

Untersuchungen zu Einflussfaktoren auf die Qualität von Experimenten unter Mikrogravitation im Einstein-Elevator

Von der Fakultät für Maschinenbau
der Gottfried Wilhelm Leibniz Universität Hannover
zur Erlangung des akademischen Grades
Doktor-Ingenieur (Dr.-Ing.)
genehmigte Dissertation

von
Dipl.-Ing. Christoph Lotz

2022

1. Referent: Prof. Dr.-Ing. Ludger Overmeyer
2. Referent: Prof. Dr. Wolfgang Ertmer
Vorsitz: Prof. Dr. Friedrich Dinkelacker

Tag der Promotion: 21.01.2022

Für meine geliebte Frau und meine geliebten Kinder!

Vorwort

Die vorliegende Arbeit ist im Rahmen meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am *Institut für Transport- und Automatisierungstechnik (ITA)* und der *QUEST-Leibniz-Forschungsschule (QUEST-LFS)* der *Gottfried Wilhelm Leibniz Universität Hannover (LUH)* entstanden. Das mir übertragene Forschungsvorhaben hatte die Entwicklung eines neuartigen Fallturms, des *Einstein-Elevators*, zum Ziel. Dies ist von der *Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG)* und dem Land Niedersachsen gefördert worden (NI1450004).

Mein Dank gilt Prof. Dr.-Ing. Ludger Overmeyer, dem Leiter des *ITAs*, für die Möglichkeit zur Erstellung dieser Arbeit, die tolle Zusammenarbeit, das entgegengebrachte Vertrauen und die mir übertragene Verantwortung. Gleichmaßen gilt mein Dank Prof. Dr. Wolfgang Ertmer, ehemaliger Vorstand der *QUEST-LFS*, ehemaliger Leiter des *Instituts für Quantenoptik (IQ)* und gegenwärtiger Direktor des *DLR-Instituts für Satellitengeodäsie und Inertialsensorik (DLR-SI)*, für die allzeit große Unterstützung, den fachlichen Austausch und die Übernahme des Koreferats. Außerdem bedanke ich mich bei Prof. Dr. Friedrich Dinkelacker für die Übernahme des Prüfungsvorsitzes.

Des Weiteren möchte ich mich bei Herrn Dr.-Ing. Thomas Kämper und Herrn Heinz Berlin für die fortwährend angenehme Begleitung während des Aufbaus des *Einstein-Elevators* bedanken.

Die Zeit am *ITA* hat mir viel Freude bereitet und die Zusammenarbeit mit allen Kolleg:innen war immer sehr freundschaftlich und von gegenseitiger Hilfsbereitschaft geprägt. Daher möchte ich mich bei Allen für die exzellente Arbeitsatmosphäre und die konstruktiven Hinweise zur vorliegenden Arbeit bedanken. Besonders hervorzuheben sind meine Kollegen Dr.-Ing. Tobias Froböse, Sebastian Lazar, Marvin Raupert, Richard Sperling und Dr. Alexander Wanner vom *Hannover Institute of Technology (HITec)* für die Durchsicht meiner Arbeit, die stets volle Unterstützung, die tollen vergangenen gemeinsamen Jahre. Auch meinem ehemaligen Kollegen Dr.-Ing. Stephan von Daacke gilt mein Dank für die Hinweise und Kommentare zu meiner Arbeit. Für die immer freundliche Hilfe möchte ich mich außerdem bei Susanne Reschke, Birgit Ohlendorf und Gunhild Faber stellvertretend für die Sekretariate von *ITA*, *QUEST-LFS*, *IQ* und *DLR-SI* bedanken. Vielen Dank ebenfalls an meine zahlreichen Student:innen, die mit ihrer HiWi-Tätigkeit oder ihrer Studien-/Diplom-/Bachelor- oder Master-Arbeit zum Erfolg dieser Arbeit beigetragen haben.

Ein großer Dank gilt auch meiner Schwiegermutter, Corinna Pape, für die sprachliche Überprüfung meiner Arbeit und die konstruktiven Hinweise, um sie weiter verbessern zu können. Und ebenso meinem Vater, Eckhart Lotz, danke ich für das Korrekturlesen.

Sehr dankbar bin ich auch meiner Familie und meinen Freunden für den Rückhalt und die Geduld, die mir die Erstellung dieser Arbeit ermöglicht haben. Der größte Dank gilt Dir, Miriam: Du hast mir stets die Freiheit gegeben und mir den Rücken freigehalten, dieses Ziel über einen langen Zeitraum verfolgen zu können. Danke!

Garbsen, im Januar 2022

Christoph Lotz

Abstract

Die Forschung an physikalischen Grundlageneffekten in Schwerelosigkeit und die Entwicklung weltraumtauglicher Technik für zukünftige Missionen stößt in bestehenden Einrichtungen hinsichtlich ihrer Wiederholrate, Größe und möglicher Nutzlast an ihre Grenzen. Außerdem lassen sich beispielsweise Mond- oder Marsgravitation nicht oder nur mit hohem Aufwand simulieren. Diese Arbeit ist im Rahmen der Entwicklung einer neuartigen Anlage für die Forschung unter Mikrogravitation und anderen Schwerebedingungen mit hoher Wiederholrate entstanden. Das Hauptaugenmerk dieser Arbeit liegt dabei auf der Beschreibung der Anlage und ihrer Komponenten in Hinblick auf ihren Einfluss auf die Restbeschleunigung im Experiment während der Mikrogravitationsphase. Dazu sind die Einzelkomponenten teils in Prüfstandsuntersuchungen, teils in Simulationen analysiert und die ermittelten Einflüsse in einem Mehrkörpermodell zusammengefasst worden. Eine weitergehende Analyse findet im Rahmen erster Versuchsflüge im *Einstein-Elevator* statt.

Schlagwörter: Fallturm nächster Generation, Mikrogravitation, Langstator Linearsynchronmotor, minimale Restbeschleunigung, Mehrkörpermodell, Schwingungsanalyse

Title: Studies on Influences to Quality of Experiments under Microgravity in the Einstein-Elevator

Research on basic physical effects in microgravity and the development of space-qualified technology for future missions is reaching its limits in existing facilities in terms of repetition rate, size and possible payload. In addition, Lunar or Martian gravity, for example, cannot be simulated or can only be simulated at great expense. This work has been done in the context of the development of a new facility for research under microgravity and other gravity conditions with high repetition rate. The main focus of this work is the description of the facility and its components with respect to their influence on the residual acceleration in the experiment during the microgravity phase. For this purpose, the individual components have been analyzed partly in test bench investigations and partly in simulations. The influences determined have been summarized in a mechanical simulation model. A more detailed analysis will be carried out during the first test flights in the *Einstein-Elevator*.

Keywords: next generation drop tower, microgravity, long stator linear synchronous drive, minimum residual acceleration, multibody simulation, vibration analysis

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
2	Stand der Wissenschaft und Technik	7
2.1	Einrichtungen für Mikrogravitationsforschung	9
2.1.1	Nicht erdgebundene Einrichtungen	11
2.1.2	Erdgebundene Einrichtungen/Falltürme	19
2.1.3	Konventionelle Fallturmtechnik am Beispiel <i>Fallturm Bremen</i>	23
2.2	Aufbau des Experimentträgers und Anforderungen an die Infrastruktur	25
2.3	μg -Qualität bestehender Einrichtungen	28
2.4	Hohe Wiederholraten und einstellbare Gravitation	32
2.4.1	Forschung in partieller Gravitation	32
2.4.2	Patente	33
2.4.3	GraviTower Bremen	35
2.4.4	NASA Zero Gravity Research Facility – Updatepläne	36
2.4.5	Linearantriebe als Schlüsselkomponente	38
2.5	Fazit	40
3	Motivation, Zielsetzung und Vorgehensweise	43
4	Konzept des Einstein-Elevators	47
4.1	Entstehung	48
4.2	Designentwurf	48
4.3	Konstruktiver Aufbau und Versuchsdurchführung	49
4.4	Simulation weiterer Schwerebedingungen	54
4.5	Maßnahmen für eine hohe Wiederholrate	58
4.6	Experimentträger	61
4.7	Gebäude und Peripherie	64
4.8	Zusammenfassung	69
5	Modellbildung	71
5.1	Abstrahierung der Konstruktion in ein Ersatzmodell	71
5.2	Identifizierung der Einflussfaktoren	73
6	Bestimmung der Einflussfaktoren	75
6.1	Mechanischer Aufbau	75
6.1.1	Trennung der Türme	75
6.1.2	Antriebswagen	78
6.1.3	Traverse, Feder-Dämpfer-Elemente und Koppelstange	80
6.1.4	Gondel und Experimentträger	88

6.2	Führungssystem	92
6.2.1	Ausrichtung der Führungsschienen.....	93
6.2.2	Anordnung und Dynamik der Rollenführungen	96
6.2.3	Modellierung der Rollen	104
6.3	Linearantrieb.....	107
6.3.1	Funktionsweise des Antriebs.....	107
6.3.2	Anwendungen des verbauten LSM-Antriebs	110
6.4	Aerodynamik.....	111
6.4.1	Überschlagsformel	112
6.4.2	CFD-Simulation und Modellierung.....	113
6.5	Vakuumqualität	116
6.5.1	Installierte Pumpenleistung	117
6.5.2	Einfluss des Vakuums auf den Experimentträger.....	119
6.6	Weitere Einflussfaktoren	122
7	Lösung des Mehrkörpermodells.....	125
7.1	Modelllösung.....	125
7.2	Auswertung der Ergebnisse.....	131
7.3	Fazit.....	139
8	Erste Funktionstests.....	141
8.1	Experimentvorbereitung.....	142
8.1.1	Experimenteller Aufbau	142
8.1.2	Ergebnis des Austarierens	144
8.2	Durchführung und Ergebnisse	145
8.2.1	Fahrprofil.....	145
8.2.2	Aufgenommene Beschleunigungsdaten.....	147
8.2.3	Auswertungen	151
8.3	Vergleich MKM und Freeflyer-Ergebnisse	161
9	Zusammenfassung und Ausblick	167
	Abbildungsverzeichnis.....	173
	Tabellenverzeichnis.....	187
	Literaturverzeichnis.....	189
	Betreute studentische Arbeiten.....	209
	Anhang	211
	Lebenslauf.....	221

Abkürzungen und Formelzeichen

Abkürzung	Bedeutung
A/D	Analog/Digital
AM	Additive Fertigung (eng.: additive manufacturing)
AEI	Albert-Einstein-Institut (Max-Planck-Institut für Gravitationsphysik)
BECCAL	Atom-optisches Experiment für die ISS (engl.: Bose-Einstein Condensate and Cold Atom Laboratory)
CAD	Computergestützte Konstruktion (engl.: computer-aided design)
CAL	Express Rack für Forschung an kalten Atomen an Bord der ISS (eng.: Cold Atom Laboratory)
CBS	Austarierereinrichtung des <i>Einstein-Elevators</i> (engl.: counter balance system)
CCU	Flugcomputer im Experimentträger des <i>Einstein-Elevators</i> (engl.: carrier control unit)
CFD	Numerische Strömungsmechanik (engl.: computational fluid dynamics)
CFK	Carbonfaserverstärkter/Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
CIR	Experimentierplattform für Verbrennungsexperimente auf der Internationalen Raumstation (eng.: Combustion Integrated Rack)
CLPS	Kommerzielles Transportsystem der NASA für Nutzlasten zum Mond (engl.: commercial lunar payload services)
CNSA	Chinesische Weltraumbehörde (engl.: China National Space Administration)
CNES	Französische Raumfahrtagentur (franz.: Centre National d'Études Spatiales)
DC	Häufig verwendete Bezeichnung für eine gleichförmige Beschleunigung in Anlehnung an die Kennzeichnung von Gleichspannung (engl.: direct current)
DCU	Antriebssteuerung des <i>Einstein-Elevators</i> (engl.: drive control unit)

Abkürzung	Bedeutung
DDT	D ryden D rop T ower
DESIRE	Projekt Atom-interferometrische Suche von Quellen dunkler Energie unter Schwerelosigkeit
DFG	D eutsche F orschungsgemeinschaft
DFT	Diskrete Fourier-Transformation (engl.: d iscrete F ourier t ransformation)
DGL	D ifferential g leichung
DLR	Deutsche Weltraumbehörde (D eutsche Zentrum für L uft- und R aumfahrt e.V.)
DLR-SI	DLR -Institut für S atellitengeodäsie und I nertialsensorik
DS	Luftwiderstandsschild (engl.: d rag s hield)
EADS	Airbus (früherer Name: E uropean A eronautic D efence and S pace Company)
ESA	Europäische Weltraumorganisation (engl.: E uropean S pace A gency)
FCU	Anlagensteuerung des <i>Einstein-Elevators</i> (engl.: f acility c ontrol u nit)
FEM	F inite E lemente M ethode
FF	F reeflyer
FFT	Schnelle Fourier-Transformation (engl.: f ast F ourier t ransformation)
GRC	G lenn R esearch C enter
GTB	G ravi T ower B remen
GTB-Pro	G ravi T ower B remen - P rototyp
HiTec	H annover Institute of T echnology
IAL	Institut für A ntriebssysteme und L eistungselektronik
IFE	Institut für E rdmessung
IO	Ein- und Ausgänge (engl.: inputs and o utputs)
IPH	Institut für Integrierte P roduktion H annover
IQ	Institut für Q uantenoptik

Abkürzung	Bedeutung
IQR	Interquartilabstand (engl.: interquartile range)
IRAS	Institut für Raumfahrtsysteme der TU Braunschweig
ITA	Institut für Transport- und Automatisierungstechnik
ISS	Internationale Raumstation (engl.: International Space Station)
JAMIC	Japan Microgravity Centers
JAXA	Japanische Weltraumbehörde (engl.: Japan Aerospace Exploration Agency)
LASUS	Weiterentwicklung kompakter Lasersysteme für Experimente mit ultrakalten Atomen unter Schwerelosigkeit
LIM	Linearer Asynchronmotor (engl.: linear induction motor)
LISA	Konzept für einen interferometrischen Gravitationswellendetektor im All (engl.: Laser Interferometer Space Antenna)
LSM	Linearer Synchronmotor (engl.: linear synchronous motor)
LTS	Abstandssensor des <i>Einstein-Elevators</i> (engl.: laser triangulation sensor)
LUH	Leibniz Universität Hannover
LZH	Laser Zentrum Hannover e.V.
MAIUS	Materie-Wellen-Interferometrie unter Schwerelosigkeit (engl.: matter-wave interferometry in microgravity)
MASER	Höhenforschungsraketen-Programm der SSC (engl.: Material Science Experiment Rocket)
MAXUS	Forschungsrakete von SSC und EADS Astrium Space Transportation (heute: Airbus), genutzt von der ESA
MCU	Maschinensteuerung des <i>Einstein-Elevators</i> (engl.: machine control unit)
MEMS	Miniaturisierte Beschleunigungssensoren (eng.: micro-electro-mechanical system)
MGLAB	Micro-Gravity Laboratory
MICRO-SCOPE	Französischer Forschungssatellit zum Äquivalenzprinzip
MKM	Mehrkörpermodell

Abkürzung	Bedeutung
MOONRISE	Projekt zum Laserschmelzen von Regolith auf dem Mond (engl.: investigating the processing of moon regolith by means of laser melting in support of future lunar bases)
MPS	Positionssensor des <i>Einstein-Elevators</i> (engl.: magnetic position sensor)
NASA	US-Amerikanische Weltraumbehörde (engl.: National Aeronautics and Space Administration)
NMLC	National Microgravity Laboratory China
ODC	Datenlichtschranke des <i>Einstein-Elevators</i> (engl.: optical data coupler)
PC	Einzelplatzrechner (engl.: personal computer)
PCU	Motorschütze des <i>Einstein-Elevators</i> (engl.: power control unit)
PI	Projektleiter:in (engl.: principal investigator)
PMU	Positionsmesssystem des <i>Einstein-Elevators</i> (engl.: position measurement unit)
PSD	Spektrale Leistungsdichte (engl.: power spectral density)
PSU	Portland State University
PSU	Frequenzumrichter des <i>Einstein-Elevators</i> (engl.: power supply unit)
PTB	Physikalisch-Technische Bundesanstalt
QUANTUS	Bose-Einstein-Kondensate in Schwerelosigkeit (engl.: ultracold macroscopic quantum systems in weightlessness)
QUEST	Exzellenzcluster Center for Quantum Engineering and Space-Time Research
QUEST-LFS	QUEST- Leibniz-Forschungsschule
QUT	Queensland University of Technology
RCM	Halte- und Lösemechanismus (engl.: Release-Caging-Mechanism)
RMS	Quadratisches Mittel (engl.: root mean square)
Roskosmos	Russische Weltraumorganisation (russ.: Роскосмос), privatisiert, staatlich geführt

Abkürzung	Bedeutung
SAMS	Beschleunigungsmesssystem der NASA für Weltraumwendungen (S pace A cceleration M easurement S ystems)
SPS	S peicher p rogrammierbare S teuerung
SQUID	Supraleitende Quanteninterferenzeinheit (engl.: S uperconducting Q uantum I nterference D evice)
SSC	Schwedisches Luft- und Raumfahrtunternehmen (engl.: S wedish S pace C orporation)
St 52	Baustahl
STE-QUEST	Projektkonzept für Forschung am Äquivalenzprinzip im All (engl.: S pace- T ime E xplorer and Q uantum E quivalence P rinciple S pace T est)
STEP	Projekt satellitengestützter Test des Äquivalenzprinzips (engl.: S atellite T est of the E quivalence P rinciple)
STS	Mission des US-amerikanischen Spaceshuttle-Programms (engl.: S pace T ransportation S ystem)
TEXUS	Wissenschaftsprogramm des DLR für Projekte in Forschungsrakete (T echnologische E xperimente u nter S chwereelosigkeit)
TSH-ES	Dreiachsiger Beschleunigungssensor der NASA in der Ethernet/Standalone-Konfiguration (T riaxial S ensor H ead - E thernet/ S tandalone)
USA	Vereinigte Staaten von Amerika (engl.: U nited S tates of A merica)
USB	Serielle Busschnittstelle (eng.: U niversal S erial B us)
USV	U nterbrechungsfreie S trom v ersorgung
VA, V2A	Rostfreier Stahl bzw. legierter Edelstahl (V ersuch A ustenit)
VLBAI	Atomfontäne der LUH (engl.: V ery L arge B aseline A tom I nterferometer)
VSB	Höhenforschungsrakete (portugiesisch: V eículo de S onda g em B ooster)
ZARM	Z entrum für a ngewandte R aumfahrt t echnologie und M ikro g ravitation
eLISA	Konzept für einen interferometrischen Gravitationswellendetektor im All (engl.: e volved L aser I nterferometer S pace A ntenna)

Abkürzung	Bedeutung
iAOCS	Smarte Sensoren und Aktuatoren für eine 'intelligente' Lageregelung (engl.: smart sensors and actuators for an 'intelligent' attitude and orbit control system)
o.J.	ohne Jahr

Symbol ¹⁾	Einheit ²⁾	Bedeutung
A_M	-	Matrix der Kraftberechnung mit Gleichungssystem
A, A_{Rohr}	mm ²	Fläche allgemein, Querschnittsfläche eines Rohres
$AbsTol$	-	Absolute Toleranz
B	°	Breitengrad
\vec{C}	-	Koeffizienten der Kraftberechnung mit Gleichungssystem
E	N/m ²	Elastizitätsmodul
F, \vec{F}	N	Kraft
\vec{F}_{Air}	N	Kraft aufgrund des Luftwiderstands
$\vec{F}_{Air^{20}}$	N	Luftwiderstandskraft bei 20 m/s
\vec{F}_{Drive}	N	Kraft aufgrund der Antriebskräfte
\vec{F}_g	N	Kraft aufgrund der Gewichtskraft
F_{krit}	N	Kritische Belastung des Knickstabs
F_{lin}	N	Berechneter Verlauf des Voigt-Kelvin-Modells
\vec{F}_{LR}	N	Kraft aufgrund der Laufrollen
\vec{F}_{LRs}	N	Kraft aufgrund der Laufrollen (Schwingungen)
\vec{F}_{LRU}	N	Kraft aufgrund der Laufrollen (Unwucht)
\vec{F}_{LRV}	N	Kraft aufgrund der Laufrollen (Vorspannung)
F_{Mess}	N	Gemessener Kraftverlauf
\vec{F}_{Reib}	N	Kraft aufgrund der Reibung
F_{soll}	N	Sollkraftverlauf
F_V	N	Vorspannkraft
\vec{F}_{Vak}	N	Kraft durch Restatmosphäre im Vakuum
F_1, F_2, F_3	N	Kräfte der Austariervorrichtung

Symbol ¹⁾	Einheit ²⁾	Bedeutung
I, I_R	mm ⁴	Flächenträgheitsmoment allgemein, eines Rohrs
L	m	Maßgebliche Länge
Ma	-	Mach-Zahl
$MaxStep$	s	Maximal zulässige Schrittweite
N	-	Anzahl der Werte bzw. nächste Zweierpotenz
P	g ² /Hz	Spektrale Leistungsdichte
R	-	Nummer des letzten Frequenzbandes
Re	-	Reynolds-Zahl
$RelTol$	-	Relative Toleranz
Rs	J/(kg·K)	Gaskonstante
S	kg	Schwerpunkt
T	°C oder K	Temperatur
U	-	Fensterfunktion
U_M	V	Spannungsmessbereich
U_S	V	Spannungsausgabe
V	m ³	Volumen
X	g	Zeitschrittlose FFT
a_R	ng	Auflösung
a, \vec{a}	m/s ²	Beschleunigung
\hat{a}	mm	Amplitude
a_b	N	Standardbetriebsbeschleunigung
a_c	m/s ²	Coriolisbeschleunigung
a_K	g	Beschleunigung des <i>Kistler</i> -Sensors
$a_{oktavband}$	g	Beschleunigung des jeweiligen Oktavbandes
a_r	m/s ²	Restbeschleunigung (teilweise auch in µg angegeben)
a_{Ta}	g	Beschleunigung Turm außen (gelb)
a_{Ti}	g	Beschleunigung Turm innen (blau)
$a_{ xyz }$	m/s ²	Beschleunigung in allen drei Raumrichtungen (teilweise auch in g bzw. µg angegeben)
\vec{a}_Δ	N	Beschleunigungsabweichung

Symbol ¹⁾	Einheit ²⁾	Bedeutung
a_1	g	Sollbeschleunigungsprofil Hypogravitation
a_2	g	Sollbeschleunigungsprofil Hypergravitation
a_1, a_2	m/N, m	Koeffizienten einer Regressionsgerade
b	-	Nummer eines Frequenzbandes
\vec{b}	N	Kraftvektor
c	m/s	Schallgeschwindigkeit
\vec{c}	N/mm	Federsteifigkeit
\vec{c}_{LR}	N/mm	Federsteifigkeit der Laufrolle
c_R	-	Rollwiderstandskoeffizient
c_W	-	Geschwindigkeitsbeiwert
c_0, c_1	mm, mm/s	Integrationskonstanten
\vec{d}	N·s/mm	Dämpfungswerte
d_a, d_i	mm	Außen- und Innendurchmesser
\vec{d}_{LR}	N·s/mm	Dämpfungswerte einer Laufrolle
f	Hz	Frequenz
$f_{high},$ f_{low}	Hz	Obere und untere Frequenzbandschranken
$f_s,$	Hz	Samplerate
f_1, f_2	-	Verhältnissfaktor der Antriebswagenlängen 1 und 2
g	m/s ²	Erdbeschleunigung (wenn nicht anders angegeben: 9,81 m/s ²); Darstellung kursiv, um Verwechslungen mit der SI-Einheit Gramm zu vermeiden
h	m	Höhe
h_{be}, h_{fall}	m	Beschleunigungsweg, Fallweg
$i, k, K_1, K_2,$ K_3, K_4	-	Index
k_s	-	Anzahl hintereinander ausgeführter FFT-Analysen
l, l_0	mm	Länge, Ausgangslänge
l_{W1}, l_{W2}	mm	Abschnittslängen des Antriebswagens
m	kg	Masse
n	-	Anzahl

Symbol ¹⁾	Einheit ²⁾	Bedeutung
n_{FFT}	-	Größe des Wertebereichs einer ausgeführten FFT-Analyse
$n_{overlap}$	-	Anzahl überlappender Werte bei FFT-Analysen
p	hPa	Druck
p_i	N·s	Impuls
pt	mm	Polteilung
r	mm	Radius
\vec{r}	mm	Wurfparabel
res	-	Auflösung
s, \vec{s}	mm	Weg
s_c	mm	Ablenkung durch Coriolis
s_k	-	Sicherheitsfaktor gegen Knicken
s_0	mm	Rollenspezifischer Offset
t	s	Zeit
t_{be}, t_{fall}	s	Beschleunigungszeit, Fallzeit
t_{sum}	s	Gesamte Fallzeit für Auf- und Abwärtsbewegung
u_e	mm	Unwuchtdistanz zwischen Achse und Schwerpunkt
u	mm	Anregungsfunktion
\dot{u}	mm/s	Anregungsgeschwindigkeit
v, \vec{v}	m/s	Geschwindigkeit
\dot{v}	mm/s ²	Ableitung der Geschwindigkeit nach der Zeit
v_c	mm/s	Ablenkungsgeschwindigkeit durch Coriolis
v_{Rel}	m/s	Relativgeschwindigkeit
w, w_0	mm	Durchbiegung, anfängliche Durchbiegung
w_{BB}, w_{FDE}, w_{VSK}	mm	Durchbiegung (Biegebalken, mit Feder-Dämpfer-Element, mit Vorspannkraft)
x, \dot{x}, \ddot{x}	m, m/s, m/s ²	Variable und zweifache zeitliche Ableitung
x, y, z	mm	Drei Achsen des kartesischen Koordinatensystems
x_K, y_K, z_K	mm	Koordinatensystem des <i>Kistler</i> -Sensors
x_S, y_S	mm	Schwerpunkt in der xy-Ebene
x_T, y_T, z_T	mm	Koordinatensystem des <i>Titan</i> -Sensors

Symbol ¹⁾	Einheit ²⁾	Bedeutung
z_w	-	Überdeckungsgrad des Wagens
Δf	Hz	Frequenzdifferenz
Δl	mm	Längendifferenz
Δt	s	Zeitdifferenz
$\vec{\alpha}_{Drive}$	rad	Startwinkel des Antriebs
α_{LR}	°	Startwinkel einer Laufrolle
ε	-	Dehnung
η	Pa·s	Dynamische Viskosität
μg	m/s ²	Mikrogravitation (ein Millionstel von g bzw. $10^{-6} g$). Wird häufig auch als Synonym für Schwerelosigkeit verwendet.
ρ	kg/m ³	Dichte
σ_D	N/m ²	Dauerfestigkeit
φ	°	Winkel
ω	rad/s	Winkelgeschwindigkeit

Anmerkungen:

1) Für alle Formelzeichen gelten folgende Indizes:

- *Atm*: Atmosphäre
- *Dämpfer*: Dämpferelement
- *E*: Experimentträger
- *Feder*: Feder
- *G*: Gondel
- *G, E*: Übergang Gondel Experimentträger
- *G, T*: Übergang Gondel Traverse
- *KS*: Koppelstange
- *KS, G*: Übergang Koppelstange Gondel
- *KS, T*: Übergang Koppelstange Traverse
- *T, Tl, Tr*: Traverse (Zentrum, linke Seite, rechte Seite)
- *T, G*: Traverse Richtung Gondel
- *Wl, Wlo, Wlu*: Wagen links (allgemein, an oberer Rollenführung, an der unteren Rollenführung)

- Wr, Wro, Wru : Wagen rechts (allgemein, an oberer Rollenführung, an der unteren Rollenführung)
 - ges : Mehrere Elemente zusammengefasst
 - $min, max, 0$: Minimal- und Maximalwert, Anfangswert/Ausgangswert
- 2) Die hier eingetragenen Einheiten stellen die grundsätzliche Definition in der vorliegenden Arbeit dar. Im Verlauf der Arbeit können sie evtl. in anderen Größenordnungen verwendet werden (Beispiel „Zeit t in s“: kann auch in min, h, d, m, y verwendet werden). Es gilt die jeweils mit der Zahl verknüpfte Einheit.

Kapitel 1

Einleitung

Die Menschheit strebt danach, getrieben von Visionären wie *Elon Musk*, *Jeff Bezos* und *Richard Branson*, tiefer in den Weltraum zu reisen und hin zu einer Kolonisierung von Mond und Mars. Seit dem Einstieg von Privatunternehmen in das US-amerikanische Raumfahrtprogramm und der drastischen Kostensenkung durch die kommerziell verfügbaren und wiederverwendbaren Trägerraketen von *SpaceX* hat sich das Tempo deutlich erhöht. Auch die großen Raumfahrtagenturen streben eine dauerhafte Präsenz auf dem Mond an. So sollen die erste Frau und der nächste Mann die Mondoberfläche im Rahmen des *ARTEMIS*-Programms in 2024 erstmals seit 1972 (*Apollo 17*) wieder betreten [Nas20]. Für das Langzeitziel einer Kolonie sind viele Dinge zu erforschen und zu entwickeln. Neben der notwendigen Technik für den Flug und den Aufenthalt, der Technik für die Lebenserhaltung und der medizinischen Auswirkungen von Langzeitaufenthalten in reduzierter Schwerkraft sind auch Fertigungsverfahren, die unter verschiedenen Gravitationsbedingungen abseits des Schwerfelds der Erde funktionieren, zu erforschen. Diese Entwicklung kann bislang weder erdgebunden noch nicht erdgebunden wirtschaftlich durchgeführt werden.

Aber auch die Erforschung unseres Planeten aus dem Weltraum steht im Fokus aktueller nationaler und internationaler Bestrebungen. Sowohl die Entwicklungen des Klimawandels als auch die Entstehungsgeschichte unseres Planeten lassen sich durch hochspezialisierte Quantensensoren erforschen. Im Fachbereich *Quantenoptik (IQ)* der *Leibniz Universität Hannover (LUH)* werden unter ihrer Federführung oder Beteiligung viele Experimente zu *Bose-Einstein-Kondensaten* und der *Atominterferometrie*, der Forschung an Naturkonstanten sowie dem Nachweis von *Einsteins Äquivalenzprinzip* durchgeführt [Gaa10, Giu13, Sor10]. Im Rahmen der Forschungsreihen *QUANTUS-1* und *QUANTUS-2* sind diverse Experimente zu diesen Themenbereichen umgesetzt worden. Diese sind unter anderem in folgenden Quellen beschrieben: *Vogel* [Vog06], *Dittus* [Dit07], *Könemann* [Koe07], *Herrmann* [Her10], *Lämmerzahl* [Lae10], *van Zoest* [Zoe10], *Rudolph* [Rud11], *Müntinga* [Mue13], *Rudolph* [Rud15] und *Kulas* [Kul17]. Die Experimente aus *QUANTUS-1* und *QUANTUS-2* sind durch *MAIUS-1*

[Sei14] und *LASUS II* [Sen16] sowie aktuell durch das Projekt *DESIRE* [She18] fortgesetzt worden. Aber auch Themen wie *Atomic Quantum Sensors* [Ert07] oder die bis 2014 vorbereitete Weltraummission *STE-QUEST* [Alt15] werden in Hannover ausgearbeitet. Eines der großen Themen stellt aktuell das Projekt *BECCAL* dar [Fry21]. Desesen Ziel ist es, unterschiedliche Experimente mit ultrakalten und kondensierten Atomen sowohl für die Grundlagenforschung als auch die Entwicklung von neuartigen Quantensensoren an Bord der *internationalen Raumstation (ISS, engl.: International Space Station)* zu ermöglichen. Die *ISS* bietet für die Forschung an verschiedenen Experimentkonfigurationen und statistischen Untersuchungen ideale Möglichkeiten durch die permanent vorherrschende Schwerelosigkeit. Projekte auf der *ISS* sind allerdings immens teuer und aufwändig. Da viele Effekte der zuvor genannten Experimente sich in kleinen Zeitskalen abspielen, werden häufig Falltürme und auch Forschungsraketen zu deren Durchführung genutzt. Doch hier ist viel Aufwand für ein geringes Maß an Statistik aufzubringen.

Die Forschung an Fertigungsprozessen für den Einsatz jenseits der Erdgravitation ist ein Thema, dem sich das *Institut für Transport- und Automatisierungstechnik (ITA)* der *LUH* gemeinsam mit dem *Laser Zentrum Hannover e.V. (LZH)* in den letzten Jahren widmet. Einsatzgebiete für derartige Technologien sind Ersatzteile für lange Aufenthalte in Schwerelosigkeit in einer Raumstation oder auf dem Flug zum Mars sowie die Fertigung neuer Bauteile, Unterkünfte oder Infrastruktur bei einem Aufenthalt auf der Mond- oder Marsoberfläche. Der Einsatz von Produktionstechnik ist unter diesen Gravitationsbedingungen bislang größtenteils unerforscht. Eine Vision (Abbildung 1-1) stellt die additive Fertigung ohne flächiges Substrat und ohne große mechanische Nachbearbeitung der bislang ausgeprägten Auflageflächen oder Stützstrukturen dar [Lot18b]. Derartige Forschung findet bislang in Falltürmen oder Parabelflügen statt [Zoc14, Zoc19]. Allerdings sind dabei die Nutzlasten räumlich und hinsichtlich ihrer

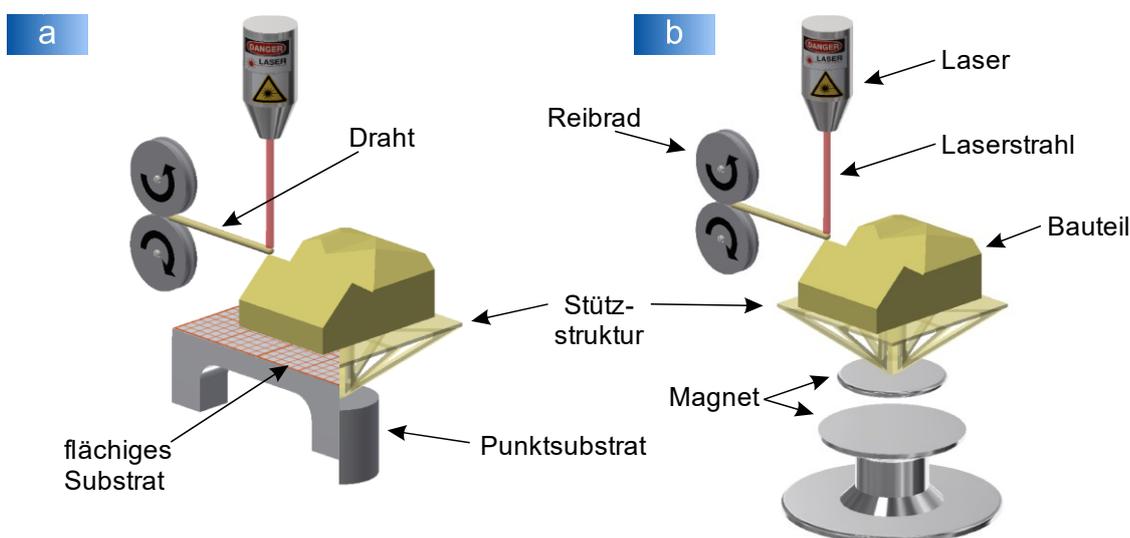


Abbildung 1-1: Additiver Fertigungsprozess: a) mit flächigem Substrat oder Punktsubstrat, b) mit Punktsubstrat oder ohne Substrate (Quelle: nach [Lot18b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen)

Masse begrenzt. Statistische Erhebungen sind äußerst aufwendig und es lassen sich andere Schwerebedingungen außer Schwerelosigkeit nur sehr eingeschränkt nachbilden. Gerade wenn konventionelle *Additive Manufacturing* Prozesse (AM) (vgl. [Sch17]) weiter in Richtung eines Einsatzes auf dem Mond oder dem Mars gedacht werden, spielen auch die Simulation anderer Schwerebedingungen eine wesentliche Rolle, was aktuell auf der Erde technisch nicht realisiert werden kann.

Der im Rahmen des Aufbaus der Forschungseinrichtung *Hannover Institute of Technology (HITec)* errichtete *Einstein-Elevator* stellt eine Abwandlung eines klassischen Fallturms dar (vgl. Abbildung 1-2). In Falltürmen werden Experimente im freien Fall in einer Vakuumröhre durchgeführt. Durch den darin fehlenden Luftwiderstand befindet sich das Experiment während des Fallens in Schwerelosigkeit. Im *Einstein-Elevator* wird die Schwerelosigkeit in einer Gondel erreicht, welche das Vakuum um das Experiment herum mitführt. Das Experiment ist während der Flugphase von der Gondel vollständig entkoppelt. Das weltweit einzigartige Antriebskonzept sowie ein hoher Automatisierungsgrad ermöglichen eine hohe Wiederholrate der Versuche mit bis zu 300 Experimenten pro Tag. Mit diesem Antriebskonzept sind zusätzlich Versuche unter verschiedenen Schwerebedingungen durchführbar, wie sie zum Beispiel auf dem Mond oder dem Mars vorherrschen. Daraus resultieren hohe Anforderungen an die Genauigkeiten der Führungen und an die Regelung der Antriebe.

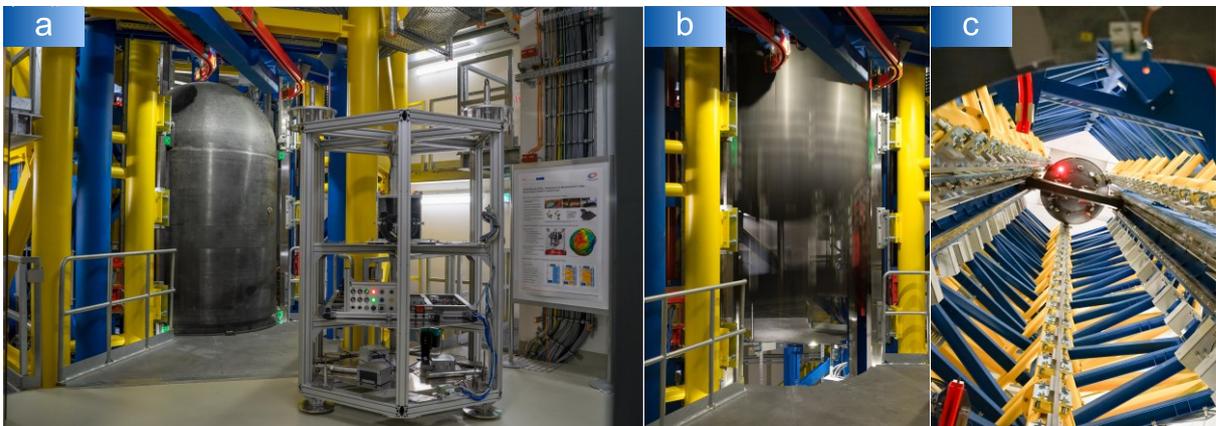


Abbildung 1-2: *Einstein-Elevator* (Bildquellen: [Kol19]), a) Experimentträger in der Beladeebene vor der geschlossenen Gondel, b) Beschleunigung der Gondel aus der Beladeebene, c) Gondel im oberen Umkehrpunkt während des Parabelflugs

Die mechanischen Eigenschaften der Komponenten stellen im Allgemeinen ein wichtiges Kriterium für die Qualität der Versuche dar. Zu diesen Komponenten gehören die Rollenführungen für den Linearantrieb und die Gondel sowie der Linearantrieb und andere im Rahmen dieser Arbeit beschriebenen Komponenten. Vibrationen, die während der Beschleunigungsphase beispielsweise durch Führungsungenauigkeiten oder andere Einflussfaktoren eingeleitet werden, setzen sich durch die Struktur der Gondel und anschließend in den experimentellen Aufbau fort. Hier regen sie die Komponenten

des Experiments an und klingen während des freien Falls in Abhängigkeit der Eigenschaften des experimentellen Aufbaus ab. Da viele Experimente sehr kritisch auf Vibrationen reagieren, sind diese vorab genauestens zu untersuchen.

Schwingungen und Vibrationen stellen bei der Forschung unter Schwerelosigkeit die wesentliche Störgröße dar. Generell ist Schwerelosigkeit, im wissenschaftlichen Umfeld meist Mikrogravitation genannt, ein anzustrebender Grenzwert. Schwingungen und Vibrationen im System, aber auch hervorgehend aus den experimentellen Aufbauten selbst, wirken sich dabei auf die sensiblen Experimentbauteile in verschiedenen Frequenzbereichen aus, wie Abbildung 1-3 am Beispiel der ISS zeigt, sodass eine deutliche Restbeschleunigung entsteht. Mikrogravitation (μg) ist definiert als das Millionstel der normalen Schwerkraft der Erde, sie wird als ein allgemeines Qualitätslabel für wissenschaftliche Untersuchungen, die nahe der Schwerelosigkeit stattfinden, verwendet und stellt im Allgemeinen eine Umgebung mit reduzierter Schwerkraft dar [McP09]. Für möglichst geringe Restbeschleunigungen und somit einer hohen μg -Qualität besteht eine Wechselwirkung zwischen der Experimentierplattform und dem experimentellen Aufbau.

Die Anlage befindet sich zum Zeitpunkt der Erstellung dieser Arbeit noch im Aufbau. Das Einstellen der Antriebsparameter ist größtenteils abgeschlossen. Ein geeigneter Experimentträger ist jedoch noch in der Designphase. Der vorhandene Träger ist für

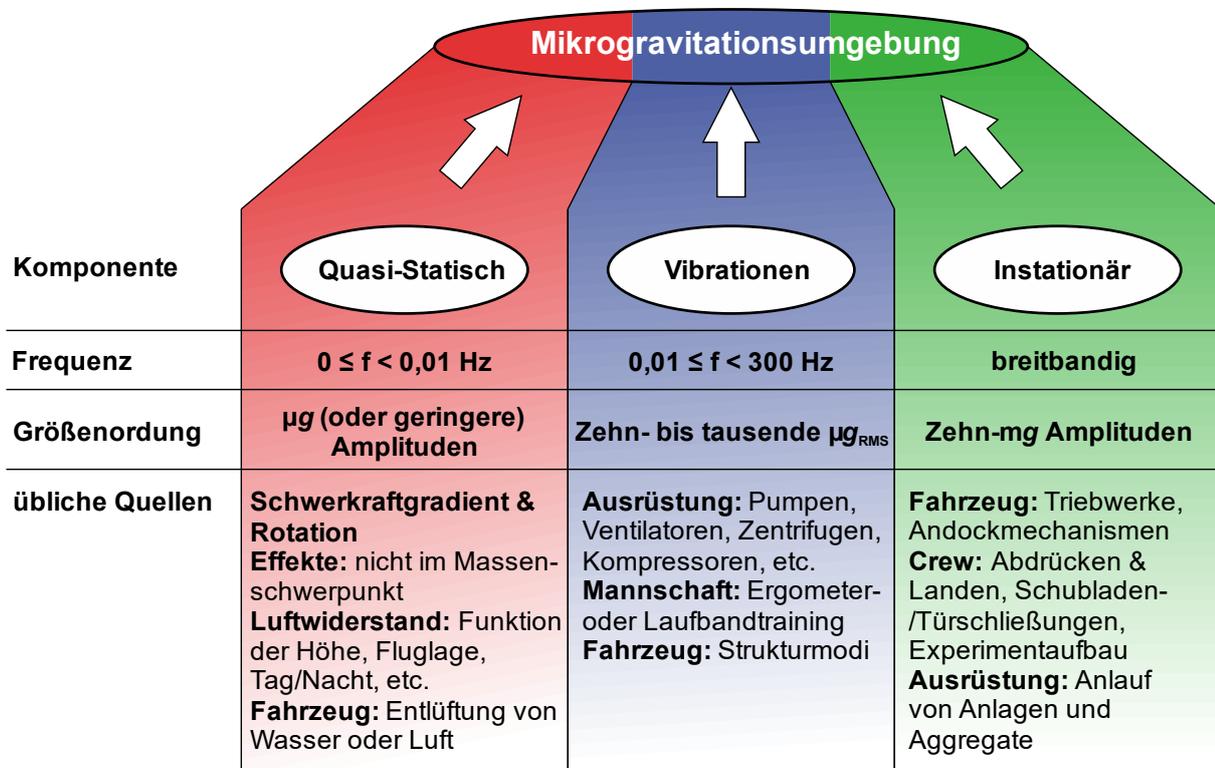


Abbildung 1-3: Beschreibung auftretender Beschleunigungen einer Mikrogravitationsumgebung am Beispiel der ISS, Abkürzung: RMS – Quadratisches Mittel (engl.: root mean square), (Quelle: nach [McP09], übersetzt und grafisch vereinfacht)

die ersten Antriebsteils während der Inbetriebnahme konstruiert worden, ist aber hinsichtlich der auftretenden Schwingungen nicht optimiert und daher für eine Messung der vorhandenen μg -Qualität nicht direkt verwendbar. Eine rein simulative Betrachtung führt aber ebenso zu schwer validierbaren, ergebnisoffenen Resultaten. Daher besteht die Anforderung an die vorliegende Arbeit, einen mehrschrittigen Lösungsweg aufzuzeigen, um bereits während der Entwicklung der Anlage quantitative Aussagen über später mögliche μg -Qualitäten treffen zu können und notwendige Maßnahmen in die Entwicklung einfließen zu lassen.

Thema und Aufbau der Arbeit

Für die Forschung an hochsensiblen Experimenten unter μg aus den unterschiedlichsten Forschungsbereichen sind eine hohe Wiederholrate für statistische Betrachtungen sowie eine Senkung der Kampagnenkosten gefordert. Dazu wird ein hoher Automatisierungsgrad notwendig. Auch das Mitführen der Experimente in einer evakuierten, vertikal geführten Gondel trägt essentiell zur Zeitersparnis bei. Allerdings erzeugen unter anderem die Führungen Schwingungen innerhalb des Systems. Diese gilt es während der Anlagenentwicklung, der Inbetriebnahme und des späteren Betriebs zu betrachten. Sinnvollerweise können diese anhand eines Mehrkörpermodells (MKM) identifiziert werden (vgl. [Cre18]). Eine Simulation der Anregung während der Beschleunigungsphase allein ist hinsichtlich des komplexen schwingungstechnisch untrennbaren Zusammenwirkens von Anlage und experimentellem Aufbau nicht ausreichend. Reelle Messwerte, resultierend aus den ersten Testflügen des *Einstein-Elevators*, sind zur Validierung der Simulation und einer gemeinsamen Auswertung heranzuziehen.

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wird anhand einer mehrschrittigen Analyse die später einmal mögliche μg -Qualität des *Einstein-Elevators* untersucht. Die Arbeit gliedert sich dazu wie folgt: In Kapitel 2 wird der Stand der Technik der zur Zeit verfügbaren wesentlichen Einrichtungen für Mikrogravitationsforschung dargestellt. Neben den nicht erdgebundenen Einrichtungen wird vorrangig die konventionelle Fallturmtechnik betrachtet. Auch ein in der Praxis häufig verwendetes Verfahren zur Auswertung der μg -Qualität wird vorgestellt. Im Anschluss werden Konzepte für die Simulation partieller Gravitation und zur Steigerung der Wiederholrate durch Patente und andere parallel in der Entwicklung befindliche neuartige Anlagen mit ähnlichen Zielen dargestellt. Daran anschließend wird in Kapitel 3 die Motivation und die Zielsetzung dieser Arbeit sowie die inhaltliche Vorgehensweise beschrieben. Kapitel 4 stellt dann erstmals eine vollständige Beschreibung des neu entwickelten *Einstein-Elevators* vor. Auf die Details dieser Beschreibungen wird in den folgenden Kapiteln aufgebaut. Für die im Rahmen dieser Arbeit beabsichtigte simulative Betrachtung der Anlage wird in Kapitel 5 die

Konstruktion in einem mechanischen Ersatzmodell abstrahiert und die Einflussfaktoren auf die μg -Qualität identifiziert. Anschließend werden in Kapitel 6 sowohl die Komponenten der Anlage als auch die auf sie wirkenden Effekte einzeln experimentell oder simulativ analysiert und jeweils in eine mathematische Formel überführt. Die Formeln werden in die mathematische Beschreibung des MKMs eingesetzt und dieses mit Hilfe numerischer Methoden in Kapitel 7 gelöst sowie die Ergebnisse sowohl im Zeit- als auch im Frequenzbereich ausgewertet. In Kapitel 8 werden zunächst ein erster Funktionstest, der dafür verwendete experimentelle Aufbau und der Ablauf der Versuchsdurchführung dargestellt. Im Anschluss werden die aufgezeichneten Beschleunigungsdaten gemäß des im Stand der Technik beschriebenen Berechnungsverfahrens ausgewertet. Abschließend wird anhand der aufgenommenen Messdaten das MKM validiert und mit der gemeinsamen Auswertung der simulativen und der messtechnischen Herangehensweise die Anregungen sowie deren Auswirkung auf die Qualität der Mikrogravitation während des freien Falls dargestellt. Kapitel 9 schließt mit der Zusammenfassung der erzielten Ergebnisse und einem Ausblick aktuell in der Entwicklung befindlicher Anlagenerweiterungen und zukünftiger Maßnahmen zur Steigerung der μg -Qualität diese Arbeit ab.

Kapitel 2

Stand der Wissenschaft und Technik

Forschung unter Schwerelosigkeit ermöglicht innerhalb eines experimentellen Aufbaus die Eliminierung einer meist maskierenden Kraft, der Gravitation. Es lassen sich Schwerebedingungen des Weltraums nachstellen sowie kleinste Effekte beobachtbar machen, die zuvor von der Erdanziehungskraft so stark überdeckt werden, dass sie nicht messbar sind. Für die Entwicklung weltraumtauglicher Produktionsverfahren ist die Schwerkraft während der Experimente auszuschalten. Auch viele hochsensible Experimente aus dem Bereich der Quantenphysik und anderer Forschungsgebiete benötigen zur Auflösung kleinster Effekte Bedingungen der Schwerelosigkeit. Um Experimente unter Schwerelosigkeit durchführen zu können, wird sich Albert Einsteins Gedankenexperiment zum Äquivalenzprinzip von 1907 zu Nutze gemacht (siehe Abbildung 2-1). Steht eine Person in einem geschlossenen Raum mit ihrem Gewicht belastet, kann sie nicht unterscheiden, ob sie sich auf der Erdoberfläche oder in einer mit $1 g = 9,81 \text{ m/s}^2$ beschleunigten Rakete befindet. Gleiches gilt, wenn die Person frei in einem geschlossenen Raum schwebt. Es kann nicht unterschieden werden, ob die Person sich schwebend im Weltraum befindet oder der Raum selbst frei fällt.

Das Erzeugen von Schwerelosigkeit ist technisch allerdings nicht absolut möglich. Experimentinhärente Schwingungen, externe Anziehungskräfte und andere Effekte mit Kraftauswirkung verfälschen den kräftefreien Zustand. Die seit Jahrzehnten technisch

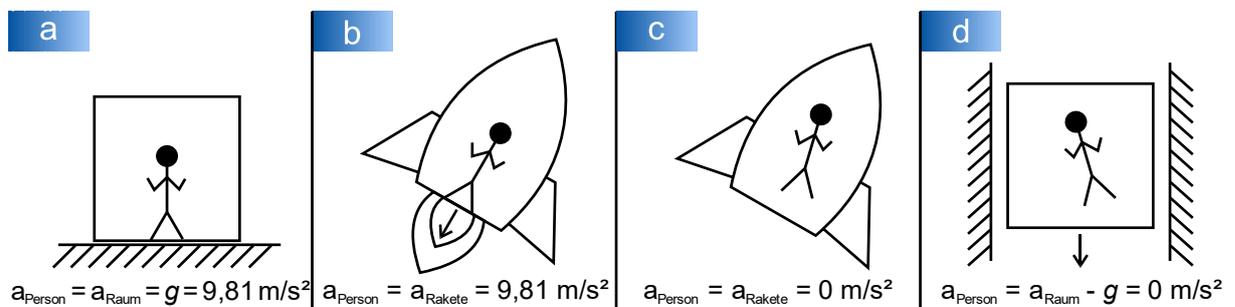


Abbildung 2-1: Albert Einsteins Gedankenexperiment zum Äquivalenzprinzip von 1907 (später Grundlage der allgemeinen Relativitätstheorie), a) Person steht in geschlossenem Raum auf der Erdoberfläche, b) Person steht in geschlossenem Raum im Weltraum mit $1 g = 9,81 \text{ m/s}^2$ beschleunigt, c) Person schwebt schwerelos in geschlossenem Raum im Weltraum, d) Person schwebt schwerelos in geschlossenem frei fallendem Raum

realisierbare Qualität des Schwereloszustands entspricht der Größenordnung $10^{-6} g$. Daher wird in der Wissenschaft häufig von Mikrogravitation (μg) als Synonym für Schwerelosigkeit gesprochen.

Die Forschung unter Schwerebedingungen, wie sie auf Mond oder Mars vorherrschen, bekommt heutzutage vor dem Hintergrund einer möglichen Mond- oder Marskolonisierung eine größer werdende Bedeutung. Sowohl Verfahren zum Bau von Unterkünften als Schutz vor der für den Menschen lebensgefährlichen kosmischen Hintergrundstrahlung als auch zur Ressourcengewinnung sind unter Bedingungen partieller Gravitation oder Hypogravitation zu testen und für ihren späteren Einsatz zu befähigen. Diese Gravitationsbedingungen sind technisch bislang nur in speziellen Parabelflügen mit mäßiger Qualität und Reproduzierbarkeit möglich. In einigen Projekten sind auch in Falltürmen mit im Experiment integrierter Zentrifuge oder generell in Zentrifugen partielle Gravitation erzeugt worden. Zentrifugen weisen dabei aber den großen Nachteil einer radial veränderlichen Kraft auf. Daher kann die gewünschte partielle Gravitation nur für eine einzelne Raumrichtung der Proben in definiertem Abstand zur Rotationsachse hergestellt werden, während auf einer anderen Achse weiterhin g wirkt oder $0 g$ bei Verwendung einer Zentrifuge im freien Fall. Zentrifugen als Forschungsplattform werden daher im Rahmen dieser Arbeit nicht weiter betrachtet. Großangelegte Forschungsprojekte für die Durchführung unter partieller Gravitation waren in Falltürmen bislang nicht möglich. Zur Nachstellung partieller Gravitation in neuartigen Falltürmen wird das Experiment statt des freien Falls entsprechend des gewählten Schwerewerts gebremst fallen gelassen. Analog fällt die Person im zuvor vorgestellten Gedankenexperiment in Abbildung 2-1d nicht mehr frei, sondern steht auf dem Boden und wird mit einer der Fallrichtung entgegengerichteten Kraft versehen. Wird beispielsweise als Beschleunigung $1,62 \text{ m/s}^2$ gewählt, was der mittleren Fallbeschleunigung auf der Mondoberfläche entspricht, fällt die Kabine äußerlich mit $9,81 \text{ m/s}^2 - 1,62 \text{ m/s}^2 = 8,19 \text{ m/s}^2$. Die Person spürt dies als eine Kraft, hervorgerufen durch ihr Gewicht und beschleunigt mit der gewählten Verzögerung. Es lässt sich für sie nicht unterscheiden, ob sie sich auf der Mondoberfläche oder in dieser gebremst fallenden Kabine befindet. Neuartige Fallturmkonzepte erweitern hiermit zukünftig die Möglichkeiten zur Forschung unter unterschiedlichen Gravitationsbedingungen.

Zunächst wird eine Übersicht über realisierte nicht erdgebundene und erdgebundene Schwereloseinrichtungen gegeben. Es werden dazu die Eigenschaften von Parabelflügen, Raketen, Satelliten, der *ISS* sowie von konventionellen Falltürmen erläutert. Parallel dazu wird je Forschungseinrichtung eine Auswahl aktueller μg -Experimente vorgestellt. Es wird der grundlegende Aufbau von Experimentierplattformen beschrieben sowie die Anforderungen der Experimente an die Forschungseinrichtungen erklärt, die diese Experimente für eine ordnungsgemäße Durchführung benötigen. Ein Vorgehen zur Quantifizierung der Eigenschaften dieser Einrichtungen mit dem Fokus

auf der μg -Qualität wird im Anschluss dargestellt. Daran anschließend werden neue Ansätze und patentierte Konzepte für die Forschung unter partieller Gravitation und höherer Wiederholrate beschrieben und deren Funktionsumfang gezeigt. Neben einer Übersicht über die veröffentlichten Patente wird detailliert auf drei bereits konzipierte neuartige Großforschungsanlagen für Mikrogravitationsforschung und der Simulation partieller Gravitation bei gleichzeitig hoher Wiederholrate eingegangen. Diese sind der *GraviTower Bremen*, der Umbau von *NASAs 5.2 Second Drop Tower* und der *Einstein-Elevator*. Es werden ihre erweiterten Funktionen und die damit einhergehenden Herausforderungen sowie die Schlüsseltechnologie der Linearantriebe dargestellt.

2.1 Einrichtungen für Mikrogravitationsforschung

Forschung unter Mikrogravitation beschäftigt die großen internationalen Welt- raumagenturen *NASA* (USA), *ESA* (Europa), *JAXA* (Japan), *Roskosmos* (Russland) und *CNSA* (China), weitere nationale Organisationen vieler Länder weltweit sowie Institute aus dem Umfeld der bekannten Falltürme, aber auch Universitäten aus den verschiedensten Themengebieten. Sie nutzen dafür Falltürme, Parabelflieger, Raketen, Satelliten oder die *ISS*. Die Forschung unter Schwerelosigkeit kann generell nach zwei Ansätzen unterschieden werden. Zum einen werden Schwerebedingungen, wie sie bei Weltraummissionen auftreten, nachgestellt. In anderen Experimenten wird die maskierende Schwerkraft zur Beobachtung winziger Prozesse eliminiert. Das größte internationale Labor zur Untersuchung beider Experimentansätze stellt die *ISS* dar.

In Einrichtungen für Mikrogravitationsforschung sind die externen Kräfte, die auf den experimentellen Aufbau wirken, möglichst nahe null. Auf der Erde entspricht das dem freien Fall (siehe Abbildung 2-2a). Die Kraft aus der Erdanziehung bewirkt eine Beschleunigung, die sich nirgends „abstützen“ kann. Eine Verlängerung der Dauer des freien Falls kann durch einen vertikalen Parabelflug ermöglicht werden. Das Erzeugen von Schwerelosigkeit funktioniert in nicht erdgebundenen Einrichtungen, wie Parabelflügen und Raketen, ähnlich einem schiefen Wurf. Erdgebunden in Falltürmen erfolgt



Abbildung 2-2: Möglichkeiten der Erzeugung von Schwerelosigkeit, a) auf der Erde (Darstellungen nicht maßstäblich, Bilderquellen: [Sus-o.J, Tim-o.J.]), b) in Umlaufbahnen (Darstellungen nicht maßstäblich, Bilderquellen: [Mit-o.J, Wik-o.J.b]), c) im Weltraum (Darstellungen nicht maßstäblich, Bilderquellen: [Mit-o.J, Pexo.J, Wik-o.J.b])

dies lediglich in vertikaler Richtung. In Satelliten oder an Bord der *ISS* wird Schwerelosigkeit erreicht, wenn in einem Orbit ein Gleichgewicht zwischen Anziehungs- und Fliehkraft um einen Himmelskörper wie der Erde existiert (siehe Abbildung 2-2b). Im Weltraum existieren an den sogenannten *Lagrange-Punkten* besonders ideale Bedingungen der Schwerelosigkeit. In diesen Punkten heben sich die Anziehungskräfte zweier Himmelskörper gegenseitig auf (siehe Abbildung 2-2c).

Im Wesentlichen unterscheiden sich die verschiedenen Einrichtungen in der Qualität der Restbeschleunigung und der Versuchsdauer. Ein grober quantitativer Vergleich dieser Eigenschaften ist in Abbildung 2-3 für Falltürme sowie für nicht erdgebundene Einrichtungen wie Parabelflüge, Forschungsraketen, Satelliten und die *ISS* zu finden. Eine Größenordnung der Kosten je Experimentdurchführung sowie eine Bewertung der Zugänglichkeit der Experimente sind außerdem ersichtlich. Im Vergleich zu Forschungsraketen, Satelliten oder der *ISS* sind die Kosten je Experiment in Falltürmen und Parabelflügen gering und eine gute Zugänglichkeit der Experimente ist gewährleistet. Jedoch ist im Vergleich die Schwerelosigkeit der zuletzt genannten Einrichtungen von kurzer Dauer. Weitere Gegenüberstellungen und gesammelte Informationen zu den bekanntesten Einrichtungen sind außerdem in *Beysens* [Bey15], *DLR* [Dlr10], *Lotz* [Lot17b], *Meseguer* [Mes14], *Murray* [Mur12], *Norberg* [Nor13], *Tsujino* [Tsu06] und *Zhang* [Zha05] zu finden. Jede Einrichtung hat darüber hinaus weitere spezifische Vor- und Nachteile, auf die in diesem Kapitel noch weiter eingegangen wird. Im Folgenden wird eine Übersicht über nicht erdgebundene Einrichtungen und die weltweit realisierten Falltürme für die Forschung unter Mikrogravitation gegeben.

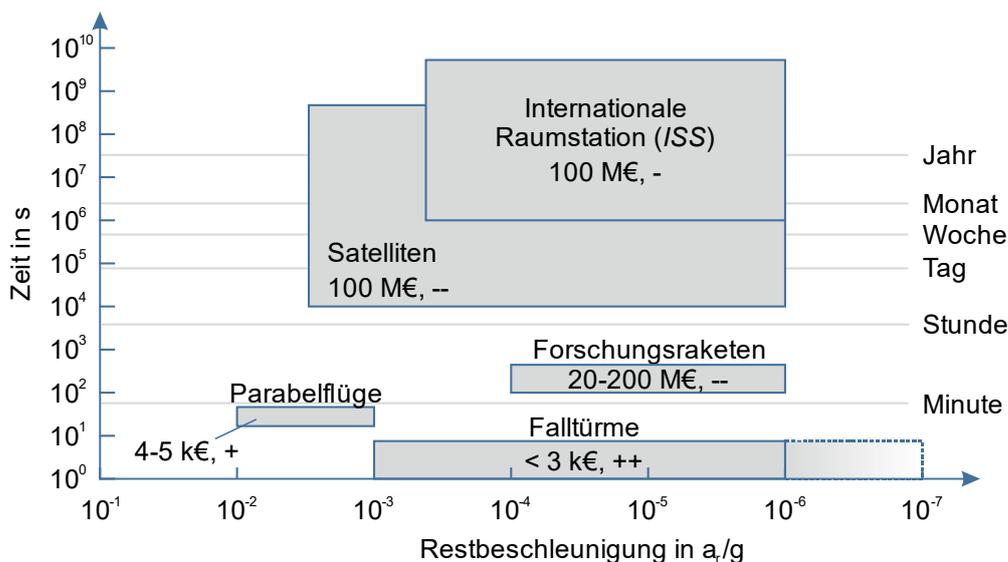


Abbildung 2-3: Zeit in Schwerelosigkeit über die minimal mögliche Restbeschleunigung a_r in verschiedenen Einrichtungen für Mikrogravitationsforschung, Kosten je Experimentdurchführung und Bewertung der Zugänglichkeit zu den Experimenten (wobei die beste Bewertung ++ und die schlechteste Bewertung -- darstellt), (Daten basieren auf folgenden Publikationen: [Bey15, Dlr10, Mes14, Mur12, Nor13, Tsu06, Zha05])

2.1.1 Nicht erdgebundene Einrichtungen

Die nicht erdgebundenen Einrichtungen haben keine physische Verbindung zur Erdoberfläche. Zu ihnen gehören Parabelflüge, Raketen, Satelliten und die *ISS*. Der wesentliche Vorteil dieser Einrichtungen besteht in einer hohen Dauer in Mikrogravitation von vielen Sekunden bis hin zu Monaten oder Jahren. Der technische und organisatorische Aufwand sowie die Kosten für die Durchführung von Experimenten steigen allerdings aufgrund technischer Anforderungen und der Sicherheitsbestimmungen mit der ermöglichten Dauer. Eine kostengünstige Variante stellen Parabelflüge dar.

Parabelflüge

Parabelflüge werden von verschiedenen Institutionen in unterschiedlichen Dimensionen durchgeführt. Die bekanntesten großen Flugzeuge für Parabelflüge sind die von der *European Space Agency (ESA)*, dem *Centre National d'Études Spatiales (CNES)* und dem *Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)* gemeinsam betriebenen *A300* sowie der aktuell verwendete *A310 ZERO-G*. Mit diesen werden in für die Wissenschaft angelegten Flugkampagnen an drei Tagen jeweils 31 Parabeln mit je 22 s Schwerelosigkeit geflogen [Dlr10]. In den USA betreibt die *NASA* eigene Flugzeuge, zum Beispiel eine *KC-135*, die den Spitznamen *Vomit Comet* trägt. Die Experimente an Bord werden in allen Fällen von den Wissenschaftler:innen selbst durchgeführt. Zur Durchführung sind hohe Sicherheitsstandards für die Experimente einzuhalten [Ros13]. Auch in Russland werden Parabelflüge in einer *Ilyushin IL-76 MDK* für Trainings von Kosmonaut:innen, für Tests von Weltraumkomponenten und für zahlende Passagiere durchgeführt [Ple15]. Es gibt weitere kleine Flugzeuge in den unterschiedlichsten Ländern, die jedoch für großangelegte wissenschaftliche Experimente nicht geeignet sind.

Parabelflüge ermöglichen den Experimenten an Bord eine Verweildauer in Schwerelosigkeit von ca. 20 s. Abbildung 2-4 zeigt den charakteristischen Ablauf am Beispiel des *A310 ZERO-G*. Das Flugzeug wird aus horizontalem Flug in 6.000 m Höhe mit zirka 830 km/h hochgezogen. Dabei treten Beschleunigungen zwischen 1,8 bis 2,0 g für eine Dauer von ungefähr 20 s auf. In einer kurzen Übergangsphase von etwa 5 s werden bei ungefähr 7.600 m die Turbinen gedrosselt, sodass nur noch der Luftwiderstand ausgeglichen wird. Das Flugzeug hat jetzt noch eine Geschwindigkeit von ca. 460 km/h und weist einen Anstellwinkel von etwa 50° auf. Anschließend nickt der Pilot die Nase des Flugzeugs leicht nach vorn, sodass das Flugzeug einer Wurfparabel folgt. Es verlangsamt bis auf 240 km/h im Scheitelpunkt in 8.500 m Höhe und beschleunigt anschließend durch die Erdanziehungskraft zum Ende der ungefähr 20 bis 25 s andauernden Phase in Schwerelosigkeit wieder auf über 450 km/h bis zu einem Anstellwinkel von etwa -42°. Die erreichte μg -Qualität beträgt zwischen $1 \cdot 10^{-2} g$ für am

Flugzeugboden befestigte Experimente und typischen $1 \cdot 10^{-3} g$ für ein im Inneren des Flugzeugs frei fliegendes Experiment. Während des Abfangens (≈ 20 s) treten ähnliche Beschleunigungen wie während des Steigflugs auf. Aus dem anschließenden horizontalen Flug können weitere Parabeln geflogen werden. Meist wird eine kurze Pause zur Justage der Experimente vorgesehen. Für die Experimente stehen 100 m^2 Fläche, insgesamt 23 kVA elektrische Leistung bei $\sim 220 \text{ V}$ und vier Gasabzugsöffnungen zur Verfügung. Der Innenraum ist mit 600 Lux ausreichend ausgeleuchtet. Die Wände sind zum Schutz der Experimentatoren mit Schaumstoffpolstern ausgekleidet und die Kabinentemperatur beträgt 17 bis $20 \text{ }^\circ\text{C}$. Die zwölf bis 15 Experimente dürfen in Summe bis zu 4.000 kg wiegen [Air19, Ple16].

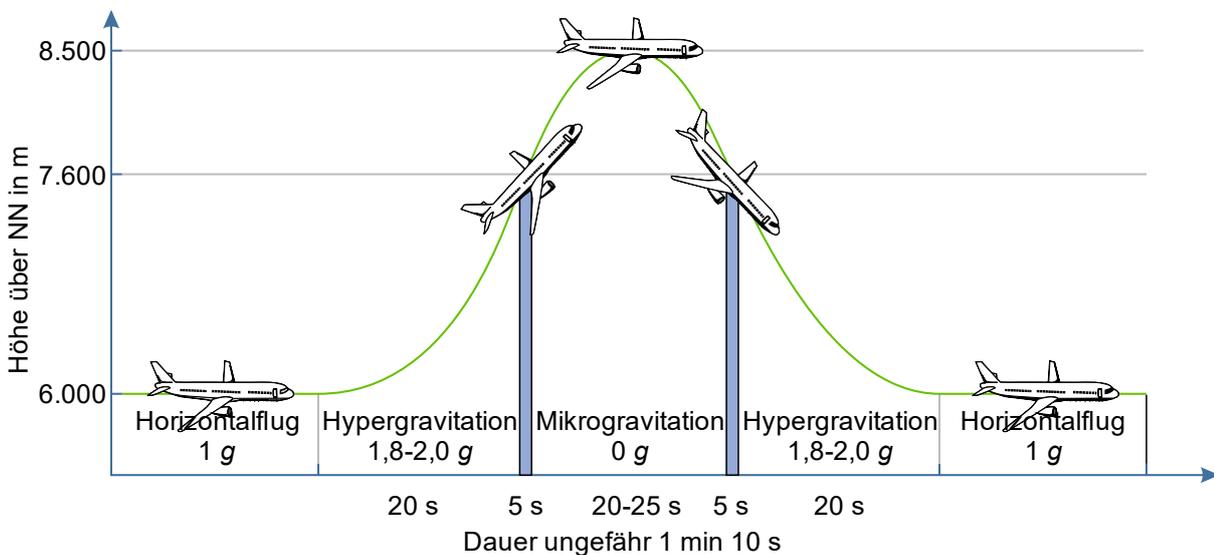


Abbildung 2-4: Parameter eines Parabelflugs am Beispiel des A310 Zero-G von Novespace (Quelle: nach [Air19, Ple16], Bildquelle: [Clk-o.J.]

Parabelflieger bieten viel Platz für wissenschaftliche Experimente und ermöglichen es den Forschenden direkt ins Experiment einzugreifen. Die Dauer der Schwerelosigkeit ist im Vergleich zur ISS oder Satelliten geringer. Die Kosten für eine Experimentkampagne verhalten sich allerdings proportional und sind daher ebenfalls geringer. Die Sicherheitsanforderungen sind vergleichsweise hoch, da in diesem Fall die Sicherheit der Passagiere und der Crew beachtet werden muss. Durch die sichere Befestigung der Experimente am Boden werden auch die Flugzeugbewegung und flugzeuginhärente Vibrationen gedämpft übertragen, was sich auf die Qualität der Ergebnisse auswirken kann und beim Experimentdesign berücksichtigt werden muss. Freeflyer – frei fliegende Experimentaufbauten – werden nur unter verschärften Sicherheitsauflagen und mit beschränkter Größe und Masse erlaubt. Auch Experimente am Menschen werden häufig durchgeführt und sind im Gegensatz zu den im Folgenden beschriebenen Raketen und Satelliten hier überhaupt möglich.

Raketen

In ballistischen Raketen, *Sounding Rockets* oder Forschungsraketen können automatisch ablaufende Experimente mehrere Minuten lang unter Mikrogravitation durchgeführt werden. Die Flugbahn der Rakete ähnelt der des Parabelflugs. Die Geschwindigkeit sowie das dadurch erreichte Apogäum sind allerdings deutlich höher, wodurch die Dauer der Mikrogravitation sowie die μg -Qualität deutlich gesteigert werden. Der Verlauf einer Raketenmission wird am Beispiel der VSB-30-Rakete (VSB, portugiesisch: *Veículo de Sondagem Booster*, frei übersetzt: *Höhenforschungsrakete*) der Mission MAIUS-1 in Abbildung 2-5a gezeigt.

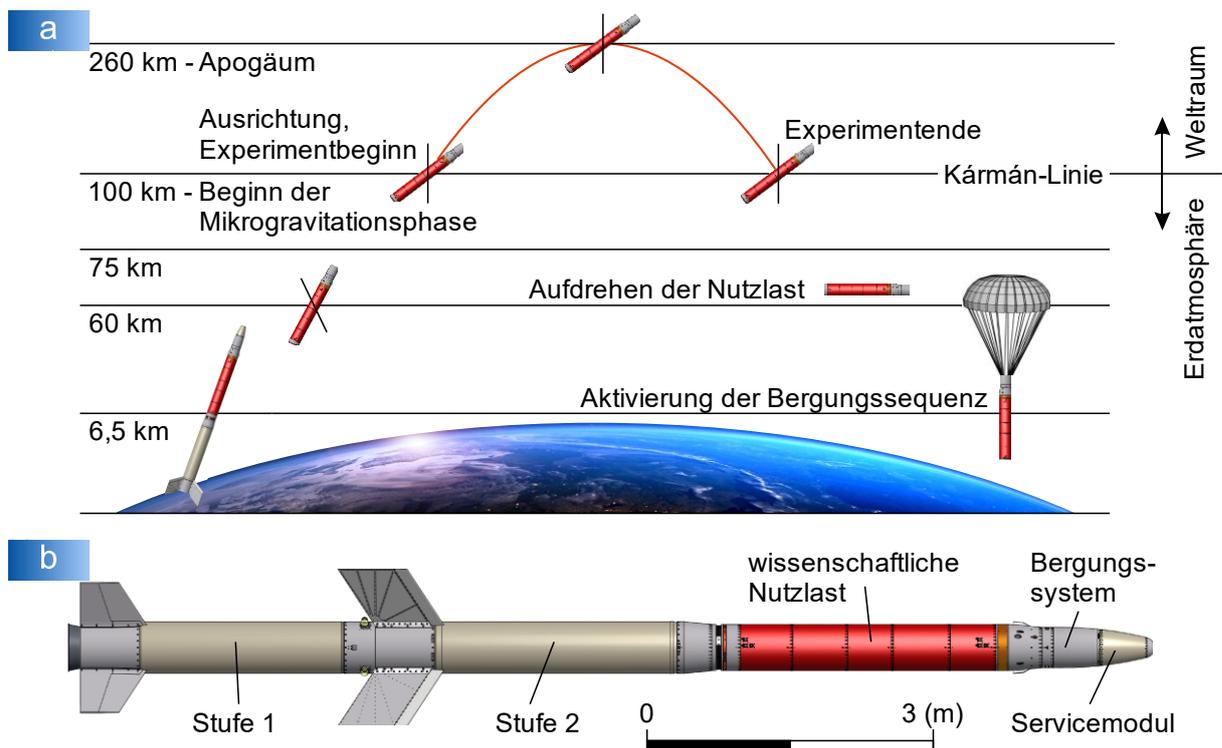


Abbildung 2-5: Raketenmission, a) Ablauf des Fluges von MAIUS-1, b) Darstellung der Flugkonfiguration der Raketenmission MAIUS-1 (Quelle: nach [Bec18, Gro14, Gro16, Sei14], Bildquelle: [Pir-o.J, Sei14])

Raketen benötigen für das Erreichen einer Flughöhe von bis zu 260 km über der Erdoberfläche meist ein mehrstufiges Antriebssystem. Im Fall der VSB-30-Rakete (in Abbildung 2-5b) wird die erste Stufe nach etwa 6,5 km separiert. Stufe 2 beschleunigt bis zum Ausbrennen in einer Höhe von 60 km. In dieser Höhe wird das Yo-Yo aktiviert. Dabei wickeln sich zwei gelöste, an Stahlseilen befestigte Massen zur Reduzierung der Rotationsrate vom Motoradapter ab. Bei 75 km Höhe und 60 s Flugdauer folgt die Separation von Nasenkonus und der zweiten Stufe. Die Mikrogravitationsphase folgt bei 100 km über dem Erdboden nach 75 s und dauert etwa 6 min. Mit Erreichen der Kármán-Linie (100 km über dem Meeresspiegel, Definition des Übergangs zwischen Erdatmosphäre und dem Weltraum) wirkt sich die Atmosphäre kaum noch auf die Flug-

eigenschaften der Rakete aus. Durch den geringen Luftdruck und die geringe Luftreibung in der Thermosphäre ist eine μg -Qualität von $1 \cdot 10^{-4}$ bis $1 \cdot 10^{-5} \text{ g}$ erreichbar. Nach dem Wiedereintritt und dem Aufdrehen folgt bei etwa 5 km die Aktivierung der Bergungssequenz mit Öffnen des Stabilisierungs- und des Hauptfallschirms [Gro14, Gro16, Sei14].

Das DLR organisiert zwei Raketenprogramme: *TEXUS* mit einer *VSB-30*-Rakete und *MAXUS* mit einer *Castor-4B*-Rakete. Diese ermöglichen 6 bzw. 13 min unter Schwerelosigkeit bei einem maximalen Apogäum von 260 km bzw. 750 km. Es sind Experimente mit Nutzlasten von bis zu 400 kg bzw. 800 kg möglich [Pre14]. Neben dem DLR setzt auch die *Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)* (ehemals *National Space Development Agency of Japan*) ballistische Raketen mit einer der *VSB-30*-Rakete des *TEXUS*-Programms ähnlichen Flughöhe von 270 km und einer Freifalldauer von 6 min ein. Die *Swedish Space Corporation (SSC)* setzt auf ein eigenes Raketenprogramm, genannt *MASER* (ebenso mit einer *VSB-30*-Rakete). Die raketenbetriebenen Experimente der *ESA* unter Schwerelosigkeit werden größtenteils mit *VSB-30*-Raketen durchgeführt [Tsu06].

Die Qualität und Dauer der Experimente in ballistischen Raketen stellt eine deutliche Steigerung im Vergleich zu den zuvor beschriebenen Parabelflügen dar. Allerdings ist meist aufgrund der hohen Kosten nur ein einzelner Start je Experiment möglich. Dementsprechend besteht keine Möglichkeit der Justage oder Kalibrierung der Experimente durch den Experimentator nach dem Start der Rakete. Die Abläufe im Experiment müssen computergesteuert und vollautomatisch ablaufen. Die Vorbereitung ist entsprechend dem erhöhten Risiko, dass ein kleiner Fehler zum Scheitern des Experiments bis hin zum Totalverlust der Rakete und der wissenschaftlichen Nutzlast führen kann, sehr langwierig und aufwändig. Experimente mit Lebewesen sind aus Sicherheitsgründen nicht möglich. Für eine weitere Steigerung in Dauer und Qualität ist der Schritt aus der Erdatmosphäre hin zu Satelliten oder der *ISS* nötig.

Satelliten/CubeSat

Satelliten bieten die längste Mikrogravitationsumgebung für einen Zeitraum von mehreren Tagen bis hin zu Jahren. Großangelegte Satellitenmissionen können in zwei Kategorien unterteilt werden: wiederkehrende und verlorene Satelliten. Wiederkehrende haben den Vorteil, dass Experimentbauteile wiederverwendet und Experimentergebnisse extrahiert werden können. Diese werden unter anderem von Europa, Russland, Japan und China eingesetzt [Tsu06]. Verlorene Satelliten sind zum Beispiel Missionen, die zu anderen Planeten oder bestimmten Punkten im Weltall, wie beispielhaft die *Lagrange-Punkte* zwischen Erde und Sonne, führen. Eine dieser Missionen ist *LISA Pathfinder*. Diese Mission dient der Vorbereitung auf das zukünftige Gravitationswellen-

Observatorium im Weltraum *eLISA*, das unter federführender wissenschaftlicher Beteiligung des hannoverschen *Albert-Einstein-Instituts (AEI)* bis 2034 von der *ESA* vorbereitet wird [Arm16, Gro17]. Forschung in Satelliten ist zumeist aufwändig und für wissenschaftliche Projekte selten finanzierbar.

Kleinere Satellitenmissionen können mit sogenannten CubeSat-Satelliten durchgeführt werden (vgl. Abbildung 2-6a). Sie haben ein standardisiertes Format (1U = 1 Unit hat typisch 11,35 cm x 10 cm x 10 cm und ein maximales Gewicht von 1,33 kg). Sie können als Sekundärnutzlast bei Satellitenstarts oder auch von der *ISS* ausgesetzt werden (Abbildung 2-6b). Mit der Entwicklung von CubeSat-Satelliten der *Stanford University* 1999 werden kostengünstigere Experimente möglich. Diese können geostationär sein oder um die Erde kreisen. Daraus resultieren unterschiedliche Bahngeschwindigkeiten, um das Gleichgewicht von Fliehkraft und Anziehungskraft aufrecht zu halten. CubeSats ermöglichen aber auch weitere Funktionen. Für die InSight-Mission (Start 05.05.2018) zum Mars (26.11.2018) hat die *NASA* zwei CubeSats, MarCO-A und MarCo-B, als Kommunikationsbrücke zum InSight-Lander eingesetzt.

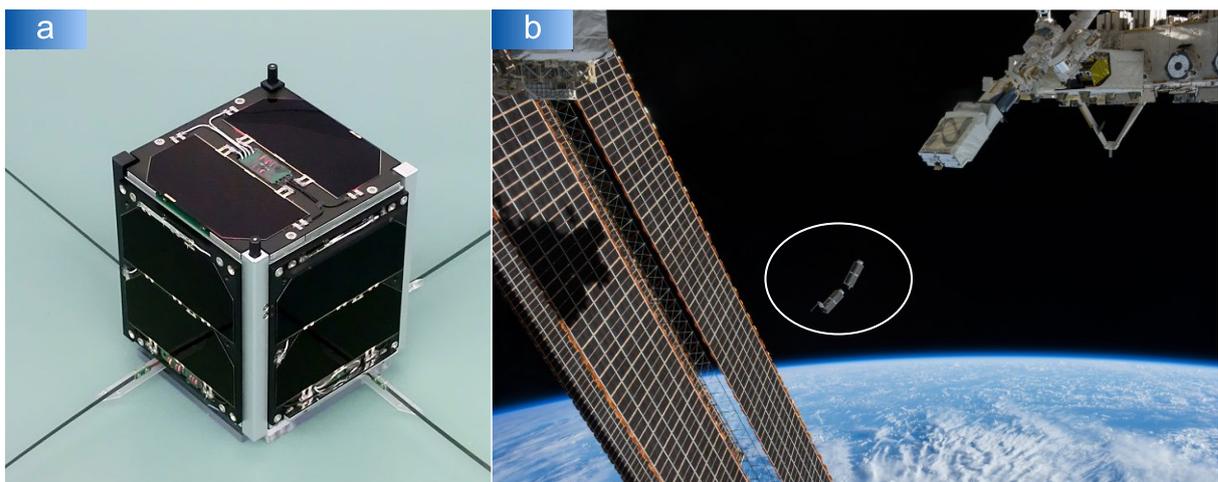


Abbildung 2-6: CubeSat, a) FUNcube-1 (Quelle: [Weg12], Ausschnitt), b) Aussetzen eines CubeSats von der ISS (Bildquelle: [Nas14], ergänzt um Markierung)

Satelliten bieten generell lange Observationszeiten und eine sehr gute μg -Qualität. Aber genauso wie bei den ballistischen Raketen gibt es keine Zugangsmöglichkeit für die Experimentatoren nach dem Start und Forschung an Lebewesen ist ebenso nicht möglich. Neben Experimenten, die lediglich die Schwerelosigkeitsumgebung benötigen, werden mit Satelliten meist Experimente zur Erdvermessung und -observation durchgeführt. Ein größeres Themenfeld an Experimenten inklusive der Forschung an Lebewesen und Experimenten zur Erdbeobachtung sowie eine gute Zugänglichkeit und eine Betreuung durch Bedienpersonal ist in der *ISS* möglich.

Raumstation/ISS

Auf der *ISS* wird seit 1998 kontinuierlich in etwa 400 km Höhe an unterschiedlichsten Themen geforscht. Sie ist ein Labor bestehend aus mehreren Modulen (siehe Abbildung 2-7a). Über die Module sind die Schlafunterkünfte, die Lebenserhaltungssysteme und die Forschungsexperimente verteilt. Ein internationales Astronautenteam forscht im Auftrag der beteiligten Länder, zu denen die USA, Russland, Kanada, Japan und Europa mit Belgien, Dänemark, Deutschland, Frankreich, Italien, den Niederlanden, Norwegen, Schweden, der Schweiz und Spanien gehören. Die Forschungsthemen sind unter folgenden Überschriften gegliedert: *Biologie und Biotechnologie*, *Erdb Beobachtung und Weltraumforschung*, *Materialforschung*, *Medizin*, *Physik* sowie *Technologieentwicklung und -demonstration*. Themen im Bereich der *Materialforschung* sind zum Beispiel Kristallisierungsprozesse und Strukturbildung in Legierungen unter Mikrogravitation sowie die Auswirkungen der Weltraumstrahlung auf Werkstoffe. Das Forschungsgebiet *Physik* arbeitet beispielsweise an den Themen Verbrennungstechnik (siehe Abbildung 2-7b), Grundlagenphysik und den Materialwissenschaften im Allgemeinen. Der Bereich *Technologieentwicklung und -demonstration* beschäftigt sich mit Luft- und Raumfahrtelektronik sowie kommerziellen Demonstrationen [Nas16]. Aus dieser Aufzählung lässt sich die Diversität der unterschiedlichen Forschungsbereiche erkennen. Vor allem Langzeitstudien lassen sich ideal auf der *ISS* durchführen.

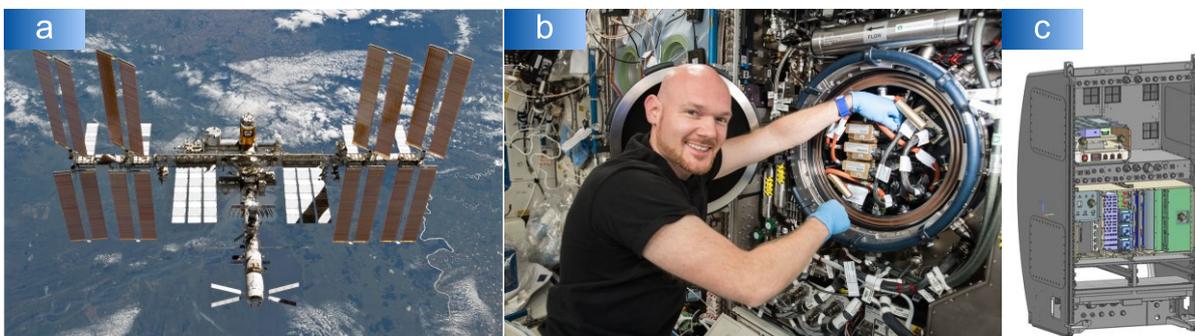


Abbildung 2-7: ISS, a) Außenansicht der ISS aufgenommen von der STS-133 nach dem Abdocken (Bildquelle: [Nas11]), b) Alexander Gerst arbeitet am CIR-Rack (Bildquelle: [Nas18]), c) Skizze des CAL im Express Rack 2 (Bildquelle: [Nas-o.J.])

Die Astronaut:innen übernehmen meist die Vorbereitung und Durchführung für die Projektleitung (PI, engl.: principal investigator) der jeweiligen Experimente. Die Ergebnisdaten werden entweder übertragen oder per Festplatte mit einer bemannten Kapsel sowie seit neustem auch mit einem Raumfrachter wie dem *Dragon*-Raumschiff der Firma *SpaceX* zur Erde zurückgebracht. Experimentreparaturen und -umbauten sind nur mit den wenigen an Bord vorhandenen Materialien und Werkzeugen sehr eingeschränkt möglich oder bedürfen teurer Nachschublieferungen.

Die *ISS* ist ein internationales Labor, eine Plattform für die Forschung unter Schwerelosigkeit. Die Experimente für die *ISS* werden auf der Erde vorbereitet, zur *ISS* geflogen und dort von den Astronaut:innen und Kosmonaut:innen durchgeführt. Dabei sind an die Experimente extreme Anforderungen sowohl hinsichtlich ihrer Eigenschaften wie Größe, Gewicht, Energie- und Gasversorgung als auch an die mechanische Konstruktion gestellt. Kleinere experimentelle Aufbauten, die in der *ISS* frei verwendet werden können, haben keine Beschränkungen in der Gestaltung. Größere Aufbauten werden in standardisierten Racks vorbereitet und komplett in eine der Experimentbuchten eingebaut (siehe Abbildung 2-7c). Der Platz an Bord ist begrenzt und die Experimente auf der *ISS* sind im Verhältnis zu den oben genannten Mikrogravitationsplattformen äußerst kostenintensiv (die Gesamtkosten des Baus und des Betriebs werden von der *ESA* mit 100 Mrd. Euro für die gesamte Lebensdauer der *ISS* prognostiziert [esa05]), sodass ein gründlicher Auswahlprozess stattfindet [Suf15].

