



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Bachelorarbeit

Moritz Mustermann

Softwareentwicklung im Großen und Ganzen

*Fakultät Technik und Informatik
Studiendepartment Informatik*

*Faculty of Engineering and Computer Science
Department of Computer Science*

Moritz Mustermann

Softwareentwicklung im Großen und Ganzen

Bachelorarbeit eingereicht im Rahmen der Bachelorprüfung

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. Erstprüfer
Zweitgutachter: Prof. Dr. Zweitprüfer

Eingereicht am: 1. Januar 2345

Moritz Mustermann

Thema der Arbeit

Softwareentwicklung im Großen und Ganzen

Stichworte

Schlüsselwort 1, Schlüsselwort 2

Kurzzusammenfassung

Dieses Dokument ...

Moritz Mustermann

Title of the paper

Developing software in Germany

Keywords

keyword 1, keyword 2

Abstract

This document ...

Inhaltsverzeichnis

0.1	Einleitung	1
0.2	Modellbeschreibung	1
0.2.1	Referenzmissionen	1
0.2.2	Angenommenes Landegefährt	2
0.2.3	Übersicht der Modellteile	2
0.2.4	Flugsteuerung	3
0.2.5	Flugmodell	3
0.2.6	Verifikation	9
0.3	Experimente	9
0.4	Ausblick	9
0.5	Fazit	9

Listings

0.1 Einleitung

Motivation: Automatisierte Landungen auf Mars für Kolonie

Forschungsfrage Ursprünglich: Treibstoffverbrauch für Raketenlandung Aber sample size: 1, wenig Referenzen/Daten (insbesondere kein Triebwerksverbrauch), Interaktion mit Atmosphäre komplexer Die Marsatmosphäre ist dicht genug, um deutlichen Einfluss auf Trajektorien

Jetzt: Einfluss von Drag auf Trajektorien (in Abhängigkeit zum Eintrittswinkel) + wirkende Kräfte (Realismus)

0.2 Modellbeschreibung

Dieses Kapitel beschreibt das verwendete Simulationsmodell im Detail. Der Abschnitt 0.2.1 erwähnt Missionen, die dafür als Vorlage dienten und führt einige häufig genutzte Begriffe ein. Im darauf folgenden Abschnitt (0.2.2) werden die Annahmen für die im Modell verwendete Landekapsel kurz umrissen. Die Abschnitte 0.2.3, 0.2.4 und 0.2.5 beschreiben das eigentliche Simulationsmodell. Im letzten Abschnitt (0.2.6) wird auf den Verifikationsprozess eingegangen.

0.2.1 Referenzmissionen

Seit 1960 gab es zahlreiche erfolgreiche (und fehlgeschlagene) Missionen zum Mars und seinen Satelliten. Der Rechercheaufwand für 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 zugänglichsten dokumentiert und weisen die höchste Erfolgsquote auf. Zudem haben sie gut vergleichbare, da auf einander aufbauende, LandeprozEDUREN. Aus diesen Gründen dienen sie als Hauptreferenzen für dieses Modell. Das Hauptaugenmerk liegt auf der letzten Mars Exploration Rover (MER) Mission, Mars Science Laboratory (MSL), die erfolgreich den knapp eine Tonne [Way u. a. \(2007\)](#) schweren Rover Curiosity absetzte. Diese ist besonders wegen der bisher größten Nutzlast die interessanteste Mission.

Das für alle Missionen einheitliche Schema für die Landungen wird Entry, Descent, Landing (EDL) genannt. Der Begriff unterscheidet drei Phasen während eines Landevorgangs, die alle bisherigen Missionen teilen. In der Entry-Phase dringt eine Aeroshell genannte Kapsel in die obere Marsatmosphäre ein. Sie benötigt dafür einen hoch effektiven Hitzeschild, da

die kinetische Energie der Kapsel durch Luftreibung fast vollständig¹ in Hitze umgewandelt wird. Je nach Eintrittswinkel und Geschwindigkeit hat die Kapsel dabei einen Angriffswinkel relativ zur Anströmrichtung. Dieser ermöglicht es, Auftrieb zu erzeugen. Bei der MSL-Landung wurde zum ersten Mal die Fluglage aktiv kontrolliert, um spontan auf unplanbare Einflüsse, insbesondere auf Wind, reagieren zu können.

