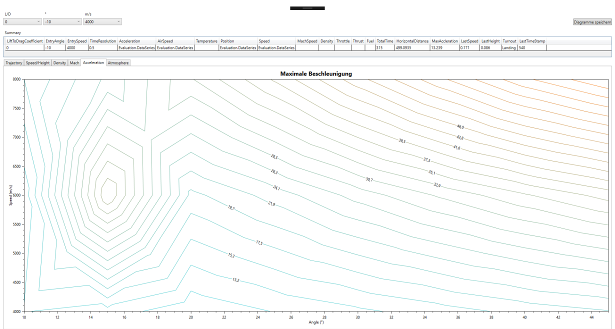

Abbildung 0.7: Screenshot des Analysetools

gehÃűren, generiert das Tool auch aggregierende Sichten auf die Daten. Allen voran war ein Ziel, eine aggregierende Sicht auf die wie erwÃďhnt vierdimensionalen Daten Beschleunigung in G in AbhÃďngigkeit zu den Parametern L/D, α und v (s. 0.3.1). Alle erstellten Diagramme kÃűnnen auch abgespeichert werden. Mit dieser Funktion wurden beinahe alle Diagramme dieser Arbeit erstellt. Das Tool benutzt die frei verfÃijgbare OxyPlot [5] Bibliothek zum Erstellen der Grafiken. Deshalb ist das Tool in C#/WPF erstellt. Der Sourcecode ist ebenfalls bei VerÃűffentlichung frei[6] verfÃijgbar.

[5] https://github.com/oxyplot/oxyplot

[6] https://github.com/jason-wilmans/mdp-mars-landing.git

0.3.3 Ergebnisse

Dem Autor ist kein Weg bekannt, die DatensÃďtze in vierdimensionaler GÃďnze vollstÃďndig aggregiert darzustellen. Deshalb wurden sie entlang der unterschiedlichen L/D Werte aufgespalten. Dieser Abschnitt orientiert sich an den dadurch entstehenden, dreidimensionalen Paketen. Es folgt eine Betrachtung der Entwicklung der Ergebnisse fÃijr die L/D-Werte 0, $0,1$, $0,2$, und $0,3$.

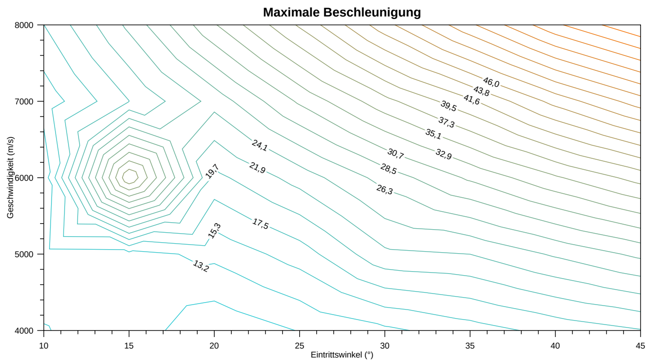

Abbildung 0.8: g-KrÃďfte fÃijr L/D = 0

$L/D = 0$ In Abbildung 0.8 ist die maximale, wÃďhrend des Fluges auftretende Kraft in Vielfachen der Erdbeschleunigung $g \simeq 9,18\frac{m}{s^2}$ fÃijr eine L/D von 0 dargestellt. Das Diagramm ist dabei zu lesen wie eine HÃűhenkarte. An der x-Achse sind die simulierten Eintrittswinkel α von 10 bis $45°$ abzulesen. Die y-Achse ist mit den unterschiedlichen Geschwindigkeiten v beschriftet. Die Linien zeigen an, wie hoch der g-Wert fÃijr ein gegebenes Paar aus α und v ist. Die Farben gelten fÃijr alle Diagramme gleichermaÃ§en und beziehen sich auf die insgesamt (also Ãijber alle Werte von L/D hinweg) ermittelten Minima und Maxima. Das leuchtendste TÃijrkis steht fÃijr den kleinsten Wert ($\simeq 4,66$), das tiefste Rot fÃijr den hÃűchsten ermittelten Wert ($\simeq 65,8$).