Entwicklung kommerzieller Einrichtungen

Mit dem Fortschritt in der Wiederverwendbarkeit von Raketen, wie *SpaceXs Falcon 9*, und immer größeren Nutzlasten, wie mit *SpaceXs Falcon Heavy*, sinken die Kosten für den Transport neuer Satelliten in den Weltraum deutlich (siehe Abbildung 2-8a). Diese Transporte können unter anderem auch als Mitfluggelegenheit für CubeSats genutzt werden. In 2017 bis 2019 sind dadurch die Zahlen, getrieben von *SpaceX*-Gründer *Elon Musk*, von einzelnen wenigen Starts auf durchschnittlich 240 pro Jahr gestiegen, Tendenz weiter steigend. Mit der wiederverwendbaren Trägerrakete von *Jeff Bezos Blue Origin* und deren Crewkapsel *New Shepard* ist eine neue Forschungsplattform geschaffen worden (siehe Abbildung 2-8b). Sowohl die Trägerrakete als auch die Crewkapsel sind wiederbenutzbar und landen selbstständig nach ihrem Aufenthalt im Weltraum automatisch auf der Erde. Das Innere der Crewkapsel bietet sechs Nutzlasten Platz, die aus maximal 36 einzelnen Nutzlastschränken mit einer Größe von je 523 mm x 414 mm x 241 mm sowie einem Gewicht bis zu 11,34 kg bestehen. Während des freien Falls der Crewkapsel wird eine Zeit von etwa 45 s bis zu drei Minuten in Mikrogravitation ermöglicht. Ab Ende 2022 soll dann neben Mikrogravitationsbedingungen auch die Schwerkraft des Mondes simulierbar sein. Am 20.07.2021 fand der erste bemannte Flug mit Gründer *Jeff Bezos*, dessen Bruder und zwei weiteren Passagieren statt [Nbe21b]. Neun Tage zuvor erreichte *Richard Branson* als erster der drei wetteifernden Multimilliardäre mit *Virgin Galactics* Raketenflugzeug *VSS Unity* in dessen ersten touristischem Weltraumflug *Unity22* eine Höhe von etwa 86 km [Nbe21a]. Diese übertrifft die Grenze des Weltraums, welche laut *NASA* und *US Air Force* bei 80 km liegt und damit von der international zumeist verwendeten Kármán-Linie bei 100 km abweicht. [McP17, New21, Wag19]

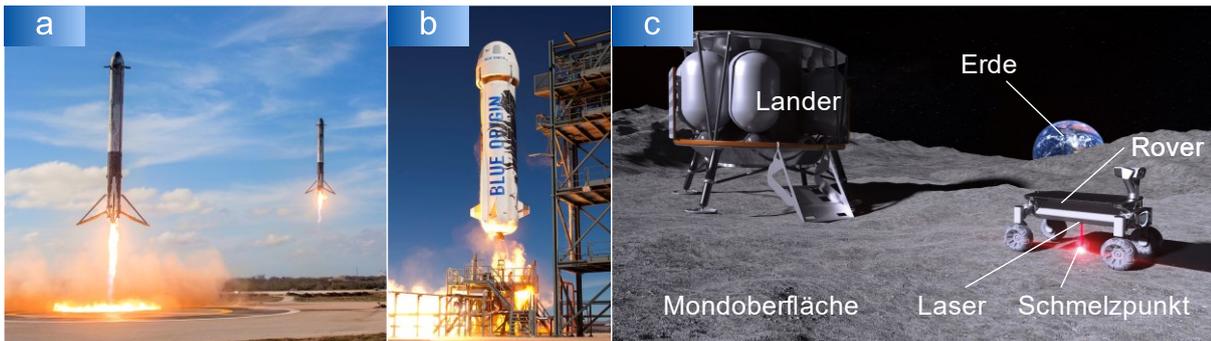


Abbildung 2-8: Aktuelle Entwicklungen in der Raumfahrttechnik, a) Synchrone Landung der zwei Seiten-Booster (Falcon 9 Erststufen) nach dem ersten erfolgreichen Start der Falcon Heavy (Bildquelle: [Spa18], zugeschnitten), b) Blue Origins New Shepard beim Start (Bildquelle: [Blu15], zugeschnitten), c) Visualisierung des MOONRISE-Projektes (Bildquelle: [Lzh19], ergänzt um Beschriftung)

Neben den neuen Möglichkeiten der Forschung im Erdorbit hat die neue Generation an Trägerraketen Flüge zum Mond und anderen Planeten unseres Sonnensystems vereinfacht. Dadurch werden kommerzielle Missionen wie *Audis* geplante, aber abgesagte *Mission to the Moon* möglich. Auch für die Wissenschaft eröffnen sich durch die industriegetriebenen Fortschritte Mitfluggelegenheiten. Der Rover *Audi Lunar Quattro* hätte zwei wissenschaftlichen Nutzlasten auf der Unterseite Platz bieten sollen (siehe Abbildung 2-8c). Aber auch die großen Raumfahrtagenturen planen in den nächsten Jahren Mond- und Marsmissionen, welche für weitere Forschungsexperimente und Technologiedemonstratoren offen sind, wie beispielsweise mit dem *Commercial Lunar Payload Services (CLPS)* als Teil des *ARTEMIS*-Programms der NASA [Nas20].

Das LZH entwickelt im Projekt *MOONRISE* gemeinsam mit dem *Institut für Raumfahrtssysteme (IRAS)* der *TU Braunschweig* einen experimentellen Aufbau, um auf dem Mond per fokussiertem Laserstrahl erstmals Regolith aufzuschmelzen (siehe Abbildung 2-8c). Die dazu benötigte Energie wird aus den Solarpanels des Rovers gezogen. Die Datenkommunikation zur Erde wird über den Lander realisiert. Bilder können von der Unterbauchkamera und möglicherweise von einem zweiten Rover aufgenommen werden.

Möglichkeiten für Weltraummissionen werden mit dem verbreiteten Einsatz von CubeSats (Kap. 2.1.1, Satelliten/CubeSat) und kommerziell betriebenen Mitfluggelegenheiten mit Landern oder Rovern günstiger. Dennoch besteht ein hohes Risiko eines Fehlschlags durch Unfälle. Hohe Vorbereitungszeiten und -kosten beschränken die Vielfalt realisierbarer Forschungsthemen. Außerdem fehlt für vorbereitende Untersuchungen von Experimenten für die Mond- oder Mars-Umgebung eine Möglichkeit, partielle Gravitation erdgebunden nachzustellen. Eine Grundlage für die später dargestellten neuartigen Anlagen für die Simulation benötigter unterschiedlicher Schwerebedingungen stellen klassische Falltürme dar.

2.1.2 Erdgebundene Einrichtungen/Falltürme

Die Möglichkeit, Mikrogravitation in erdgebundenen Einrichtungen zu erzeugen, bieten Falltürme beziehungsweise Fallschächte. Im Folgenden werden beide Typen unter dem Begriff Falltürme zusammenfassend betrachtet, da sie nach demselben Prinzip funktionieren. Sie haben spezifische Vor- und Nachteile hinsichtlich der Qualität, Versuchsdauer, Wiederholrate, Experimentgröße und -gewicht im Vergleich zu den nicht erdgebundenen Einrichtungen. Falltürme gibt es zusätzlich zu wissenschaftlichen Anlagen auch als Fahrgeschäfte in Freizeitparks. Beide Spezies werden durch ähnliche Antriebs-, Sicherheits- und Bremstechniken realisiert.

Freizeitpark

Freifalltürme oder auch Vertikalfahrten bezeichnen Falltürme in Freizeitparks oder auf Jahrmärkten und stellen Fahrgeschäfte mit einer außen an einem Turm geführten Kabine oder Plattform für den Personentransport dar. Generell gelten hohe Sicherheitsbestimmungen im Personentransport beispielsweise an die Bremssysteme. Der Trend, immer schnellere und höhere Fahrgeschäfte zu bauen, führt dazu, dass lineare Wirbelstrombremsen aufgrund ihrer hohen Bremswirkung, ihrer Verschleißfreiheit und der Sicherheit eingesetzt werden. Wirbelstrombremsen mit Permanentmagneten benötigen keine externe Energieversorgung und funktionieren daher auch bei einem Stromausfall der Anlage einwandfrei und sicher. So auch im *Scream-Fallturm* im *Heide Park Soltau*, anhand dessen der Aufbau eines Freifallturms im Folgenden beschrieben wird. In diesem befinden sich die 40 Fahrgäste in einem sie umschließenden Sitz außen an einem Wagen. Die Plattform, über die die Fahrgäste ihre Sitzplätze erreicht haben, wird heruntergefahren, sodass die Füße frei hängen. Der Wagen wird von einem Hilfswagen mit einem Seilantrieb 71 m sich um die Turmachse drehend nach oben gezogen, um den Fahrgästen eine Rundumsicht zu ermöglichen. Nach dem Erreichen der oberen Startposition rotiert der Wagen für einige Sekunden weiter und stoppt ca. 3 s vor dem Ausklinken des Wagens aus dem Hilfswagen. Anschließend fällt der Wagen 43 m herab und wird mehrstufig auf 28 m durch Wirbelstrombremsen abgebremst. Da Magnetmaterial teuer im Verhältnis zum Material der Bremsschwerter ist, befinden sich die Permanentmagnete am Wagen. Die Schwerter der Bremsen sind entlang des Turmes montiert und werden in ihrer Anzahl nach unten gesteigert, wodurch ein etwa konstanter Anstieg der Bremskraft erreicht werden kann. Der Hilfswagen fährt mit Hilfe des Seilantriebs losgelöst von der Wirbelstrombremse langsam wieder nach unten. Eine Darstellung des *Scream-Fallturms* ist in Abbildung 2-9 gemeinsam mit einem Beschleunigungsverlauf während einer Fahrt zu sehen.

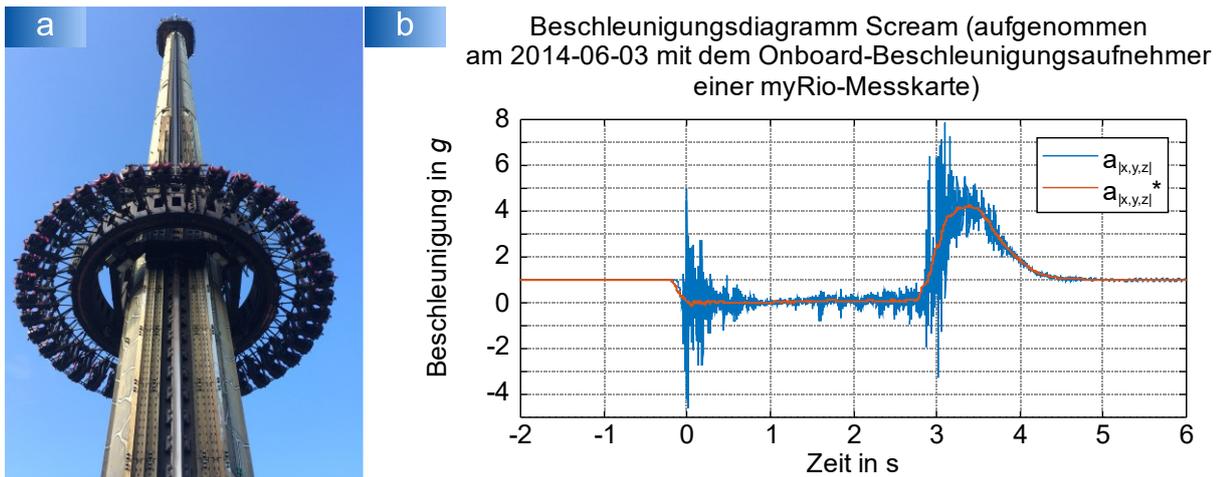


Abbildung 2-9: Scream-Fallturm im Heide Park Soltau, a) Foto des Wagens auf dem Weg nach oben, b) Beschleunungsverlauf während des freien Falls (blau: Rohdaten, rot: gefiltert bei 10 Hz)

Der Wagen mit den 40 Sitzplätzen befindet sich nach dem Ausklinken etwa 2,75 s im „freien“ Fall. Der aufgezeichnete Beschleunungsverlauf (blaue Kurve) ist stark verrauscht, was durch die ungekapselte Anbringung des Messsystems direkt am Stahlbau der Fallplattform im Luftstrom bewirkt wird. Der Fahrgast spürt gedämpft durch die Sitzpolster einen weicheren Verlauf (rote Kurve). Es wirken auf den fallenden Wagen Vibrationen aus der Rollenführung und des mit der zunehmenden Geschwindigkeit steigenden Luftwiderstands, was einen komplett freien Fall relativiert. Der Luftwiderstand ist für den Fahrgast selbst spürbar. In der Freifallphase wird eine Restbeschleunigung lediglich von etwa 0,1 bis 0,2 g erreicht. Beim Bremsen wirken ca. 4 g auf den Fahrgast.

Es sind neben Freifalltürmen auch Fahrgeschäfte mit einer Aufwärtsbeschleunigung bekannt, zum Beispiel das Anlagenkonzept „Shot'n drop maxi“ der Firma *Huss Park Attractions GmbH*. In diesem Fahrgeschäft werden die 28 Fahrgäste mit 3,5 g auf 10,5 m beschleunigt und befinden sich auf dem vertikalen Parabelflug 36,5 m auf- und wieder abwärts für etwa 5,5 s in einem freien Fall. Die Beschleunigung dieser Anlage ist über ein Seilsystem auf dem kompletten Fahrweg steuerbar, sodass neben Schwerelosigkeit auch andere Beschleunigungsprofile möglich sind [Hus17].

Anlagen für die Wissenschaft

Im Vergleich zu den Freifalltürmen in Freizeitparks gelten für die Falltürme im wissenschaftlichen Einsatz andere Sicherheitsbestimmungen. Generell ist meist bei den Aufbauten nicht auf Personensicherheit zu achten, da alle Anlagen ausschließlich für eine wissenschaftliche Nutzlast konzipiert sind und den Personentransport ausschließen. Allerdings sind die Aufbauten häufig den Restriktionen und Anforderungen der Luft- und Raumfahrt unterlegen, was auch kleinere Aufbauten komplex werden lässt. Zudem werden in Falltürmen für den wissenschaftlichen Einsatz deutlich höhere Qualitäten der Schwerelosigkeit erreicht.

Weltweit sind mehrere erdgebundene Einrichtungen für Mikrogravitationsforschung realisiert. Es gibt wenige Großforschungsanlagen mit Experimentzeiten > 1 s in Schwerelosigkeit und diverse kleine Falltürme nationaler Einrichtungen mit maximalen Freifallzeiten von ≤ 1 s. Die weltweite Verteilung der Großanlagen ist in Abbildung 2-10 dargestellt. In Deutschland ist der *Fallturm Bremen* des *Zentrums für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation (ZARM)* seit 1990 mit seiner 110 m hohen Vakuumröhre und einer Freifallzeit von 4,7 s [Dit91, Lae15, Zar12a] etabliert. 2004 ist ein Katapult in der Anlage ergänzt worden, sodass nun 9,3 s im vertikalen Parabelflug möglich sind [Kam06]. In den USA betreibt die *NASA* zwei Anlagen im *NASA Glenn Research Center*: Die *Zero Gravity Research (Zero-G) Facility* bietet 5,18 s [Neu06] und der *NASA Glenn 2.2 Second Drop Tower* [Neu08] ermöglicht 2,2 s im freien Fall. Außerdem stehen im *Dryden Drop Tower (DDT)*, einer Einrichtung der *Portland State University (PSU)*, 2,13 s Freifallzeit zur Verfügung [Ddt18, Urb15b]. Auch in China sind im *Beijing Drop Tower* des *National Microgravity Laboratory China (NMLC)* 3,5 s im freien Fall möglich [Hua13, Lae15, Liu16, Zha05]. In Japan werden in der *Cosmotorre-Anlage* 2,5 bis 2,8 s sowie 4,5 s in der *Drop Experiment Facility* des *Micro-Gravity Laboratory (MGLAB)* im freien Fall erreicht [Fuj07, Fuj09, Fuj16, Iwa05, Nok08]. Die 2010

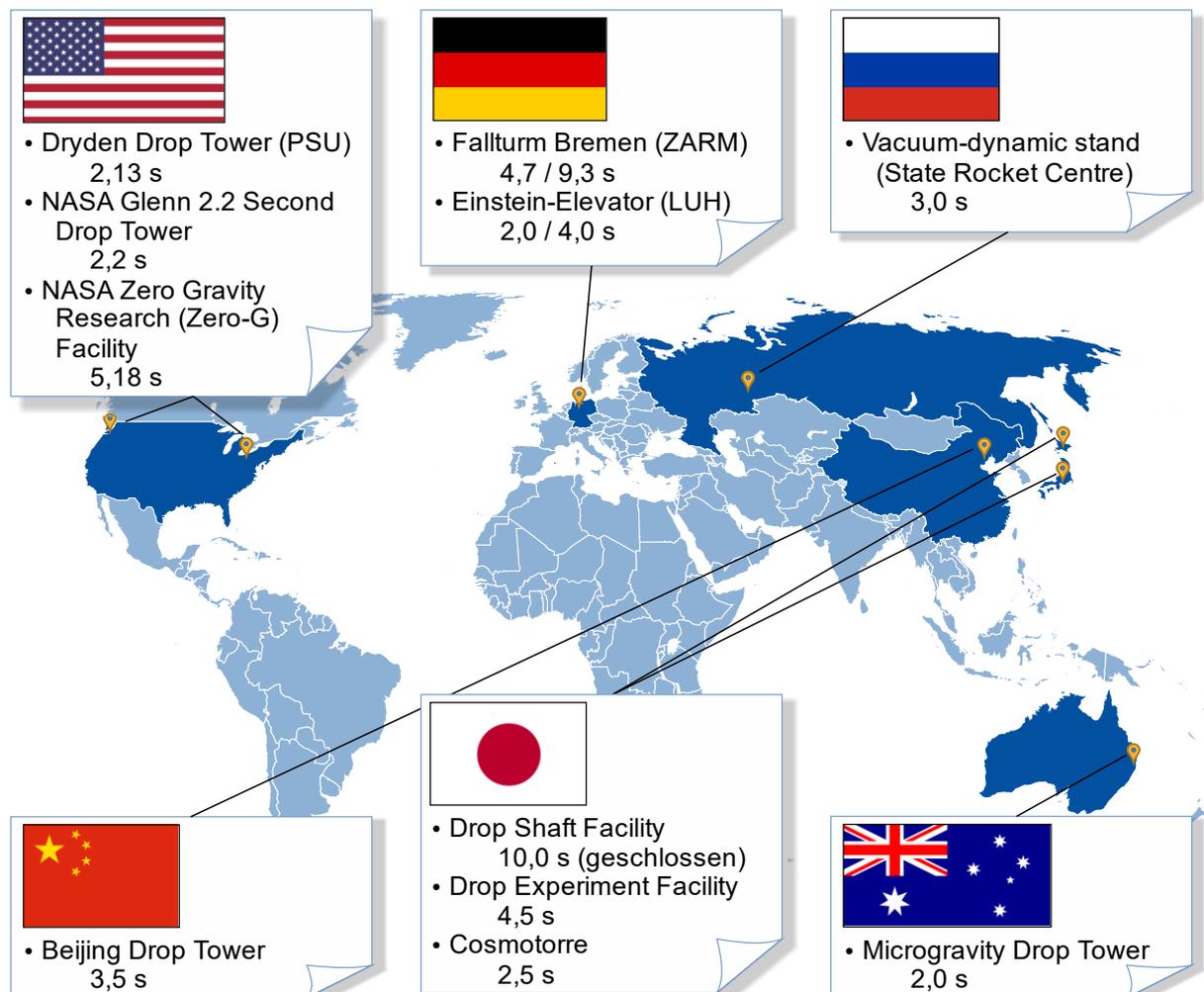


Abbildung 2-10: Weltkarte mit Falltürmen > 1 s (nur Großforschungsanlagen)

Tabelle 2-1: Eigenschaften der größten Freifalltürme für Forschung unter Schwerelosigkeit, (basierend auf den Daten folgender Publikationen: 1) [Neu08], 2) [Neu06], 3) [Ddt18, Urb15b], 4) [Lae15, Ste07, Ste16], 5) [Hua13, Lae15, Zha05], 6) [Kom16, Nag16], 7) [Koi01, Mor93, Zha05], 8) [Iwa05, Nok08], 9) [Fuj07, Fuj09, Fuj16], 10) [Dit91, Lae15, Zar11], 11) [Lot14, Lot17b, Lot18c], Quelle: nach [Lot17b], Übersetzung, Layoutanpassungen)

Name der Einrichtung	NASA Glenn 2.2 Second Drop Tower	Zero Gravity Research (Zero-G) Facility	Dryden Drop Tower	Microgravity Drop Tower	Beijing Drop Tower	Vacuum-dynamic stand	Drop Shaft Facility**	Drop Experiment Facility	50M Drop Tower	Fallturm Bremen	Einstein-Elevator
Forschungseinrichtung	NASA	NASA	PSU	QUT	NMLC	State Rocket Centre	JAMIC**	MGLAB	Cosmo-torre	ZARM	LUH/ HITec
Land	USA			Australien	China	Russland	Japan			Deutschland	
Freifalldauer in s	2,2	5,18	2,13	2,0	3,5	3	10	4,5	2,5-2,8	4,7/9,3*	2/4
Freifallstanz in m	24	132	22,2	20	60	50	490	100	40	110*	20*
Minimale Restbeschleunigung	10 ⁻³ g	10 ⁻⁵ g	10 ⁻³ g	10 ⁻⁴ -10 ⁻⁶ g	10 ⁻³ -10 ⁻⁵ g	10 ⁻² -10 ⁻³ g	10 ⁻⁵ g	10 ⁻⁵ g	10 ⁻³ g	10 ⁻⁶ -10 ⁻⁷ g	10 ⁻⁶ g
Maximale Bremsbeschleunigung	15-30 g	35-65 g	8,5-15 g	15-20 g	8-12 g	N/A	8 g	10 g	20 g	40-50 g	5 g
Wiederholrate pro Tag	12	2	>20	15-20	2-4	4	2-3	1-2	10	3	300
Experimentgewicht in kg	487 ^C / ₁₅₉ ^E	1.130 ^C / ₄₅₅ ^E	165 ^C / ₅₀ ^E	150 ^E	630 ^C / ₉₀ ^E	30.000 ^C	5.000 ^C / ₅₀₀ ^E	1.000 ^C / ₄₀₀ ^E	400 ^C / ₁₀₀ ^E	500 ^C / ₄₀₀ ^{C*} / ₂₆₄ ^{ES} / ₂₂₁ ^{EL} / _{161,5} ^{ES*}	1.000 ^C / ₅₁₅₋₇₀₀ ^E
Experimentdimensionen in mm	Ø/□	960 x 400 ^E	Ø1.000 ^C / _{Ø970} ^E	N/A	Ø800 ^E	< Ø5.000 ^C	Ø1.800 ^C / _{870 x 870} ^E	Ø900 ^C / _{Ø720} ^E	Ø700 ^C / _{Ø500} ^E	Ø800 ^C / _{Ø700} ^E	Ø1.700 ^C / _{Ø1.660} ^E
		Höhe	840 ^E	4.000 ^C / _{1.600} ^E	N/A	1.500 ^C / ₉₀₀ ^E	< 10.000 ^C	7.850 ^C / ₉₁₈ ^E	2.280 ^C / ₈₈₅ ^E	2.800 ^C / ₈₀₀ ^E	2.107 ^C / _{1.341} ^{CS*} / _{1.718} ^{EL} / ₉₅₃ ^{ES}
Kapsel-Experiment-Konfiguration	DS	VC	DS	DS	DS ist VC	VC	DS ist VC	DS	DS	VC + optional FF	DS ist VC, FF
Quelle	1)	2)	3)	4)	5)	6)	7)	8)	9)	10)	11)

*: Katapult → doppelte Flugzeit **: 2010 geschlossen ^C: Kapsel (capsule) ^E: Experiment N/A: nicht bekannt (not available) ^S: Kurze Kapselbauform (short) ^L: Lange Kapselbauform (long) DS: Luftwiderstandsschild (drag shield) VC: Vakuumkammer (vacuum chamber) FF: Freeflyer

geschlossene Anlage des *Japan Microgravity Centers (JAMIC)* in einem japanischen Bergwerksschacht mit 490 m Fallhöhe ermöglichte 10 s und war damit die weltweit größte Anlage [Koi01, Mor93, Zha05]. In Russland im *Academician V.P. Makeyev State Rocket Centre* sind 3 s Schwerelosigkeit realisierbar [Kom16]. In Australien an der *Queensland University of Technology (QUT)* sind es 2,0 s Freifallzeit [Lae15, Ste07, Ste16]. Tabelle 2-1 schafft eine Übersicht über die wesentlichen Eigenschaften dieser Einrichtungen, mögliche Größen und Gewichte der Experimente sowie die Art der Kapsel-Experiment-Konfiguration mit den dazugehörigen Quellen.

Die Aufstellung zeigt, dass alle Anlagen eine geringe Wiederholrate mit wenigen Experimentendurchführungen pro Tag aufweisen. Es sind sehr unterschiedliche minimale Restbeschleunigungen von $1 \cdot 10^{-3}$ bis $1 \cdot 10^{-7}$ g möglich und beim Bremsen treten hohe Beschleunigungen von bis zu 65 g auf. Die Experimente schwanken stark bei der Nutzlast zwischen 50 bis 30.000 kg und variieren bei den Maßen von der Größe eines Schuhkartons bis hin zu sehr großen Aufbauten, zum Beispiel Satelliten. Die Versuchsdurchführung findet wenig automatisiert statt, sodass diese zeitaufwändig und kostenintensiv sind. Aufgrund der Verwendung der konventionellen Fallturmschicht ist in keiner der Anlagen partielle Gravitation möglich. Der Aufbau von Falltürmen mit dieser Technik wird im folgenden Kapitel beschrieben.

2.1.3 Konventionelle Fallturmschicht am Beispiel *Fallturm Bremen*

Der technische Aufbau konventioneller Falltürme ist bei den zuvor genannten Anlagen ähnlich. Das Experiment wird in eine Trägerstruktur integriert, mit einer Hülle versehen und in einer Fallröhre frei fliegend fallengelassen. Es gibt Unterschiede bei den Anlagen hinsichtlich der Evakuierung des Fallwegs, der Konfiguration vom Luftwiderstandsschild (DS, engl.: drag shield) mit dem Experimentaufbau, den Bremssystemen sowie der Verwendung eines Katapults zur Steigerung der Versuchszeiten. Im Folgenden wird das Prinzip am Beispiel des *Fallturm Bremen* im Detail dargestellt.

Die Fallkapsel mit integriertem Experiment wird in der unteren Position in der Fallröhre durch das Tor eingebracht und in den Kran gehängt, wie in Abbildung 2-11 dargestellt. Anschließend fährt dieser in die Topposition, der Abbremsbehälter wird in Position geschwenkt und in der Röhre wird ein Vakuum erzeugt (hier 0,1 mbar). Dieser Prozess dauert aufgrund des großen Volumens von 1.700 m³ etwa 1,5 Stunden. Anschließend finden die letzten Vorbereitungen für den Start des Experiments computergesteuert statt. Die Energieversorgung wird automatisch abgekoppelt und sobald der Start freigegeben ist, fällt die Kapsel, durch das Erdschwerefeld beschleunigt, für etwa 4,74 s die Röhre hinab. Unten angekommen bremst ein mit Styroporkugeln gefüllter Behälter den Aufbau ab. Dabei treten Beschleunigungen bis zu 50 g auf. Nach dem etwa 20-minütigen Belüften der Röhre mit vorkonditionierter Luft und der Bergung mit Hilfe des

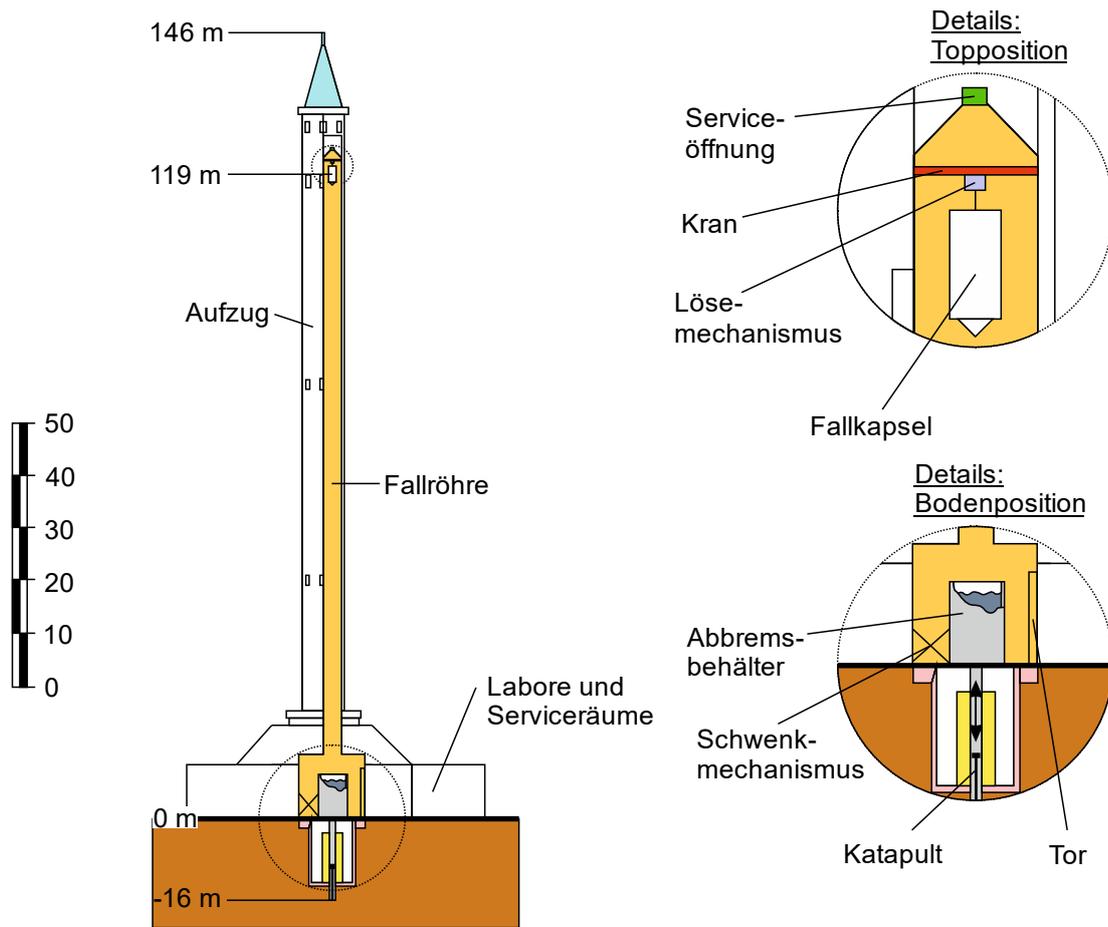


Abbildung 2-11: Schnittansicht des Fallturm Bremen mit Detailansichten der Topposition und der Bodenposition (Quelle: nach [Dit91, Kam06])

Krans wird der wissenschaftliche Aufbau in den Integrationsbereich zurückgebracht, sodass Experimentierende Anpassungen vornehmen oder es direkt auf den nächsten Start vorbereiten können. Die Durchführung der Experimente im Fallturm läuft computergesteuert ab. Ein Eingriff durch die Forschenden in die Experimenthardware ist per PC bis wenige Sekunden vor dem Abwurf sowie nach der Bergung aus dem Auffangbehälter und dem Transfer zurück in den Integrationsbereich möglich. Das gleiche Prozedere ist beim Start mit dem unterhalb des Abbremsbehälters angeordneten Katapults möglich. Hier wird die Fallkapsel auf den Stempel des Katapults gestellt, die Fallröhre geschlossen und evakuiert. Das Katapult wird vorgespannt und beschleunigt anschließend die Fallkapsel auf die benötigte Endgeschwindigkeit von 46,9 m/s. Die Fallkapsel vollführt für etwa 9,3 s einen vertikalen Parabelflug und landet wie bei den zuvor beschriebenen reinen Fallversuchen im rechtzeitig eingeschwenkten Abbremsbehälter. [Koe12, Zar12a]

Unter den weltweit eingesetzten Einrichtungen gibt es leichte Unterschiede im Ablauf sowie in der Bauform. So kann die Vakuumröhre sowohl als Turm, wie beim *Fallturm Bremen*, als auch als unterirdischer Schacht ausgeführt sein. Als Beispiel für letztere Bauform sei hier die *Zero Gravity Research Facility* der NASA genannt. Auch die Ausbildung der Röhre als Vakuumkammer ist keine zwingende Voraussetzung. So werden

auch Falltürme mit Normalatmosphäre im Fallbereich eingesetzt. Der auftretende Luftwiderstand wird dort häufig durch einen Freeflyer-Aufbau im Inneren der Fallkapsel kompensiert. Die Kapsel stellt dabei das DS dar. Auch das DS kann je nach Bedarf zur Steigerung der Experimentqualität noch evakuiert werden. In der Regel fallen die Experimente ungeführt. Es gibt aber auch wenige Aufbauten, die das DS entlang der Fallstrecke führen, um eine unvorhergesehene Flugbahn zu verhindern. Darüber hinaus bestehen bei den Bremssystemen unterschiedliche Ausführungen. Neben Styroporkugeln werden Luftkissen, gespannte Seilsysteme oder reibungsbehaftete Bremsen am Ende der Fallstrecke eingesetzt. Zur Steigerung der Experimentdauer kann das Experiment auch nach oben katapultiert werden. Die Experimentzeit verdoppelt sich damit nahezu. Allerdings muss in diesem Fall das Bremssystem nach der Startphase in Position gebracht werden, was ein gewisses Risiko bedeutet. Bislang wird nur im *Fallturm Bremen* das Katapult intensiv für große wissenschaftliche Experimente genutzt. [Lae15]

Forschung im *Fallturm Bremen*

Der *Fallturm Bremen* des ZARM, Teil der *Universität Bremen*, wird für universitätseigene Forschungsvorhaben verwendet, als auch im Rahmen der Zusammenarbeit mit dem DLR und der ESA nationalen und internationalen Forschenden zur Verfügung gestellt. Die ESA führt dort viele Fallversuche unterschiedlichster Themengebiete durch. Diese sind beispielsweise in der Veröffentlichung von *Kufner* [Kuf11] für den Zeitraum 2000 bis 2011 zusammengefasst und reichen ähnlich dem Themenspektrum an Bord der ISS von der physikalischen Grundlagenforschung bis zur Technologieentwicklung. Als universitätseigene Forschungsreihen, welche am *Fallturm Bremen* durchgeführt werden, sind beispielsweise die Untersuchung von Beschleunigungssensoren für die *MICROSCOPE-Mission* [Lio14] und der hochempfindlichen SQUID-Positionsdetektoren für die Mission *STEP* [Vod01] oder auch Entwicklungsprojekte, wie das „*Smarte Sensoren und Aktuatoren für eine 'intelligente' Lageregelung (iAOCS) als 'System on a Chip'*“ [Zar12b] genannt. Um darüber hinaus in Schule und Studium einen Einblick in die Mikrogravitationsforschung zu bieten, haben die ESA und das DLR die Programme "*Drop Your Thesis!*" und "*DropTES*" aufgelegt [Koe14].

2.2 Aufbau des Experimentträgers und Anforderungen an die Infrastruktur

An eine Plattform für Mikrogravitationsforschung werden viele Anforderungen gestellt. Diese unterscheiden sich stark, wenn die Flugkampagnen in Parabelflügen, Satelliten oder der ISS mit Fallturmkampagnen verglichen werden. Wesentlicher Vorteil der erdgebundenen Falltürme ist die Zugänglichkeit zu den Experimenten. Sind mechanische

Anpassungen am Experiment durchzuführen, so ist dies bei Parabellflügen und der *ISS* nur eingeschränkt möglich. Bei Satellitenmissionen ist dies sogar ausgeschlossen. Aus diesem Grund spielt die Infrastruktur rund um einen Fallturm eine große Rolle für die Versuchsabwicklung. Die im Folgenden dargestellten Anforderungen beziehen sich daher im Wesentlichen auf Fallturmexperimente, lassen sich aber in einigen Aspekten auch auf andere Plattformen übertragen. Verglichen werden generelle, übergeordnete Anforderungen und spezielle Anforderungen an den Experimentträger und an die Infrastruktur.

Die übergeordneten generellen Anforderungen an Experimente unter Schwerelosigkeit sind, sie sollen kostengünstig sein, kurze Experimentplanungs-, Aufbau- und Integrationszeiten benötigen, Versuchsreihen in kurzer Zeit durchführen können und somit einen möglichst kurzfristigen Projektablauf von der ersten Idee bis hin zu den Ergebnissen realisieren. Des Weiteren sind minimale Sicherheitsanforderungen wünschenswert, um den Aufwand gering zu halten. Eine niedrige Restbeschleunigung ($\approx 1 \cdot 10^{-6} g$) ist für Mikrogravitationsexperimente eine Basisvoraussetzung, die es möglichst lang zu erreichen gilt. Mit diesen Anforderungen lassen sich Fallturmexperimente auch als Vorbereitung auf größere Weltraummissionen ideal nutzen [esa15].

Um wissenschaftliche Projekte oder Vorbereitungen für zukünftige Weltraummissionen durchführen zu können, bestehen auch an den Versuchsträger hohe Anforderungen. Im Folgenden wird der gängige Aufbau am Beispiel der Fallkapsel und des Freeflyer-Aufbaus des *Fallturm Bremen* beschrieben, der in Abbildung 2-12 dargestellt ist. Der Versuchsträger selbst befindet sich zumeist während der Versuchsdurchführung in einer Vakuumkammer und stellt häufig seinerseits eine gasdichte Druckhülle

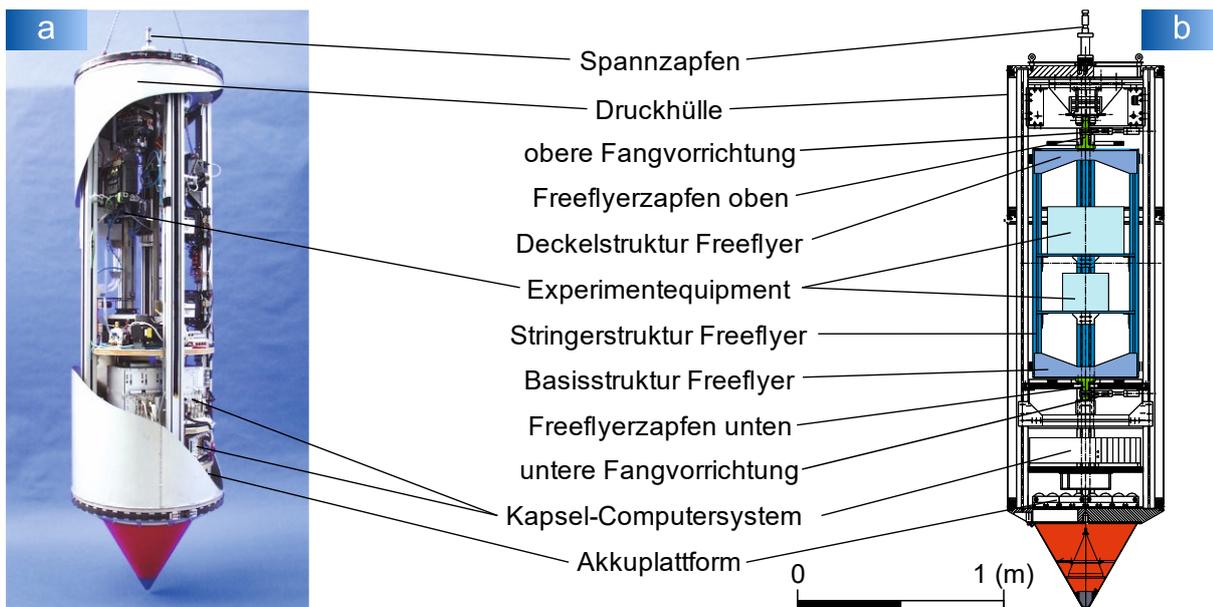


Abbildung 2-12: Experiment und Fallkapsel am Beispiel des Fallturm Bremens, a) Fallkapsel in der Standardkonfiguration (Quelle: nach [Zar13], ergänzt um Beschriftung), b) Freeflyer in modifizierter Fallkapsel (Quelle: nach [Zar99], ergänzt um Beschriftung und farbliche Hervorhebung des Freeflyers und der Dragshieldspitze)

dar. Im Versuchsraum ist daher eine Normalatmosphäre zur Konvektionskühlung der Elektronik wichtig. Reicht die Luft zur Kühlung nicht aus oder wird auf die Normalatmosphäre verzichtet, kann temperierbares Kühlmittel diese vor Überhitzung schützen. Die Elektronik von Experiment und der mitfliegenden Gerätesteuerung wird von einer gemeinsamen Batterie (Akkuplatzform) gespeist, die nach der Versuchsdurchführung geladen wird. Standardisierte Schnittstellen ermöglichen es, das Experimentequipment über die Benutzerterminals im Kontrollraum zu bedienen sowie per Fernzugriff Parameter am Kapsel-Computersystem zu ändern und Versuchsergebnisse abzurufen. Bei der Installation der Elektronik ist auf die elektromagnetische Verträglichkeit der Komponenten untereinander zu achten.

Neben den essentiellen Bestandteilen des Aufbaus sind für die spätere Auswertung der Experimente Informationen zu den System- und Anlagenzuständen nötig. Zu diesen gehört zum Beispiel die Position der Fallkapsel bzw. des Experimentträgers relativ zur Position in der Anlage zur Kompensation möglicher Magnetfeldschwankungen aus den Messwerten. Auch eine kurze Ausschwingzeit des experimentellen Aufbaus nach der Anregung beim Start ist für eine möglichst lange Verweildauer in Mikrogravitation von Bedeutung. Der Lösemechanismus der Kapsel wird im beschriebenen Beispiel über einen Spannzapfen realisiert und spielt eine wichtige Rolle zum kräftefreien Ausklinken. Eine zusätzliche Reduzierung der Restbeschleunigung kann durch die Verwendung sogenannter Freeflyer erreicht werden, wie in Abbildung 2-12b dargestellt. Hier befindet sich eine zweite Trägerstruktur, der Freeflyer, im Kapselinneren. Nach dem Start wird dieser von der ihn umgebenden Kapsel gelöst und fällt losgelöst gemeinsam mit der Kapsel hinunter. Bei diesem Vorgang funktioniert die äußere Druckhülle wie ein DS als Schutz gegenüber der restlichen Luftreibung in der Vakuumatmosphäre der Fallröhre. Durch die sehr geringen Relativgeschwindigkeiten werden die restlichen Vibrationen der Kapsel nicht mehr durch die in der Kapsel vorhandene Luft an den Freeflyer weitergegeben. Die dadurch erreichbare Restbeschleunigung ist um eine Zehnerpotenz auf den Bereich $1 \cdot 10^{-7} g$ absenkbar. Zur späteren Analyse des Einflusses des montierten Experiments auf das Schwingungsverhalten des Experimentträgers ist ein Vergleichsschwingungsspektrum mit einem leeren Experimentträger zur Verfügung zu stellen. Auch müssen die Struktur des Experimentträgers und des Experiments mechanisch bei Bedarf den Beschleunigungen in einem sogenannten *Katapultmodus*, aber vor allem den Verzögerungen beim Abbremsen widerstehen. [Dit93, Mei96, Sel10, Zar99, Zar12a]

Neben diesen Anforderungen besteht aber auch die Notwendigkeit für die Forschenden in unmittelbarer Nähe zur Plattform arbeiten zu können. Dazu werden Labore, eine Experimentvorbereitung, Werkstätten und Büros benötigt. In den Laboren können Technologien und Experimente unter klimatisch stabiler und sauberer Umgebung erarbeitet und montiert werden. In der Experimentvorbereitung können die Experimente

zusammengesetzt, vom Bedienpersonal für die Versuchsdurchführung austariert und hinsichtlich der Sicherheitsanforderungen abgenommen werden. Es stehen außerdem für kurzfristige Anpassungen an den Experimentaufbauten und zur Ersatzteilerfertigung Werkstätten sowie für längerfristige Aufenthalte und zur Experimentauswertung Büroarbeitsplätze zur Verfügung.

2.3 μg -Qualität bestehender Einrichtungen

Für die Ermittlung der μg -Qualität bestehender Einrichtungen hat die NASA Anfang der 90er Jahre ein Messsystem entwickelt, das *Space Acceleration Measurement System* (SAMS). Dieses ist in vielen Einrichtungen bereits zum Einsatz gekommen und ermöglicht dadurch eine ideale Vergleichbarkeit der aufgenommenen Ergebnisse. Im Folgenden werden die Funktionsweise, die Messmethode sowie anhand des Fluges an Bord der *Blue Origin New Shepard* aus den Juni 2016 aufgezeigt, welche Parameter bei der Auswertung des Systems von Interesse sind. [Fos04, McP17]

SAMS TSH-ES

Zur Bestimmung der μg -Qualität einer Experimentierplattform sind deren Beschleunigungswerte während einer Versuchsdurchführung in allen drei Raumrichtungen zu messen. Dies geschieht generell mittels hochauflösender Beschleunigungssensoren möglichst nah am experimentellen Aufbau. Das SAMS-System der NASA besteht aus mehreren Messköpfen, einer Signalaufbereitung und einer Kontroll- und Steuereinheit. Mit dem später entwickelten SAMS TSH-ES ist es durch die Integration der Signalaufbereitung und einer Kommunikationsschnittstelle möglich, mit jedem Ethernetgerät auf die Daten des Sensors zuzugreifen. Abbildung 2-13 zeigt einen der Messköpfe.

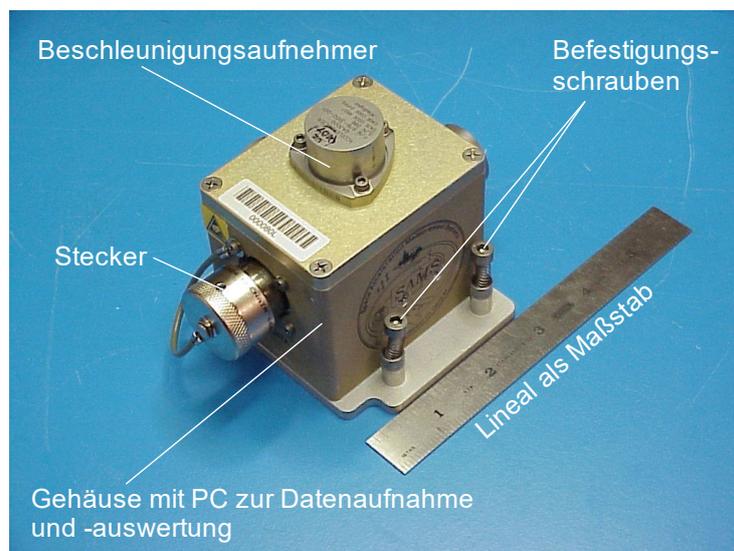


Abbildung 2-13: NASAs SAMS TSH-ES Sensorkopf zur dreiachsigen Beschleunigungsmessung im Frequenzbereich von 0,01 bis 400 Hz misst 113,0 mm x 92,7 mm x 89,6 mm und wiegt 0,79 kg (Quelle: nach [Fos04], ergänzt um Beschriftung)

Der *TSH-ES* benötigt zur Datenaufnahme und -auswertung sowie zur Kommunikation eine Spannungsquelle mit ± 15 V DC und einer Leistungsaufnahme von 4,5 W. Die Kommunikation ist per Ethernet, RS-232 oder USB möglich. Die Grenzfrequenz kann in den Schritten 3 Hz, 6 Hz, 10 Hz, 12 Hz, 25 Hz, 50 Hz, 100 Hz, 200 Hz und 400 Hz gewählt werden. Mit dem 24 bit A/D-Konverter pro Beschleunigungsachse wird der Messbereich von 0,1 μ g bis 1 g aufgelöst. Durch seine kleine Baugröße und die Integration diverser Auswerteelektronik ist dieser Sensorkopf einfach in eine zu untersuchende Schwerelosrichtung zu integrieren. [Fos04]

Ablauf einer Messung

Der *TSH-ES*-Messkopf besitzt zum Einbau in eine Anlage eine Grundplatte mit Befestigungsmöglichkeiten. Die x-Achse des Messkopfes ist vorzugsweise in Flugrichtung orientiert. Ein exakt ausgerichteter Einbau ermöglicht genaue richtungsabhängige Ergebnisse. Neben dem präzisen Einbau sind auch die Protokollierung der Flugbahn und der unterwegs auftretenden Ereignisse für die spätere Auswertung wichtig. So sind möglichst von einem übergeordneten System die Zustandsdaten der Anlage mit gleicher Zeitbasis aufzunehmen. Dies bietet später die Möglichkeit, das aufgenommene Signal ereignisgenau auswerten zu können. [McP17]

Auswertung

Um mehrere Anlagen miteinander vergleichen zu können, ist die aufgezeichnete Datenmenge der jeweiligen Beschleunigungsaufnehmer auf einzelne vergleichbare Kennzahlen zu reduzieren. Das dazu notwendige Vorgehen wird in Abbildung 2-14 veranschaulicht. Zunächst werden dazu die aufgenommenen Beschleunigungsdaten in x-, y- und z-Richtung betrachtet und gegebenenfalls auf unvorhergesehene Ereignisse ausgewertet (Abbildung 2-14a). Hierzu kann es auch von Vorteil sein, ein Spektrogramm des gesamten Verlaufs aufzustellen, da sich darin Entwicklungen in verschiedenen Frequenzbereichen simultan erkennen lassen (Abbildung 2-14b). Die zu untersuchenden Bereiche werden anschließend abschnittsweise zur Auswertung extrahiert. Das Messsignal wird nun achsenweise auf Effektivwerte hin für verschiedene Frequenzbereiche berechnet. Außerdem wird ein resultierender Gesamtwert für diese Frequenzbereiche bestimmt. Die üblich ausgewerteten Frequenzbereiche sind < 10 , < 50 und < 200 Hz (Abbildung 2-14c). Anschließend wird der Betrag der Beschleunigungswerte angegeben und mittels eines Boxplots oder einer Tabelle als sogenannte Fünf-Punkte-Zusammenfassung (Median, zwei Quartile und beide Extremwerte) dargestellt. Dies gibt schnell einen Aufschluss, in welcher Größenordnung und mit welcher Häufigkeitsverteilung die Werte vorliegen (Abbildung 2-14c). Im Anschluss daran werden die Effektivwerte über der Frequenz entweder für einzelne Achsen und/oder für

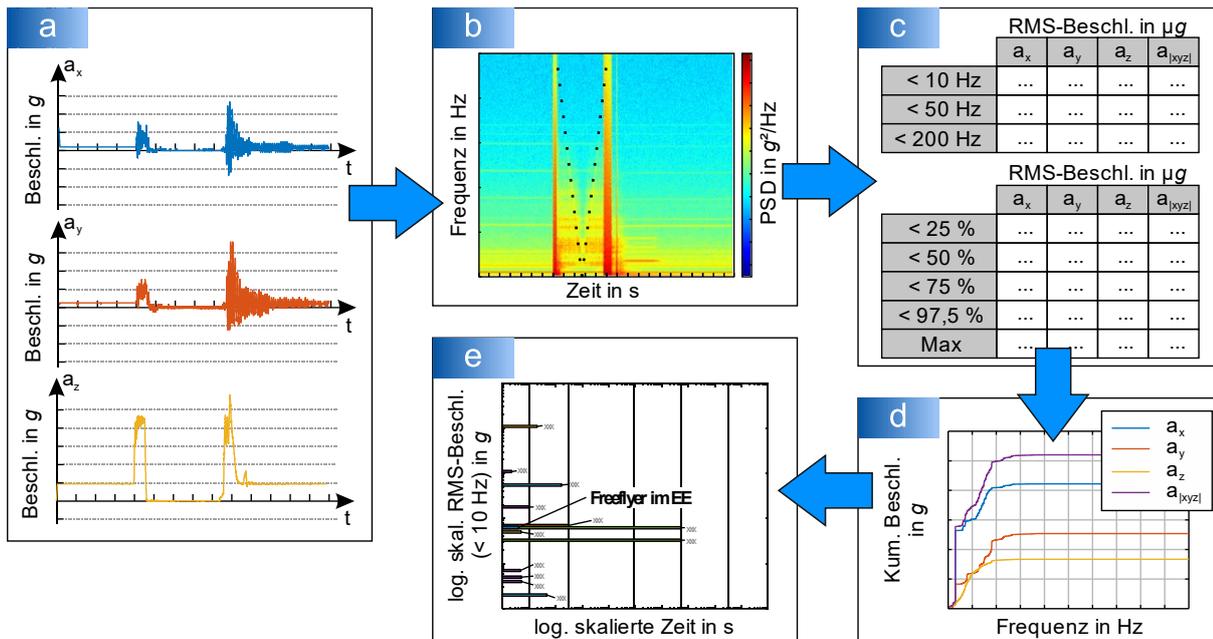


Abbildung 2-14: Vorgehen zur Auswertung einer Messung und der Weg zum Vergleich mit anderen Anlagen (Quelle: nach [McP17], eigene Tabellen und Diagramme, Werte dienen nur der Visualisierung), a) Rohwerte, b) Spektrogramm, c) Effektivwerte achsweise und Häufigkeitsverteilung, d) Effektivwerte über Frequenz, e) Effektivwert bis 10 Hz im Vergleich unterschiedlicher Einrichtungen über der Zeit in μg , Abkürzung: RMS – Quadratisches Mittel (engl.: root mean square)

den resultierenden Gesamtwert aufgetragen. Dadurch lassen sich die Beiträge einzelner Ereignisse und Einflussfaktoren an der kumulativ betrachteten Beschleunigung bei bestimmten Frequenzen ermitteln. Die Frequenz kann zur einfacheren Übersicht auch logarithmisch aufgetragen werden (Abbildung 2-14d). Erweitert werden kann die Auswertung noch durch die Ein-Drittel-Oktave- bzw. Terz-Frequenzband-Betrachtung. Dies quantifiziert den spektralen Beitrag in Proportion zur Bandbreite der Frequenz im gegebenen Zeitintervall. Ein Diagramm dazu ist in Abbildung 2-15 beispielhaft dargestellt. [Hro04, Urb15b]

Ein abschließender Vergleich kann für einen bestimmten Frequenzbereich (NASA nutzt < 10 Hz) über der Zeit mittels des Effektivwerts der Beschleunigungen erfolgen. Auf diese Weise aufgenommene Daten anderer Einrichtungen sind im Diagramm in Abbildung 2-14e und Abbildung 2-16 eingetragen. [Urb15b]

Die Ergebnisse dieses Diagramms zeigen für die unterschiedlichen Einrichtungen stark abweichende Werte. So ist beispielsweise für den Parabelflug KC-135 (mit am Flugzeug verschraubtem Experiment) der höchste Wert verzeichnet. Die Genauigkeit in diesem Fall hängt von den Fähigkeiten des Piloten und dem Luftwiderstand des Flugzeugs ab. Der Luftwiderstand ist neben den Vibrationen der Plattform einer der größten Einflüsse. Mit Loslösen des Experimentaufbaus von der Plattform und sinkendem Luftwiderstand steigt die μg -Qualität drastisch bzw. sinkt die Restbeschleunigung. Die niedrigsten Restbeschleunigungen frei fliegender Experimente in nicht erdgebundenen Einrichtungen betragen zwischen ca. 32 bis ungefähr 70 μg für Sounding Rockets, die ISS und den freien Fall im Parabelflieger KC-135. Sinkt der Luftwiderstand

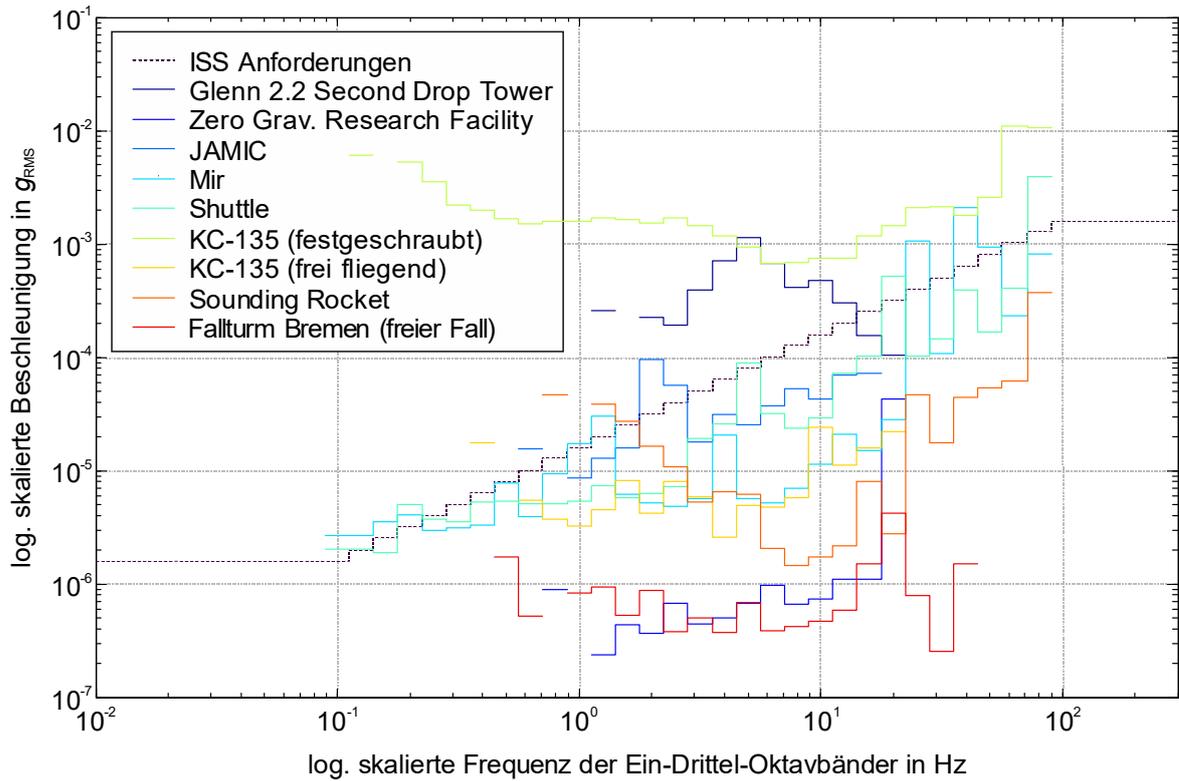


Abbildung 2-15: Auswertung der frequenzabhängigen Obergrenzen der Beschleunigung für unterschiedliche Einrichtungen zur Mikrogravitationsforschung, Abkürzung: RMS – Quadratisches Mittel (engl.: root mean square), (Quelle: nach [Urb15b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen)

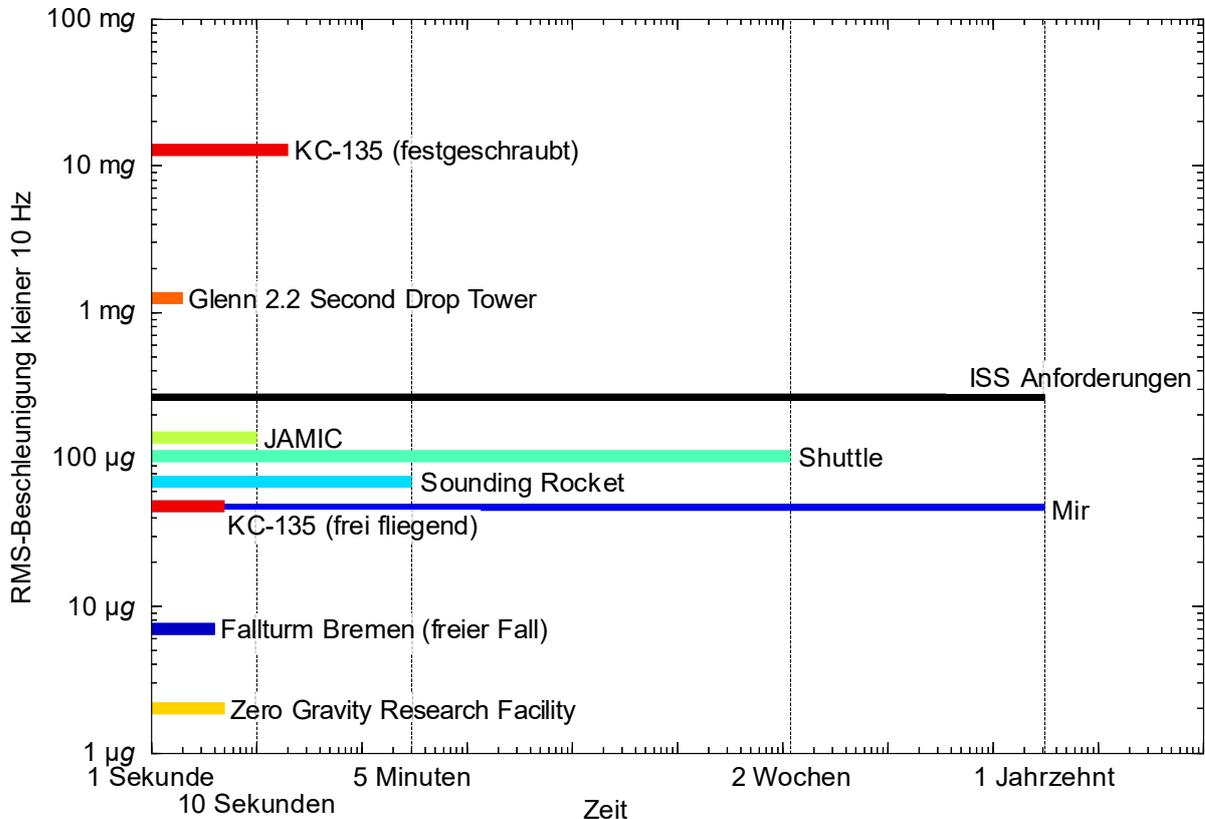


Abbildung 2-16: Vergleich unterschiedlicher Einrichtungen zur Mikrogravitationsforschung hinsichtlich der erreichbaren Restbeschleunigung über der möglichen Experimentdauer, Abkürzung: RMS – Quadratisches Mittel (engl.: root mean square), (Quelle: nach [Urb15b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen)

durch das Evakuieren des Fallwegs, sinkt die mögliche Restbeschleunigung um eine weitere Zehnerpotenz.

Eine weitere Senkung der Restbeschleunigung kann durch eine Kapsel-in-Kapsel-Installation mit sogenannten Freeflyern in evakuierten Fallturmkapseln erreicht werden. Hier werden gleich zwei Einflussfaktoren minimiert. Sowohl ein minimaler Luftwiderstand als auch eine Relativgeschwindigkeit nahe null zwischen Experimentträger und Fallkapsel ermöglichen erstmals Restbeschleunigungen im Bereich $< 1 \mu g$ [Sel10]. In neuen Konzepten für aktiv angetriebene Falltürme ist dies für minimale Restbeschleunigungen zu berücksichtigen.

2.4 Hohe Wiederholraten und einstellbare Gravitation

Wissenschaftliche Experimente, bei denen für die Beobachtung und den Nachweis ein enormer technischer Aufwand betrieben wird, um diese sicht- und messbar zu machen, benötigen zur Validierung die Möglichkeit der statistischen Erhebung. Hierfür ist eine hohe Wiederholrate an Versuchsdurchführungen nötig. Außerdem entsteht aus den jüngsten Fortschritten in der Weltraumexploration ein Bedarf unter weiteren Gravitationsbedingungen forschen zu können. Bislang blieb diese Forschung weitestgehend unbetrachtet, trotz substanzieller technischer Wichtigkeit [Urb15b]. Für das Forschen unter unterschiedlichen Gravitationsbedingungen kommen terrestrische Forschungseinrichtungen eingeschränkt in Frage, da für einstellbare Schwerebedingungen eine aktive Regelung der Fallkapsel notwendig ist. Diese neuartigen Anlagen sind bereits in Patenten beschrieben und zwei Forschungsgroßanlagen befinden sich zurzeit in der Planung. Für alle Entwicklungen stellt die Antriebstechnik die Schlüsselkomponente dar. Diese aktuellen Möglichkeiten und die Entwicklung weiterer Anlagen werden im Folgenden beschrieben.

2.4.1 Forschung in partieller Gravitation

Das Simulieren partieller Schwerkraft auf der Erde ist bislang in Parabelflügen oder in Zentrifugen in Falltürmen möglich, kann aber dadurch allein nicht zufriedenstellend abgedeckt werden. Die Simulation von partieller Schwerkraft in Parabelflügen [Air19] funktioniert analog zu den in Kapitel 2.1.1 beschriebenen Schwerelosflügen. Allerdings besteht der zusätzliche Nachteil, dass bei der Simulation unterschiedlicher Schwerebedingungen das Experiment immer mit dem Flugzeugboden verbunden ist. Freeflyer sind in diesem Fall technisch nicht möglich. Es werden somit die Einflüsse vom Flugzeug auf den experimentellen Aufbau übertragen, wodurch die realisierbare Qualität der eingestellten Schwerebedingung erheblich eingeschränkt ist. Die strengen Sicherheitsvorkehrungen, da sich auch Menschen an Bord befinden, schränken auch

hier die Experimente zusätzlich ein. Statistische Untersuchungen sind nur selten möglich.

Auch in Falltürmen können partielle Schwerebedingungen simuliert werden. Dafür werden Zentrifugen im freien Fall eingesetzt. Dies funktioniert analog zu den Freifallexperimenten, welche in Kapitel 2.1.3 beschrieben sind, nur, dass im Experimentaufbau eine Zentrifuge den zu untersuchenden Probenaufbau rotieren lässt. Die Drehzahl und der Radius zum betrachteten Versuchsobjekt bestimmen die eingestellte simulierte Gravitation. Allerdings gilt diese nur für eine Position direkt auf dem Radius und auch nur für eine Raumrichtung. Die anderen beiden Raumrichtungen weisen, bezogen auf dieses Bezugssystem, keine Schwerkraft bzw. wieder Mikrogravitation auf [Fer11, Fer17]. Für das Schließen der aufgezeigten Lücke in den Forschungseinrichtungen sind neuartige Konzepte zur Simulation partieller Gravitation und zur Steigerung der Wiederholrate durch einen deutlich höheren Automatisierungsgrad nötig.

2.4.2 Patente

Mit dem Thema einstellbarer Schwerebedingungen und einer hohen Wiederholrate haben sich weltweit mehrere Institutionen und Einzelpersonen auf Patentebene auseinandergesetzt, aber erst in den letzten 10 Jahren sind drei konkrete Konzepte entwickelt worden. Zum einen ist 2009 die Grundidee für das Konzept für den *Einstein-Elevator* im Rahmen des Exzellenzclusters *Center for Quantum Engineering and Space-Time Research (QUEST)* der *LUH* entstanden. Parallel dazu erarbeitete das *ZARM* zunächst ein Patent und entwickelte anschließend ein weiteres Konzept für einen aktiv angetriebenen Fallturm, den *GraviTower Bremen (GTB)*. 2015 stellte auch die *NASA* eine Designstudie für ein neuartiges Fallturmsystem vor. Der *Einstein-Elevator*, der *GraviTower Bremen* und der geplante Umbau des *Zero Drop Towers* der *NASA* stellen die ersten Exemplare einer neuen Fallturmgeneration dar. Zunächst wird im Folgenden die Patentlage beschrieben.

In der Literatur sind weitere Konzepte für die Simulation von Schwerelosigkeit und Mikrogravitation für Experimente unterschiedlicher Dimensionen und Forschungsrichtungen bekannt. Alle nutzen den freien Fall, leiten diesen allerdings auf unterschiedliche Weise ein. In *Barker* [Bar62] wird ein Raumfahrtsimulator beschrieben, bei welchem ein auf einem Fahrzeug befestigter Probenkörper für bis zu 30 s unter Schwerelosigkeit gebracht wird. Das Fahrzeug wird dazu auf einer horizontalen Bahn beschleunigt, in eine vertikale Freifallstrecke umgeleitet und bei Rückkehr auf der horizontalen Bahn wieder abgebremst. Dies soll dem Astronautentraining sowie dem Test von Experimenten unter Mikrogravitation dienen.

Lorenz [Lor85] beschreibt eine freifallende, rotierende und zylindrische Versuchskammer. In dieser werden Strömungsexperimente durchgeführt. Beim Auftreffen auf den

Boden wird die Kammer abrupt wieder nach oben beschleunigt. Bei jeder dieser abrupten Richtungsumkehrungen wird die Kammer jeweils um 180° gedreht, sodass der Richtungsvektor des Impulses von einem Durchgang zum anderen jeweils invers ist. Zeitlich gemittelt heben sich die Impulse für das Experiment auf. Bei dieser Anlage geht es ausschließlich um kleine Experimente zur Untersuchung von Mischvorgängen für die Entwicklung beispielsweise neuartiger Werkstoffe oder pharmazeutischer Präparate mit hoher Reinheit.

Bei *Plaas-Link* [Pla88] wird in einem Fallschacht ein Probenkörper in einer geführten Kabine fallengelassen. Es ist ein reiner Fall- sowie ein Abschussbetrieb definiert. Die Kabine wird mit einem berührungslosen, magnetischen Linearmotor angetrieben. Der Probenkörper schwebt im Inneren frei und wird durch eine Abstandsregelung zwischen Kabine und Probe auf definierter Position gehalten. Es wird für die Ausbildung eines Fallschachts ein Bergwerks- oder Belüftungsschacht mit einer Tiefe von vorzugsweise 600 bis 1.200 m empfohlen.

Die in *Mesland* [Mes88] definierte Wurfeinrichtung ist für kleine Experimente mit Zellkulturen mittels Druckluftantrieb konzipiert. Ein kugelförmiger Probenbehälter wird mittels Druckluft beschleunigt und später abgebremst. Eine Messtechnik erfasst dafür an definierter Position die Richtung des Probenbehälters. Dieser Vorgang kann zyklisch durchgeführt werden. Alternativ zum Druckluftantrieb ist noch eine Kombination aus Federn und Elektromagneten festgehalten.

Wimmer [Wim94] beschreibt eine Bahn aus mindestens drei Segmenten. Es muss eine vertikale Fallstrecke, eine Umlenkkurve und eine vertikale Steigstrecke vorhanden sein. Diese Gesamtbahn kann periodisch bzw. pendelförmig durchfahren werden. Dazu gleicht ein Antrieb die auftretenden Fahr- und Luftwiderstände aus. Der Antrieb ist auf dem Fahrwagen montiert. Mit dieser Anlage sollen aus Flüssigkeiten besonders ideale Kugeln oder Hohlkugeln hergestellt werden und gleichmäßige Beschichtungsverfahren realisiert werden. Aber auch Forschung unter Mikrogravitation ist in dieser Einrichtung durchführbar.

Der von *Lämmerzahl* [Lae13] konzipierte aktive Fallturm soll eine Wiederholrate von 100 Experimenten pro Tag bei 10 Experimenten pro Stunde in einem 10 Stundenbetrieb realisieren. Das *ZARM* kombiniert dazu das weltweit einzigartige Konzept des Katapults mit einem geführten elektromagnetischen Linearmotor und einem permanent regelnden Steuerungssystem. Es werden 6 s in Mikrogravitation sowie auch partielle Erdbeschleunigungen im Bereich von 0,1 bis 0,4 g mit bis zu 8,5 s simuliert. Das patentierte Konzept hat als Besonderheit, dass ein spezieller Löse- und Fangmechanismus in der Beschleunigungseinheit („acceleration unit“) eingesetzt wird, um das Experiment, die Freeflyer Kapsel, sanft und kräftefrei von der Beschleunigungseinheit zu

lösen und nach der Experimentdurchführung wieder einzufangen. Der Drift, unter anderem aufgrund der Corioliskraft während des Freiflugs, macht diesen Mechanismus notwendig [Koe12, Koe13, Koe15].

2.4.3 GraviTower Bremen

Entgegen des oben genannten Patents verfolgt das ZARM im Anschluss ein anderes Konzept für den *GraviTower Bremen (GTB)* weiter [Gie17, Gie19, Koe17]. Dieses sieht ein geführtes DS mit einem hydraulisch angetriebenen Windensystem vor. Abbildung 2-17 zeigt den generellen Aufbau des Systems.

Im Inneren der Kabine, dem DS, wird ein Freelyer mittels eines speziell entwickelten automatischen Halte- und Lösemechanismus (*RCM*, engl.: *Release-Caging-Mechanism*), in einer Normalatmosphäre frei fallen gelassen. Der Abstand zwischen Freelyer und Kabine wird über eine Distanzmessung zur Regelung der Antriebe genutzt. Zunächst soll ein *GraviTower Bremen Prototyp (GTB-Pro)* mit einer Gesamthöhe von 14,9 m in der Einbringungshalle an der Stahlbetonfassade des *Fallturm Bremen* aufgebaut werden. Dieser Prototyp bietet Nutzlasten bis zu 500 kg annähernde Schwerelosigkeit für ca. 2,5 s und soll noch 2021 den Betrieb aufnehmen [Sun20]. Die Möglichkeit, Experimente in partieller Gravitation durchzuführen, wird im Rahmen der Beschreibung des *GTB-Pro* nicht erwähnt. Technisch ist dies prinzipiell realisierbar. Nach

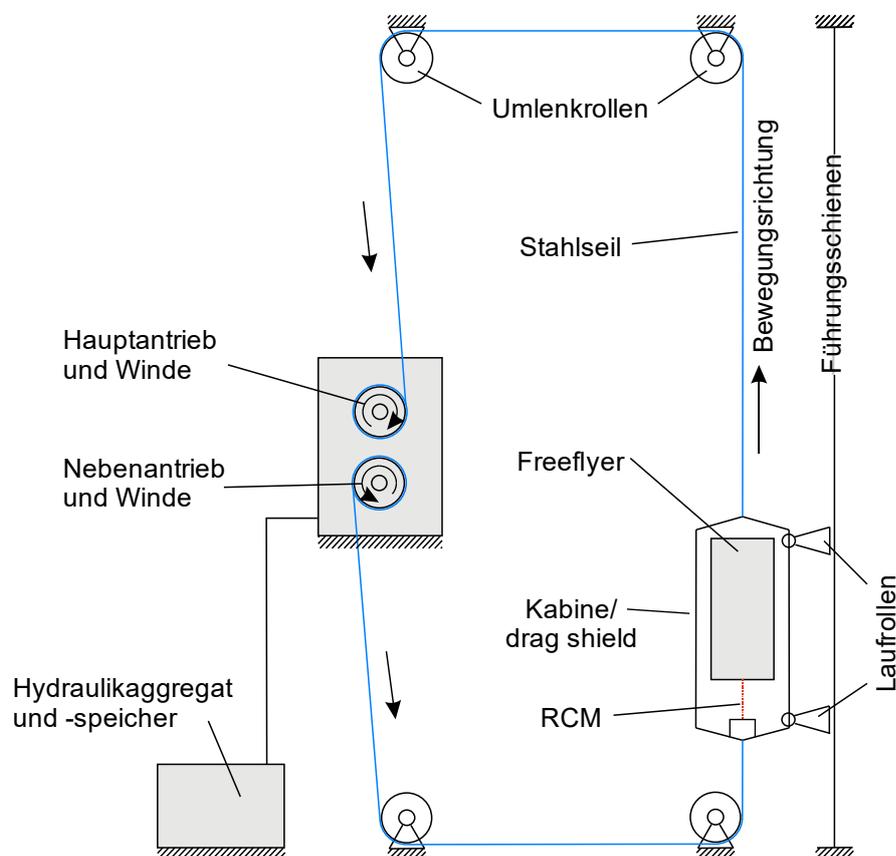


Abbildung 2-17: Prinzipskizze des hydraulischen Seilantriebs des GraviTower Bremen, Abkürzung: RCM – Halte- und Lösemechanismus (engl.: Release-Caging-Mechanism), (Quelle: nach [Gie17])

dem Funktionsnachweis wird über eine größere Anlage entschieden. Diese soll sich an den technischen Daten von *Könemann* [Koe15] orientieren und ca. 30 m Freifallweg mit bis zu 6 s Mikrogravitation ermöglichen.

2.4.4 NASA Zero Gravity Research Facility – Updatepläne

Die NASA plant in der Einrichtung *Glenn Research Center (GRC)*, eine ihrer konventionell arbeitenden Fallturmanlagen mit einem Direktantrieb auszurüsten. Bislang setzt die NASA auf reine Fallversuche. Dazu sind die zwei Anlagen *Zero Gravity Research (Zero-G) Facility* und *NASA Glenn 2.2 Second Drop Tower* am Standort in Cleveland mit unterschiedlichem Anforderungsprofil hinsichtlich der Experimentgröße und Versuchsdauer aufgebaut. Die *Zero-G-Anlage* mit 132 m Freifallstrecke und daraus resultierend 5,18 s im freien Fall entspricht grundsätzlich dem Aufbau des *Fallturm Bremen*, wobei das am Fuß der Anlage installierte Katapult nicht in Betrieb genommen worden ist. Anders als beim *Fallturm Bremen* ist hier die Fallröhre als Schacht in den Boden eingelassen. Der oben genannte Umbau der NASA bezieht sich auf diese Anlage und ermöglicht eine Steigerung der Versuchszeiten sowie einen höheren Durchsatz an Experimenten und einhergehend damit eine Reduzierung der Kosten. Außerdem soll das neue Konzept Forschungsmöglichkeiten im Bereich partieller und variabler Gravitationsbedingungen ermöglichen. Es sollen vergleichbare Kapazitäten wie in Parabelflügen bei längerer Dauer unter μg und verringertem Noise- g -Level erzielt werden. Ein Zeitplan für die Umrüstung ist nicht bekannt. [Urb15a, Urb15b]

Den Ursprung für den Umbau der Versuchsanlage stellt die Integration eines vertikalen Windkanals für Vereisungsversuche in die Anlage dar. Für die Neustrukturierung des restlichen Platzes im alten Schacht für klassische Fallversuche stellt das folgende Anlagenkonzept eine mögliche Lösung für zukünftige Experimente unter verschiedenen Gravitationsbedingungen dar (siehe Abbildung 2-18). [Urb15a]

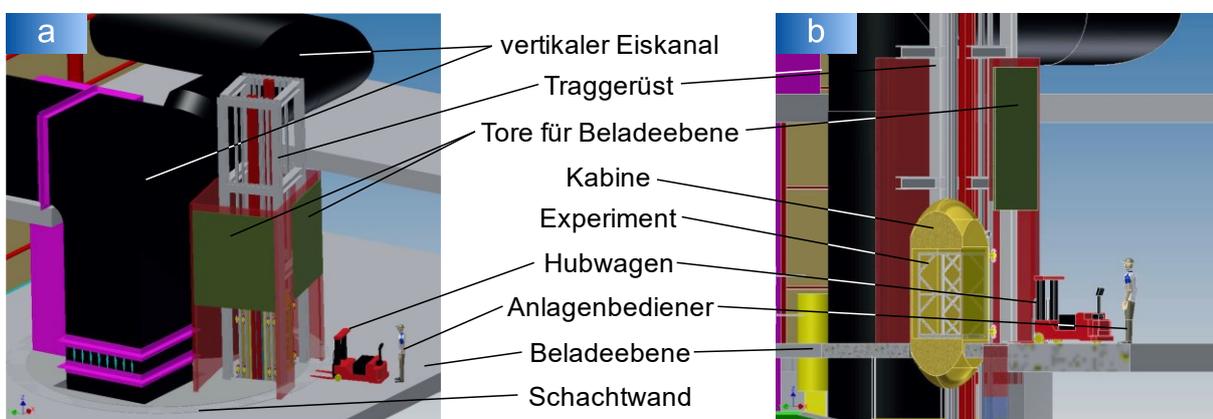


Abbildung 2-18: Konzept für den Umbau der Fallturmanlage, a) Anordnung eines vertikalen Windkanals für Vereisungsversuche und der aktiv angetriebenen Fallturmaufbau im Bereich des alten Fallschachts (Quelle: nach [Urb15a, Urb15b], ergänzt um Beschriftung), b) Detailansicht des aktiv angetriebenen Fallturmaufbaus mit der Beladesituation auf Erdniveau (Quelle: nach [Urb15a, Urb15b], ergänzt um Beschriftung, Helligkeit angepasst)

Bei diesem Anlagenkonzept teilt sich die Freifalleinrichtung und der vertikale Windkanal den Schacht der ursprünglichen Anlage. Ein Gestell wird in den Schacht auf dessen gesamter Länge eingebaut, welches mit Führungsschienen und Linearasynchronmotoren ausgestattet ist, um eine Kabine vertikal verfahren zu lassen. Die Beladung der Kabine geschieht auf Erdniveau. Der Aufbau darf gemeinsam mit den Antrieben 2.000 bis 2.500 kg wiegen. Abbildung 2-19 zeigt die Anordnung der Kabine, der Führungen, der Antriebstechnik und der Bremssysteme. [Urb15a]

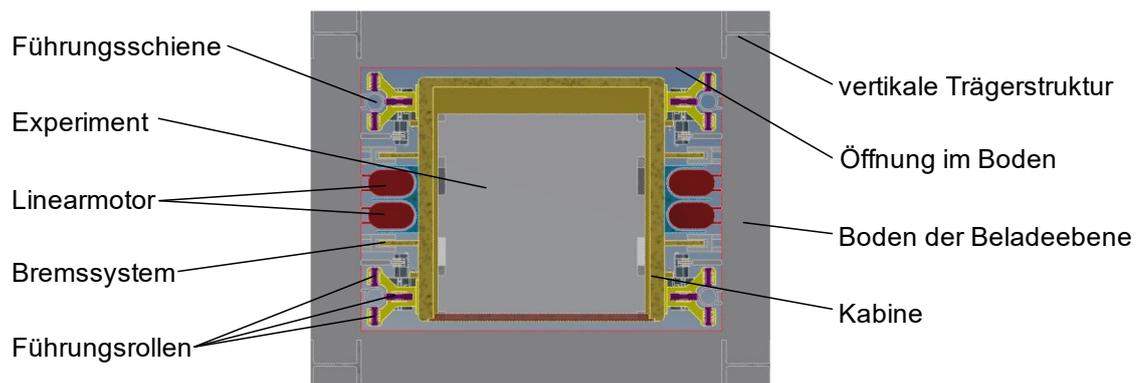


Abbildung 2-19: Konzept des Umbaus der NASA-Anlage (Quelle: nach [Urb15a], Ausschnitt, gedreht und ergänzt um Beschriftung)

Die Kabine von quadratischer Grundfläche bildet eine Vakuumkammer. Sie ist an den vier Ecken und in zwei Ebenen mit Führungseinheiten mit jeweils drei Rollen ausgestattet. Die Schienen bestehen aus Rohren, die entlang der Fallstrecke an der Wand des Schachts an einer neu geschaffenen Trägerstruktur befestigt sind. An der Kabine sind Eisenjoche befestigt, die um die Wicklungen des Linearmotors greifen. Durch diese Anordnung ist die Kabine passiv von außen durch den aktiven Teil des Antriebs bewegbar. Zusätzlich sind Finnen für Wirbelstrombremsen und weitere mechanische Bremsen angebracht.

In dieser Anlage sind Experimente und Kabine starr gekoppelt. Je nach Anfangsbeschleunigung werden die Kabine und das darin befindliche Experiment für 8,7 bis 10,8 s in Schwerelosigkeit versetzt. Es wird dabei eine Restbeschleunigung von kleiner $1 \cdot 10^{-5} g$ angestrebt. Durch die starre Kopplung zwischen Experimentaufbau und Kabine wird ein zusätzliches Dämpfungssystem im Experimentträger in Erwägung gezogen. [Urb15a]

Moderne Hochleistungsantriebe machen die Entwicklung von neuartigen Anlagen allerdings erst möglich. Durch den Einsatz präziser Messtechnik und einem speziellen Steuerungskonzept kann damit eine kontrollierte Bewegung der Kabine erreicht werden. Für den Umbau der NASA-Anlage und für den *Einstein-Elevator* kommen spezielle Linearmotoren zum Einsatz.

2.4.5 Linearantriebe als Schlüsselkomponente

Präzise regelbare Linearantriebe stellen die Schlüsselkomponente neuartiger Fallturmkonzepte dar. Im *GraviTower Bremen* wird ein hydraulisch betriebener Seilantrieb eingesetzt, während sowohl für den Umbau der *5.2 Second Drop Tower*-Anlage der NASA als auch für den *Einstein-Elevator* elektrische Linearmotoren eingesetzt werden. Die Prinzipien von Linearmotoren ähneln denen von rotatorischen Elektromotoren. Diese bestehen aus dem Rotor, dem drehbar gelagerten Teil, und dem Stator, dem feststehenden Teil. Bei einem Linearmotor sind der Rotor und der Stator abgewickelt und entlang der Verfahrachse in einer Ebene entsprechend der benötigten Anordnung und Leistung ausgestreckt (siehe Abbildung 2-20). Anders als bei manchen rotierenden Antrieben werden bei Linearmotoren grundsätzlich keine Getriebe eingesetzt, wodurch sie zu den Direktantrieben gehören. Entsprechend der installierten Leistung können mit Lineardirektantrieben große Beschleunigungen und hohe Geschwindigkeiten bis jenseits der 500 km/h erreicht werden. [Hel09]

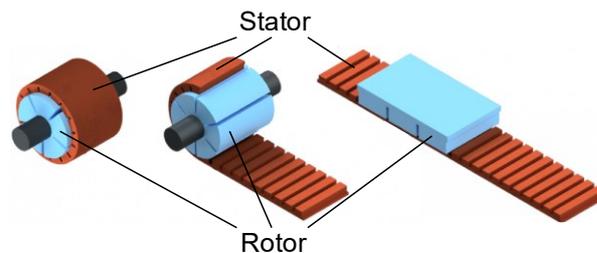


Abbildung 2-20: Stator und Rotor eines rotierenden und translätierenden Langstatormotors (Quelle: nach [Int18])

Linearmotoren haben wie rotatorische Motoren unterschiedliche Funktionsweisen. Unterschieden wird generell zwischen Gleichstrom-, Synchron- und Asynchronmotoren, wie in Abbildung 2-21 gezeigt. Bei Gleichstromantrieben wird ein Kommutator als mechanischer Polwender eingesetzt. Dadurch ist es möglich, eine Kraft mithilfe des sich ausbildenden Magnetfelds, welches durch den angelegten Gleichstrom und den Polen der am Stator angebrachten Permanentmagnete entsteht, zu erzeugen. In der Praxis haben sich Gleichstrommotoren für Linearantriebe nicht durchgesetzt, da die für die benötigten wechselnden Polaritäten eingesetzten Bürsten einen Funkenüberschlag erzeugen, wodurch die Schleifkontakte sehr wartungsintensiv werden, was die Funktionssicherheit dieser Antriebe deutlich senkt.