Sobald die Geschwindigkeit auf supersonische Größen 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, müssen Restgeschwindigkeiten in der Größenordnung von 100 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 geschützter "Ball" fallen gelassen. Im Vergleich dazu stabilisierte sich bei der MSL Landung ein "Sky Crane" und ließ den Rover an Seilen herunter. Im Simulationsmodell wird sich eng an das beschriebene EDL-Schema gehalten.

0.2.2 Angenommenes Landegeräte

Um besonders für den Verifikationsprozess möglichst 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 Stärke der Bremsraketen, trägt 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 grundsätzlich auch für eine Kapsel der Größe des MSLs möglich zu sein, da vorherige Missionen mit kleineren Kapseln so verfahren. Auch gibt die NASA als Hauptgrund für das komplizierte "Sky-Crane"-Manöver das Vermeiden des Aufwirbelns von Staub an (TODO: Quelle).

0.2.3 Übersicht der Modellteile

In diesem Abschnitt wird das Simulationsmodell vorgestellt. Das Modell ist in einer für Simulink typischen System-Subsystem-Struktur hierarchisch aufgebaut. Auf höchster Ebene unterscheiden sich die Flugsteuerung und das Flugmodell. Die Flugsteuerung hat zur Aufgabe, über die Verfügung stehenden Aktuatoren regelnden Einfluss auf den Flug zu nehmen.

¹MSL: > 99% Edquist u. a. (2009)

Hierzu überwacht es einige Kernparameter, wie die aktuelle Höhe.

Dem gegenüber steht das Flugmodell. Es modelliert die wirkenden physikalischen Kräfte und ihre Auswirkung auf wichtige Größen. Die Steuerbefehle der Flugsteuerung beeinflussen diese. Zusammen bilden die beiden Komponenten einen (indirekten) Regelkreis.

0.2.4 Flugsteuerung

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



Abbildung 0.1: Landephasen

diese Phasenplanung keinerlei Sicherheitsabstände zwischen den Flugphasen. Stattdessen finden Übergänge ohne Zeitverzögerung statt (TODO: Evtl besser erklären?). Auch wurden alle Events ausgelassen, die das Gewicht oder den Schwerpunkt des Landesystems verändern.

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

0.2.5 Flugmodell

Das Flugmodell berechnet die tatsächliche Physik des Fluges. Es besteht aus vier Teilsystemen, welche nun im Detail vorgestellt werden: Transform, Schwerkraft, Atmosphäreninteraktion 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 Blöcke. Die

Geschwindigkeit ist das Integral der Beschleunigung, die Position integriert entsprechend die Geschwindigkeit.

Die Rotation hingegen ist nicht als unabhängige dynamische Größe 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 für die Gravitationskraft,

$F = G \frac{m_1 \cdot m_2}{r^2}$ abgeleitet. Sie berücksichtigt die Masse des Mars $m_M = 5.9724 \cdot 10^{24} \text{ kg}$ [NASA \(2016\)](#), die Masse der Landekapsel $m_K = 2401 \text{ kg}$ [Wikipedia \(2016\)](#) und die dynamische Masse des Treibstoffs m_T , die zwischen 0 und 390 kg [Wikipedia \(2016\)](#) liegen kann. Mit $F = m \cdot a$ berechnet sich der Beschleunigungsvektor \vec{a}_G wie folgt.

$$\vec{a}_G = G \frac{m_M \cdot (m_K + m_T)}{r^2} \cdot \frac{1}{m_K + m_T} \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ -1 \end{pmatrix} \quad (0.2)$$