Zur Einordnung der Daten seien kurz einige Referenzwerte erwÃďhnt: FÃijnf bis sechs g fÃijhren bei Menschen gewÃűhnlich zur vollstÃďndigen Bewusstlosigkeit. Der hÃűchste als Schock ohne bleibende Verletzungen zu Ãijberstehende $g - Wert$ liegt bei circa 100 **?**. Allerdings ist immer der Zeitbezug zu berÃijcksichtigen. Die erwÃďhnten $5g$ kÃűnnen Ãijber lÃďngere Zeit wirken, ohne den Menschen nachhaltig zu beeintrÃďchtigen. ÃIJber lÃďngere Zeit kÃűnnen $20g$ zum Beispiel zum Ersticken fÃijhren.

Man beachte, dass das Modell keine durch Aufschlag auf dem Boden entstehenden KrÃďfte abbildet. Diese wÃijrden durch ihre Extremwerte den Erkenntnisgewinn der Diagramme deutlich reduzieren ohne Genauigkeit hinzuzufÃijgen. AbstÃijrze[7] werden grundsÃďtzlich nicht als sinnvolle Trajektoren betrachtet.

Betrachten wir nun die Testreihe mit diesen Informationen im Hintergrund. GrundsÃďtzlich steigt die maximale g-Kraft in AbhÃďngigkeit von Eintrittsgeschwindigkeiten und Eintrittswinkel. Links unten sind die niedrigsten Werte, rechts oben die hÃűchsten. Dies entspricht vermutlich auch der intuitiven Erwartung. Es zeigt sich allerdings ein lokales Maximum mit dem Zentrum bei $\alpha = 15°$ und $v = 6000\frac{m}{s}$. Die Maximalwerte liegen bei $65g$, die Minimalwerte bei 13. Ein fÃijr diesen L/D-Wert typischer Trajektor ist der fÃijr die Werte $\alpha = 15°$ und $v = 6000\frac{m}{s}$, dargestellt in Abbildung 0.9. Charakteristisch ist eine leichte Abflachung,

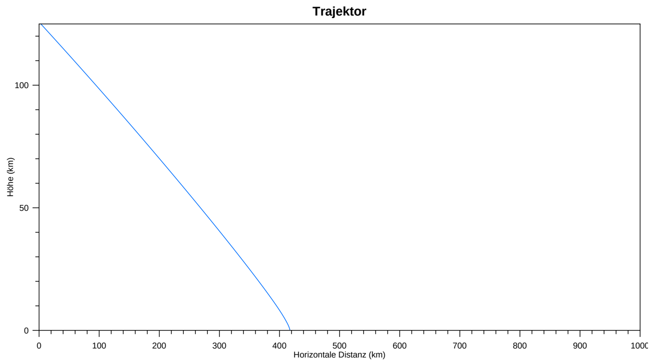

Abbildung 0.9: Flugbahn fÃijr $L/D = 0$, $\alpha = 15°$ und $v = 6000\frac{m}{s}$

die erst durch das AuslÃűsen des Fallschirms deutlich verÃďndert wird. Der dazugehÃűrige Zeitpunkt ist auf dem Diagramm der g-KrÃďfte (Abbildung 0.10) gut erkennbar. AuffÃďllig sind auf diesem Diagramm einige Artefakte der Modellierung. Zum einen der extreme Ausschlag bei 9 Sekunden, eine Folge der SingularitÃďt im AtmosphÃďrenmodell (0.2.4). Dann der zweite, bei dem die Beschleunigung von $\simeq 1,6$ auf $112g$ springt. Dieser Sprung entsteht durch das die Modellierung der dynamischen Parameter. Die letzte Grafik fÃijr diesen Absatz (0.11) Ãijberlagert alle Bahnen fÃijr $L/D = 0$. Die zusammenhÃďngenden GrÃijppchen teilen sich jeweils den selben Eintrittswinkel.