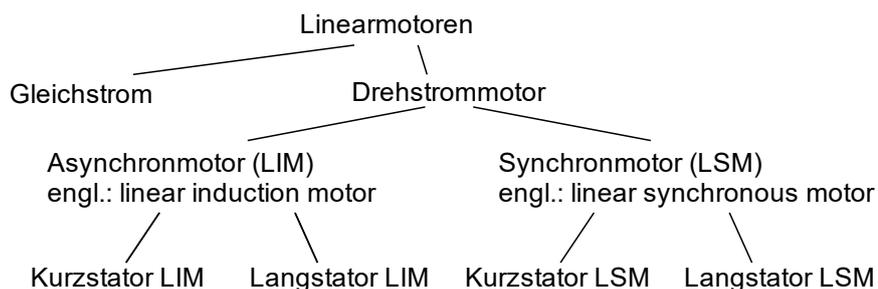


Abbildung 2-21: Übersicht über mögliche Linearmotorarten (Quelle: nach [Hel09])

Bei Synchron- und Asynchronmotoren werden die Kräfte durch gesteuerte Wanderfelder hervorgerufen. Diese werden durch Frequenzumrichter in Kombination mit den mehrphasigen Wicklungen erzeugt. Rotierende Asynchronmotoren wie auch die linearen Asynchronmotoren (LIM, engl.: linear induction motor) besitzen einen einfachen Aufbau, bei dem der passive Teil aus elektrisch leitfähigem Blech aus massivem Eisen besteht. Im aktiven Teil erzeugen die mehrphasigen Wicklungen ein elektromagnetisches Wanderfeld, welches Ströme im passiven Teil induziert, die wiederum durch Wechselwirkung mit dem Wanderfeld den Vorschub hervorrufen und ihrerseits Ströme induzieren. Die Vorschubkraft bewegt den passiven Teil asynchron zum Wanderfeld. Durch den einfacheren Aufbau lassen sich LIM-Antriebe kostengünstiger und zum Teil mit geringerer Masse am Fahrzeug im Vergleich zu Linearsynchronmotoren umsetzen. [Hel09, Int18]

Der Aufbau von Linearsynchronmotoren (LSM, engl.: linear synchronous motor) sieht Permanent- oder Elektromagnete am passiven/sekundären Teil, dem Läufer, neben den mehrphasigen Wicklungen des aktiven Teils vor. Das eingestellte Wanderfeld wechselwirkt mit den Magnetfeldern des Läufers, was in Folge in einer Verfahrbewegung resultiert. Dazu sind die Phasenlage und die Frequenz des Erregerstroms präzise an die Position und Geschwindigkeit des passiven/sekundären Teils anzupassen. Für die Steuerung des Antriebs wird Messtechnik (zum Beispiel Hallsonden) in regelmäßigen Abständen entlang der Strecke implementiert. LSM-Antriebe sind damit aufwändiger in der Ansteuerung und im Aufbau, bieten aber zusätzliche Funktionen durch ihren präzise steuerbaren, synchronen Lauf und die Möglichkeit, auch als Wirbelstrombremse durch das Kurzschließen des Stators zu funktionieren. [Hel09, Int18]

LSM-Antriebe weisen einen deutlich höheren Wirkungsgrad gegenüber LIM-Antrieben auf. Außerdem führt die nahezu starre Verzahnung durch die synchronen Eigenschaften des Antriebs zu einer quasi spielfreien Positionierbarkeit des Schlittens. Mit dem Einsatz von Permanentmagneten im passiven Teil kann der LSM-Antrieb im Gegensatz zu LIM-Antrieben zudem als Wirbelstrombremse eingesetzt werden. LIM-Antriebe können durch eine geringere Masse des passiven Teils und die geringere Komplexität von Vorteil sein. [Hel09, Int18]

Die Synchron- und Asynchronmotoren lassen sich weiter nach Kurz- und Langstatormotoren aufteilen. Dabei unterscheiden sich die Maße von Stator und Läufer zueinander sowie damit welcher Teil feststehend ist und welcher sich entlang des Fahrwegs bewegt. Die Konfiguration wird anhand der Länge des Stators, welcher der aktive Teil des Antriebs ist, im Verhältnis zum passiven Teil definiert. Langstatorantriebe bieten den Vorteil von passiven Fahrzeugen, sind aber in der Regel deutlich teurer aufgrund der aufwändigen Installation der Wicklungen und der zur Ansteuerung benötigten Leistungselektronik entlang der Strecke. Allerdings kann die installierte

Leistung je Streckenabschnitt an besondere Anforderungen, wie einen Beschleunigungsbereich und einen Bereich mit nahezu konstanter Geschwindigkeit, angepasst werden. Die Strecke von Kurzstatorantrieben ist andererseits sehr einfach und kostengünstig aufgebaut, allerdings ist eine aufwändige Energiespeicherung bzw. -übertragung zum Fahrzeug vorzusehen, die das Fahrzeug schwer und wartungsintensiv macht. Schleifkontakte verursachen Geräusche, unterliegen einer nicht zu vernachlässigenden Abnutzung und limitieren damit auch die möglichen Geschwindigkeiten. Daher werden in der Praxis meist die teureren Langstatorantriebe eingesetzt. [Hel09, Int18]

Linearantriebe bieten deutliche Vorteile gegenüber rotatorischen Antrieben und einer Konvertierung in eine lineare Bewegung. Linearmotoren funktionieren berührungslos und sind dadurch verschleiß- und wartungsfrei. Als Direktantrieb bei der Verwendung einer hochaufgelösten Steuerungselektronik sind diese präzise positionierbar. Außerdem sind sehr hohe Beschleunigungen möglich. Nachteilig ist, dass die Leistung abhängig vom Luftspalt ist und die Toleranzen der dynamischen Fahrzeugbewegung eingehalten werden müssen. Dadurch sinkt auch der Wirkungsgrad gegenüber rotatorischen Antrieben deutlich. Außerdem treten je nach Motorkonzept hohe Normalkräfte auf, die durch die Führung abgefangen werden müssen. Dieser Effekt wird allerdings auch in einigen Anlagen wie dem Transrapid als Magnetführung bewusst eingesetzt. [Hel09, Int18]

Langstator-LSM-Antriebe stellen sich als besonders geeignet heraus. Bei dieser Bauform ist der Wagen der passive Teil des Antriebs, was gewichtsparend ist und außerdem die Komplexität der Steuerung senkt. Als Direktantrieb besitzen sie kein Getriebe, wodurch Übersetzungen und Getriebespiel entfallen. Die synchrone Bewegung vom Schlitten mit dem angelegten Wanderfeld, gemeinsam mit einer straffen mechanischen Führung des Wagens, gestatten es, die Position, Geschwindigkeit und Beschleunigung präzise einstellen und dynamisch manipulieren zu können. Außerdem lassen sich LSM-Antriebe auch als passive Wirbelstrombremse nutzen, was die Verwendung zusätzlicher Bremstechnik für den Einsatz in neuartigen Fallturmanlagen unnötig macht.

2.5 Fazit

Experimente an quantenphysikalischen Vorgängen, der Erforschung neuer Produktionsverfahren für den Einsatz im Weltraum sowie diverse weitere Forschungsthemen benötigen eine hohe μg -Qualität und häufige Experimentdurchführungen für statistische Untersuchungen. Die Tests von Technikdemonstratoren für den Einsatz bei der Exploration von Mond und Mars benötigen hingegen einstellbare Gravitationsbedin-

gungen. Bisherige Einrichtungen für Mikrogravitationsforschung erreichen die benötigte μg -Qualität, sind aber zeit- und kostenintensiv. Nicht erdgebundene Einrichtungen sind kostenintensiv und schwer zugänglich. Außerdem weisen sie meist hohe Sicherheitsstandards auf. Die Simulation von partieller Gravitation ist bislang nur mit mäßiger Qualität im Parabelflug und in kleinen Zentrifugen im freien Fall in Falltürmen möglich. Die klassischen Falltürme beruhen auf dem Prinzip einer Fallröhre, in der ein Experiment ungeführt fallengelassen wird. In der Fallröhre wird meist zur Steigerung der Genauigkeit der Experimente ein Vakuum erzeugt. Das Evakuieren des Fallwegs hat allerdings zur Folge, dass nur wenige Abwürfe pro Tag möglich sind, was statistische Experimente zeit- und kostenintensiv werden lässt. Die Bestimmung der μg -Qualität wird mittels spezieller Beschleunigungssensoren realisiert, deren Auswertung hinsichtlich relevanter Frequenzbereiche erfolgt. Der Vergleich weltweit verfügbarer Einrichtungen in Bezug auf ihre mögliche μg -Qualität zeigt, dass eine geringe Restbeschleunigung nur bei weitgehender mechanischer und akustischer Entkopplung von Experiment und der Forschungsinfrastruktur möglich ist. Eine Kapsel-in-Kapsel-Anordnung hat sich als vorteilhaft herausgestellt. Zur Steigerung der Wiederholrate und zur Simulation weiterer Gravitationsbedingungen werden neue Ansätze gesucht. Neue Fallturmkonzepte sind in Patenten beschrieben und zwei Konzepte werden aktuell geplant. Das *ZARM* entwickelt den *GraviTower Bremen* und bereitet dafür im Rahmen einer Machbarkeitsstudie einen Prototyp, den *GTB-Pro*, vor. Die *NASA* entwickelt ebenso einen aktiv angetriebenen Fallturm. Beide Anlagen sind noch in der Konzeptphase und unterliegen noch entwicklungsbedingten Änderungen im Konzept. Die weltweit erste Anlage einer neuartigen Fallturmgeneration stellt damit der *Einstein-Elevator* dar. Dessen weltweit einzigartiges Antriebs-, Führungs- und Steuerungskonzept gilt es vorab, hinsichtlich der angestrebten Genauigkeiten zu untersuchen. Außerdem sind beim Design und der Entwicklung der Anlage die Vor- und Nachteile bestehender Einrichtungen so zu berücksichtigen, dass die auftretende Restbeschleunigung $\leq 1 \cdot 10^{-6} g$ beträgt und eine Wiederholrate von mehreren hundert Versuchsdurchführungen pro Tag ermöglicht wird.

Kapitel 3

Motivation, Zielsetzung und Vorgehensweise

Der *Einstein-Elevator* stellt den Ersten einer neuen Generation von aktiv angetriebenen Falltürmen dar. Dazu ist dieser mit einem Linearantrieb zur Kompensation von Luft- und Rollwiderständen an der bewegten Gondel, in der sich das Experiment frei fliegend im Vakuum befindet, ausgestattet. Weltweit sind derzeit zwar zwei weitere artverwandte Konzepte geplant, deren Ausführungen hinter der des *Einstein-Elevators* jedoch zeitlich zurückstehen, sodass während der Entwicklung der Anlage auf keine Datengrundlage über die Auswirkung von bestimmten Eigenschaften auf die Qualität der Versuchsdurchführung zurückgegriffen werden kann. Die im *Einstein-Elevator* erzielbare Qualität der Mikrogravitation ist aufgrund dieser Einzigartigkeit daher bisher messtechnisch nicht vor dessen Fertigstellung bestimmbar. Aber auch während der ersten Flüge in der Inbetriebnahmephase sind noch keine aussagekräftigen frequenzabhängigen Auswertungen von vorhandenen Schwingungen im Experimentträger möglich. Der Träger für die Antriebsinbetriebnahme ist nicht schwingungstechnisch optimiert und dessen Neuentwicklung ist noch nicht abgeschlossen. Es fehlt zudem an Erfahrung, wie groß die jeweiligen Anteile externer Einflussfaktoren auf das Gesamt-konstrukt sind. Diese ist allerdings nötig, um an den Messwerten hochsensibler Experimente Korrekturen um den Betrag der Störgröße vorzunehmen, um an Optimierungen der Anlage arbeiten zu können und um damit das erklärte Ziel einer Restbeschleunigung von $1 \cdot 10^{-6} g$ während des freien Falls möglichst noch zu unterschreiten.

Ziele der Arbeit

Das übergeordnete Ziel dieser Arbeit ist es, verschiedene Einflussfaktoren auf eine möglichst geringe Restbeschleunigung während des freien Falls im experimentellen Aufbau im *Einstein-Elevator* zu untersuchen. Um das zu erreichen, ist zunächst das Konzept des *Einstein-Elevators* im Detail zu beschreiben. Aus diesem Konzept sind

im ersten Teilziel die einzelnen Komponenten, welche sich auf die μg -Qualität der Experimente auswirken, zu abstrahieren und anschließend daraus ein MKM abzuleiten. Im zweiten Teilziel sind die Eigenschaften der einzelnen Komponenten und die auf sie wirkenden Effekte experimentell und simulativ zu bestimmen. Nach der Lösung des MKMs im dritten Teilziel sind die Einflussfaktoren hinsichtlich ihres Anteils an der Anregung des experimentellen Aufbaus auszuwerten. Aufgrund der starken Abhängigkeit der Restbeschleunigung vom experimentellen Aufbau wird nur dessen Anregung während der Beschleunigungsphase betrachtet. Im vierten Teilziel ist daher anhand eines geeigneten Experiments die Auswirkung der Anregungen zu bestimmen und anhand eines etablierten Berechnungsverfahrens die in diesem Aufbau vorläufig erreichte μg -Qualität auszuwerten. Die Validierung des MKMs und die gemeinsame Diskussion der Einflussfaktoren auf die Anregung des experimentellen Aufbaus stellen das fünfte Teilziel dar.

Im Folgenden werden die Lösungsansätze und die Methodik für das Erreichen der gesteckten Ziele erörtert.

Lösungsansätze und Methodik

Für die Untersuchung der Einflussfaktoren auf eine möglichst geringe Restbeschleunigung im experimentellen Aufbau während des freien Falls im *Einstein-Elevator* wird ein mehrschrittiger Lösungsweg verwendet. Dabei orientiert sich der Ablauf der Vorgehensweise an der Reihenfolge der zuvor definierten Teilziele. Im Folgenden sind die Ansätze und die Methodik zur Lösung der jeweiligen Teilziele aufeinander aufbauend dargestellt.

Zunächst wird das Konzept des *Einstein-Elevators* entwickelt und im Detail beschrieben. Hierbei wird der komplette Weg vom Designentwurf über den konstruktiven Aufbau bis hin zur geplanten Versuchsdurchführung dargestellt. Auch die Besonderheiten dieser Anlage, wie die Möglichkeit weiterer Schwerebedingungen, die notwendigen Maßnahmen für eine hohe Wiederholrate, eine Beschreibung der Größe und Eigenschaften der wissenschaftlichen Nutzlast sowie der Anordnung der Anlage im Gebäude des *HITec*, werden beschrieben.

Mit einem mechanischen Ersatzmodell lassen sich die auf die μg -Qualität der Experimente wirkenden Einflussfaktoren qualitativ bewerten. Aus dem zuvor beschriebenen Konzept werden daher die wesentlichen Komponenten abstrahiert und daraus ein mechanisches Ersatzmodell in der Form eines numerisch zu lösenden MKMs der Anlage abgeleitet. Anschließend werden grundlegend die auf die Komponenten wirkenden Effekte identifiziert und den Komponenten explizit zugeordnet.

Aufgrund der fehlenden Datenlage vergleichbarer Anlagen sind die für die Berechnung des Modells benötigten Eigenschaften der Komponenten und die auf sie wirkenden

Effekte einzeln zu bestimmen. Dabei werden das Anlagengestell, die bewegten Bauteile, der Experimentträger, das Führungssystem, der Antrieb sowie die auf sie wirkenden Effekte betrachtet. Je nach den jeweilig vorhandenen Möglichkeiten in Bezug auf die Komponente bzw. die Effekte werden hierzu Prüfstandsuntersuchungen, Simulationen oder rein mathematische Modelle herangezogen. Die Ergebnisse münden jeweils in einer mathematischen Beschreibung.

Anschließend wird das Modell mit Hilfe numerischer Methoden gelöst und die Ergebnisse ausgewertet. Dabei werden die ermittelten Anregungen des Experiments sowohl im Zeit- als auch im Frequenzbereich betrachtet. Da das Schwingverhalten eines Experiments stets vom späteren experimentellen Aufbau abhängt und dieser nicht vorab betrachtet werden kann, findet bei der aufgestellten Simulation eine Beschränkung auf die Beschleunigungsphase statt.

In einem ersten Funktionstest wird die vorläufig erreichbare μg -Qualität eines eigens dafür entwickelten Freeflyer-Aufbaus ermittelt. Der zur Verfügung stehende Experimentträger ist für die Antriebsinbetriebnahme konzipiert. Er ist hinsichtlich auftretender Schwingungen nicht optimiert, sodass er für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen nicht herangezogen wird. Ein eigens dafür entwickelter Freeflyer stellt einen geeigneteren Aufbau dar. Dieser kann mit Hilfe von hochsensiblen dreiachsigen Beschleunigungssensoren seine Bewegung in der Anlage aufzeichnen. Die Beschreibung der Datenaufnahme zeigt gleichzeitig die Systemgrenzen der Messsignalauswertung auf. Der Aufbau wird anschließend in den Experimentträger der Antriebsinbetriebnahme integriert und für die Versuchsdurchführung im *Einstein-Elevator* vorbereitet. Während des Fluges ist der Freeflyer losgelöst vom Experimentträger. Die während der Flüge aufgenommenen Werte werden im Anschluss gemäß des im Stand der Technik beschriebenen Verfahrens zur Bestimmung der Qualität von μg -Experimenten ausgewertet.

Die Validierung des Modells wird anhand des Vergleichs der simulierten Beschleunigungswerte mit den im Rahmen des ersten Funktionstests aufgenommenen Messdaten der Startphase durchgeführt. Beide Betrachtungsweisen werden im Zeit- und Frequenzbereich ausgewertet und verglichen. Die abschließende Diskussion beschreibt die Auswirkungen der einzelnen Komponenten und Effekte auf die Anregung des experimentellen Aufbaus während der Startphase auf die anschließende μg -Phase. Daraus werden die kritischen Bauteile ermittelt und Maßnahmen für zukünftige Weiterentwicklungen der Anlage und zur Kompensation in sensiblen Experimenten aufgestellt. Außerdem ermöglichen die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten intensiven Betrachtungen erstmals Aussagen über die erreichbare μg -Qualität der Anlage.

In Abbildung 3-1 werden die Motivation, die Ziele der Arbeit und der im Folgenden beschriebene Lösungsweg grafisch zusammengefasst.

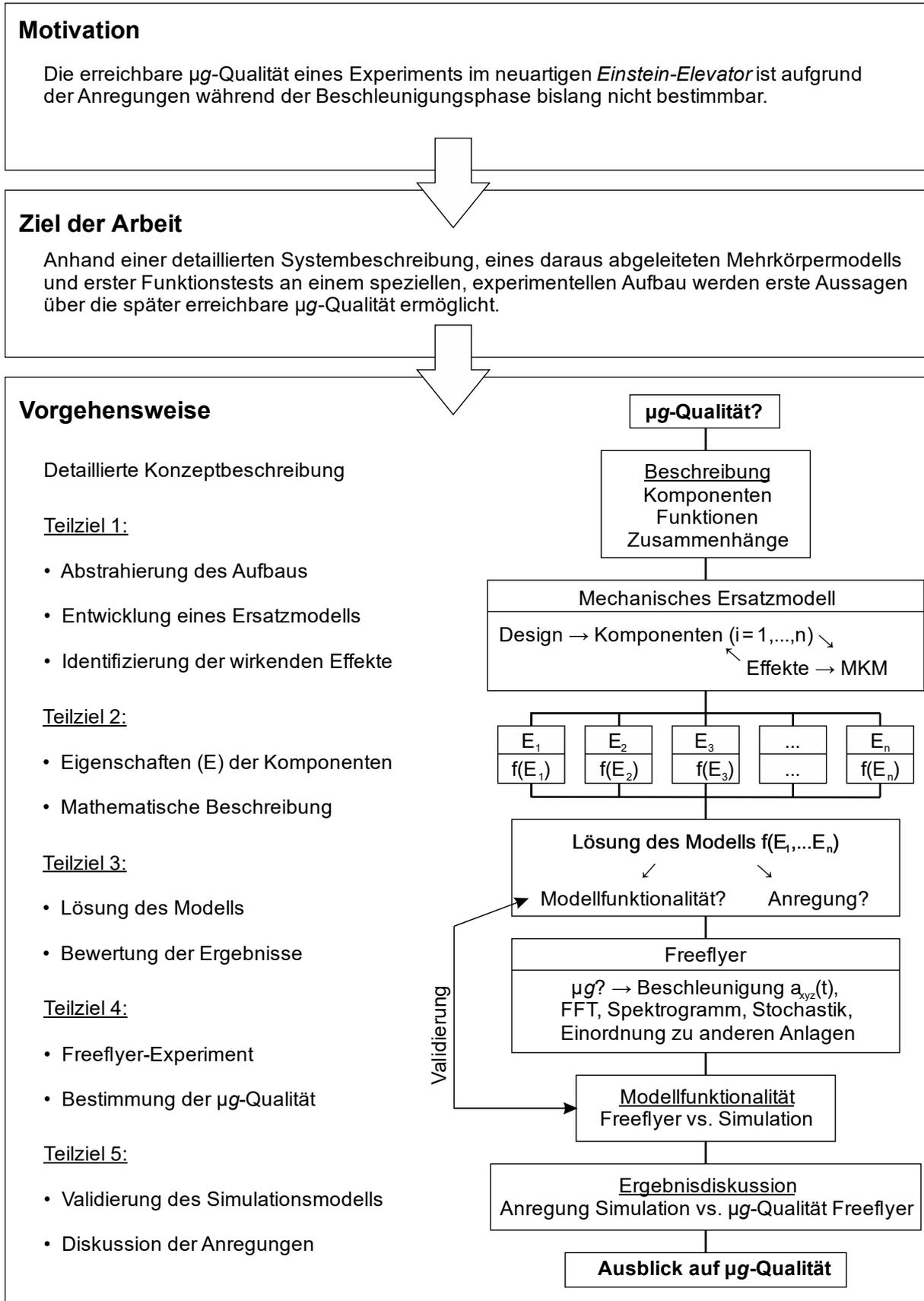


Abbildung 3-1: Motivation, Ziele der Arbeit und Lösungsansätze sowie deren Methodik

Kapitel 4

Konzept des Einstein-Elevators

Der *Einstein-Elevator* ist die Weiterentwicklung eines klassischen Fallturms und ist im Rahmen des *HITec* konzipiert und aufgebaut worden. Mit dem Bau des *Einstein-Elevators* ist die Lücke in den bestehenden Einrichtungen für Mikrogravitationsforschung hinsichtlich einer kostengünstigen und zeitsparenden Durchführung statistischer Versuchsreihen sowie einer Experimentierplattform mit einstellbaren Schwerebedingungen geschlossen worden. An das Design sind daher folgende Anforderungen gestellt worden:

- 4 s Zeit in Mikrogravitation
- eine Restbeschleunigung von $\leq 10^{-6} g$ (< 10 Hz)
- 300 Experimentdurchführungen pro Tag im Dreischichtbetrieb
- Maße der Nutzlast von $\varnothing 1,7$ m und einer Höhe von 2,0 m
- ein Nutzlastgewicht von 1.000 kg
- die Möglichkeit der Simulation von Hypo- und Hypergravitation (0 bis 5 g)
- geringe Betriebskosten durch einen hohen Automatisierungsgrad

Der Fokus bei der Entwicklung des *Einstein-Elevators* hat neben der Implementierung einstellbarer Schwerebedingungen und der Steigerung der Wiederholrate mithilfe eines hohen Automatisierungsgrades auf einer möglichst geringen Restbeschleunigung gelegen. Im Verlauf dieses Kapitels werden die Entstehungsgeschichte und der Designentwurf der Anlage dargestellt. Die folgende Konzeptbeschreibung geht auf den konstruktiven Aufbau ein. Anschließend werden die Maßnahmen für die Simulation weiterer Schwerebedingungen vorgestellt. Außerdem werden der Automatisierungsgrad, der Aufbau eines ersten Experimentträgers und die für die Versuchsdurchführung notwendige Peripherie beschrieben.

4.1 Entstehung

Der *Einstein-Elevator* ist im Rahmen der Errichtung des Forschungsbaus *HITec* aufgebaut worden. Dessen erste grobe Planung hat 2009 begonnen. Vorangetrieben vom ehemaligen Exzellenzcluster *QUEST* sind unter Beteiligung einiger Institute der *LUH* und externer Partnerinstitute neben der Planung des Forschungsbaus auch die Konzepte für die drei mitbeantragten Großgeräte (Faserziehanlage, *VLBAI-Teststand* und der Fallturm nächster Generation: *Einstein-Elevator*) entstanden. Zu den *LUH*-Instituten zählen das *Institut für Quantenoptik (IQ)*, das *Institut für Transport- und Automatisierungstechnik (ITA)* und das *Institut für Antriebssysteme und Leistungselektronik (IAL)*. Die externen Partnerinstitute von *QUEST* sind die *Physikalisch-Technische Bundesanstalt (PTB)* aus Braunschweig, das *Albert-Einstein-Institut Hannover (AEI)* und das *ZARM* aus Bremen. Diese Konzepte sind in den Vorantrag (15.11.2010) und den Vollantrag (15.03.2011) für den Forschungsbau *HITec* mit eingeflossen. Das vom *Wissenschaftsrat* als herausragend eingestufte Gesamtkonzept ist seit der Empfehlung vom 08.07.2011 [Wis11] detailliert worden. Die Entwicklung findet seit 2011 durch ein Team aus Mitarbeitern der Fachbereiche Maschinenbau, Elektrotechnik und Physik der *LUH* sowie Industrieexperten unter anderem aus dem Sondermaschinenbau und der Antriebstechnik statt.

4.2 Designentwurf

Der *Einstein-Elevator* ist ein Prototyp, für dessen Entwicklung keine vergleichbaren Anlagen als Referenz dienen konnten. Bei der Entwicklung des Designs ist zur Reduzierung störender Schwingungen auf das Experiment auf dessen weitgehende Entkopplung vom Antrieb geachtet worden. Abbildung 4-1a stellt die grundsätzliche Anordnung skizzenhaft dar. Der Antrieb ist seitlich an zwei Seiten neben der Gondel zur symmetrischen Krafteinleitung angeordnet. Das Experiment steht in einer Vakuumkammer, die einen vertikalen Parabelflug vollführt und dabei nach einer Beschleunigungsphase mit einem definierten Abstand dem frei fliegenden Experiment nachfährt.

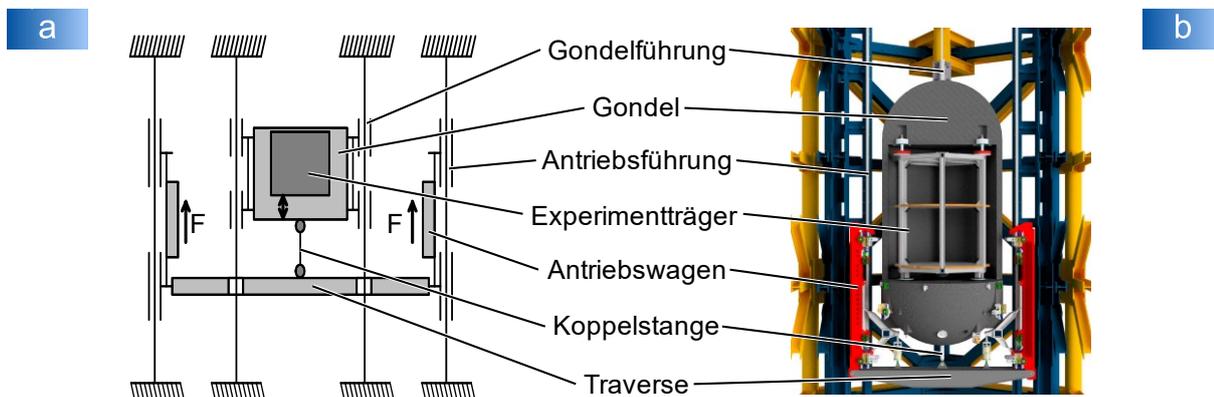


Abbildung 4-1: Konzept des Einstein-Elevators; a) Skizze, b) CAD-Modell (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftungen übersetzt, Layoutanpassungen)

Die Vakuumkammer, im Folgenden Gondel genannt, ist mit dem Antrieb über eine zweiseitig gelenkig gelagerte Koppelstange verbunden und besitzt eigene Führungen für die vertikale Bewegung. Horizontale Schwingungen, die aus dem Antrieb und dessen Führungen herrühren, sollen so nahezu vollständig entkoppelt werden. Auf die Schwingungen in vertikaler Richtung, die aus der Regelung der Vorschubkraft herrühren, reagiert die große träge Masse von Gondel, Traverse und Antriebswagen in dämpfender Form. Die Übertragung dieses Konzeptes in die später umgesetzte Konstruktion ist in Abbildung 4-1b gezeigt.

Um eine möglichst geringe Restbeschleunigung im Experiment während der Versuchsdurchführung zu erreichen, sind die auftretenden Schwingungen konstruktiv vom Experiment weitestgehend entkoppelt. Die Gondel, auf deren Boden das Experiment bei der Beschleunigung steht, ist zu diesem Zweck mit schwingungsarmen Rollenführungen ausgestattet. Neben der weitestgehenden Entkopplung von Gondel und Antriebswagen sind auch die Türme, an denen Gondel und Antriebswagen geführt werden, voneinander getrennt. Dafür wird eine Turm-in-Turm-Konstruktion ohne Berührungspunkte eingesetzt. Beide Türme sind auf unabhängigen Ringfundamenten gegründet, welche von eigenen Bohrpfählen tief im Erdreich gestützt werden. Somit wird eine Übertragung der Schwingungen aus dem schwingungsemittierenden Antriebswagen über den Stahlbau in die schwingungssensible Gondel verhindert (siehe Kapitel 4.3). Abgesehen von der Konstruktion des Gerätes helfen die Vakuumatmosphäre im Gondelinneren (siehe Kapitel 4.5) und ein möglichst steifer Versuchsträger (siehe Kapitel 4.6) das Schwingen des Experimentträgers zu minimieren.

4.3 Konstruktiver Aufbau und Versuchsdurchführung

Für die Untersuchung jeder wissenschaftlichen Fragestellung im *Einstein-Elevator* wird ein Experiment auf einem Experimentträger mit 2 m Höhe und 1,7 m Durchmesser montiert. Gemeinsam dürfen Experiment und Tragstruktur eine Gesamtmasse von 1.000 kg nicht überschreiten. Dieser Versuchsaufbau wird nun zur Versuchsdurchführung in die vertikal verfahrbare Gondel gestellt. Abbildung 4-2 zeigt den generellen Aufbau des *Einstein-Elevators* (weitere Details des Aufbaus sind auch in [Lot14] und [Lot17b] zu finden).

Mit Hilfe eines Linearmotors vollführen Gondel und Experiment gemeinsam aus der unteren Startposition nach einer kurzen Beschleunigungsphase von 5 m und einer raschen Entkopplung einen vertikalen Parabelflug auf dem 20 m langen Fallweg (siehe Abbildung 4-2a und Abbildung 4-2b). Die Gondel fährt während des vertikalen Parabelflugs mit definiertem Abstand zum Experimentträger, sodass sich dieser vollständig von der Umgebung entkoppelt im freien Fall befindet. Anders als bei konventionellen

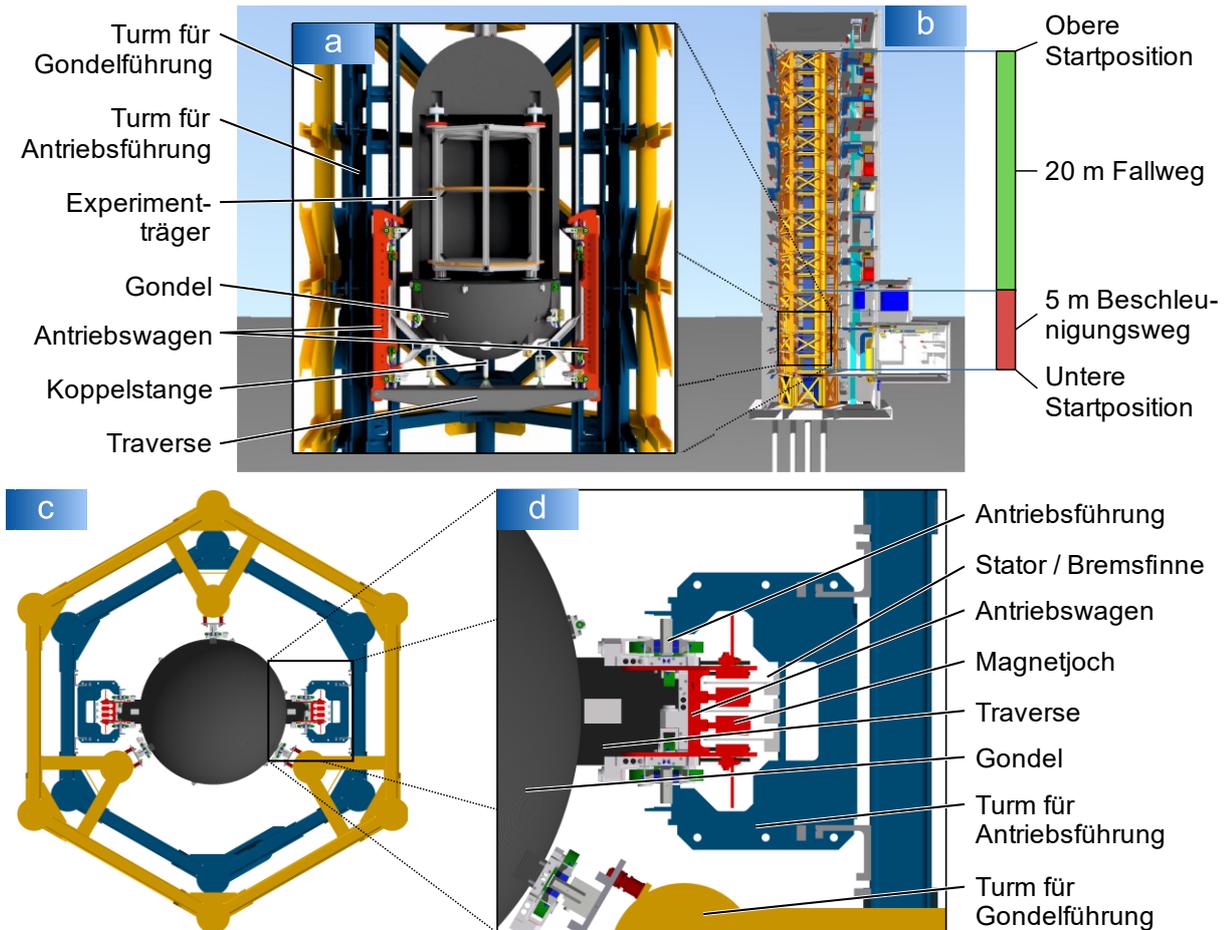


Abbildung 4-2: Konstruktiver Aufbau des Einstein-Elevators (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen), a) Detailansicht mit Schnitt durch die Gondel, b) vertikaler Schnitt durch das Turmgebäude, c) Draufsicht auf die Turm-in-Turm-Konstruktion, d) Detailansicht mit Draufsicht auf den Antrieb

Falltürmen, bei denen der Fallweg vollständig evakuiert wird, wie bei *Dittus* [Dit90] dargestellt, wird die Vakuumatmosphäre im *Einstein-Elevator* lediglich in der Gondel um das Experiment herum mitgeführt, was zu einer signifikanten Zeitersparnis bei der Herstellung der Vakuumatmosphäre führt und damit die Vorbereitungszeiten einer Versuchsdurchführung drastisch verkürzt.

Zur Führung der Gondel und zur Befestigung des Antriebs, der Bremsen sowie der Peripherie wird eine aufwändige Stahlkonstruktion eingesetzt. Zur Vermeidung der Schwingungsübertragung zwischen dem emittierenden Antrieb und dem sensiblen Experiment in der Gondel wird eine Turm-in-Turm-Konstruktion genutzt (siehe Abbildung 4-2c). Am inneren Turm sind der Antrieb, die Antriebsführung und sämtliche zusätzlich benötigte Aktorik angebracht. Der äußere Turm dient hingegen ausschließlich der Gondelführung. Die zwei unabhängigen Türme stehen auf separat gegründeten, bohrpfahlgestützten Ringfundamenten. Die einzige Verbindung zwischen Antrieb und Gondel findet über eine speziell gelagerte Koppelstange statt. Diese überträgt lediglich die vertikalen Vorschubkräfte, verhindert aber Einkopplungen von Schwingungen in horizontaler Richtung. Dadurch werden die Schwingungsübertragung in die Experimente sowie die Anregung des Experiments in der Beschleunigungsphase minimiert.

lung wird durch Feder-Dämpfer-Elemente zwischen den Wagen und der Traverse ausgeglichen. Die Feder-Dämpfer-Elemente sind in der Ruhelage kräftefrei. Bereits bei geringen Auslenkungen aus dieser Ruhelage wirken hohe Rückstellkräfte, sodass einer Schiefstellung schnell entgegengewirkt wird. Für den unwahrscheinlichen Fall des Bruchs der Traverse besitzt die Gondel noch eine Zwangskopplung, welche an den Aufnahmen der Feder-Dämpfer-Elemente angreift. Diese ist mechanisch im Normalbetrieb entkoppelt, wirkt aber bei einer ungewollt großen vertikalen Verschiebung zwischen den Antriebswagen und der Gondel.

Zur Steuerung der Anlage sind am Antriebswagen Inkrementalgeber und ein Magnetband für am Turm befestigte Absolutwertgeber angebracht. An der Gondel sind mehrere Beschleunigungsaufnehmer, ein Vakuumsensor, die Datenlichtschranken zur Übertragung der Daten an die Anlagensteuerung und die Antriebsregelung installiert. Darüber hinaus ist auf der Traverse das Positionsmesssystem (PMU, engl.: position measurement unit) mit der Datenaufnahme und -verarbeitung montiert. Außerdem sind an der Gondel noch Ösen zum Öffnen der oberen Gondelhülle und Haken an den Antriebswagen für den gemeinsamen Transport mit der Gondel per Kran in die obere Startposition vorgesehen.

Die anfängliche Beschleunigungsphase und der vertikale Parabelflug werden von entlang des Fallwegs montierten Linearantrieben kontrolliert. Die Antriebe beschleunigen die Gondel mit dem integrierten Experiment mit bis zu 5 g aus der unteren Startposition auf den ersten 5 m auf 20 m/s. Nach der raschen Entkopplung gleichen die Antriebe den auftretenden Luft- und Rollwiderstand der Gondel und der Antriebswagen für die Einhaltung der idealen Flugkurve des vertikalen Parabelflugs des Experiments im Gondelinneren aus. Die Antriebe ersetzen die Katapultfunktion vergleichbarer Anlagen [Kam06] und bieten zusätzlich weitere Funktionen: Die Antriebe sind in allen Bereichen regelbar, sodass sowohl im Fallbereich als auch im Beschleunigungsbereich unterschiedliche Schwerebedingungen für spezielle Experimente nachstellbar sind. Im Beschleunigungsbereich sind höhere Schwerebedingungen im Bereich von 1 bis 5 g realisierbar, sodass beispielsweise Bedingungen eines Raketenstarts simulierbar sind. Im Fallbereich sind partielle Schwerebedingungen von 0 bis 1 g möglich. Diese dienen zum Beispiel der Nachbildung von Schwerebedingungen, wie sie auf Mond oder Mars vorherrschen.

Der *Einstein-Elevator* befindet sich in einem 39 m hohen Raum. Die Gesamtlänge der Antriebsstrecke teilt sich in verschiedene Abschnitte, wie dem Beschleunigungsweg, dem Wegabschnitt für die Entkopplung von Gondel und Experiment sowie dem Fallweg auf. Der Fallweg h beträgt davon 20 m. Nach dem 2. Newtonschen Gesetz ergibt sich daraus eine Freifallzeit von:

$$t_{fall} = \sqrt{2h/g} = 2,019 \text{ s} \quad (4-1)$$

Diese Dauer gilt für den freien Fall aus der oberen Startposition. Experimenten, die der Startbeschleunigung von 5 g standhalten, kann auch durch die Beschleunigung aus der unteren Startposition die doppelte Zeit zur Verfügung gestellt werden. In diesem Betriebsmodus beträgt die Freifalldauer dementsprechend ca. 4 s.

Den Versuchsablauf eines vertikalen Parabelflugs für ein Experiment unter Mikrogravitation im *Einstein-Elevator* stellt Abbildung 4-4 in sieben Abschnitten dar. In der Beladeebene bzw. unteren Startposition wird das Experiment in die Gondel eingebracht. Sobald in der Gondel die Vakuumatmosphäre hergestellt ist (Vakuumqualität $< 1 \cdot 10^{-2}$ mbar), wird die Versuchsdurchführung aus dieser Position gestartet. Dabei wird die Gondel mit dem Antrieb auf einer Länge von 5 m vertikal auf 20 m/s beschleunigt (Abschnitt I). Anschließend findet im Abschnitt II auf einer Distanz von einem Meter der Löseprozess von Gondel und dem innen stehenden Experimentträger statt. Durch die geregelte Bewegung der Gondel und einem automatischen Zentriermechanismus für die Ausrichtung des Experimentträgers nach der Versuchsdurchführung ist

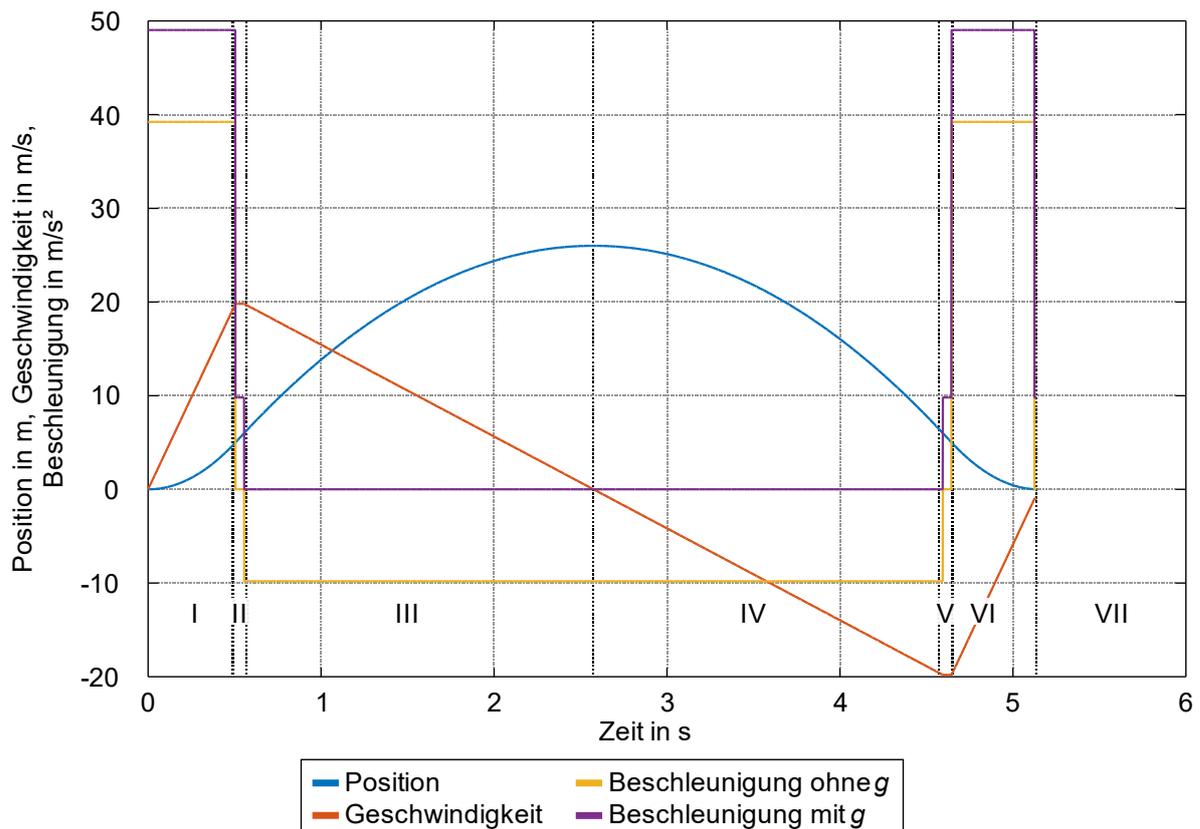


Abbildung 4-4: Theoretischer Verlauf des Fahrprofils „Schwerelos/0 g“ bzw. Mikrogravitation; I.) Beschleunigungsbereich: 5 m, II.) Konstantfahrt: 1 m, Lösen von Gondel und Experimentträger, III.) Parabelflug (aufwärts): 20 m freier Fall + 2 m Reserveweg (oben), IV.) Parabelflug (abwärts): 20 m freier Fall, V.) Konstantfahrt: 1 m, Annäherung von Gondel und Experimentträger und Aufsetzen, VI.) Bremsen: 5 m in kurzgeschlossenen Statoren und zusätzlich in vier parallel angeordneten Wirbelstrombremsen mit einer Länge von je 0,5 m auf 2 m langen mitfahrenden Bremsfinnen, VII.) Aufsetzen auf Hydraulikzylindern (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen)

kein Greifmechanismus für den Löseprozess notwendig, wie er in anderen Einrichtungen eingesetzt wird [Dit01, Dit02]. Das Experiment steht beim Versuchsstart unbefestigt auf dem Gondelboden, sodass der Löseprozess ausschließlich durch die Antriebsregelung mithilfe des Abstands zwischen Gondelboden und Experimentträger ausgeführt wird. Der Experimentträger hat im anschließenden „freien Fall“ einen Abstand bzw. eine Schwebehöhe zum Gondelboden von ca. 50 mm. Im Lösebereich und dem anschließenden Freifallbereich werden die auftretenden Roll- und Luftwiderstände durch den Antrieb ausgeglichen. Im Falle einer Übergeschwindigkeit wird zunächst im oberen Bereich des Antriebsstrangs ein Reserveweg ausgenutzt. Ist dieser Reserveweg unzureichend, erfolgt eine Notbremsung über zusätzliche Bremsfinnen an den Antriebssäulen, welche mit den Magnetjochen der Antriebswagen als ausfallsichere Wirbelstrombremse wirken. Nach 4 s in Schwerelosigkeit (Abschnitt III und IV) werden der Experimentträger und die Gondel in Abschnitt V wieder angenähert und anschließend in Abschnitt VI gemeinsam abgebremst. Die dazu benötigte Bremskraft wird ausfallsicher durch eine Kombination aus schaltbaren Wirbelstrombremsen und den kurzgeschlossenen Statoren aufgebracht. Die Restgeschwindigkeit wird durch einen Hydraulikzylinder abgefangen (Abschnitt VII), sodass die Gondel in der Startposition wieder zum Halten kommt.

Für den Start aus der oberen Position ist der Ablauf leicht verändert. Mit dem oben im Turm installierten Brückenkran wird die Gondel an den Antriebswagen von der unteren Parkposition in die obere Startposition befördert. Dort greifen pneumatisch gesteuerte Haltebremsen die beiden Antriebswagen. Der Kran wird ausgehängt, nach oben aus der Sicherheitszone heraus bewegt und in eine sichere Position verfahren. Anschließend wird nach dem Lösen der Haltebremse der Ablauf in Abschnitt IV fortgesetzt.

4.4 Simulation weiterer Schwerebedingungen

Neben dem Fokus auf die Mikrogravitationsversuche sind auch Versuche mit partieller Schwerkraft (Hypogravitation) im Bereich 0 bis 1 g und in erhöhten Schwerebedingungen (Hypergravitation) im Bereich 1 bis 5 g durchführbar. Diese ermöglichen es, Schwerebedingungen wie beispielsweise von Mond oder Mars sowie eines Raketenstarts nachzubilden. Im Gegensatz zu den zuvor beschriebenen Mikrogravitationsversuchen werden hierbei Gondel und Experiment bei der zu betrachtenden Beschleunigung nicht mehr voneinander gelöst, sondern sind fest miteinander verbunden.

Hypogravitation (0 bis 1 g)

Zur Simulation von Schwerebedingungen im Bereich von 0 bis 1 g existieren wieder zwei Möglichkeiten. Je nach Anforderungen der Experimente kann die Versuchsdurchführung entweder aus der unteren Position oder der oberen Position gestartet werden.

Aus der unteren Startposition wird ein modifizierter vertikaler Parabelflug durchgeführt. Aus der oberen Position wird ein gebremster Fall realisiert.

Der Start aus der unteren Position geschieht analog zu den Mikrogravitationsversuchen. Das Experiment wird in die Gondel integriert und, sofern notwendig, eine Vakuumatmosphäre hergestellt. Anschließend beschleunigt der Antrieb die Gondel mit profilabhängiger Beschleunigung ($< 5 g$) auf die resultierende und zuvor berechnete initiale Geschwindigkeit ($< 20 m/s$). Zur Durchführung eines Experiments bei konstanter Beschleunigung im Bereich von 0 bis $1 g$ wird nun die Gondel mit Hilfe der Antriebe konstant aufwärts geschoben sowie abwärts gebremst (hellgrün markierter Bereich in Abbildung 4-5a). Die Versuchsdauer auf der Fallstrecke von 20 m hängt dabei vom

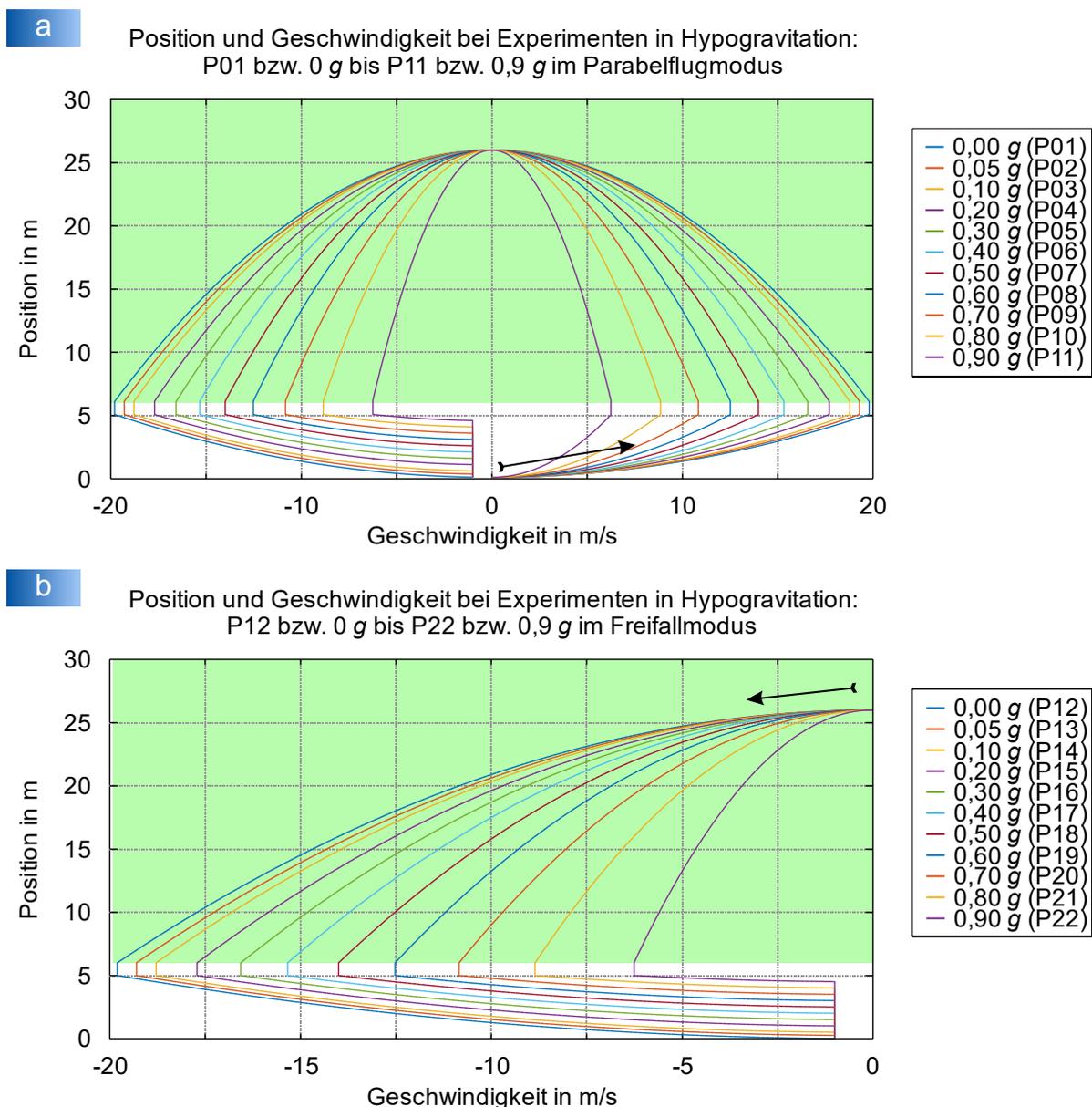


Abbildung 4-5: μg und Hypogravitation, a) Schwerelos im Parabelflug (Profil 1), partielle Schwerkraft im Parabelflug (Profile 2-11), b) Schwerelos im freien Fall (Profil 12), partielle Schwerkraft im freien Fall (Profile 12-22); der für die Fahrprofile wesentliche Bereich ist hellgrün gekennzeichnet (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen)

eingestellten Profil ab. Im Bremsbereich wird die Gondel wie bei den Mikrogravitationsversuchen gebremst und kommt auf der unteren Startposition zum Stehen. Aufgrund der festen Verbindung von Experiment und Gondel steht das Experiment bei diesen Beschleunigungsprofilen ohne ein zusätzliches Ausrichten für den nächsten Start bereit.

Für den Start aus der oberen Position wird das Experiment in die Gondel eingebracht und, sofern erforderlich, die Vakuumatmosphäre hergestellt. Anschließend wird die Gondel in die obere Startposition mit der im Turm verfügbaren Krananlage befördert und mit der Haltebremse in der oberen Startposition eingespannt. Zum Start werden die Antriebswagen aus der Haltebremse gelöst und mit Hilfe der Antriebe dabei entsprechend des Schwerewerts zwischen 0 bis 1 g konstant gebremst (hellgrün markierter Bereich in Abbildung 4-5b). Die Versuchsdauer auf der 20 m langen Fallstrecke hängt von der eingestellten Beschleunigung ab. Im Bremsbereich wird die Gondel, wie bei den konventionellen Mikrogravitationsversuchen auch, gebremst und kommt auf der unteren Startposition zum Stehen. Mit Hilfe des Brückenkrans wird die Gondel im Anschluss zur Vorbereitung der nächsten Versuchsdurchführung wieder in die obere Startposition gebracht.

Die Versuchsdauer richtet sich nach dem eingestellten Profil. Sie berechnet sich aus der Fallzeit t_{fall} wie folgt:

$$t_{fall} = \sqrt{2h/g(1 - a_1)} \quad (4-2)$$

$$t_{sum} = 2 \cdot t_{fall} \quad (4-3)$$

Für ein beispielhaftes Fahrprofil mit einer Beschleunigung $a_1 = 0,4 g$, ergibt sich nach Formel 4-2 und 4-3 eine theoretische Versuchsdauer von $t_{fall} = 2,61$ s im reinen Fallbetrieb und von $t_{sum} = 5,21$ s im modifizierten vertikalen Parabelflug. Die Versuchsdauer für die Profile P01 bis P11 gemäß Abbildung 4-5a sind exemplarisch in Abbildung 4-6 aufgetragen. Ergänzend sind die Profile zum Nachstellen der Mond- und Marsgravitation eingetragen.

Hypergravitation (1 bis 5 g)

Die Experimente unter erhöhten Schwerebedingungen werden auf den ersten 5 m bzw. im Beschleunigungsbereich (hellgrün markierter Bereich in Abbildung 4-7) durchgeführt. Hier wird die Gondel mit der zu betrachtenden Schwerebedingung konstant beschleunigt. Die am Ende des Beschleunigungsbereichs erreichte Geschwindigkeit ist dabei immer geringer als bei der Schwerelosigkeitssimulation (P01), sodass die Gondel im Anschluss an diesen Versuch einen „normalen“ vertikalen Parabelflug durchführt und am Ende wieder normal abgebremst werden kann. Diese Profile kön-

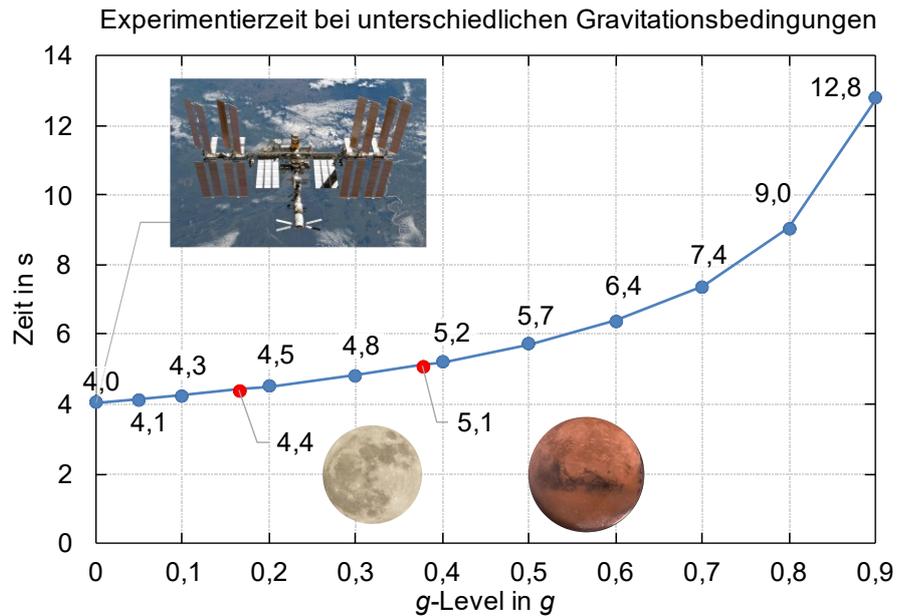


Abbildung 4-6: Verlauf der Versuchszeit in hypo-g (Parabelmodus) mit Mondgravitation (1/6 g → 4,4 s) und Marsgravitation (3/8 g → 5,1 s), Größen von ISS, Mond und Mars nicht maßstabsgetreu skaliert (Quelle: nach [Lot20], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen, Bildquellen: [Nas11], [Pexo.J, Wik-o.J.a] zugeschnitten)

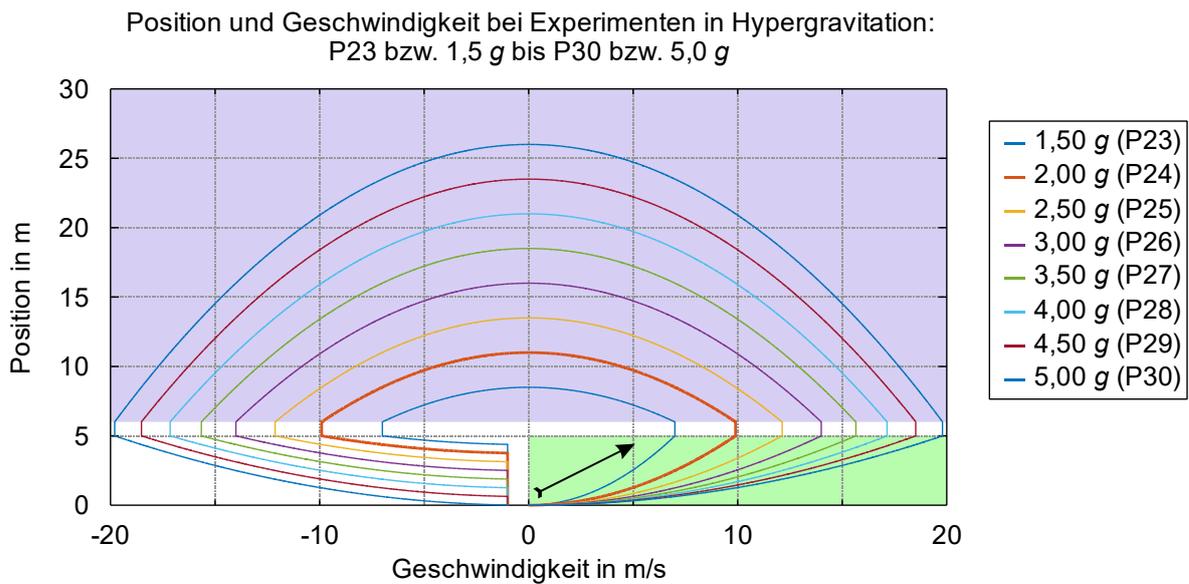


Abbildung 4-7: Erhöhte Schwerkraft (Profile P23 bis P30); der für die Fahrprofile wesentliche Bereich ist hellgrün gekennzeichnet (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen)

nen genutzt werden, um den Übergang von höheren Beschleunigungen auf Schwerelosigkeit innerhalb des Bruchteils einer Sekunde zu simulieren. Der schnelle Wechsel tritt vergleichbar bei einer Rakete nach dem Ausbrennen und dem Abtrennen einer Stufe auf. Mit diesen Profilen können beispielsweise Experimente zum Fließverhalten von Raketentreibstoff unter realen Beschleunigungsbedingungen ermöglicht werden.

Für die Experimente im Bereich von 1 bis 5 g richtet sich die Versuchsdauer t_{be} nach dem eingestellten Beschleunigungsprofil. Sie berechnet sich wie folgt:

$$t_{be} = \sqrt{2h/g(a_2 - 1)} \tag{4-4}$$

Beispielhaft ergibt sich für ein Fahrprofil mit einer Beschleunigung $a_2 = 2,5 \text{ g}$ im nutzbaren Beschleunigungsbereich nach Formel 4-4 eine theoretische Versuchsdauer von $t_{be} = 0,82 \text{ s}$.

4.5 Maßnahmen für eine hohe Wiederholrate

Experimente an quantenphysikalischen Effekten sind sehr sensibel und benötigen statistisch belastbare Versuchsreihen für eine validierte Aussage. Um aus einer Vielzahl von Versuchsdurchführungen statistische Schwankungen herausrechnen zu können, besteht die Anforderung, möglichst häufig Experimente (angestrebt sind 300 Versuche pro Tag im Dreischichtbetrieb) nacheinander durchführen zu können. Somit ist eine Versuchsdurchführung durchschnittlich alle vier Minuten nötig. Dies gilt unter der Voraussetzung, dass das Experiment nicht händisch nachjustiert werden muss. Dieses Novum ermöglichen die neuartige Antriebstechnik, ein einzigartiges Gondelkonzept und eine automatisierte Versuchsdurchführung.

Um einen hohen Automatisierungsgrad zu erreichen, ist eine Automatisierung der Schlüsselprozesse notwendig. Dazu enthält die Gesamtanlage viele miteinander vernetzte Steuerungen, wie Abbildung 4-8 darstellt. Jede steuert und überwacht eine separate Baugruppe und tauscht deren Zustände über diverse Bussysteme wie Profinet, EtherCAT oder Profibus, je nach Anforderung an die Echtzeitfähigkeit, die Zykluszeit

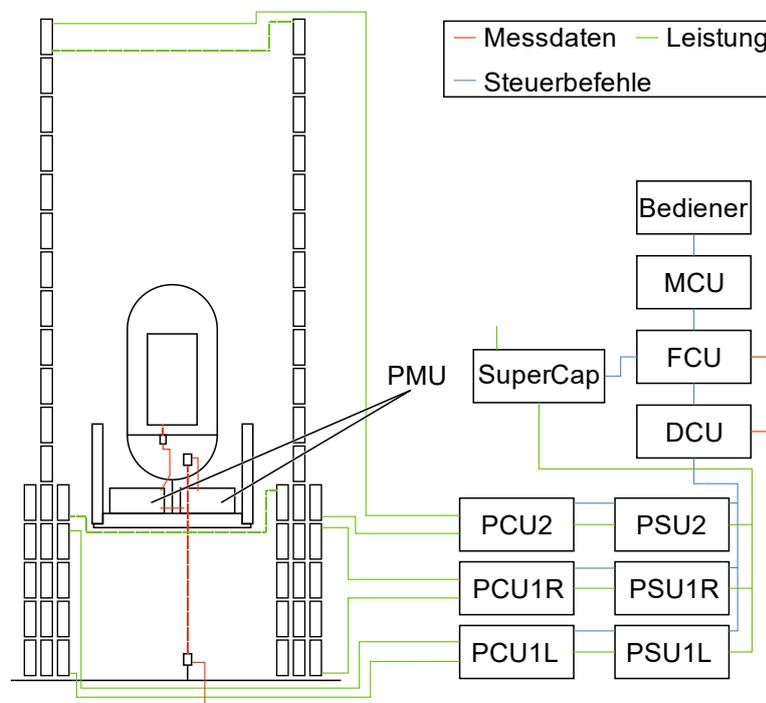


Abbildung 4-8: Energie- und Antriebskonzept, Abkürzungen: DCU – Antriebssteuerung (engl.: drive control unit), FCU – Anlagensteuerung (engl.: facility control unit), MCU – Maschinensteuerung (engl.: machine control unit), PCU – Motorschütze (engl.: power control unit), PMU – Telemetrierechner (engl.: position measurement unit), PSU – Frequenzumrichter (engl.: power supply unit)

oder die Datenmenge, mit der übergeordneten Steuereinheit aus. Eine speicherprogrammierbare Steuerung (SPS) wird als übergeordnete Gesamtsteuerung der Anlage (FCU, engl.: facility control unit) eingesetzt. Diese Steuerung übernimmt die Einhaltung der Anlagensicherheit, sammelt die Daten von allen Baugruppensteuerungen ein und stellt diese für die Maschinenkontrolle (PC mit Bedienoberfläche, MCU, engl.: machine control unit) im Kontrollraum bereit. Die Befehle werden anschließend über die FCU an die Antriebssteuerung (DCU, engl.: drive control unit) und die SuperCap-Anlage, den Energiespeicher der Anlage, weitergeleitet. Die DCU regelt die Energieverteilung von der SuperCap-Anlage zu den drei Umrichtern (PSU, engl.: power supply unit) und steuert die Weiterleitung der Leistung über die entsprechenden Motorschütze (PCU, engl.: power control unit) der einzelnen Motorelemente. Im unteren, aus sechs parallel angeordneten Statorreihen bestehenden Beschleunigungsbereich bringen zwei Umrichter (PSU1L und PSU1R) die benötigte Leistung zur Beschleunigung der Gondel auf. Diese sind über die PMU auf der Traverse synchronisiert, sodass beide Antriebswagen stets auf die gleiche Höhe geregelt werden. Im oberen, aus zwei parallel angeordneten Statorreihen bestehenden Freifallbereich übernimmt ein Umrichter (PSU2) die Regelung zur Kompensation auftretender Luft- und Rollwiderstände während der Flugphase. Die Erwärmung des Antriebs während der Beschleunigungs- und Bremsphasen limitiert die Wiederholrate. Auslegungskriterium ist, dass vier Minuten zur Abkühlung notwendig sind. Ein aktives Kühlsystem ist nicht vorgesehen.

Für die angestrebte Genauigkeit der Experimente während des freien Falls herrscht aufgrund der maximal zulässigen Restbeschleunigung im Inneren der Gondel eine Vakuumatmosphäre. Um die hohe Wiederholrate realisieren zu können, wird diese Vakuumatmosphäre in der Gondel einmal vor der ersten Versuchsdurchführung hergestellt und bei Bedarf innerhalb der vier Minuten Abkühlzeit der Antriebe wiederhergestellt. Eine geringe Leckagerate wird durch die Gondelhülle aus kohlenstofffaserverstärktem Kunststoff (CFK) und vakuumtauglichen Durchführungen für elektrische Leitungen und andere Medien gewährleistet. Der Pumpvorgang wird aus dem Kontrollraum heraus ferngesteuert, erfordert kein manuelles Eingreifen und führt bei dem geringen Druckanstieg nur zu Verzögerungen von wenigen Minuten.

Die hohe Wiederholrate wird durch weitere technische Lösungen gewährleistet, um zeitaufwendige manuelle Eingriffe weitgehend zu verhindern. Zu diesen Lösungen gehören eine automatische Zentriereinrichtung des Experiments auch bei geschlossener und evakuierter Gondel, ein permanenter Datenzugriff vom Kontrollraum auf die Experimentdaten und eine unterbrechungsfreie Energieversorgung. Das Zentriersystem ist in Abbildung 4-10 dargestellt. Nach jeder Versuchsdurchführung kann der Experimentträger automatisch im Gondelinneren zentriert und somit für den nächsten Durchgang positioniert werden. Zur Ausrichtung des Experimentträgers (allein durch Corioliskraft um ca. 5 mm verschoben, siehe Kapitel 6.6) wird dieser automatisch durch eine

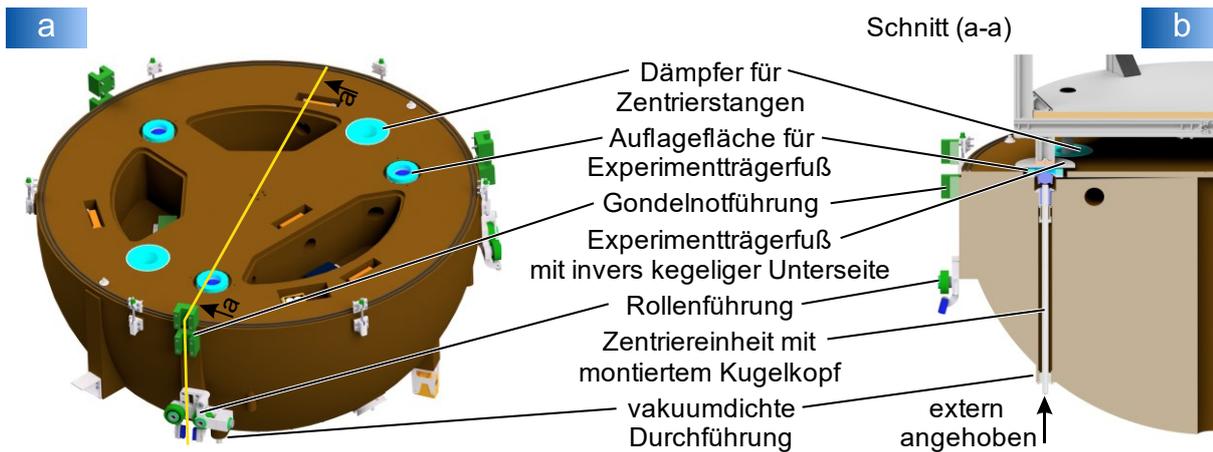


Abbildung 4-10: Zentriereinrichtung im Gondelunterteil, a) Draufsicht, b) Schnittansicht (Quelle: [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen)

von außen gesteuerte Hebefunktion angehoben, die invers kegelligen Unterseiten der Experimentträgerfüße gleiten auf den Kugelnköpfen am oberen Ende der Zentriereinheit in die Mittelstellung und anschließend wird der Träger wieder abgesetzt. Da Prozesse, wie das gelegentlich notwendige Nachpumpen, das Zentrieren sowie der Parameter Up- und Download, Zeit benötigen, ist eine deutlich größere Wiederholrate als eine vierminütliche Versuchsdurchführung nicht möglich.

Ein permanenter Datenzugriff ermöglicht es, Einstellungen am Experimentablauf innerhalb der vier Minuten vorzunehmen und damit das Experiment auf die nächste Versuchsdurchführung vorzubereiten. Die Versuchsdaten können herunter- und neue Parameter hochgeladen werden. Der Datenzugriff ist zusätzlich während der kompletten Versuchsdurchführung durch optische Datenlichtschranken (ODC, engl.: optical data coupler) zwischen Flugcomputer im Träger (CCU, engl.: carrier control unit) und Gondel sowie zwischen Gondel und Bodenstation möglich, wie in Abbildung 4-9 dargestellt. Neben den Daten des Experiments werden die Positionsinformationen der beiden Antriebswagen (MPS, engl.: magnetic position sensor) und der Abstand (LTS,

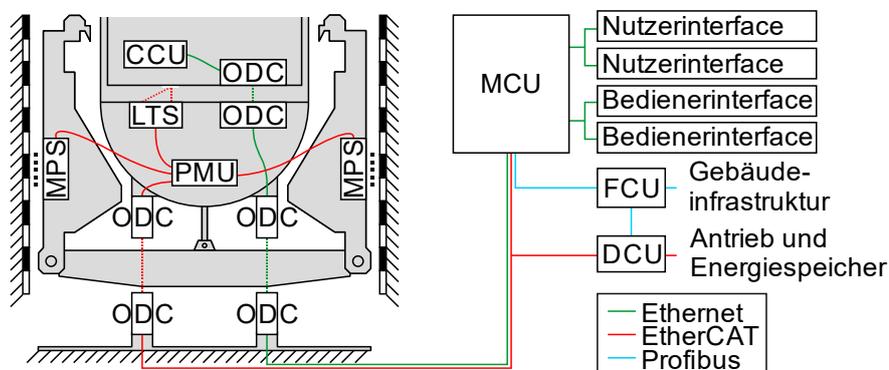


Abbildung 4-9: Informationsfluss zwischen Nutzern, Bedienern der Anlagensteuerung und dem Experiment, Abkürzungen: CCU – Flugcomputer (engl.: carrier control unit), DCU – Antriebssteuerung (engl.: drive control unit), FCU – Anlagensteuerung (engl.: facility control unit), LTS – Abstandssensor (engl.: laser triangulation sensor), MCU – Maschinensteuerung (engl.: machine control unit), MPS – Positionssensor (engl.: magnetic position sensor), ODC – Datenlichtschranke (engl.: optical data coupler), PMU – Telemetrierechner (engl.: position measurement unit), (Quelle: nach [Lot18c], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassung)

engl.: laser triangulation sensor) zwischen Gondel und Experimentträger am Fahrzeug aufgenommen, in der PMU ausgewertet und zur Antriebsregelung über eine separate ODC-Verbindung an die DCU weitergeleitet. Die im Versuchsträger integrierte Energieversorgung wird ebenso in der unteren Startposition nachgeladen und steht nach einer vierminütigen Pause wieder voll zur Verfügung. Ein unterbrechungsfreier Zugriff auf das Experiment während einer Testkampagne ist durch die Kombination permanenter Energieversorgung und Kommunikation möglich. Es wird zusätzlich an einer automatischen Kopplung weiterer Medien gearbeitet. Die dafür benötigten Anschlüsse sind gebäudeseitig nahe der Beladeebene vorgesehen.

4.6 Experimentträger

Der Experimentträger stellt die Plattform zur Aufnahme der wissenschaftlichen Versuchsanordnung dar. Eine Telemetrie, die Energieversorgung und die Kommunikation mit dem Kontrollraum sind neben dem experimentellen Aufbau Bestandteil dieser Plattform. In einigen Falltürmen kommen sehr ähnliche Ausführungen zum Einsatz. Diese sind in folgender Literatur beschrieben: [Koe09, Neu06, Sel10, Sel11, Sel13]. Bei ihnen handelt es sich zumeist um einen Tragrahmen aus Leichtmetall-Profilen mit dazwischen angeordneten Böden zur Montage des Experiments. Auch Profile aus CFK kommen zum Einsatz. In Abbildung 4-11 ist das Konzept des im *Einstein-Elevator* eingesetzten Experimentträgers dargestellt.

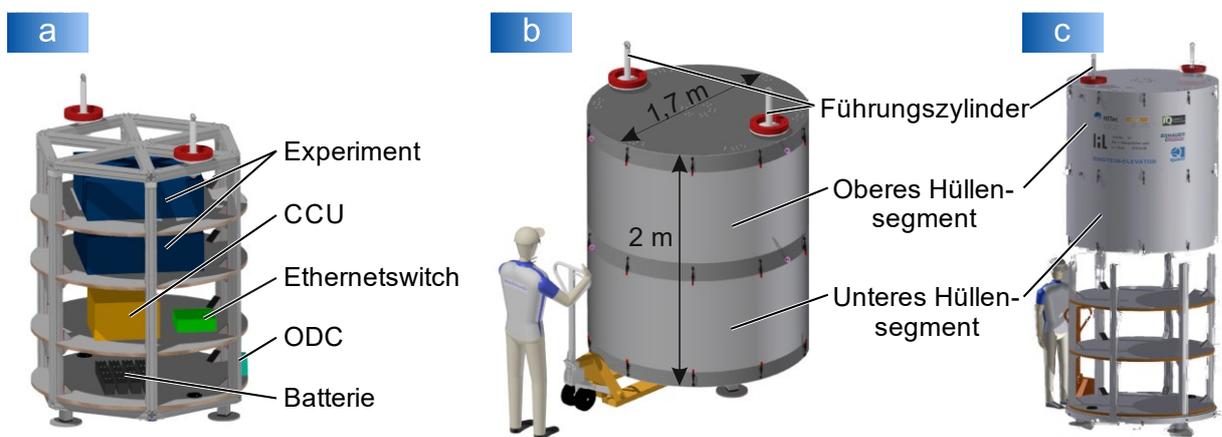


Abbildung 4-11: Aufbau Experimentträger (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen, Bildreihenfolge geändert), a) geöffneter Zustand ohne Hülle, b) geschlossener Zustand, c) geöffneter Zustand mit angehobener Hülle, Abkürzungen: CCU – Flugcomputer (engl.: carrier control unit), ODC – Datenlichtschranke (engl.: optical data coupler)

Bei dem hier beschriebenen Träger handelt es sich um die Version zur Inbetriebnahme des Antriebs. Allerdings sind bereits einige Konzeptbestandteile zukünftiger Träger-Versionen aufgeführt. Das Grundgestell des Experimentträgers ist in Abbildung 4-11a gezeigt. Es ist aus standardisierten Aluminiumprofilen aufgebaut. Dadurch sind ein kostengünstiger Aufbau sowie eine einfache Modifizierung jederzeit möglich. Die Böden sind zunächst aus Aluminiumplatten hergestellt. In einer späteren Version sollen

diese aus Sandwichplatten mit einer Wabenstruktur aufgebaut werden, um die Steifigkeit bzw. Flächenträgheit zu erhöhen und Durchbiegungen während der Versuchsdurchführung in den unterschiedlichen Beschleunigungsphasen zu verhindern. Die Anzahl an Böden kann nach Bedarf variiert werden. Lediglich der unterste Boden ist fester Bestandteil der Trägerstruktur. Die Böden können mit bis zu 250 kg belastet werden. In der ersten Version des Trägers, die hier dargestellt ist, ist der unterste Boden für die Telemetrie und die Kommunikationstechnik reserviert.

Am Boden und am Deckel des Experimentträgers sind jeweils zwei Führungszylinder zur Drift- und Verdrehsicherung angebracht, welche während des Freifluges den Experimentträger nicht berühren. Driftet der Träger zu weit in Richtung der Gondelwand oder verdreht er sich mehr als 4° , so stoßen die Führungszylinder gegen Dämpfungsringe, die im Gondeloberteil befestigt sind, und schützen so das Experiment, den Experimentträger und die Gondel. Zusätzlich federn Stoßdämpfer im Gondelunterteil und -oberteil den Experimentträger beim vertikalen Stoßen gegen das Gondeloberteil ab. Auf der Unterseite des Experimentträgers ermöglicht ein Sichtfenster die optische Datenübertragung und in den zwei Führungszylindern der Drift- und Verdrehsicherung befinden sich Kontakte für die Stromversorgung bzw. das Nachladen der Batterie. Außerdem sind Kühlwasseranschlüsse gebäudeseitig vorgehalten. In einer späteren Ausbaustufe sollen diese auch in der unteren Startposition automatisch gekoppelt durch die geschlossene Gondel hindurch zur Experimentkühlung eingesetzt werden können.

Eine druckdichte Hülle umschließt die Montageebenen des Experimentträgers. Die Hülle dient dazu, eine Normalatmosphäre im Inneren zu ermöglichen, da in der Gondel in der Regel eine Vakuumatmosphäre zur Reduzierung akustischer Effekte vorherrscht. Die aufwendige Integration der gesamten Elektronikkomponenten in separate Druckbehälter kann dadurch entfallen. Für kritische Prozesse kann auch eine Schutzgasatmosphäre innerhalb der Hülle hergestellt werden, um beispielsweise eine Flammenausbreitung bei einer Fehlfunktion des Experiments zu verhindern. Abbildung 4-11b stellt den Experimentträger in geschlossenem Zustand dar. Die Hülle besteht aus einem Aluminiumblech und hat eine elektromagnetisch schirmende Wirkung.

Die in Abbildung 4-11c angehobene Hülle ist zweigeteilt ausgeführt. Sie kann komplett, wie dargestellt, aber auch geteilt abgenommen werden. Die Hülle und die Trägerstruktur sind über zwölf Schnellverschlüsse miteinander verbunden. Dadurch ist ein schnelles Öffnen mit wenigen Handgriffen ohne zusätzliches Werkzeug möglich. Die Hülle wird an speziellen Anschlagpunkten angehoben. Ob eine druckdichte Hülle benötigt wird, hängt von der Konfiguration der Experimente und weiteren Anforderungen ab. Diese sind in Abbildung 4-12 gegenübergestellt. Wird der Experimentträger mit der druckdichten Hülle eingesetzt, so reduziert sich die mögliche Nutzlast um 120 kg. Allerdings kann auf zusätzliche Druckbehälter für die Elektronik und den experimentellen

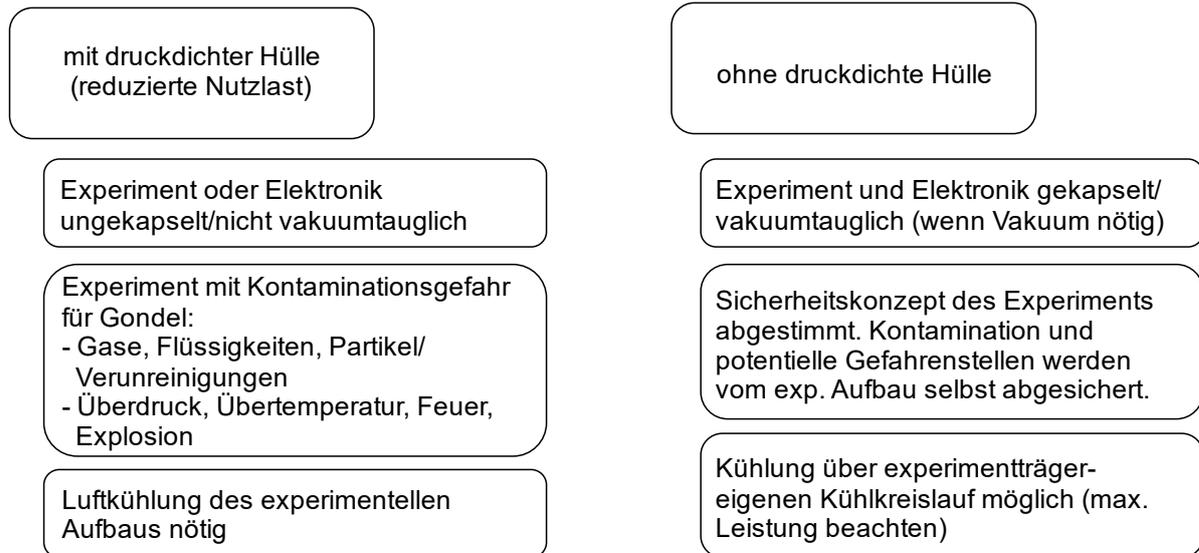


Abbildung 4-12: Auswahlgründe für oder gegen eine druckdichte Hülle um den Experimentträger

Aufbau verzichtet werden. Die druckdichte Hülle wird auch dazu genutzt, eine mögliche Kontamination des Gondelinneren durch das Experiment zu verhindern. Innerhalb der Normalatmosphäre kann punktuell auftretende Wärme durch Ventilatoren, die im Stillstand der Anlage eingeschaltet werden können, gleichmäßig verteilt und über die Trägerstruktur an die Gondel weitergegeben werden. Wird der Experimentträger ohne eine druckdichte Hülle eingesetzt, sind das Experiment und die Elektronik vakuumtauglich auszuführen, sofern überhaupt ein Vakuum im Gondelinneren für eine Steigerung der Genauigkeitsanforderungen benötigt wird. Durch den fehlenden zusätzlichen Sicherheitsbereich, den die Hülle darstellt, ist das Sicherheitskonzept des Experiments entsprechend aufwändig zu gestalten. Es darf keine Gefahr für den Träger, die Gondel und das Bedienpersonal entstehen. Ist in der Gondel ein Vakuum hergestellt und der Träger ohne Hülle installiert, so ist auch eine höhere Kühlleistung für das Experiment oder die Elektronik nur über ein fließendes Kühlmedium möglich. Hierfür ist ein Kreislaufsystem mit Wärmetauschern zwischen Experimentträger und Gondelboden vorgesehen. Die Leitungen im Gondelboden werden aus der Gondel vakuumdicht herausgeführt und automatisch mit dem Gebäudekühlwasser verbunden.

Die Experimentsteuerung und die Telemetrie fliegen im Experimentträger als fester Bestandteil stets mit. Der elektrische Aufbau im Experimentträger ist schematisch in Abbildung 4-13 beschrieben. Der Experimentträger ist mit Fast-Ethernet ausgestattet und bietet auch während der Versuchsdurchführung eine Datenrate von bis zu 100 Mbit/s zwischen Kontrollraum und Experiment. Als Schnittstelle zum Experiment sind bislang eine Ethernetverbindung und eine Energieversorgung sowie Taktgeber- und Triggersignale zur Synchronisierung der unterschiedlichen Systeme vorgesehen. Im Experimentträger ist ein Rechnersystem (CCU) fest verbaut. Dieses nimmt die Telemetriedaten auf und leitet sie an den Kontrollraum weiter. Diese Messtechnik bein-

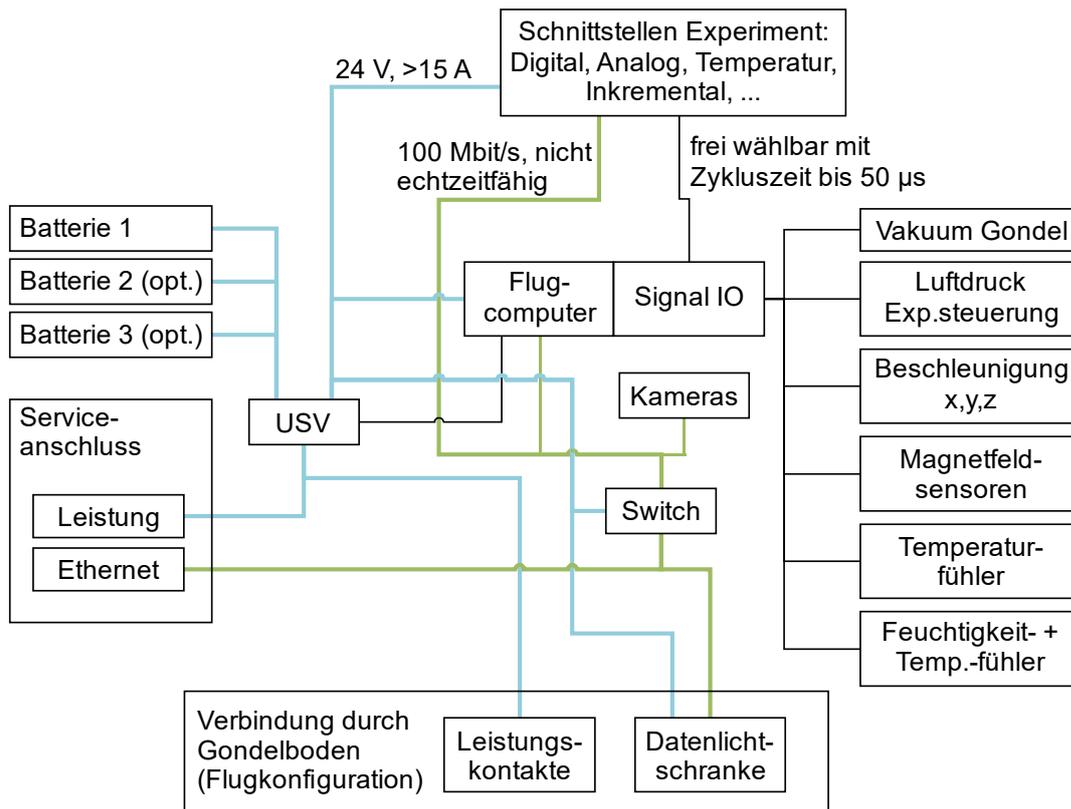


Abbildung 4-13: Flugcomputer, Sensorik, Infrastruktur und Schnittstellen zur Experimentsteuerung, Abkürzung: USV – unterbrechungsfreie Spannungsversorgung

hält in der maximalen Ausbaustufe neben Beschleunigungsaufnehmern in verschiedenen Genauigkeitsbereichen, Gyroskope, Druck- und Temperaturmessung im Experimentträger, Druck und Temperaturmessung im Kühlwasserkreis sowie eine Ladezustandsmessung des Akkus. Licht und eine Kamera können nach Bedarf eingesetzt werden. Durch die Ethernet-Anbindung und die optische Datenkommunikation ist ein permanenter Zugriff auf das Experiment möglich. Für den zusammengebauten Experimentträger mit der Hülle sind alle Anschlüsse noch einmal als Serviceanschlüsse zusätzlich zu den automatischen Kopplungen in der Gondel vorgesehen. Wenn sich dieser noch außerhalb der Gondel befindet, kann, wie beim Ethernet, eine Verbindung mit der Experimentsteuerung im Inneren der Trägerhülle direkt hergestellt werden.

4.7 Gebäude und Peripherie

Das neu entstandene *HITec* bietet Mikrogravitationsforschenden eine weltweit einzigartige Infrastruktur. Diese können die Versuchsvorbereitung und den Kontrollraum bei der Durchführung ihrer Experimente nutzen und erhalten einen Büroplatz sowie Zugang zu angrenzenden Werkstätten. Der Austausch mit anderen Arbeitsgruppen der 24 schwingungs- und temperaturstabilisierten Laserlabore und der drei Reinräume schafft zusätzlich Synergien. Für Experimentatoren des *Einstein-Elevators* steht ein separater Gebäudeteil zur Verfügung, in dem die Flächen zur Versuchsvorbereitung

und dem Kontrollraum zur Experimentsteuerung untergebracht sind. Zunächst wird die Anordnung der Gebäudeteile dargestellt. Der Kontrollraum und die Versuchsvorbereitung werden anschließend beschrieben. Abschließend wird noch auf das Schienensystem zur Beladung der Gondel, das Pneumatik- und das Sicherheitssystem eingegangen.