Triebwerke Weitere Beschleunigung erfährt die Kapsel potentiell durch das Antriebssystem. Antriebssysteme definieren sich direkt durch ihre Schubkraft F_T . Diese ist laut Herstellerangaben zusammengerechnet 24.8 kN [Aerojet Rocketdyne \(2012\)](#) [Aerojet Rocketdyne \(2016\)](#). Die auf Bildern angedeutete Neigung der verschiedenen Triebwerke am MSL ist hierbei abstrahiert. Auch die Positionierungen der Düsen (und damit die potentiell entstehenden Momente) wurden zugunsten einer niedrigeren Komplexität zu einem gebündelten Strahl, der im Schwerpunkt greift, vereinfacht. So ist die Beschleunigung mit dynamischem Gewicht $a_T = \frac{F_T}{m_K + m_T}$.

Allerdings muss die Stärke für die Flugsteuerung einstellbar sein. Um dies zu berücksichtigen, wird die Kraft mit dem Parameter $t \in \{t | t \in \mathbb{R} \wedge 0 \leq t \leq 1\}$ multipliziert. Um den Realismus des Triebwerkes deutlich zu erhöhen, wird der Parameter t allerdings nicht direkt benutzt. Das Signal der Flugsteuerung wird stattdessen um 200 ms verzögert und simuliert

mit Hilfe einer Transfer Function (TODO: Parametrisierung, außerdem: erklären?) ein Sättigungsverhalten. Notiert man die Verzögerung $d(\text{elay})$ und die Sättigung $s(\text{aturation})$ als Funktionen auf der gewünschten Leistung, ergibt sich die in Figure ?? beschriebene Gleichung des Beschleunigungsvektors. \vec{r} ist dabei der unter 0.2.5 beschriebene, normalisierte, Richtungsvektor der Kapsel.

$$T = \frac{d(s(t))F_T}{m_K + m_T} \cdot \vec{r} \quad (0.3)$$

Interaktion mit der Atmosphäre Der komplexeste Teil des Modells beschreibt die Interaktion mit der Atmosphäre. Es werden zwei resultierende Kräfte berechnet. Die erste ist der Luftwiderstand, dem die Kapsel immer ausgesetzt ist. Zusätzlich kann, je nach Form und Angriffswinkel, dynamischer Auftrieb erzeugt werden. Die Berechnung beider Kräfte basiert auf einem Atmosphärenmodell, das den Luftdruck in Abhängigkeit von der Höhe annimmt. 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 ändern können. Die Teilsysteme werden nun in dieser Reihenfolge beschrieben.

Kräfteberechnung Auf die detaillierte Berechnung der Strömungsarten wurde auf Grund der schlechten Quellenlage und dem Fokus, sowie Umfang der Arbeit verzichtet. Die zugrunde liegende Komplexität drückt sich allerdings abgeschwächt in den dynamischen Parametern aus. Es gelten die allgemeinen Gleichungen für Luftwiderstand und -auftrieb setzen eine Reihe von Größen in Beziehung. Der dimensionslose Luftwiderstandsbeiwert c_W beschreibt, zu welchem Anteil die Reibung durch Druck auf die dem anströmenden Gas zugerichtete Fläche verursacht wird und wie viel durch die am Körper entlang streifende Strömung entsteht. (TODO: Beispiel mit Platte im Wind?). Die relative Geschwindigkeit zum Gas v ist die dominierende Größe, da sie quadratisch eingeht. Zuletzt ist der Widerstand von der Fläche abhängig. Hierbei ist zu beachten, dass die Querschnittsfläche senkrecht zur Anströmungsrichtung gemeint ist. Wölbungen auf der Achse der Anströmrichtung drücken sich nicht in der Fläche aus, sondern im c_W , beziehungsweise c_A -Wert.

$$F_W = c_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A \quad (0.4) \text{ und Auftrieb:}$$

$F_A = c_A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A$ (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 ausgeübt wird, ist (wie die der Triebwerke) der Flugrichtung \vec{r} (siehe 0.2.5) genau entgegen gesetzt.