$L/D = 0,1$ Ab $L/D = 0,1$ verÃďndern sich die Flugbahnen deutlich. Die sonst streng konvexen Kurven bekommen in nach Winkel und Geschwindigkeit variierender HÃűhe eine konkave Form. Die Extrempunkte Punkt bewegen auf einer HÃűhe von $60 \pm 15km$. Bei kleinen

[7] Als Absturz wird jeder Bodenkontakt mit mehr als $2,5\frac{m}{s}$ Restgeschwindigkeit gewertet.

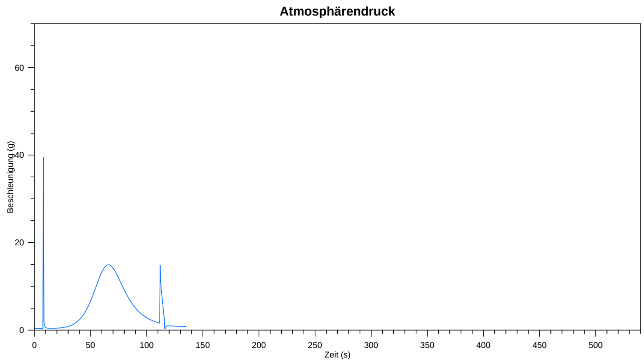

Abbildung 0.10: g-KrÃďfte fÃijr L/D = 0, $\alpha = 15°$ und $v = 6000\frac{m}{s}$

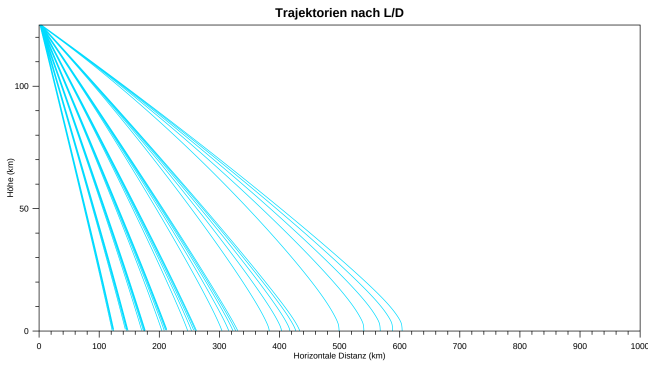

Abbildung 0.11: Alle Bahnen fÃijr $L/D = 0$

Winkeln und hohen Geschwindigkeiten beginnen sich ”Stufen” zu bilden, bevor (in deutliche grÃűÃ§erer HÃűhe als bei $L/D = 0$) der Fallschirm ausgelÃűst werden kann. Passend zu diesen Flugbahnen erhÃűhen sich die Flugzeiten und zurÃijckgelegten Entfernungen. In Bezug auf die wirkenden Maximalbeschleunigungen bleibt die grundsÃďtzliche Struktur erhalten. Die FlÃďche mit maximalen $g < 20$ verschiebt sich Richtung hÃűherer Winkel und Geschwindigkeiten. Im Vergleich zu $L/D = 1$ bleibt nun die Kombination $\alpha = 22°$ und $v = 6500$ unter $20g$. Gleichzeitig wird das lokale Maximum stÃďrker. Der Wert fÃijr $\alpha = 15°$ und $v = 6000\frac{m}{s}$ steigt von $\simeq 37,3$ auf $\simeq 39,5$.

$L/D = 0,2$ Der bei $L/D = 0,1$ beobachtete Trend setzt sich bei $L/D = 0,2$ in allen Bereichen deutlich fort. Waren fÃijr $L/D = 0,1$ erst ab Winkeln von kleiner als $25°$ deutliche Abflachungen zu sehen, setzen diese nun schon bei $35°$ ein. WÃďhrend die minimalen zurÃijckgelegten Entfernungen kaum schwanken, unterscheiden sich die maximalen Entfernungen um