Darstellung der Räumlichkeiten

Das *HITec* besteht aus drei Gebäudeteilen, welche in Abbildung 4-14 dargestellt sind. Der *Einstein-Elevator* befindet sich in einem separaten Gebäudeteil (1). Diese Anordnung dient der schwingungstechnischen Entkopplung des Gerätes von den höchst sensiblen Experimenten in den 24 Laserlaboren und den anderen Großgeräten. Zudem ist der *Einstein-Elevator* tief gegründet, was auch den Eintrag in die anderen Labore und die umliegenden Gebäude minimiert. Unterirdisch ist dieser Bereich mit dem Laborgebäude (2) verbunden. In diesem sind die Labore und die anderen Großgeräte untergebracht. Das Laborgebäude verfügt über umlaufende Flure und einen Technikbereich zwischen den Laboren in der Mitte des Gebäudes, dem sogenannten „Backbone“. In diesem Bereich sind die im Labor störenden Geräte wie Netzteile und Vakuumpumpen untergebracht. Außerdem befinden sich hier die Gasflaschenschränke und die Zonnennachbehandlungsgeräte der einzelnen Raumklimaanlagen, welche über das Jahr eine Temperaturkonstanz im Raum von ± 1 K und auf den optischen Tischen von $\pm 0,1$ K ermöglichen. Die große Kälteanlage, die Lüftungsanlage, die zentrale Druckluftversorgung und der Notstromdiesel stehen schwingungstechnisch entkoppelt in einem separaten Bereich angeflanscht an das Laborgebäude. Im dritten Gebäudeteil sind die Büros und die Werkstätten (3) untergebracht. Die Büros befinden sich in Etage



Abbildung 4-14: Außenansicht des *HITec*-Gebäudes mit *Einstein-Elevator*, 1) Turm des *Einstein-Elevators*, 2) *HITec*-Laborgebäude, 3) Bürogebäude

2 und 3, die Werkstätten im Untergeschoss. Es werden Büroplätze für 120 Forschende vorgehalten. Zu den Werkstätten gehören eine mechanische Werkstatt, eine Elektro- und eine Optikwerkstatt.

Kontrollraum

Die Experimente werden aus dem Kontrollraum heraus überwacht und gesteuert. Es sind vier PC-Arbeitsplätze vorhanden (Abbildung 4-15), von denen zwei Arbeitsplätze für das Betreiberpersonal zur Anlagenbedienung vorgesehen sind. Auf der Projektionsfläche werden sowohl für das Bedienpersonal als auch für die Forschenden sämtliche Zustände der Anlage und Livestreams aus dem Kamerasystem dargestellt. Die weiteren zwei Arbeitsplätze stehen den Forschenden zur Verfügung.



Abbildung 4-15: Kontrollraum mit vier bis sechs Arbeitsplätzen mit zwei Plätzen zur Anlagenbedienung und zwei Plätzen zur Experimentbedienung

Von diesen Arbeitsplätzen ist es durch das integrierte Kommunikationssystem jederzeit möglich, auf die Experimentsteuerungen zuzugreifen. Steht das Experiment außerhalb des Turmes, kann es direkt per Kabel oder per Wlan mit dem Kontrollraum kommunizieren. Nach dem Einbringen des Experiments in die Gondel übernimmt das in die Gondel integrierte Kommunikationssystem. Während der Versuchsdurchführung sind die Experimente über Datenlichtschranken mit dem Kontrollraum verbunden. Auch die Sicherheit bei der Versuchsdurchführung wird aus diesem Raum überwacht. Hier wird beispielsweise überprüft, ob der Turm verlassen worden ist, die Zugänge zum Gerät verriegelt sind, alle Aktorik den Fahrbereich verlassen hat und alle Systeme bereit sind.

Versuchsvorbereitung

Zur Vorbereitung der Experimente ist ein Raum im *HITec* vorgesehen, der zwei vollständig ausgestattete Arbeitsplätze und die vor der Versuchsdurchführung benötigte Ausrüstereinrichtung (CBS, engl.: counter balance system) bereitstellt. Die Aufteilung ist in Abbildung 4-16) dargestellt. Die Arbeitsplätze sind mit Werkbänken ausgestattet.

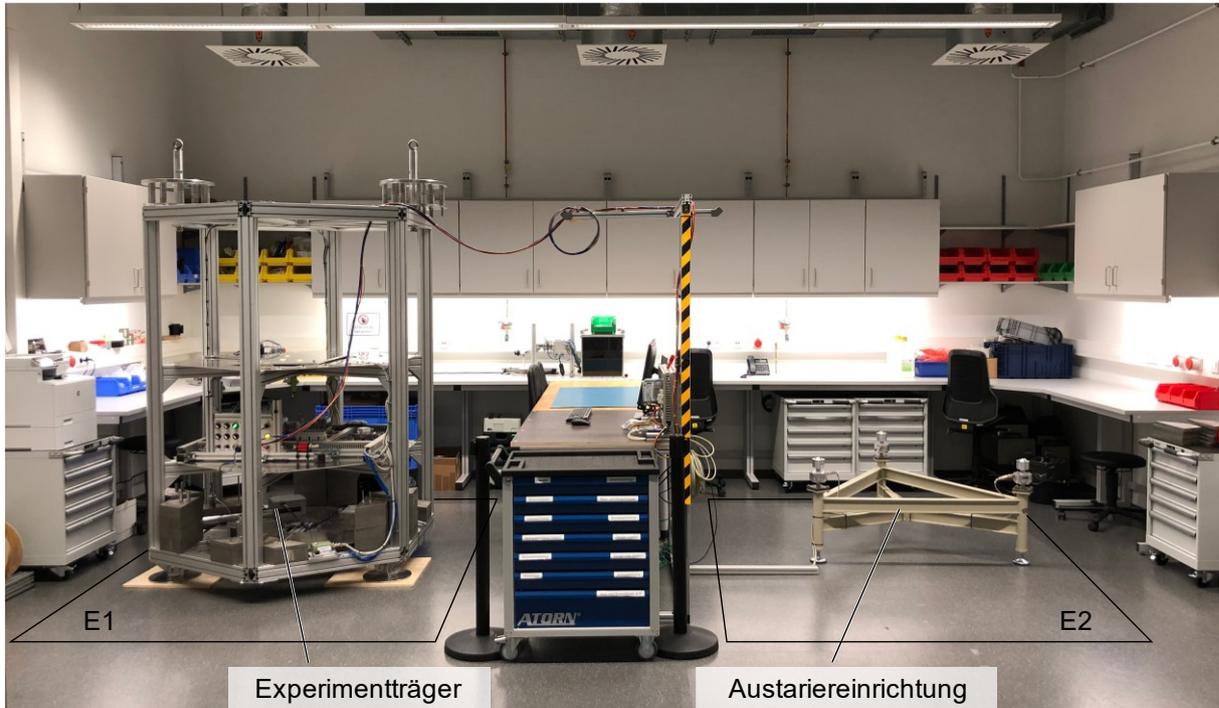


Abbildung 4-16: Versuchsvorbereitung, E1, E2 – Experimentvorbereitung Platz 1 und Platz 2 (Quelle: nach [Lot20], Beschriftung eingefügt)

Der Raum verfügt über eine Klimatisierung, sodass konstante Temperaturverhältnisse von $20\text{ °C} \pm 1\text{ °C}$ herrschen. Des Weiteren sind an jedem Platz Druckluft, Kühlwasser, technische Gase, Ethernet und verschiedene elektrische Anschlüsse vorhanden. Die vorbereiteten Experimente werden für die Versuchsdurchführung anschließend ebenerdig über den Vorraum in den *Einstein-Elevator* transportiert.

Schienensystem, Pneumatik und Sicherheitssystem

Der Experimentträger wird für die Versuchsdurchführung mit einem Elektrostapler bis in die Beladeebene bewegt, wie in Abbildung 4-17 dargestellt. Von dort übernimmt ein Schienensystem den Träger (Abbildung 4-18). An dem Schienensystem sind zwei Flaschenzüge befestigt, mit deren Hilfe der Träger angehoben und mittig auf dem Gondelunterteil abgestellt werden kann. Obwohl die Dichtfläche der Gondel bodengleich zur Beladeebene ist, kann ein Transport des Experiments mit einem Stapler in die Gondel zur Schonung der Dichtfläche nicht durchgeführt werden. Zudem bietet das Schienensystem die notwendige Sicherheit beim Arbeiten mit geöffneter Gondel. Das



Abbildung 4-17: Beladeebene des Einstein-Elevators mit Experimentträger, Elektro stapler, Schienensystem (Bildquelle: [Kol19], Ausschnitt, Beschriftung ergänzt)

ausgefahrene Schienensystem sichert das Gondeloberteil im Falle einer Kranfehlfunktion oder eines mechanischen Versagens vor einem unkontrollierten Herabfallen.

Sowohl für das Schienensystem als auch für einige andere Komponenten wird eine Druckluftversorgung benötigt. Sie wird gebäudeseitig zentral gestellt. Im Turmbereich sind daran neben dem Schienensystem die Wirbelstrombremsen, die Haltebremse zum Starten aus der oberen Startposition inklusive der dazugehörigen Fallsicherung sowie die Ventile der Vakuumpumpe und die Bewegung der Vakuumpumpe angeschlossen. Zudem wird die Druckluft zukünftig aufgrund ihrer hohen Reinheit und der sehr geringen Restfeuchte für das Belüften der Gondel eingesetzt werden. Dadurch



Abbildung 4-18: Beladeebene des Einstein-Elevators mit ausgefahrenem Schienensystem und eingehängtem Experimentträger (Bildquelle: [Kol19], Ausschnitt, Beschriftung ergänzt)

werden weniger Staub und Wasser als beim Belüften über die Raumlufte eingetragen, wodurch kürzere Abpumpzeiten vor dem nächsten Start resultieren. Aufgrund der geringen Leitungsquerschnitte dauert die Belüftung direkt aus der Leitung zu lange. Die Druckluft soll daher in Tanks vorgehalten werden, die bei einem Volumen von etwa 2 bis 2,5 m³ und 5 bis 8 bar Innendruck das gesamte Volumen der Gondel puffern können. Außerdem können die Tanks mit anderen Gasen befüllt werden, sodass auch eine Belüftung mit Stickstoff oder anderen Gasen möglich ist. Auf diesem Weg kann eine für manche Experimente notwendige Schutzgasatmosphäre in der Gondel realisiert werden.

Für die Sicherheit der Anlage sorgt die Anlagensteuerung. Diese ermöglicht es auch den Zugang zum Großgerät im Gebäude zu beschränken. Dazu wird die Tür zum *Einstein-Elevator* elektromagnetisch während der Experimentdurchführung verschlossen. Außerdem sind Kameras im Turm an kritischen Stellen installiert, welche die automatisch gesteuerten Prozesse überwachen und den Gerätebedienern Sicherheit geben, dass niemand sich im Raum befindet und bei Inbetriebnahme- und Wartungsarbeiten keine gefährlichen Bereiche betreten werden.

4.8 Zusammenfassung

Der Aufbau des *Einstein-Elevator* begann mit der Planungsphase Ende 2011. Bis zur ersten Inbetriebnahme Ende 2019 hat parallel eine stetige Weiterentwicklung des geplanten Systems stattgefunden. Vor allem die Steuerungstechnik, die zum Teil eine Eigenentwicklung darstellt, unterliegt einer permanenten Weiterentwicklung. Das Anlagendesign legt großen Wert auf die schwingungstechnische Trennung von Gondel und Antrieb. Es werden zwei mechanisch unabhängige Türme eingesetzt und eine Kopplung von Antrieb und Gondel zur Übertragung der Antriebsleistung über eine speziell gelagerte Koppelstange hergestellt. Der Antrieb und die eingesetzte SuperCap-Anlage ermöglichen alle 4 min eine Experimentdurchführung. Dazu trägt auch der hohe Automatisierungsgrad der Anlage bei. Es werden 4 s in Schwerelosigkeit im vertikalen Parabelflug ermöglicht. Außerdem sind Hypo- und Hypergravitationsbedingungen simulierbar. Die Experimentmaße betragen dabei 1,7 m im Durchmesser und 2 m Höhe. Der Experimentträger mit integriertem Versuchsaufbau darf insgesamt 1.000 kg wiegen und fliegt innerhalb der aus CFK hergestellten Gondelhülle, die gleichzeitig auch als Vakuumkammer dient. Die Experimentsteuerung geschieht ferngesteuert aus dem Kontrollraum. Das *HITec* bietet mit dem Kontrollraum, der Versuchsvorbereitung, den Werkstätten und den Büros sowie der Nähe zu 24 Laserlaboren und zwei Reinräumen eine einzigartige Infrastruktur.

Im Rahmen von Veröffentlichungen sind Details der Anlage bereits vorgestellt worden. Einige Details älterer Veröffentlichungen spiegeln nicht mehr den aktuellen Stand der

Ausführung wider, da sich Änderungen während der Planungs- und Ausführungsphase ergeben haben. In der folgenden Aufzählung sind die wesentlichen eigenen Veröffentlichungen zu finden: [Lot13a, Lot13b, Lot14, Lot15, Lot17a, Lot17b, Lot18a, Lot18b, Lot18c, Lot20, Neu21, Ove18, Rei21].

Kapitel 5

Modellbildung

Der *Einstein-Elevator* besteht aus einer Vielzahl an Komponenten, deren Summe für ein gesamtheitliches Simulationsmodell während der kompletten Zeit der Versuchsdurchführung mit all seinen Freiheitsgraden zu umfangreich ist [Lot13a]. Daher wird zunächst das vorgestellte Konzept auf eine handhabbare Anzahl an Komponenten reduziert. Anschließend werden die wesentlichen Einflussfaktoren identifiziert. Die komponentenweise Bestimmung der Einflussfaktoren findet in Kapitel 6 im Detail statt. Für ein MKM werden anschließend in Kapitel 7 die Einflussfaktoren mit dem mechanischen Ersatzmodell zusammengeführt und eine Lösung dieses Simulationsmodells berechnet.

5.1 Abstrahierung der Konstruktion in ein Ersatzmodell

Der zuvor in Kapitel 4 beschriebene Aufbau besteht aus diversen Oberbaugruppen mit einer Vielzahl an Unterbaugruppen, die wiederum aus vielen Einzelteilen zusammengesetzt sind. So wird in der höchsten Hierarchiestufe zwischen dem Stahlbau, dem Antriebswagen mit der Traverse, der Gondel und der Peripherie unterschieden. Während die Simulation auf Einzelteilebene zu detailliert ist, ist diese Einteilung zu grob für das zu untersuchende Problem. Die Auflösung bzw. die Qualität der Ergebnisse von MKM-Simulationen im Zeitbereich korrespondiert mit der benötigten Zeit, die Gleichungssysteme zu lösen. Je höher die Knotenanzahl, die zu betrachtende Zeit und die zeitliche Auflösung, desto länger dauern die Berechnungen. Für das Simulationsmodell gilt es daher, ein Optimum mit ausreichender Detailtiefe und möglichst wenigen Bauteilen für praktikable Berechnungszeiten aufzubauen.

Das Simulationsmodell soll eine Aussage über die Anregung des Experimentträgers während der Beschleunigungsphase der Anlage liefern. Zunächst findet dazu eine Vereinfachung vom Gesamtaufbau über die Funktionsweise bis hin zum mechanischen Ersatzmodell statt. Das Modell wird aus den mechanischen Bestandteilen Knoten, Stäben, Biegebalken, Federn, Dämpfern und Gelenken zusammengesetzt sowie mit den

dazugehörigen Eigenschaften wie Massen, geometrische Anordnung, Anzahl der Freiheitsgrade und weiterer Eigenschaften versehen.

Abbildung 5-1 zeigt diese Abstrahierung. Während Abbildung 5-1a und Abbildung 5-1b die schrittweise Reduzierung der Komponenten auf ihre Funktionen darstellt, betrachtet das Modell in Abbildung 5-1c ausschließlich die bewegten Teile der Anlage in einem mechanischen Ersatzschaubild. Die Stahlkonstruktion und die Peripherie werden zunächst im Modell nicht betrachtet. Dennoch wird später ihr Einfluss auf die Aerodynamik berücksichtigt. Das Modell ist zur vereinfachten Visualisierung zweidimensional dargestellt, bezieht aber alle drei Raumrichtungen mit ein.

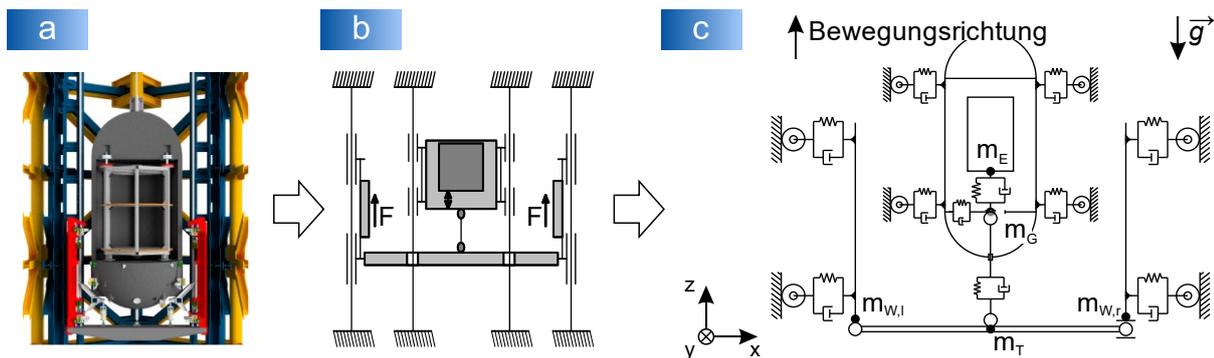


Abbildung 5-1: Abstraktion der Konstruktion hin zu einem mechanischen Ersatzmodell, a) CAD-Modell der Konstruktion, b) Funktionsweise der Konstruktion (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung entfernt, Layoutanpassungen), c) Reduzierung auf mechanisches Ersatzmodell

Die folgende Beschreibung des reduzierten Modells führt vom experimentellen Aufbau im Gondelinneren über die Koppelstange und die Traverse bis hin zum Antrieb und der Rollenführung. Vom Experimentträger existieren CAD-Modelle und auch bereits ein realer Aufbau, allerdings sind die auftretenden Schwingungen sehr stark vom inneren Aufbau des Trägers abhängig. Der Aufbau variiert von Experiment zu Experiment und kann daher nicht pauschalisiert werden. Der Träger wird deshalb als starrer Körper mit im Boden zentrierter Masse angenommen. Das ermöglicht es später, die errechnete Anregung auf zukünftige Experimentträgermodelle in eigenen Simulationen als Störgrößen anwenden zu können. Der Träger steht während der Beschleunigungsphase auf dem Gondelboden. Zwischen der Gondel und dem Träger ist ein Feder-Dämpfer-System eingesetzt, um das Einfederungsverhalten der Experimentträgerfüße und des Gondelbodens nachstellen zu können. Dessen Modellierung berücksichtigt alle drei Raumrichtungen. Die Gondel wird ebenfalls als Starrkörper angenommen und besitzt je sechs Führungsrollen auf zwei Ebenen. Um deren Anordnung für das Modell zu vereinfachen, greifen sie unter Berücksichtigung ihrer Orientierung in der x - und y -Achse gemeinsam im Schwerpunkt der Gondel an. Er ist zentrisch in den Gondelboden gelegt und ist gleichzeitig der Angriffspunkt für die Verbindung zum Träger und das Gelenk der Koppelstange.

Die Koppelstange ist an beiden Seiten gelenkig gelagert und zudem als Feder-Dämpfer-System mit nur einer Achse zur Kraftübertragung modelliert. Ihre Enden

können sich allerdings mit dem Gondelboden und der Traverse horizontal verschieben, was zu einem Verkippen der Koppelstange führt. Die potentiell daraus resultierenden horizontalen Kräfte werden in den Kopplungspunkten berücksichtigt. Das untere Koppelgelenk ist zur Kraftübertragung vom Antrieb zur Gondel mit der Traverse verbunden. Sie ist im Modell als Biegebalken hinterlegt. Die Beschleunigung der Antriebswagen und die Trägheit der Gondel erzeugen eine Durchbiegung der Traverse in z-Richtung. Ihre beiden Enden sind mit den Antriebswagen verbunden. Das linke Lager stellt das Festlager und das rechte Lager das Loslager dar. Das Loslager ermöglicht eine horizontale Verschiebung des Balkens in Folge der Verkürzung des Abstands der beiden Traversenenden bei der Durchbiegung. Auch ein Ausgleich leicht unterschiedlicher Verfahrspositionen der Antriebswagen zueinander kann dadurch realisiert werden. Außerdem werden kleine Schwankungen in der Parallelität der Führungsschienen der beiden Antriebswagen kompensierbar.

Die Antriebswagen besitzen je sechs Rollenführungen in zwei Ebenen. Der Wagen ist so modelliert, dass die Masse in den Angriffspunkten der Traverse vorliegt. Da die Lager für die Traverse unterhalb der unteren Führungsrollen liegen, sind die Schwingungen bzw. Verschiebungen, die durch die Rollen und den Antrieb hervorgerufen werden, anhand der Geometrie des Wagens zu berücksichtigen. Der Wagen ist als Stab modelliert. An ihm sind über die gesamte Wagenlänge die Magnetjoches des Antriebs verteilt angeordnet, die in Kombination mit dem am Turm befestigten aktiven Teil des Antriebs die Vorschubkraft aufbringen.

Das Modell wird hinsichtlich seiner Freiheitsgrade auf die beschriebenen beweglichen Komponenten begrenzt. Äußere Einflüsse werden als Störgrößen zunächst bewertet und je nach quantitativem Stellenwert gegebenenfalls berücksichtigt.

5.2 Identifizierung der Einflussfaktoren

Für die Simulation des MKMs sind die auf die Knoten wirkenden Einflussfaktoren zu berücksichtigen. Sie werden im Folgenden identifiziert und entsprechend ihrer Wirkung auf die drei Hauptbaugruppen Antriebswagen, Gondel und Experimentträger berücksichtigt. Es wird von einer vollständigen Entkopplung von Antriebswagen und Gondel, bis auf ihre notwendige Verbindung durch die Traverse und die Koppelstange, ausgegangen. Außerdem ist keine Anregung von außen durch den Stahlbau vorgesehen. Es gilt für die drei Hauptbaugruppen die Anregung durch physischen Kontakt, durch den elektrischen Antrieb und die geschwindigkeitsabhängige Aerodynamik sowie weitere äußere Einflüsse zu betrachten. Abbildung 5-2 zeigt eine Übersicht über die Hauptbaugruppen, ihre Verbindung untereinander und die auf sie wirkenden Einflüsse. [Lot13a]

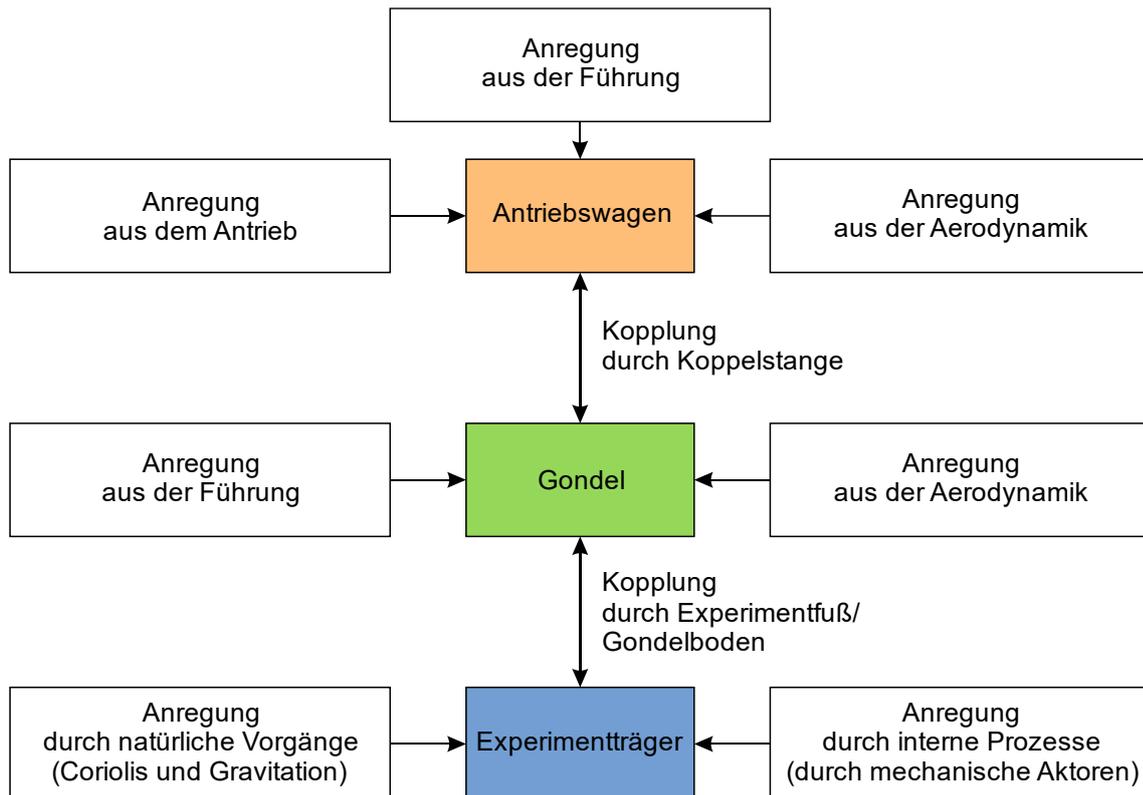


Abbildung 5-2: Einflüsse auf die Anregung des Experimentträgers während der Beschleunigungsphase der Anlage (Quelle: nach [Lot13a])

Auf den Antriebswagen wirken zunächst die Antriebskräfte. Sie wirken allerdings nicht störungsfrei in vertikaler Richtung durch die im Betrieb entstehenden Normalkräfte aufgrund von Ungleichmäßigkeiten in der Fertigung. Gleiches gilt für die Führung der Antriebswagen. Auch sie unterliegt fertigungsbedingten Ungleichmäßigkeiten im Rahmen der zuvor definierten Toleranzen und ist außerdem verschleißbehaftet. Die Rollenführung bewirkt bei kleinen Ungleichmäßigkeiten hochfrequente, geschwindigkeitsabhängige Schwingungen.

Die Führungseinheit an der Gondel ist baugleich ausgeführt. Der Unterschied besteht in der Anordnung der Führungseinheiten. Sie sind der Geometrie der Gondel entsprechend radial über den Umfang verteilt. Der Einfluss auf die Gondel ist dennoch derselbe wie der durch die Führungsrollen der Antriebswagen. Die Gondel ist zwischen den Antriebswagen bzw. der Traverse und der Koppelstange sowie den Führungsrollen auf der einen und dem Experimentträger auf der anderen Seite federnd (und dämpfend) eingespannt.

Der Experimentträger steht während der Versuchsdurchführung auf dem Gondelboden. Während der Beschleunigungsphase wird er durch seine eigene Massenträgheit auf den Gondelboden gepresst. Sämtliche zuvor angeregten Schwingungen von Antriebswagen, Traverse, Koppelstange und Gondel werden dabei auf ihn übertragen. Welche Schwingungen das sind, wird im folgenden Kapitel für jede einzelne Komponente separat betrachtet.

Kapitel 6

Bestimmung der Einflussfaktoren

Zur Bestimmung der zuvor in Kapitel 5.2 beschriebenen Einflussfaktoren werden Experimente durchgeführt, Simulationen erstellt und mathematische Modelle einzelner Komponenten und Baugruppen aufgestellt. Anhand derer werden der mechanische Aufbau, die Führungssysteme, der Linearantrieb, die Aerodynamik, die Vakuumatmosphäre und weitere Einflüsse beschrieben. Weiterhin werden die wesentlichen Parameter sowie mathematischen Zusammenhänge für die Verwendung im MKM hergeleitet. Alle weiteren physikalischen Eigenschaften einzelner Bauteile werden im Modell anhand von Literaturwerten übernommen. Gleichzeitig werden zusätzliche Eigenschaften der untersuchten Elemente hinsichtlich ihres Verschleißes und anderer Qualitäten dargestellt, die keine Verwendung im MKM finden, aber für die Anlagenauslegung und -beschreibung bedeutend sind.

6.1 Mechanischer Aufbau

Die mechanischen Hauptkomponenten des *Einstein-Elevators* sind die beiden ineinander stehenden Türme, die Antriebswagen, die Kopplungskomponenten, bestehend aus der Traverse, der Koppelstange und den Feder-Dämpfer-Elementen, die Gondel und der Experimentträger. Bevor auf die spezifischen Eigenschaften der Komponenten eingegangen wird, werden zunächst die mechanischen Zusammenhänge beschrieben. Sie werden für die Modellbildung in Formeln überführt.

6.1.1 Trennung der Türme

Als auffälligstes Konzeptdetail kann die Aufteilung der Türme bezeichnet werden. Die farblich hervorgehobenen, ineinander stehenden zwei sechseckförmigen Tragwerke sind hinsichtlich der Schwingungsübertragung entkoppelt (siehe Abbildung 6-1a). Es gibt keine mechanische Verbindung zwischen den beiden Bauwerken, außer der einen notwendigen Verbindung von Gondel und Antriebswagen, wie sie in den folgenden

Kapiteln dargestellt wird. An der äußeren (gelben) Turmstruktur wird die Gondel geführt. Die eingesetzten Stahlrohre mit zur Einstellung der Eigenfrequenzen (angestrebt sind 4 Hz) nach oben geringer werdenden Wandstärken und I-Trägern zur Versteifung wiegen etwa 93 t. An diesem Turm sind keine weiteren Installationen angebracht, so dass dadurch auch keine potentiell möglichen Schwingungen eingetragen bzw. übertragen werden. Der innere (blaue) Turm dient als Befestigung für den Antrieb und die Führung der Antriebswagen entlang des Turms. Auch er besteht aus Stahlrohren und I-Trägern und wiegt etwa 71,5 t. Zusätzlich zum Antrieb und der Führung sind am inneren Turm alle elektrischen und pneumatischen Systeme angebracht. An Steigetrassen werden sowohl die Leistungsverkabelung des Antriebs als auch alle Steuer- und Messleitungen befestigt. Beide Bauwerke stehen auf separaten Fundamenten. Die Aufstellfläche im 2. Untergeschoss befindet sich 10 m unter der Geländeoberfläche. Hier sind neben dem als weiße Wanne ausgeführten flachgegründeten Gebäude die beiden Fundamente der Türme angeordnet. Das äußere Ringfundament für die Abstützung des äußeren Tragwerks besitzt unter den drei hauptsächlich belasteten Säulen je einen Bohrpfahl, welcher unter dem Fundament weitere 12 m in den Boden getrieben worden ist. Unter dem Sechseckfundament des inneren Tragwerks kommen vier ebenso lange Bohrpfähle zum Einsatz. Zwischen den Fundamentplatten sind Elastomerlager eingebaut, sodass keine Schwingungen zwischen den Platten übertragen werden, die Platten aber zueinander gegen hochdrückendes Grundwasser abgedichtet sind.

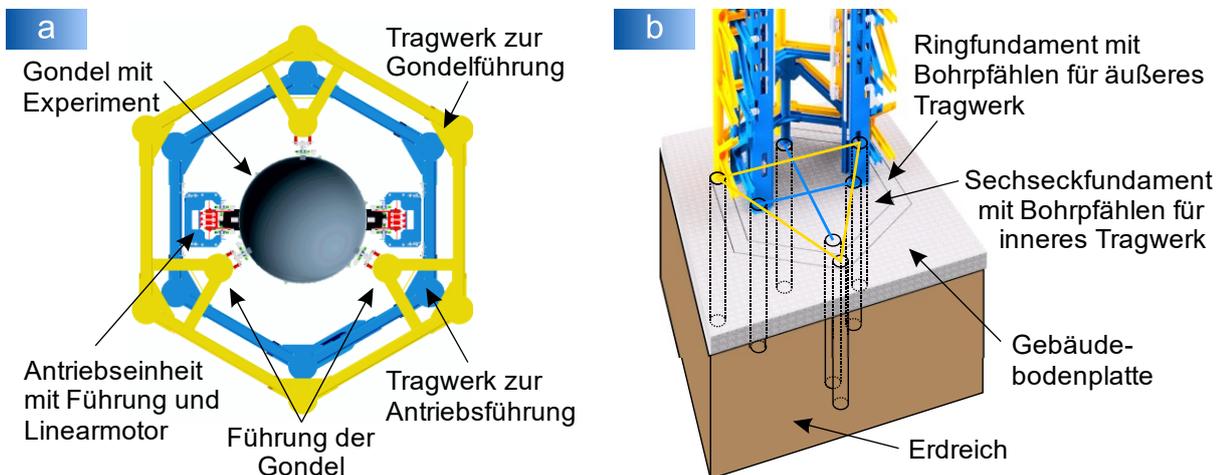


Abbildung 6-1: Entkopplung der Türme für die Gondel- und Antriebsführung, a) Draufsicht mit Darstellung der getrennten Tragwerke, b) Schnittansicht mit Darstellung des Fundamentaufbaus mit eingezeichneten Bohrpfählen

Diese Entkopplung führt zu einer deutlichen Reduzierung der vom Antrieb angeregten Schwingungen auf die Gondel und damit auf das Experiment. Außerdem soll durch die Bohrpfähle eine langfristige Neigung der Türme beispielsweise durch Grundwasserschwankungen verhindert werden. Zur Untersuchung der Entkopplung sind im Rahmen einer studentischen Arbeit [Nue17] eine externe langsam anschwellende Kraft

und eine impulsartige Anregung auf den Turm der Antriebsführung aufgebracht und die Reaktion am Turm der Gondelführung gemessen worden. Zwei *myRIO*-Messkarten von *National Instrument* werden mit einer Spannungsversorgung oben an den Türmen befestigt und zeichnen mit ihrem dreiachsigen Onboard-Beschleunigungssensor (Messbereich: $\pm 8\text{ g}$, Auflösung: $3,906\text{ mg}$) den eingeleiteten Impuls und die Reaktion am zweiten Turm auf. Langsam anschwellende Kräfte mit sichtbaren Schwankungen am inneren Turm haben keinen messbaren Einfluss am äußeren Turm gezeigt. Nur Impulse waren messbar. In Abbildung 6-2 werden drei impulsartige Anregungen am Turm der Antriebsführung und die Reaktionen am Turm zur Gondelführung dargestellt.

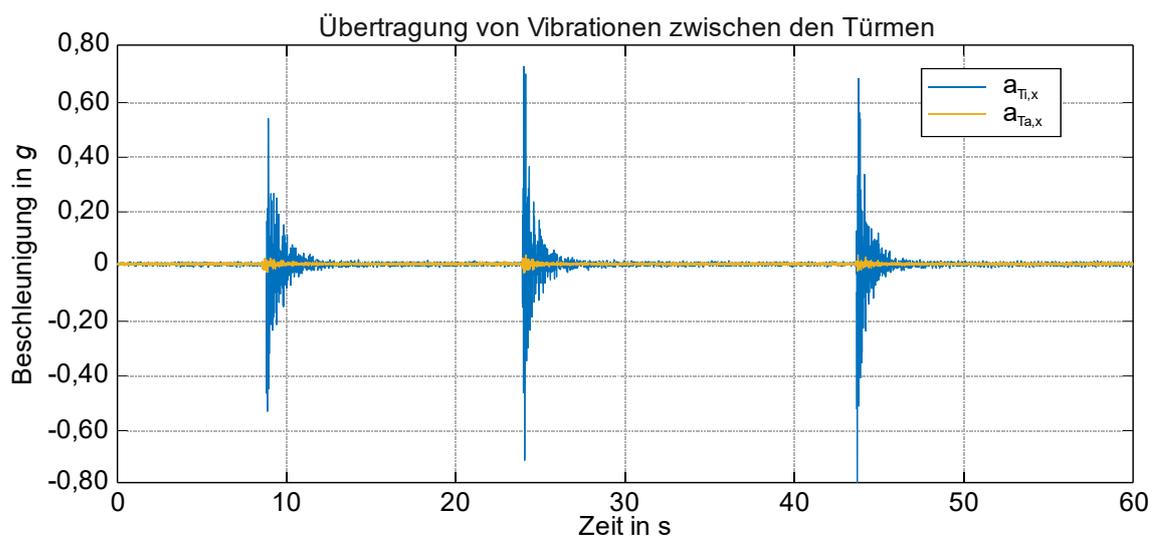


Abbildung 6-2: Impulsartige Anregung am Turm der Antriebsführung und die Reaktion am Turm der Gondelführung

Das Rauschen der Sensoren am äußeren gelben Turm beträgt etwa $\pm 0,004\text{ g}$. Die x-Achse wird bei dieser Messung als Maßstab herangezogen. Es sind Ausschläge bei einer Anregung des inneren Turms von etwa $\pm 0,6\text{ g}$ mit dem gleichen Muster und einem maximalen Ausschlag von $\pm 0,03\text{ g}$ am äußeren Turm gemessen worden. Werden die Messwerte größer skaliert, ist ein hochfrequentes Verhalten bei beiden Signalen erkennbar. Eine niederfrequente Schwingung kann nicht ausgemacht werden. Daraus kann geschlossen werden, dass hier die Akustik einen wesentlichen Einfluss aufweist, nicht aber die tatsächliche Bewegung der Türme. Das Thema Akustik ist ein Störeinfluss für die Experimente und wird in Kapitel 6.5.2 und 8.2.3 weiter behandelt.

Im MKM werden die beiden Türme als vollständig unabhängige Bauteile berücksichtigt, auch wenn es sich um eine unpräzise Messung aufgrund der geringen Auflösung der Sensoren, des nicht weiter spezifizierten Impulses und der ermittelten akustischen Kopplung handelt. Aufgrund dieser Messung werden die Antriebswagen und die Gondel respektive das äußere und innere Tragwerk als vollständig entkoppelt betrachtet.

6.1.2 Antriebswagen

Die beiden Antriebswagen, die an zwei Seiten unterhalb der Gondel angebracht und mit der Traverse untereinander verbunden sind, bilden einen wesentlichen Bestandteil des Antriebs (siehe Abbildung 6-3a). Die speziell für diese Anlage konstruierten Magnetjoche werden zwischen zwei tragenden Wangen (rot) befestigt (siehe Abbildung 6-3b). Sowohl das Magnetjoch mit den drei parallel angeordneten Magnetpaaren, als auch der Rücken der Joche zum Leiten der magnetischen Felder und die Tragstruktur des Wagens sind gewichtsoptimiert konstruiert, sodass ein Gesamtgewicht von lediglich $m_W = 475$ kg je Wagen erreicht wird. An den Wangen der Wagen sind beidseitig die Führungseinheiten für dessen Führung entlang des Turms befestigt (Details zur Führung in Kap. 6.2). Das sichere Abbremsen wird durch die Bremsfinnen in den im Bremsbereich angebrachten Wirbelstrombremsen gewährleistet. Ein Drehgelenk ermöglicht der zwischen den Wagen angebrachten Traverse eine Schiefstellung von bis zu $\pm 2^\circ$ bzw. etwa ± 100 mm, sofern die Antriebskräfte unsymmetrisch aufgebracht werden. Eine Gelenkseite dient dabei als Loslager, die andere als Festlager. Die Loslagerseite besitzt zusätzlich zum Drehgelenk die weitere Freiheit, auch horizontal eine Verschiebung zuzulassen, um ein Verklemmen aufgrund des verkürzten Achsabstands bei schräggestellter Traverse zu verhindern. Ein Grund für eine große Schiefstellung kann der Bruch der Traverse sein. Um eine unkontrollierbare Weiterfahrt zu verhindern, wird in dem Fall eine Zwangskopplung zur Gondel hergestellt, die während des Regelbetriebs keine Wirkung hat. Weitere Bestandteile des Wagens sind die Endanschläge für das Aufsetzen auf den Hydraulikzylindern am Ende des Versuchsdurchlaufs. Zudem ist an jedem Wagen ein Kranhaken angebracht. Mit beiden Haken kann, unter zur Hilfenahme einer Hubtraverse, die gesamte bewegliche Masse aus Gondel mit Experiment, der Traverse und den zwei Antriebswagen angehoben werden. Dies ist beispielsweise nötig, wenn aus der oberen Startposition für reine Fallversuche gestartet werden soll. An den Wagen sind des Weiteren auch die Sensoren zur Positionsbestimmung angebracht. Für das systemeigene Inkrementalgebersystem sind je Wagen zwei Messköpfe und für das Antriebssystem ein Messkopf am linken Wagen montiert. Außerdem sind entlang der Wagen je ein Magnetband mit absolut kodierter Position installiert. Damit lassen sich die inkrementellen Positionssignale beider Wagen im Stillstand mittels am Turm angebrachter Absolutwertgeber referenzieren. Auf der Rückseite des linken Bandes (im Bild ist dieses verdeckt und nur das rechte Magnetband dargestellt) ist zudem ein Kamm mit einem gleichmäßigen Muster angebracht, sodass über am Turm befestigte Gabellichtschranken die Phasenlage des Antriebs jederzeit nachgeregelt werden kann.

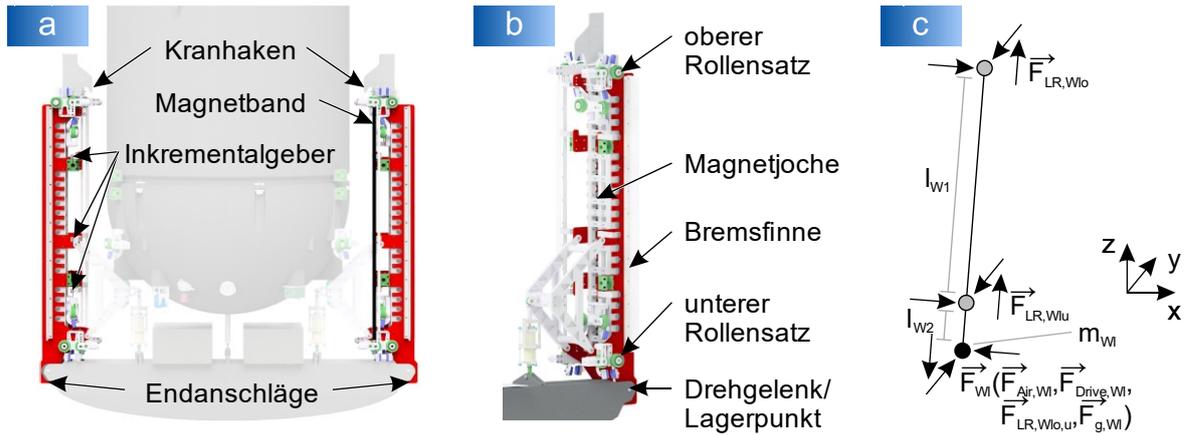


Abbildung 6-3: Antriebswagen, a) Seitenansicht mit Anbauteilen, b) perspektivische Ansicht des rechten Wagens mit wesentlichen Bestandteilen, c) mechanisches Modell des linken Wagens

Im MKM wird jeder Wagen als ein Bauteil angenommen. Der Bezugspunkt liegt im Drehgelenk/Lagerpunkt zur Traverse (siehe Abbildung 6-3c). Alle Kräfte werden auf diesen Punkt übertragen und in den Vektoren \vec{F}_{Wl} (in Formel 6-1 beispielhaft dargestellt) und \vec{F}_{Wr} zusammengefasst.

$$\vec{F}_{Wl} = \vec{F}_{Air,Wl} + \vec{F}_{Drive,Wl} + \vec{F}_{LR,Wl} + \vec{F}_{g,Wl} \quad (6-1)$$

Die einzelnen Kräfte der Laufrollen ($\vec{F}_{LR,Wl0}$ und $\vec{F}_{LR,Wlu}$) werden für die x- und y-Komponente am Wagen anteilig und gemäß ihrer geometrischen Anordnung und der geltenden Hebelgesetze berücksichtigt, für den Angriffspunkt der Traverse entsprechend skaliert und in $\vec{F}_{LR,Wl}$ gebündelt.

$$\vec{F}_{LR,Wl[x,y]} = \vec{F}_{LR,Wl0} \cdot f_1 + \vec{F}_{LR,Wlu} \cdot f_2 \quad (6-2)$$

$$\text{mit } f_1 = 1 - \frac{l_{W1} + l_{W1}}{l_{W1}} \text{ und } f_2 = \frac{l_{W1} + l_{W1}}{l_{W1}} \quad (6-3)$$

Die gleiche anteilige Berücksichtigung gilt in dieser Auswertung auch für die auf den Lagerpunkt bezogenen Federsteifigkeiten ($\vec{c}_{ges,Wl}$, $\vec{c}_{ges,Wr}$) und Dämpfungswerte ($\vec{d}_{ges,Wl}$, $\vec{d}_{ges,Wr}$) der einzelnen Rollensätze. Die z-Komponente sowohl der an den Laufrollen durch die Schiefstellung der Wagen auftretenden Kräfte als auch der Federsteifigkeiten/Dämpfungswerte werden nicht berücksichtigt.

\vec{F}_{Air} , \vec{F}_{Drive} und \vec{F}_{LR} werden in den folgenden Unterkapiteln im Detail beschrieben. Die Kräfte $\vec{F}_{g,Wl}$ und $\vec{F}_{g,Wr}$ aufgrund der beschleunigten Massen wirken sich lediglich auf die z-Richtung aus und werden daher wie folgt angenommen:

$$\vec{F}_{g,Wl} = \vec{F}_{g,Wr} = -g \cdot m_W \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \quad (6-4)$$

Die Reibung am Loslager des rechten Wagens $\vec{F}_{Reib,Wr}$ wird im Modell separat berücksichtigt. Im Rahmen dieser Auswertung wird sie allerdings vernachlässigt, da kaum

gleitende Bewegungen durch die hohen normalen Kräfte zu erwarten sind und durch die gleitenden Bewegungen die zu übertragenden Kräfte zwischen dem rechten Wagen und der Traverse lediglich reduziert werden.

Die an den Wagen auftretenden Kräfte (inklusive der vertikalen Vorschubkraft) werden an die Traverse weitergeleitet. Sie überträgt die Kräfte über die Koppelstange an die Gondel und das darin befindliche Experiment weiter.

6.1.3 Traverse, Feder-Dämpfer-Elemente und Koppelstange

Die Traverse verbindet die beiden Antriebswagen und die Gondel miteinander. An den Antriebswagen ist die Traverse mit Achsen drehbar angebaut. Die Gondel ist über eine Koppelstange mit Augenschrauben und Kugelgelenken an beiden Enden mit der Traverse verbunden. Für den unwahrscheinlichen Fall, dass die Traverse oder die Koppelstange bricht, ist eine Aufnahme der Gondel direkt an beiden Wagen für den Notfall vorgehalten. Außerdem werden Feder-Dämpfer-Elemente zum Rückstellen von ungleichmäßigen Vorschubbewegungen der Antriebe eingesetzt.

Traverse

Die Traverse stellt die mechanische Verbindung zwischen den beiden Antriebswagen und der Gondel her, weist gleichzeitig Sicherheitseigenschaften auf und beherbergt die Mess- und Steuerungstechnik für die mitbewegte Telemetrie sowie für die Antriebsregelung. Sie ist aus CFK hergestellt und kann daher bei einer Masse von weniger als 80 kg die dynamischen Kräfte der Gondel und des Experiments aufnehmen. An der Traverse ist beidseitig die Aufnahme für die Achsen zur Verbindung mit den Wagen angebracht. Diese ermöglichen den Wagen, bei einer ungleichmäßigen Vorschubbewegung, kleine Positionsunterschiede einzunehmen. Mittig zwischen den Achsen an beiden Enden der Traverse und der zentralen Koppelstange greifen deswegen Feder-Dämpfer-Elemente ein, sodass bei kleinen Positionsunterschieden links und rechts die Traverse durch die entsprechenden Rückstellkräfte in Waage bleibt (vgl. Abbildung 6-4a). Die Feder-Dämpfer-Elemente sind vorgespannt, sodass erst bei Kraftunterschieden $> 3 \text{ kN}$ die Wagenposition voneinander abweichen kann.

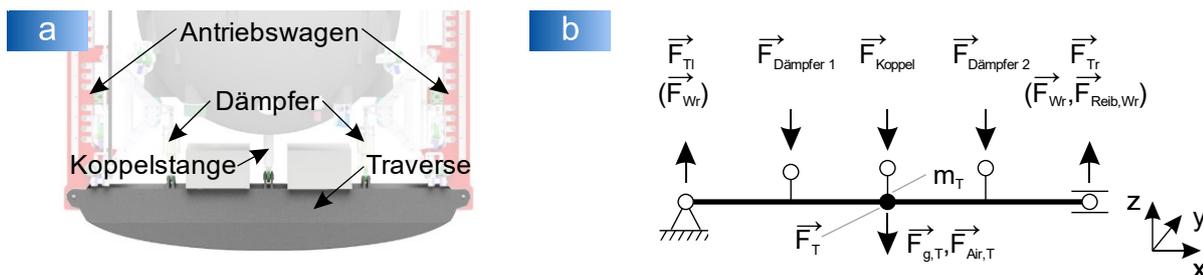


Abbildung 6-4: Traverse, a) Seitenansicht, b) mechanisches Modell der Traverse

An der Traverse treten verschiedene Kraftkomponenten auf wie die Kopplung zu den Antriebswagen, die Kopplung über die Koppelstange zur Gondel, die Aerodynamik, die Gewichtskraft sowie Einflüsse aus den Feder-Dämpfer-Elementen (vgl. Abbildung 6-4b). Aufsummiert stellen sich die Kräfte an der Traverse \vec{F}_T für die Berücksichtigung im Modell wie folgt dar:

$$\vec{F}_T = \vec{F}_{Air,T} + \vec{F}_{Tl}(\vec{F}_{Wl}) + \vec{F}_{Tr}(\vec{F}_{Wr}, \vec{F}_{Reib,Wr}) + \vec{F}_{Koppel} + \vec{F}_{Dämpfer\ 1,2} + \vec{F}_{g,T} \quad (6-5)$$

Die Übertragung von Kräften aus den Antriebswagen an die Traverse wird durch die Kopplung der Kräfte $\vec{F}_{Tl} = \vec{F}_{Wl}$ und $\vec{F}_{Tr} = (\vec{F}_{Wr}, \vec{F}_{Reib,Wr})$ erreicht. Die Weitergabe der auftretenden Schwingungen/Belastungen an die Gondel geschieht anschließend über die Koppelstange (\vec{F}_{Koppel}). Die auftretenden Kräfte aus der Aerodynamik (\vec{F}_{Air}), aus der Verbindung zur Koppelstange (\vec{F}_{Koppel}) und der Dämpferauswirkung ($\vec{F}_{Dämpfer\ 1,2}$) werden in den folgenden Unterkapiteln beschrieben. Die Traverse wird in allen drei Raumrichtungen belastet und verformt. Die Bestimmung der mechanischen Eigenschaften bekommt daher eine große Bedeutung. Zunächst wird die Auslegung anhand einer FEM-Simulation dargestellt. Diese wird anschließend mit den Ergebnissen eines Belastungstests verglichen. Abschließend wird gezeigt, dass für die Berücksichtigung im MKM ein vereinfachtes Modell ohne die Berücksichtigung der Feder-Dämpfer-Elemente ausreicht.

Die Bestimmung der für das MKM benötigten Federsteifigkeiten geschieht anhand der Durchbiegung der Traverse unter Last. Die theoretische Ausgangslage stellt dabei eine Simulation dar, die im Auftrag des Herstellers vor der Fertigung der Traverse durchgeführt worden ist (vgl. Abbildung 6-5). Das Ergebnis der statischen Belastungsanalyse der simulativ abgebildeten Traversengeometrie mit der entsprechenden Auflast in der Traversenmitte und den Stützlagern an den Traversenenden prognostiziert eine Durchbiegung von 1,792 mm bei einer Beschleunigung der ca. 1.500 kg schweren Kombination aus Gondel und Experiment von 5 g [Meu17]. Erkennbar ist ein

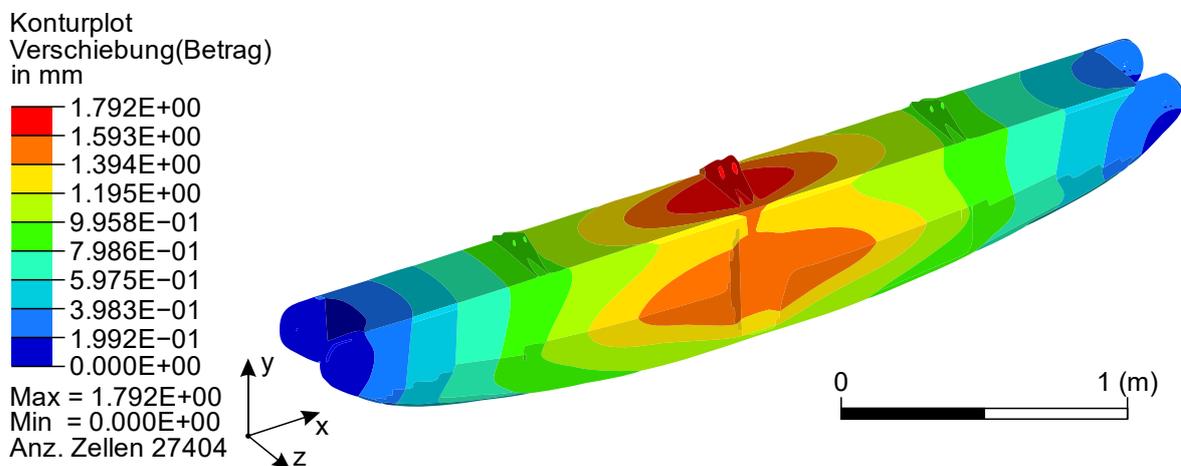


Abbildung 6-5: Simulationsergebnis der mechanischen Verformung der Traverse unter der statischen Belastung von Gondel und Experiment, die bei 5 g Beschleunigung auftritt (Quelle: nach [Meu17])

ohne Last ergeben würde. Unter einer normal üblichen Belastung im Betrieb der Anlage während der Beschleunigung der Gondel entsteht bei einer Kraft von 75 kN eine Durchbiegung von 2,168 mm. Die Durchbiegung der Traverse scheint geringfügig höher als im theoretischen Modell. Das beruht auf der Tatsache, dass das Modell keine Überschneidungen und Schnittlinien in den Laminatschichten sowie die Variationen im Harzgehalt nicht berücksichtigt.

Die Durchbiegung lässt sich neben der Durchführung einer rechenaufwändigen Simulation auch anhand eines mechanischen Balkens abschätzen. Die Biegebalkenberechnung gilt dabei unter der Einhaltung folgender Bedingungen [Dan13]:

- elastische Materialverformung (Gültigkeit des Hookeschen Gesetzes)
- kleine Verformungen im Vergleich zur Trägerlänge
- Bernoulli-Hypothese gilt mit ausreichender Genauigkeit (ebene Querschnitte bleiben bei der Verformung eben)
- nur "reine Biegung" (Verformung nur infolge des Biegemoments, keine Verformung aufgrund der Querkraft)
- Schnittgrößen festgehalten am unverformten Träger (Theorie 1. Ordnung)

Der hier definierte Biegebalken besteht aus fünf Knoten (den beiden Lagerpunkten an den Traversenenden, den zwei Feder-Dämpfer-Elementen und der Koppelstange) und vier dazwischen aufgespannten Bereichen (vgl. Abbildung 6-4b). Das linke Ende stellt ein Festlager, das rechte Ende das Loslager dar. Die Vorspannkraft der Feder-Dämpfer-Elemente ist in der Berechnung berücksichtigt, wird aber zunächst für den Vergleich mit den Prüfstandsuntersuchungen zu null gesetzt. Aus den Rand- und Übergabebedingungen folgt Matrix A_M mit den Dimensionen 16x16. Dabei wird das Produkt aus Elastizitätsmodul E und Flächenträgheitsmoment I aus den Prüfstandsergebnissen nach

$$EI = \frac{F_{75kN} \cdot l_T^3}{48 \cdot w_0} \quad \text{mit } F_{75kN} = 75.000 \text{ N}, \quad l_T = 3.070 \text{ mm} \quad \text{und } w_0 = 2,168 \text{ mm} \quad (6-7)$$

berechnet. Die äußere Kraft findet in Vektor \vec{b} (Länge 16) Berücksichtigung. Benötigt sind die Koeffizienten im Vektor \vec{c} . Die ausformulierten Matrizen und Vektoren sind Anhang A1.1 bis A1.3 zu entnehmen. Gelöst wird das Gleichungssystem, indem es nach \vec{c} umgestellt wird:

$$\vec{c} = \frac{A_M}{\vec{b}} \quad (6-8)$$

Anschließend werden die ermittelten Koeffizienten eingesetzt und der Biegelinien- w , der Biegemomenten- Mb und der Querkraftverlauf F_q berechnet. Diese Verläufe sind in Abbildung 6-7 dargestellt.

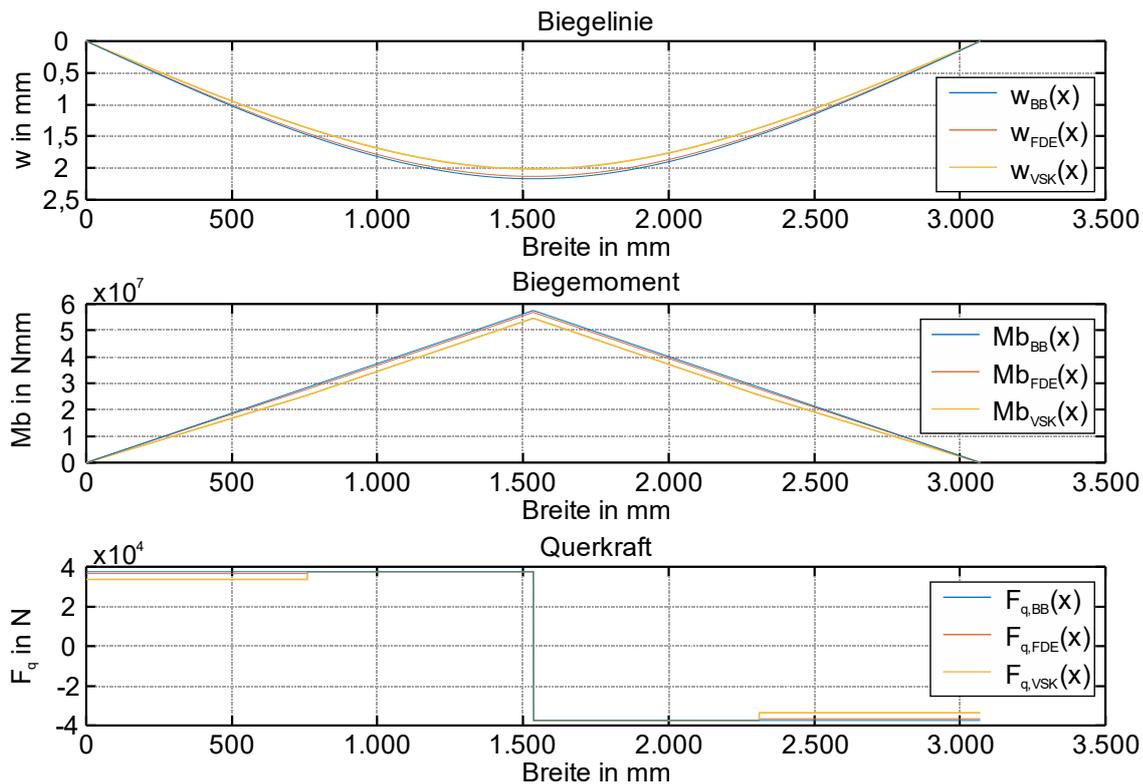


Abbildung 6-7: Biegelinie (w), Biegemoment (M_b) und Querkraft (F_q) der Traverse unter einer Belastung von 75 kN an der Koppelstange, blau: Biegebalken ohne Feder-Dämpfer-Elemente ohne Vorspannkraft (BB), rot: Biegebalken mit Feder-Dämpfer-Elementen ohne Vorspannkraft (FDE), orange: Biegebalken mit Feder-Dämpfer-Elementen mit Vorspannkraft (VSK)

Die Durchbiegung in der Mitte beträgt nach diesem Rechenmodell $w_{BB} = 2,168$ mm. Durch den abgeleiteten Wert für EI aus der gemessenen Durchbiegung im Prüfstandsaufbau entspricht die Berechnung dem Prüfstandsergebnis. Werden darüber hinaus die Feder-Dämpfer-Elemente in der Biegebalkenberechnung berücksichtigt (rot in Abbildung 6-7 eingezeichnet), biegt sich die Traverse $w_{FDE} = 2,131$ mm durch. Gegenüber dem reinen Biegebalken weicht die berechnete Durchbiegung um etwa 1,71 % ab. Wird auch die Vorspannkraft der Feder-Dämpfer-Elemente berücksichtigt (orange in Abbildung 6-7 eingezeichnet), sinkt die Durchbiegung auf $w_{VSK} = 2,015$ mm, was einer geringeren Durchbiegung von 7,01 % entspricht. Am Ergebnis ist zu erkennen, dass die Rückstellung der Durchbiegung durch die Feder-Dämpfer-Elemente im Verhältnis zur Durchbiegung aufgrund der Last aus der Koppelstange deutlich geringer ausfällt. Die Eigenschaften der Feder-Dämpfer-Elemente werden zur Anlagenbeschreibung im folgenden Abschnitt betrachtet. Im MKM wird die Traverse zur Reduzierung der Rechenzeit lediglich durch eine einzelne Feder mit der Federsteifigkeit

$$c_T = \frac{1}{a_1} = 34.602,08 \text{ N/mm} \quad (6-9)$$

nachgestellt, die sich aus der Durchbiegung an der Traverse aus den Prüfstandsuntersuchungen nach dem Hookeschen Gesetz ergibt. Die Werte für die x- und y-Richtung sowie die Dämpfungswerte werden anhand von Literaturwerten berücksichtigt. Die Masse wirkt sich auch hier lediglich in z-Richtung aus und wird daher wie in Formel 6-3 mit der Masse m_T angenommen:

$$\vec{F}_{g,T} = -g \cdot m_T \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \quad (6-10)$$

Für die Modellierung der Traverse im Modellverbund zwischen den Antriebswagen und der Koppelstange werden die Eigenschaften dieser in den folgenden beiden Abschnitten betrachtet.

Feder-Dämpfer-Elemente

Die Feder-Dämpfer-Elemente bestehen aus zwei Elastomerfedern. Es wird eine Kraft aufgebracht, um durch ihre Rückstellwirkung ungleichmäßige Bewegungen der linken und rechten Antriebsseite auszugleichen (vgl. Abbildung 6-8a). Wird die Traverse aus ihrer Gleichgewichtslage gebracht, stellen die beiden Feder-Dämpfer-Elemente die richtige Lage wieder her. Außerdem sind die Elemente im nichtmontierten Zustand bereits vorgespannt. Kleine Unterschiede werden von vornherein verhindert, da dafür erst die Vorspannkraft von 3 kN überwunden werden muss. Um die Eigenschaften detaillierter beschreiben zu können, wird eines der Feder-Dämpfer-Elemente in einer servohydraulischen Prüfeinrichtung untersucht. Abbildung 6-8b zeigt den experimentellen Versuchsaufbau. Der aufgenommene Auslenkungs-Kraft-Verlauf bei einem Hub von ± 20 mm (sehr niedrige Geschwindigkeit von 10 mm/min) ist in Abbildung 6-8c gemeinsam mit der theoretischen Sollkurve dargestellt. Neben der Federsteifigkeit wird auch der Dämpfungsanteil betrachtet, welcher ein schnelles Abklingen bewirkt, wenn die Feder einmal ausgelenkt ist. Die Untersuchung geschieht mit einem Rampenprofil bei einem Hub von 10 ± 5 mm aus der Nulllage mit einer Frequenz im Bereich von 0,05 Hz bis 2 Hz. Beispielhaft ist in Abbildung 6-8d der Verlauf für 2 Hz dargestellt. Aus dem Hystereseverlauf sind die Federsteifigkeit und die Dämpfung ermittelt worden. Diese sind durch die linearisierte Abbildung des Feder-Dämpfer-Verbunds in einem *Voigt-Kelvin-Modell* nachgebildet. Die Federsteifigkeit ergibt sich hier zu etwa 655.000 N/m und die Dämpfungskonstante zu 10.000 N·s/m.

Das Feder-Dämpfer-Element ist bis zu einem Hub von 20 mm getestet worden. Im Störfall kann durch die Schiefstellung der Traverse zwar ein maximaler Hub von bis zu 25 mm entstehen, dabei greifen die Gummiauflager an den Trägerdreiecken jedoch ab einem Hub von 20 mm unterstützend mit ein.

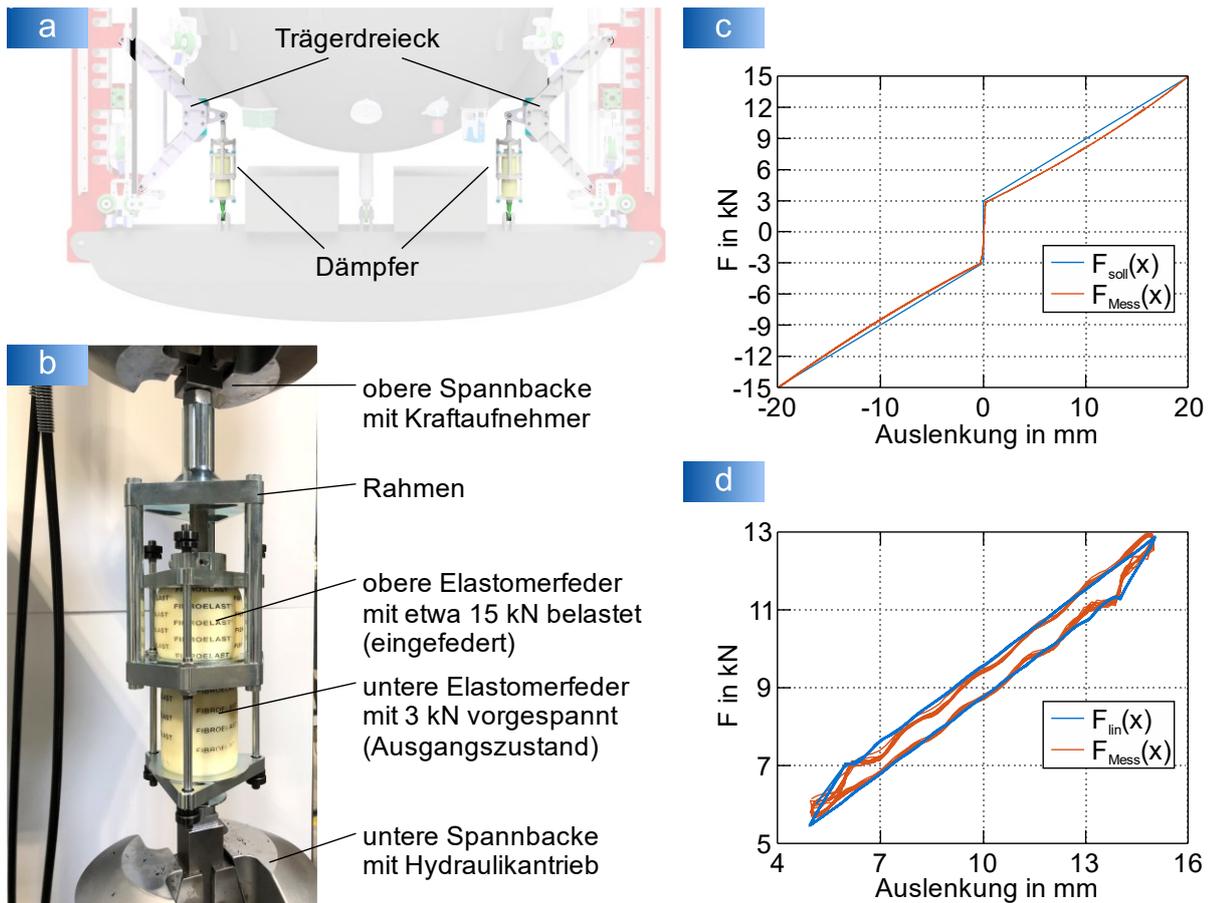


Abbildung 6-8: Feder-Dämpfer-Elemente, a) Anordnung zwischen den Trägerdreiecken (Baugruppe befestigt an den Antriebswagen) und der Traverse, b) Einspannung in der Servohydraulischen Prüfeinrichtung zur Untersuchung der mechanischen Eigenschaften, c) Darstellung des quasistatischen Weg-Kraft-Verlaufs ($F_{\text{soll}}(x)$: Sollverlauf, 3 kN Vorspannung und lineare Federsteifigkeit, $F_{\text{Mess}}(x)$: ± 20 mm, Geschwindigkeit 10 mm/min), d) Hystereseverlauf ($F_{\text{lin}}(x)$: berechneter Verlauf als Voigt-Kelvin-Modell zur Bestimmung der Federsteifigkeit $c = 655.000$ N/m und des Dämpfungskennwerts $d = 10.000$ N·s/m, $F_{\text{Mess}}(x)$: Rampe, Profil: 10 ± 5 mm, $f = 2$ Hz)

Koppelstange

Die Koppelstange verbindet die Traverse mit dem Unterteil der Gondel (siehe Abbildung 6-9). Sie besteht aus einem Aluminiumrohr, das auf beiden Seiten mit einer Augenschraube mit Kugelgelenk ausgestattet ist. Durch diese Konfiguration wirkt die Koppelstange lediglich als Zug-/Druckstab. Für die mathematische Beschreibung der Koppelstange für die Berücksichtigung im MKM wird auf eine mechanische Untersuchung oder eine FEM-Analyse verzichtet. Hier genügt es, aufgrund der einfachen Gestalt, anhand der Werkstoffparameter und der Geometrie ein mechanisches Ersatzmodell zu definieren. Dieses sieht ein *Voigt-Kelvin-Modell*, bestehend aus einer Feder und einem parallel angeordneten Dämpfer, vor, wie in Abbildung 6-9c dargestellt. Für die Kraftübertragung und die damit verbundene Dehnung/Stauchung gilt generell die Formel 6-11 zur Federkraftberechnung:

$$F_{\text{Feder}} = c \cdot \Delta l \quad (6-11)$$

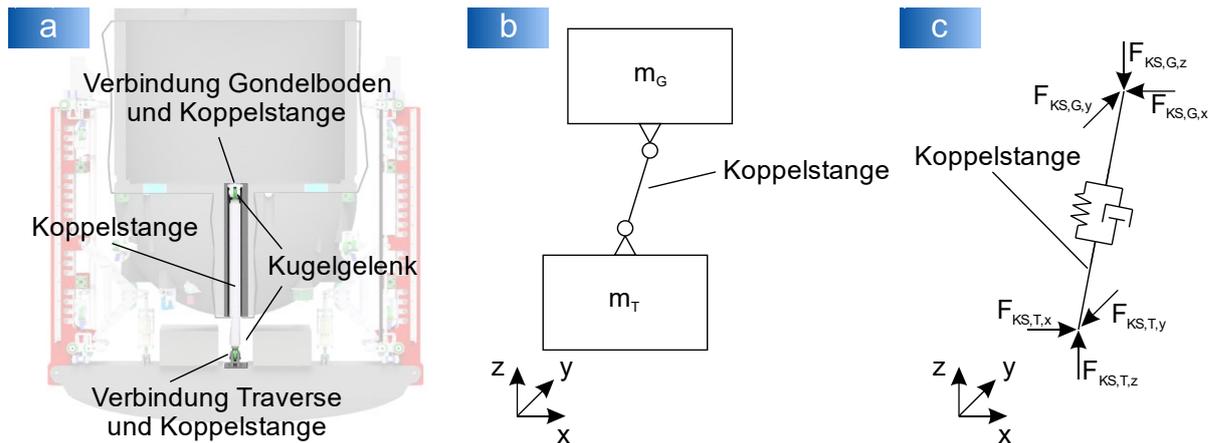


Abbildung 6-9: Koppelstange, a) Einbau der Koppelstange zwischen Gondelboden und Traverse, b) mechanisches Ersatzbild, c) Anordnung der Kräfte (Koppelstange als Voigt-Kelvin-Modell berücksichtigt)

Wird die Formel zur Spannungsberechnung σ_D im Rohr (Formel 6-14) und die Dehnung ε (Formel 6-13) nach der Kraft umgestellt und, unter Berücksichtigung der Formeln 6-12 und 6-13, mit Formel 6-11 gleichgesetzt sowie die Querschnittsfläche des Rohres nach Formel 6-15 berechnet, so ergibt sich für die Federkonstante der Koppelstange c_{KS} nach Formel 6-16 Folgendes:

$$\Delta l = \varepsilon \cdot l_0 \quad (6-12)$$

$$\varepsilon = \frac{\sigma_D}{E} \quad (6-13)$$

$$\sigma_D = \frac{F}{A} \quad (6-14)$$

$$A_{Rohr} = \frac{d_a^2 - d_i^2}{4} \cdot \pi \quad (6-15)$$

$$c_{KS} = E \cdot A_{Rohr} / l_0 \quad (6-16)$$

Mit der Länge $l_0 = 1.120$ mm (Rohrbereich ohne Augenschrauben und Gelenk), einem E-Modul von Aluminium 7068 T6 mit $E = 73,1$ GPa (entspricht $7,31 \cdot 10^5$ N/mm²) und einer Querschnittsfläche $A_{Rohr} = 1.178,1$ mm² (Außendurchmesser $d_a = 80$ mm und Innendurchmesser $d_i = 70$ mm) ergibt sich eine Federkonstante $c_{KS} = 76.891,9$ N/mm. Um auch bei Schwankungen der Material- und Fertigungsqualität den maximalen Belastungsfällen standhalten zu können, ist die Koppelstange überdimensioniert ausgelegt. Das kann anhand des Sicherheitsfaktors gegen Knicken festgemacht werden. Er entspricht dem allgemeinen Knickfall 2 (Formel 6-17) und berechnet sich mit dem Flächenträgheitsmoment des Rohres (Formel 6-18) wie folgt:

$$S_k = \frac{F_{krit}}{F} = \frac{E \cdot I_R \cdot \pi^2}{l_0^2 \cdot F} \quad (6-17)$$

$$I_R = \frac{d_a^4 - d_i^4}{32} \cdot \pi \quad (6-18)$$

Mit den oben genannten geometrischen Maßen, einem daraus bestimmten Flächenträgheitsmoment $I_R \approx 1,66 \cdot 10^6 \text{ mm}^4$ und einer maximalen Kraft $F = 120 \text{ kN}$ ergibt sich der Sicherheitsfaktor gegen Knicken zu $S_k = 7,98$. Mit einer fast achtfachen Sicherheit ist die Koppelstange aus sicherheitstechnischer Sichtweise als eines der kritischsten Bauteile ausreichend dimensioniert.

Im MKM werden die Reibungskräfte in den Lagern sowie die Dämpfung vernachlässigt. Auch eine Verdrehung der Koppelstange wird ausgeschlossen, da die möglichen kleinen Verdrehungen von Traverse und Gondel jeweils von den Führungen an den Wagen und der Gondel selbst abgefangen werden und die Koppelstange in ihren Kugelgelenken keine Kräfte außer minimal über Reibung aufnehmen kann.

Die Koppelstange kann entsprechend der horizontalen Verschiebung von Gondelboden und Traversenmitte aus der vertikalen Zentrums Lage Kräfte in xy-Richtung aufbauen. Diese werden achsweise anhand des sich während der Verkippung einstellenden Winkels zur vertikalen Achse sowie des daraus resultierenden Kräfte dreiecks berechnet. Die Kraft in z-Richtung wird auf die sonst im Rahmen dieser Arbeit üblichen Methode anhand der Verschiebungen von Gondelboden und Traversenmitte ohne eine Reduzierung aufgrund der Verkippung berechnet. Formel 6-19 stellt die Kraftanteile der xy- sowie der z-Richtung dar.

$$\begin{aligned} \vec{F}_{G,T} = -\vec{F}_{T,G} &= c_{KS} \cdot \tan\left(\sin^{-1}\left(\frac{\vec{s}_G - \vec{s}_T}{l_k}\right)\right) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} + \dots \\ &\dots d_{KS} \cdot \tan\left(\sin^{-1}\left(\frac{\vec{v}_G - \vec{v}_T}{l_k}\right)\right) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} + \dots \\ &\dots c_{KS} \cdot (\vec{s}_G - \vec{s}_T) \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} + d_{KS} \cdot (\vec{v}_G - \vec{v}_T) \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (6-19)$$

Mit dieser mathematischen Beschreibung ist eine Modellierung der Koppelstange im Modellverbund zwischen Traverse und Gondel möglich. Die Weitergabe der Kräfte an die Gondel wird im nächsten Abschnitt betrachtet.

6.1.4 Gondel und Experimentträger

Die Gondel stellt eine Schlüsselkomponente für den erfolgreichen Betrieb der Anlage dar. Sie dient sowohl als Vakuumkammer als auch als Tragstruktur für den innen stehenden Experimentträger. Unter den hohen Beschleunigungen hat sie großen dynamischen Kräften sowie auch den äußeren aerodynamischen Kräften standzuhalten. Die Gondel wird in vertikaler Richtung entlang von drei Führungsschienen geführt, die

in einem 120° -Winkel radial angeordnet sind. Durch die spezielle Konstruktion soll ein möglichst geringer Anteil an Schwingungen an das Experiment weitergegeben werden. Während der Beschleunigungsphase steht das Experiment auf dem Gondelboden und wird durch dessen Schwingungen angeregt. Danach schwebt es im Gondelinneren losgelöst in der Restluft des erzeugten Feinvakuums.

Gondel

Die Gondel hat zwei äußere und eine innere mechanische Schnittstelle zur Anlage. Abbildung 6-10a zeigt dazu ein CAD-Modell mit sowohl der Außen- als auch einer Schnittansicht. Die Koppelstange überträgt die Vorschubkräfte aus den Antriebswagen und der Traverse auf den Gondelboden. Außerdem ist die Gondel mit sechs Führungseinheiten an drei Führungsschienen geführt. Im Inneren befindet sich der Experimentträger auf dem Gondelboden. Neben diesen drei mechanischen Verbindungen wirkt auf die Gondel noch der äußere Einfluss der Aerodynamik. Er wird in Kapitel 6.4 betrachtet.

Im MKM wird die Gondel grundsätzlich als Starrkörper angenommen. Abbildung 6-10b stellt das mechanische Ersatzmodell dar. Durch das Vakuum im Gondelinneren und dem Hohlraum zwischen den Gondelwänden und dem Experimentträger werden keine Kräfte aus der Hülle, außer über den Gondelboden und die Füße des Experimentträgers, übertragen. Am Gondelboden greift die Koppelstange zur Übertragung der Vorschubkraft an. Verformungen durch die an räumlich verteilten Positionen auftretenden Kräfte werden daher vernachlässigt. Die Elastizität des Bodens der Gondel wird in al-

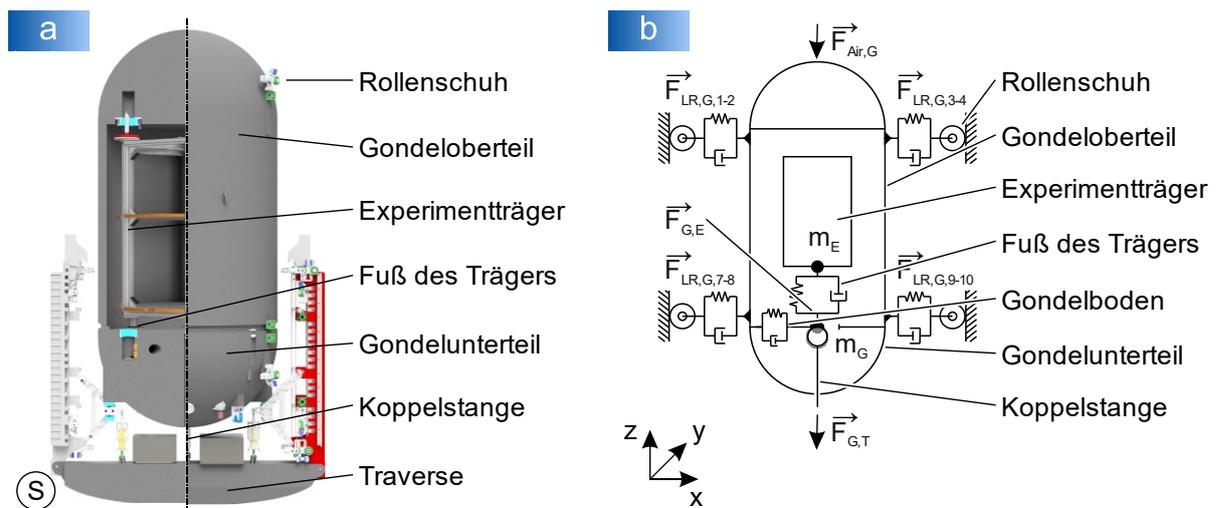


Abbildung 6-10: Gondel mit Schnittstellen, a) CAD-Modell, links: Schnittansicht mit Experimentträger im Inneren (S), rechts: Außenansicht, b) mechanisches Ersatzmodell (die Führungseinheiten sind sinngemäß und nicht entsprechend ihrer tatsächlichen Orientierung eingezeichnet. Eine weitere Führungseinheit je Ebene ist zur besseren Übersichtlichkeit nicht dargestellt.)

len drei Raumrichtungen als Feder-Dämpfer-System (*Voigt-Kelvin-Modell*) angenommen. Auf den Starrkörper wirken äußerlich die Rollenführungen (siehe Kapitel 6.2.3) und die Aerodynamik (siehe Kapitel 6.4).

Das MKM berücksichtigt für die Gondel die Kraftwirkung zwischen Gondel und Experimentträger $\vec{F}_{G,E}$, die zwölf Laufrollen $\vec{F}_{LR,G,1-12}$, die Kraftübertragung von der Traverse $\vec{F}_{G,T}$, den Luftwiderstand $\vec{F}_{Air,G}$ und die Gewichtskraft $\vec{F}_{g,G}$ gemäß der Formel 6-20:

$$\vec{F}_G = \vec{F}_{G,E} + \vec{F}_{LR,G,1-12} + \vec{F}_{G,T} + \vec{F}_{Air,G} + \vec{F}_{g,G} \quad (6-20)$$

Die Kraftübertragung zwischen Gondel und Experiment geschieht ausschließlich über die Experimentträgerfüße und den Gondelboden. Beide Elemente sind im MKM als Feder-Dämpfer-Systeme berücksichtigt. Deren Kombination wird im folgenden Abschnitt „Experimentträger“ beschrieben. Auf die Bestimmung der Kräfte aus den Laufrollen wird in Kapitel 6.2.3 eingegangen. Die Anbindung der Koppelstange ist bereits im vorherigen Kapitel 6.1.3 dargestellt worden. Die Aerodynamik wird für alle Komponenten des MKM in Kapitel 6.4 betrachtet. Die Gewichtskraft der Gondel wird wie folgt berechnet:

$$\vec{F}_{g,G} = -g \cdot m_G \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \quad (6-21)$$

Die Federsteifigkeit und die Dämpfung für die Führungsrollen als Verbindung der Gondel zum restlichen Stahlbau wird aufgrund der mechanischen Parallelschaltung als Summe der einzelnen Anteile zu $\vec{c}_{LR,G,ges}$ bzw. $\vec{d}_{LR,G,ges}$ berechnet (gemäß den Formeln 6-31 bis 6-33 aus Kapitel 6.2.3). Für die Berechnungen im MKM werden allerdings kombinierte Federsteifigkeiten und Dämpfungskonstanten mit denen des Gondelbodens \vec{c}_G bzw. \vec{d}_G benötigt. Diese entsprechen einer mechanischen Reihenschaltung und berechnen sich nach den Formeln 6-22 bis 6-25:

$$\vec{c}_{LR,G,ges,xy} = \frac{\vec{c}_G \cdot \vec{c}_{LR,G,ges}}{\vec{c}_G + \vec{c}_{LR,G,ges}} \quad (6-22)$$

$$\vec{c}_{LR,G,ges,z} = \vec{c}_{G,z} \quad (6-23)$$

$$\vec{d}_{LR,G,ges,xy} = \frac{\vec{d}_G \cdot \vec{d}_{LR,G,ges}}{\vec{d}_G + \vec{d}_{LR,G,ges}} \quad (6-24)$$

$$\vec{d}_{LR,G,ges,z} = \vec{d}_{G,z} \quad (6-25)$$

Die Betrachtung weiterer Einflüsse wie der Vakuumqualität im Gondelinneren auf die Gondel und das Experiment geschieht in den Kapiteln 6.5 bis Kapitel 6.6. Die Berücksichtigung des Experimentträgers im MKM ist im Folgenden dargestellt.

Experimentträger

Der Experimentträger besteht aus einem Traggerüst und der druckdichten Hülle (siehe Abbildung 6-11a) [Als16]. Das Traggerüst wird für die mechanischen Eigenschaften, die Hülle für die aerodynamischen Eigenschaften betrachtet. Für das MKM wird der Experimentträger anhand eines vereinfachten mechanischen Modells angenommen. Da die Trägereigenschaften sowie das Abklingverhalten während des anschließenden vertikalen freien Falls stark vom Aufbau der Experimente abhängen, wird dieser zunächst als Starrkörper mit einem Feder-Dämpfer-System als Fußkonstruktion definiert (siehe Abbildung 6-11b). So ist auch in geringem Umfang ein Abklingverhalten berücksichtigt. Später kann dieses bei Bedarf anhand eines Stabmodells mit weiteren Feder-Dämpfer-Eigenschaften simulativ erweitert werden. Die Betrachtung der Anregung des Trägers im Rahmen des MKMs wird zunächst auf das einfachere Modell beschränkt.

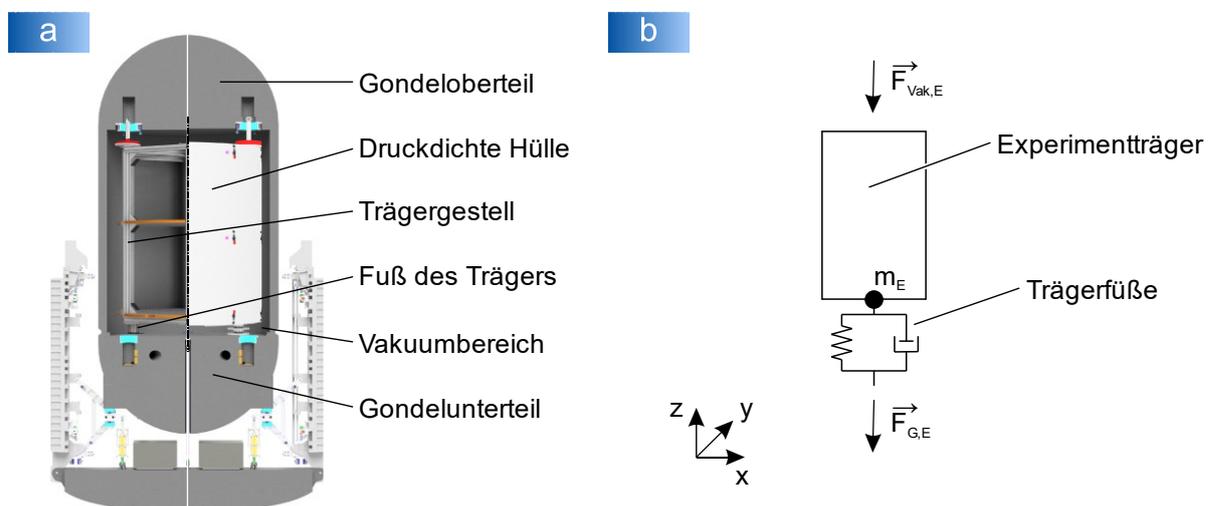


Abbildung 6-11: Experimentträger, a) CAD-Modell, links: Traggerüst ohne Druckhülle, rechts: Traggerüst mit Druckhülle, b) mechanisches Ersatzmodell

Das MKM berücksichtigt für den Experimentträger die Kraftwirkung zwischen Gondel und Träger $\vec{F}_{G,E}$, den Luftwiderstand $\vec{F}_{Air,E}$ und die Gewichtskraft $\vec{F}_{g,E}$ gemäß der Formel 6-26:

$$\vec{F}_E = \vec{F}_{G,E} + \vec{F}_{Air,E} + \vec{F}_{g,E} \quad (6-26)$$

Zur Abschätzung des aerodynamischen Einflusses des Experimentträgers im Vakuum der Gondel wird dieser als zylindrischer Körper angenommen. Der Luftwiderstand wird in x- und y-Richtung als Queranströmung eines Zylinders und in z-Richtung als Frontalanströmung einer kreisrunden Platte betrachtet. Die Berechnungen dazu sind in Kapitel 6.5.2 dargestellt.

Unter einer eingeleiteten Beschleunigung tritt eine Verformung der Füße des Experimentträgers und anschließend auch des darunterliegenden Gondelbodens auf. Für die Bewegung der Gondel gemeinsam mit dem Experiment ($s_G - s_E$) wird im MKM eine

Reihenschaltung der beiden Feder-Dämpfer-Systeme für Gondel (\vec{c}_G bzw. \vec{d}_G) und Experimentträger (\vec{c}_E bzw. \vec{d}_E) nach Formel 6-27 und 6-28 berechnet:

$$\vec{c}_{G,E} = \frac{\vec{c}_G \cdot \vec{c}_E}{\vec{c}_G + \vec{c}_E} \quad (6-27)$$

$$\vec{d}_{G,E} = \frac{\vec{d}_G \cdot \vec{d}_E}{\vec{d}_G + \vec{d}_E} \quad (6-28)$$

Wie auch bei den vorherigen Komponenten wird die Gewichtskraft als Produkt der Masse des Experimentträgers m_E mit der negativ angenommenen Erdgravitation g und ausschließlich unter Berücksichtigung der z-Richtung wie folgt berechnet:

$$\vec{F}_{g,E} = -g \cdot m_E \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \quad (6-29)$$

Für die Auswertung des MKMs stellen die Schwingungen des Experimentträgers das zentrale Maß dar. Die simulative Modellierung des Experimentträgers geschieht im Modellverbund.