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

Im Gegensatz dazu wirkt die Auftriebskraft genau senkrecht zur Anströmungsrichtung. Es gibt (in einem 2-dimensionalen Koordinatensystem) zwei mögliche perpendikulare Vektoren zur Anströmungsrichtung. 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 möglichen zeigt, der nach "oben" (horizontale Lage), respektive "rechts" (vertikale Lage) orientiert ist. Letzteres könnte ein ungewolltes Simulationsartefakt verursachen. Dieses tritt jedoch nicht auf, da die Auftriebskraft ohnehin nur im hypersonischen Flug berücksichtigt wird. Die Richtung der Auftriebskraft \vec{l} ist also der um 90 Grad (TODO: Berechnung der Rotation dokumentieren) rotierte Richtungsvektor \vec{r} . Die Gleichung für den resultierenden Beschleunigungsvektor \vec{a}_A sieht der für den Luftwiderstand sehr ähnlich.

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

Atmosphärenmodell Das verwendete Atmosphärenmodell basiert stark auf dem NASA Vorschlag Hall (2015). Es besteht aus einer Menge Zusammensetzung von Funktionen, die Daten der Mars Global Surveyor im April 1996 anleihen. Es unterscheidet zwei Höhenbereiche: über 7000m und darunter. Beide Schichten sind strukturell gleich modelliert, nur unterschiedlich parametrisiert. Es gibt zwei Basisfunktionen, die Abhängig von der Höhe sind. Die lineare Funktion $T(h)$ berechnet die Temperatur (°Celsius) für die gegebene Höhe h (m). $p(h)$ tut dasselbe für den exponentiellen Druck (kPa). Um die daraus resultierende Dichte zu berechnen, werden diese beiden Werte in der Funktion $\rho(h)$ zusammengeführt. $p(h)$ und $\rho(h)$ sind höhenunabhängig

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

$$\rho(h) = \frac{p(h)}{R \cdot (T(h) + 273,1)}$$

mit $R = 0,1921$. Für Höhen über 7000 definiert das Originalmodell nun $T(h) = -23,4 - 0,00222 \cdot h$. Für Höhen unter 7000m ändern 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 zunächst die Definitionshöhe für den Wert 7000m auffällig. Dies kann recht einfach behoben werden, indem einer der Bereiche erweitert wird. Im finalen Modell ist die untere Schicht einschließlich 7000m definiert. Analysiert man die bestehende Funktion weiterhin (Figure 0.2), zeigen sich zwei weitere bemerkenswerte Eigenschaften. Zum einen gibt es eine Singularität bei dem Wert 112550m herum. Aus diesem

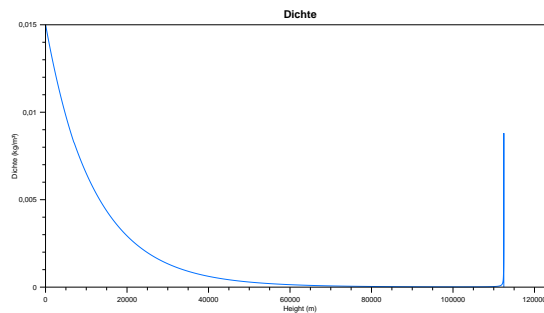


Abbildung 0.2: Dichte nach Höhe

Grund wird der Output im finalen Modell zwischen null und 0,02 (Durchschnittswert an der Oberfläche) [NASA \(2016\)](#) begrenzt. Das Clamping ist aber auch aus einem anderen Grund notwendig: Ab ungefähr der selben Höhe fällt die angegebene Dichte unter null, was physikalisch undefiniert ist. Anscheinend wurde das Modell nicht für Höhen über 110 km entworfen. Die berechneten Temperaturwerte, die im Atmosphärenmodell als Zwischenergebnisse anfallen, dienen der Flugsteuerung außerdem zur Berechnung der Schallgeschwindigkeit.