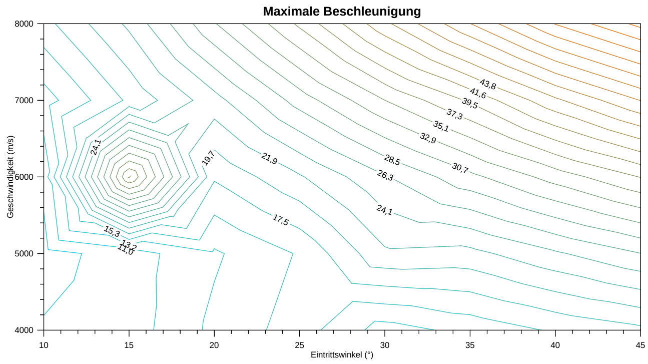

Abbildung 0.12: g-KrÃďfte fÃijr L/D = 0,1

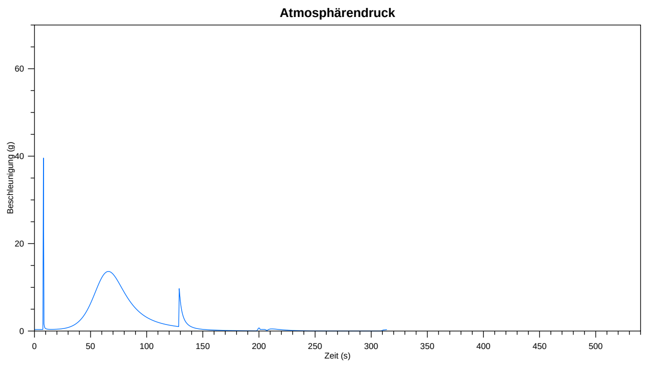

Abbildung 0.13: g fÃijr $L/D = 0,1$, $\alpha = 15°$ und $v = 6000\frac{m}{s}$

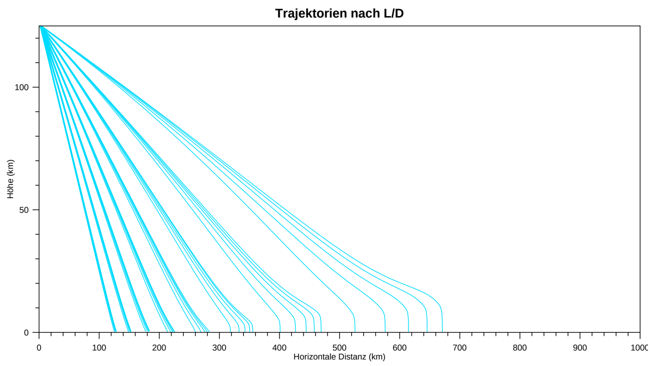

Abbildung 0.14: Alle Bahnen fÃijr $L/D = 0,1$

$34km$. Beim Schritt davor betrug diese Differenz $76km$. Das ist darauf zurÃijckzufÃijhren, dass sich nun annÃďhernd oder zeitweise tatsÃďchlich horizontale Flugbahnen auf einer HÃűhe von 7 (hohe Winkel) bis $30km$ (kleine Winkel) ergeben. Das erlaubt es der Kapsel, lÃďnger Bewegungsenergie in ReibungskrÃďfte umzuwandeln. Deshalb wird schneller die Grenze von Mach 2 unterschritten, ab der der Fallschirm ausgebracht werden kann.

Die Maximalbeschleunigungen entwickeln sich ebenfalls entlang der bisher beobachteten Richtung. Bei gleichem $\alpha = 22°$ erhÃűht sich die mÃűgliche Geschwindigkeit fÃijr $g > 20$ von $6055\frac{m}{s}$ auf $6217\frac{m}{s}$. Das lokale Maximum zieht sich deutlich zusammen, ohne jedoch bei diesem Schritt den Extremwert im Zentrum nennenswert zu erhÃűhen. Selbst fÃijr den Flug direkt im Zentrum des lokalen Maximums ($\alpha = 22°, v = 6000\frac{m}{s}$) flacht sich die g-Kurve deutlich ab (0.16)