6.2 Führungssystem

Die Führung der Antriebswagen und der Gondel ermöglicht eine sichere Bewegung entlang des vertikalen Fahrwegs. Dabei sind eine präzise vertikale Ausrichtung der Führung, das Standhalten gegenüber hohen dynamischen Kräften beim Start und beim Abbremsen sowie ein geringer Verschleiß für einen schwingungsarmen Lauf vor allem im Schwebereich der Anlage und eine möglichst niedrige Restbeschleunigung von entscheidender Bedeutung. Während der Konzeption der Anlage sind unterschiedliche Führungssysteme wie Gleit- oder Magnetführungen [Sch09] mit klassischen Rollenführungen verglichen worden. Gleitführungen kommen wegen der hohen Geschwindigkeiten und Magnetführungen aufgrund der Komplexität bei der geschwindigkeitsabhängigen Regelung nicht in Betracht. Die eingesetzte Führung aus Laufrollen und Führungsschienen genügt zunächst prinzipiell den gesetzten Ansprüchen. Die Führungsschienen sind als massive Profile ausgeführt und bestehen aus gehärtetem und geschliffenem Vergütungsstahl (1.0503). Die Schienen für die Antriebführung sind ohne weitere Einstellmöglichkeiten am Stahlbau befestigt und folgen damit dessen zuvor eingestellter vertikaler Ausrichtung. Die Führungsschienen der Gondel sind präzise vertikal auszurichten (siehe Kapitel 6.2.1).

Die Rollen an Antriebswagen und Gondel sind Laufrollen LR5308-2Z der Firma *Schäffler AG*. Diese haben einen Außendurchmesser von 100 mm, eine Breite von 36,5 mm, einen Balligkeitsradius von 500 mm und eine zulässige dynamische radiale Belastung von 35.500 N. Zunächst sind die Laufrollen für den Antriebswagen und die

Gondelführung baugleich ausgewählt worden. Sollten sich die Anforderungen der Gondelführung ändern, so sind die Rollen später entsprechend anzupassen. Die Einbausituation ist sowohl bei den Antriebswagen als auch bei der Gondelführung gleich. Es werden jeweils zwei Rollen vorgespannt auf eine Schiene gedrückt. An der Gondel befinden sich insgesamt zwölf Rollen (sechs oben und sechs). In beiden Ebenen sind die Rollen auf drei Schienen, die im 120°-Winkel angeordnet sind, paarweise aufgeteilt. Die Antriebswagen haben ebenfalls jeweils zwölf Laufrollen, aufgeteilt auf zwei Ebenen. An jeweils zwei Schienen werden in x-Richtung Rollenpaare geführt. In y-Richtung wird eine Rolle je Schiene eingesetzt. Durch die Vorspannung der Rollen wird der Wagen zwischen den beiden parallelangeordneten Schienen in y-Richtung geführt.

Alle 18 Rollenpaare der Gondel und der beiden Antriebswagen sind jeweils mit einer Festlager- und einer Loslagerseite ausgestattet. Auf der Loslagerseite bringt eine Spezial-Schraubendruckfeder nach DIN ISO 10243 von Firma *FIBRO GmbH* die benötigte Vorspannkraft auf. Diese weist einen Außendurchmesser von 40 mm, einen max. Federweg von 17 mm und eine max. Federkraft von 5.953,4 N auf. Die projektierte Vorspannung von 2.000 N ist daher umsetzbar.

Treten im Betrieb Beschädigungen an den Rollenführungen auf, etwa ein Sprengen der Laufrolle oder ein Abriss der kompletten Rolle samt Halterung, so übernehmen Notführungsschuhe aus dem Werkstoff „S“® die Führung. Diese werden aus dem ultrahochmolekularen Kunststoff Niederdruckpolyethylens (PE-UHMW TG 1.2) hergestellt und weisen herausragende Gleiteigenschaften, eine hohe Verschleißfestigkeit auch bei abrasiven Einsätzen sowie hervorragende Stoß- und Schlagdämpfung auf. Die Notführungsschuhe haben im Normalbetrieb einen Abstand zur Führungsschiene von 2,5 mm zu allen drei Führungsflächen. Für eine stets freie und gereinigte Schiene sorgen vor und hinter den Führungen angebrachte Schmierbürsten.

6.2.1 Ausrichtung der Führungsschienen

Die drei im Winkel von 120° angeordneten Schienen der Gondelführung werden gemäß der Auslegung auf 0,1 mm über der gesamten Höhe ausgerichtet. Das bedeutet, dass eine Abweichung von maximal $\pm 50 \mu\text{m}$ von der Sollposition tolerierbar ist. Dazu wird in einem zweistufigen Vorgehen die Führungsschiene ausgerichtet. Zunächst werden die 29 mit vier Kugelköpfen und jeweiligen Distanzen befestigten Trägerplatten tangential mit definierter radialer Entfernung zum Turmzentrum ausgerichtet. Sie sind im Abstand von 1.150 mm und somit zwei je Etage (eine Etage misst 2,3 m) entlang des Turmes angebracht, besitzen sechs Freiheitsgrade und stellen für die später an ihnen präzise ausgerichteten Schienen die Grundlage dar (siehe Abbildung 6-12a). Anschließend werden die Schienenhalter befestigt und die Schienen montiert, bevor

im zweiten Ausrichtungsschritt die Halter ebenso präzise auf maximal $\pm 50 \mu\text{m}$ in tangentialer Richtung eingestellt werden (siehe Abbildung 6-12c).

Im Rahmen einer studentischen Arbeit ist eine Messvorrichtung entwickelt worden, mit deren Hilfe eine den Anforderungen entsprechende Ausrichtung der Führungsschienen ermöglicht wird. Die Messung erfolgt mit Hilfe von Zeilen-Lasersensoren, welche den Abstand von am oberen Ende der Führungsschienen befestigter Lote zur Führungsschiene/Halteplatte misst. Die Lote sind an einer einzigen, alle Turmsäulen überspannenden und in einer Aufspannung exakt gefertigten Ausrichtlehre befestigt, sodass die Lote keine nennenswerten Fehler aufweisen. Zur Schwingungsdämpfung hängen die Lotgewichte am unteren Ende in einem Ölbehälter. Der Abstand der herunterhängenden Lote zu den Messpositionen beträgt stets 20 mm, sodass dies als Nulllage angenommen wird. Die Laserlichtschranken bzw. Gabelmessschranken vom Typ L-LAS-TB-F-6x1-40/40-CL von *Sensor Instruments* bieten $2 \mu\text{m}$ Auflösung, sodass die Abweichung von $\pm 50 \mu\text{m}$ ausreichend genau detektiert werden kann. Zur Messung wird ein *myRIO1900* von *National Instruments* als Messrechner und Messwertwandler verwendet. Die Visualisierung geschieht über ein per WLAN verbundenes Tablet, das flexibel für die Monteure während des Ausrichtens auf der im Turm installierten Montagebühne positioniert werden kann. Vor jedem neuen Einsatz wird das System über speziell gefertigte Kalibriernormale eingestellt, sodass sich die Ergebnisse von einer Messreihe zur nächsten reproduzierbar erzeugen lassen. Die Position der gemessenen Trägerplatte bzw. des betrachteten Schienensegments sowie die Messwerte aller Sensoren werden für die drei Türme der Gondelführung aufgenommen.

Die Auswertung der Messergebnisse im Rahmen der Trägerplattenmontage zeigt keine Auffälligkeiten im Verlauf der radialen Sensorwerte entlang der durchnummerierten Platten, wie in Abbildung 6-12b dargestellt. Dies ist darauf zurückzuführen, dass jede Platte für sich am Lot ausgerichtet wird und keine mechanische Zwangskopplung zwischen den Platten herrscht. Ähnlichkeiten sind an vielen Punkten zwischen den Verläufen von Sensor 2 und Sensor 3 erkennbar, was an der Anordnung auf der gleichen Plattenseite zurückzuführen ist. Bei der Ausrichtung der Schienen ist bereits anhand der in Abbildung 6-12d dargestellten Verläufe eine deutlich geringere Abweichung der Sensorwerte zueinander sowie auch eine geringere absolute Abweichung erkennbar. Hier wird bis auf einzelne Ausnahmen der Bereich von 0 bis $-50 \mu\text{m}$ nicht überschritten. Der Grund dafür ist, dass die in den Haltern installierten Schienen eine mechanische Verbindung unter den Haltern herstellen. Dadurch ist nur noch ein geringes Maß an Biegung der Schienen möglich. Die tangentiale Ausrichtung der Schienen der Gondelführung ist damit deutlich besser als spezifiziert.

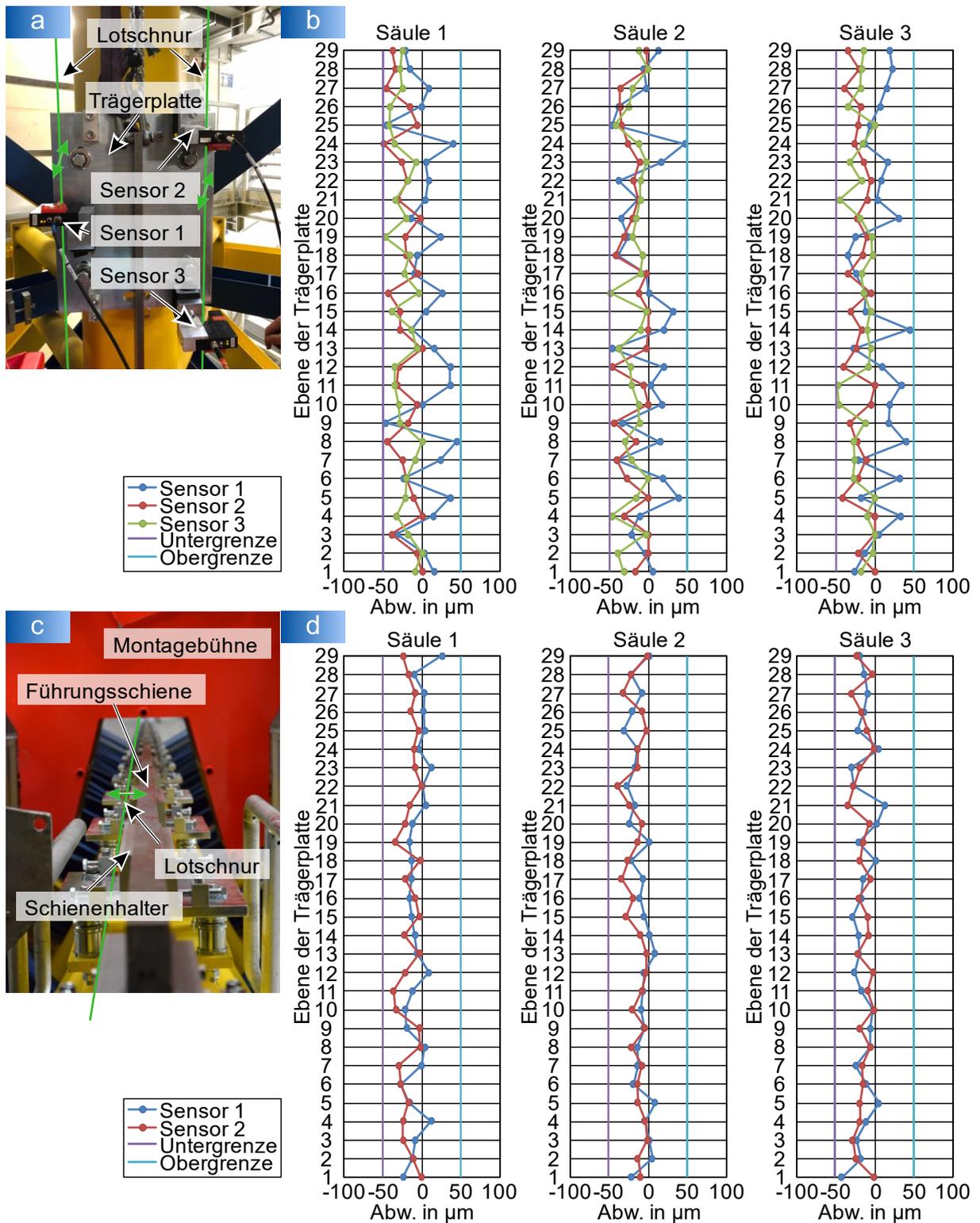


Abbildung 6-12: Zweistufiger Ausrichtprozess, a) Ausrichtung der Trägerplatten, b) Messergebnisse der Plattenausrichtung in radialer Richtung, c) Schienenausrichtung, d) Messergebnisse der Schienenausrichtung in tangentialer Richtung

Zur Überprüfung der Verläufe nach großen Temperaturschwankungen bei Ausfall der Klimaanlage, nach einer definierten Zeitspanne oder bei plötzlich auftretenden Schwingungen in der Gondel sollte eine Wiederholung der Messung durchgeführt werden. Eine sich ändernde Ausrichtung lässt sich auch an den Bewegungen des Trägers im Gondelinneren erkennen. Landet der Träger weiter außerhalb des Gondelzentrums,

so ist im Moment des Abwurfs die Ausrichtung zu überprüfen. Bei den gekoppelten Flügen aller Beschleunigungsprofile lässt sich auch am Beschleunigungsprofil entlang der Strecke eine entsprechende Abweichung erkennen.

6.2.2 Anordnung und Dynamik der Rollenführungen

Die Rollen zur Führung der Gondel und des Antriebs laufen auf den zuvor beschriebenen vertikalen Schienen. Die Anordnung und Anzahl der Schienen zur Gondelführung und zur Führung der Antriebswagen unterscheiden sich aufgrund unterschiedlicher Anforderungen (siehe Abbildung 6-13a). Die Gondel ist an drei Schienen jeweils tangential geführt. Dadurch ist die Führung nicht überbestimmt, ein „Kippen“ ist ausgeschlossen und die Gondel wird möglichst ruhig geführt. Jeder Antriebswagen greift an zwei Schienen in tangentialer Richtung und senkrecht dazu an. Hier stehen die hohen am Antriebswagen auftretenden Kräfte im Fokus. Die Führungen sind jeweils am oberen und unteren Ende der Gondel und der Antriebswagen angebracht, um ein Verkatzen in der Führung zu vermeiden (siehe Abbildung 6-13b). Das bewährte Verhältnis von 2:1 aus vertikalem zu horizontalem Führungsabstand zur Vermeidung von Verklemmungen der Führungen ist eingehalten. Die angebrachten Führungseinheiten/-schuhe sind grundlegend gleich aufgebaut (siehe Abbildung 6-13c). Auf einem Trägerrahmen ist eine Schwinge angebracht. Eine Feder spannt die an der Schwinge gelagerte Rolle mit 2 kN gegenüber der Führungsschiene vor. Die andere Rolle ist starr befestigt. Die Bürsten sorgen für eine Reinigung und Schmierung der Schiene vor den Rollen. Da die Bürsten an den unten angebrachten Führungseinheiten unterhalb angeordnet sind, wird die Schiene in beiden Fahrrichtungen gereinigt und geschmiert. Die oben beschriebenen Notführungsschuhe (siehe Kapitel 6.2) sind jeweils unabhängig vor oder nach der Führungseinheit angebracht.

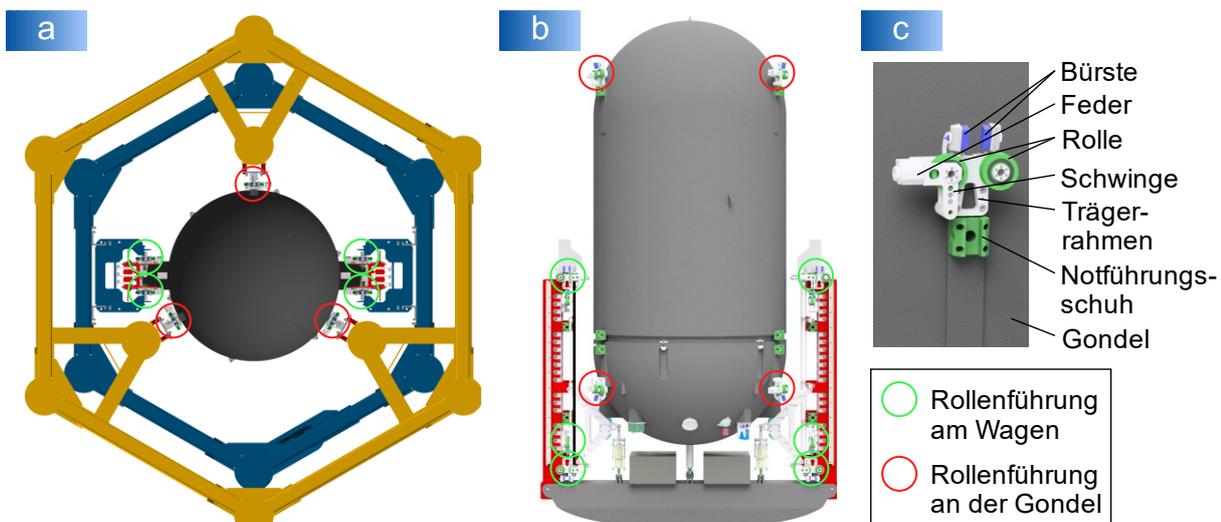


Abbildung 6-13: Anordnung und Aufbau der Rollenführungen, a) horizontale Anordnung der Führungen an der Gondel und den Antriebswagen, b) vertikale Anordnung, c) Aufbau einer Führungseinheit

Ähnlich wie für schnellfahrende Aufzüge kann bei Bedarf zur Reduzierung auftretender Schwingungen eine zusätzliche Regelung der Rollenanpresskraft eingesetzt werden (vgl. [Fun04]). Dies wird allerdings zunächst nicht weiterverfolgt, da das Fehlen eines kommerziellen Produkts einen enormen zusätzlichen Aufwand für eine Eigenentwicklung birgt. Stellt sich dies im Laufe der Nutzung der Anlage als notwendig heraus, kann ein derartiges System nachgerüstet werden. Um eine qualifizierte Aussage über die aus der Rollenführung emittierten Schwingungen treffen zu können, werden die dynamischen Rolleneigenschaften an einem im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Laufrollenprüfstand untersucht.

Untersuchung der dynamischen Rolleneigenschaften

Die Untersuchungen am Laufrollenprüfstand verfolgen mehrere Ziele: Zum einen werden die auftretenden Schwingungen der Rollen-Führungsschienen-Paarung ermittelt, zum anderen unterschiedliche Materialien der Führungsschiene und deren Auswirkung auf die Rollen an den Stoßstellen hinsichtlich ihres Verschleißes untersucht. Außerdem gilt es, die benötigte Anpresskraft für einen möglichst verschleißarmen Verlauf ohne zusätzlich auftretenden Schlupf zu bestimmen. Der für diesen Zweck aufgebaute Rollenprüfstand besitzt zwei Laufrollen, die auf einem angetriebenen Laufring abrollen (siehe Abbildung 6-14). Die Rollen entsprechen dem später an der Gondel und den Antriebswagen eingesetzten Produkt. Das Prinzip einer feststehenden Schiene und einer darauf laufenden Rolle wird hier umgekehrt. Der an einer Scheibe montierte Laufring simuliert die Führungsschiene des *Einstein-Elevators*. Ein mit einem Frequenzumrichter betriebener Elektroantrieb ermöglicht eine Relativbewegung zwischen Laufrolle und Laufring, die dem späteren Parabelflug entspricht. Die Anpresskraft der Laufrollen wird mithilfe einer Feder aufgebracht. Zur Einstellung dieser Vorspannkraft und zur Untersuchung des Schwingungsverhaltens der Laufrollen sind hinter der Feder an

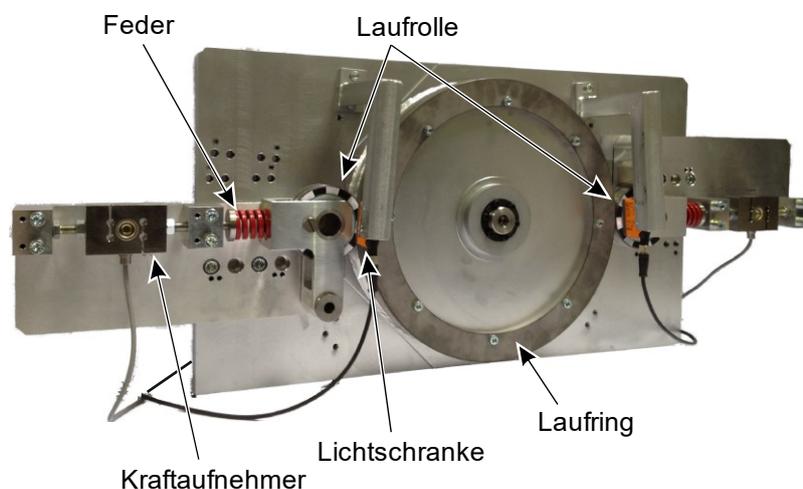


Abbildung 6-14: Rollenprüfstand zur dynamischen Untersuchung der Laufrollen und des Schienenmaterials hinsichtlich auftretender Schwingungen (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen)

beiden Rollen Kraftaufnehmer installiert. Zur Bestimmung der Position von Laufrolle und Laufring werden an den Laufrollen schwarz/weiße Muster über eine Lichtschranke abgetastet und ein Inkrementalgeber an der Motorwelle befestigt. Die Steuerung und Messwertaufnahme erfolgt über eine USB-Schnittstellenkarte *NI USB 6215* der Firma *National Instruments*, einen *QuantumX*-Messkraftverstärker der Firma *Hottinger Baldwin Messtechnik GmbH (HBM)* und der Programmierumgebung *LabVIEW* auf einem PC.

In der *LabVIEW*-Umgebung ist eine Ablaufsteuerung hinterlegt, die sowohl sicherheitskritische Abläufe und Abfragen als auch die Regelung des Antriebs sowie die Messwertaufnahme koordiniert (vgl. [Hor13]). Diese Steuerung gibt die Regelparameter für den Elektromotor vor. Er führt als Referenzverlauf das Parabelflug-Profil aus. Dabei wird von 5 m Beschleunigungsweg, 1 m Konstantfahrt und 20 m vertikaler Parabel ausgegangen (Sollkurve grün in Abbildung 6-15).

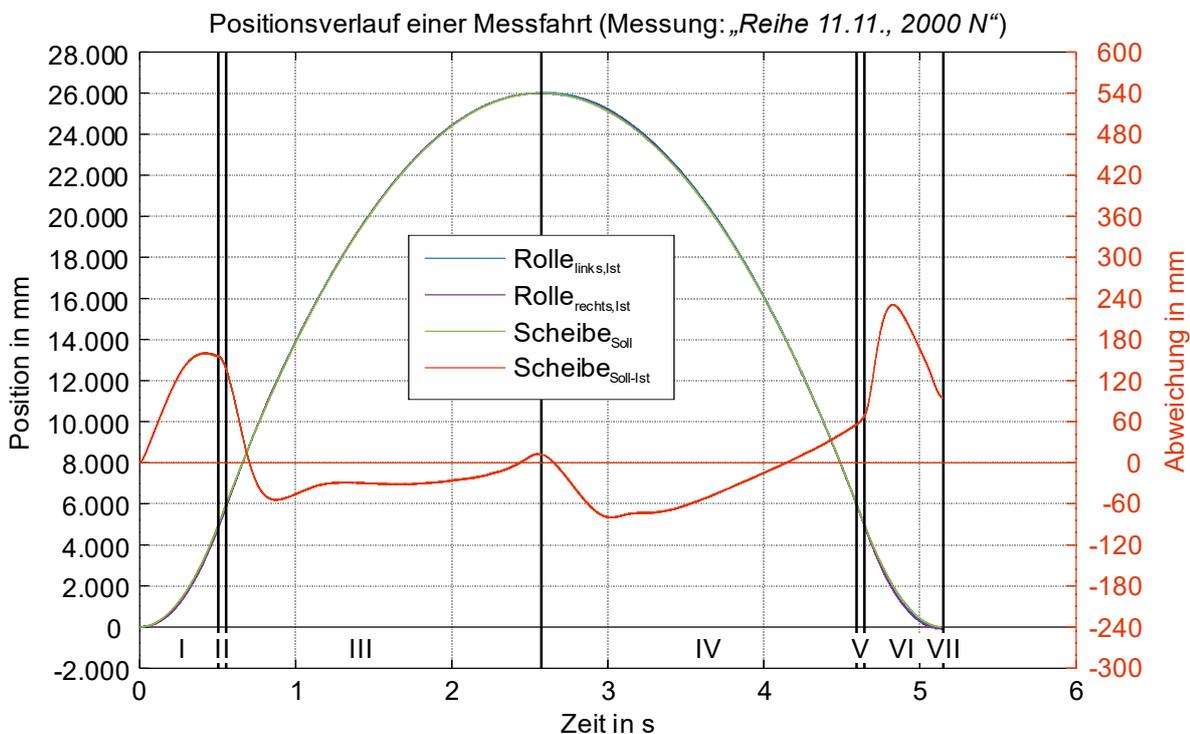


Abbildung 6-15: Aufgenommene Bewegung der linken und rechten Laufrolle auf der angetriebenen Scheibe des Laufrollenprüfstands mit der dabei auftretenden Positionsfehlerkurve, I.) Beschleunigungsbereich, II.) Konstantfahrt und Lösen, III.) Parabelflug (aufwärts), IV.) Parabelflug (abwärts), V.) Konstantfahrt und Annäherung, VI.) Bremsen, VII.) Aufsetzen und Versuchsende, (Quelle: nach [Hor13])

Die Position der Scheibe wird aus den Daten des Inkrementalgebers mit einer Inkrementanzahl von 1.024 pro Umdrehung und dem Durchmesser der Scheibe in einen zurückgelegten Weg umgerechnet. Bei den Rollen wird die zurückgelegte Strecke ebenfalls aus dem Durchmesser und den abgetasteten Inkrementen aus den Signalen der zwei Lichtschranken ermittelt. Die Lichtschranken tasten dabei 16, seitlich an der Rolle in regelmäßigen Abständen angebrachte schwarze und weiße Reflexionsflächen

ab. Die benötigten Messfrequenzen werden dabei aus der maximal auftretenden Umfangsgeschwindigkeit der Rolle bzw. der Scheibe und der Inkrementanzahl ermittelt. Der dargestellte Soll-Ist-Vergleich zeigt geringfügige Abweichungen von maximal 240 mm. Das entspricht einem Fehler $< 1\%$ bezogen auf die Gesamtstrecke von 26 m. Der Rollenprüfstand ist damit in der Lage, das dynamische Fahrprofil des *Einstein-Elevators* mit ausreichender Präzision nachzubilden.

Schwingungen

Die Untersuchung der auftretenden Schwingungen aus dem Verbund aus Laufrolle und angetriebenem Laufring geschieht anhand der im System installierten Kraftaufnehmer. Typische Verläufe einer rechts montierten Rolle in fünf Versuchsdurchführungen einer Messkampagne mit den gleichen Antriebsparametern (Messung: „Reihe 11.11, 2000 N“) sind in Abbildung 6-16 dargestellt.

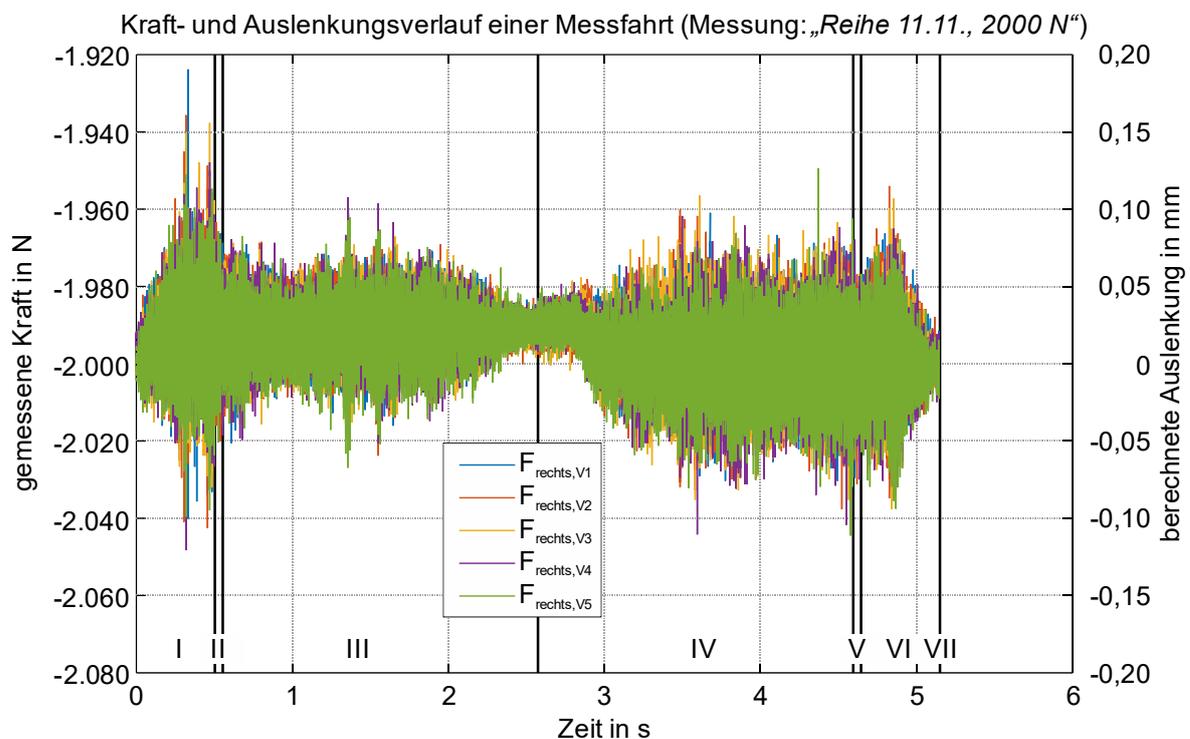


Abbildung 6-16: Kraft und Auslenkungsverläufe (beide y-Achsen gelten gleichermaßen für alle Werte) aus fünf Messungen während einer Messkampagne („Reihe 11.11., 2000 N“), I.) Beschleunigungsbereich, II.) Konstantfahrt und Lösen, III.) Parabelflug (aufwärts), IV.) Parabelflug (abwärts), V.) Konstantfahrt und Annäherung, VI.) Bremsen, VII.) Aufsetzen und Versuchsende, (Quelle: nach [Hor13])

Die auftretenden Schwingungen sind in allen fünf Messungen sehr ähnlich. In der ersten halben Sekunde ist ein nahezu linearer Anstieg bis auf das Maximum zu erkennen. Der Prüfstand beschleunigt in diesem Bereich mit konstanter Beschleunigung (\rightarrow lineare Geschwindigkeitszunahme) auf 20 m/s. Im Anschluss fallen die Amplituden deutlich ab, bis bei etwa 1,5 s ein weiteres Maximum erreicht wird. Hier beträgt die Ge-

schwindigkeit des Prüfstands die Hälfte der zuvor eingestellten Maximalgeschwindigkeit. Danach fällt der Verlauf bei etwa 2,6 s auf ein Minimum, bei dem der Prüfstand zum Stillstand gekommen ist. Nach der Richtungsumkehr ist ein ähnlicher, gespiegelter Verlauf erkennbar. Die auftretenden Amplituden können unter Berücksichtigung der Federvorspannung anhand der aufgenommenen Kraft in eine Auslenkung der jeweiligen Rolle umgerechnet werden. Es treten Auslenkungen von $\pm 0,05$ bis $\pm 0,1$ mm auf. Werden die aufgenommenen Kräfte mithilfe einer schnellen Fourier-Transformation (FFT, engl.: fast Fourier transformation), hier speziell mit der spektralen Leistungsdichte (PSD, engl: power spectral density), betrachtet und diese für kleine Zeitabschnitte hintereinander farblich skaliert dargestellt, so entsteht das folgende Spektrogramm in Abbildung 6-17 (Berechnungsverfahren der PSD und des Spektrogramms sind in Kapitel 8.2.3 dargestellt). Darin ist auch deutlich das durchlaufene Geschwindigkeitsprofil erkennbar.

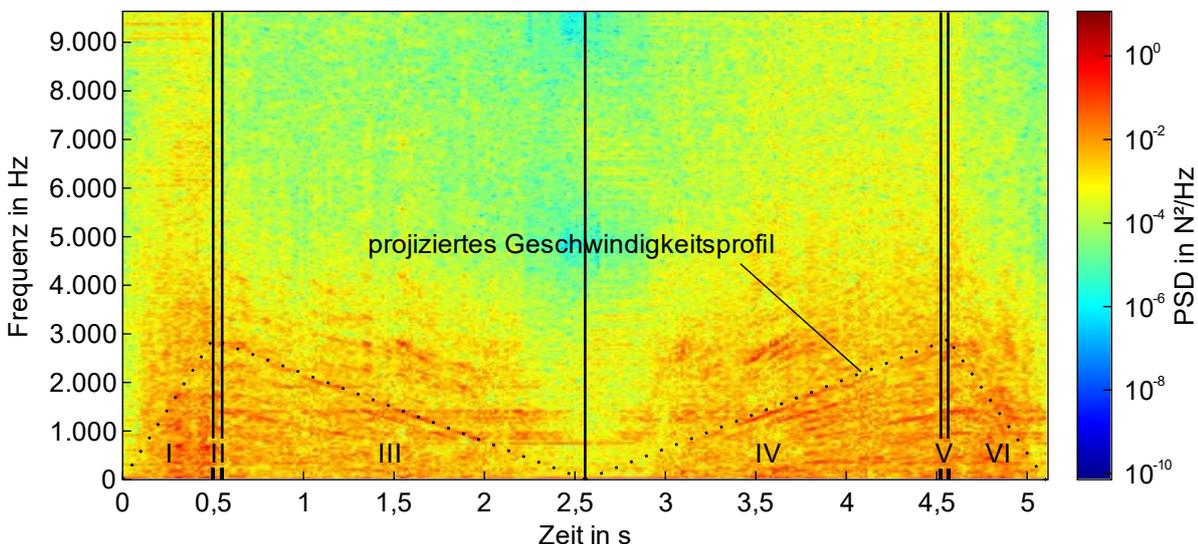


Abbildung 6-17: PSD über der Zeit und der Frequenz dargestellt bei einer Messfahrt mit dem rechten Kraftaufnehmer am Rollenprüfstand mit hineinprojiziertem Geschwindigkeitsprofil (Messung: „Reihe 11.11.“, 2000 N“, $f_s = 19.200$ samples/s, $n_{FFT} = 10.000$, $\Delta f = 14,56$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 400$, $k_s = 150$), I.) Beschleunigungsbereich, II.) Konstantfahrt und Lösen, III.) Parabelflug (aufwärts), IV.) Parabelflug (abwärts), V.) Konstantfahrt und Annäherung, VI.) Bremsen, VII.) Aufsetzen und Versuchsende, Abkürzung: PSD – spektrale Leistungsdichte (engl.: power spectral density)

Während der ersten halben Sekunde findet eine Anregung über den kompletten messbaren Bereich bis 9.600 Hz statt [Mey14]. Die größte Dichte befindet sich allerdings unterhalb von 4.000 Hz. Nach der Beschleunigungsphase enden die höheren Frequenzen über 4.000 Hz abrupt und die gemessenen Frequenzen sinken nahezu linear ab. Im Umkehrpunkt ist ein Minimum im gesamten Frequenzbereich erkennbar. Anschließend steigen die Frequenzen breitbandig bis zur maximalen Geschwindigkeit, 0,5 s vor Ende der Versuchsdurchführung, wieder an. Während der Abbremsphase enden die höheren Frequenzen wieder und die niedrigen sinken gegen null. In weiteren Untersuchungen hat sich gezeigt, dass die rechnerisch auftretenden Frequenzen aus den Wälzkörpern, dem Innen- und Außenring der Rolle sowie der Drehfrequenz der Scheibe bei einer maximalen Geschwindigkeit von 20 m/s im Bereich bis 320 Hz

auftreten [Mey14]. Die dominierenden höheren Frequenzen sind auf die Abrollgeräusche zwischen den Rollen und dem Laufring zurückzuführen.

Aus diesem Verhalten lässt sich erkennen, dass die Rollen für den späteren Einsatz in der Anlage ein großes Frequenzspektrum mitbringen. Bis zum Erreichen der maximalen Geschwindigkeit sind die größten Ausschläge bzw. Anregungen erkennbar. Das ist für die weiteren Betrachtungen im MKM wesentlich. Es zeigt auch, dass die Rollen Geräusche erzeugen, die im Hinblick auf den dadurch entstehenden Verschleiß zu untersuchen sind.

Verschleiß

Am Rollenprüfstand sind neben den auftretenden Schwingungen der Verschleiß unterschiedlicher Materialpaarungen zwischen Rolle und Laufring ermittelt worden [Lot15]. Drei verschiedene Laufringmaterialien sind untersucht worden: konventioneller induktiv gehärteter Vergütungsstahl (1.0503), V2A (1.4301) und St 52 (1.0570). Der Laufrollentyp ist nicht variiert worden. Des Weiteren sind bei einer separaten Untersuchung Kerben mit einer Breite von 0,2 mm und einer Tiefe von 0,1 mm in zwei Laufringe quer zur Laufrichtung und unter 45° eingebracht worden. Damit werden die Stoßstellen der einzelnen Schienensegmente der späteren Anlage nachgestellt. Im Schwingungsverhalten der Rollen ist dies allerdings nicht messbar gewesen. Anders ist es bei den Schwingungen durch das Verschleißverhalten aus dem Fortschreiten der Prüfung.

Die aus den auftretenden Abnutzungserscheinungen resultierenden Störungen und Schwingungen können dabei verschiedene Ursachen haben: Fertigungsungenauigkeiten, Beschädigungen und Verunreinigungen von der Führungsschiene, der Lauffläche der Rolle und der Lagerung der Rolle. Außerdem können Lagerschäden mit den unterschiedlichsten Ursachen auftreten (Verschleiß, Ermüdung, Korrosion und Gewalt) [Kle98, Kle11, Kol95]. In Abbildung 6-18 sind für eine Laufrolle und einen Laufring das Verschleißverhalten dargestellt. Hierbei handelt es sich um einen oberflächlich gehärteten aber ungeschliffenen Laufring aus Vergütungsstahl. Im Zeitrafferverfahren wird die Kombination aus Rolle und Laufring getestet. Nach jeder Fahrt wird anders als in der Anlage nicht nach 4 min, sondern nach einer Pausenzeit von 30 s die nächste Fahrt gestartet. Mit einer Pausenzeit von 30 s hat sich ein stationäres Temperaturniveau bei etwa 30 °C eingestellt, das damit leicht über dem Niveau der Umgebungstemperatur liegt. An der Laufrolle (vgl. Abbildung 6-18a) hat sich im Laufe der 25.000 Fahrten die Deckscheibe gelöst, wodurch das im Lager enthaltene Schmiermittel ausgetreten ist und sich auf dem schwarz-weißen Muster verteilt hat. Auf dem Laufring hat sich eine deutliche Spur eingefahren (vgl. Abbildung 6-18b). Neben der blanken Spur, die sich in die ungeschliffene, austenitisierte Oberfläche eingeformt hat, ist ein wellenförmiges Profil im Randbereich der blanken Spur erkennbar. Im Detail

lassen sich in Abbildung 6-18c und Abbildung 6-18d ein fester Abstand der sich wiederholenden wellenförmigen Spuren identifizieren. Als Ursachen hat sich das vorhandene Spiel aufgrund von Fertigungsungenauigkeiten in axialer und in radialer Richtung zwischen den Schwingen und den Achsen herausgestellt. Durch dieses Spiel hat die ballige Rolle stets eine Ausweichbewegung zu einer der Seiten des Laufrings angestrebt. Als die Rückstellkräfte den kritischen Schwellenwert überschritten haben, ist sie wieder zurückgefedert. Ändert sich die Drehrichtung der Scheibe, kehrt sich das Verhalten zur anderen Seite um. Dieses Verhalten verstärkt sich mit zunehmender Versuchszahl und führt unter anderem dazu, dass sich die Deckscheiben der Laufrollen durch die Querkräfte auf dem Außenring der Rolle gelöst haben. Sowohl die Bewegungen als auch die daraus resultierenden Betriebsgeräusche haben sich im Laufe der Fahrten gesteigert. Dieser Anstieg lässt sich auch im Schwingungsverhalten der mit den Kraftaufnehmern aufgenommenen Kraftverläufe erkennen, wie Abbildung 6-19 zeigt. Während in den ersten 100 Fahrten die maximale Kraftabweichung ± 30 N beträgt, steigen die Ausschläge nach 12.000 Fahrten auf das Maximum der später erreichten 25.000 Fahrten von etwa ± 300 N. Die 92 Wellen, die sich in die Lauf-ringoberfläche eingepägt haben, werden bei 20 m/s und einer daraus resultierenden



Abbildung 6-18: Verschleißuntersuchung an einer Laufrolle und einem Laufring nach 25.000 Fahrten im Zeitrafferverfahren, a) Laufrolle mit gelöster Deckscheibe, Span an der Deckscheibe und verteiltem Schmiermittel, b) Laufspuren auf dem Laufring, c) Laufring mit markierten wellenförmigen Spuren auf dem Umfang, d) Detailsansicht der wellenförmigen Spur auf der Laufringoberfläche (Quelle: nach [Lot15])

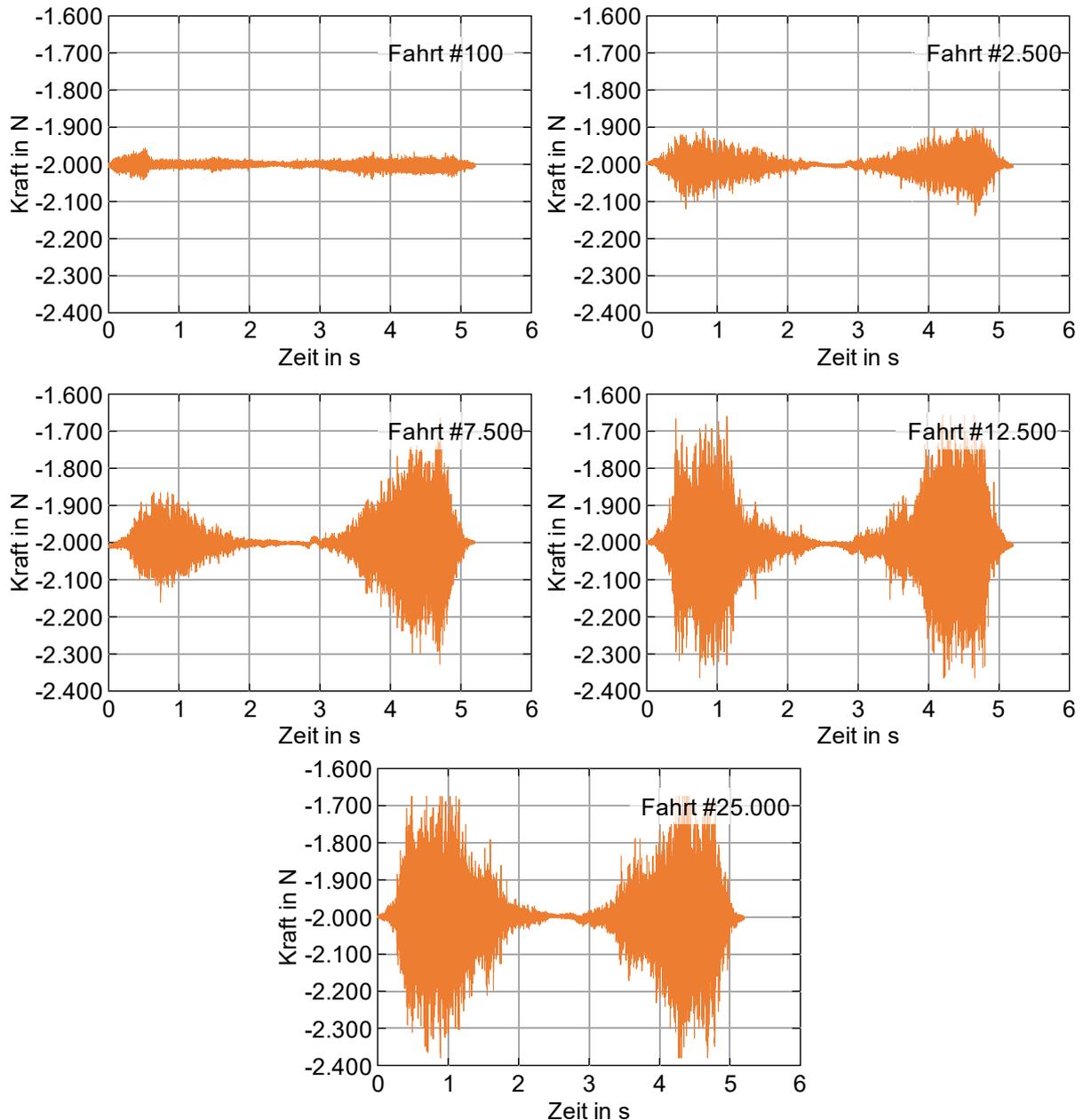


Abbildung 6-19: Veränderung des Schwingungsverhaltens im Laufrollenprüfstand mit fortschreitenden Fahrten, a) nach 100 Fahrten, b) nach 2.500 Fahrten, c) nach 7.500 Fahrten, d) nach 12.500 Fahrten, e) nach 25.000 Fahrten (Quelle: nach [Rei14, Lot15])

Drehfrequenz der Scheibe von 1.468 Hz überrollt. Das entspricht der dominierenden Frequenz im Spektrum der Kraftaufnehmer.

Die weiteren Untersuchungen zeigten, dass die getesteten Materialien der Laufringe unterschiedlich stark verschleifen und dementsprechend die Abrollgeräusche in ihrer Intensität variieren. Aus den Untersuchungen am Laufrollenprüfstand folgt, dass die Führungsschienen für den *Einstein-Elevator* aus gehärtetem und geschliffenem Vergütungsstahl gefertigt werden. Weiterhin ist eine Überarbeitung der Toleranzen in den Führungseinheiten notwendig, sodass das Lösen der Deckelplatte der Laufrollen vermieden wird. Des Weiteren haben die Untersuchungen gezeigt, dass die Laufrollen

äußerst verschleißarm sind und keine Materialermüdung zeigen. Zuletzt ist festzuhalten, dass eine regelmäßige Kontrolle der Führungsschienen bezüglich des Laufbildes respektive der Abnutzungsspuren notwendig ist.

6.2.3 Modellierung der Rollen

Die Modellierung der Rollen im MKM berücksichtigt verschiedene Aspekte bzw. Komponenten. Zum einen werden die Messdaten aus den Untersuchungen im Rollenprüfstand (vgl. Kapitel 6.2.2) direkt als Simulationsgröße herangezogen. Zum anderen werden sowohl eine Unwucht Komponente als auch die Vorspannung der Rollen im MKM berücksichtigt. Die verschiedenen Kraftkomponenten werden für jede Baugruppe wie folgt zusammengefasst:

$$\vec{F}_{LR,k} = \vec{F}_{LRs,k} + \vec{F}_{LRU,k} + \vec{F}_{LRV,k} \quad \text{mit } k = \{Wlo, Wlu, Wro, Wru, G\} \quad (6-30)$$

Die Federsteifigkeiten und Dämpfungswerte der jeweiligen Führungseinheiten werden zunächst einzeln berechnet und ebenfalls je Baugruppe aufsummiert. Diese ergeben sich damit zu:

$$\vec{c}_{LR,K_1,ges} = \sum_{i=1}^{K_2} c_{LR,K_1,i} \cdot \begin{pmatrix} \cos \alpha_{LR,K_1,i} \\ \sin \alpha_{LR,K_1,i} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (6-31)$$

$$\vec{d}_{LR,K_1,ges} = \sum_{i=1}^{K_2} d_{LR,K_1,i} \cdot \begin{pmatrix} \cos \alpha_{LR,K_1,i} \\ \sin \alpha_{LR,K_1,i} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (6-32)$$

für alle Komponenten mit den Indizes

$$\begin{pmatrix} K_1 \\ K_2 \end{pmatrix} = \left\{ \begin{array}{ccccc} Wlo & Wlu & Wro & Wru & G \\ 6 & 6 & 6 & 6 & 12 \end{array} \right\} \quad (6-33)$$

Unter Berücksichtigung der individuellen Orientierung jeder Rolle im Raum (α_{LR}) können die Federsteifigkeiten und Dämpfungswerte für die vektorielle Darstellung berechnet werden. Die Orientierung der Rollen wird auch in weiteren folgenden Berechnungen benutzt.

Messdaten aus Rollenprüfstand

Die in Kapitel 6.2.2 beschriebenen Prüfstandsuntersuchungen liefern im Rahmen jeder Messfahrt zwei Kraftverläufe. Für die Berücksichtigung der Messdaten aus dem Rollenprüfstand im MKM wird eine Fahrt exemplarisch herangezogen (hier: „Messung_2014-02-18_001“). Um zufällige Variationen in die Simulation mit einzubinden, werden die am Prüfstand aufgenommenen Kräfte der linken und rechten Rolle jeweils einer Rolle der simulierten Führungseinheit zugeordnet. Außerdem wird jeder Rolle

eine individuelle Anfangsposition hinzugefügt. Mit diesen beiden Instrumenten ist gewährleistet, dass die Rollen stets leicht unterschiedliche Kräfte liefern und sich die Kräfte zweier gegenüberliegender Rollen auf der gesamten Bewegungstrecke nicht aufheben. Die Kräfte der fünf Baugruppen mit Rollenführungen werden wie folgt berechnet:

$$\begin{aligned} \vec{F}_{LRs,K_1} &= \sum_{i=1}^{K_3} \left(F_{LRPl} (s_{K_2,z} + s_{0,K_1,i}) \cdot (1) \cdot \begin{pmatrix} |\cos \alpha_{LR,K_1,i}| \\ |\sin \alpha_{LR,K_1,i}| \\ 0 \end{pmatrix} \right) + \dots \\ &\dots \sum_{i=K_3+1}^{K_4} \left(F_{LRPr} (s_{K_2,z} + s_{0,K_1,i}) \cdot (-1) \cdot \begin{pmatrix} |\cos \alpha_{LR,K_1,i}| \\ |\sin \alpha_{LR,K_1,i}| \\ 0 \end{pmatrix} \right) \end{aligned} \quad (6-34)$$

für alle Komponenten mit den Indizes

$$\begin{pmatrix} K_1 \\ K_2 \\ K_3 \\ K_4 \end{pmatrix} = \begin{Bmatrix} Wlo & Wlu & Wro & Wru & G \\ Wl & Wl & Wr & Wr & G \\ 3 & 3 & 3 & 3 & 6 \\ 6 & 6 & 6 & 6 & 12 \end{Bmatrix} \quad (6-35)$$

Die Kräfte werden anhand der Summe der aktuellen Position der Baugruppe $s_{K_2,z}$ in z-Richtung und eines rollenspezifischen Offsets $s_{0,K_1,i}$ in jedem Simulationsschritt aus den aufgezeichneten Kräften F_{LRPl} und F_{LRPr} bestimmt. In den aufgezeichneten Kräften ist bereits die Vorspannkraft subtrahiert, sodass lediglich die Kraftänderungen wirken. Mit der zuvor genannten individuellen Orientierung jeder Rolle im Raum wird für alle Rollen einer Baugruppe gemeinsam der Kraftvektor ermittelt.

Unwucht

Jede Rolle wird für das MKM aus einer Feder, einem Dämpfer und einer an einer glatten Ebene abrollenden Scheibe angenommen (vgl. Abbildung 6-20). Unter idealen Bedingungen gehen keine Schwingungen von den Laufrollen aus. Allerdings sind in der Realität die Rollen nicht ideal rund und nicht exakt in ihrem geometrischen Mittelpunkt

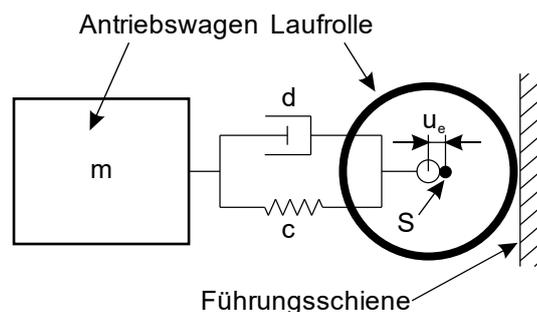


Abbildung 6-20: Ersatzmodell einer einzelnen Laufrolle, m : Masse, c : Feder, d : Dämpfer, u_e : Unwucht, S : Schwerpunkt (Quelle: nach [Klu12])

gelagert. Dies ist auf Fertigungstoleranzen bei der Herstellung der Lager und der Aufnahmen zurückzuführen. Diese Annahme führt zur Berücksichtigung einer sinusförmigen Schwingungsanregung mit einer Amplitude \hat{a} , welche der Distanz zwischen dem geometrischen Mittelpunkt der Rolle und der außermittigen Aufhängung entspricht.

Die Anregungsfunktion $u_i(s)$ berechnet sich aus der Orientierung in der Startposition der entsprechenden Rolle φ_i sowie dem Verhältnis aus dem zurückgelegten Weg s und dem Radius r zu:

$$u_i(s) = \hat{a}_i \cdot \sin\left(\frac{s}{r} + \varphi_i\right) \quad (6-36)$$

Die Ableitung der Anregungsfunktion ergibt die dazugehörige Funktion der Anregungsgeschwindigkeit zu:

$$\dot{u}_i(s, v) = \hat{a}_i \cdot \frac{v}{r} \cdot \cos\left(\frac{s}{r} + \varphi_i\right) \quad (6-37)$$

Eingesetzt in die Gleichung der Lagerkräfte mit den jeweiligen Federsteifigkeiten und den Dämpfungswerten sowie den Auslenkungen s_{K_2} , Auslenkungsgeschwindigkeiten v_{K_2} und der jeweiligen räumlichen Orientierung α_{LR, K_1} der jeweiligen Baugruppen entsteht mit Formel 6-38

$$\begin{aligned} \vec{F}_{LR, K_1} = & \sum_{i=1}^{K_3} \left(\left(c_{LR, K_1, i} \cdot \left(u_i(s_{K_2, z}) - \begin{pmatrix} s_{K_2, x} \\ s_{K_2, y} \\ 0 \end{pmatrix} \right) + \dots \right. \right. \\ & \left. \left. \dots d_{LR, K_1, i} \cdot \left(\dot{u}_i(s_{K_2, z}, v_{K_2, z}) - \begin{pmatrix} v_{K_2, x} \\ v_{K_2, y} \\ 0 \end{pmatrix} \right) \right) \cdot \begin{pmatrix} \cos(\alpha_{LR, K_1, i}) \\ \sin(\alpha_{LR, K_1, i}) \\ 0 \end{pmatrix} \right) \end{aligned} \quad (6-38)$$

für alle Komponenten mit den Indizes

$$\begin{pmatrix} K_1 \\ K_2 \\ K_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Wl_0 & Wl_u & Wr_0 & Wr_u & G \\ Wl & Wl & Wr & Wr & G \\ 6 & 6 & 6 & 6 & 12 \end{pmatrix} \quad (6-39)$$

eine Zusammenfassung der individuellen Kräfteinleitung aller Rollen einer Baugruppe in Abhängigkeit der jeweiligen Startbedingungen. Die Feder-Dämpfer-Elemente werden dabei gemäß des *Voigt-Kelvin-Modells* als zeitabhängig und reversibel berücksichtigt.

Vorspannkraft

In der Ausgangslage ist jede Laufrolle vorgespannt. Diese Vorspannung F_V hat jedoch keinen Einfluss auf die Schwingungen jedes einzelnen Ein-Massen-Schwingers. Allerdings wirkt sich diese auf den Rollwiderstand für Antrieb bzw. Gondel in z-Richtung aus. Dieser wird vereinfacht anhand des Rollwiderstandskoeffizienten c_R und der Anzahl n_k der Rollen an Gondel und Antrieb angenommen:

$$\vec{F}_{LRV,K_1} = \sum_{i=1}^{K_2} F_{V,K_1} \cdot \begin{pmatrix} \cos(\alpha_{LR,K_1,i}) \\ \sin(\alpha_{LR,K_1,i}) \\ c_{R,K_1} \cdot n_{K_1} \end{pmatrix} \quad (6-40)$$

für alle Komponenten mit den Indizes

$$\begin{pmatrix} K_1 \\ K_2 \end{pmatrix} = \left\{ \begin{matrix} Wlo & Wlu & Wro & Wru & G \\ 6 & 6 & 6 & 6 & 12 \end{matrix} \right\} \quad (6-41)$$

Der Rollwiderstand wird nicht berücksichtigt, da er eine positions-, geschwindigkeits- und zeitunabhängige Kraft entlang des Fahrwegs liefert, der durch eine Anpassung der Antriebsleistung ausgeglichen wird.

6.3 Linearantrieb

Wie zuvor in Kapitel 2.4.5 beschrieben, ist der Antrieb ein Langstator-LSM-Antrieb. Daraus leiten sich einige Eigenschaften ab, die für den Betrieb der Anlage und die Untersuchungen im Rahmen der MKM-Simulationen relevant sind. Diese Eigenschaften werden im Folgenden beschrieben sowie anschließend einige Anwendungen dieser Antriebe zur Verdeutlichung der Einsatzmöglichkeiten und der weltweiten Verbreitung der Anlagentechnologie vorgestellt.

6.3.1 Funktionsweise des Antriebs

Die Anordnung der Primärteile des Motors ist an zwei Seiten im Turm realisiert (bereits behandelt in den Kapiteln 4.3 bis 4.5). Die Antriebswagen mit ihrer Magnetleistenlänge von 2 m fahren entlang der Statoren mit ihrer Teilung von 1,667 m. Die ersten fünf Statoren sind dreifach parallel je Seite angeordnet. Anschließend wird ausschließlich die mittlere Statorreihe fortgeführt. Diese Anordnung ist in Abbildung 6-21 dargestellt.

Zwischen den Statoren sind Lücken mit einer Länge von 152 mm vorgesehen. In diesen Lücken werden bei konventionellen Anlagen Sensoren zur Positionsbestimmung eingesetzt. Da die dafür üblicherweise verwendeten Sensoren nicht der für den Betrieb des *Einstein-Elevators* benötigten Genauigkeit genügen, bleiben die Lücken unbelegt. Des Weiteren können diese Lücken auch aufgrund der Anordnung der Wicklungen

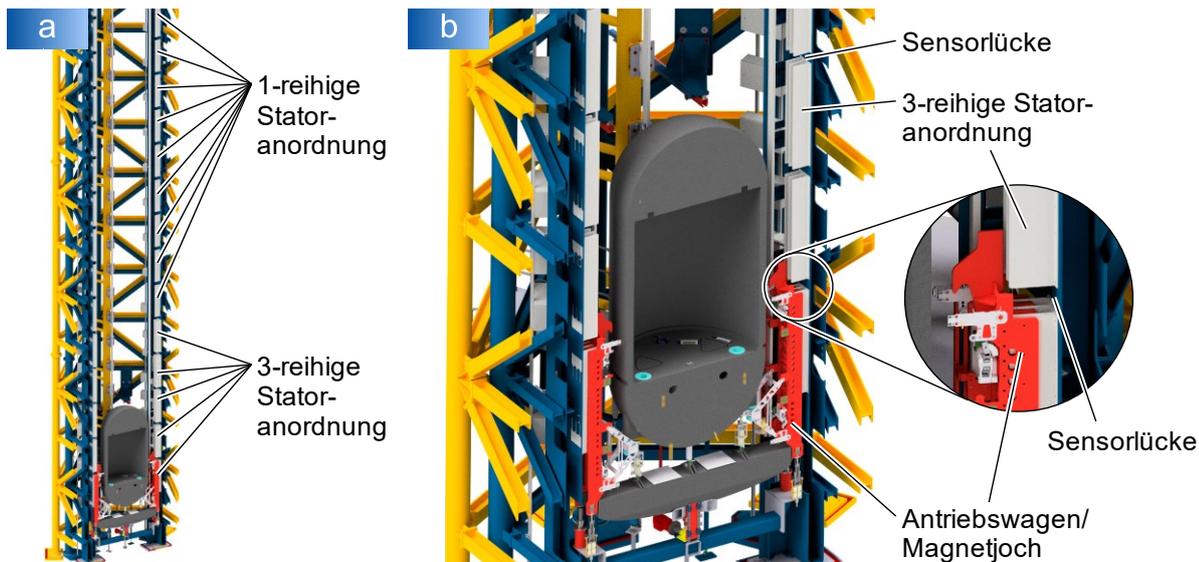


Abbildung 6-21: Antriebsanordnung, a) Übersicht über die Montagepositionen der 1- und 3-reihigen Statoranordnungen, b) Detailansicht der Beladeebene zur Visualisierung der 3-reihigen Statoranordnung mit hervorgehobenem Bereich der vorderen Kante des rechten Antriebswagens

innerhalb der Statoren nicht geschlossen werden. Normalerweise sind die Wicklungen so angeordnet, dass sich die Felder bei Verwendung der Sensoren in den Wagen kontinuierlich fortbewegen können. Werden die Lücken geschlossen, entstehen hier Sprünge in den Motorabwicklungen. Generell führt diese Anordnung dazu, dass sich nicht kontinuierlich die gleiche Anzahl an 1,667 m langen Statoren $n(z)$ in den 2 m langen Magnetjochen der Antriebswagen im Eingriff befinden. Der Verlauf der im Eingriff befindlichen Statoren z_w über der Position der Vorderkante eines Schlittens ist in Abbildung 6-22 abgebildet.

Aus den Sensorlücken resultieren Krafteinbrüche. Diese werden im Rahmen der Steuerung des Antriebs durch Stromüberhöhungen in diesen Bereichen kompensiert. Dies

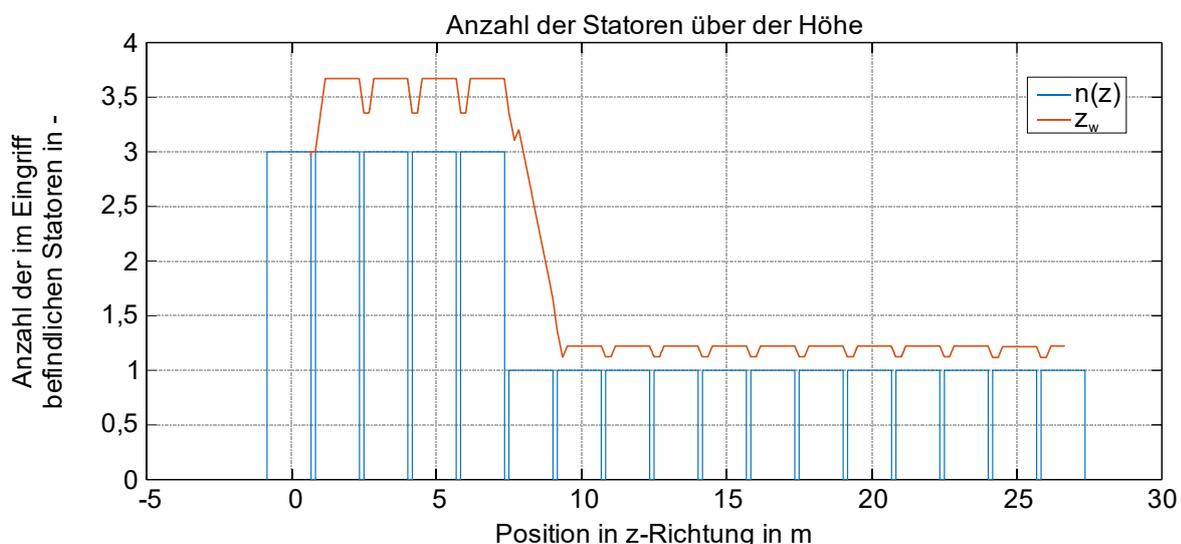


Abbildung 6-22: Anzahl der Statoren $n(z)$ entlang des Verfahrwegs dargestellt für die vordere Kante der Magnete am Schlitten je Antriebsseite, gleichzeitig im Eingriff z_w

funktioniert, da die Positionen sehr präzise bestimmt werden können und die Bereiche groß genug sind. Dieses Verhalten wird also im MKM nicht berücksichtigt.

Anders sieht es bei der Berücksichtigung von Rastmomenten im MKM aus. Rastmomente führen bei eisenbehafteten Linearmotoren oder anderen Motorkonzepten zu einem ungleichmäßigen Lauf [Zha19]. Diese werden bei eisenlosen Linearsynchronmotoren in der Regel durch Ungleichmäßigkeiten im Luftspalt hervorgerufen [Int06]. Sie treten, gekoppelt an die Polteilung, in den Magnetleisten der Antriebswagen auf. Die Polteilung beträgt hier $pt = 1/12 \text{ m} \approx 83,33 \text{ mm}$. Auch wenn dieser Antrieb eisenlos aufgebaut ist, werden diese Kraftschwankungen im MKM simulativ nachgestellt. So werden auch etwaige Asymmetrien im Luftspalt berücksichtigt, die bei lateralen Verschiebungen, wie sie beispielsweise durch das Einfedern der Rollenführungen auftreten, entstehen. Die Kraftschwankungen sind periodisch mit der Polteilung entlang des Fahrwegs $s_{Wl,z}$ und $s_{Wr,z}$ für alle drei Raumrichtungen als Beschleunigungsabweichungen \vec{a}_Δ zur Standardbetriebsbeschleunigung a_b und mit einem Winkelstartwert $\vec{a}_{Drive,Wl}$ und $\vec{a}_{Drive,Wr}$ angenommen. Daraus werden die Antriebskräfte wie folgt berechnet:

$$\vec{F}_{Drive,Wl} = \left(\vec{a}_\Delta \cdot \sin\left(\frac{s_{Wl,z}}{2 \cdot pt} \cdot 2 \cdot \pi + \vec{a}_{Drive,Wl}\right) + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g + a_b \end{pmatrix} \right) \cdot \begin{pmatrix} m_w \\ m_w \\ m_{ges}/2 \end{pmatrix} \quad (6-42)$$

$$\vec{F}_{Drive,Wr} = \left(\vec{a}_\Delta \cdot \sin\left(\frac{s_{Wr,z}}{2 \cdot pt} \cdot 2 \cdot \pi + \vec{a}_{Drive,Wr}\right) + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g + a_b \end{pmatrix} \right) \cdot \begin{pmatrix} m_w \\ m_w \\ m_{ges}/2 \end{pmatrix} \quad (6-43)$$

$$\text{mit } m_{ges} = 2 \cdot m_w + m_T + m_G + m_E \quad (6-44)$$

Das periodische Verhalten entlang des Fahrwegs ist in Abbildung 6-23a dargestellt. Wird der Verlauf allerdings über der Zeit abgebildet, so weist dieser eine steigende Frequenz während der Beschleunigungsphase auf, wie Abbildung 6-23b zeigt.

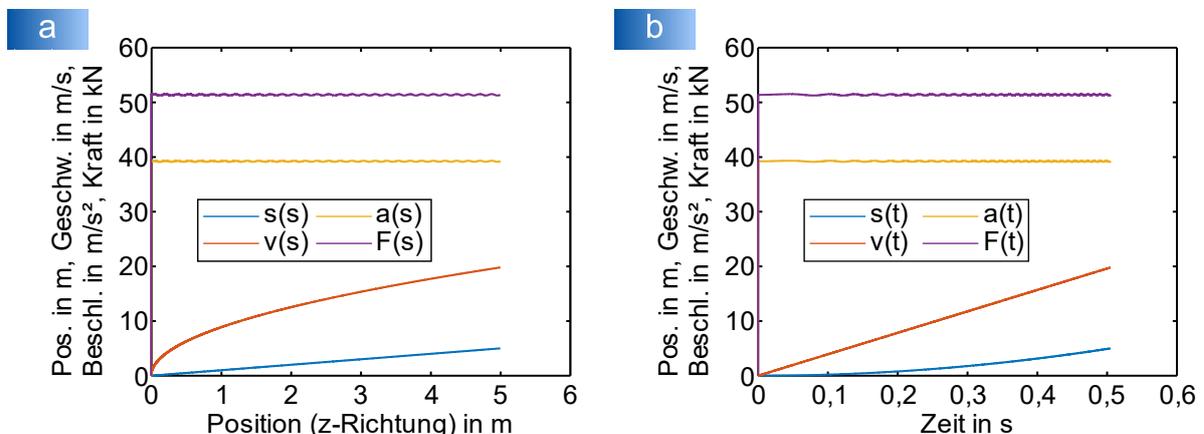


Abbildung 6-23: Kraftschwankungen hervorgerufen durch die Polteilung, a) Beispielhafter Positions-, Geschwindigkeits-, Beschleunigungs- und Kraftverlauf der z-Komponente über der Position (s) eines Wagens in z-Richtung, b) Beispielhafter Positions-, Geschwindigkeits-, Beschleunigungs- und Kraftverlauf der z-Komponente über der Zeit (t)

Im Vergleich zur absoluten Vorschubkraft handelt es sich bei den berücksichtigten zusätzlichen Beschleunigungsabweichungen um geringfügige Einflüsse auf den Vorschub der Wagen im Bereich der Beschleunigungsphase. Inwiefern sich diese Rastmomente im Betrieb auswirken, kann mit dem MKM ermittelt werden.

Die Vorschubkraft wird anhand der Bewegungsgleichung bestimmt. Die dafür berücksichtigte Beschleunigung a_b wird als ideal konstant angenommen. Sie ist bereits in Formel 6-42 und 6-43 enthalten. Schwankungen aus der Umrichter- oder Regelungstechnik werden nicht betrachtet, da diese Abweichungen anhand von vordefinierten Kurven am Antrieb zur Kompensation angelernt werden können.

6.3.2 Anwendungen des verbauten LSM-Antriebs

Die Achterbahn *Superman - The Escape* im kalifornischen *Six Flags Magic Mountain* Park gilt als eine der größten Achterbahnen weltweit [Web06]. Sie ist eine der ersten mit Linearantrieb. Hier wird der Wagen mit einem Gewicht von 7 t horizontal auf 160 km/h beschleunigt und dann über eine Vertikalkurve einen etwa 100 m hohen Turm hinaufgefahren (siehe Abbildung 6-24a). Die Personen im Wagen befinden sich auf dem Weg nach oben, im Umkehrpunkt und auf dem Weg wieder nach unten für etwa 6 s in annähernder Schwerelosigkeit. Diese Anlage fällt in die Kategorie *Launched Coaster*. Bei diesen Anlagen wird auf das übliche Erzeugen potentieller Energie durch ein Hinaufbefördern auf einen Hügel, den sogenannten *Lifthill*, verzichtet. Stattdessen wird den Wagen die benötigte kinetische Energie durch unterschiedliche Antriebsarten direkt zugeführt. Zu den Antriebsarten gehören die Schwungscheibe, pneumatische oder hydraulische Antriebe, Antriebe über Reibräder und Linearantriebe (LIM

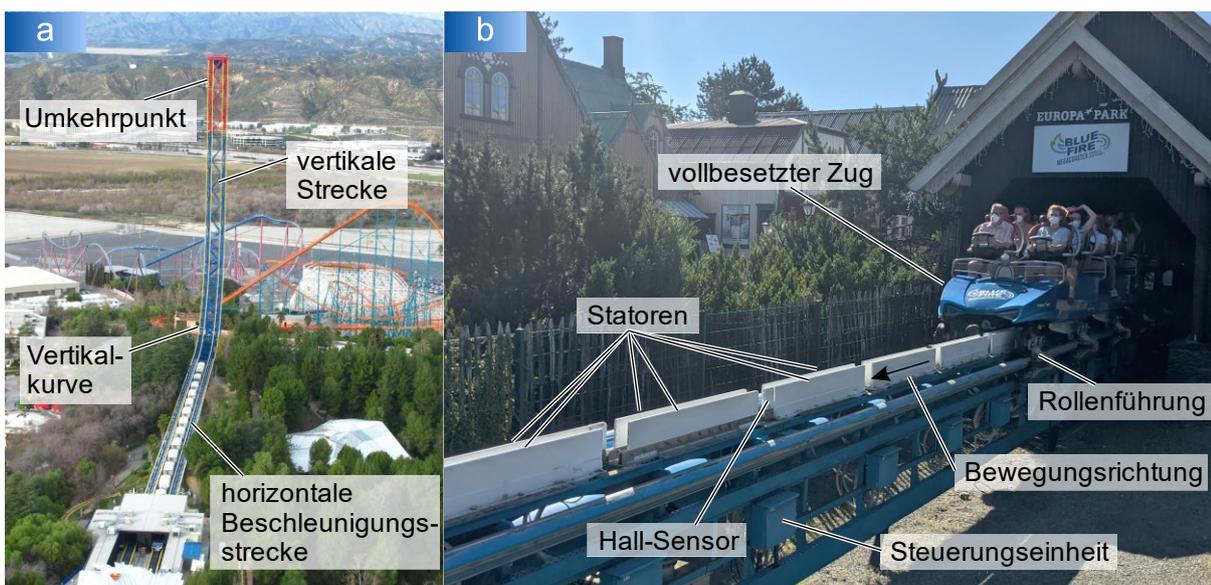


Abbildung 6-24: Anwendungen des LSM-Antriebs in Achterbahnen, a) *Superman – the Escape* im *Six Flags Magic Mountain* Park in Valencia, Kalifornien, USA (Quelle: nach [Tho11], Beschriftung ergänzt), b) *Blue Fire Megacoaster* im *Europa-Park* in Rust, Deutschland (Quelle: nach [Spe21], Ausschnitt, Beschriftung ergänzt, Helligkeit angepasst)

bzw. LSM). Zur letzten Gruppe gehört auch der *Blue Fire Megacoaster* im *Europa-Park* im baden-württembergischen *Rust*. Hier werden die personenbesetzten Züge innerhalb von 2,5 s auf 100 km/h horizontal beschleunigt. Anschließend fährt der Zug (bis auf eine kurze Strecke zur Bremsung im Notfall und zur Nachjustage der Geschwindigkeit) mit der während der Startphase gespeicherten Energie durch die 1.056 m lange Strecke. Der dazu eingesetzte LSM-Antrieb, wie Abbildung 6-24b zeigt, besteht aus den Antriebskomponenten, die auch im *Einstein-Elevator* verbaut sind.

Neben dem Einsatz der LSM-Antriebe in diesen und ähnlichen Fahrgeschäften [Int21a] bestehen Einsatzmöglichkeiten beispielsweise auch in Systemen zum automatischen Transport von Fahrzeugen (PKW, Bergbahnen und andere Schienenfahrzeuge) [Int21b]. Diese können aufgrund ihrer Leistungsfähigkeit in Parkhäusern für automatischen Autotransport oder für weitere Laboranwendungen eingesetzt werden [Eng13]. Es werden generell die hohen Anforderungen der Anlagenbetreiber an Sicherheit, Zuverlässigkeit und Wartungsfreiheit eingehalten. Die Antriebe sind zudem weitestgehend geräuschlos. Durch das passive Sekundärteil wird keine Stromzufuhr am Fahrzeug benötigt. Aus dem symmetrischen Aufbau in der patentierten *Beilim-Anordnung* resultieren sehr geringe Querkräfte. Dadurch sind leichtere Führungen und Wagen möglich. [Web17]

6.4 Aerodynamik

Die Aerodynamik ist ein wesentlicher Bestandteil der betrachteten Einflüsse auf die sich bewegenden Anlagenteile. Der Einfluss ist stark von der aktuellen Geschwindigkeit abhängig, welche zwischen 0 bis 20 m/s beträgt, und dem Ort, an dem sich der fahrende Teil im Bezug zum Turmgerüst befindet. Es entstehen orts- und geschwindigkeitsabhängige Kraftimpulse durch schnelle Druckänderungen an Engstellen auf der gesamten Strecke entlang des Turms. Es treten Druckwiderstände an der strömungszugewandten und der strömungsabgewandten Seite sowie Reibungswiderstände an den Mantelflächen auf [Huc12]. Um den komplexen Aufbau der Anlage im Modell vollständig, aber unter gewissen Vereinfachungen abbilden zu können, findet eine Aufteilung auf kleinere, weniger rechenintensive Simulationen statt. Der Ablauf ist in Abbildung 6-25 dargestellt.

Zunächst wird die auftretende Kraft überschlägig bestimmt, um deren Einfluss im Verhältnis zu anderen Einflüssen einordnen zu können. Anschließend wird ein CAD-Modell der Anlage erstellt. Dieses wird in einem rekursiven Verfahren vereinfacht, anschließend in einer Umgebung zur numerischen Strömungsmechanik (CFD, engl.: computational fluid dynamics) simuliert, mit dem vorherigen Simulationsschritt verglichen und, wenn die Ergebnisabweichungen in einem akzeptablen Maß liegen, erneut

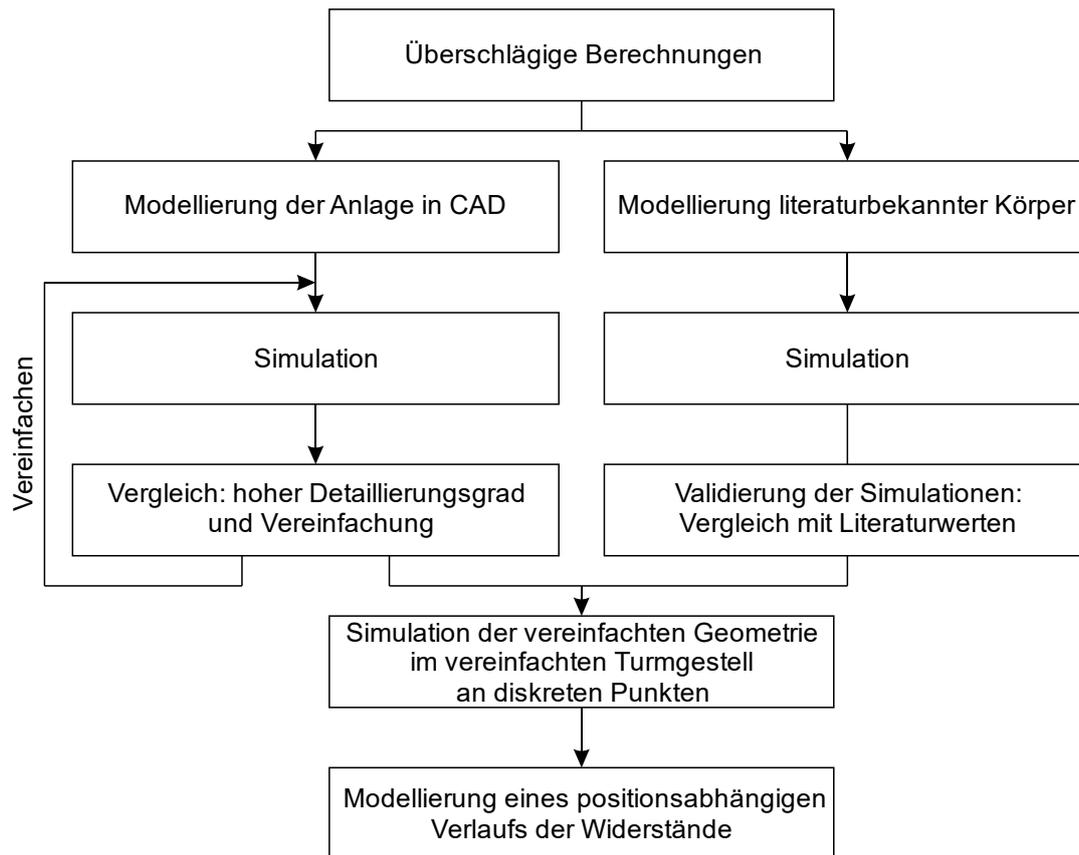


Abbildung 6-25: Ablauf der aerodynamischen Simulation zur Vereinfachung der Geometrie bei gleichbleibendem Aussagegehalt und der Modellierung eines positionsabhängigen Verlaufs der Widerstände

vereinfacht. Parallel dazu werden aus der Literatur bekannte Körper aufgebaut und simuliert. Diese dienen der Validierung der eingestellten Parameter und der Ergebnisse der Anlagensimulation. Dieser Zweig des Vorgehens wird in dieser Arbeit nicht detailliert dargestellt. Dazu werden die Ergebnisse der bekannten Geometrien aus der Literatur mit dem errechneten c_W -Wert verglichen. Die valide aufgebaute Simulation der Anlage betrachtet anschließend die auftretenden Kräfte für die einzelnen Komponenten Gondel, Antriebswagen und Traverse an diskreten Punkten im Turm und leitet daraus einen Verlauf für die Modellierung im MKM ab.

6.4.1 Überschlagsformel

Die Überschlagsformel für den Luftwiderstand ist weit verbreitet. Sie wird beispielsweise in der Automobil- und Luftfahrtindustrie für erste Berechnungen angewendet [Huc05, Sch01]. Sie enthält Informationen über die Geometrie, die Luftdichte, die Geschwindigkeit und den Geschwindigkeitsbeiwert c_W (siehe Formel 6-45). Die zu berücksichtigende Dichte von Luft ist gemäß der thermodynamischen Zustandsgleichung für ideale Gase zu berechnen (siehe Formel 6-46). Im Folgenden werden die Berechnungen mit der Dichte bei Normaldruck vorgenommen, wenn nicht anders angegeben.

Die Dichte ρ von Luft beträgt $1,184 \text{ kg/m}^3$ unter Standardbedingungen wie der Temperatur $T = 298,15 \text{ K} = 25 \text{ }^\circ\text{C}$, einem Normaldruck von $p = 1.013,25 \text{ hPa} = 101.325 \text{ Pa}$ und unter Verwendung der spezifischen Gaskonstante $R_s = 287,058 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$ von trockener Luft als ideal angenommenes Gas. Die Bestimmung des dimensionslosen c_W -Werts eines geometrischen Körpers wird meist anhand von Literatur- und Erfahrungswerten bestimmt [Huc12]. Dieser ist bei der kompressiblen Luft von der Mach-Zahl Ma und der Reynolds-Zahl Re abhängig (siehe Formel 6-47). Allerdings spielen kompressible Effekte in der Strömung bei Mach-Zahlen $Ma < 0,3$ (mit Schallgeschwindigkeit $c \approx 343,5 \text{ m/s}$) keine Rolle, was bei der Geschwindigkeit von $v = 20 \text{ m/s}$ gegeben ist. In der Reynolds-Zahl spielt die dynamische Viskosität η eine Rolle. Diese wird im Folgenden für Luft mit $\eta = 18,2 \text{ } \mu\text{Pa}\cdot\text{s}$ (Literaturwert) angenommen.

$$F_{Luft}(v) = \frac{1}{2} \cdot A \cdot c_W \cdot \rho \cdot v^2 \quad (6-45)$$

$$\rho = \frac{p}{R_s \cdot T} \quad (6-46)$$

$$c_W = f(Ma, Re) \text{ mit } Ma = \frac{v}{c} \text{ und } Re = \frac{v \cdot L \cdot \rho}{\eta} \quad (6-47)$$

Für die überschlägige Berechnung wird als geometrische Form der Gondel ein Zylinder mit einer Halbkugel auf der Stirnseite gewählt, wie auch vergleichbar in den Simulationen in *Belser* [Bel15], *Belser* [Bel16], *Breuninger* [Bre16] und *Nikhil* [Nik18]. Der c_W -Wert wird aus der Literatur mit $\approx 0,58$ entnommen *Hucho* [Huc12]. Ausgehend von einer Geschwindigkeit von $v = 20 \text{ m/s}$ und der Dichte von Luft bei Normaldruck ergibt sich gemäß der Formel eine Reynolds-Zahl von $\approx 2,6 \cdot 10^6$ nach Formel 6-47 bei einer charakteristischen Länge $L = 2 \text{ m}$ (Gondelaußendurchmesser). Die aus den Formeln 6-45 bis 6-47 berechnete Widerstandskraft beträgt damit $431,3 \text{ N}$ unter Berücksichtigung der Gondelstirnfläche von $A = 3,14 \text{ m}^2$.

Die Form hat einen wesentlichen Einfluss auf die Widerstandskraft. Deren Berücksichtigung über den c_W -Wert geschieht für einfache Geometrien anhand von Literaturwerten. Aufwändigere Modelle werden anhand von Simulationen berechnet, wobei stets zwischen der Detailtiefe und dem daraus resultierenden Rechenaufwand abgewogen werden muss. Da die Übersichtsformel die tatsächliche Geometrie nur sehr ungenau berücksichtigt und dabei von einem unendlich großen Volumen ausgeht, in der sich der Körper bewegt, ist zur Steigerung der Aussagekraft eine Simulation vorzunehmen.

6.4.2 CFD-Simulation und Modellierung

Die aerodynamische Simulation des gesamten Zusammenbaus des *Einstein-Elevators* in Bewegung mittels CFD-Simulation übersteigt einen wirtschaftlich

sinnvollen Rechenaufwand. Je feiner das Netz und je höher aufgelöst die Zeitschritte modelliert werden, desto rechen- und zeitintensiver werden die Berechnungen. Vereinfachungen und Beschränkungen der Systemgrenzen sind unumgänglich. Zunächst wird das Modell vereinfacht, wie in Abbildung 6-26 dargestellt.

Die Vereinfachung des Modells geschieht schrittweise. Für die bewegten Teile gilt zunächst, dass die Konturen der Einzelteile mit den vier zu betrachtenden Hauptbaugruppen verschmelzen, den zwei Antriebswagen, der Gondel und der Traverse, wie in Abbildung 6-26a und Abbildung 6-26b dargestellt. Anschließend werden filigrane Konturen und kleine Spalte entfernt. Diese haben eine stark begrenzte Auswirkung auf die qualitative Widerstandskraft, erzeugen aber einen deutlichen Anstieg in der benötigten Knotenanzahl beim Erzeugen der Netze und damit einen hohen Rechenaufwand bei der Simulation. Außerdem wird die Symmetrie der Anlage ausgenutzt und nur das

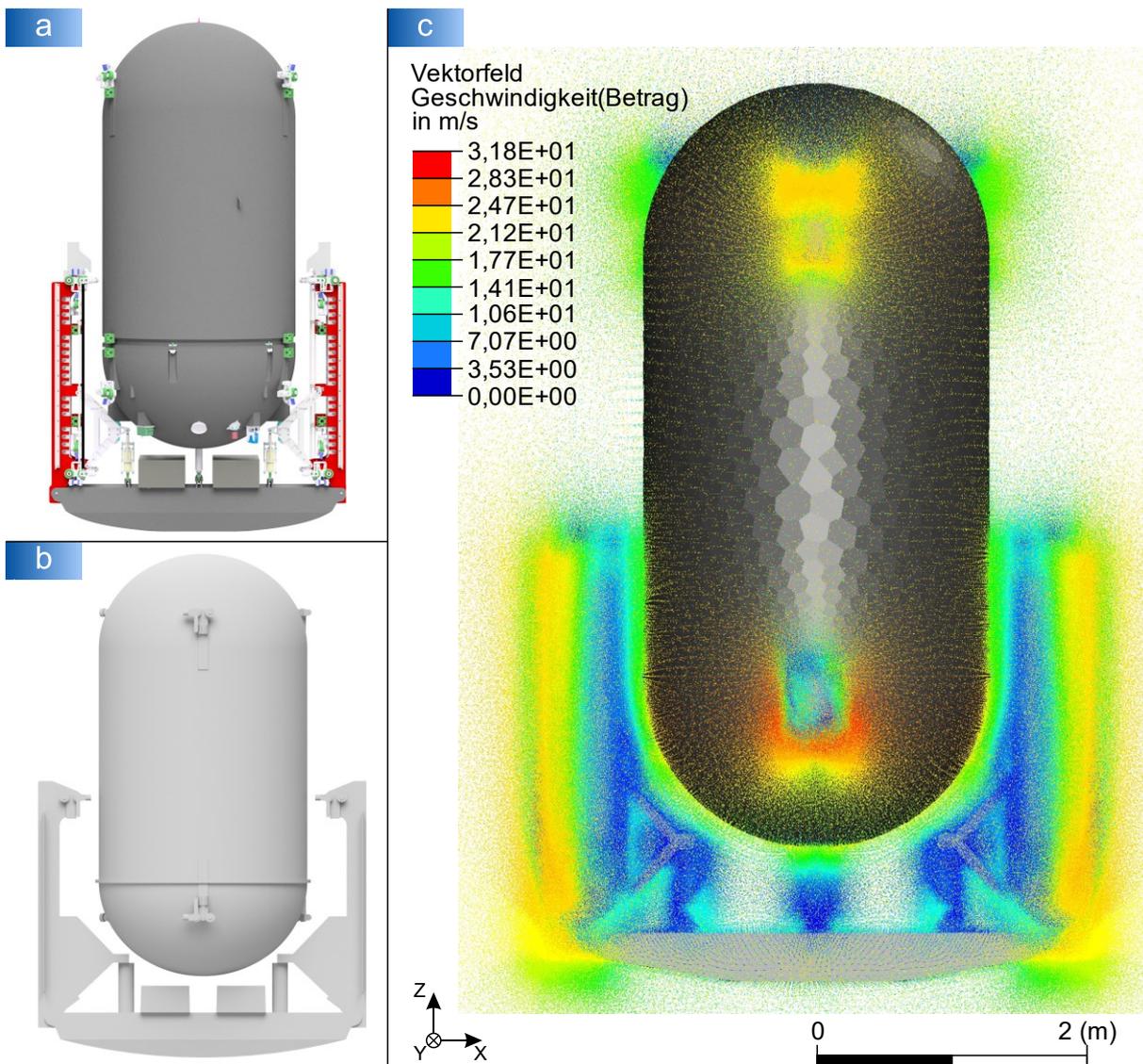


Abbildung 6-26: Reduzierung des Detaillierungsgrads und Simulation der Bewegung, a) CAD-Modell mit allen Anbauteilen und Schrauben, b) vereinfachtes Modell (Quelle: nach [Mol19]), c) Simulationsergebnis eines Vektorfeldes der Fluidgeschwindigkeit bei einer Verfahrensgeschwindigkeit von 20 m/s im ausreichend groß dimensionierten Fluidraum (Quelle: nach [Mol19])

halbe Modell simuliert. So lassen sich zunächst die bewegten Teile in einem beliebig großen Fluidraum simulieren, wie Abbildung 6-26c zeigt. Durch eine kontinuierliche Vereinfachung und die wiederholte Simulation dieser Modelle sowie dem permanenten Vergleich der berechneten Widerstandskräfte lässt sich die Geometrie weiter vereinfachen, ohne die Ergebnisse wesentlich zu verschlechtern.