Dynamische Parameter Die Bedeutung der Parameter wurde bereits im Absatz 0.2.5 angerissen. Ihre Belegung in Abhängigkeit zum Zustand der Simulation In diesem Abschnitt wird beschrieben, wie sich diese während der Simulation entwickeln. Die Tabelle ?? zeigt eine Übersicht der Belegungen in Abhängigkeit zu den Variablen v = Geschwindigkeit in Mach, f = Fallschirm aktiviert, sowie i = Fallschirm ist intakt. Im Folgenden werden die getroffenen Annahmen und Quellen für diese beschrieben.

Der Strömungswiderstandskoeffizient c_W ist in erster Linie von der Form des beschriebenen Gegenstands abhängig, aber auch von der herrschenden Art der Luftreibung. Diese wiederum hängt stark mit der Geschwindigkeit, der herrschenden Temperatur und dem

Bedingungen	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

Druck zusammen. Diese Zusammenhänge sind nur in einer groben Auflösung im Simulationsmodell abgebildet. Die meisten Teilaspekte sind eigene Forschungsthemen für sich (Blanchard und Walberg (1980), Edquist u. a. (2009), Theisinger und Braun (2009), Yamada u. a. (2009)). Ihre Lösungen müssen häufig mit Finite-Elemente-Simulationen angereichert werden Edquist u. a. (2009). In diesem Modell wird nicht versucht, diese Untersuchungen nachzustellen. Allerdings werden ihre Ergebnisse berücksichtigt. Wells (2000) als zuverlässigste Quelle arbeitet mit der Annahme, der hypersonische c_W für eine Aeroshell wie beim MSL liege bei konstant bei 1,68. Zu den anderen Phasen, insbesondere in der Nähe der Schallmauer, gab es leider keine Angaben. Deswegen wird der Koeffizient für 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 über Mach 2.2 Way u. a. (2007) Edquist u. a. (2009) entfaltet, wird er beschädigt 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 des Fallschirm-Kapsel-Gespans als 1,33 angenommen. Dies entspricht der konkaven Seite einer Halbkugel und kommt im subsonischen Bereich der Realität ziemlich nahe. Zu den super- und transsonischen Eigenschaften sind den Autor keine Quellen bekannt. Im Modell ausgelassen sind damit einige Spezialeffekte, die vorstellbar wären, wie z.B. der Einfluss von Verwirbelungen der Kapsel auf den Luftstrom, der auf den Fallschirm trifft.

Die Gründe, warum sich die Fläche verändert, sind ähnlich denen beim Widerstandskoeffizienten. Im hypersonischen Flug wird ausschließlich die Kapsel umströmt. Der einzige Unterschied ist, dass die Fläche sich in größerer Überschallgeschwindigkeit nicht ändert. Es wird jederzeit von einem perfekt kreisförmigen Querschnitt ausgegangen. Deshalb ist in diesem Fall $A = \pi \cdot r^2 \sim 15,9m^2$ für den MSL Aeroshell Radius von 2,25m Edquist u. a. (2009). Ist der Fallschirm aktiv und intakt, wird die Fläche mit Hilfe des Radius des MSL Vorbilds $r = 7,78m$ NASA/JPL (2009) auf circa $\sim 189,79m^2$ berechnet. Ist der Fallschirm hingegen zerstört, bleibt als Fläche die "normale" Kapselfläche.

Die letzte Größe mit Abhängigkeit zur Flugphase ist der Auftriebskoeffizient c_A . In der betrachteten Literatur wird (für die hypersonische Flugphase) nur die lift-to-drag ratio $L/D = \frac{c_A}{c_W}$ angegeben. Aus diesem Verhältnis ergibt sich $c_A = L/D \cdot c_W$. Für die MSL Aeroshell beträgt der L/D 0,24 Way u. a. (2007), Edquist u. a. (2009). Zum c_A bei trans- oder subsonischem Flug waren keine Quellen auffindbar. Aus diesem Grund ist c_A für Geschwindigkeiten $< \text{Mach } 2$ grundsätzlich auf 0 festgelegt, obwohl theoretisch bei Unterschallgeschwindigkeit deutlich größere L/D erreichbar sind, als im hypersonischen Bereich.