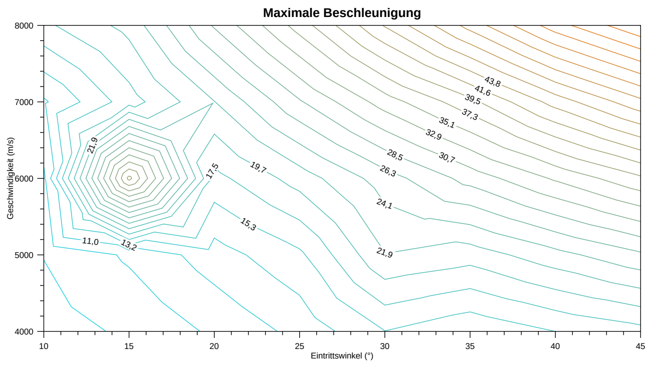

Abbildung 0.15: g-KrÃďfte fÃijr $L/D = 0,2$

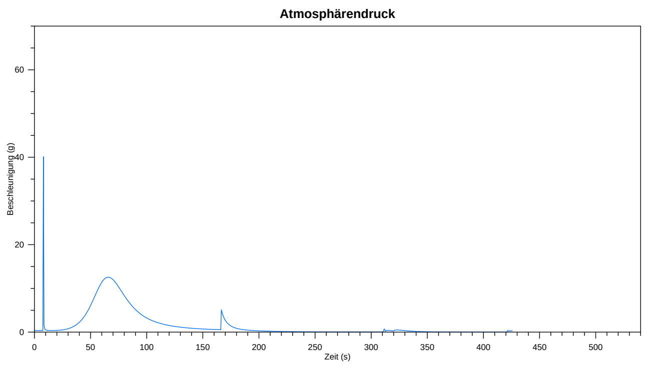

Abbildung 0.16: g fÃijr $L/D = 0,2$, $\alpha = 15°$ und $v = 6000\frac{m}{s}$

$L/D = 0,3$ Die Ergebnisse fÃijr L/D sind noch stÃďrker vom Winkel abhÃďngig, als die bisherigen. FÃijr steilere Winkel werden extreme Bahnen theoretisch mÃűglich. Die ”extremste”

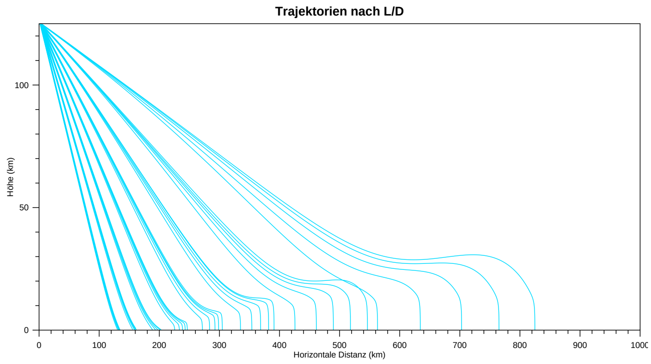

Abbildung 0.17: Alle Bahnen fÃijr $L/D = 0,2$

erfolgreiche Landung ist hierbei hier die mit den Werten $\alpha = 22°$ und $v = 6000\frac{m}{s}$. Ob sie angesichts der extremen g-Entwicklung jedoch realistisch ist, bleibt fraglich. Bei unwesentlich grÃűÃ§eren Winkeln beginnen die Bahnen, an der AtmosphÃďre abzuprallen. Die maximal zurÃijckgelegte Entfernung betrÃďgt hierbei $\simeq 1200km$. Das ist ca. ein Drittel des Mars-Radius. Bei dieser Entfernung dÃijrfte die KrÃijmmung der OberflÃďche einen deutlichen Einfluss haben, wodurch sich Zweifel am Realismusgrad der Trajektoren fÃijr $10°$ ergeben. Falls, wie zu vermuten, die OberflÃďchenkrÃijmmung eine entscheidende Rolle spielt, mÃijsste sich eine Form ergeben, bei der die Kapsel in mehrmals an der unteren AtmosphÃďre abprallt. Vergleichbar mit einem auf Wasser geflippten Stein wÃijrde sie bei jedem Eintritt Energie verlieren, bis die Geschwindigkeit zum Eintritt reicht. Solche Formen dÃijrften extrem schwer mit PrÃďzision zu planen sein. UnabhÃďngig von der QualitÃďt der Modelle gibt es eintretende unvorhersehbare StÃűrfaktoren (insbesondere Wind), die nicht einkalkuliert werden kÃűnnen.