Nachdem das Modell der bewegten Teile vereinfacht ist, wird es im nächsten Schritt in ein Modell mit dem umgebenen Turm eingesetzt. Auch dieses wird für die folgenden Simulationen vereinfacht. Sämtliche Einzelteile wie Schrauben und kleine Winkel werden entfernt. Die Türme bestehen anschließend nur noch aus den Trägern und Säulen sowie den Führungsschienen. Da auch bei diesen Vereinfachungen der gesamte Fahrweg der bewegten Teile im Turm aufgrund des hohen Rechenaufwands nicht sinnvoll simulierbar ist, wird das in Kapitel 6.3.1 vorgestellte Verfahren zum Approximieren des Verlaufs angewendet. Dabei werden die Widerstandskräfte der vier Bauteile an einzelnen wenigen Positionen numerisch bestimmt. Diese Positionen sind so gewählt, dass sie den Einfluss des Einlaufs oder des Auslaufs horizontaler Träger als größte Störgröße berücksichtigen. Die Simulationen werden an diesen Positionen bei einer konstanten Verfahrensgeschwindigkeit von 20 m/s durchgeführt. Die ortsabhängigen Kräfte werden anschließend mit einem stückweise kubisch hermiteschem Spline verbunden. Der Verlauf wird mehrfach hintereinander angeordnet und an die Startposition im *Einstein-Elevator* angepasst, wie in Abbildung 6-27 als F_{xs} , F_{ys} und F_{zs} dargestellt. Das bewirkt einen stetig differenzierbaren Übergang zwischen den Teilkurven und einen Verlauf der Kraft auf die bewegten Komponenten in xyz-Richtung über dem Weg bzw. der Zeit bei konstanter Geschwindigkeit von 20 m/s.

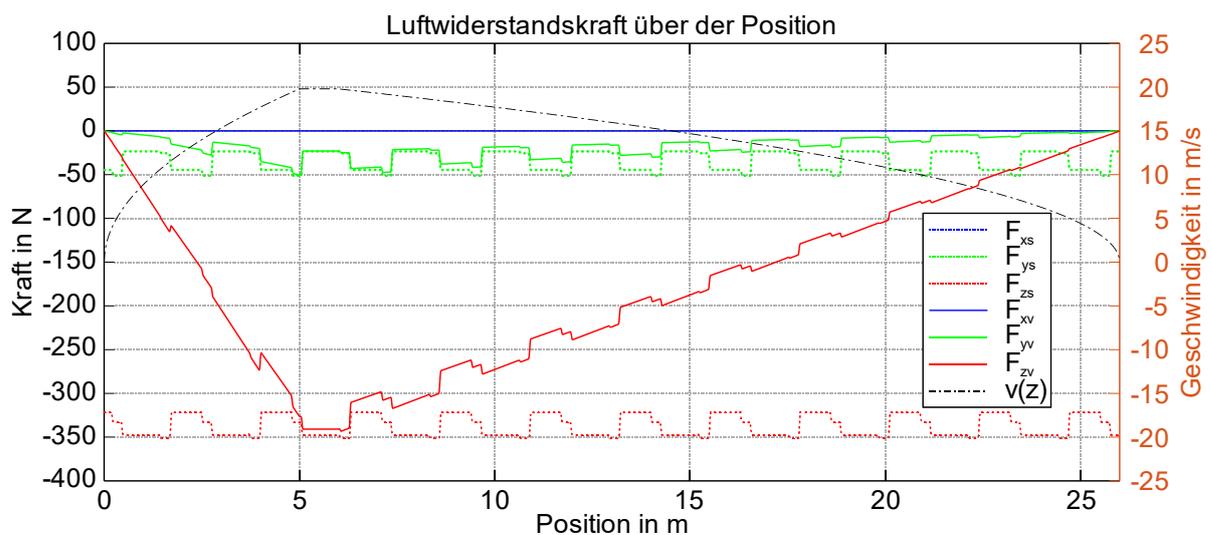


Abbildung 6-27: Verlauf des Luftwiderstands der Summe aus Gondel, Traverse und der zwei Antriebswagen in x-, y- und z-Richtung über der Position (z-Richtung) bei einem Geschwindigkeitsverlauf des μ -Fahrprofils (mit Punkt-Strich-Linie dargestellt)

Anschließend wird eine Skalierung mit dem Quadrat der Geschwindigkeit vorgenommen, sodass der Verlauf den zu erwartenden Kraftverlauf widerspiegelt. Dazu wird aus den einzelnen Verläufen die Kraft an der zuvor berechneten Position ausgelesen. Da die Luftwiderstandskraft quadratisch von der Geschwindigkeit abhängt, wird die Kraft mit dem Quadrat des Verhältnisses zur simulierten Geschwindigkeit von 20 m/s multipliziert. Diese Annahme ist gerechtfertigt, solange es sich um eine turbulente Strömung handelt, was in diesen Fällen bei Reynolds-Zahlen $Re > 2.300$ gegeben ist. Formel 6-48 ist beispielhaft für die Gondel dargestellt.

$$\vec{F}_{Air,G}(s_{G,z}, v_{G,z}) = \vec{F}_{Air^{20},G}(s_{G,z}) \cdot \left(\frac{v_{G,z}}{20 \text{ m/s}} \right)^2 \quad (6-48)$$

Die Luftwiderstände der anderen Komponenten werden auf gleiche Weise berücksichtigt. Die Verläufe dazu sind im Anhang A2.1 bis A2.3 zu finden. Im Modell sind sie mit dem jeweiligen positionsabhängigen Verlauf und der bauteilinhärenten Geschwindigkeit vorgesehen (Formel 6-49 bis 6-51).

$$\vec{F}_{Air,Wl}(s_{Wl,z}, v_{Wl,z}) = \vec{F}_{Air^{20},Wl}(s_{Wl,z}) \cdot \left(\frac{v_{Wl,z}}{20 \text{ m/s}} \right)^2 \quad (6-49)$$

$$\vec{F}_{Air,Wr}(s_{Wr,z}, v_{Wr,z}) = \vec{F}_{Air^{20},Wr}(s_{Wr,z}) \cdot \left(\frac{v_{Wr,z}}{20 \text{ m/s}} \right)^2 \quad (6-50)$$

$$\vec{F}_{Air,T}(s_{T,z}, v_{T,z}) = \vec{F}_{Air^{20},T}(s_{T,z}) \cdot \left(\frac{v_{T,z}}{20 \text{ m/s}} \right)^2 \quad (6-51)$$

Der Luftwiderstand wird demzufolge komponentenweise, orts- und geschwindigkeitsaufgelöst berücksichtigt. Sollten sich die geometrischen Randbedingungen ändern oder verfeinert werden, so sind lediglich die Stützstellen der approximierten Kurve in Anzahl und Wert zu editieren. Ob der Luftwiderstand des Experiments in der evakuierten Gondel Berücksichtigung finden muss, wird im nächsten Abschnitt im Rahmen der Bestimmung der erreichbaren Vakuumqualität ermittelt.

6.5 Vakuumqualität

Zur Vermeidung von Luftstößen auf den experimentellen Aufbau durch Luftdruckschwankungen und Schallübertragung innerhalb der Gondel während des freien Falls wird im *Einstein-Elevator* ein Feinvakuum im Gondelinneren erzeugt. Für dieses wird durch das Evakuieren mit einer Vakuumpumpe ein Restdruck im Bereich von $1 \cdot 10^{-1}$ mbar bis $1 \cdot 10^{-2}$ mbar angestrebt.

6.5.1 Installierte Pumpenleistung

Zur Erzeugung des Vakuums in der Gondel wird ein zweistufiger Wälzkolbenpumpstand *CombiLine WD 750* der Firma *Pfeiffer Vacuum GmbH* installiert. Dieser Pumpstand besteht hauptsächlich aus einer frequenzgeregelten Wälzkolbenpumpe *Okta 800* und einer Drehschieberpumpe *DUO 125* (vgl. Abbildung 6-28a). Sie liefern eine theoretische Saugleistung von $620 \text{ m}^3/\text{h}$ und erreichen einen theoretischen Druck von $3 \cdot 10^{-4} \text{ mbar}$. Zur Messung der Vakuumqualität werden drei *Piezo/Pirani-Transmitter (RPT200)* der Firma *Pfeiffer Vacuum GmbH* eingesetzt. Diese haben einen Messbereich von $1,2 \cdot 10^3 \text{ mbar}$ (Umgebungsluftdruck) bis $1 \cdot 10^{-4} \text{ mbar}$ (Hochvakuumbereich). [Pfe13]

Die erreichbare Vakuumqualität ist vor Einsetzen der Gondel in den *Einstein-Elevator* untersucht worden. Dafür hat zunächst beim Hersteller eine erste Dichtheitsprüfung stattgefunden. Nach Abschluss der wesentlichen mechanischen Bearbeitungen ist der Transport der Gondel für weitere Tests ins *Institut für Integrierte Produktion Hannover (IPH)* erfolgt, um die Zugänglichkeit für Reinigungsarbeiten und mechanisches Nacharbeiten zu erleichtern. Zu diesem Zweck ist die Gondel in einem Stützgestell montiert und anschließend sind weitere Vakuumtests vorgenommen worden. Der dafür verwendete Aufbau entspricht der späteren Situation im *Einstein-Elevator* (vgl. Abbildung 6-28b). Der Pumpstand ist über ein Rohrsystem mit einem Durchmesser DN100 angeschlossen. Die Verbindung zwischen Pumpe und Gondel lässt sich mit einem Absperrventil unterbrechen. Es wird direkt vor und hinter dem Absperrventil die Vakuumqualität gemessen. Außerdem sind Belüftungsventile auf beiden Seiten des Absperrventils angebracht. Im späteren Verlauf der Tests ist auch ein dritter Vakuumsensor angebracht worden, der später am Gondelunterteil befestigt mitfährt.

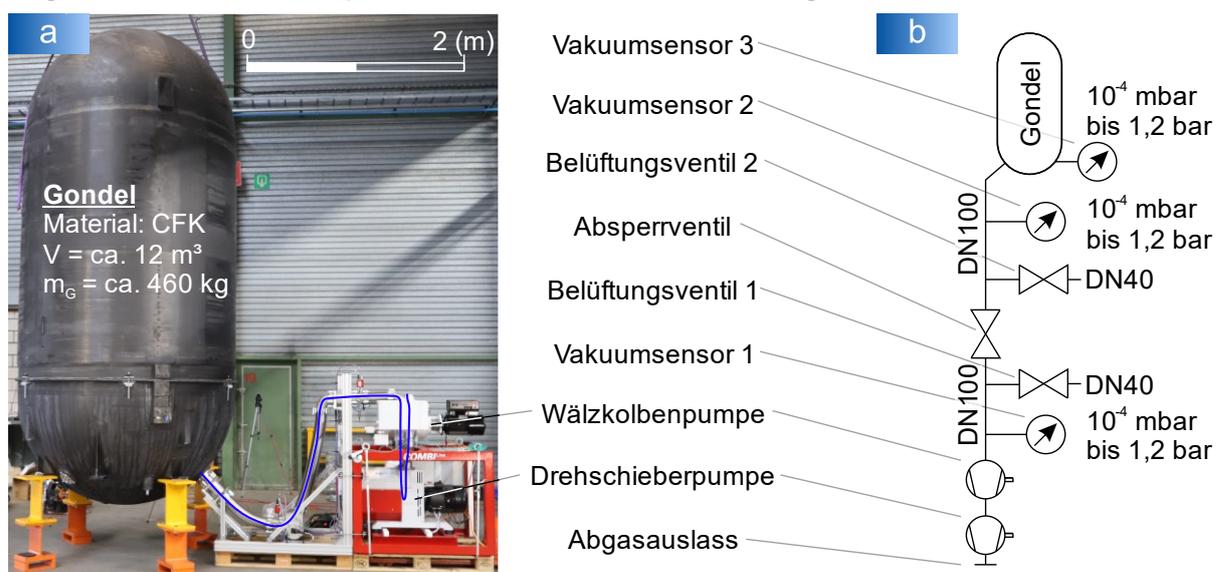


Abbildung 6-28: Pumpstand *CombiLine WD 750* mit zweistufiger Drehschieberpumpe *Duo 125* und Wälzkolbenpumpe *Okta 800* im Testaufbau für die Untersuchung der Dichtheit der Gondel und die erreichbare Vakuumqualität, a) Testaufbau, b) schematischer Aufbau, Abkürzung: CFK – Carbonfaserverstärkter Kunststoff

Die geforderte Vakuumqualität von $1 \cdot 10^{-2}$ mbar ist während der ersten Pumpvorgänge nicht vollständig erreicht worden. Nach dem Abschalten des Pumpvorgangs ist ein deutlicher Druckanstieg messbar gewesen. Dies ist auf vorhandene Verunreinigungen, Reste von Lösungsmitteln aus dem Produktionsprozess sowie an der CFK-Oberfläche niedergeschlagene Luftfeuchte zurückzuführen. Ein Vorgehen von abwechselndem Belüften und Evakuieren hat sich als zielführend erwiesen. So sind bei den jeweils folgenden Pumpvorgängen bessere Druckwerte erreicht worden (vgl. Abbildung 6-29a).

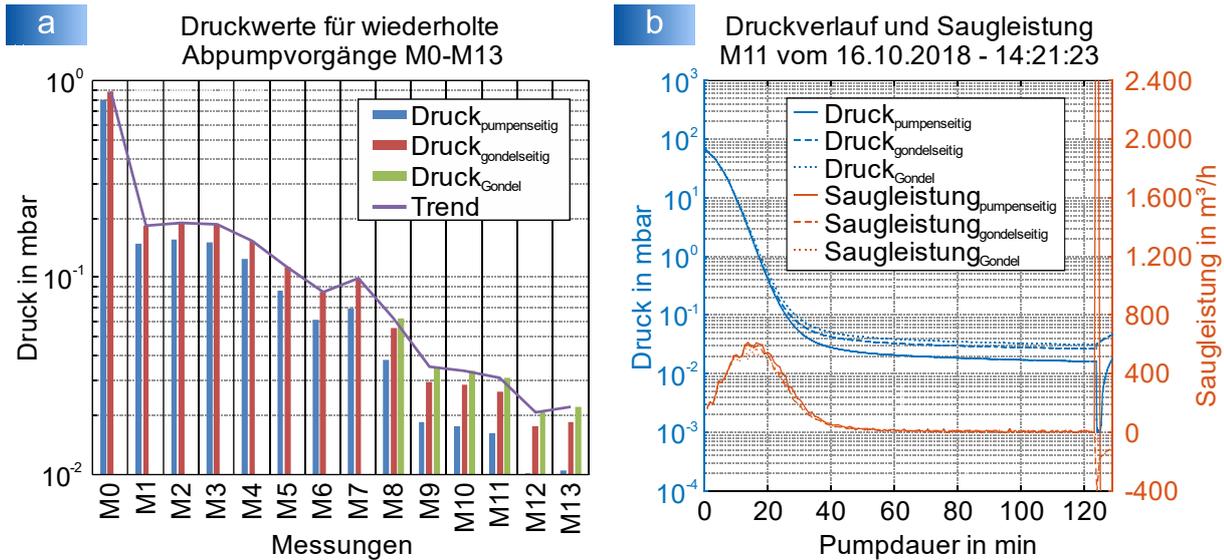


Abbildung 6-29: Abpumpkurven, a) erreichter Druck in mbar über 13 Pumpvorgänge, b) typischer Druck- und Saugleistungsverlauf über der Zeit bis zum Schließen des Absperrventils bei etwa 125 min

In Abbildung 6-29b ist ein exemplarischer Verlauf für den Druck und die Saugleistung dargestellt. Deutlich erkennbar ist, dass die Saugleistung frequenzabhängig ist und den besten Wirkungsgrad zwischen $3 \cdot 10^1$ mbar und $2 \cdot 10^{-1}$ mbar aufweist. Nach etwa 40 bis 60 min ist ein stationärer Wert erreicht.

Bestimmt wird auch der Druckanstieg nach einer Evakuierung bei geschlossenem Absperrventil und abgeschalteter Vakuumpumpe (vgl. Abbildung 6-30a). Hier zeigt sich, dass die mittlere Leckagerate im Laufe der Abpumpvorgänge immer weiter abnimmt. Außerdem zeigt sich nach einzelnen Öffnungen der Gondel zu Reinigungs- und Montagezwecken, dass die Leckagerate wieder steigt (Anstieg bei M6) und nach ein paar weiteren Abpumpvorgängen schnell wieder auf dem Niveau von vor der Öffnung angekommen ist. Daraus ergibt sich, dass das Ausgasen im Gondelinneren ein endlicher Prozess ist und dass sich die auf der Gondeloberfläche anhaftende Feuchte als maßgeblich darstellt. Daher wird für das Belüften im *Einstein-Elevator* von Umgebungsluft abgeraten und stattdessen trockene Druckluft oder Stickstoff empfohlen.

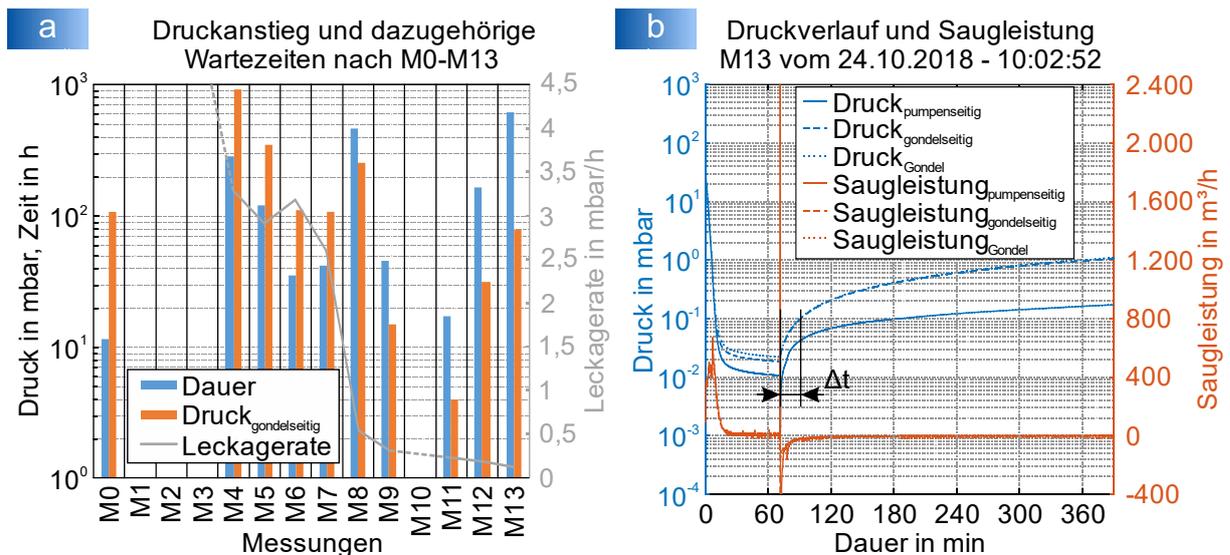


Abbildung 6-30: a) Druckanstieg nach einem Pumpvorgang, b) Druckanstieg direkt nach einer Evakuierung mit markiertem Zeitfenster im angestrebten Druckintervall

Für eine hohe Wiederholrate beim Betrieb des *Einstein-Elevators* sind Pumpvorgänge zwischen den einzelnen Versuchsdurchführungen möglichst zu vermeiden. Der Druckbereich, in dem die Experimente durchgeführt werden können, ist möglichst lange zu halten. In Abbildung 6-30b wird der Druckanstieg sowie die Dauer bis zum Erreichen der Druckgrenzen nach Messung 13 dargestellt. Ausgehend von einem Druck von $1,85 \cdot 10^{-2}$ mbar, was noch nicht dem später angestrebten Startdruck entspricht, steigt der Druck innerhalb von $\Delta t \approx 20$ min auf $1 \cdot 10^{-1}$ mbar. Dies entspricht einem erneuten Nachjustieren des Drucks nach 5 bis 6 Flügen bei einer Wiederholung alle 4 min. Hier ist davon auszugehen, dass sowohl der Startdruck als auch der Zeitraum für den Druckanstieg in der Anlage bei geringer und kontrollierter Luftfeuchtigkeit sowie saubereren Umgebungsbedingungen deutlich verbessert werden. Diese Untersuchungen stehen bis zur Fertigstellung der vorliegenden Arbeit noch aus. Dennoch zeigen die erreichten Ergebnisse die generelle Funktionalität der Gondel als Vakuumkammer und eine Eignung der eingesetzten Vakuumpumpe für die Erzeugung des angestrebten Druckbereichs in angemessener Zeit. Damit wird die Grundlage für das Entkoppeln des frei in der Gondel fliegenden Experimentträgers geschaffen.

6.5.2 Einfluss des Vakuums auf den Experimentträger

Um den Einfluss der erreichten Vakuumqualität auf den Experimentträger während des Fluges in der Gondel zu bestimmen, wird erneut die überschlägige Rechnung aus Kapitel 6.4.1 herangezogen. Auch wenn die Geometrie des Trägers vereinfacht als Zylinder angenommen werden kann, das Volumen der Gondel begrenzt und eine Simulation demnach wenig rechenaufwändig ist, bietet eine Simulation zur Bestimmung des

Einfluss keine Option. Das liegt an den Rechenmodellen, die in den Simulationsumgebungen hinterlegt sind. In dem angestrebten Druckbereich gelten die iterativ zu lösenden Navier-Stokes-Gleichungen nicht, da nicht von einer viskosen Kontinuumsströmung ausgegangen werden kann. Es handelt sich in diesem Druckbereich um die sogenannte Knudsenströmung. Da sich diese nicht ohne weiteres mit den gängigen Simulationswerkzeugen nachstellen lässt, wird für die Bestimmung des Einflusses des Drucks in der Gondel auf den Experimentträger die Berechnung gemäß der Formeln aus Kapitel 6.4.1 zunächst ohne die Berücksichtigung der durch das Vakuum veränderten Dichte der Luft durchgeführt. Die anschließende Diskussion der Ergebnisse zeigt, ob weitere Berechnungen notwendig werden.

Für die Abschätzung der Luftwiderstandskraft wird zunächst der c_W -Wert zur Berücksichtigung der Geometrie ermittelt. In z-Richtung wird der Experimentträger als Zylinder und in xy-Richtung als Scheibe angenommen. Zur Bestimmung des c_W -Werts wird zunächst abhängig von der Relativgeschwindigkeit zwischen Gondel und Experimentträger die Reynolds-Zahl (vgl. Formel 6-47, Seite 113) berechnet. Anhand der Reynolds-Zahl kann anschließend der c_W -Wert mit Hilfe von Literaturwerten für vergleichbare geometrische Körper bestimmt werden. Abbildung 6-31 zeigt aus der Literatur entnommene Verläufe für die herangezogenen Körper sowie die dazu korrespondierenden Simulationsergebnisse zur Validierung des Aerodynamikmodells [Cro08, Mol19]. Bei der Simulation werden die FüÙe des Experimentträgers vernachlässigt, da

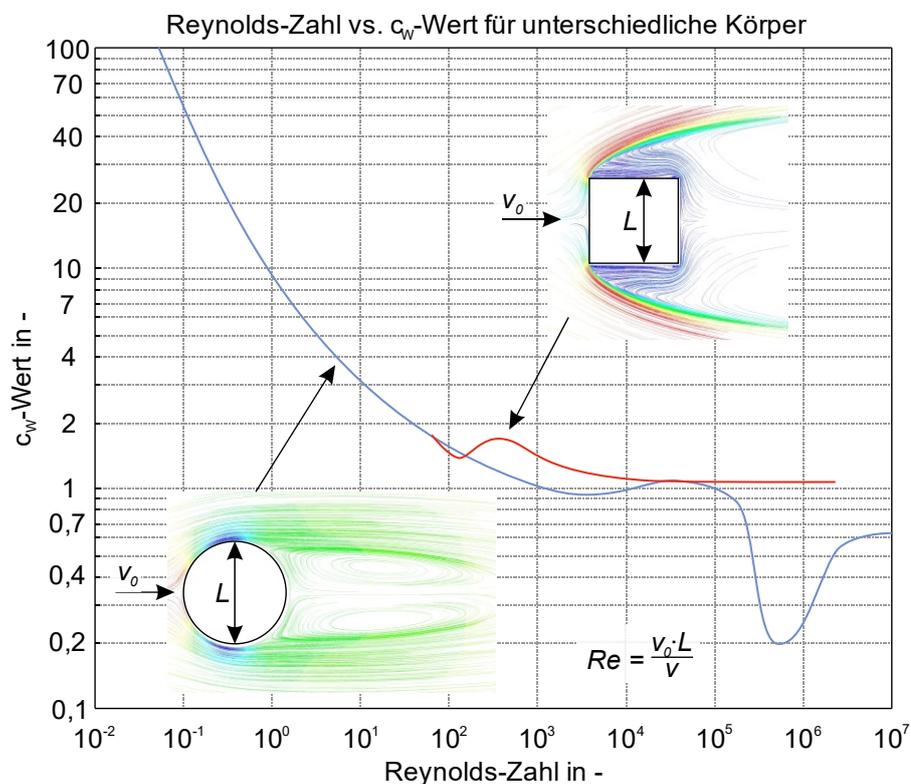


Abbildung 6-31: c_W -Wert entsprechend der Reynolds-Zahl für einen Zylinder und eine Scheibe (Quelle: nach [Cro08, Mol19])

sie sehr viel kleinere Ausmaße als der Boden des Experimentträgers haben. Experimentträgerboden und Gondelboden sowie die Mantelflächen zueinander weisen immer einen Abstand von mindestens 100 mm auf, sodass die Abschätzung anhand des Luftwiderstands ausreichend ist, da bei diesen Abständen und den kleinen Relativgeschwindigkeiten Effekte wie Staudrücke noch keine Berücksichtigung finden werden. Für die Bestimmung der Widerstandskräfte wird die allgemeine Formel zur Berechnung des Luftwiderstands eines geometrischen Körpers verwendet (vgl. Formel 6-45, Seite 113).

Zur Veranschaulichung der Quantität des Einflusses lässt sich die Beschleunigung $a_{E,Atm}$ ausrechnen, die auf den Experimentträgerboden oder dessen Mantelfläche aufgrund der aus dem Luftwiderstand bereits unter Normalbedingungen (nicht unter Vakuum, vgl. Kapitel 6.4.1) resultierenden Kraft wirkt. Der c_W -Wert in xy-Richtung für die Mantelfläche, symbolisiert durch einen zweidimensionalen Zylinder, wird mit einer charakteristischen Länge (dem Durchmesser) von $L_{xy} = 1,7$ m gemäß der Reynoldszahl von $Re_{xy} = 1,7 \cdot 10^3$ mit $c_{W,xy} = 0,95$ angenommen. Die Beschleunigung $a_{E,Atm}$ berechnet sich mit der Fläche $A_{xy} = 1,7$ m \cdot 2,0 m = 3,4 m², einer maximalen Relativgeschwindigkeit $v_{Rel} = 0,05$ m / 4 s = 0,0125 m/s und einer Masse $m_E = 1.000$ kg gemäß Formel 6-52:

$$a_{E,Atm} = \frac{F_{Luft}}{m_E} \cdot \frac{g}{9,81 \text{ m/s}^2} = \frac{\frac{1}{2} \cdot c_W \cdot \rho \cdot A \cdot v_{Rel}^2}{m_E} \cdot \frac{g}{9,81 \text{ m/s}^2} \quad (6-52)$$

Für die z-Richtung wird die auf den Träger bzw. auf die sie symbolisierende dreidimensionale Scheibe angenommene Beschleunigung analog berechnet. Hier wird mit der gleichen charakteristischen Länge (dem Durchmesser) von $L_z = 1,7$ m und der daraus resultierenden Reynoldszahl von $Re_z = 1,7 \cdot 10^3$ sowie einer Fläche $A_z = \pi \cdot (1,7 \text{ m})^2 / 4 = 2,27$ m² ein c_W -Wert von $c_W = 1,3$ aus dem Verlauf entnommen. Daraus ergeben sich folgende theoretische Beschleunigungen: $a_{E,Atm,xy} = 4,39 \cdot 10^{-8}$ g, $a_{E,Atm,z} = 4,01 \cdot 10^{-8}$ g. Das bedeutet, dass der maximale Einfluss des Luftwiderstands in der Gondel selbst ohne die Berücksichtigung der zusätzlichen Reduzierung durch ein Vakuum $\ll 1 \cdot 10^{-6}$ g ist und damit ausreichend weit unter dem als Ziel definierten μ g-Bereichs (10^{-6} g) liegt, um die Experimente nicht zu beeinflussen. Wird ein Vakuum in der Gondel erzeugt, reduziert sich der Einfluss deutlich. Im Modell wird daher die Übertragung von Schwingungen über den Luftwiderstand zwischen Gondel und Experimentträger gemäß Formel 6-53 als zu vernachlässigen angenommen:

$$\vec{F}_{Air,E} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \text{ N} \quad (6-53)$$

Die Entkopplung des Experimentträgers von äußeren Einflüssen der Gondel wird durch die angestrebte Vakuumqualität als ausreichend angesehen. Neben mechanischen Einflüssen werden auch akustische Anregungen von außen bei dem erzeugten Feinvakuum eliminiert. Es gilt noch weitere Einflüsse auf den Experimentträger zu bestimmen.

6.6 Weitere Einflussfaktoren

Weitere Einflussfaktoren, die sich auf die Qualität der Restbeschleunigung der Experimente auswirken, sind die Corioliskraft, von außerhalb der Anlage angeregte Schwingungen, Wittereinflüsse über das Turmgebäude und die Klimatisierung im Turm. Quantitativ ist der Einfluss dieser Faktoren im Verhältnis zu den zuvor beschriebenen stark begrenzt.

Corioliskraft

Die Corioliskraft beeinflusst die Durchführung der Experimente nur indirekt. Es wird durch sie eine scheinbare Kraft auf das Experiment ausgeübt, die das Experiment, während es frei in der Gondel schwebt, quer zur Bewegungsrichtung ablenkt. Dies führt dazu, dass der Experimentträger nach der Freiflugphase mit Beginn des Bremsprozesses außermittig auf dem Gondelboden landet. Da sich diese konstante Kraft während des freien Falls nicht abstützen kann, wird die Trägheitskraft in eine beschleunigte Bewegung umgewandelt. Die nach *Pierre-Simon Laplace* und *Gaspard Gustave de Coriolis* aus *Isaac Newtons Gesetz der Mechanik* hergeleitete Coriolisbeschleunigung a_c berechnet sich wie folgt:

$$a_c = 2 \cdot \omega \cdot v \cdot \cos(B) \quad (6-54)$$

Für die Berechnung der Auslenkung ist grundlegend zu unterscheiden, ob das Experiment im freien Fall von der oberen Startposition aus durchgeführt oder ob ein vertikaler Parabelflug vollzogen wird. Ausgehend vom freien Fall weist der Experimentträger eine nach Osten gerichtete Geschwindigkeit $v_{c,fall,ost}$ auf. Für den freien Fall ergibt sich aus Formel 6-54 nach zweifacher Integration (Integrationskonstanten $c_0 = c_1 = 0$) eine ostgerichtete Ablenkung $s_{c,fall,ost}$ von:

$$v_{c,fall,ost} = 2 \cdot \omega \cdot h \cdot \cos(B) = 1,781 \text{ mm/s} \quad (6-55)$$

$$s_{c,fall,ost} = \frac{2}{3} \cdot \omega \cdot h \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot h}{g}} \cdot \cos(B) = 1,199 \text{ mm} \quad (6-56)$$

mit der Erdbeschleunigung $g = 9,81 \text{ m/s}^2$, einer Winkelgeschwindigkeit der Erde $\omega = 7,2921 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$, Breitengrad $B = 52,3667^\circ$ und Fallhöhe $h = 20 \text{ m}$.

Befindet sich das Experiment im vertikalen Parabelflug, so entsteht grundsätzlich eine nach Westen gerichtete Ablenkung während der Aufwärtsbewegung. Zu der Geschwindigkeit in östlicher Richtung während der Abwärtsbewegung (gem. Formel 6-55 und 6-56) kommt eine größere westwärts gerichtete Anfangsgeschwindigkeit aus der Aufwärtsbewegung hinzu. In Summe entsteht eine nach Westen gerichtete Ablenkung $s_{c,parabel,west}$ gemäß:

$$s_{c,parabel,west} = \frac{8}{3} \cdot \omega \cdot h \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot h}{g}} \cdot \cos(B) = 4,795 \text{ mm} \quad (6-57)$$

Der Verlauf der Auslenkung eines Experiments im *Einstein-Elevator* sowohl aus der oberen Startposition im reinen freien Fall als auch aus der unteren Position als vertikaler Parabelflug sind in Abbildung 6-32 dargestellt.

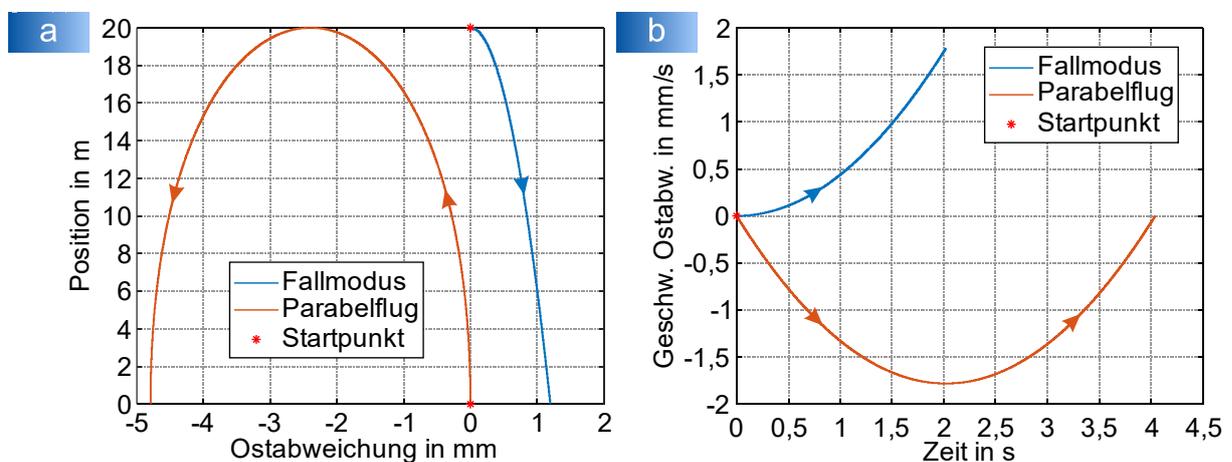


Abbildung 6-32: Einfluss von Coriolis im Einstein-Elevator, a) Einfluss der Corioliskraft auf die Position in horizontaler Richtung (Abweichung in östlicher Richtung), b) Auslenkungsgeschwindigkeit (in östlicher Richtung) über der Zeit

Je nach Versuchsdurchführung wandert das Experiment entweder Richtung Osten im freien Fall oder Richtung Westen im Parabelflug. Dies ist ein Grund, warum die Zentrierung des Experimentträgers in der Gondel nach jeder Versuchsdurchführung stattfinden muss. Trotz aller Bemühungen, die Anlage ideal senkrecht auszurichten, kann zudem nicht exakt gerade abgeworfen werden und auch dadurch ein Versatz zur Startposition beim Landen auftreten, welcher deutlich größer als der Einfluss der Corioliskraft sein kann. Die Einwirkung der Corioliskraft auf die Experimente erzeugt keine Vibrationen und wirkt sich während der Beschleunigungsphase nicht nennenswert aus.

Von außen angeregte Schwingungen und Umwelteinflüsse

Der *Einstein-Elevator* ist als Anlage in einem separaten Gebäudeteil untergebracht. Die Gebäudehülle schirmt die Anlage gegen äußere Einflüsse ab. Wie in Kapitel 6.1 dargestellt, steht die Anlage auf vom Gebäude separierten Fundamenten. Durch die

tiefe Gründung der Fundamente und die Trennung von der Gebäudehülle wird die äußere Schwingungsanregung durch oberflächennahe Effekte, wie zum Beispiel die etwa 200 m entfernte Straßenbahn oder der Parkplatz direkt am *HITec*-Gebäude, weitestgehend vermieden. Durch die tiefe Gründung bekommt der Grundwasserspiegel bereits einen Einfluss. Dieser führt beispielsweise zu Zugkräften an den Bohrpfählen trotz der Masse von insgesamt etwa 170 t der Anlage, die oben auf den Bohrpfählen lasten. Da sich die Gründungsebene bei -10 m befindet und sich das Grundwasser je nach Jahreszeit bei -3 bis -8 m befindet, wirkt die Belastung der Bohrpfähle stets in dieselbe Richtung.

Durch die große Fassadenfläche des Gebäudeteils sind auch Wettereinflüsse wie zum Beispiel Windböen zu beachten. Zum einen ist die massive Gebäudehülle aus eisenverstärktem Ortbeton massiv und biegungsarm aufgebaut. Dadurch sind die Windlasten im Inneren nicht messbar. Eine weitere vor der Betonhülle angebrachte hinterlüftete Betonfassade sorgt für eine weitreichende Isolierung vor hohen Temperaturen im Sommer und niedrigen Temperaturen im Winter. So werden die Umwelteinflüsse größtenteils durch passive Maßnahmen vom Gerät ferngehalten. Die restlichen Temperaturschwankungen im Turmgebäude werden zum überwiegenden Anteil aus betriebsbedingten Wärmeverlusten und der in Wärme übergehenden Bremsenergie hervorgerufen. Die Klimatisierung des Turms ist präzise auf $20\text{ °C} \pm 2\text{ °C}$ eingestellt. Die konditionierte Luft wird in fünf Etagen ringförmig um das Gerät eingeblasen, sodass Dehnungen im Tragwerk aufgrund der Symmetrie nicht zu schädlichen Verformungen wie eines Schrägstellens der präzise vertikal ausgerichteten Führungsschienen führen können. Für das MKM ist die Umgebung demnach vernachlässigbar. Die Lösung des MKMs unter Berücksichtigung aller in diesem Kapitel beschriebenen Einflüsse wird im Folgenden aufgestellt und ausgewertet.

Kapitel 7

Lösung des Mehrkörpermodells

Die Eigenschaften der einzelnen Komponenten beschreiben ihren individuellen Einfluss auf das Gesamtsystem. Sie gilt es, in einem Rechenmodell zusammenfließen zu lassen und die Anregung des Experiments aufgrund der Kombination an Einflüssen während der Beschleunigungsphase aufzeigen zu können. Die Eigenschaften werden in den im Folgenden dargestellten Differentialgleichungen (DGL) abgebildet. Nach der Lösung der Gleichungen werden die Verläufe für die einzelnen Komponenten dargestellt und eine Aussage über die Wirkung der Schwingungsanregung der Einzelkomponenten auf den Experimentträger gegeben.

7.1 Modelllösung

Zunächst wird für die Lösung des MKMs die grundlegende Bewegungsgleichung dargestellt. Sie wird im Rahmen der Lösung des MKMs benötigt, dient aber auch der Bestimmung der Vorgabe für die geplante Bewegung des Systems auf der Grundlage der vorhandenen Beschleunigungs- und Freifallwege. Anschließend werden das Lösungsverfahren sowie die allgemeine Schwingungs-DGL aus der Strukturdynamik vorgestellt, bevor die im Rahmen dieser Arbeit speziell aufgestellten DGLs beschrieben werden.

Aufstellung der Bewegungsgleichung

Für die Simulation der einzelnen Komponenten während ihrer Bewegung im Beschleunigungsbereich der Anlage sind die Bewegungsgleichungen aufzustellen. Auf der Grundlage des 2. Newtonschen Gesetzes sind diese allgemein:

$$\frac{d\vec{p}_i}{dt} = m \cdot \vec{a} = \sum_i \vec{F}_i \quad (7-1)$$

Sie besteht aus dem Trägheitsterm, der Masse und der Beschleunigung des Systems, auf der linken und der Summe aller auf diesen Körper wirkenden Kräfte auf der rechten

Seite. Die Bewegungsgleichungen werden als Grundlage für die im folgenden Kapitel beschriebenen DGLs benötigt. Durch sie lassen sich zudem für eine Masse unter dem Einfluss einer konstanten Kraft (hier das Produkt aus der Masse m und einer fiktiven Beschleunigung $\vec{a} = \vec{a}_0$) die allgemeinen Bahngleichungen eines ballistischen Parabelwurfs $\vec{r}(t)$ bestimmen:

$$m \frac{d^2 \vec{r}(t)}{dt^2} = m \cdot \vec{a} \quad (7-2)$$

$$\vec{r}(t) = \frac{1}{2} \cdot \vec{a}_0 \cdot t^2 + \vec{v}_0 \cdot t + \vec{s}_0 \quad (7-3)$$

Diese Formeln beschreiben den konkreten Zusammenhang zwischen dem Weg \vec{s} , der Geschwindigkeit \vec{v} und der Beschleunigung \vec{a} in Abhängigkeit der Zeit t . Sie gelten in allen drei Raumrichtungen. Aufgeschlüsselt nach den einzelnen Integrationsschritten heißt das:

$$\vec{a} = \vec{a}_0 \quad (7-4)$$

1. Integrationsschritt:
$$\vec{v} = \vec{a}_0 \cdot t + \vec{v}_0 \quad (7-5)$$

2. Integrationsschritt:
$$\vec{s} = \frac{1}{2} \cdot \vec{a}_0 \cdot t^2 + \vec{v}_0 \cdot t + \vec{s}_0 \quad (7-6)$$

Anhand dieser Bahngleichungen kann die einzustellende Beschleunigung durch den Antrieb hergeleitet werden. Für die Berechnung dieser Beschleunigung wird die notwendige maximale Austrittsgeschwindigkeit am Ende der Beschleunigungsphase gebraucht. Durch Umstellen der Bewegungsgleichung ergibt das:

$$a_{max} = \frac{v_{max}^2}{2 \cdot h_{be}} \quad (7-7)$$

$$v_{max} = t_{fall} \cdot g \quad (7-8)$$

$$t_{fall} = \sqrt{\frac{2 \cdot h_{fall}}{g}} \quad (7-9)$$

Die Dauer t_{fall} beschreibt dabei die Fallzeit eines im Vakuum freifallenden Körpers aus einer Höhe von $h_{fall} = 20$ m, wie bereits in Formel 4-1 berechnet. Diese spiegelt die Zeit für das Zurücklegen des Freifallwegs in der Anlage wider und beträgt hier $t_{fall} = 2,019$ s. Die dabei auftretende maximale Fallgeschwindigkeit v_{max} hängt von der Dauer t_{fall} und der Beschleunigung, in diesem Fall der Erdgravitation g , ab. Sie wird hier zu $v_{max} = 19,809$ m/s berechnet. Werden die Formel 7-8 und Formel 7-9 in Formel 7-7 eingesetzt, lässt sich die notwendige Beschleunigung a_{max} im vorhandenen Beschleunigungsbereich $h_{be} = 5$ m auf der Grundlage des darüber angeordneten Freifallwegs h_{fall} bestimmen und beträgt $a_{max} = 39,24$ m/s². Das entspricht der

4fachen Erdbeschleunigung (4 g). Zusätzlich auftretende Veränderungen oder die Schwingungen der Beschleunigung aus den oben genannten Effekten sowie die Beschleunigung zur Überwindung der Schwerkraft werden im Vorfeld, wie in Kapitel 6.3 beschrieben, betrachtet und anschließend an passender Stelle dazu addiert.

Lösung der Bewegungsgleichungen

Die Lösung der Bewegungsgleichung wird auch als Trajektorie bezeichnet, auf der sich die einzelnen Komponenten des Systems bewegen. Zur Berechnung der Trajektorien der einzelnen Komponenten während der Beschleunigungsphase im *Einstein-Elevator* wird der numerische Solver *ode23* verwendet. Er verwendet ein Runge-Kutta-Verfahren mit variabler Schrittweite. Dabei werden in einem Einschrittverfahren zum Annähern der Lösung des nachfolgenden Zeitschritts nur die aktuellen Werte berücksichtigt [Fel11]. In Abhängigkeit der zu erwartenden Änderungen in diesem Zeitschritt wird die Größe des Zeitschritts variiert. Große zu erwartende Änderungen führen zu kleinen Schritten und umgekehrt. Dieser Aufwand wird betrieben, um einerseits den Rechenaufwand gering und gleichzeitig den Fehler klein zu halten. Die Genauigkeit der Lösung kann beim verwendeten Solver auf eine absolute Toleranz $AbsTol = 1 \cdot 10^{-9}$ und eine relative Toleranz $RelTol = 1 \cdot 10^{-6}$ begrenzt werden. Der lokale Fehler wird nach jedem Zeitschritt i anhand der folgenden Bedingung überprüft:

$$|\text{lokaler Fehler}| < \max(RelTol \cdot |y_i|, AbsTol) \quad (7-10)$$

Der lokale Fehler muss kleiner als das Maximum aus der relativen Toleranz multipliziert mit dem Betrag des aktuellen Funktionswerts und der absoluten Toleranz sein. Bevor der nächste Zeitschritt berechnet wird, muss diese Bedingung erfüllt sein. Die Genauigkeit der Lösung kann durch die Einstellung des Solvers beliebig verbessert werden. Auch eine Senkung der maximal zulässigen Schrittweite (aktuell: $MaxStep = 1 \cdot 10^{-4}$) kann zur Erhöhung der Genauigkeit führen. Allerdings führen sowohl die Senkung der Fehlertoleranz als auch der Schrittweite automatisch zu einem höheren Rechenaufwand. Für die Verwendung des Solvers *ode23* sind die Bewegungsgleichungen in DGLs erster Ordnung umzuformen. Dies wird anhand der allgemeinen Schwingungs-DGL aus der Strukturmechanik beispielhaft vorgeführt:

$$m \cdot \ddot{x} + d \cdot \dot{x} + c \cdot x = r(t) \quad (7-11)$$

Anschließend wird die Formel nach der höchsten Ableitung umgeformt:

$$\ddot{x} = \frac{1}{m} \cdot (r(t) - d \cdot \dot{x} - c \cdot x) \quad (7-12)$$

Für x und \dot{x} werden die Bezeichnungen x_1 und x_2 eingeführt, um aus einem DGL-System zweiter Ordnung ein DGL-System erster Ordnung zu erzeugen [Mer06]:

$$\frac{d}{dx} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_2 \\ \frac{1}{m} \cdot (r(t) - d \cdot x_2 - c \cdot x_1) \end{pmatrix} \quad (7-13)$$

Gemeinsam mit den dazugehörigen Anfangswerten können mit Hilfe des *ode23*-Solvers in dieser Form die DGLs in einem definierten Zeitintervall gelöst werden. Die Dauer der Beschleunigungsphase wird hier als das betrachtete Zeitintervall vorgegeben. Dieses berechnet sich wie folgt:

$$t_{be} = \sqrt{\frac{2 \cdot h_{be}}{a_b}} \quad (7-14)$$

Die Dauer im Beschleunigungsbereich wird analog zu Formel 7-9 mit der Länge des Beschleunigungsbereichs $h_{be} = 5$ m und der konstanten Beschleunigung $a_b = a_{max}$ gemäß Formel 7-7 zu $t_{be} = 0,505$ s berechnet. Anschließend wird das Anfangswertproblem im Intervall $[0, t_{be}]$ gelöst. Alle Anfangswerte sind hierbei null, da sich die Anlage aus der statischen Ruhelage heraus zu bewegen beginnt.

Das x entspricht in diesem Kapitel jeder Komponente der drei Raumrichtungen, sodass für jedes Bauteil drei, für das Gesamtsystem, bestehend aus fünf Körpern, folglich 15 ineinander eingesetzte DGLs gelöst werden müssen. Die Ausgabe der *ode23*-Funktion liefert Vektoren mit dem Zeitpunkt, der Auslenkung und der Geschwindigkeit. Die Beschleunigung gilt es im Nachgang zu ermitteln. Die Aufstellung der DGLs wird im nächsten Abschnitt dargestellt.

Differentialgleichungen

In diesem Abschnitt werden die DGLs aller fünf betrachteten Komponenten dargestellt. Für die Aufstellung der DGLs werden in der Programmierung und hier zum besseren Verständnis spezielle Notationen eingeführt. Die Variable x_1 wird durch die Strecke s , die Variable x_2 mit der Geschwindigkeit v und die Ableitung der Variable $\frac{d}{dx}(x_2)$ mit der Ableitung der Geschwindigkeit \dot{v} dargestellt:

$$x_1 = s, \quad x_2 = \frac{d}{dx}(x_1) = v, \quad \frac{d}{dx}(x_2) = \dot{v} \quad (7-15)$$

Sowohl s , v und \dot{v} sind dreidimensionale Vektoren, die die Richtungen $\{x, y, z\}$ darstellen:

$$\vec{s} = \begin{bmatrix} s_x \\ s_y \\ s_z \end{bmatrix}, \quad \vec{v} = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}, \quad \vec{\dot{v}} = \begin{bmatrix} \dot{v}_x \\ \dot{v}_y \\ \dot{v}_z \end{bmatrix} \quad (7-16)$$

Für die einzelnen Komponenten (Wagen links, Wagen rechts, Traverse, Gondel und Experiment) werden die Indizes $i = \{Wl, Wr, T, G, E\}$ verwendet, sodass Folgendes gilt:

$$\vec{s}_i = \begin{bmatrix} s_{i,x} \\ s_{i,y} \\ s_{i,z} \end{bmatrix}, \quad \vec{v}_i = \begin{bmatrix} v_{i,x} \\ v_{i,y} \\ v_{i,z} \end{bmatrix}, \quad \dot{\vec{v}}_i = \begin{bmatrix} \dot{v}_{i,x} \\ \dot{v}_{i,y} \\ \dot{v}_{i,z} \end{bmatrix} \quad \text{mit} \quad i = \{Wl, Wr, T, G, E\} \quad (7-17)$$

Die folgenden DGLs sind ähnlich aufgebaut. Auf der linken Seite steht die Ableitung der Geschwindigkeit. Auf der Rechten befindet sich der Quotient aus der Summe der externen Kräfte mit der mechanischen Einspannung (Feder- und Dämpferkräfte) und der jeweiligen Bauteilmasse. Die DGLs werden in der Reihenfolge linker Wagen, rechter Wagen, Traverse, Gondel und Experiment in Formel 7-18 bis 7-22 dargestellt. Für den linken Wagen werden zunächst die Gewichtskraft $\vec{F}_{g,Wl}$, der Luftwiderstand $\vec{F}_{Air,Wl}$, die Antriebskräfte $\vec{F}_{Drive,Wl}$ und die Kräfte aus der Rollenführung $\vec{F}_{LR,Wl}$ aufsummiert. Anschließend werden die mechanischen Verbindungen dieser Komponente eingesetzt. Die Federsteifigkeit und die Dämpfungswerte der Traverse ($\vec{c}_{ges,T}$, $\vec{d}_{ges,T}$) werden mit der Bewegung der Traverse in Relation zum linken und rechten Wagen ($\vec{s}_T - (\vec{s}_{Wl} + \vec{s}_{Wr})/2$, $\vec{v}_T - (\vec{v}_{Wl} + \vec{v}_{Wr})/2$) multipliziert. Außerdem werden die Produkte der Federsteifigkeit und der Dämpfungswerte des Wagens ($\vec{c}_{ges,Wl}$, $\vec{d}_{ges,Wl}$) mit der Bewegung des Wagens (\vec{s}_{Wl} , \vec{v}_{Wl}) in xy-Richtung berechnet:

$$\begin{aligned} \dot{\vec{v}}_{Wl} &= \frac{1}{m_W} \cdot (\vec{F}_{g,Wl} + \vec{F}_{Air,Wl} + \vec{F}_{Drive,Wl} + \vec{F}_{LR,Wl} + \dots \\ &\dots \vec{c}_{ges,T} \cdot \left(\vec{s}_T - \frac{\vec{s}_{Wl} + \vec{s}_{Wr}}{2} \right) + \vec{d}_{ges,T} \cdot \left(\vec{v}_T - \frac{\vec{v}_{Wl} + \vec{v}_{Wr}}{2} \right) - \dots \\ &\dots \vec{c}_{ges,Wl} \cdot (\vec{s}_{Wl}) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} - \vec{d}_{ges,Wl} \cdot (\vec{v}_{Wl}) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix}) \end{aligned} \quad (7-18)$$

Die gleiche Berechnung gilt analog für die DGL des rechten Wagens. Den einzigen Unterschied stellt die zusätzliche Kraftkomponente für die Berücksichtigung der Reibung am Loslager des Drehgelenks zwischen Traverse und dem rechten Wagen $\vec{F}_{Reib,Wr}$ dar:

$$\begin{aligned} \dot{\vec{v}}_{Wr} &= \frac{1}{m_W} \cdot (\vec{F}_{g,Wr} + \vec{F}_{Air,Wr} + \vec{F}_{Drive,Wr} + \vec{F}_{LR,Wr} + \vec{F}_{Reib,Wr} + \dots \\ &\dots \vec{c}_{ges,T} \cdot \left(\vec{s}_T - \frac{\vec{s}_{Wl} + \vec{s}_{Wr}}{2} \right) + \vec{d}_{ges,T} \cdot \left(\vec{v}_T - \frac{\vec{v}_{Wl} + \vec{v}_{Wr}}{2} \right) - \dots \\ &\dots \vec{c}_{ges,Wr} \cdot (\vec{s}_{Wr}) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} - \vec{d}_{ges,Wr} \cdot (\vec{v}_{Wr}) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix}) \end{aligned} \quad (7-19)$$

Bei der Berechnung der DGL der Traverse werden analog zu den Berechnungen der Antriebswagen ebenso die Gewichtskraft $\vec{F}_{g,T}$, der Luftwiderstand $\vec{F}_{Air,T}$ und die Reibkraft des Loslagers zum rechten Wagen $\vec{F}_{Reib,Wr}$ berücksichtigt. Des Weiteren fließen

hier die Produkte aus der Federsteifigkeit und der Dämpfungswerte der Traverse ($\vec{c}_{ges,T}$, $\vec{d}_{ges,T}$) mit den Bewegungen der Traverse in Relation zum linken und rechten Wagen ($(\vec{s}_{Wl} + \vec{s}_{Wr})/2 - \vec{s}_T$, $(\vec{v}_{Wl} + \vec{v}_{Wr})/2 - \vec{v}_T$) sowie die Federsteifigkeit und Dämpfungswerte der Koppelstange ($\vec{c}_{ges,KS}$, $\vec{d}_{ges,KS}$) mit den Bewegungen der Traverse in Relation zur Gondel ($(\vec{s}_G - \vec{s}_T)$, $(\vec{v}_G - \vec{v}_T)$) zusammen gemäß Formel 6-19:

$$\begin{aligned}
 \vec{v}_T &= \frac{1}{m_T} \cdot (\vec{F}_{g,T} + \vec{F}_{Air,T} + \vec{F}_{Reib,Wr} + \dots \\
 \dots 2 \cdot \vec{c}_{ges,T} \cdot \left(\frac{\vec{s}_{Wl} + \vec{s}_{Wr}}{2} - \vec{s}_T \right) &+ 2 \cdot \vec{d}_{ges,T} \cdot \left(\frac{\vec{v}_{Wl} + \vec{v}_{Wr}}{2} - \vec{v}_T \right) + \dots \\
 \dots \vec{c}_{ges,KS} \cdot \tan \left(\sin^{-1} \left(\frac{\vec{s}_G - \vec{s}_T}{l_k} \right) \right) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} &+ \dots \\
 \dots \vec{d}_{ges,KS} \cdot \tan \left(\sin^{-1} \left(\frac{\vec{v}_G - \vec{v}_T}{l_k} \right) \right) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} &+ \dots \\
 \dots \vec{c}_{ges,KS} \cdot (\vec{s}_G - \vec{s}_T) \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} &+ \vec{d}_{ges,KS} \cdot (\vec{v}_G - \vec{v}_T) \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}
 \end{aligned} \tag{7-20}$$

Die DGL der Gondel sieht die Gewichtskraft $\vec{F}_{g,G}$, den Luftwiderstand $\vec{F}_{Air,G}$ und die Kräfte, hervorgerufen durch die Laufrollen $\vec{F}_{LR,G}$, vor. Außerdem werden wieder die Federsteifigkeiten und Dämpfungswerte der Koppelstange ($\vec{c}_{ges,KS}$, $\vec{d}_{ges,KS}$) sowie die Bewegungen von Traverse und Gondel ($(\vec{s}_T - \vec{s}_G)$, $(\vec{v}_T - \vec{v}_G)$) gemäß Formel 6-19 berücksichtigt. Die gleiche Berechnung erfolgt für die mechanische Verbindung zwischen Gondel und Experiment bzw. Experimentträger mit ($\vec{c}_{ges,E}$, $\vec{d}_{ges,E}$) und $(\vec{s}_E - \vec{s}_G)$, $(\vec{v}_E - \vec{v}_G)$. Und auch das Produkt aus der Federsteifigkeit und der Dämpfungswerte der Gondel ($\vec{c}_{ges,G}$, $\vec{d}_{ges,G}$) mit der Bewegung der Gondel (\vec{s}_G , \vec{v}_G) wird berücksichtigt:

$$\begin{aligned}
 \vec{v}_G &= \frac{1}{m_G} \cdot (\vec{F}_{g,G} + \vec{F}_{Air,G} + \vec{F}_{LR,G} + \dots \\
 \dots \vec{c}_{ges,KS} \cdot \tan \left(\sin^{-1} \left(\frac{\vec{s}_T - \vec{s}_G}{l_k} \right) \right) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} &+ \dots \\
 \dots \vec{d}_{ges,KS} \cdot \tan \left(\sin^{-1} \left(\frac{\vec{v}_T - \vec{v}_G}{l_k} \right) \right) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} &+ \dots \\
 \dots \vec{c}_{ges,KS} \cdot (\vec{s}_T - \vec{s}_G) \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} &+ \vec{d}_{ges,KS} \cdot (\vec{v}_T - \vec{v}_G) \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} + \dots \\
 \dots \vec{c}_{ges,E} \cdot (\vec{s}_E - \vec{s}_G) &+ \vec{d}_{ges,E} \cdot (\vec{v}_E - \vec{v}_G) - \dots \\
 \dots \vec{c}_{ges,G} \cdot (\vec{s}_G) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} &- \vec{d}_{ges,G} \cdot (\vec{v}_G) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix}
 \end{aligned} \tag{7-21}$$

Für die Berechnung der DGL des Experimentträgers wird auch die Gewichtskraft $\vec{F}_{g,E}$, der Luftwiderstand in der Restluft des Vakuums der Gondel $\vec{F}_{Air,E}$ sowie die mechanische Kopplung zwischen Gondel und Experimentträger mit $(\vec{c}_{ges,E}, \vec{d}_{ges,E})$ und $((\vec{s}_G - \vec{s}_E), (\vec{v}_G - \vec{v}_E))$ berücksichtigt:

$$\vec{v}_E = \frac{1}{m_E} \cdot \left(\vec{F}_{g,E} + \vec{F}_{Air,E} + \vec{c}_{ges,E} \cdot (\vec{s}_G - \vec{s}_E) + \vec{d}_{ges,E} \cdot (\vec{v}_G - \vec{v}_E) \right) \quad (7-22)$$

Die Beschleunigung der einzelnen Komponenten wird, wie zuvor beschrieben, durch die Lösung der DGLs mit *ode23* nicht bestimmt. Diese werden je Komponente $i = \{Wl, Wr, T, G, E\}$ und Raumrichtung durch Bildung des Quotienten der Differenzen der Geschwindigkeits- und Zeitvektoren gemäß Formel 7-23 gebildet:

$$\vec{a}_i = \frac{\vec{v}_{i,j} - \vec{v}_{i,j+1}}{t_{be,i,j} - t_{be,i,j+1}} \quad \text{für } j = 1, \dots, \text{Länge}(t_{be}) - 1 \quad (7-23)$$

Die Ergebnisse der gelösten DGLs werden zunächst aufbereitet und anschließend in verschiedenen Graphen im nächsten Kapitel dargestellt.

7.2 Auswertung der Ergebnisse

Die Anregung des Experimentträgers während des Starts durch die zwei Antriebswagen, die Traverse und die Gondel und deren Wechselwirkung werden im Folgenden detailliert betrachtet. Dafür wird zunächst der zeitliche und örtliche Verlauf achsweise für die Position, Geschwindigkeit und Beschleunigung der einzelnen Bauteile analysiert. Eine dreidimensionale Betrachtung der Beschleunigungen liefert eine Aussage über die Höhe der mechanischen Auswirkungen der Anregungen aus den Antriebswagen auf die Gondel und deren Weiterleitung an den Experimentträger. Auch eine Betrachtung der nach den Bauteilen und Achsen aufgeteilten Beschleunigungsverläufe gibt einen Aufschluss über die Wechselwirkung untereinander, bevor anhand eines Spektrums die Anregung des Experiments in dessen Frequenzanteile zerlegt und analysiert wird.

Das Modell stellt die Bewegung der einzelnen Komponenten während der Beschleunigungsphase nach. Dafür werden in den einzelnen Komponenten Störgrößen eingeleitet. An den Antriebswagen treten dazu die Vorschubkräfte auf. Die Beschleunigung aller Komponenten im simulativen Verbund entlang des zu erwartenden Bewegungsprofils gilt es zunächst zu überprüfen. Es wird daher der Verlauf der Komponenten in z-Richtung betrachtet. Dieser Verlauf ist in Abbildung 7-1 dargestellt. Der im z-t-Diagramm dargestellte Verlauf der einzelnen Komponenten deckt sich mit dem erwarteten Sollverlauf. Die Position beginnt bei 0 m und nimmt einen quadratischen Verlauf bis auf 5 m innerhalb des simulierten Zeitbereichs 0 bis 0,5 s zu. Gleiches gilt für den

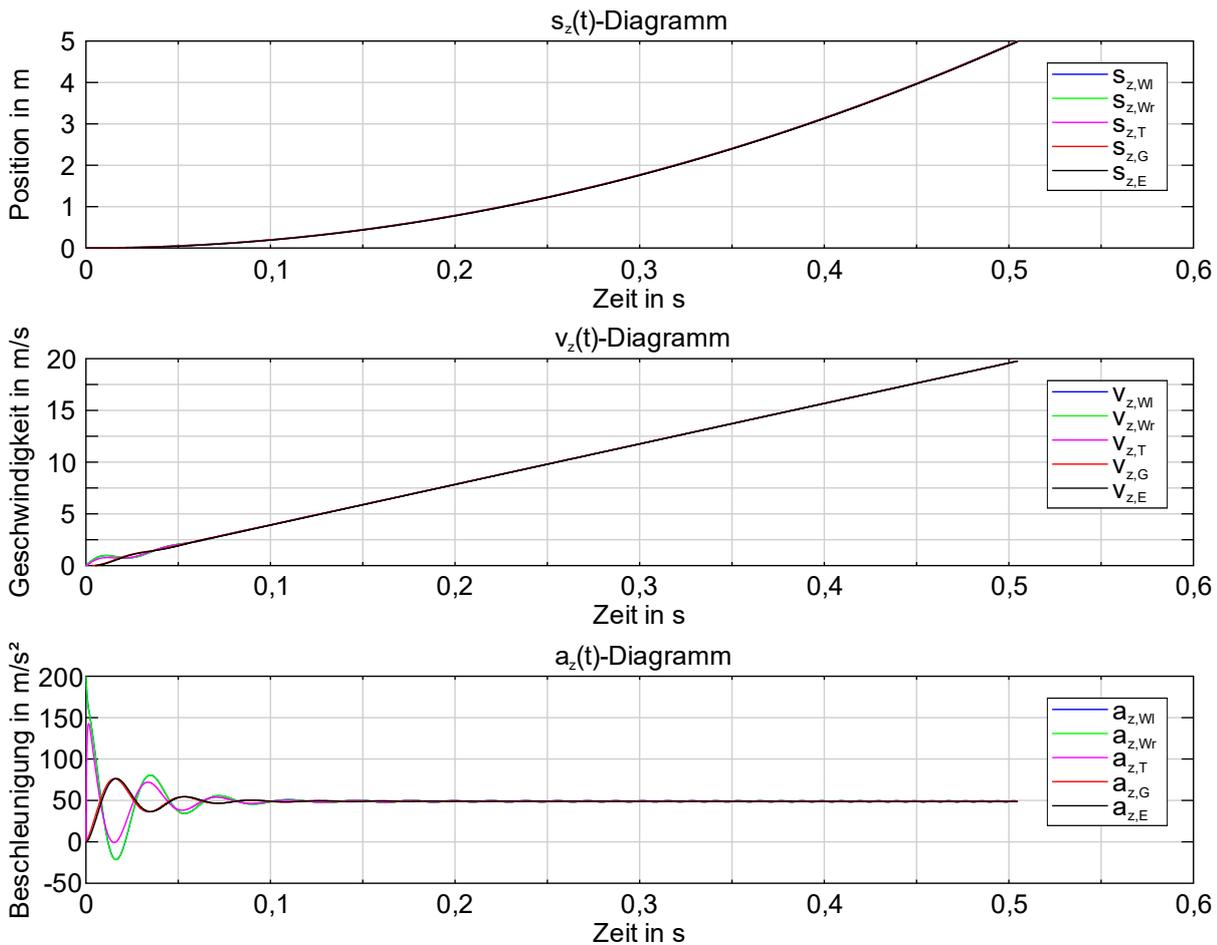


Abbildung 7-1: Simulierte Verläufe für die Position $s_{z,i}(t)$, die Geschwindigkeit $v_{z,i}(t)$ und die Beschleunigung $a_{z,i}(t)$ in z-Richtung

Geschwindigkeits-Zeit-Verlauf. Auch hier stimmt der berechnete mit dem erwarteten Verlauf überein. Die Geschwindigkeit beginnt bei 0 m/s und steigt linear für alle Komponenten auf das berechnete Maximum von 19,8 m/s. Dementsprechend zeigt auch der grundlegende Verlauf der Beschleunigung über der Zeit den erwarteten Verlauf. Die Beschleunigung ist danach konstant bei 49,05 m/s² (39,24 m/s² aus der beschleunigten Bewegung und 9,81 m/s² aus der Erdanziehungskraft). Im dargestellten Beschleunigungsverlauf ist erkennbar, dass die Antriebswagen eine Einfederung zu Beginn der Bewegung erfahren. Da die Anfangswerte der Simulation für die Position und die Geschwindigkeit aller Komponenten gleich null sind, aber bei der ersten Iterationschleife die nichtangetriebenen Komponenten zunächst ausschließlich der Erdgravitation ausgesetzt sind, entsteht ein Belastungsunterschied, bevor sich durch den mechanischen Verbund die Beschleunigung des Antriebs auswirkt. Dadurch treten scheinbar zunächst höhere Beschleunigungen an den Antriebswagen auf. In der Realität ist dies nicht der Fall, da sich bereits im Stillstand die Erdanziehungskraft auswirkt und die als mechanische Feder angenommene Struktur damit bereits vorgespannt hat. Mit dem „Vorspannen“ der Traverse klingt der Beschleunigungsverlauf auf die rechne-

risch angestrebten $49,05 \text{ m/s}^2$ ab. Dass die anschließende Beschleunigung nicht absolut konstant ist und leichte Schwingungen aufweist, ist bei genauer Betrachtung ebenso erkennbar, aber zumindest, was die z-Achse betrifft, weniger relevant.

Anders verhält es sich in x- und y-Richtung, wie Abbildung 7-2 über der Zeit und über der Position in z-Richtung für die x-Richtung darstellen. Die y-Richtung sowohl über der Zeit als auch über Position in z-Richtung ist zum Vergleich im Anhang A3.1 zu finden. In xy-Richtung sind Ausschläge im Bereich $1 \cdot 10^{-3} \text{ mm}$ bzw. $1 \text{ }\mu\text{m}$ erkennbar. Die Verläufe zeigen orts aufgelöst eine nahezu gleichbleibende Frequenz, was allerdings mit einer Zunahme der Frequenz über der Zeit verbunden ist. Im Auslenkungssignal sind außerdem viele erwartbare Charakteristiken erkennbar: Die Traverse folgt den Wagen und hat auch leichte Wechselwirkungen mit der Gondel. Deren Verlauf liegt dabei gemittelt zwischen dem linken und rechten Antriebswagen sowie der Gondel. Der Experimentträger folgt vollständig abhängig der Gondel und hat nahezu die gleichen Werte, was durch eine fehlende äußere Abstützung des Experiments in der Gondel verursacht wird. Der Träger hängt nur leicht dem Verlauf hinterher, was auf dem Vorhandensein von Dämpfungseigenschaften in der Gondel und im Experimentträger beruht. Die Hauptausschläge und deren Frequenz werden aus der Unwucht der

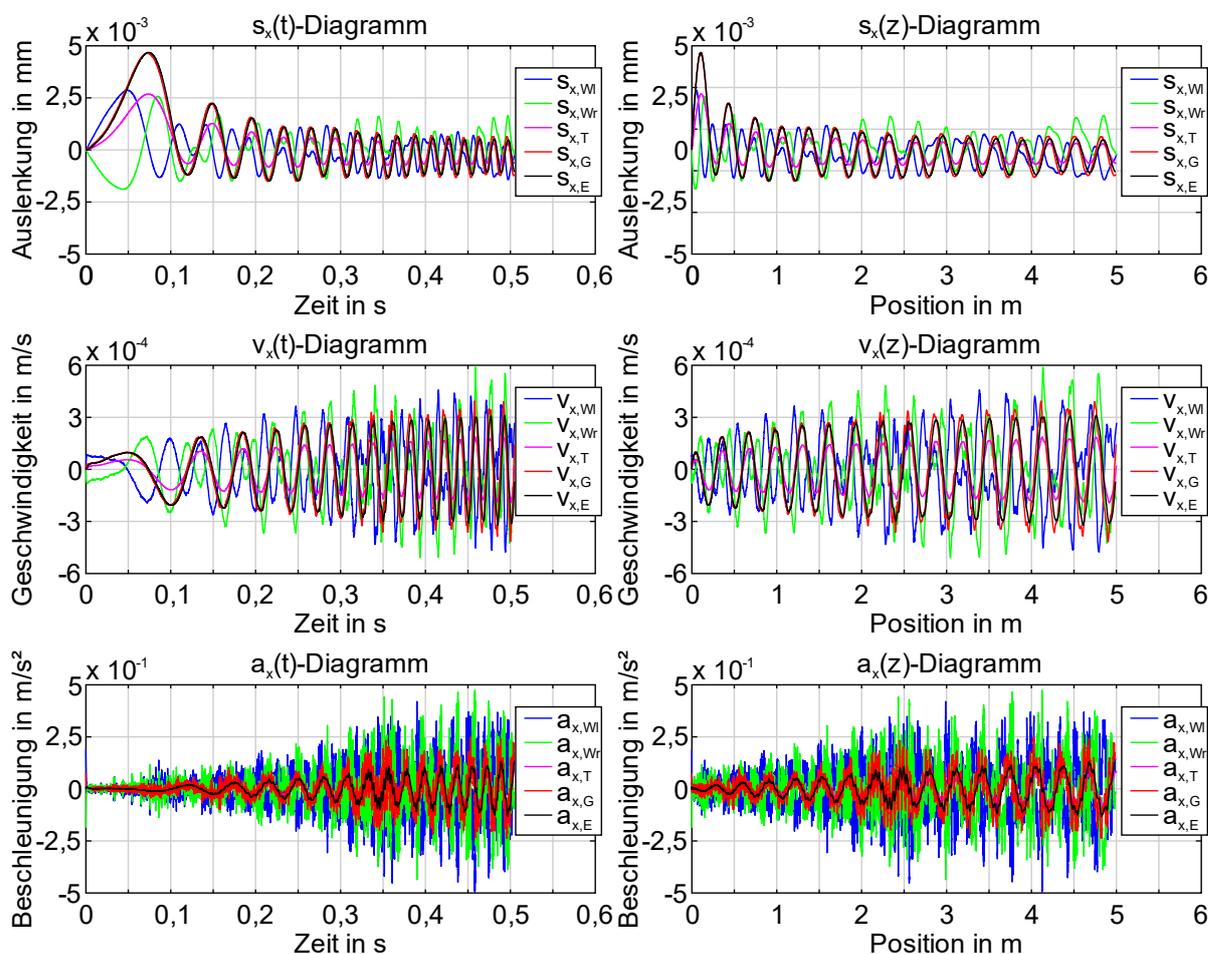


Abbildung 7-2: Simulierte Verläufe für die Position $s_{x,i}(t)$, die Geschwindigkeit $v_{x,i}(t)$ und die Beschleunigung $a_{x,i}(t)$ in x-Richtung sowie der gleichen Verläufe über der z-Position $s_{x,i}(z)$, $v_{x,i}(z)$ und $a_{x,i}(z)$

Rollenführung an der Gondel hervorgerufen, während diese an den Antriebswagen durch die Schwankungen aus der Polteilung der Antriebe mit annähernd doppelter Frequenz überlagert werden. Auch die Aerodynamikeinflüsse sind in der achsensymmetrischen Verschiebung zwischen den Wagen erkennbar (vgl. dazu den Verlauf des Aerodynamikeinflusses auf die Wagen in Anhang A2.3). Der für die Gondel berücksichtigte Aerodynamikanteil ist in x-Richtung aus Symmetriegründen null (vgl. in Anhang A2.1). Im Verlauf der Beschleunigungen werden vor allem die hochfrequenten Anteile der Rollenführung an den Antriebswagen und der Gondel deutlich sowie deren anteilige Weitergabe an die anderen Komponenten (vgl. Abbildung 6-16).

Werden die in Abbildung 7-2 sowie in Anhang A3.1 dargestellten Bewegungen der einzelnen Komponenten in einem 3D-Plot dargestellt, entstehen die Verläufe nach Abbildung 7-3. Aufgrund der periodischen Auslenkungen der Komponenten in x- als auch in y-Richtung, die hauptsächlich durch die Rollenunwucht und die Auswirkungen der Polteilung hervorgerufen werden, entstehen nahezu kreisförmige Verläufe um die vertikale Achse (Abbildung 7-3a). Hier ist erkennbar, dass die Gondelbewegung gleichförmiger in vertikaler Richtung verläuft als die der beiden Wagen. Ein Grund dafür ist die tangentielle Anordnung der Rollen an der Gondel und der im Vergleich dazu ungünstigeren Anordnung in xy-Richtung mit einer unterschiedlichen Anzahl angebrachter Rollen am Wagen. Auch hier zeigt sich ein gemittelter Verlauf der Traverse zwischen den beiden Antriebswagen auf der einen und der Gondel auf der anderen Seite. Im Geschwindigkeitsverlauf (Abbildung 7-3b) zeigt sich ein ähnliches Bild: Alle Bauteile bewegen sich auf annähernd kreisförmigen Bahnen um die vertikale Achse. Große Unterschiede sind hier generell nicht erkennbar. Im Beschleunigungsverlauf (Abbildung 7-3c) sind ausschließlich die den hochfrequenten Anregungen der Laufrollen ausgesetzten Komponenten (beide Wagen in Grün und Blau sowie die Gondel in Rot) erkennbar. In den Verläufen der Traverse und des Experimentträgers sind die Ausschläge geringer, wie auch die folgende Aufschlüsselung der Beschleunigungen nach den Komponenten und Achsrichtungen über der Zeit in Abbildung 7-4 zeigt.

Generell wird zur achs- und komponentenweisen Betrachtung eine Unterscheidung nach xy- und z-Achse vorgenommen. Die Beschleunigung in z-Richtung übertreffen die in xy-Richtung um ein Vielfaches, sodass deren Verhalten nicht im gleichen Diagramm sinnvoll dargestellt werden kann. Die Verläufe in xy-Richtung aller Komponenten weisen ein gleiches Verhalten auf. Es zeigt sich aber auch hier, dass der Einfluss durch die Rollenführung, wie auch in Abbildung 7-2 dargestellt, dominiert. Bei genauere Betrachtung der maximalen Amplituden wird ein Verhältnis zwischen denen der Wagen und der Traverse von zirka 5:1 deutlich. Zwischen der Traverse und der Gondel beträgt dieses mit etwa 1:3 einem annähernd invertierten Verhältnis des Wagen-Traversen-Einflusses. Das Verhältnis zwischen Gondel und Experiment beträgt

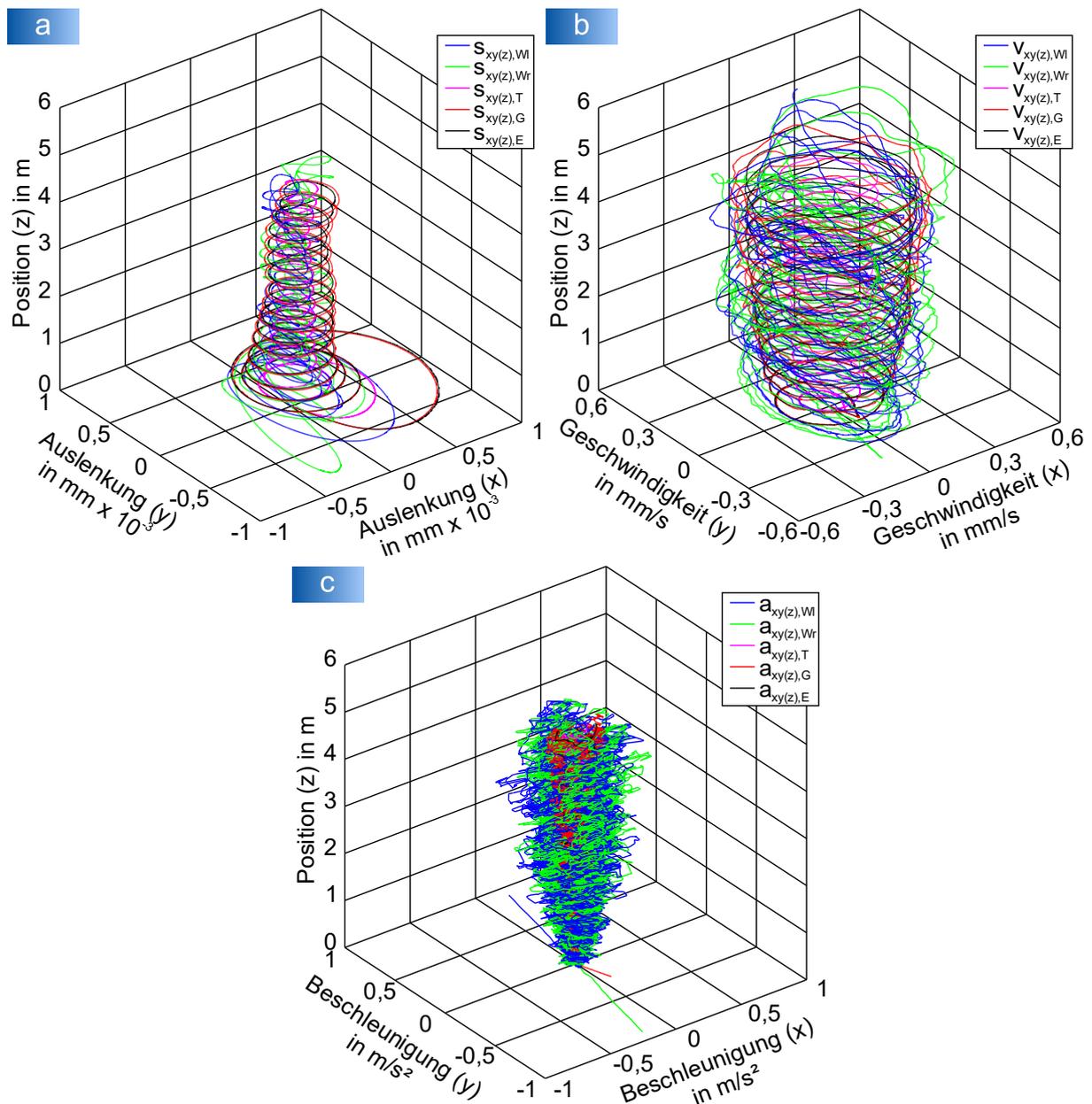


Abbildung 7-3: Simulierte Bewegung der fünf Komponenten, a) Auslenkung in x - und y -Richtung über der Position in z -Richtung, b) Geschwindigkeit in x - und y -Richtung über der Position in z -Richtung, c) Beschleunigung in x - und y -Richtung über der Position in z -Richtung

ungefähr 2:1. Aus diesen Verhältnissen lassen sich etwa die Größen der gegenseitigen Einflüsse für weitergehende Betrachtungen ableiten. Die abgebildete Beschleunigung in z -Richtung zeigt das Verhalten, welches schon in Abbildung 7-1 beschrieben ist. An den Antriebswagen beginnt die Wirkung der durch die Antriebe hervorgerufenen Beschleunigung in z -Richtung und nacheinander folgen die Traverse, die Gondel und schließlich das Experiment.

Für die weitere Betrachtung einzelner Effekte auf die Anregung des Experiments sind die auftretenden Beschleunigungen im Frequenzbereich detailliert zu analysieren. Daher wird im Folgenden in Abbildung 7-5 zunächst ein Spektrogramm der Beschleunigungswerte in x -Richtung y mit dem zeitlichen Verlauf der auftretenden Frequenzanteile

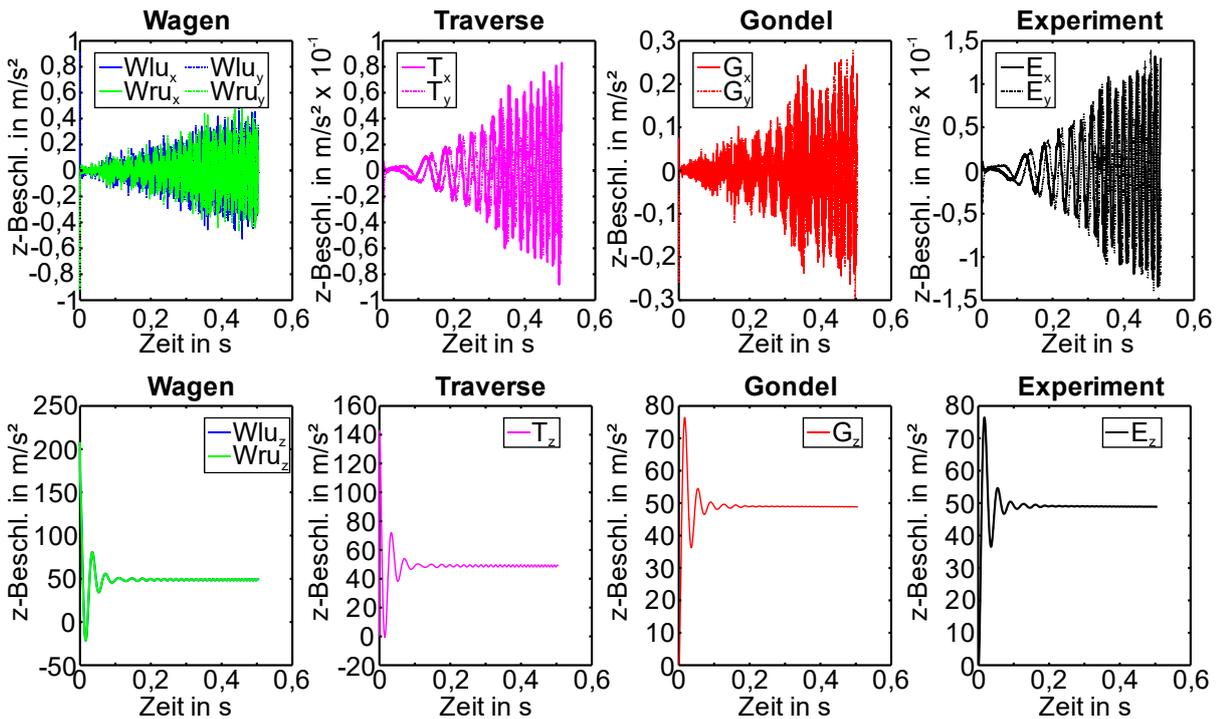


Abbildung 7-4: Komponentenweise Darstellung der Beschleunigungsverläufe jeweils in xy -Richtung sowie separat in z -Richtung über der Zeit (Achtung: unterschiedliche Achsskalierungen)

in infinitesimalen Zeitabschnitten dargestellt. Das Spektrogramm sowohl der y -Achse als auch der z -Achse werden im Anhang A4.1 und A4.2 ergänzt. Zur Vergleichbarkeit mit anderen Auswertungen sind die y -Achsen des Spektrogramms auf den Bereich von 0 bis 5.000 Hz limitiert. Die bei der Erstellung dieser Diagramme zugrunde gelegten Berechnungsverfahren der PSD und des Spektrogramms werden in Kapitel 8.2.3 dargestellt.