0.2.6 Verifikation

Wie erwähnt

0.3 Experimente

0.4 Ausblick

0.5 Fazit

Literaturverzeichnis

- [Aerojet Rocketdyne 2012] AEROJET ROCKETDYNE: *Thruster Selection*. 2012. – URL <http://www.rocket.com/article/aerojet-propulsion-helps-land-mars-science-laboratory>. – Zugriffsdatum: 2016-08-12
- [Aerojet Rocketdyne 2016] AEROJET ROCKETDYNE: *Thruster Strengths*. 2016. – URL <http://www.rocket.com/propulsion-systems/monopropellant-rockets>. – Zugriffsdatum: 2016-08-12
- [Blanchard und Walberg 1980] BLANCHARD, Robert C. ; WALBERG, Gerald D.: Determination of the Hypersonic-Continuum/Rarefied-Flow Drag Coefficient of the Viking Lander Capsule 1 Aeroshell from Flight Data. In: *NASA TM 1793* (1980), Nr. December
- [Edquist u. a. 2009] EDQUIST, Karl T. ; DYAKONOV, Artem a. ; WRIGHTZ, Michael J. ; TANGX, Chun Y.: Aerothermodynamic Design of the Mars Science Laboratory Backshell and Parachute Cone. In: *41st AIAA Thermophysics Conference* 4078 (2009), S. 1–14. ISBN 9781563479755
- [Hall 2015] HALL, Nancy: *Mars Atmosphere Model (Metric Units)*. 2015. – URL <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/atmosmrm.html>. – Zugriffsdatum: 2016-08-30
- [NASA 2016] NASA: *Mars Facts*. 2016. – URL <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/marsfact.html>. – Zugriffsdatum: 26.08.2016
- [NASA/JPL 2009] NASA/JPL: *Mars Science Laboratory Parachute Qualification Testing*. 2009. – URL <http://mars.jpl.nasa.gov/msl/news/index.cfm?fuseaction=shownews{%&}newsid=90>. – Zugriffsdatum: 31.08.2016
- [Theisinger und Braun 2009] THEISINGER, John E. ; BRAUN, Robert D.: Multi-Objective Hypersonic Entry Aeroshell Shape Optimization. In: *Journal of Spacecraft and Rockets* 46 (2009), Nr. 5, S. 957–966. – ISBN 9781563479472

- [Way u. a. 2007] WAY, David W. ; POWELL, Richard W. ; CHEN, Allen ; STELTZNER, Adam D. ; MARTIN, A. Miguel S. ; BURKHART, P. D. ; MENDECK, Gavin F.: Mars science laboratory: Entry, descent, and landing system performance. In: *IEEE Aerospace Conference Proceedings* (2007), S. 1–39. – ISBN 1424405254
- [Wells 2000] WELLS, Grant: Mars Entry, Descent and Landing Parametric Trades. (2000)
- [Wikipedia 2016] WIKIPEDIA: *Mars Science Laboratory*. 2016. – URL https://en.wikipedia.org/wiki/Mars_Science_Laboratory. – Zugriffsdatum: 2016-08-30
- [Yamada u. a. 2009] YAMADA, Kazuhiko ; KIMURA, Yusuke ; AKITA, Daisuke ; ABE, Takashi ; SUZUKI, Kojiro ; IMAMURA, Osamu ; KOYAMA, Masashi ; HAYASHI, A.Koichi: Study on Low-ballistic-coefficient Atmospheric-entry Technology Using Flexible Aeroshell. In: *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan* 7 (2009), Nr. ists26, S. Pg_1–Pg_7. – ISSN 1347-3840

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