Das lokale Maximum bleibt erhalten. Die ErhÃűhung des L/D-Werts erlaubt es wieder, sich dessen Zentrum anzunÃďhern, ohne die gewÃijnschte g-Zahl zu Ãijberschreiten. Die HÃűhe des Zentrums verÃďndert sich dabei fÃijr selbst fÃijr 6 Nachkommastellen nicht. Es entwickelte sich eine ausgeprÃďgte Zunge mit relativ niedrigen g-Werten ($\leq 24,1$), deren Entwicklung sich Ãijber die gesamten Werte von L/D ebenfalls gut verfolgen lÃďsst.

0.3.4 Zusammenfassung

Wenn man die theoretisch mÃűglichen Eintrittswinkel mit den AusgÃďngen anreichert, ergibt sich, dass von den betrachteten Variablen der Eintrittswinkel die wichtigste GrÃűÃ§e ist. Steile Eintrittswinkel fÃijhren zu AbstÃijrzen oder im Vergleich zu flacheren Winkeln ungleich hÃűheren Beschleunigungs- und Hitzewerten. Zum Teil kann in diesem Bereich durch Ma-

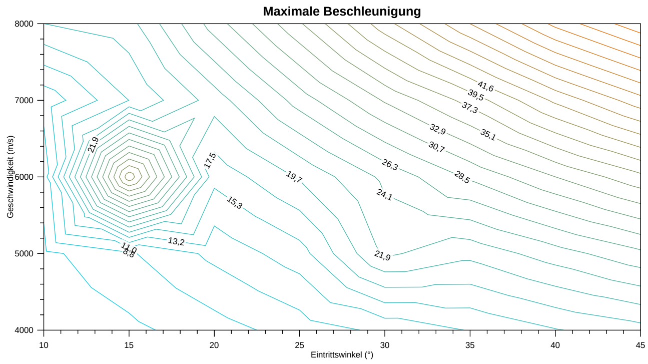

Abbildung 0.18: g-KrÃďfte fÃijr $L/D = 0,3$

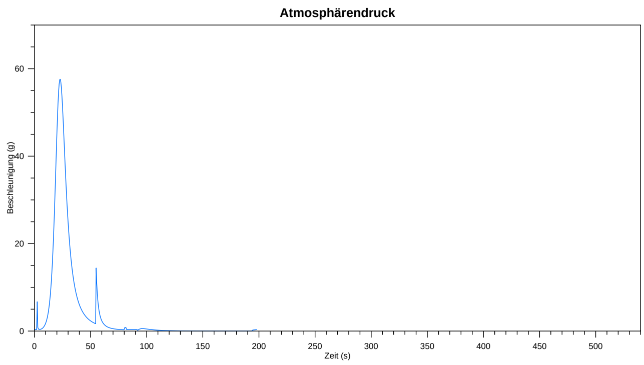

Abbildung 0.19: g fÃijr $L/D = 0,3$, $\alpha = 40°$ und $v = 8000\frac{m}{s}$

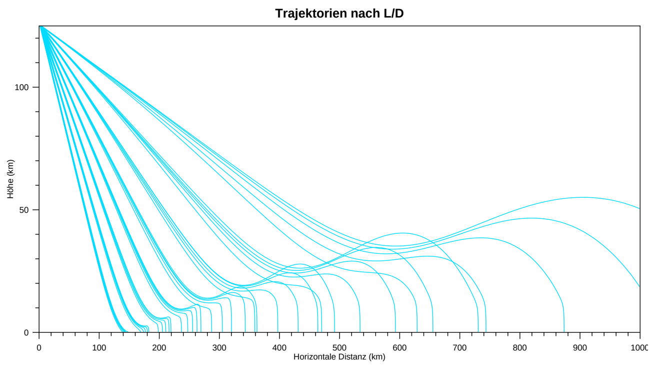

Abbildung 0.20: Alle Bahnen fÃijr $L/D = 0,3$

terialforschung zumindest fÃijr Ladungen, die hohe G-KrÃďfte aushalten, noch Spielraum erarbeitet werden.