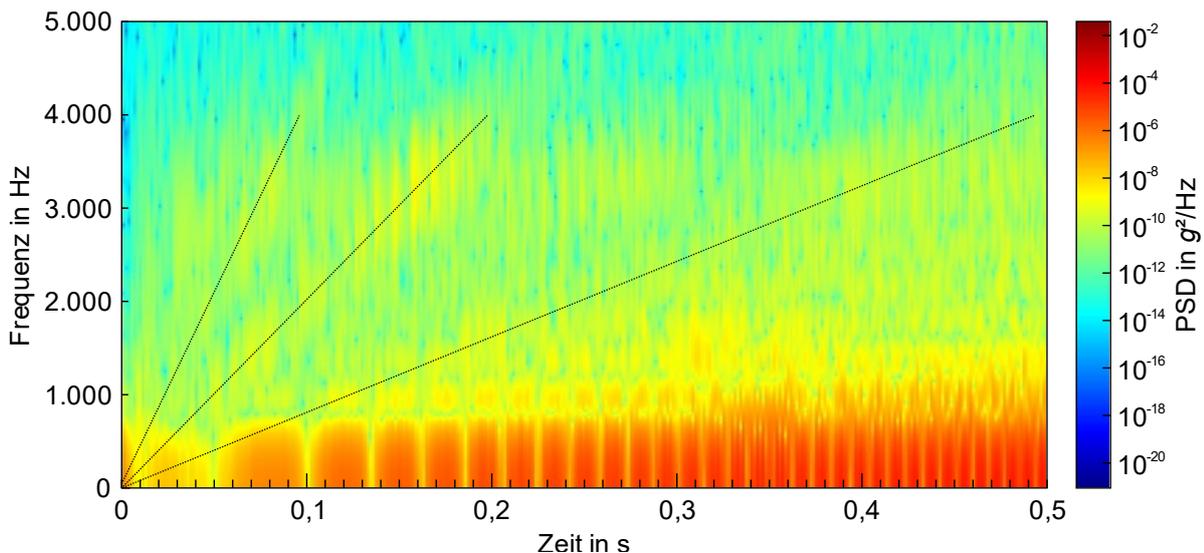


Abbildung 7-5: PSD über der Zeit und der Frequenz der simulierten Beschleunigung des Experimentträgers in x -Richtung $a_{E,x}$ ($f_s = 198.118$ Samples/s, $n_{FFT} = 50.000$, $\Delta f = 198,12$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$), Abkürzung: PSD – spektrale Leistungsdichte (engl.: power spectral density)

Bei der Betrachtung des Spektrogramms zeigt sich eine Anregung über das gesamte dargestellte Spektrum, allerdings lassen sich die größten Anteile der Schwingungen im Bereich < 800 Hz ausmachen. Das ist auf verschiedene Effekte aus den Schwingungen der Rollenführung zurückzuführen. Ab etwa $T+0,3$ lassen sich einige Frequenzen im Bereich der 1.000 Hz erkennen, die sich im Folgenden deutlicher ausprägen. Ein ähnliches Verhalten zeigen bereits die xy -Verläufe in Abbildung 7-2 und Abbildung 7-4, hervorgerufen durch die Rollenführung, wie auch schon in Abbildung 6-16 erkennbar. Dies lässt auf eine Eigenfrequenz der Rollen in deren Wechselwirkung mit der Führungsschiene schließen. Aber auch in den höheren Geschwindigkeiten steigen die Frequenzen (markierte in Gelb linear steigende Bereiche). Darin zeigte sich schon in den vorherigen Auswertungen eine Geschwindigkeitsabhängigkeit der Ausschläge hin zu sehr hohen Frequenzen. Einen wesentlichen Anteil daran haben die Schwingungen aus der Rollenführung. Deren Anregung ist deutlich schwächer ausgeprägt als in der Gondel, an der die Rollenführungen angreifen und die die Schwingungen über die Gondelstruktur und die Füße des Trägers in das Experiment weiterleiten, wie bereits Abbildung 7-4 darstellt. Hierfür spielen die Feder-/Dämpfereigenschaften eine wesentliche Rolle. Auch der Vergleich dieses Spektrogramms mit dem Messdatenverlauf des Laufrollenprüfstands (vgl. Abbildung 6-17) zeigt, dass die hier auftretenden Frequenzen moderater sind, sich prinzipiell aber in einem ähnlichen Verhalten ausdrücken. Eine Aussage über die exakten Frequenzanteile der Anregung lässt sich anhand dieser Analysen nicht treffen. Es wird hier der Zeitbereich von einer halben Sekunde betrachtet. Die FFT-Analyse des Spektrogramms hat zwar eine zeitliche Auflösung von 198.118 Samples/s zur Verfügung, allerdings führt das im kleinen betrachteten Zeitbereich lediglich zu einer Auflösung von 198,12 Hz. Daher ist eine weiterführende Analyse der Simulationenwerte eines längeren Zeitbereichs per FFT sinnvoll (siehe Abbildung 7-6). Auch deren Ergebnis hat einen großen Wertebereich von bis zu 100 kHz, kann aber in dem im Folgenden betrachteten Zeitraum von 0,1 s (letzte Zehntelsekunde der Beschleunigungsphase) eine Auflösung von 6,05 Hz erreichen und damit ein präziseres Bild der Frequenzanteile liefern.

Ausgewertet wird hier die letzte Zehntelsekunde der Beschleunigungsphase. Eine Voraussetzung bei der Erstellung einer FFT ist, dass es sich um ein zeitdiskretes, periodisches Signal handelt. Da die räumliche Geschwindigkeit des Experiments nicht konstant ist und sich damit die Frequenzen der einzelnen geschwindigkeitsabhängigen Einflüsse laufend steigern, sind die ermittelten Frequenzen der charakteristischen Amplituden der FFTs stets ein Mittelwert im betrachteten Geschwindigkeitsbereich. Aufgrund des Nichtvorhandenseins von Amplituden oberhalb von 5 kHz wird der dargestellte Bereich auf Frequenzen von 0 bis 5.000 Hz begrenzt.

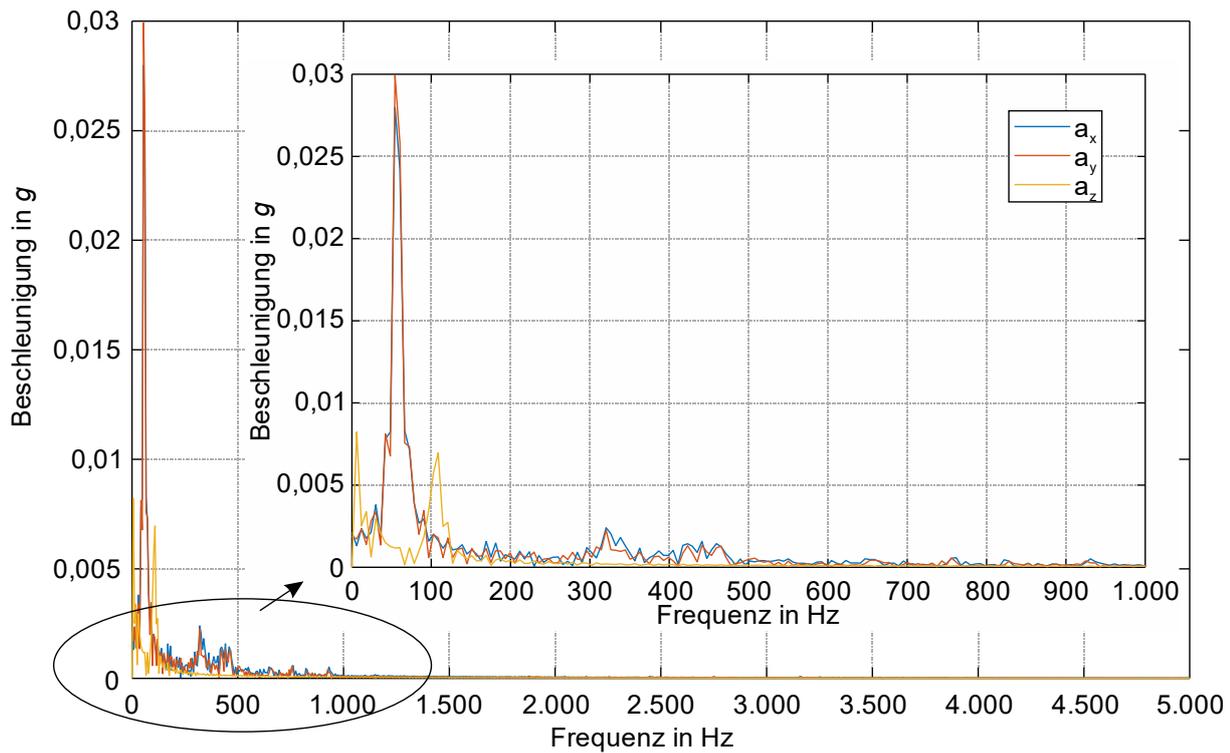


Abbildung 7-6: FFT der letzten Zehntelsekunde der Beschleunigungsphase, äußeres Diagramm: Auflösung der Frequenz im Bereich von 0 Hz bis 5.000 Hz, inneres Diagramm: Auflösung der Frequenz im Bereich von 0 Hz bis 1.000 Hz, Abkürzung: FFT – schnelle Fourier-Transformation (engl.: fast Fourier transformation)

Das Diagramm zeigt in xy-Richtung den größten Ausschlag, welcher bei 54,5 Hz liegt und damit in etwa der Unwuchtfrequenz der Laufrollen entspricht. Weitere charakteristische Werte sind 320 Hz, 423 Hz, 441 Hz und 465 Hz. Aber auch die zuvor dem Spektrogramm (vgl. Abbildung 7-5) entnommene Frequenz im Bereich um die 1.000 Hz ist bei etwa 930 Hz erkennbar. Deren Herkunft kann aus mehreren Einflussfaktoren resultieren. Der größte Anteil kommt sicherlich wieder aus der Rollenführung, aber auch Kombinationen mit Eigenfrequenzen der Komponenten sind relevant. In z-Richtung liegt der größte Ausschlag bei 109 Hz. Das entspricht der doppelten Unwuchtfrequenz, was auf eine Einkopplung der x- und y-Komponente in die z-Achse hindeutet. Gleichzeitig deckt sie sich aber auch in etwa mit der Frequenz aus der Polteilung der Antriebe. Allerdings stimmt diese auch mit der vorherrschenden Frequenz der Schwingbewegung der Vertikalbeschleunigung (vgl. Abbildung 7-4) überein. Dies spricht für die Einfederung der Koppelstange und der Traverse sowie deren Auswirkung auf alle Bauteile in vertikaler Richtung. Hier wird von einer Kombination aller drei Effekte ausgegangen. Im Modell der Koppelstange tauchen ebenso die xy-Komponenten der Gondel und der Traverse in den Formeln zur Berechnung der Beschleunigung in z-Richtung auf, sodass sich dadurch die wechselseitige Beeinflussung auf diese Weise durchsetzen kann.

7.3 Fazit

Aus den zuvor dargestellten Auswertungen und anhand einer dazu parallel durchgeführten Parameterstudie, in der einzelne Materialparameter und Eigenschaften variiert worden sind, sind folgende Ergebnisse des simulierten MKMs festzuhalten:

- Die Federsteifigkeit und die Dämpfung der Koppelstange sind maßgebend dafür, ob die Störeinflüsse aus dem Antrieb in die Gondel und den Experimentträger einkoppeln oder ob die Gondel mit dem Experimentträger quasi eine eigene Baugruppe bildet. Außerdem koppeln durch deren Schrägstellung Komponenten der in xy-Richtung auftretenden Frequenzen in die z-Achse ein.
- Der größte Anteil der breitbandigen Anregung ist auf die Rollenführung zurückzuführen. Die auftretenden Frequenzen steigen proportional zur Geschwindigkeit. Bei der Endgeschwindigkeit treten eine Frequenz von 63,66 Hz, bezogen auf eine mögliche Unwucht und höhere Frequenzen im vollen Spektrum bis > 5.000 Hz für die Abrollgeräusche und weiterer Bauteile der Laufrolle, auf.
- Die Einflüsse aus der Aerodynamik sind nur geringfügig erkennbar. Es sind keine hochfrequenten Anteile messbar. In einer sich nicht periodisch ändernden, gleichförmigen Beschleunigung (DC, engl: direct current, häufig in Anlehnung an die Kennzeichnung von Gleichspannung verwendet) lässt sich lediglich der dargestellte Verlauf wiedererkennen.
- Die Polteilung des Antriebs ist nachweisbar und mit den Frequenzanteilen aus den im Modell durch die Unwucht der Laufrollen entstehenden vergleichbar. Die dabei auftretende Frequenz beträgt bei Endgeschwindigkeit 120 Hz.

Sowohl die zum Teil geschwindigkeitsabhängigen Ausschläge der Beschleunigung als auch die Auflösung der FFTs in diesem kleinen betrachteten Zeitraum wirken sich für eine tiefgreifendere Analyse negativ aus. Daher wird im Folgenden die hier betrachtete Anregung im Rahmen erster Funktionstests weiter analysiert.

Kapitel 8

Erste Funktionstests

Um die theoretisch auftretende Anregung des Experiments bzw. des Experimentträgers (Ergebnis aus Kapitel 7.2) mit realen Experimentdaten vergleichen zu können, wird die Anregung eines experimentellen Aufbaus während der Versuchsdurchführung im *Einstein-Elevator* untersucht. Dabei werden die auftretenden Vibrationen während der Beschleunigungsphase aufgenommen und mit denen aus Kapitel 7.2 verglichen. Da sich zum Zeitpunkt der Erstellung dieser Arbeit die Anlage noch im Aufbau befindet, ist noch kein Experiment direkt auf einem Experimentträger und in der später vorgesehenen Vakuumatmosphäre durchführbar. Der vorrangig für die Inbetriebnahme des Antriebs entwickelte Experimentträger ist nicht schwingungsoptimiert aufgebaut. Dieser ist einzig dazu konzipiert, schnell und flexibel die Masse für unterschiedliche Parameter tests der Antriebssteuerung verändern zu können und den geometrischen Randbedingungen im Inneren der Gondel zu genügen. Um dennoch eine Aussage der Anregung während der Beschleunigungsphase im Vergleich zu den zuvor aufgeführten theoretischen Betrachtungen anstellen zu können, wird ein Freeflyer-Aufbau eingesetzt. Dieser wird auf dem vorhandenen Experimentträger platziert und gemeinsam mit diesem während der Beschleunigungsphase von den äußeren Komponenten angeregt. In der Freifallphase löst sich der Freeflyer-Aufbau, um frei von äußeren Verbindungen zu schweben. Damit wird die „weiche“ und schwingungsanfällige Struktur des vorläufigen Experimentträgers in der sensiblen Phase des freien Schwebens außen vorgehalten und in den Auswertungen nicht berücksichtigt. Auf die weiteren Schritte hin zu einem Regelbetrieb in der Anlage mit einem schwingungsoptimierten Experimentträger wird im Ausblick am Ende von Kapitel 9 weiter eingegangen.

Das Freeflyer-Experiment wird während der Inbetriebnahme des Antriebs durchgeführt. Es sind mehrere Flüge aufgenommen worden. Die Experiment-ID des hier ausgewerteten Fluges ist *2020-01-07UTC14-10-43, Flight 472*. Der Experimentträger wird dafür in der Gondel positioniert und ein 0 g-Parabelflug durchgeführt. Die Messergebnisse der Gondelbewegung, die Experimentträgermesswerte sowie die Messwerte des Freeflyers werden im Anschluss dargestellt und ausgewertet.

8.1 Experimentvorbereitung

Die Versuchsvorbereitung umfasst die Anpassung des Experimentträgers. Der Freeflyer-Aufbau benötigt ausreichend Raum, um sicher und störungsfrei im Experimentträger frei zu schweben. Nach der Endmontage des experimentellen Aufbaus wird der Experimentträger austariert, sodass durch eine ungleichmäßige Massenverteilung keine Störeinflüsse entstehen.

8.1.1 Experimenteller Aufbau

Der Freeflyer dient der Aufnahme des Beschleunigungsprofils während des freien Falls, ohne dabei eine physische Verbindung zum Experimentträger aufzuweisen. Dieser muss dafür autark arbeiten. Dazu besitzt er einen Beschleunigungssensor, eine Messkarte zur Digitalisierung des analogen Messsignals, einen Buskoppler zur automatisierten Weitergabe der Messwerte, einen kompakten Industrie-PC zur Speicherung und einen Energiespeicher sowie einen Spannungswandler zum Betrieb des Systems auf einer Montageplatte. Der Aufbau des Freeflyers ist in Abbildung 8-1a dargestellt. Der PC wird außerdem zur Steuerung der Messwertaufnahme und der Kommunikation via Wlan über das Experimentträgersnetzwerk mit dem Kontrollraum eingesetzt. Die Spezifikationen des Beschleunigungsaufnehmers werden in Kapitel 8.2.2 zusammengefasst.

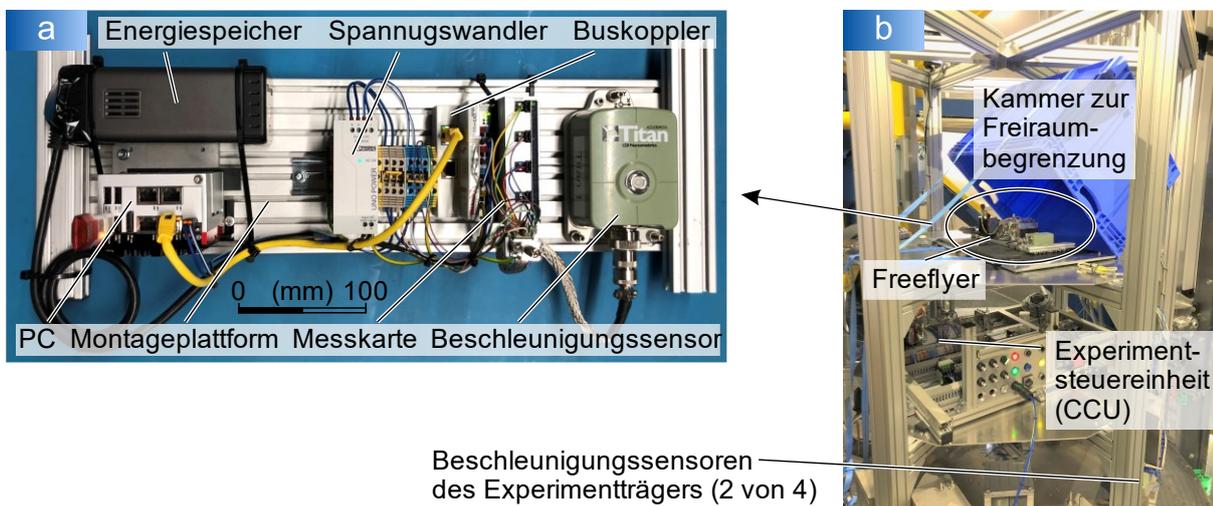


Abbildung 8-1: Freeflyer im Einstein-Elevator, a) Aufbau des Freeflyers, b) Freeflyer im vorläufigen Experimentträger mit einer Kammer (blaue Kiste) zur Begrenzung des Freiraums im Fehlerfall

Der vorläufige Experimentträger wird für die Aufnahme des Freeflyers vorbereitet. Auf einer freien Ebene wird eine Elastomerunterlage platziert. Auf dieser wird der Freeflyer-Aufbau mittig abgelegt (siehe Abbildung 8-1b). Die Unterlage dient dem sanften Aufsetzen des Freeflyers nach dem Freiflug im Träger. Aber auch das Abheben des Freeflyers wird durch ein Einfedern dieser Unterlage in der Beschleunigungsphase

hervorgerufen. Während der Beschleunigungsphase wird der Freeflyer durch sein Gewicht auf die Unterlage gepresst, wodurch die leicht einfedert. Im Moment des Beschleunigungsübergangs von 5 g auf 0 g federt sie wieder aus und beschleunigt den Freeflyer-Aufbau ausreichend, sodass er über der Unterlage schwebt. Sollte es zu einem Fehlerfall kommen, könnte der Freeflyer selbst zu Schaden kommen, aber auch den Experimentträger und die Gondel beschädigen. Daher wird eine Kammer in Form einer großen Kiste über dem Freeflyer platziert. Sie begrenzt zur Sicherheit den möglichen Freiraum, ohne den Experimentablauf zu beeinflussen.

Während der Versuchsdurchführung werden Messdaten aus drei voneinander unabhängigen Quellen aufgezeichnet:

1. PMU (auf der Traverse): Es werden die Positions- und Beschleunigungsdaten der Gondel aufgenommen. Im Inneren der Gondel wird durch die vier LTS der Abstand zum Experimentträger gemessen (drei für die Bestimmung der Ebene und einer zur Kontrolle). Außerdem ermittelt die PMU die Systemzustände der Steuerung, wie die Zustände der USV-Einheit und die Ladezustände der Batterien, sowie weitere Umgebungsvariablen an der Gondel, wie Temperaturen und den Luftdruck im Gondelinneren.
2. CCU (im Experimentträger): Es werden zwei Beschleunigungssensoren zur Bewegungsaufzeichnung mit grober Auflösung und zwei Beschleunigungssensoren zur Messung der Schwerelosigkeit mit hoher Auflösung an zwei unterschiedlichen Positionen des Trägers eingesetzt. Außerdem werden weitere Sensoren für die Messung der Temperatur an mehreren Stellen des Trägers sowie der Luftfeuchtigkeit und des Luftdrucks im Trägerinneren installiert. Die Zustände der USV-Einheit und weitere Systemparameter, wie die Schnittstellen zu experimentellen Aufbauten, werden ebenso erfasst.
3. Freeflyer (wie oben dargestellt): Es wird ausschließlich ein dreiachsiger Beschleunigungsaufnehmer mit hoher Auflösung eingesetzt.

Die Beschleunigungssensoren aus den drei Systemen Gondel, Experimentträger und Freeflyer sind an verschiedenen Positionen angeordnet. Dadurch sind die Messergebnisse mit der Simulation abgleichbar. Die Beschleunigungssensoren an der Gondel sind, wie in Abbildung 4-3 dargestellt, außen am Gondelunterteil angebracht. Im Experimentträger sind zwei Sensoren unterschiedlicher Auflösung auf der untersten und die anderen beiden in der obersten Ebene angebracht. Um später auch eine Verdrehung messbar zu machen, ist bei diesen keine Achse parallel ausgerichtet oder aufeinanderliegend. Im Freeflyer ist der Beschleunigungssensor auf der gewichtsausgeglichene Montageplattform befestigt. Die Ergebnisse der Versuchsdurchführung werden nach der Beschreibung des Austarierprozesses des Trägers im folgenden Kapitel dargestellt.

8.1.2 Ergebnis des Austarierens

Nach dem Austarieren des Experimentträgers kommt es auf zwei Aspekte an: Zum einen gilt es das Gesamtgewicht für jeden Aufbau möglichst exakt auf $m_E = 1.000$ kg aufzulasten, um mit dem hier voreingestellten Parametersatz des Antriebs vergleichbare Ergebnisse zu erzielen. Auch wenn die Gesamtmasse für den Antrieb nicht zwingend 1.000 kg betragen muss, sondern dem Antrieb als Parameter vorgegeben werden kann, wird hier mit der Maximalmasse geflogen, da dies bei der Untersuchung die Grenzen der Möglichkeiten der Anlage aufzeigt. Und zum Zweiten sollte der Schwerpunkt in der xy-Ebene möglichst im Zentrum des Trägers liegen, um eine gleichmäßige Belastung der drei Experimentträgerfüße zu gewährleisten. Das ist vor allem im Übergang von der Beschleunigung zum Schweben essenziell, damit die Füße bei der Entspannung im gleichen Maße ausfedern und nicht zu einem Drehimpuls führen.

Das Gesamtgewicht und die Lage des Schwerpunkts werden mit drei Kraftaufnehmern bestimmt, die auf einem Gestell montiert und mit Kugelköpfen ausgestattet sind, vergleichbar mit dem Ausrichtsystem des Experimentträgers in der Gondel (vgl. Kapitel 4.5, Seite 58). Die Kräfte werden mit dem Schwerwert in der Versuchsvorbereitung 500 mm über dem Boden zu $g = 9,812649$ m/s² bestimmt. Das ergibt sich aus einer Messung des *Instituts für Erdmessung (IFE)* der *LUH* mit einem Absolutgravimeter *FG5X-220* im Mai 2019 und der Reduktion um die Höhe des Gravimeters auf die Austariereinrichtung in der Versuchsvorbereitung. Der Einfluss der Gebäudemassen am Messpunkt und in der Versuchsvorbereitung sowie die jährlichen Schwereänderungen aufgrund der Hydrologie liegen im Rahmen einiger 0,1 $\mu\text{m/s}^2$. Die letzte angegebene Ziffer wird durch die Erdzeiten beeinflusst, was von den Kraftaufnehmern aber nicht aufgelöst werden kann. Das Startgewicht m_E des Experimentträgers ergibt sich damit zu:

$$m_E = \sum_1^3 F_i \cdot g \quad (8-1)$$

Zur Feinjustage des Schwerpunkts wird die Position des Schwerpunkts (x_S, y_S) in der xy-Ebene berechnet. Dafür wird ein Gleichgewicht zwischen der Gesamtkraft und den Einzelkräften mit ihrem jeweiligen winkelabhängigen Einfluss gemäß folgender Formel berechnet:

$$\begin{bmatrix} x_S \\ y_S \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-F_1 \cdot \cos(30 \cdot \pi/180) + F_2 \cdot \cos(30 \cdot \pi/180)}{\sum_1^3 F_i} \\ \frac{-F_1 \cdot \sin(30 \cdot \pi/180) - F_2 \cdot \sin(30 \cdot \pi/180) + F_3 \cdot \sin(90 \cdot \pi/180)}{\sum_1^3 F_i} \end{bmatrix} \quad (8-2)$$

Der Experimentträger ist gemeinsam mit dem Freeflyer auf die Kraftwerte $F_1 = 3.269,04$ N, $F_2 = 3.270,43$ N und $F_3 = 3.268,73$ N justiert worden. Dies ergibt ein rechnerisches Gesamtgewicht von $m_E = 999,546$ kg und eine Schwerpunktlage von $x_S = 0,086$ mm und $y_S = -0,071$ mm.

8.2 Durchführung und Ergebnisse

Der Experimentträger wird von der Versuchsvorbereitung in die Gondel transportiert. In der Gondel wird bei diesen Experimenten zunächst auf ein Vakuum verzichtet, da die Hardware des Inbetriebnahmeträgers nicht vakuumtauglich aufgebaut ist. Der Experimentträger steht unverschraubt auf dem Gondelboden und wird vom Kontrollraum per Ethernet ferngesteuert. Im Kontrollraum wird von den Anlagenbedienern das Fahrprofil ausgewählt und die Startsequenz mit einem Systemcheck eingeleitet. Mittels Zwei-Personen-Bedienung wird anschließend der Start freigegeben.

8.2.1 Fahrprofil

Als Fahrprofil ist der Parabelflugmodus aus der unteren Startposition mit dem 0 g-Profil und schwebendem Experimentträger ausgewählt. Die Experimentmasse wird mit 1.000 kg berücksichtigt. Zu Beginn der Versuchsdurchführung beschleunigt der Antrieb die Gondel auf 20 m/s und regelt ab dem Erreichen der Endgeschwindigkeit den Abstand zwischen Gondelboden und Experimentträgerfüßen während der Auf- und Abwärtsbewegung im Turm, bevor die Gondel wieder abgebremst an der Startposition zum Stillstand kommt. Die Bewegung der Gondel ist in Abbildung 8-2 dargestellt.

Die erkennbare Abweichung von Soll- und Istgeschwindigkeit in der Beschleunigungsphase zeigt, dass der Antrieb die Endgeschwindigkeit geringfügig schneller erreicht als die theoretische Sollvorgabe. Anschließend folgt das Abheben des Trägers im Gondelinneren, was zu einer kurzzeitigen Unterschreitung der Sollgeschwindigkeit führt. Der anschließende Verlauf während des Parabelflugs zeigt das präzise Einhalten der Sollkurve, sodass die Sollhöhe exakt erreicht wird. Kurz vor der Abbremsphase beginnt die Annäherung des Trägers, was durch ein Abbremsen der Gondel erreicht wird. Da die Gondel bereits abgebremst worden ist, ist die maximale Geschwindigkeit in negativer Richtung geringer als beim Start.

Die Verläufe der Beschleunigung in vertikaler Richtung weisen einen zu der Geschwindigkeitskurve plausibel passenden Verlauf auf. Die maximal auftretenden Beschleunigungen sind mit 6,5 g während der Abbremsphase beim Einfahren der Unterkante in die Wirbelstrombremse leicht und nur sehr kurzzeitig über der Sollvorgabe von 5 g. Die Beschleunigungen während der Start- und Abbremsphase sind allerdings nicht konstant, sondern zeigen ein Schwingungsverhalten. Das zeigt die Elastizität dieses

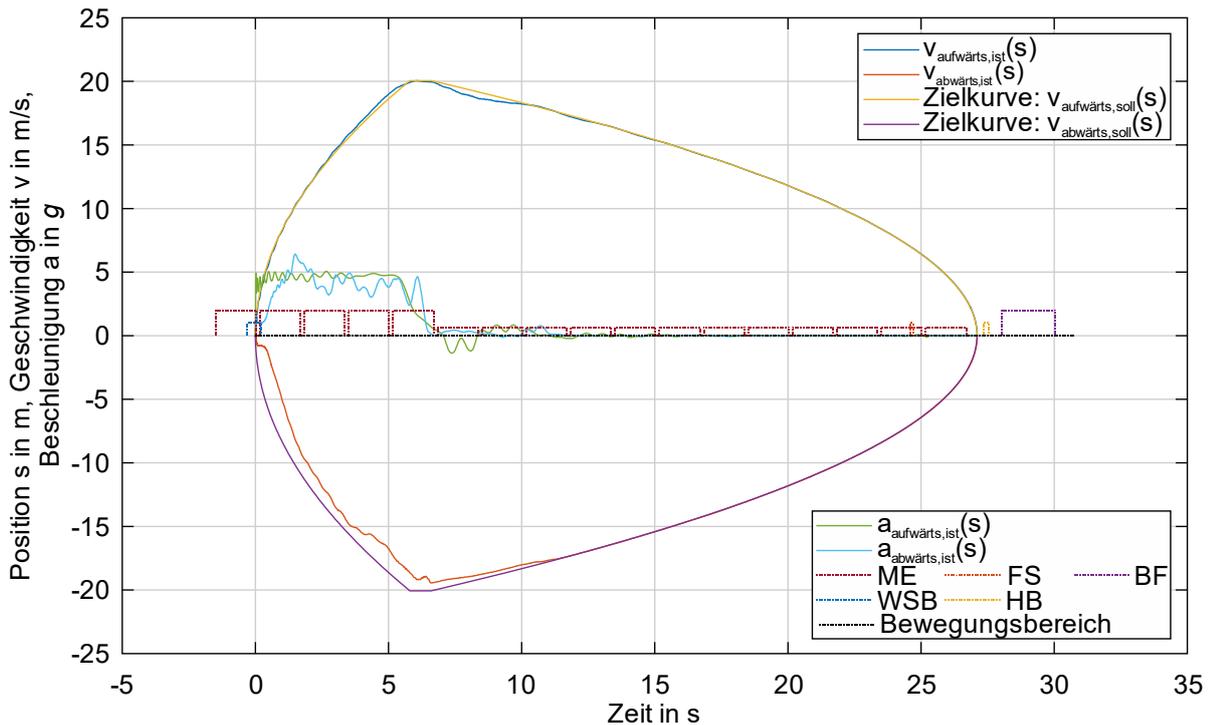


Abbildung 8-2: Bewegungskurve der Gondel mit Geschwindigkeit, Sollgeschwindigkeit und Beschleunigung über der Position (50 Hz gefiltert) sowie Motorelemente (ME), Wirbelstrombremse (WSB), Fallsicherung (FS), Haltebremsen (HB), Bremsfinnen (BF) und der Bewegungsbereich der Antriebswagen

Mehrmassenschwingers, weswegen die Untersuchungen dieser Arbeit notwendig sind. Eine weitere Auswertung der Beschleunigungsverläufe erfolgt im nächsten Kapitel gemeinsam mit den Beschleunigungsdaten der anderen Messsysteme.

Der Verlauf der Gondel während des vertikalen Parabelflugs wird durch die Schweberegulierung des Antriebs kontrolliert. Den Verlauf des Abstands zwischen dem Gondelboden und den Experimentträgerfüßen zeigt Abbildung 8-3.

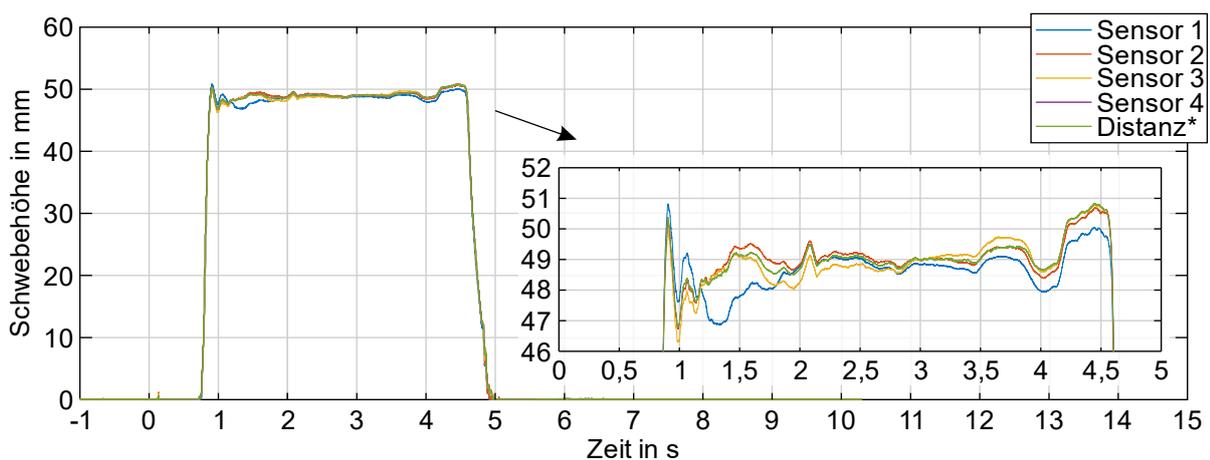


Abbildung 8-3: Schwebehöhe der Experimentträgerfüße über dem Gondelboden während der Versuchsdurchführung mit Zoom-Ausschnitt zur Vergrößerung der Bewegung relativ zur Sollschwebehöhe von 50 mm

Nach der Startphase stellt sich aufgrund der Sollvorgabe in der Schweberegulierung ein Abstand von 50 mm ein. Dies geschieht innerhalb von 150 ms. Erkennbar sind kleine Überschwinger beim Abheben, da der Abstand möglichst schnell eingestellt sein soll.

Außerdem ist ein *Ausholen* vor dem Beginn des Annäherns sichtbar. Das dient ebenso dem schnelleren Ablauf. Die vier Sensoren zeigen nur sehr geringe Abweichungen zueinander. Die aus diesen Daten berechnete mittlere Distanz ist in Grün eingezeichnet. Sobald der Träger vom Gondelboden abgehoben ist, schwebt er während der Auf- und Abwärtsbewegung bis zum Wiederaufsetzen losgelöst in der Gondel. Die Vibrationen der Gondel und deren Auswirkung auf die weiteren Komponenten werden im folgenden Unterkapitel betrachtet.

8.2.2 Aufgenommene Beschleunigungsdaten

Die Beschleunigungen von Gondel, Experimentträger und Freeflyer werden durch zwei unterschiedliche Sensortypen mit unterschiedlichen Auflösungen aufgenommen. An der Gondel wird deren Bewegung ausschließlich mit einem MEMS-Sensor der Fa. *Kistler* ermittelt. Er besitzt einen größeren Messbereich bei gleichzeitig geringerer Auflösung im Vergleich zu den im Experimentträger und im Freeflyer zusätzlich verbauten *Titan Accelerometer*-Sensoren der Fa. *Nanometrics*, welche auf dem Prinzip einer Kraftwaage mit kapazitivem Wegaufnehmer basieren. Die *Titan*-Sensoren werden an zwei Positionen im Experimentträger zusätzlich zu zwei *Kistler*-Sensoren und im Freeflyer eingesetzt, um im Freifallbereich die auftretenden Restbeschleunigungen mit hoher Auflösung aufzuzeichnen. Abbildung 8-4 zeigt die Einbausituation während der hier durchgeführten Experimente für einen *Titan*- und einen *Kistler*-Sensor im Experimentträger.

Aufgrund der höheren Auflösung der *Titan*-Sensoren für die Darstellung der μg -Qualität während der Freifallphase ist der Messbereich der z-Achse auf $\pm 2\text{ g}$ um

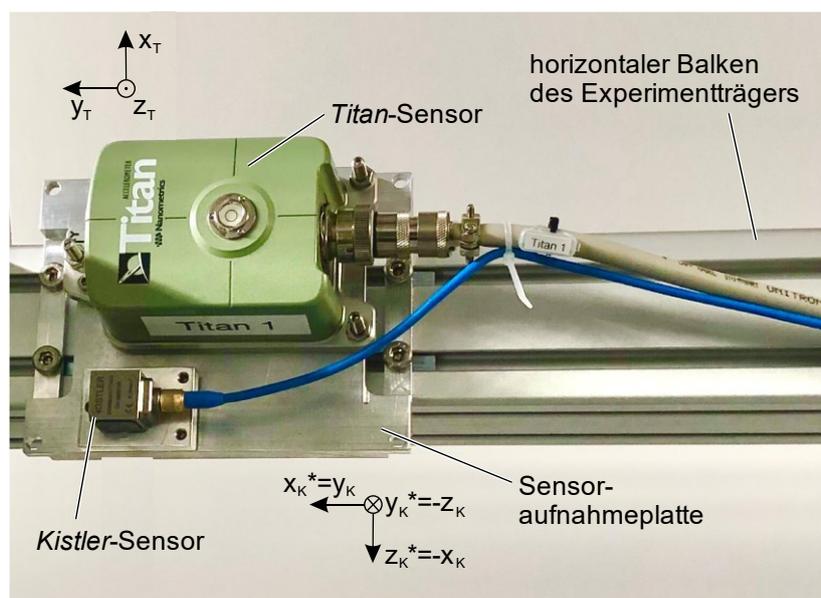


Abbildung 8-4: Beschleunigungssensoren, Titan Accelerometer-Sensor (x_T, y_T, z_T), Kistler MEMS-Sensor (x_K, y_K, z_K), (*) ursprüngliche Achsausrichtung (wird in der Messwertaufnahme für vergleichbare Ergebnisse umgerechnet)

den -1 g -Startlevel (Ruhelevel) beschränkt. Die Beschleunigung während der Startphase von 5 g kann dementsprechend nicht aufgenommen werden und wird daher parallel mit den *Kistler*-Sensoren gemessen. Die Messbereiche der x- und y-Achse der *Titan*-Sensoren sind bei der Messwertaufnahme außerdem beschränkend. Üblich ist der Sensor auf $\pm 0,25\text{ g}$ um 0 g parametrierbar. Im Freelyer sind die Grenzen allerdings auf $\pm 1\text{ g}$ um 0 g eingestellt. Die Beschränkungen dienen der höheren Auflösung in der Messwertaufnahme. Die Messkarten wandeln mit $res = 24\text{ bit} = 2^{24}$ das von den Sensoren ausgegebene analoge Spannungssignal um. Je nach Sensoreinstellung wird das volle Beschleunigungsspektrum als Spannungsausgabe von $U_S = \pm 20\text{ V}$ codiert. Die Messkarten haben einen Messbereich von $U_M = \pm 30\text{ V}$. Die Auflösung a_R der Sensoren berechnet sich nach:

$$n = (res - 1) \cdot \left(\frac{U_S}{U_M}\right) \cdot 0,5 \quad \text{und} \quad a_R = \left(\frac{1}{n}\right) \cdot g_{level} \quad (8-3)$$

und beträgt $a_R = 357,6\text{ ng}$ (bei $\pm 2\text{ g}$) bzw. $44,7\text{ ng}$ (bei $\pm 0,25\text{ g}$). Die messbare Frequenz ist bei den *Titan*-Sensoren von DC bis auf 430 Hz limitiert. Typische Temperatureffekte sind $60\text{ }\mu\text{g}/^\circ\text{C}$ für die horizontalen Achsen und $320\text{ }\mu\text{g}/^\circ\text{C}$ für die vertikale Achse des Sensors.

Die *Kistler*-Sensoren sind auf $\pm 50\text{ g}$ beschränkt ohne eine Option der Parametrierung. Sie sind außerdem in der Frequenz auf den Bereich von 0 bis 2.000 Hz limitiert. Hier wird das volle Beschleunigungsspektrum über die Spannungsausgabe U_S von $\pm 8\text{ V}$ codiert und im Messbereich U_M von $\pm 10\text{ V}$ gemessen. Dies führt gemäß Formel 8-3 zu einer Auflösung von $7.450,6\text{ ng}$. Die typische Temperaturempfindlichkeit liegt beim *Kistler*-Sensor bei $100\text{ }\mu\text{g}/^\circ\text{C}$ sowie einem möglichen Nullversatz von $\pm 2,5\text{ mg}/^\circ\text{C}$.

Zur späteren Auswertung werden vier Sekunden Vorlauf vor dem Start in einem Ring-speicher vorgehalten. Sobald das Startsignal gesendet wird, werden diese sowie der Versuchsablauf mit etwa fünf Sekunden und vier Sekunden Nachlauf abgespeichert. Der Versuchsablauf ist zwar berechenbar, beginnt aber mit dem Startsignal und endet vollautomatisch mit dem Erreichen der Parkposition und dem automatisch gesendeten Stoppsignal. Die Verläufe der Beschleunigungsmessdaten von Gondel, Experiment-träger und Freelyer werden zunächst für alle drei Achsen zur ersten Visualisierung bis zu einer Grenzfrequenz von 20 Hz gefiltert dargestellt.

Abbildung 8-5 zeigt die Beschleunigung der Gondel während der Versuchsdurchführung. Die an der z-Achse gemessene Beschleunigung in der Startphase steigt innerhalb kürzester Zeit auf einen halbwegs konstanten Wert etwas unter -5 g . Anschließend ist kurzzeitig eine positive Beschleunigung von etwa 1 g erkennbar. Dies geschieht aufgrund der Regelung zur Distanzgewinnung zwischen Gondelboden und Ex-

perimentragerfuen im Gondelinneren. Anschließend folgt eine kurze Phase negativer Beschleunigung von etwa 0,75 g zum Wiedergleichen der Gondel- an die Experimenttragergeschwindigkeit. Während der Parabelflugphase sind keine äußeren Einflüsse und nur eine geringe Restbeschleunigung erkennbar. Das Beschleunigungsprofil beim Abbremsen unterscheidet sich durch ein größeres Schwanken der Verzögerung gegenüber der Beschleunigung in der Startphase. Hierbei treten zudem kurzzeitig Beschleunigungen bis -6 g auf. In x- und y-Richtung sind größere Ausschlage während der Start- und Abbremsphase zu erkennen. Das ist durch eine nicht perfekt horizontale Ausrichtung des Sensors an der Gondel zu erklären, da die Ausschlage nicht um 0 g im Diagramm schwanken, sondern sich eine konstante Beschleunigung einstellt. Außerdem sind keine Abweichungen von der Nulllage im Stillstand ablesbar.

Ein sehr ähnliches Verhalten lässt sich in den Beschleunigungsdaten des Experimentträgers erkennen, welches in Abbildung 8-6 dargestellt ist. Die Verläufe in z-Richtung

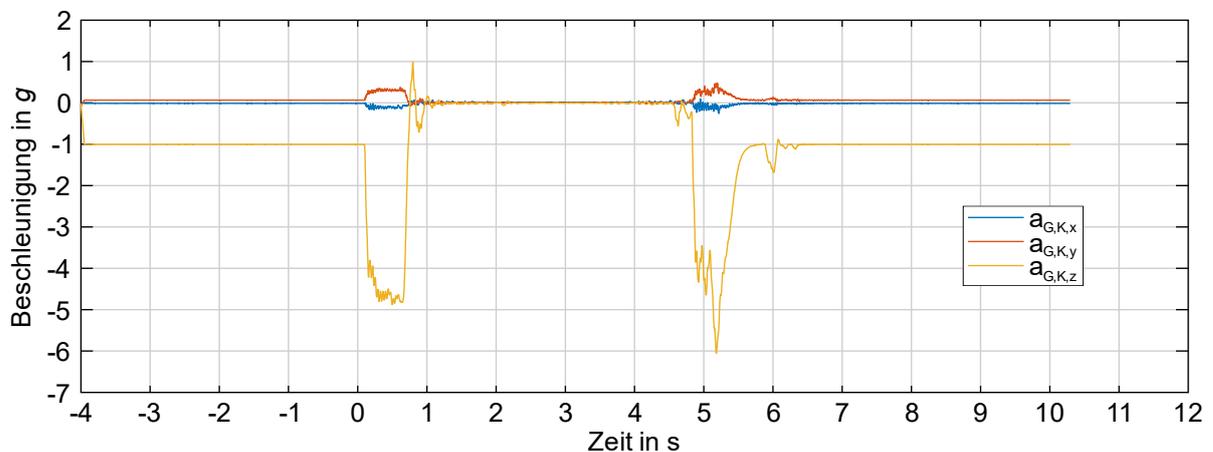


Abbildung 8-5: Beschleunungsverlauf der Gondel während Flug 472 (Kistler, am Gondelunterteil befestigt, 20 Hz gefiltert)

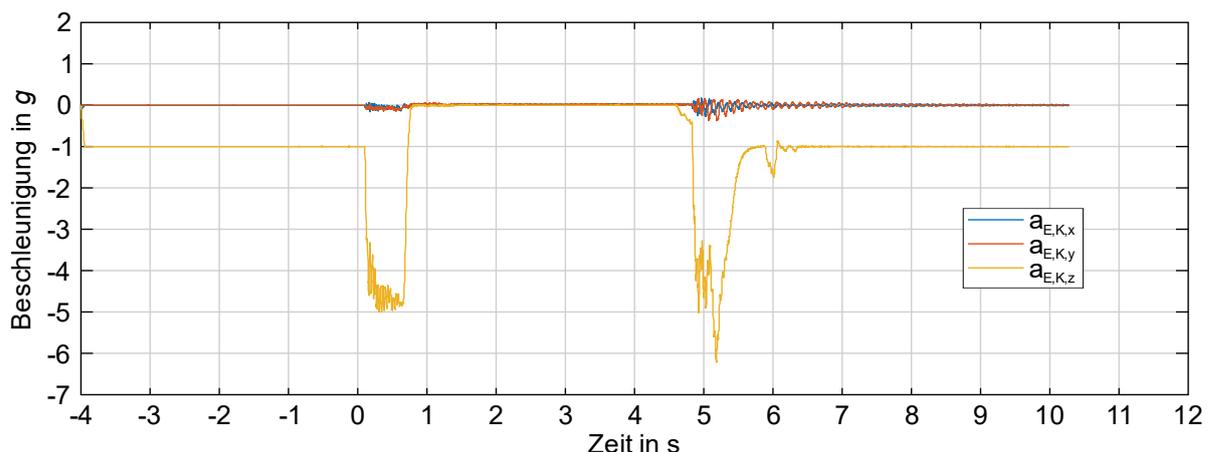


Abbildung 8-6: Beschleunungsverlauf des Experimentträgers während Flug 472 (Kistler, untere Position, 20 Hz gefiltert)

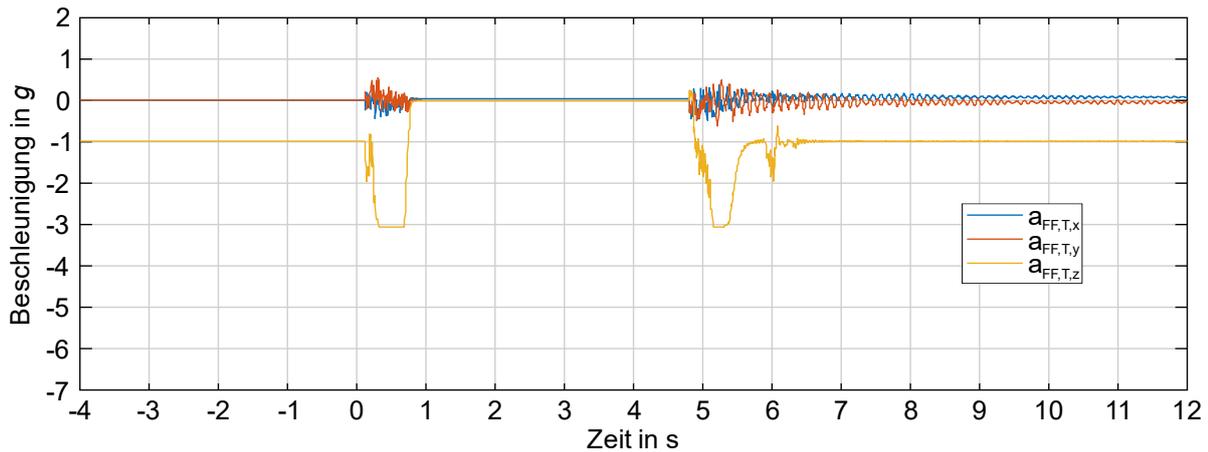


Abbildung 8-7: Beschleunigungsverlauf des Freeflyers während Flug 472 (Titan, 20 Hz gefiltert)

unterscheiden sich von denen der Gondel in einem etwas anderen Vibrationsverhalten während der Start- und Abbremsphase. Der Sensor ist am Experimentträger horizontal genauer ausgerichtet, was an einem Schwanken der x- und y-Werte um die horizontale Achse des Diagramms erkennbar ist. Außerdem wechselt die Beschleunigung nach der Startphase direkt von -5 g auf 0 g , was im Abheben des Trägers im Gondelinneren begründet ist. Einen weiteren Unterschied stellt das stärkere Vibrationsverhalten der x- und y-Werte in der Start- und Abbremsphase dar. Auch das Abklingen der Schwingungen vor allem nach der Abbremsphase ist deutlich erkennbar. Das weist auf die Abhängigkeit des Vibrationsverhaltens von der äußeren Anregung und den bislang schwingungstechnisch nicht optimierten Aufbau des Trägers hin. Aus diesem Grund wird hier zusätzlich zum Experimentträger zur Untersuchung minimal möglicher Restbeschleunigungen der Freeflyer eingesetzt.

Das Beschleunigungsprofil des Freeflyers zeigt einen zu den beiden vorherigen Diagrammen analogen Verlauf, wie Abbildung 8-7 darstellt. Wie zuvor beschrieben, sind in der Start- und Abbremsphase die kleiner als -3 g auftretenden Beschleunigungen aufgrund der Messbereichslimitierung abgeschnitten. Die Freifallphase wirkt hier am schwingungsärmsten, wohingegen die horizontalen Vibrationen während der Start- und Abbremsphase im Vergleich am höchsten sind. Auch hier spielen demnach die äußeren Anregungen eine wichtige Rolle. Für Experimente unter Mikrogravitation sind aber vor allem die Restbeschleunigung im freien Fall und ein möglichst schnelles Abklingen für eine möglichst lange Versuchszeit von Bedeutung. Dies wird im nächsten Kapitel ausgewertet.

8.2.3 Auswertungen

Für die Ermittlung einer Qualitätsaussage der im Freelyer in Flug 472 aufgenommenen Ergebnisse ist eine aufwändige Auswertung in Anlehnung an *Hrovat* [Hro04] vorzunehmen. Darin werden zunächst die Beschleunigungsrohwerte des Freelyers in Aktivitätsbereiche aufgeteilt, wie in Abbildung 8-8 dargestellt.

Die Messdaten werden in die Stillstandsphase vor und nach der Versuchsdurchführung, die Start- und Abbremsphase sowie die Mikrogravitationsphase aufgeteilt. Dies geschieht an den Rohwerten ohne eine Filterung der Werte. Im nächsten Schritt wird die Dauer des Abklingens der Schwingungen nach der Startphase ermittelt. Diese beträgt hier etwa 0,3 s, sodass etwa 3,7 s der rechnerisch möglichen 4 s für die Mikrogravitationsphase bleiben. Ausgehend von einem Beschleunigungsabfall um 5 g erscheint dies akzeptabel (Beispiel *Fallturm Bremen*: Beschleunigungsabfall um 1 g und ein Abklingen in etwa 0,1 s [Dit91]), wobei es stets stark vom mechanischen Aufbau des Experiments und des Trägersystems abhängt.

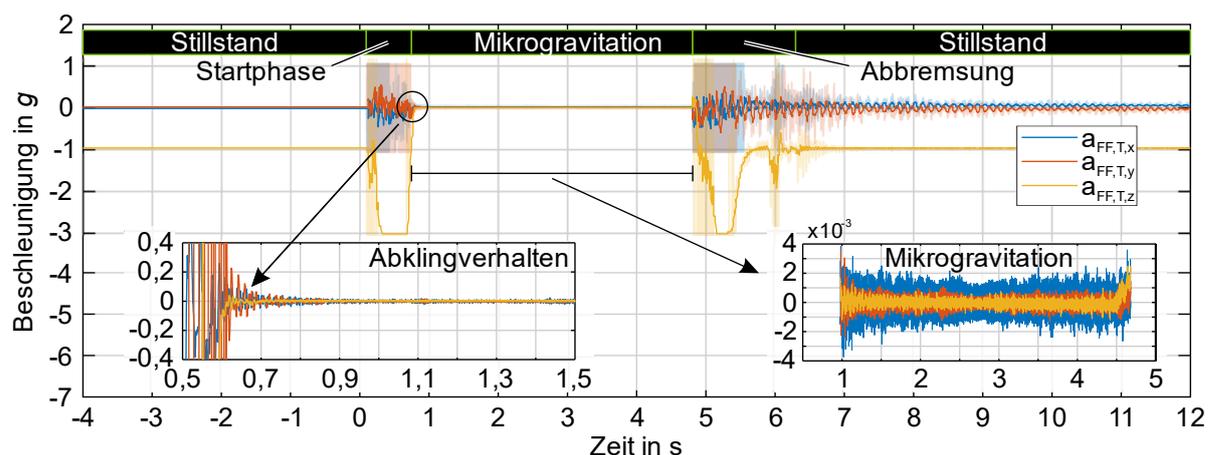


Abbildung 8-8: Beschleunigungsverlauf des Freelyers während Flug 472 (Titan, volles aufgenommenes Spektrum transparent im Hintergrund sowie 20 Hz gefiltert nicht transparent im Vordergrund dargestellt) mit hervorgehobenem Bereich zur Visualisierung des Abklingverhaltens am Übergang zwischen Beschleunigungs- und Freifallphase (volles aufgenommenes Spektrum/ungefiltert) sowie mit hervorgehobenem Mikrogravitationsbereich (volles aufgenommenes Spektrum/ungefiltert)

Zur quantitativen Beurteilung der Zuverlässigkeit der Messwerte wird zunächst die Beschleunigung achsweise hinsichtlich der Verteilung der Amplituden im Signal analysiert. Dazu werden die Messwerte der Größe nach sortiert und die Anzahl für einen kleinen Messbereich gleicher Amplitude aufgetragen. Wie gut die Messwerte einer Gaußschen Normalverteilung folgen, stellt ein Indiz für die Fehlerbetrachtung dar. In Abbildung 8-9a sind die Verläufe der Normalverteilung im Verhältnis zu den Mengen gleicher Werte abgebildet.

Die Verläufe zeigen eine gute Übereinstimmung mit den skalierten Gaußschen Normalverteilungen. Ausreißer sind in dieser Art der Darstellung nicht erkennbar. Sie können anhand eines Boxplots, wie in Abbildung 8-9b dargestellt, ermittelt werden. Es

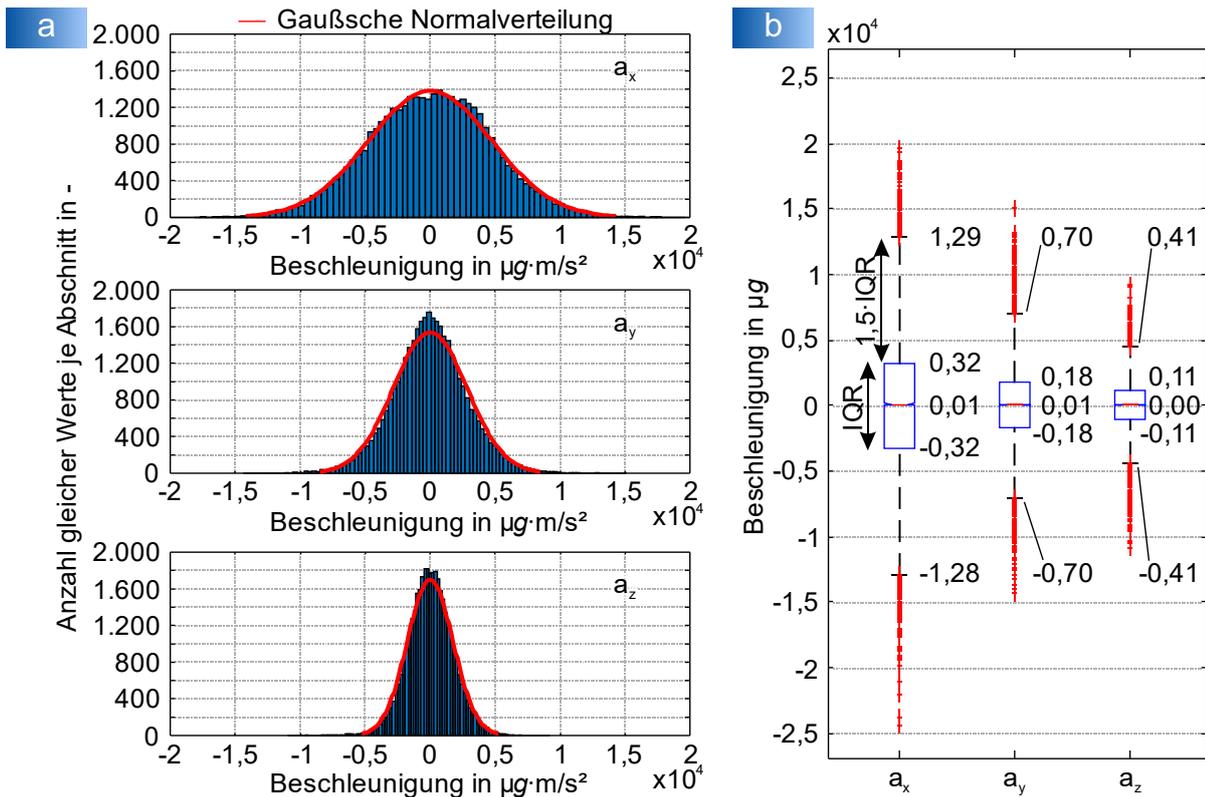


Abbildung 8-9: Achsweise Verteilung der Beschleunigungswerte, a) je ein Histogramm für jede Beschleunigungsrichtung (a_x , a_y , a_z) sowie die passend skalierte Gaußsche Normalverteilung, b) Boxplot mit Auswertungen der drei Beschleunigungsrichtungen (a_x , a_y , a_z) mit eingezeichneten Werten für den Median (50%, roter Strich im blauen Kasten), 1. und 3. Quartil (Q1: 25% und Q3: 75%, vertikale Länge des blauen Kastens, mit $IQR = Q3 - Q1$), Whisker (vertikale Länge der schwarzen gestrichelten Linie, $1,5 \cdot IQR$) sowie der Ausreißer (rote Kreuze), Abkürzung: IQR – Interquartilabstand (engl.: interquartile range)

zeigen sich hier eine noch akzeptable Anzahl an Ausreißern (in x-Richtung beispielsweise von 323 Ausreißern bei einer Anzahl von 37.001 Werten ergibt dies 0,87 %). Generell ist in den drei Raumrichtungen die größte Schwankungsbreite in x-Richtung und die kleinste in z-Richtung in beiden Darstellungsformen erkennbar.

Eine Aussage, wie viele Werte unter einem bestimmten Beschleunigungswert liegen, kann anhand sortierter Beschleunigungsamplituden getroffen werden. Da Beschleunigungen stets aus einer Amplitude und einer Richtung bestehen, werden hier achsweise die Beträge der Beschleunigungswerte sortiert und anhand des gewünschten Verhältnisses zur Anzahl der aufgenommenen Werte ausgewertet. Daraus ergeben sich die prozentuale Verteilungen der Beschleunigungsamplituden gemäß der nachfolgenden Tabelle 8-1.

Tabelle 8-1: Beschleunigungsamplituden für unterschiedliche Prozentbereiche im Beschleunigungsbereich für x-, y- und z-Achse sowie die rechnerischen kumulativen Beschleunigungswerte

Prozentbereich	Beschleunigungsamplitude in μg			
	x-Achse	y-Achse	z-Achse	x,y,z
min	0,4	0,0	0,3	0,0
< 2,5%	153,2	76,2	50,8	178,5
< 25%	1.539,9	812,5	521,0	1.817,4
< 50%/Median	3.210,8	1.750,8	1.101,9	3.819,5
< 75%	5.343,3	3.101,5	1.903,3	6.464,7
< 97,5%	10.771,8	6.747,0	4.070,9	13.346,4
max	24.517,9	15.007,3	10.939,1	30.757,3

Da aber eine qualitative Aussage über das Schwingungsverhalten immer frequenzabhängig ist, gilt es, die aufgenommenen Beschleunigungen in ihre Frequenzanteile zu zerlegen und deren quantitatives Vorhandensein in Relation zu den restlichen Messdaten darzustellen. Dazu wird zunächst für einen Überblick ein Spektrogramm des gesamten Bewegungsverlaufs dargestellt. Dieses analysiert die Frequenzanteile anhand von aneinandergereihten FFT-Analysen. Das Spektrogramm wird achsenweise berechnet. Da die auf den Körper wirkende resultierende Gesamtbeschleunigung in allen drei Raumrichtungen für spätere Experimentauswertungen, aber auch für Vergleiche der hier dargestellten Beschleunigungswerte mit anderen Anlagen benötigt wird, wird sie durch das quadratische Mittel (RMS, engl.: root mean square) der Beschleunigung in x-, y- und z-Richtung berechnet. Diese Berechnung wird auch als Vektorsumme bezeichnet. Diese Beschleunigung $a_{|xyz|}$ wird wie folgt je Zeitinkrement i für die Anzahl aller Messwerte N nach Formel 8-4 berechnet:

$$a_{|xyz|}(i) = \sqrt{a_x(i)^2 + a_y(i)^2 + a_z(i)^2} \quad \text{für } i = 1, 2, \dots, N \quad (8-4)$$

Sowohl im Falle des Spektrogramms als auch für andere vorangestellte und nachfolgende Betrachtungen wird dieses Verfahren verwendet, um die jeweilige Resultierende zu bestimmen. Zunächst werden die Auswertungen stets achsweise vorgenommen und im letzten Schritt das quadratische Mittel bestimmt. Außerdem werden, damit das Spektrogramm deutliche Ergebnisse liefert, die achsenweise aufgenommenen Messwerte per Abzug des Mittelwerts für den zeitlich relevanten Bereich auf die horizontale Achse gezogen. Da konstante Abweichungen nur aus kleinen Fehleinstellungen bei der Messwertaufnahme resultieren können, direkt ablesbar sind und im μg -Bereich keine physische Verbindung zwischen dem Träger und dessen Umgebung herrscht, können die gemessenen Schwingungen stets nur als Vibration um die Null-Achse vorhanden sein. Das Spektrogramm wird anhand einer Anzahl k_s an hintereinandergereihten und farblich skalierten Verläufen der PSD des in kleine Zeitabschnitte aufgeteilten Signals a_x , a_y , a_z und $a_{|xyz|}$ berechnet. Die PSD $P(k)$, häufig auch als

Spektrum bezeichnet, wird in g^2/Hz ausgedrückt und genutzt, um die vibrierenden und oszillierenden Komponenten der aufgenommenen Beschleunigung bestimmen und quantifizieren zu können. Die Berechnung findet gemäß Formel 8-5 statt:

$$P(k) = \begin{cases} \frac{2 \cdot |X(k)|^2}{N \cdot U \cdot f_s} & \text{für } k = 1, 2, \dots, (N/2) - 1 \\ \frac{|X(k)|^2}{N \cdot U \cdot f_s} & \text{für } k = 0 \text{ und } k = (N/2) \end{cases} \quad (8-5)$$

N ist hier die Anzahl der Werte bzw. deren nächster Zweierpotenz und f_s die Sample-rate. In der PSD-Berechnung ist $X(k)$ die zeitschrittlose FFT von $x(i)$ bzw. $a_x(i)$, $a_y(i)$, $a_z(i)$ und $a_{|xyz|}(i)$. Diese wird anhand der diskreten Fourier-Transformation (DFT, engl.: discrete Fourier transformation) berechnet, welche zur Lösung den unterschiedlichen, aber mathematisch äquivalenten Algorithmus der schnellen Fourier-Transformation (FFT) nutzt. Die Berechnung von $X(k)$ geschieht nach Formel 8-6:

$$X(k) = \sum_{i=0}^{N-1} x(i) \cdot e^{-j \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot k / N} \cdot \Delta t \quad \text{für } k = 1, 2, \dots, (N-1) \quad \text{mit } \Delta t = \frac{1}{f_s} \quad (8-6)$$

Der Fensterfaktor U , in dem $w(i)$ die Fensterfunktion darstellt, wird dabei wie in Formel 8-7 berücksichtigt:

$$U = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^{N-1} w(i)^2 \quad (8-7)$$

Der PSD-Verlauf für den μg -Bereich ist im Folgenden in Abbildung 8-10 beispielhaft für die x-Achse dargestellt. Die Verläufe in y- und z-Richtung sowie der Vektorsumme sind im Anhang A5.1 bis A5.3 zu finden. Im PSD-Verlauf der x-Achse während der Mikrogravitationsphase lässt sich zunächst erkennen, dass wenige Frequenzen explizit hervorstechen. Am deutlichsten ist der Ausschlag bei 150 Hz erkennbar. Hierbei handelt es sich um einen Lüfter im Energiespeicher des Freeflyers, der sich in diesem frühen Stadium des Freeflyer-Aufbaus nicht für die Versuchsdurchführung abschalten ließ. Außerdem sind breitere Frequenzbereiche als Abweichung vom sonst flachen Verlauf erkennbar. Um 300 Hz, von 600 bis 900 Hz, um 1.150 Hz, 1.300 Hz, 1.600 Hz, 1.900 Hz, 2.400 Hz und 3.000 Hz sind Ausschläge erkennbar. Wie sich aus dem oben beschriebenen Berechnungsverfahren ableiten lässt, betrachtet diese Art der Darstellung den Mikrogravitationsbereich im Ganzen und berücksichtigt keine zeitlich veränderten Vibrationen. Aber anhand vieler aneinandergereihter PSDs kleinerer zeitlicher Abschnitte kann auch dies betrachtet werden. Das erzeugt die im Folgenden dargestellten Spektrogramme.

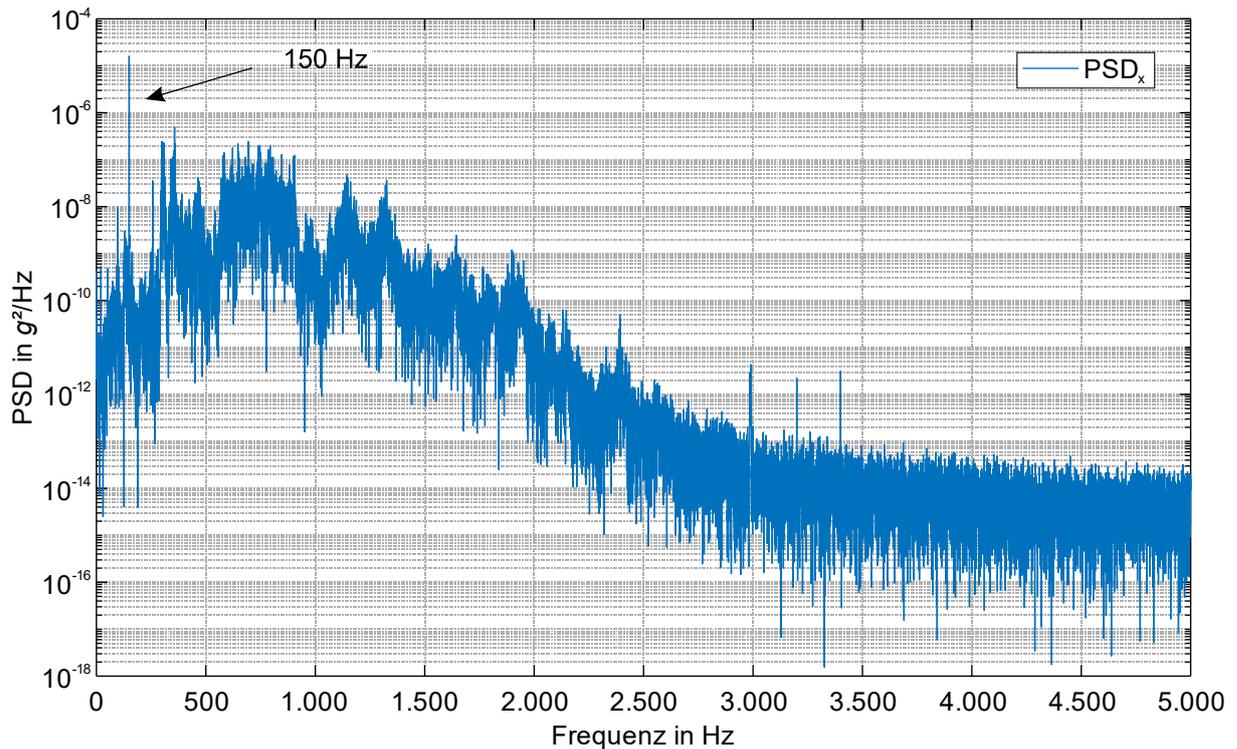


Abbildung 8-10: PSD der x-Achse während der μ -Phase während Flug 472 im Freeflyer, Abkürzung: PSD – spektrale Leistungsdichte (engl.: power spectral density)

Das Spektrogramm der Beschleunigung des Freeflyers wird beispielhaft anhand der Auswertung der x-Achse unter Berücksichtigung folgender Einstellungen berechnet: Die Anzahl der FFT-Punkte beträgt $n_{FFT} = 10.000$ und das Überlappen der einzelnen PSDs ist auf $n_{overlap} = 200$ eingestellt. Die Auflösung der x-Achse (Zeit) des Spektrogramms wird hier auf $k_S = 200$ gesetzt, während die Auflösung der Frequenz der y-Achse des Diagramms Δf eine Größe ist, die sich aus anderen Parametern gemäß Formel 8-8 berechnet:

$$\Delta f = \frac{f_s}{2 \cdot \frac{N}{k_S}} \quad \text{mit } N = \text{Länge}(a_{|xyz|}) \quad (8-8)$$

Aus diesen Werten und den voranstehenden Berechnungen ergibt sich der in Abbildung 8-11 dargestellte Verlauf der Schwingungen. Die Verläufe für die y- und z-Richtung sowie die Vektorsumme sind im Anhang A6.1 bis A6.3 ergänzt.

Das Spektrogramm zeigt den aufgenommenen Beschleunigungsverlauf der x-Achse vom Stillstand 7 s vor dem Start (T_0), die Beschleunigungs-, die Mikrogravitations- und die Abbremsphase sowie das Abklingen der Schwingungen in einer folgenden Stillstandsphase für weitere 11 s. Während des Stillstands ($T-7s$ bis T_0) zeigt sich ein ruhiger Verlauf. Es sticht hier lediglich die Frequenz des Lüfters bei 150 Hz heraus. Das starke Signal nahe der 0-Frequenz sollte vernachlässigt werden, da es auf spektrale Streuungen durch Sensorverzerrungen zurückzuführen ist. Die Beschleunigungsphase ist von einem starken Ausschlag über alle Frequenzen bis an die obere Grenze

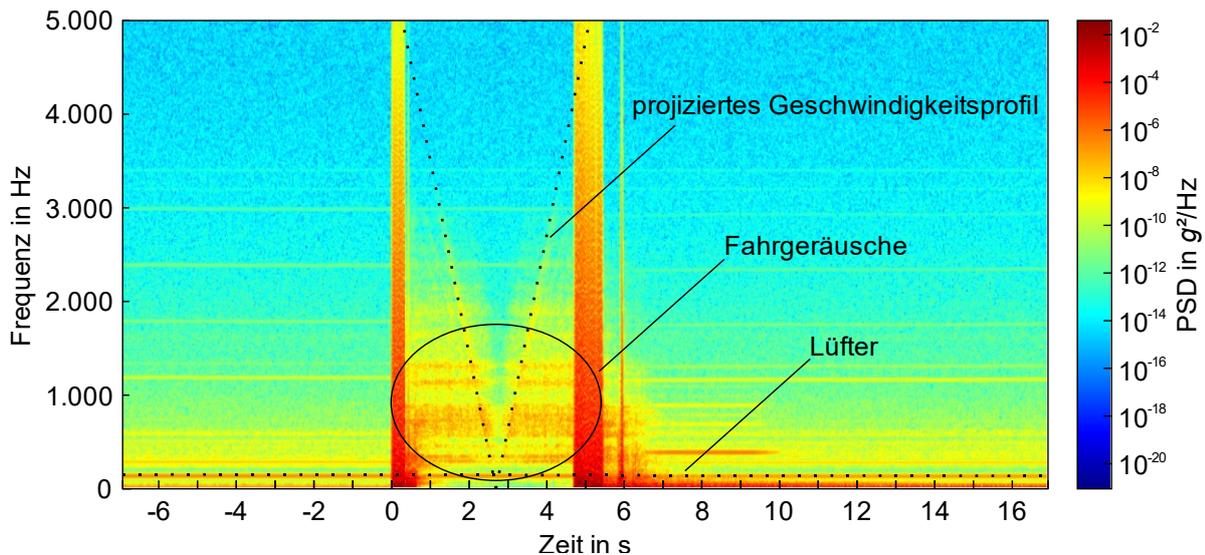


Abbildung 8-11: Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Freeflyer während Flug 472 (Titan, a_x , „detrend“ der μg -Phase, $f_s = 10.000$ samples/s, $n_{FFT} = 10.000$, $\Delta f = 4,17$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$), Abkürzung: PSD – spektrale Leistungsdichte (engl.: power spectral density)

der auswertbaren Frequenz bei 5.000 Hz geprägt. In der folgenden Mikrogravitationsphase sind einige Frequenzbereiche markant. Sie decken sich mit den Beobachtungen aus dem Verlauf des Spektrums aus Abbildung 8-10 und werden aufgrund ihres Fehlens während der Stillstandsphasen als Fahrgeräusche identifiziert. Auch in dieser Phase sind die 150 Hz des Lüfters deutlich erkennbar. Hier zeigt sich allerdings auch eine zeitlich veränderliche Frequenz proportional zum Geschwindigkeitsprofil der Gondel. Die zuvor erkannten Fahrgeräusche schwächen im Bereich sinkender Geschwindigkeiten der Gondel ab und prägen sich wieder stärker bei steigenden Geschwindigkeiten aus. Aufgrund des frei fliegenden Experimentträgers kann dieses Verhalten lediglich aus der Übertragung akustischer Effekte über die Luft in der Gondel hervorgerufen werden. Die Abbremsphase ist wieder durch einen Ausschlag des gesamten Frequenzspektrums geprägt. Nach der Abbremsphase (T+6s) klingen viele der während der Mikrogravitationsphase aus den Fahrgeräuschen hervorgerufenen Frequenzen innerhalb einer halben Sekunde ab. Einige ausgewählte Frequenzen benötigen länger zum Abklingen. Generell ist erkennbar, je höher die Frequenz, desto schneller klingt sie ab. Die Aufnahme der Beschleunigungsdaten geschieht mit 10 kHz. Der Wertebereich des Titan-Sensors geht allerdings lediglich von DC bis 430 Hz. Darüber hinaus sind die aufgenommenen Beschleunigungen vom Wert her nicht verlässlich. Wie sich aber im Folgenden zeigen wird, genügt der Messbereich des Sensors.

Während das Spektrum den Verlauf der Beschleunigungsamplituden über der Frequenz zeigt, um damit die Auswirkung jeder Frequenz darzustellen, kann durch kumulative Beschleunigungsverläufe eine Aufsummierung der Beschleunigungsamplituden gezeigt werden. Dadurch lassen sich Aussagen über den Betrag der auftretenden Beschleunigung bis zu einer Frequenz entlang des Frequenzbereichs treffen. Dies wird

für die Aussage der μg -Qualität während der Freifallphase angewandt. Die kumulative RMS-Beschleunigung über der Frequenz berechnet sich nach Formel 8-9 und den Komponenten $P(i)$, Δf und k zu:

$$a_{RMS,KUM}(k) = \sqrt{\sum_{i=0}^k P(i) \cdot \Delta f} \quad \text{für } k = 0,1,2, \dots, \left(\frac{N}{2}\right) \quad (8-9)$$

Die Berechnung der kumulativen RMS-Beschleunigung über der Frequenz ergibt sich aus dem in Abbildung 8-8 hervorgehobenen Beschleunigungsverlauf (3,7 s μg -Phase) für alle drei Achsen sowie der Vektorsumme der in Abbildung 8-12 dargestellten Verläufe. Während der μg -Phase tritt über das gesamte Frequenzspektrum eine aufsummierte Gesamtbeschleunigung von maximal etwa $5,2 \cdot 10^{-3} g$ auf, wie in Abbildung 8-12a dargestellt. Drei Auffälligkeiten sind erkennbar. Zum Ersten ist der Anteil am Gesamtbetrag der Frequenzen bis 150 Hz sehr gering (hervorgehoben in Abbildung 8-12b). Zum Zweiten kommen fast 50 % des Gesamtbetrags bei 150 Hz zustande (aus dem Lüfter des Energiespeichers). Zum Dritten ist ein fast linearer Anstieg der Anteile von 150 Hz bis etwa 1.000 Hz erkennbar. Das ist ein Anzeichen für einen geschwindigkeitsabhängigen Verlauf. Dieser Verlauf hatte sich bereits im Rahmen der Auswertung des Spektrogramms gezeigt.

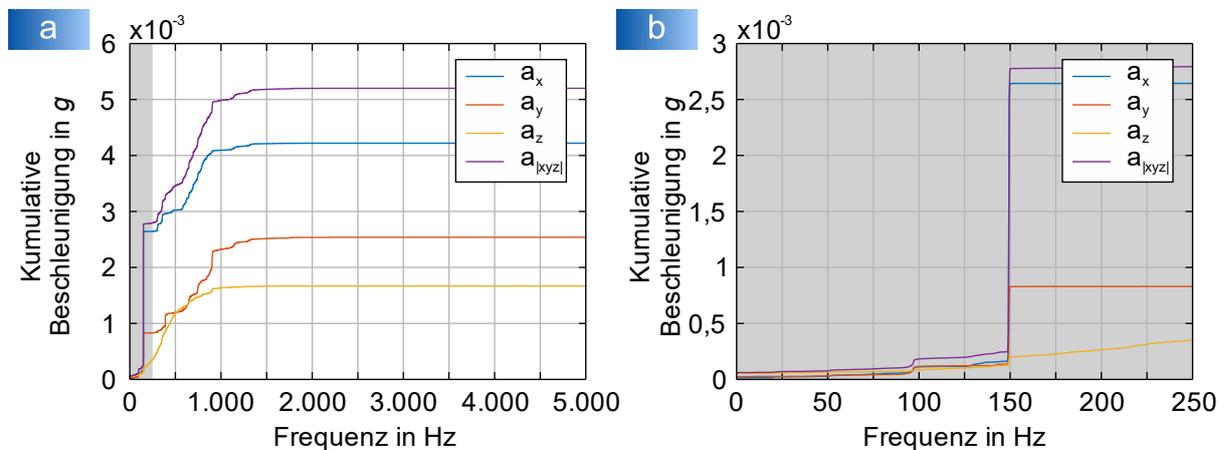


Abbildung 8-12: Kumulative Beschleunigung über der Frequenz, gemessen im Freeflyer während Flug 472 (Titan, a_x , a_y , a_z und $a_{|xyz|}$, $n_{FFT} = 37.001$, $\Delta f = 0,2703$ Hz, Hanning-Fenster), a) volles Frequenzspektrum, b) Frequenzbereich von 0 bis 250 Hz

Der große Anteil des Lüfters bei 150 Hz und der lineare Verlauf jenseits der 150 Hz aus den Fahrgeräuschen wird im Vergleich der kumulativen Beschleunigung der Mikrogravitationsphase mit dem Verlauf aus der Anfangsphase noch deutlicher (Anhang A7.1). Es zeigt sich dort, dass bis etwa 150 Hz fast 50 % der aufsummierten Gesamtbeschleunigung anfallen und mit dem Beitrag des Lüfters bei 150 Hz fast 95 % der Beschleunigung zusammenkommen. Über 150 Hz fehlt die Geräuschkulisse und damit steigt auch die Gesamtbeschleunigung nicht mehr wesentlich an. Generell ist auch erkennbar, dass die Anregungen im Stillstand, vor allem hervorgerufen durch den

Lüfter, bis 150 Hz relativ ähnlich sind. Da die akustische Störung im Stillstand entfällt, ist der Gesamtbetrag der Beschleunigung nur etwa halb so hoch wie im μg -Verlauf.

Die auf diese Weise ausgewertete kumulative Beschleunigung lässt eine Aussage über die Qualität der Restbeschleunigung zu. Dazu werden die Diagramme an speziellen Frequenzen abgelesen. Ausgewertet ergeben sich aus diesen Verläufen die Grenzwerte gemäß Tabelle 8-2 bei < 10 Hz, < 20 Hz, < 50 Hz, < 200 Hz und der maximalen Frequenz.

Tabelle 8-2: Kumulative RMS-Beschleunigungswerte für unterschiedlichen Frequenzgrenzen im Beschleunigungsbereich für x-, y- und z-Achse sowie die rechnerischen $|x,y,z|$ -Beschleunigungswerte, Abkürzung: RMS – quadratisches Mittel (engl.: root mean square), (in Anlehnung an [McP17])

Frequenz	Kumulative RMS-Beschleunigung in μg			
	x-Achse	y-Achse	z-Achse	$ x,y,z $
< 10 Hz	15,11	26,89	54,78	62,87
< 20 Hz	18,52	27,23	55,33	64,39
< 50 Hz	28,70	32,11	61,97	77,12
< 200 Hz	2.643,51	829,91	265,26	2.783,39
max	4.220,65	2.538,25	1.669,44	5.200,34

Die Tabelle 8-2 zeigt die Zahlenwerte passend zu den Verläufen aus Abbildung 8-12. Wie dort beschrieben, entfällt ein großer Anteil der Beschleunigung auf den Frequenzbereich zwischen 50 und 200 Hz, nämlich bei 150 Hz, und der Rest bis zur Frequenz von etwa 1.000 Hz. Das Maximum des ausgewerteten Frequenzbereichs liegt hier am Ende des Messbereichs der Datenaufnahme bei 5.000 Hz. Die dabei auftretende maximale Gesamtbeschleunigung beträgt bei allen drei Achsen als Vektorsumme aufsummiert 5.200 μg bzw. 5,2 mg. Bei einem Vergleich verschiedener Einrichtungen wird allerdings häufig der Bereich < 10 Hz herangezogen (fett in Tabelle 8-2 hervorgehoben). Abbildung 8-13 zeigt die Einordnung des Ergebnisses des Freeflyers, integriert in eine weit verbreitete Plattformübersicht (vgl. Abbildung 2-16).

Der Vergleich verschiedener Einrichtungen in Abbildung 8-13 zeigt die Einordnung der ersten Ergebnisse des Freeflyers. Der Wert von 62,87 μg für den Frequenzbereich < 10 Hz ordnet sich im Mittelfeld nahe dem *ISS Columbus*-Modul, der Forschungsrakete *Black Brant* und dem Parabelflieger *KC-135* mit frei fliegendem Experiment ein. Diese Einordnung ist durchaus plausibel. In diesem Bereich befinden sich Einrichtungen, die einen experimentellen Aufbau zwar frei fliegen lassen, aber kein adäquates Vakuum zur akustischen Entkopplung besitzen. Darüber sind Anlagen mit in Atmosphäre fliegenden Aufbauten. Bessere Ergebnisse werden bei im Vakuum frei fliegenden Experimenten in den großen Fallturmanlagen und in einer frei im Vakuum des Weltraums schwebenden Forschungsplattform wie der *New Shepard Kapsel* erzielt. Eine Steigerung der Ergebnisse ist demnach bei der Verwendung eines Vakuums in der Gondel und der Reduzierung weiterer Störeinflüsse erreichbar.

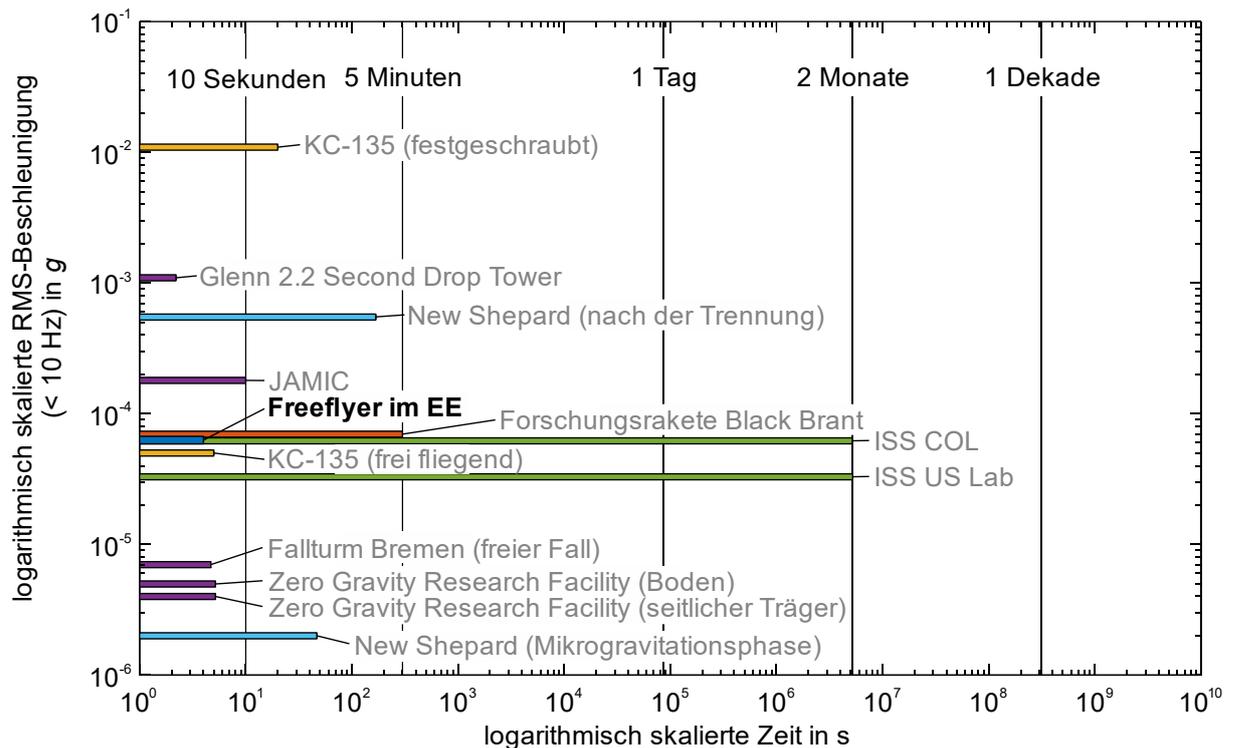


Abbildung 8-13: Vergleich verschiedener Plattformen für die Forschung in Mikrogravitation, RMS-Beschleunigungen (< 10 Hz) über der Dauer in Mikrogravitation, gelb: Parabelflug in KC-135 (mit festgeschraubtem und frei fliegendem Experiment), hellblau: New Shepard (nach Trennung und reine Mikrogravitationsphase), rot: Forschungsrakete Black Brant, grün: ISS (Columbus-Modul und US-Lab im August und September 2016), lila: Falltürme (Glenn 2.2-Second Drop Tower, Zero Gravity Research Facility (am Boden und am seitlichen Träger gemessen), Fallturm Bremen (freier Fall)), blau: Freeflyer im Einstein-Elevator (Freeflyer, Flug 472), Abkürzung: RMS – quadratisches Mittel (engl.: root mean square), (Quelle: nach [McP17, Ros01, Urb15b])

Eine andere Art des Vergleichs verschiedener Einrichtungen, die auch weitere Frequenzbereiche betrachtet, kann anhand der logarithmischen Darstellung der Beschleunigungsbestandteile der Ein-Drittel-Oktavband-Frequenzen erreicht werden. Sie berechnen sich nach Formel 8-10 mit dem Spektrums $P(i)$, der Auflösung Δf und dem durchnummerierten Oktavband b , für die die Frequenzgrenzen des jeweiligen Bandes $f_{low}(b)$ und $f_{high}(b)$ und des letzten Frequenzbandes R gelten, zu:

$$a_{\text{oktavband}}(b) = \sqrt{\sum_{i=f_{low}(b)}^{f_{high}(b)} P(i) \cdot \Delta f} \quad \text{für } b = 1, 2, \dots, R \quad (8-10)$$

Anhand dieser Berechnung werden die spektralen Bestandteile in proportionale Bandbreiten aufgeteilt. Diese Analysen (vgl. [Hro04]) werden auch bei der Planung von Experimenten für den Einsatz auf der ISS berücksichtigt. Deren Anforderungen sind unter anderem in Jules [Jul04] festgehalten und betragen < 1,6 μg bzw. < 1,8 μg im Frequenzbereich von $\geq 0,01$ bis $\leq 0,1$ Hz, < 16 $\mu\text{g} \cdot f$ bzw. < 18 $\mu\text{g} \cdot f$ im Bereich von $> 0,1$ bis ≤ 100 Hz und < 1.600 μg bzw. < 1.800 μg im Bereich von > 100 bis ≤ 300 Hz

für die *ISS* allein bzw. die *ISS* inklusive der wissenschaftlichen Nutzlast. In Abbildung 8-14 werden die Beschleunigungsergebnisse des Freeflyers sowohl achsenweise als auch für die Vektorsumme im Vergleich zu ausgewählten anderen Anlagen dargestellt (vgl. Abbildung 2-15).