Betrachtet man die dadurch entstehenden Korridore fÃijr Eintrittswinkel als gegeben, fÃďngt der Gleitwert an, eine entscheidende Rolle zu spielen. Im Vergleich zum Flugzeugbau minimale Verbesserungen des L/D-Werts erÃűffnen deutliche SpielrÃďume im Vergleich zum freien Fall ohne Auftrieb. Als allgemeines PhÃďnomen ist eine Verteilung der g-KrÃďfte Ãijber die Zeit zu beobachten. Das ist dadurch bedingt, dass die Zeit in der AtmosphÃďre maximiert werden kann. Der Einstieg in die tieferen Schichtend er AtmosphÃďre ist flacher, was die Druckgradienten positiv beeinflusst.

Vor Erstellung der Arbeit unerwartet war das Bestehen des lokalen Maximums der g-KrÃďfte unabhÃďngig vom L/D-Wert. Bei der Recherche bewegten sich viele Ausgangspunkte in der NÃďhe dieses lokalen Maximums. Das legt nun die Vermutung nahe, dass dieses absichtlich ausgenutzt wird, um die gewÃijnschte Bremswirkung zu dosieren, ohne sich den Risiken der anderen Extrema auszusetzen.

0.4 Ausblick

Das Modell kÃűnnte an vielen Stellen verbessert und ausgebaut werden. Das Auslassen der OberflÃďchenkrÃijmung des Mars schrÃďnkt das besonderes sowohl fÃijr die Spanne der Gleitwerte, als auch fÃijr die Eintrittswinkel ein. FÃijr diese Arbeit wurde der L/D als konstant angenommen. Durch das ÃĎndern des Angriffswinkels der Kapsel kann dieser allerdings variiert werden. Es bietet sich an, die Zugewinne durch einen dynamisch steuerbaren Auftrieb zu untersuchen. Dazu mÃijsste das Modell um "echte" Rotation erweitert werden. Dadurch erÃűffnete sich auch die MÃűglichkeit, eine grÃűÃ§ere Spannweite von Fahrzeugen abzubilden. Besonders interessant wÃďren Raketen mit der MÃűglichkeit, zur Erde zurÃijck zu kehren.

Als etwas kleinere Weiterentwicklungen kommen unter anderem die Annahmen zum ÃIJbergang der Landephasen in Betracht. Auch kÃűnnte die dynamische FlÃďchenberechnung deutlich genauer aufgelÃűst werden. Das wÃijrde die Abbildung anderer Objekte unterstÃijtzen. Als letzter groÃ§er Punkt bleibt das System der dynamischen Parameter. Es liefert zwar eine AnnÃďherung an die echten VerhÃďltnisse. Besser wÃďre aber eine dynamische Berechnung statt des tabellarischen Abspulens fester Werte.

0.5 Fazit

Um die eingehend beschriebenen Forschungsfragen zu beantworten, wurde ein Modell implementiert und dessen Ergebnisse untersucht. Es hat sich gezeigt, dass dieses Modell - obwohl von der RealitÃďt noch weit entfernt - innerhalb gewisser Grenzen annÃďhernd realistische Ergebnisse liefert. Es bildet einen guten Grundstein fÃijr potentielle weiter Untersuchungen.

Insbesondere kÃűnnen die Forschungsfragen wie folgt beantwortet werden: Der Gleitfaktor hat nach dem Eintrittswinkel den grÃűÃ§ten Einfluss auf die realistischen Trajektorien. Insbesondere kann eine gleitende Kapsel die auftretenden BeschleunigungskrÃďfte und damit Hitzeentwicklung gleichmÃďÃ§iger verteilen. Eine erhÃűhte L/D erlaubt es, den Bereich des MÃűglichen fÃijr Faktoren wie die Geschwindigkeit oder den Eintrittswinkel zu vergrÃűÃ§ern.

Hiermit versichere ich, dass ich die vorliegende Arbeit ohne fremde Hilfe selbständig verfasst und nur die angegebenen Hilfsmittel benutzt habe.

Hamburg, 1. Januar 2345 Moritz Mustermann