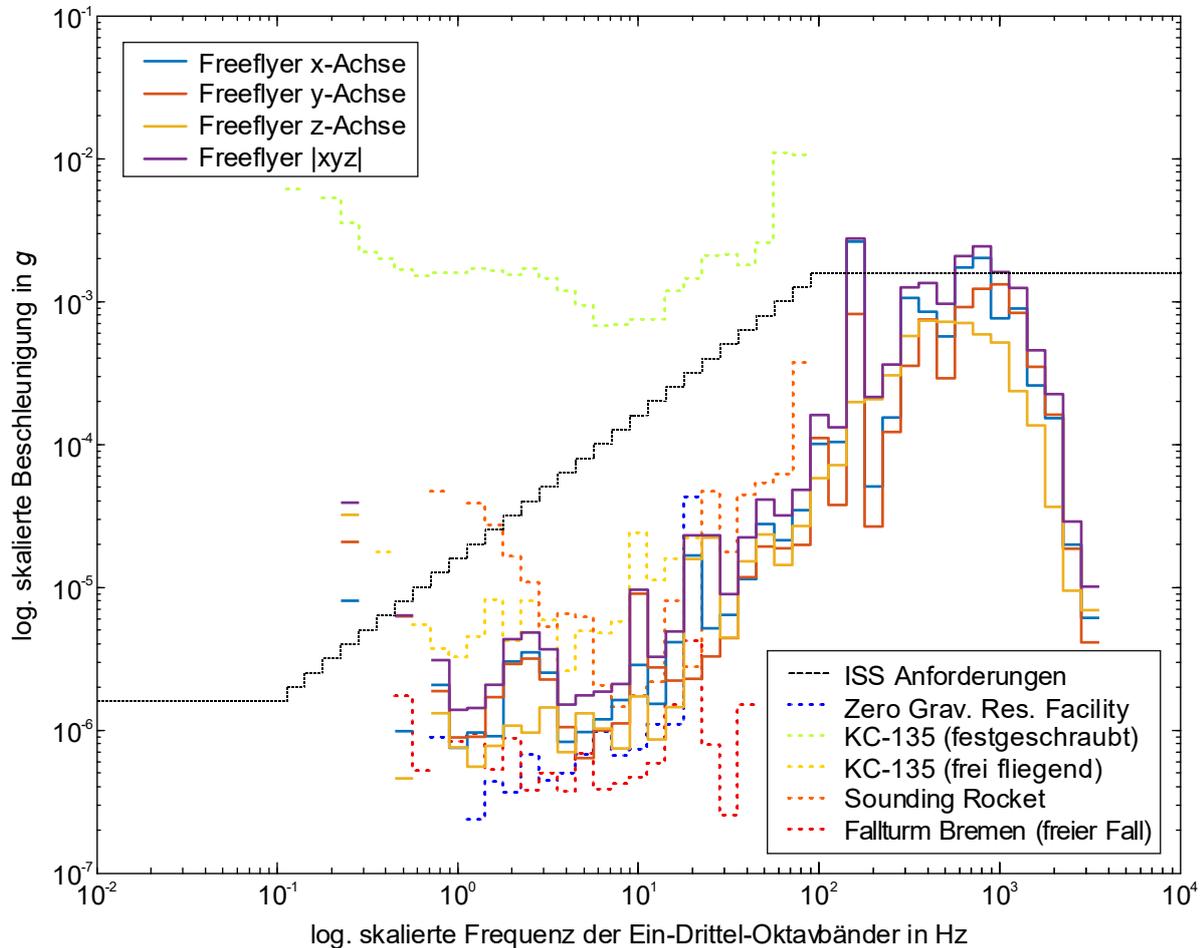


Abbildung 8-14: Vergleich verschiedener Einrichtungen mit den Ergebnissen des Freeflyer im Einstein-Elevator (Freeflyer, Flug 472) anhand der Ein-Drittel-Oktavbänder, durchgezogene Linien für Freeflyer, gestrichelte Linien für ISS-Anforderungen (ISS allein) und ausgewählte Einrichtungen (nach [Urb15b])

Der schwarz-gestrichelte Verlauf in Abbildung 8-14 stellt die *ISS*-Anforderungen (*ISS* allein) dar. Er soll bei dem Design neuer Experimente für den Einsatz in der Raumstation im gesamten Frequenzspektrum nicht überschritten werden. Während die Anforderungen auf den Bereich von 0,01 bis 300 Hz definiert sind, ist in diesem Diagramm die Grenze für höhere Frequenzen durchgezogen. Die Ergebnisse für ausgewählte andere Anlagen sind in gestrichelten Linien eingezeichnet. Für die Falltürme (*Fallturm Bremen* und *NASA GRC Zero Gravity Facility*) sind die Anforderungen eingehalten. Sowohl für die *Sounding Rocket* als auch für das frei fliegende Experiment im Parabelflieger *KC-135* werden für wenige Frequenzbereiche die Anforderungen überschritten. Bei beiden zeigt sich zudem, dass höhere Frequenzen einen steigenden Anteil aufweisen. Die am Parabelflieger *KC-135* befestigten Experimente können hingegen

die Anforderungen in keinem Punkt erfüllen. Die zum Vergleich eingetragenen Verläufe der einzeln aufgenommenen Beschleunigungsrichtungen sowie der Vektorsumme ähneln im Frequenzbereich von etwa 0,4 bis 20 Hz denen der Falltürme und steigen im Folgenden ähnlich denen der Sounding Rocket und des frei fliegenden Experiments im Parabelflieger. Die Erklärung hierfür ist identisch wie bei der Auswertung der kumulativen Beschleunigung < 10 Hz. Für zukünftige Experimente wird das Vorhandensein einer Vakuumumgebung um den fliegenden Aufbau und dadurch die Reduzierung äußerer akustischer Anregungen sowie das Abschalten innerer Störeinflüsse wichtig sein.

Die Auswertung der im Rahmen dieser Arbeit dargestellten ersten Freeflyer-Experimente zeigen, dass der bisherige Aufbau des Experimentträgers, der ausschließlich für die Antriebsinbetriebnahme entwickelt worden und dementsprechend noch nicht schwingungstechnisch optimiert ist, den eigenen gesetzten Anforderungen nicht genügt. Aber die Ergebnisse des Freeflyers zeigen auch, welche Maßnahmen für zukünftige Trägerversionen notwendig sind, um die angestrebte μg -Qualität während des Fluges erreichen zu können. Für das Erzielen einer hohen μg -Qualität ist auch die Anregung während der Beschleunigungsphase zu berücksichtigen. Im Folgenden werden dafür die Ergebnisse des MKMs mit den im Rahmen der ersten Freeflyer-Ergebnisse während der Beschleunigungsphase aufgenommenen Anregungen verglichen.

8.3 Vergleich MKM und Freeflyer-Ergebnisse

Zentrale Aufgabe der vorliegenden Arbeit ist es, den Einfluss der einzelnen Baugruppen auf das Experiment zu untersuchen. In diesem Kapitel findet ein Vergleich zwischen der Anregung während der Beschleunigungsphase des MKMs mit den realen Messdaten statt, die während der ersten Freeflyer-Experimente aufgenommen worden sind. Der im Freeflyer verwendete Beschleunigungssensor besitzt eine hohe Auflösung im niedrigen g -Bereich für die Bestimmung der μg -Qualität und ist daher während der Beschleunigungsphase auf $\pm 2 g$ um den $-1 g$ -Startlevel abgeschnitten. Damit kann die Beschleunigungsphase nicht vollständig aufgezeichnet werden, sodass hier für diese Betrachtung einer der am Experimentträger installierten *Kistler* MEMS-Sensoren (engl.: micro-electro-mechanical system) ausgewertet wird (vgl. Abbildung 8-4). Die Aufnahme der Daten und deren Auswertung geschieht nach dem in Kapitel 8.2.3 beschriebenen Vorgehen.

Zum Vergleich werden die am Experimentträger aufgenommenen Werte zunächst grafisch aufbereitet. Die ungefilterten Messdaten werden dargestellt (vgl. Abbildung 8-15a), die Beschleunigungsphase extrahiert (vgl. Abbildung 8-15b) und an-

schließlich ein Spektrogramm der gesamten Beschleunigungsphase erstellt (vgl. Abbildung 8-15c). Die dargestellten Diagramme werden im Folgenden den in Kapitel 7.2 diskutierten Ergebnissen gegenübergestellt.

Die in x-, y- und z-Richtung in Abbildung 8-15a dargestellten Beschleunigungen weisen den geplant Verlauf auf, vergleichbar zu dem in Abbildung 8-6, wobei dieser ungefiltert ist. Durch die hohe Datenrate von 10.000 Hz sind sowohl die tatsächliche Bewegung als auch aufgeprägte Vibrationen erkennbar. Zur detaillierten Betrachtung des Beschleunigungsbereichs wird in Abbildung 8-15b der entsprechende Zeitbereich extrahiert und vergrößert dargestellt. Die z-Achse ist bereits für die nachfolgenden Berechnungen, die sowohl im Rahmen eines Spektrogramms als auch einer FFT-Betrachtung durchgeführt werden, durch die Differenz des Mittelwerts des betrachteten Zeitbereichs auf der x-Achse abgebildet. Vor allem der Verlauf der im Vordergrund liegenden z-Achse ist quantitativ mit der simulierten Beschleunigung des Experimentträgers in z-Richtung vergleichbar (vgl. Abbildung 7-4). Allerdings ist sowohl anhand dieser Achse als auch der anderen beiden Achsen ein deutlich häufigeres Vorkommen an hohen Frequenzen zu erkennen. Dies zeigt sich auch im anschließend in

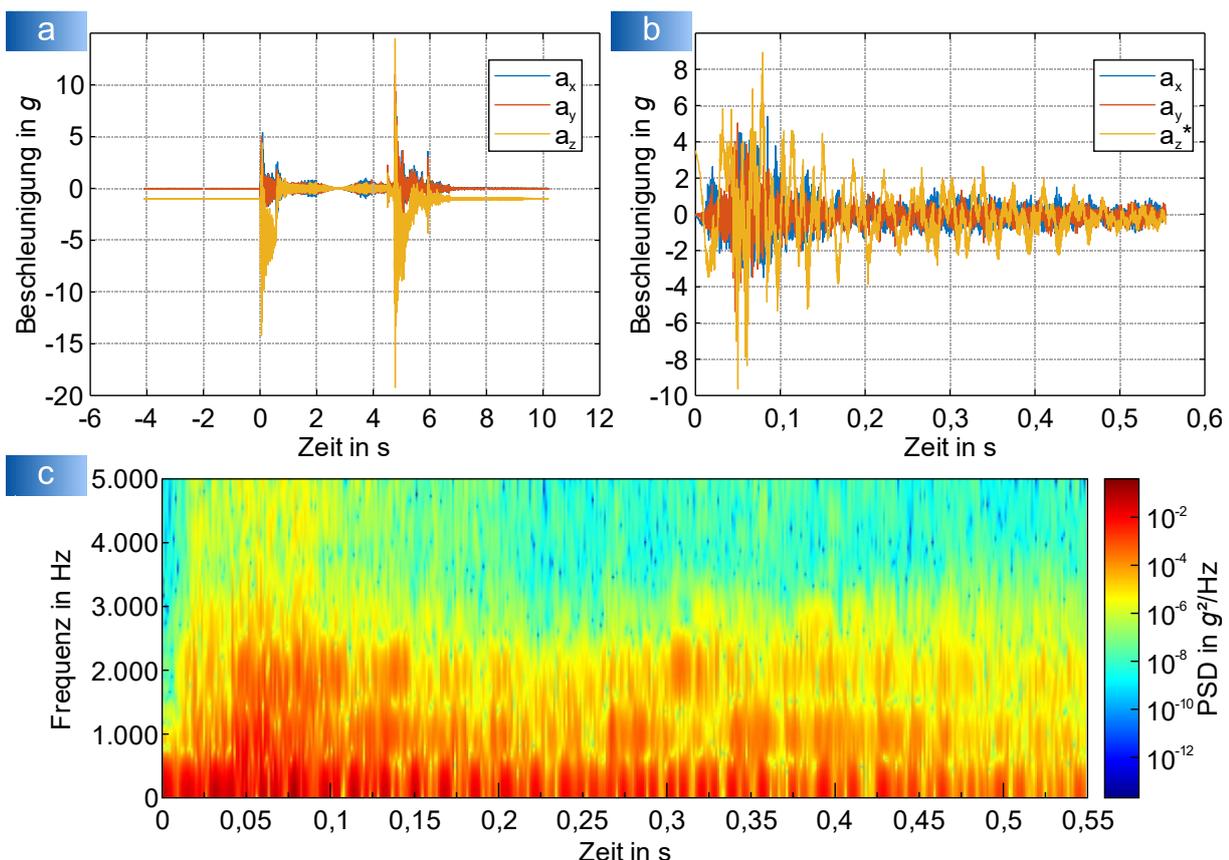


Abbildung 8-15: Messdaten des Experimentträgers während der ersten Freeflyer-Experimente, a) Beschleunigungsdaten der x-, y- und z-Achse eines Kistler-Sensors während des gesamten Versuchsablaufs, b) Beschleunigungsdaten der x-, y- und z*-Achse eines Kistler-Sensors während der Beschleunigungsphase (z*-Achse für anschließende FFT-Analysen auf null gezogen), c) Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Experimentträger während Flug 472 (Kistler, a_z , „detrend“ der Beschleunigungsphase, $f_s = 10.000$ Samples/s, $n_{FFT} = 500$, $\Delta f = 180,47$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 15$, $k_s = 200$), Abkürzung: PSD – spektrale Leistungsdichte (engl.: power spectral density)

Abbildung 8-15c dargestellten Spektrogramm der z-Achse (das Spektrogramm der x- und y-Achse sind zum Vergleich in Anhang A8.1 und A8.2 abgebildet). Genau wie im Spektrogramm des MKMs in Abbildung 7-5 ist hier der Bereich unter 800 Hz deutlich ausgeprägt. Auch der Bereich um 1.000 Hz ist wie im MKM deutlich erkennbar. Allerdings sind die Anteile höherer Frequenzen im Bereich von 800 Hz bis etwa 3.000 Hz deutlich intensiver ausgeprägt als im Modell. Auch in diesem Spektrogramm sind sowohl geschwindigkeitsabhängige Frequenzsteigerungen als auch konstante Anteile vorhanden. Für den Vergleich der eingprägten Frequenzen wird ebenso wie in Kapitel 7.2 eine FFT-Analyse der letzten Zehntelsekunde durchgeführt, auch wenn, wie oben beschrieben, die Voraussetzungen eines zeitdiskreten, periodischen Signals für die Erstellung einer FFT hier nicht vollständig erfüllt sind (siehe Abbildung 8-16).

Die FFT der letzten Zehntelsekunde der Beschleunigungsphase zeigt die größten Ausschläge für die z-Achse, was auch bereits im Vergleich der Beschleunigungsverläufe im Zeitbereich der Messdaten in Abbildung 8-15b und der Simulation in Abbildung 7-4 deutlich wird. Diese Maxima treten bei 26,9 Hz und 85,4 Hz auf. In x-Richtung sind die größten Amplituden bei den gleichen Frequenzen zu finden. In y-Richtung ist die Frequenz von 26,9 Hz ebenso, aber die Frequenz bei 85,4 Hz kaum erkennbar. Dafür tritt bei 54,9 Hz die für die y-Achse größte Amplitude auf. Da der Beschleunigungssensor im 60°-Winkel zum Koordinatensystem der Gondel befestigt ist, hätten die x- und y-Achse ein sehr ähnliches Verhalten aufweisen sollen. Aus dem dargestellten Verhalten lässt sich daher die Relevanz des Einbauorts sowie die Orientierung des Sensors

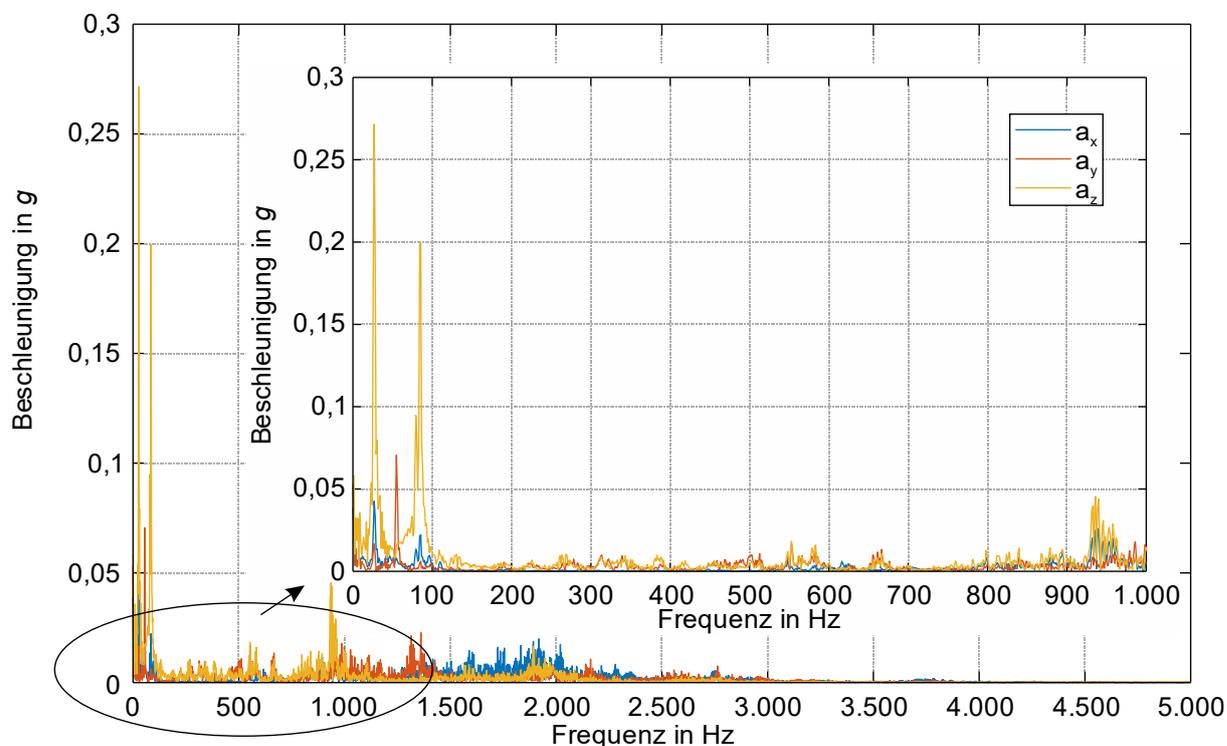


Abbildung 8-16: FFT der letzten Zehntelsekunde der Beschleunigungsphase, äußeres Diagramm: Auflösung der Frequenz im Bereich von 0 Hz bis 5.000 Hz, inneres Diagramm: Auflösung der Frequenz im Bereich von 0 Hz bis 1.000 Hz, Abkürzung: FFT – schnelle Fourier-Transformation (engl.: fast Fourier transformation)

im Experimentträger und ebenso dessen mechanischer Aufbau ableiten. Die x-Achse ist orthogonal zum unter dem Sensor verlaufenden Trägerprofil und die y-Achse dementsprechend parallel zum Träger angebracht. Der Montageort weist demnach in y-Richtung eine deutlich größere Steifigkeit und ein verändertes Schwingverhalten auf. Alle Achsen haben allerdings gemein, dass bei 930 Hz Ausschläge erkennbar sind. Der daran anschließende Frequenzbereich ist bis etwa 3.000 Hz in allen drei Achsen ebenfalls deutlich ausgeprägt.

Im Vergleich der FFT der aufgezeichneten Beschleunigungsdaten mit dem zuvor simulierten Verlauf zeigen sich Ähnlichkeiten. Beide besitzen im Bereich unter 100 Hz ihr Maximum, weisen einen signifikanten Ausschlag bei etwa 930 Hz und kaum nennenswerte Ausschläge im höheren Frequenzbereich auf. Dennoch ist festzuhalten, dass die realen Messdaten sowohl im niedrigen ($f \leq 1.000$ Hz) als auch im höheren Frequenzbereich ($1.000 \text{ Hz} < f < 3.000$ Hz) größere Amplituden liefern. Ein wesentlicher Grund dafür ist, dass im Modell die Funktionen der Anlage durch wenige Baugruppen und ohne das Einbeziehen schwingungsrelevanter Einzelteile nachgebildet werden. Dadurch werden deren Eigenfrequenzen und die zusätzlichen Schwingungserregungen als breitbandige Einflussfaktoren vernachlässigt. Prozesse wie Körperschall und Akustik werden in der Simulation hinsichtlich eines zu hohen Rechenaufwandes nicht betrachtet.

Aus den beiden FFT-Verläufen wird ebenso deutlich, dass die ermittelten einzelnen Frequenzen nicht vollständig übereinstimmen und zueinander verschoben sind. Durch Anpassungen der Material- und Eigenschaftsparameter kann diese Verschiebung im Modell korrigiert werden. Dazu ist sowohl ein Parameterfitting für die Materialkenngrößen als auch die Einflussnahme der einzelnen Störgrößen im Verhältnis zueinander durchzuführen, um damit die Berechnungen nachzujustieren. Außerdem werden die Berücksichtigung von Einzelteilen und deren Eigenschaften bis auf die Ebene beispielsweise der Rollenbestandteile wie Kugellager, Laufring und Achsbefestigung eine zusätzliche Verschiebung der Frequenzen mit sich bringen.

Die Auswertung der beiden Betrachtungsweisen der aufgenommenen Messdaten und der durchgeführten Simulation liefert folgende Schlussfolgerungen: Die deutlich hervorstechenden Schwingungen im Frequenzbereich $26,9 \text{ Hz} < f < 109 \text{ Hz}$ in z-Richtung sind auf die Durchbiegung der Traverse bzw. Einfedern der Koppelstange und die durch ihre Eigenfrequenzen fortgesetzten Schwingungen zurückzuführen. Die Rollenführung erzeugt vor allem in xy-Richtung eine breitbandige Anregung und besitzt hinsichtlich des gesamten Spektrums den größten Einfluss auf das Schwingungsverhalten der Gesamtkonstruktion. Der Vergleich der beiden Betrachtungsweisen sowie die Auswertung der μg -Phase des Freeflyers haben ebenso gezeigt, wie groß der Einfluss der Akustik ist und welches Potential dementsprechend mit einer Vakuumatmosphäre in der Gondel zur Entkopplung verbunden ist. Des Weiteren zeigen beide Modelle,

dass die Aerodynamik und die Antriebseigenschaften einen äußerst geringen Einfluss besitzen. Nur im Modell sind deren Auswirkungen im geringen Maße nachzuweisen.

Beim aktuellen Stand der Anlage ist eine direkte Messung des Schwingverhaltens nicht möglich. Außerdem ist bei der großen Anzahl an Komponenten im System die Identifizierung einzelner Störgrößen komplex. Daher sind bereits während der Konzeption der Anlage die Eigenschaften verschiedener Komponenten vor deren Einbau kritisch betrachtet worden. Die dabei aufgenommenen Eigenschaften sind anschließend auf das Modell übertragen worden. Das Modell ist für die Auswertung der aufgenommenen Messdaten während der noch nicht abgeschlossenen Inbetriebnahme ein hilfreiches Werkzeug. Es zeigt auf, welchen Stellenwert die einzelnen Einflussfaktoren untereinander haben. Es kann außerdem bei zukünftigen Auswertungen herangezogen werden, um spezielle Einflüsse zu identifizieren und anzupassen. Für eine Weiterentwicklung der Anlage bietet es die Möglichkeit der Vorabbetrachtung auf die Wirksamkeit der entsprechenden Maßnahmen.

Kapitel 9

Zusammenfassung und Ausblick

Der große nationale und internationale Fortschritt sowohl in der Explorationstechnik als auch in der physikalischen und ingenieurwissenschaftlichen Forschung an welt-raumrelevanten Effekten und Systemen sowie in der Grundlagenforschung im Allgemeinen haben einen großen Bedarf terrestrischer und extraterrestrischer Forschungs-plattformen unter einstellbaren Gravitationsbedingungen hervorgerufen. Die aktuell im Fokus stehende Forschung ist mit dem Ziel verbunden, in absehbarer Zeit bemannte Raumfahrtmissionen zum Mond, zum Mars und darüber hinausreichende Deep-Space-Missionen durchzuführen. Zum gegenwärtigen Zeitpunkt kann nicht erdgebundene Forschung in Parabelflügen, Raketenmissionen, der *ISS* oder in Satelliten stattfinden. Diese Einrichtungen bieten eine lange Versuchsdauer. Sie sind allerdings aufgrund ihres extremen finanziellen Aufwands nur bedingt zugänglich. Hier sind außerdem nur sehr eingeschränkt andere Schwerebedingungen als Mikrogravitation nachstellbar. Auf der Erde werden Experimente in Falltürmen im freien Fall ausgeführt. Die Zugänglichkeit ist deutlich einfacher. Allerdings sind bislang auch in diesen Einrichtungen einstellbare künstliche Schwerebedingungen nur indirekt und aufwändig erzeugbar. Außerdem ist die erreichbare Anzahl der Experimentdurchführungen pro Arbeitstag sehr gering. Um diese Lücke zu schließen und neuen Forschungsfeldern einen bezahlbaren Zugang zu einstellbaren Schwerebedingungen ermöglichen zu können, ist eine neue Generation an Falltürmen international in der Entwicklung und im Aufbau. Der *Einstein-Elevator* stellt die erste in Betrieb genommene Einrichtung dieser neuartigen Anlagen zur Forschung unter verschiedenen Gravitationsbedingungen für große wissenschaftliche Experimente mit hoher Wiederholrate dar.

Das weltweit einzigartige Antriebs- und Führungskonzept des *Einstein-Elevators* ermöglicht die Aufnahme einer großen wissenschaftlichen Nutzlast für 300 Experimente pro Tag. Dazu wird in einer Gondel ein Vakuum erzeugt, die Gondel mit einem Linearantrieb innerhalb von 5 m auf 20 m/s beschleunigt und das Experiment anschließend losgelöst in der Gondel in einen vertikalen Parabelflug überführt. Sowohl bei der 20 m

langen Aufwärtsbewegung als auch in der Abwärtsbewegung befindet sich dieses dabei für 4 s in Mikrogravitation. Die dabei ermöglichte Qualität der Mikrogravitation ist neben einem Qualitätsmerkmal der Anlage in einigen Experimenten auch ein Limit hinsichtlich der Auflösung untersuchter Effekte. Je schneller die anfängliche Beschleunigung der Startphase abklingt und je geringer die sich anschließend einstellende konstante Restbeschleunigung ist, desto länger lassen sich immer kleinere Effekte untersuchen. Die verschiedenen Effekte, die eine Anregung während der Startphase auf den experimentellen Aufbau hervorrufen, sind daher von entscheidender Bedeutung.

Die Aufgabenstellung sieht für die Beschreibung der Anregung des Experiments durch die Beschleunigungsphase des *Einstein-Elevators* einen mehrschrittigen Lösungsweg vor. In der vorliegenden Arbeit wird zunächst die Einordnung dieser neuen Anlage im Umfeld weltweit verfügbarer erdgebundener und nicht erdgebundener Einrichtungen im Stand der Technik dargestellt und sie zeigt auch andere neuartige Konzepte auf. Außerdem wird auf ein Mess- und Berechnungsverfahren eingegangen, um die Qualität einer Anlage bestimmen und auswerten zu können. Anschließend sieht die Aufgabenstellung, neben einer detaillierten Beschreibung der neuartigen Forschungseinrichtung, die Untersuchung der Eigenschaften der einzelnen Anlagenbestandteile im Detail und die Ableitung ihrer mechanischen Eigenschaften für die Erstellung eines MKMs zur Analyse der Anregung des experimentellen Aufbaus während der Beschleunigungsphase der Anlage vor. Die Lösung des MKMs und dessen Auswertung, hinsichtlich der Auswirkung unterschiedlicher Komponenten auf die Anregung des experimentellen Aufbaus, stellen den theoretischen Teil dieser Arbeit dar. In einem im Anschluss durchgeführten ersten Funktionstest, einem Freeflyer-Experiment, werden der Versuchsablauf, das messtechnisch ausgewertete Fahrprofil sowie die μg -Qualität dargestellt. Ein Vergleich sowohl der real aufgenommenen als auch der simulierten Anregungen wird abschließend zur Validierung des Modells und zur Beschreibung der Auswirkungen einzelner Effekte auf die μg -Phase durchgeführt.

Die Analyse des Systems betrachtet zunächst den mechanischen Aufbau der Anlage insgesamt. Die anschließende Detailbetrachtung analysiert die Anordnung, die Funktionen und die Eigenschaften der Antriebswagen, der Traverse in Verbindung mit der Koppelstange und den Feder-Dämpfer-Elementen zum Ausgleich geringfügiger Positionsunterschiede der beiden Antriebsseiten, der Gondel und des Experimentträgers. Dabei wird jede Komponente anhand ihres mechanischen Aufbaus mathematisch beschrieben. Anschließend wird das Führungssystem mit der Rollenführung analysiert. Dabei wird neben der Modellbildung auch auf deren Verschleiß eingegangen. Auch der Linearantrieb wird technisch beschrieben und mathematisch modelliert. Weitere Effekte wie die Aerodynamik und der Einfluss des Vakuums in der Gondel werden ebenso im Modell hinterlegt. Abschließend werden die Systemgrenzen des betrachteten Modells beschrieben.

Das aufgestellte MKM besteht aus mehreren, zum Teil ineinander verschachtelten DGLs. Diese stellen ein Anfangswertproblem dar und werden mit dem Solver *ode23* gelöst. Die Ergebnisse stellen Auslenkungen und Auslenkungsgeschwindigkeiten dar. Die Beschleunigung wird anschließend durch Ableitung der Geschwindigkeitswerte erreicht. Zur Auswertung werden die berechneten Daten sowohl im Zeitbereich als auch im Frequenzbereich betrachtet, um Aussagen über die einzelnen Effekte hinsichtlich ihrer Auswirkung auf die Anregung des Experiments während der Beschleunigungsphase aufstellen zu können. Da die vertikale Geschwindigkeit des Experiments während der Startphase linear steigt und die damit verbundenen Frequenzen sich stetig verändern, stoßen die im Stand der Technik beschriebenen Analyseverfahren hier allerdings an ihre Grenzen.

Erste Funktionstests werden zur weiteren Analyse der vorläufigen μg -Qualität der Anlage sowie der dafür verantwortlichen Anregungen mit dem für die Antriebsinbetriebnahme konzipierten Experimentträger durchgeführt. Aufgrund des schwingungstechnisch nicht optimierten Aufbaus wird ein zusätzlicher Freeflyer-Aufbau eingesetzt. Er wird gemäß dem zuvor beschriebenen üblichen Berechnungsverfahren zur Auswertung der μg -Qualität beurteilt und weist in dem betrachteten Flug 472 eine maximale Restbeschleunigung von $62,87 \mu g$ auf. Es zeigt sich während der Beschleunigungsphase dieses Fluges, dass die größten Beschleunigungsschwankungen in z-Richtung auftreten und sie auf die Steifigkeiten sowie die Dämpfungseigenschaften der verbauten Komponenten zurückzuführen sind. Diese Schwankungen klingen allerdings während der Freiflugphase innerhalb von etwa 0,3 s ab, was für die Auslegung der Experimentträger und zukünftiger Experimente zu berücksichtigen ist. Die Auswertungen dieses Fluges haben gezeigt, dass neben einem Störgeräusch aus einem systeminternen Lüfter Abrollgeräusche der Rollenführung der Gondel den frei fliegenden Freeflyer negativ beeinflussen. Die hochfrequenten Anregungen im Bereich von etwa 800 bis 3.000 Hz aus der Rollenführung weisen darin den größten Anteil der auftretenden Störeinflüsse auf. Das Nichtvorhandensein eines Vakuums zur akustischen Entkopplung stellt hier den ausschlaggebenden Effekt dar. Dieses Ergebnis ordnet den aktuellen Aufbau folglich zwischen anderen Einrichtungen mit frei fliegenden Aufbauten, aber mit Atmosphäre ein. Wird ein Vakuum in der Gondel erzeugt, so ist von einer Senkung der Restbeschleunigung um eine Zehnerpotenz oder mehr und einer Einordnung zwischen den seit Jahrzehnten etablierten Falltürmen auszugehen. Dies war zum Zeitpunkt der Erstellung dieser Arbeit allerdings noch nicht möglich.

Der am Ende der Auswertung des ersten Funktionstests abschließende Vergleich der simulativ und messtechnisch ermittelten Anregung des Experiments zeigt die Bedeutung der Steifigkeit und Dämpfung des Experimentträgers, der Vermeidung systeminterner Störquellen wie Lüfter oder Pumpen sowie des Vakuums zur akustischen Ent-

kopplung. Das Modell liefert Ergebnisse bis zu dessen mathematischer Grenze. Gemeinsam mit den Messdaten des ersten Freeflyer-Experiments lassen sich die Anlageneigenschaften analysieren, bewerten und erstmals Aussagen über eine zukünftig erreichbare μg -Qualität liefern.

Ausblick

Der *Einstein-Elevator* hat am 28.10.2019 den offiziell ersten Flug absolviert. Seitdem haben bereits einige Weiterentwicklung an der Antriebsregelung und anderen Komponenten der Anlage stattgefunden. Da es sich bei dieser um einen weltweit einzigartigen Prototyp handelt, werden Weiterentwicklungen zum Betriebsalltag gehören. Dabei wird immer wieder auf das Modell zurückgegriffen werden, um aufgrund des hohen finanziellen Risikos und der Gefahr eines Anlagenstillstands die Auswirkung der Anpassungen vorab untersuchen zu können. Mit jeder Weiterentwicklung gilt es allerdings auch, das Modell nachzuführen und einzelne Parameter zu optimieren.

Der *Einstein-Elevator* bietet als erste Fallturmanlage der neuen Generation neben der Möglichkeit, Mikrogravitation erzeugen zu können, auch die Simulation weiterer Gravitationsbedingungen. So lassen sich anhand unterschiedlicher Anlagenparameter beispielsweise die Gravitationsbedingungen von Mond und Mars nachstellen. Die ersten Flüge haben im Rahmen der Antriebsinbetriebnahme unter diesen unterschiedlichen Bedingungen stattgefunden. Abbildung 9-1 zeigt beispielhaft die Verläufe in z-Achsenrichtung der einstellten Beschleunigung $a_{K,z}$ von μg bis $0,9 g$, welche mit einem der *Kistler*-Sensoren am Experimentträger aufgenommen worden sind. Prinzipiell lassen sich alle Werte zwischen $0 g$ und $1 g$ einstellen, allerdings nimmt die erreichbare Präzision ab $0,8 g$ aufgrund der sehr langsamen Bewegung und der hohen

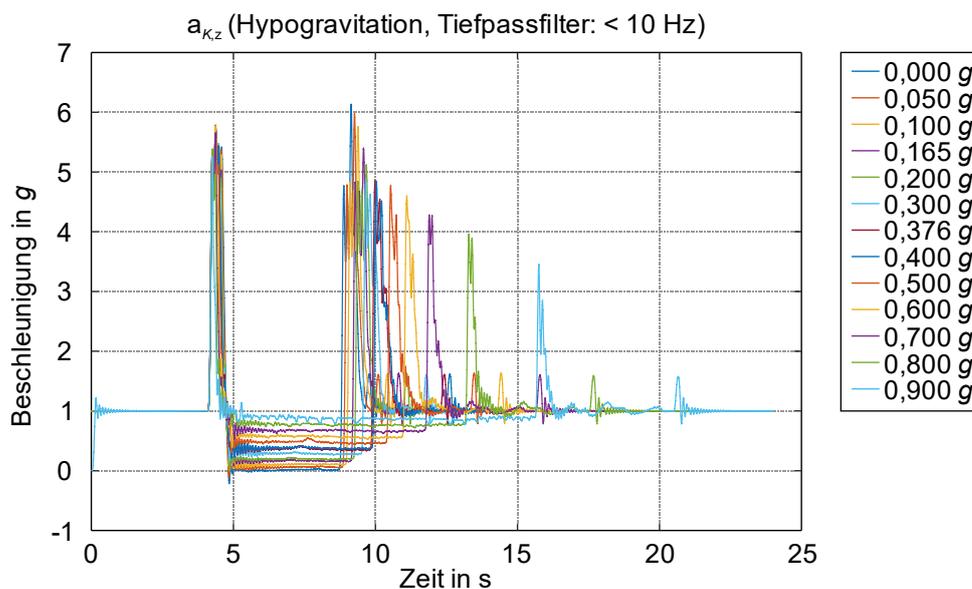


Abbildung 9-1: Am Experimentträger aufgenommene Beschleunigungen während der Simulation unterschiedlicher Schwerebedingungen (Quelle: nach [Lot20])

Ströme je Stator deutlich ab. Die Qualität der einzelnen Profile ist, verglichen mit der im Rahmen dieser Arbeit vorgestellten Analyse der μg -Qualität, zu untersuchen und bei Bedarf zu optimieren.

Neben der Anlagenoptimierung stellt der Aufbau eines optimierten Experimentträgers eine wesentliche Aufgabe dar. Er ermöglicht einen flexiblen Aufbau der Experimente und erweitert die Möglichkeiten der Forschenden zusätzlich. So wird des Weiteren eine druckdichte Hülle zur vollständigen Entkopplung des Experimentaufbaus vom Vakuum der Gondel erstmals umgesetzt werden, wie in Abbildung 9-2a dargestellt. Außerdem wird ein Kühlsystem im Trägerboden integriert, sodass Abwärme produzierende Prozesse zwischen den Flugzyklen heruntergekühlt und die Abwärme an das Gebäude abgegeben werden kann. Dieses wird durch Konduktion und ohne einen Medienaustausch realisiert, damit der Träger dennoch während des Fluges im Vakuum losgelöst fliegen kann und keine Leitungen für eine physische Verbindung nötig sind. Trotz der zusätzlichen Funktionen soll der geplante Platzbedarf weiter aufrechterhalten werden. Der Fokus liegt allerdings auf der schwingungstechnischen Optimierung des Trägersystems. Sie soll durch verschiedene Maßnahmen die μg -Qualität auf das für Falltürme übliche Niveau bringen.

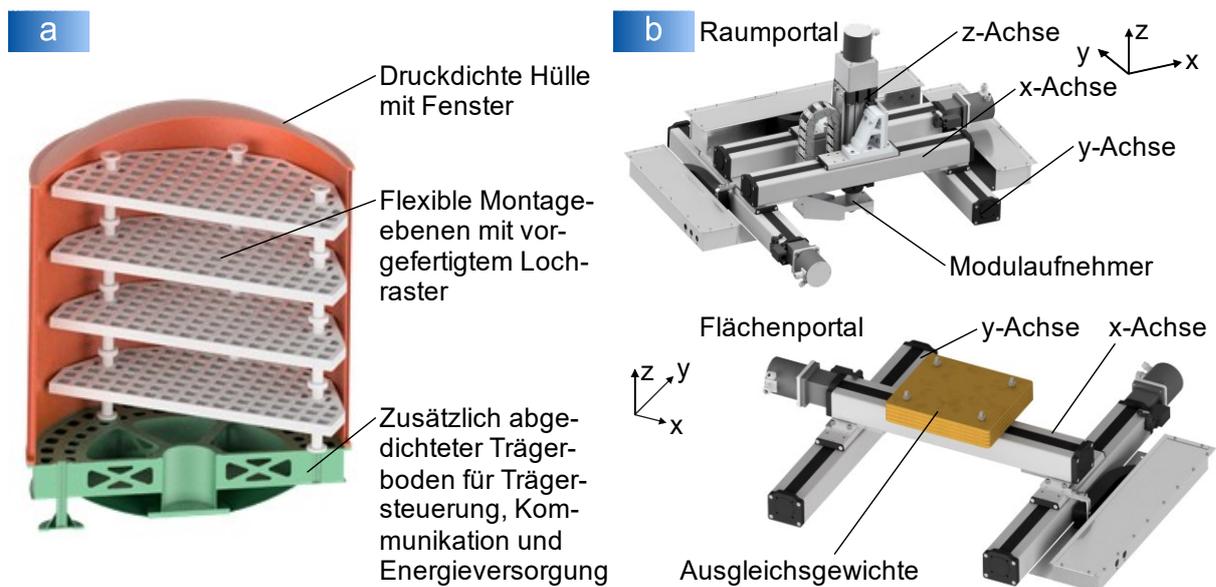


Abbildung 9-2: Neuentwicklungen, a) Druckdichter Experimentträger mit flexibler Innenraumgestaltung (nach [Ber21]), b) Portalsystem zur automatisierten Experimentdurchführung und zum Schwerpunktausgleich (nach [Rau21])

Zur Steigerung des Automatisierungsgrades der Versuchsabläufe ist im Rahmen einer studentischen Arbeit ein zweiteiliges Portalsystem für den Einsatz im Experimentträger entwickelt worden [Rau21]. In Abbildung 9-2b ist dieses dargestellt. Mit dem aus drei Achsen bestehenden Raumportalsystem können Experimentierende ihren Aufbauten zusätzliche Freiheitsgrade, Fertigungsköpfe oder andere Aktoren sowie Beobachtungseinrichtungen hinzufügen. Da eine Bewegung dieses Portals aber auch immer

eine Verschiebung des Schwerpunkts des Trägers mit sich zieht, ist parallel ein Flächenportal mit einem in xy -Richtung beweglichen Ausgleichsgewicht entwickelt und aufgebaut worden. Jede Bewegung des Raumportalsystems wird durch eine in Abhängigkeit des Gegengewichts skalierte Gegenbewegung ausgeglichen. Das Flächenportal kann unabhängig vom Raumportal eingesetzt werden, wenn im Experimentaufbau bewegliche Teile montiert sind, oder generell zur automatischen Ausrichtung des Schwerpunkts auf der Austariereinrichtung. Die erste Inbetriebnahme dieses Systems hat bereits stattgefunden. Zukünftig kann nach der Entwicklung angepasster Software mit diesem System eine Automatisierung des Austariervorgangs und der automatischen Versuchsdurchführung mit beweglichen Achsen realisiert werden.

Neben der Qualität der eingestellten Gravitationsbedingung spielen weitere Effekte vor allem in der physikalischen Grundlagenforschung eine große Rolle. Dazu gehört beispielsweise das Auftreten störender Magnetfelder während der Versuchsdurchführung durch den Antrieb und andere magnetisierte Komponenten. Im Rahmen eines der ersten Großprojekte soll eine Klassifizierung sowohl der auftretenden Beschleunigungen und Restbeschleunigungen während des freien Falls als auch der entlang des Verfahrwegs auftretenden Magnetfelder bestimmt werden. Es wird darin auch dargestellt, wie die Vakuumatmosphäre die Entkopplung der akustischen Einflüsse ermöglicht. Die im Anschluss publizierten Ergebnisse sollen als Grundlage bei der Konzeption weiterer Experimente dienen.

Die ersten Experimente zu den Themen additiver Fertigung und Erforschung von Quantentechnologien sind in Vorbereitung beziehungsweise bereits in der Bearbeitung. So hat das Projekt *MOONRISE* des *LZH* als erstes Projekt im *Einstein-Elevator* Ergebnisse geliefert [Ger18, Ger19, Lin21, Lot20, Rei21]. Ein langfristiges Ziel ist es, mit einer eigenständigen Arbeitsgruppe ein Zentrum für die Forschung unter verschiedenen Gravitationsbedingungen aufzubauen und international zu etablieren.

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1-1:	<i>Additiver Fertigungsprozess: a) mit flächigem Substrat oder Punktsubstrat, b) mit Punktsubstrat oder ohne Substrate (Quelle: nach [Lot18b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen).....</i>	2
Abbildung 1-2:	<i>Einstein-Elevator (Bildquellen: [Kol19]), a) Experimentträger in der Beladeebene vor der geschlossenen Gondel, b) Beschleunigung der Gondel aus der Beladeebene, c) Gondel im oberen Umkehrpunkt während des Parabelflugs.....</i>	3
Abbildung 1-3:	<i>Beschreibung auftretender Beschleunigungen einer Mikrogravitationsumgebung am Beispiel der ISS, Abkürzung: RMS – Quadratisches Mittel (engl.: root mean square), (Quelle: nach [McP09], übersetzt und grafisch vereinfacht)</i>	4
Abbildung 2-1:	<i>Albert Einsteins Gedankenexperiment zum Äquivalenzprinzip von 1907 (später Grundlage der allgemeinen Relativitätstheorie), a) Person steht in geschlossenem Raum auf der Erdoberfläche, b) Person steht in geschlossenem Raum im Weltraum mit $1 g = 9,81 \text{ m/s}^2$ beschleunigt, c) Person schwebt schwerelos in geschlossenem Raum im Weltraum, d) Person schwebt schwerelos in geschlossenem frei fallendem Raum.....</i>	7
Abbildung 2-2:	<i>Möglichkeiten der Erzeugung von Schwerelosigkeit, a) auf der Erde (Darstellungen nicht maßstäblich, Bilderquellen: [Sus-o.J, Tim-o.J.]), b) in Umlaufbahnen (Darstellungen nicht maßstäblich, Bilderquellen: [Mit-o.J, Wik-o.J.b]), c) im Weltraum (Darstellungen nicht maßstäblich, Bilderquellen: [Mit-o.J, Pexo.J, Wik-o.J.b])</i>	9
Abbildung 2-3:	<i>Zeit in Schwerelosigkeit über die minimal mögliche Restbeschleunigung a_r in verschiedenen Einrichtungen für Mikrogravitationsforschung, Kosten je Experimentdurchführung und Bewertung der Zugänglichkeit zu den Experimenten (wobei die beste Bewertung ++ und die schlechteste Bewertung -- darstellt), (Daten basieren auf folgenden Publikationen: [Bey15, Dlr10, Mes14, Mur12, Nor13, Tsu06, Zha05])</i>	10
Abbildung 2-4:	<i>Parameter eines Parabelflugs am Beispiel des A310 Zero-G von Novespace (Quelle: nach [Air19, Ple16], Bildquelle: [Clk-o.J.])</i>	12

Abbildung 2-5:	<i>Raketenmission, a) Ablauf des Fluges von MAIUS-1, b) Darstellung der Flugkonfiguration der Raketenmission MAIUS-1 (Quelle: nach [Bec18, Gro14, Gro16, Sei14], Bildquelle: [Pir-o.J, Sei14]).....</i>	13
Abbildung 2-7:	<i>ISS, a) Außenansicht der ISS aufgenommen von der STS-133 nach dem Abdocken (Bildquelle: [Nas11]), b) Alexander Gerst arbeitet am CIR-Rack (Bildquelle: [Nas18]), c) Skizze des CAL im Express Rack 2 (Bildquelle: [Nas-o.J.]).....</i>	16
Abbildung 2-8:	<i>Aktuelle Entwicklungen in der Raumfahrttechnik, a) Synchrone Landung der zwei Seiten-Booster (Falcon 9 Erststufen) nach dem ersten erfolgreichen Start der Falcon Heavy (Bildquelle: [Spa18], zugeschnitten), b) Blue Origins New Shepard beim Start (Bildquelle: [Blu15], zugeschnitten), c) Visualisierung des MOONRISE-Projektes (Bildquelle: [Lzh19], ergänzt um Beschriftung).....</i>	18
Abbildung 2-9:	<i>Scream-Fallturm im Heide Park Soltau, a) Foto des Wagens auf dem Weg nach oben, b) Beschleunigungsverlauf während des freien Falls (blau: Rohdaten, rot: gefiltert bei 10 Hz).....</i>	20
Abbildung 2-10:	<i>Weltkarte mit Falltürmen > 1 s (nur Großforschungsanlagen)</i>	21
Abbildung 2-11:	<i>Schnittansicht des Fallturm Bremen mit Detailansichten der Topposition und der Bodenposition (Quelle: nach [Dit91, Kam06])</i>	24
Abbildung 2-12:	<i>Experiment und Fallkapsel am Beispiel des Fallturm Bremens, a) Fallkapsel in der Standardkonfiguration (Quelle: nach [Zar13], ergänzt um Beschriftung), b) Freeflyer in modifizierter Fallkapsel (Quelle: nach [Zar99], ergänzt um Beschriftung und farbliche Hervorhebung des Freeflyers und der Dragshieldspitze)</i>	26
Abbildung 2-13:	<i>NASAs SAMS TSH-ES Sensorkopf zur dreiachsigen Beschleunigungsmessung im Frequenzbereich von 0,01 bis 400 Hz misst 113,0 mm x 92,7 mm x 89,6 mm und wiegt 0,79 kg (Quelle: nach [Fos04], ergänzt um Beschriftung)</i>	28
Abbildung 2-14:	<i>Vorgehen zur Auswertung einer Messung und der Weg zum Vergleich mit anderen Anlagen (Quelle: nach [McP17], eigene Tabellen und Diagramme, Werte dienen nur der Visualisierung), a) Rohwerte, b) Spektrogramm, c) Effektivwerte achsweise und Häufigkeitsverteilung, d) Effektivwerte über Frequenz, e) Effektivwert bis 10 Hz im Vergleich unterschiedlicher Einrichtungen über der Zeit in μg, Abkürzung: RMS – Quadratisches Mittel (engl.: root mean square)</i>	30

Abbildung 2-15: <i>Auswertung der frequenzabhängigen Obergrenzen der Beschleunigung für unterschiedliche Einrichtungen zur Mikrogravitationsforschung, Abkürzung: RMS – Quadratisches Mittel (engl.: root mean square), (Quelle: nach [Urb15b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen)</i>	<i>31</i>
Abbildung 2-16: <i>Vergleich unterschiedlicher Einrichtungen zur Mikrogravitationsforschung hinsichtlich der erreichbaren Restbeschleunigung über der möglichen Experimentdauer, Abkürzung: RMS – Quadratisches Mittel (engl.: root mean square), (Quelle: nach [Urb15b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen).....</i>	<i>31</i>
Abbildung 2-17: <i>Prinzipskizze des hydraulischen Seilantriebs des GraviTower Bremen, Abkürzung: RCM – Halte- und Lösemechanismus (engl.: Release-Caging-Mechanism), (Quelle: nach [Gie17])</i>	<i>35</i>
Abbildung 2-18: <i>Konzept für den Umbau der Fallturmanlage, a) Anordnung eines vertikalen Windkanals für Vereisungsversuche und der aktiv angetriebene Fallturmaufbau im Bereich des alten Fallschachts (Quelle: nach [Urb15a, Urb15b], ergänzt um Beschriftung), b) Detailansicht des aktiv angetriebenen Fallturmaufbaus mit der Beladesituation auf Erdniveau (Quelle: nach [Urb15a, Urb15b], ergänzt um Beschriftung, Helligkeit angepasst).....</i>	<i>36</i>
Abbildung 2-19: <i>Konzept des Umbaus der NASA-Anlage (Quelle: nach [Urb15a], Ausschnitt, gedreht und ergänzt um Beschriftung)</i>	<i>37</i>
Abbildung 2-20: <i>Stator und Rotor eines rotierenden und translatierenden Langstatormotors (Quelle: nach [Int18])</i>	<i>38</i>
Abbildung 2-21: <i>Übersicht über mögliche Linearmotorarten (Quelle: nach [Hel09])</i>	<i>38</i>
Abbildung 3-1: <i>Motivation, Ziele der Arbeit und Lösungsansätze sowie deren Methodik.....</i>	<i>46</i>
Abbildung 4-1: <i>Konzept des Einstein-Elevators; a) Skizze, b) CAD-Modell (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftungen übersetzt, Layoutanpassungen).....</i>	<i>48</i>
Abbildung 4-2: <i>Konstruktiver Aufbau des Einstein-Elevators (Quelle: nach [Lot17b] , Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen), a) Detailansicht mit Schnitt durch die Gondel, b) vertikaler Schnitt durch das Turmgebäude, c) Draufsicht auf die Turm-in-Turm-Konstruktion, d) Detailansicht mit Draufsicht auf den Antrieb</i>	<i>50</i>

- Abbildung 4-3: Gondel mit Antriebswagen, Abkürzung: PMU – Positionsmesssystem des Einstein-Elevators (engl.: position measurement unit) 51
- Abbildung 4-4: Theoretischer Verlauf des Fahrprofils „Schwerelos/0 g“ bzw. Mikrogravitation; I.) Beschleunigungsbereich: 5 m, II.) Konstantfahrt: 1 m, Lösen von Gondel und Experimentträger, III.) Parabelflug (aufwärts): 20 m freier Fall + 2 m Reserveweg (oben), IV.) Parabelflug (abwärts): 20 m freier Fall, V.) Konstantfahrt: 1 m, Annäherung von Gondel und Experimentträger und Aufsetzen, VI.) Bremsen: 5 m in kurzgeschlossenen Statoren und zusätzlich in vier parallel angeordneten Wirbelstrombremsen mit einer Länge von je 0,5 m auf 2 m langen mitfahrenden Bremsfinnen, VII.) Aufsetzen auf Hydraulikzylindern (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen) 53
- Abbildung 4-5: μ g und Hypogravitation, a) Schwerelos im Parabelflug (Profil 1), partielle Schwerkraft im Parabelflug (Profile 2-11), b) Schwerelos im freien Fall (Profil 12), partielle Schwerkraft im freien Fall (Profile 12-22); der für die Fahrprofile wesentliche Bereich ist hellgrün gekennzeichnet (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen) 55
- Abbildung 4-6: Verlauf der Versuchszeit in hypo-g (Parabelmodus) mit Mondgravitation ($1/6 g \rightarrow 4,4 s$) und Marsgravitation ($3/8 g \rightarrow 5,1 s$), Größen von ISS, Mond und Mars nicht maßstabsgetreu skaliert (Quelle: nach [Lot20], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen, Bildquellen: [Nas11], [Pexo.J, Wik-o.J.a] zugeschnitten) 57
- Abbildung 4-7: Erhöhte Schwerkraft (Profile P23 bis P30); der für die Fahrprofile wesentliche Bereich ist hellgrün gekennzeichnet (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen) 57
- Abbildung 4-8: Energie- und Antriebskonzept, Abkürzungen: DCU – Antriebssteuerung (engl.: drive control unit), FCU – Anlagensteuerung (engl.: facility control unit), MCU – Maschinensteuerung (engl.: machine control unit), PCU – Motorschütze (engl.: power control unit), PMU – Telemetrierechner (engl.: position measurement unit), PSU – Frequenzumrichter (engl.: power supply unit) 58
- Abbildung 4-9: Informationsfluss zwischen Nutzern, Bedienern der Anlagensteuerung und dem Experiment, Abkürzungen: CCU –

	<i>Flugcomputer (engl.: carrier control unit), DCU – Antriebssteuerung (engl.: drive control unit), FCU – Anlagensteuerung (engl.: facility control unit), LTS – Abstandssensor (engl.: laser triangulation sensor), MCU – Maschinensteuerung (engl.: machine control unit), MPS – Positionssensor (engl.: magnetic position sensor), ODC – Datenlichtschranke (engl.: optical data coupler), PMU – Telemetrierechner (engl.: position measurement unit), (Quelle: nach [Lot18c], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassung)</i>	<i>60</i>
Abbildung 4-10:	<i>Zentriereinrichtung im Gondelunterteil, a) Draufsicht, b) Schnittansicht (Quelle: [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen)</i>	<i>60</i>
Abbildung 4-11:	<i>Aufbau Experimentträger (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen, Bildreihenfolge geändert), a) geöffneter Zustand ohne Hülle, b) geschlossener Zustand, c) geöffneter Zustand mit angehobener Hülle, Abkürzungen: CCU – Flugcomputer (engl.: carrier control unit), ODC – Datenlichtschranke (engl.: optical data coupler)</i>	<i>61</i>
Abbildung 4-12:	<i>Auswahlgründe für oder gegen eine druckdichte Hülle um den Experimentträger</i>	<i>63</i>
Abbildung 4-13:	<i>Flugcomputer, Sensorik, Infrastruktur und Schnittstellen zur Experimentsteuerung, Abkürzung: USV – unterbrechungsfreie Spannungsversorgung</i>	<i>64</i>
Abbildung 4-14:	<i>Außenansicht des HITec-Gebäudes mit Einstein-Elevator, 1) Turm des Einstein-Elevators, 2) HITec-Laborgebäude, 3) Bürogebäude</i>	<i>65</i>
Abbildung 4-15:	<i>Kontrollraum mit vier bis sechs Arbeitsplätzen mit zwei Plätzen zur Anlagenbedienung und zwei Plätzen zur Experimentbedienung</i>	<i>66</i>
Abbildung 4-16:	<i>Versuchsvorbereitung, E1, E2 – Experimentvorbereitung Platz 1 und Platz 2 (Quelle: nach [Lot20], Beschriftung eingefügt)</i>	<i>67</i>
Abbildung 4-17:	<i>Beladeebene des Einstein-Elevators mit Experimentträger, Elektrostapler, Schienensystem (Bildquelle: [Kol19], Ausschnitt, Beschriftung ergänzt)</i>	<i>68</i>
Abbildung 4-18:	<i>Beladeebene des Einstein-Elevator mit ausgefahrenem Schienensystem und eingehängtem Experimentträger (Bildquelle: [Kol19], Ausschnitt, Beschriftung ergänzt)</i>	<i>68</i>
Abbildung 5-1:	<i>Abstraktion der Konstruktion hin zu einem mechanischen Ersatzmodell, a) CAD-Modell der Konstruktion, b) Funktionsweise der Konstruktion (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung</i>	

	<i>entfernt, Layoutanpassungen), c) Reduzierung auf mechanisches Ersatzmodell</i>	72
Abbildung 5-2:	<i>Einflüsse auf die Anregung des Experimentträgers während der Beschleunigungsphase der Anlage (Quelle: nach [Lot13a])</i> ...	74
Abbildung 6-1:	<i>Entkopplung der Türme für die Gondel- und Antriebsführung, a) Draufsicht mit Darstellung der getrennten Tragwerke, b) Schnittansicht mit Darstellung des Fundamentaufbaus mit eingezeichneten Bohrpfählen</i>	76
Abbildung 6-2:	<i>Impulsartige Anregung am Turm der Antriebsführung und die Reaktion am Turm der Gondelführung</i>	77
Abbildung 6-3:	<i>Antriebswagen, a) Seitenansicht mit Anbauteilen, b) perspektivische Ansicht des rechten Wagens mit wesentlichen Bestandteilen, c) mechanisches Modell des linken Wagens</i>	79
Abbildung 6-4:	<i>Traverse, a) Seitenansicht, b) mechanisches Modell der Traverse</i>	80
Abbildung 6-5:	<i>Simulationsergebnis der mechanischen Verformung der Traverse unter der statischen Belastung von Gondel und Experiment, die bei 5 g Beschleunigung auftritt (Quelle: nach [Meu17])</i>	81
Abbildung 6-6:	<i>Messaufbau zur Untersuchung des Durchbiegung-Kraft-Verlaufs der Traverse</i>	82
Abbildung 6-7:	<i>Biegelinie (w), Biegemoment (M_b) und Querkraft (F_q) der Traverse unter einer Belastung von 75 kN an der Koppelstange, blau: Biegebalken ohne Feder-Dämpfer-Elemente ohne Vorspannkraft (BB), rot: Biegebalken mit Feder-Dämpfer-Elementen ohne Vorspannkraft (FDE), orange: Biegebalken mit Feder-Dämpfer-Elementen mit Vorspannkraft (VSK)</i>	84
Abbildung 6-8:	<i>Feder-Dämpfer-Elemente, a) Anordnung zwischen den Trägerdreiecken (Baugruppe befestigt an den Antriebswagen) und der Traverse, b) Einspannung in der Servohydraulischen Prüfeinrichtung zur Untersuchung der mechanischen Eigenschaften, c) Darstellung des quasistatischen Weg-Kraft-Verlaufs ($F_{soll}(x)$: Sollverlauf, 3 kN Vorspannung und lineare Federsteifigkeit, $F_{Mess}(x)$: ± 20 mm, Geschwindigkeit 10 mm/min), d) Hystereseverlauf ($F_{lin}(x)$: berechneter Verlauf als Voigt-Kelvin-Modell zur Bestimmung der Federsteifigkeit $c = 655.000$ N/m und des Dämpfungskennwerts</i>	

	<i>d = 10.000 N·s/m, F_{Mess}(x): Rampe, Profil: 10 ± 5 mm, f = 2 Hz)</i>	86
Abbildung 6-9:	<i>Koppelstange, a) Einbau der Koppelstange zwischen Gondelboden und Traverse, b) mechanisches Ersatzbild, c) Anordnung der Kräfte (Koppelstange als Voigt-Kelvin-Modell berücksichtigt)</i>	87
Abbildung 6-10:	<i>Gondel mit Schnittstellen, a) CAD-Modell, links: Schnittansicht mit Experimentträger im Inneren (S), rechts: Außenansicht, b) mechanisches Ersatzmodell (die Führungseinheiten sind sinngemäß und nicht entsprechend ihrer tatsächlichen Orientierung eingezeichnet. Eine weitere Führungseinheit je Ebene ist zur besseren Übersichtlichkeit nicht dargestellt.).....</i>	89
Abbildung 6-11:	<i>Experimentträger, a) CAD-Modell, links: Traggestell ohne Druckhülle, rechts: Traggestell mit Druckhülle, b) mechanisches Ersatzmodell.....</i>	91
Abbildung 6-12:	<i>Zweistufiger Ausrichtprozess, a) Ausrichtung der Trägerplatten, b) Messergebnisse der Plattenausrichtung in radialer Richtung, c) Schienenausrichtung, Sicht von unten, d) Messergebnisse der Schienenausrichtung in tangentialer Richtung</i>	95
Abbildung 6-13:	<i>Anordnung und Aufbau der Rollenführungen, a) horizontale Anordnung der Führungen an der Gondel und den Antriebswagen, b) vertikale Anordnung, c) Aufbau einer Führungseinheit.....</i>	96
Abbildung 6-14:	<i>Rollenprüfstand zur dynamischen Untersuchung der Laufrollen und des Schienenmaterials hinsichtlich auftretender Schwingungen (Quelle: nach [Lot17b], Beschriftung übersetzt, Layoutanpassungen).....</i>	97
Abbildung 6-15:	<i>Aufgenommene Bewegung der linken und rechten Laufrolle auf der angetriebenen Scheibe des Laufrollenprüfstands mit der dabei auftretenden Positionsfehlerkurve, I.) Beschleunigungsbereich, II.) Konstantfahrt und Lösen, III.) Parabelflug (aufwärts), IV.) Parabelflug (abwärts), V.) Konstantfahrt und Annäherung, VI.) Bremsen, VII.) Aufsetzen und Versuchsende, (Quelle: nach [Hor13])</i>	98
Abbildung 6-16:	<i>Kraft und Auslenkungsverläufe (beide y-Achsen gelten gleichermaßen für alle Werte) aus fünf Messungen während einer Messkampagne („Reihe 11.11., 2000 N“), I.) Beschleunigungsbereich, II.) Konstantfahrt und Lösen, III.) Parabelflug (aufwärts), IV.) Parabelflug (abwärts),</i>	

- V.) Konstantfahrt und Annäherung, VI.) Bremsen, VII.) Aufsetzen und Versuchsende, (Quelle: nach [Hor13]) 99
- Abbildung 6-17: PSD über der Zeit und der Frequenz dargestellt bei einer Messfahrt mit dem rechten Kraftaufnehmer am Rollenprüfstand mit hineinprojiziertem Geschwindigkeitsprofil (Messung: „Reihe 11.11., 2000 N“, $f_s = 19.200$ samples/s, $n_{FFT} = 10.000$, $\Delta f = 14,56$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 400$, $k_S = 150$), I.) Beschleunigungsbereich, II.) Konstantfahrt und Lösen, III.) Parabelflug (aufwärts), IV.) Parabelflug (abwärts), V.) Konstantfahrt und Annäherung, VI.) Bremsen, VII.) Aufsetzen und Versuchsende, Abkürzung: PSD – spektrale Leistungsdichte (engl.: power spectral density)..... 100
- Abbildung 6-18: Verschleißuntersuchung an einer Laufrolle und einem Laufring nach 25.000 Fahrten im Zeitrafferverfahren, a) Laufrolle mit gelöster Deckscheibe, Span an der Deckscheibe und verteiltem Schmiermittel, b) Laufspuren auf dem Laufring, c) Laufring mit markierten wellenförmigen Spuren auf dem Umfang, d) Detailsansicht der wellenförmigen Spur auf der Laufringoberfläche (Quelle: nach [Lot15])..... 102
- Abbildung 6-19: Veränderung des Schwingungsverhaltens im Laufrollenprüfstand mit fortschreitenden Fahrten, a) nach 100 Fahrten, b) nach 2.500 Fahrten, c) nach 7.500 Fahrten, d) nach 12.500 Fahrten, e) nach 25.000 Fahrten (Quelle: nach [Rei14, Lot15])..... 103
- Abbildung 6-20: Ersatzmodell einer einzelnen Laufrolle, m: Masse, c: Feder, d: Dämpfer, u_e : Unwucht, S: Schwerpunkt (Quelle: nach [Klu12]) .. 105
- Abbildung 6-21: Antriebsanordnung, a) Übersicht über die Montagepositionen der 1- und 3-reihigen Statoranordnungen, b) Detailansicht der Beladeebene zur Visualisierung der 3-reihigen Statoranordnung mit hervorgehobenem Bereich der vorderen Kante des rechten Antriebswagens..... 108
- Abbildung 6-22: Anzahl der Statoren $n(z)$ entlang des Fahrwegs dargestellt für die vordere Kante der Magnete am Schlitten je Antriebsseite, gleichzeitig im Eingriff z_w 108
- Abbildung 6-23: Kraftschwankungen hervorgerufen durch die Polteilung, a) Beispielhafter Positions-, Geschwindigkeits-, Beschleunigungs- und Kraftverlauf der z-Komponente über der Position (s) eines Wagens in z-Richtung, b) Beispielhafter

	<i>Positions-, Geschwindigkeits-, Beschleunigungs- und Kraftverlauf der z-Komponente über der Zeit (t)</i>	<i>109</i>
Abbildung 6-24:	<i>Anwendungen des LSM-Antriebs in Achterbahnen, a) Superman – the Escape im Six Flags Magic Mountain Park in Valencia, Kalifornien, USA (Quelle: nach [Tho11], Beschriftung ergänzt), b) Blue Fire Megacoaster im Europa-Park in Rust, Deutschland (Quelle: nach [Spe21], Ausschnitt, Beschriftung ergänzt, Helligkeit angepasst)</i>	<i>110</i>
Abbildung 6-25:	<i>Ablauf der aerodynamischen Simulation zur Vereinfachung der Geometrie bei gleichbleibendem Aussagegehalt und der Modellierung eines positionsabhängigen Verlaufs der Widerstände</i>	<i>112</i>
Abbildung 6-26:	<i>Reduzierung des Detaillierungsgrads und Simulation der Bewegung, a) CAD-Modell mit allen Anbauteilen und Schrauben, b) vereinfachtes Modell (Quelle: nach [Mol19]), c) Simulationsergebnis eines Vektorfeldes der Fluidgeschwindigkeit bei einer Fahrgeschwindigkeit von 20 m/s im ausreichend groß dimensionierten Fluidraum (Quelle: nach [Mol19])</i>	<i>114</i>
Abbildung 6-27:	<i>Verlauf des Luftwiderstands der Summe aus Gondel, Traverse und der zwei Antriebswagen in x-, y- und z-Richtung über der Position (z-Richtung) bei einem Geschwindigkeitsverlauf des μg-Fahrprofils (mit Punkt-Strich-Linie dargestellt)</i>	<i>115</i>
Abbildung 6-28:	<i>Pumpstand CombiLine WD 750 mit zweistufiger Drehschieberpumpe Duo 125 und Wälzkolbenpumpe Okta 800 im Testaufbau für die Untersuchung der Dichtheit der Gondel und die erreichbare Vakuumqualität, a) Testaufbau, b) schematischer Aufbau, Abkürzung: CFK – Carbonfaser-verstärkter Kunststoff.....</i>	<i>117</i>
Abbildung 6-29:	<i>Abpumpkurven, a) erreichter Druck in mbar über 13 Pumpvorgänge, b) typischer Druck- und Saugleistungsverlauf über der Zeit bis zum Schließen des Absperrventils bei etwa 125 min.....</i>	<i>118</i>
Abbildung 6-30:	<i>a) Druckanstieg nach einem Pumpvorgang, b) Druckanstieg direkt nach einer Evakuierung mit markiertem Zeitfenster im angestrebten Druckintervall.....</i>	<i>119</i>
Abbildung 6-31:	<i>c_w-Wert entsprechend der Reynolds-Zahl für einen Zylinder und eine Scheibe (Quelle: nach [Cro08, Mol19])</i>	<i>120</i>
Abbildung 6-32:	<i>Einfluss von Coriolis im Einstein-Elevator, a) Einfluss der Corioliskraft auf die Position in horizontaler Richtung</i>	

	(Abweichung in östlicher Richtung), b) Auslenkungsgeschwindigkeit (in östlicher Richtung) über der Zeit.....	123
Abbildung 7-1:	Simulierte Verläufe für die Position $s_{z,i}(t)$, die Geschwindigkeit $v_{z,i}(t)$ und die Beschleunigung $a_{z,i}(t)$ in z-Richtung.....	132
Abbildung 7-2:	Simulierte Verläufe für die Position $s_{x,i}(t)$, die Geschwindigkeit $v_{x,i}(t)$ und die Beschleunigung $a_{x,i}(t)$ in x-Richtung sowie der gleichen Verläufe über der z-Position $s_{x,i}(z)$, $v_{x,i}(z)$ und $a_{x,i}(z)$	133
Abbildung 7-3:	Simulierte Bewegung der fünf Komponenten, a) Auslenkung in x- und y-Richtung über der Position in z-Richtung, b) Geschwindigkeit in x- und y-Richtung über der Position in z-Richtung, c) Beschleunigung in x- und y-Richtung über der Position in z-Richtung.....	135
Abbildung 7-4:	Komponentenweise Darstellung der Beschleunigungsverläufe jeweils in xy-Richtung sowie separat in z-Richtung über der Zeit (Achtung: unterschiedliche Achsskalierungen).....	136
Abbildung 7-5:	PSD über der Zeit und der Frequenz der simulierten Beschleunigung des Experimentträgers in x-Richtung $a_{E,x}$ ($f_s = 198.118$ Samples/s, $n_{FFT} = 50.000$, $\Delta f = 198,12$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$), Abkürzung: PSD – spektrale Leistungsdichte (engl.: power spectral density).....	136
Abbildung 7-6:	FFT der letzten Zehntelsekunde der Beschleunigungsphase, äußeres Diagramm: Auflösung der Frequenz im Bereich von 0 Hz bis 5.000 Hz, inneres Diagramm: Auflösung der Frequenz im Bereich von 0 Hz bis 1.000 Hz, Abkürzung: FFT – schnelle Fourier-Transformation (engl.: fast Fourier transformation).....	138
Abbildung 8-1:	Freeflyer im Einstein-Elevator, a) Aufbau des Freeflyers, b) Freeflyer im vorläufigen Experimentträger mit einer Kammer (blaue Kiste) zur Begrenzung des Freiraums im Fehlerfall.....	142
Abbildung 8-2:	Bewegungskurve der Gondel mit Geschwindigkeit, Sollgeschwindigkeit und Beschleunigung über der Position (50 Hz gefiltert) sowie Motorelemente (ME), Wirbelstrombremse (WSB), Fallsicherung (FS), Haltebremsen (HB), Bremsfinnen (BF) und der Bewegungsbereich der Antriebswagen.....	146
Abbildung 8-3:	Schwebhöhe der Experimentträgerfüße über dem Gondelboden während der Versuchsdurchführung mit Zoom-Ausschnitt zur Vergrößerung der Bewegung relativ zur Sollswebhöhe von 50 mm.....	146

Abbildung 8-4:	<i>Beschleunigungssensoren, Titan Accelerometer-Sensor (x_T, y_T, z_T), Kistler MEMS-Sensor (x_K, y_K, z_K), *) ursprüngliche Achsausrichtung (wird in der Messwertaufnahme für vergleichbare Ergebnisse umgerechnet)</i>	147
Abbildung 8-5:	<i>Beschleunigungsverlauf der Gondel während Flug 472 (Kistler, am Gondelunterteil befestigt, 20 Hz gefiltert)</i>	149
Abbildung 8-6:	<i>Beschleunigungsverlauf des Experimentträgers während Flug 472 (Kistler, untere Position, 20 Hz gefiltert)</i>	149
Abbildung 8-7:	<i>Beschleunigungsverlauf des Freeflyers während Flug 472 (Titan, 20 Hz gefiltert)</i>	150
Abbildung 8-8:	<i>Beschleunigungsverlauf des Freeflyers während Flug 472 (Titan, volles aufgenommenes Spektrum transparent im Hintergrund sowie 20 Hz gefiltert nicht transparent im Vordergrund dargestellt) mit hervorgehobenem Bereich zur Visualisierung des Abklingverhaltens am Übergang zwischen Beschleunigungs- und Freifallphase (volles aufgenommenes Spektrum/ungefiltert) sowie mit hervorgehobenem Mikrogravitationsbereich (volles aufgenommenes Spektrum/ ungefiltert)</i>	151
Abbildung 8-9:	<i>Achswise Verteilung der Beschleunigungswerte, a) je ein Histogramm für jede Beschleunigungsrichtung (a_x, a_y, a_z) sowie die passend skalierte Gaußsche Normalverteilung, b) Boxplot mit Auswertungen der drei Beschleunigungsrichtungen (a_x, a_y, a_z) mit eingezeichneten Werten für den Median (50%, roter Strich im blauen Kasten), 1. und 3. Quartil (Q1: 25% und Q3: 75%, vertikale Länge des blauen Kastens, mit $IQR = Q3 - Q1$), Whisker (vertikale Länge der schwarzen gestrichelten Linie, $1,5 \cdot IQR$) sowie der Ausreißer (rote Kreuze), Abkürzung: IQR – Interquartilabstand (engl.: interquartile range)</i>	152
Abbildung 8-10:	<i>PSD der x-Achse während der μg-Phase während Flug 472 im Freeflyer, Abkürzung: PSD – spektrale Leistungsdichte (engl.: power spectral density)</i>	155
Abbildung 8-11:	<i>Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Freeflyer während Flug 472 (Titan, a_x, „detrend“ der μg-Phase, $f_s = 10.000$ samples/s, $n_{FFT} = 10.000$, $\Delta f = 4,17$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$), Abkürzung: PSD – spektrale Leistungsdichte (engl.: power spectral density)</i>	156

- Abbildung 8-12: *Kumulative Beschleunigung über der Frequenz, gemessen im Freeflyer während Flug 472 (Titan, a_x , a_y , a_z und a_{xyz} , $n_{FFT} = 37.001$, $\Delta f = 0,2703$ Hz, Hanning-Fenster), a) volles Frequenzspektrum, b) Frequenzbereich von 0 bis 250 Hz 157*
- Abbildung 8-13: *Vergleich verschiedener Plattformen für die Forschung in Mikrogravitation, RMS-Beschleunigungen (< 10 Hz) über der Dauer in Mikrogravitation, gelb: Parabelflug in KC-135 (mit festgeschraubtem und frei fliegendem Experiment), hellblau: New Shepard (nach Trennung und reine Mikrogravitationsphase), rot: Forschungsrakete Black Brant, grün: ISS (Columbus-Modul und US-Lab im August und September 2016), lila: Falltürme (Glenn 2.2-Second Drop Tower, Zero Gravity Research Facility (am Boden und am seitlichen Träger gemessen), Fallturm Bremen (freier Fall)), blau: Freeflyer im Einstein-Elevator (Freeflyer, Flug 472), Abkürzung: RMS – quadratisches Mittel (engl.: root mean square), (Quelle: nach [McP17, Ros01, Urb15b]) 159*
- Abbildung 8-14: *Vergleich verschiedener Einrichtungen mit den Ergebnissen des Freeflyer im Einstein-Elevator (Freeflyer, Flug 472) anhand der Ein-Drittel-Oktavbänder, durchgezogene Linien für Freeflyer, gestrichelte Linien für ISS-Anforderungen (ISS allein) und ausgewählte Einrichtungen (nach [Urb15b]) 160*
- Abbildung 8-15: *Messdaten des Experimentträgers während der ersten Freeflyer-Experimente, a) Beschleunigungsdaten der x-, y- und z-Achse eines Kistler-Sensors während des gesamten Versuchsablaufs, b) Beschleunigungsdaten der x-, y- und z*-Achse eines Kistler-Sensors während der Beschleunigungsphase (z*-Achse für anschließende FFT-Analysen auf null gezogen), c) Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Experimentträger während Flug 472 (Kistler, a_z , „detrend“ der Beschleunigungsphase, $f_s = 10.000$ Samples/s, $n_{FFT} = 500$, $\Delta f = 180,47$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 15$, $k_S = 200$), Abkürzung: PSD – spektrale Leistungsdichte (engl.: power spectral density) 162*
- Abbildung 8-16: *FFT der letzten Zehntelsekunde der Beschleunigungsphase, äußeres Diagramm: Auflösung der Frequenz im Bereich von 0 Hz bis 5.000 Hz, inneres Diagramm: Auflösung der Frequenz im Bereich von 0 Hz bis 1.000 Hz, Abkürzung: FFT – schnelle Fourier-Transformation (engl.: fast Fourier transformation) 163*

Abbildung 9-1:	<i>Am Experimentträger aufgenommene Beschleunigungen während der Simulation unterschiedlicher Schwerebedingungen (Quelle: nach [Lot20])</i>	170
Abbildung 9-2:	<i>Neuentwicklungen, a) Druckdichter Experimentträger mit flexibler Innenraumgestaltung (nach [Ber21]), b) Portalsystem zur automatisierten Experimentdurchführung und zum Schwerpunktausgleich (nach [Rau21])</i>	171

Anhang

Abbildung A2.1:	<i>Simulierter Verlauf des Luftwiderstands der Gondel in x-, y- und z-Richtung über der Position (z-Richtung) bei einem Geschwindigkeitsverlauf des μg-Fahrprofils (mit Punkt-Strich-Linie dargestellt)</i>	212
Abbildung A2.2:	<i>Simulierter Verlauf des Luftwiderstands der Traverse in x-, y- und z-Richtung über der Position (z-Richtung) bei einem Geschwindigkeitsverlauf des μg-Fahrprofils (mit Punkt-Strich-Linie dargestellt)</i>	212
Abbildung A2.3:	<i>Simulierter Verlauf des Luftwiderstands der zwei Antriebswagen in x-, y- und z-Richtung über der Position (z-Richtung) bei einem Geschwindigkeitsverlauf des μg-Fahrprofils (mit Punkt-Strich-Linie dargestellt)</i>	213
Abbildung A3.1:	<i>Simulierte Verläufe für die Position $s_{y,i}(t)$, die Geschwindigkeit $v_{y,i}(t)$ und die Beschleunigung $a_{y,i}(t)$ in y-Richtung sowie der gleichen Verläufe über der z-Position $s_{y,i}(z)$, $v_{y,i}(z)$ und $a_{y,i}(z)$</i>	214
Abbildung A4.1:	<i>PSD über der Zeit und der Frequenz der simulierten Beschleunigung des Experimentträgers in y-Richtung $a_{E,y}$ ($f_s = 198.118$ Samples/s, $n_{FFT} = 50.000$, $\Delta f = 198,12$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$)</i>	215
Abbildung A4.2:	<i>PSD über der Zeit und der Frequenz der simulierten Beschleunigung des Experimentträgers in z-Richtung $a_{E,z}$ ($f_s = 198.118$ Samples/s, $n_{FFT} = 50.000$, $\Delta f = 198,12$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$)</i>	215
Abbildung A5.1:	<i>PSD der y-Achse während der μg-Phase während Flug 472 im Freeflyer</i>	216
Abbildung A5.2:	<i>PSD der z-Achse während der μg-Phase während Flug 472 im Freeflyer</i>	216

Abbildung A5.3: PSD der kumulativen Beschleunigung $a_{ xyz }$ während der μg -Phase während Flug 472 im Freeflyer	217
Abbildung A6.1: Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Freeflyer während Flug 472 (Titan, a_y , „detrend“ der μg -Phase, $f_s = 10.000$ Samples/s, $n_{FFT} = 10.000$, $\Delta f = 4,17$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$)	217
Abbildung A6.2: Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Freeflyer während Flug 472 (Titan, a_z , „detrend“ der μg -Phase, $f_s = 10.000$ Samples/s, $n_{FFT} = 10.000$, $\Delta f = 4,17$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$).....	218
Abbildung A6.3: Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Freeflyer während Flug 472 (Titan, $a_{ xyz }$, „detrend“ der μg -Phase, $f_s = 10.000$ Samples/s, $n_{FFT} = 10.000$, $\Delta f = 4,17$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$).....	218
Abbildung A7.1: Kumulative Beschleunigung über der Frequenz, gemessen im Freeflyer während der Stillstandsphase vor Flug 472 (Titan, a_x , a_y , $a_z - g$ und $a_{ xyz }$, $n_{FFT} = 37.001$, $\Delta f = 0,2703$ Hz, Hanning-Fenster), a) volles Frequenzspektrum, b) Frequenzbereich von 0 bis 250 Hz.....	219
Abbildung A8.1: Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Freeflyer während der Beschleunigungsphase von Flug 472 (Titan, a_x , „detrend“ der μg -Phase, $f_s = 10.000$ Samples/s, $n_{FFT} = 500$, $\Delta f = 180,47$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 15$, $k_S = 200$)	219
Abbildung A8.2: Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Freeflyer während der Beschleunigungsphase von Flug 472 (Titan, a_y , „detrend“ der μg -Phase, $f_s = 10.000$ Samples/s, $n_{FFT} = 500$, $\Delta f = 180,47$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 15$, $k_S = 200$)	220

Tabellenverzeichnis

Tabelle 2-1:	<i>Eigenschaften der größten Freifalltürme für Forschung unter Schwerelosigkeit, (basierend auf den Daten folgender Publikationen: 1) [Neu08], 2) [Neu06], 3) [Ddt18, Urb15b], 4) [Lae15, Ste07, Ste16], 5) [Hua13, Lae15, Zha05], 6) [Kom16, Nag16], 7) [Koi01, Mor93, Zha05], 8) [lwa05, Nok08], 9) [Fuj07, Fuj09, Fuj16], 10) [Dit91, Lae15, Zar11], 11) [Lot14, Lot17b, Lot18c], Quelle: nach [Lot17b], Übersetzung, Layoutanpassungen).....</i>	22
Tabelle 8-1:	<i>Beschleunigungsamplituden für unterschiedliche Prozentbereiche im Beschleunigungsbereich für x-, y- und z-Achse sowie die rechnerischen kumulativen Beschleunigungswerte</i>	153
Tabelle 8-2:	<i>Kumulative RMS-Beschleunigungswerte für unterschiedlichen Frequenzgrenzen im Beschleunigungsbereich für x-, y- und z-Achse sowie die rechnerischen x,y,z -Beschleunigungswerte, Abkürzung: RMS – quadratisches Mittel (engl.: root mean square), (in Anlehnung an [McP17])</i>	158

Literaturverzeichnis

- [Air19] AIRZEROG (HRSG.): *THE AIRBUS A310 ZERO-G*, <https://www.airzerog.com/the-airbus-a310-zero-g/>, Stand: 04.01.2020.
- [Alt15] ALTSCHUL, B.; BAILEY, Q. G.; BLANCHET, L.; BONGS, K.; BOUYER, P.; CACCIAPUOTI, L.; CAPOZZIELLO, S.; GAALLOUL, N.; GIULINI, D.; HARTWIG, J.; IESS, L.; JETZER, P.; LANDRAGIN, A.; RASEL, E.; REYNAUD, S.; SCHILLER, S.; SCHUBERT, C.; SORRENTINO, F.; STERR, U.; TASSON, J. D.; TINO, G. M.; TUCKEY, P.; WOLF, P.: *Quantum tests of the Einstein Equivalence Principle with the STE-QUEST space mission*, *Advances in Space Research*, Vol. 55, Nr. 1, S. 501–524, 2015.
- [Arm16] ARMANO, M.; AUDLEY, H.; AUGER, G.; BAIRD, J. T.; BASSAN, M.; BINETRUY, P.; BORN, M.; BORTOLUZZI, D.; BRANDT, N.; CALENO, M.; CARBONE, L.; CAVALLERI, A.; CESARINI, A.; CIANI, G.; CONGEDO, G.; CRUISE, A. M.; DANZMANN, K.; DEUS SILVA, M. de; ROSA, R. de; DIAZ-AGUILO, M.; DI FIORE, L.; DIEPHOLZ, I.; DIXON, G.; DOLESI, R.; DUNBAR, N.; FERRAIOLI, L.; FERRONI, V.; FICHTER, W.; FITZSIMONS, E. D.; FLATSCHER, R.; FRESCHI, M.; GARCIA MARIN, A. F.; GARCIA MARIRRODRIGA, C.; GERNDT, R.; GESA, L.; GIBERT, F.; GIARDINI, D.; GIUSTERI, R.; GUZMAN, F.; GRADO, A.; GRIMANI, C.; GRYNAGIER, A.; GRZYMISCH, J.; HARRISON, I.; HEINZEL, G.; HEWITSON, M.; HOLLINGTON, D.; HOYLAND, D.; HUELLER, M.; INCHAUSPE, H.; JENNRICH, O.; JETZER, P.; JOHANN, U.; JOHLANDER, B.; KARNESIS, N.; KAUNE, B.; KORSAKOVA, N.; KILLOW, C. J.; LOBO, J. A.; LLORO, I.; LIU, L.; LOPEZ-ZARAGOZA, J. P.; MAARSCHALKERWEERD, R.; MANCE, D.; MARTIN, V.; MARTIN-POLO, L.; MARTINO, J.; MARTIN-PORQUERAS, F.; MADDEN, S.; MATEOS, I.; MCNAMARA, P. W.; MENDES, J.; MENDES, L.; MONSKY, A.; NICOLODI, D.; NOFRARIAS, M.; PACZKOWSKI, S.; PERREUR-LLOYD, M.; PETITEAU, A.; PIVATO, P.; PLAGNOL, E.; PRAT, P.; RAGNIT, U.; RAIS, B.; RAMOS-CASTRO, J.; REICHE, J.; ROBERTSON, D. I.; ROZEMEIJER, H.; RIVAS, F.; RUSSANO, G.; SANJUAN, J.; SARRA, P.; SCHLEICHER, A.; SHAUL, D.; SLUTSKY, J.; SOPUERTA, C. F.; STANGA, R.; STEIER, F.; SUMNER, T.; TEXIER, D.; THORPE, J. I.; TRENKEL, C.; TROBS, M.; TU, H. B.; VETRUGNO, D.; VITALE, S.; WAND, V.; WANNER, G.; WARD, H.; WARREN, C.; WASS, P. J.; WEALTHY, D.; WEBER, W. J.; WISSEL, L.; WITTCHEN, A.; ZAMBOTTI, A.; ZANONI, C.; ZIEGLER, T.; ZWEIFEL, P.: *Sub-Femto-g Free Fall for Space-Based Gravitational Wave Observatories: LISA Pathfinder Results*, *Physical review letters*, Vol. 116, Nr. 23, S. 231101, 2016.

- [Bar62] BARKER, C. L, JR.: *Space Flight Simulator*, US3041741, United States of America, 03.07.1962.
- [Bec18] BECKER, D.; LACHMANN, M. D.; SEIDEL, S. T.; AHLERS, H.; DINKELAKER, A. N.; GROSSE, J.; HELLMIG, O.; MÜNTINGA, H.; SCHKOLNIK, V.; WENDRICH, T.; WENZLAWSKI, A.; WEPS, B.; CORGIER, R.; FRANZ, T.; GAALOUL, N.; HERR, W.; LÜDTKE, D.; POPP, M.; AMRI, S.; DUNCKER, H.; ERBE, M.; KOHFELDT, A.; KUBELKA-LANGE, A.; BRAXMAIER, C.; CHARRON, E.; ERTMER, W.; KRUTZIK, M.; LÄMMERZAHL, C.; PETERS, A.; SCHLEICH, W. P.; SENGSTOCK, K.; WALSER, R.; WICHT, A.; WINDPASSINGER, P.; RASEL, E. M.: *Space-borne Bose–Einstein condensation for precision interferometry*, *Nature*, Vol. 562, Nr. 7727, S. 391–395, 2018.
- [Bel15] BELSER, V.; BREUNINGER, J.; LAUFER, R.; BOEHM, K.; DROPMANN, M.; HERDRICH, G.; HYDE, T.; RÖSER, H.-P.: *Aerodynamic and Engineering Design of a 1.5 Seconds High Quality Microgravity Drop Tower Facility*, Lunar and Planetary Science Conference, Vol. 46, <http://www.hou.usra.edu/meetings/lpsc2015/pdf/2833.pdf>, 2015.
- [Bel16] BELSER, V.; BREUNINGER, J.; REILLY, M.; LAUFER, R.; DROPMANN, M.; HERDRICH, G.; HYDE, T.; RÖSER, H.-P.; FASOULAS, S.: *Aerodynamic and Engineering Design of a 1.5 Seconds High Quality Microgravity Drop Tower Facility*, *Acta Astronautica*, Nr. 129, S. 335–344, <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.09.031>, 2016.
- [Ber21] BERLIN, H.: *Projektstudie: Experimentträger*, Ing. Büro Heinz Berlin, unveröffentlichte Studie, 23.02.2021.
- [Bey15] BEYSENS, D. A.; VAN LOON, J. (HRSG.): *Generation and Applications of Extra-Terrestrial Environments on Earth*, Aalborg, Denmark: River Publishers, 2015.
- [Blu15] BLUE ORIGIN: *New Shepard - Launch*, Blue Origin, Nutzungserlaubnis erteilt (engl.: permission for use granted), https://www.blueorigin.com/assets/BlueOrigin_NewShepard_Launch.jpg, 25.11.2015.
- [Bre16] BREUNINGER, J.; BELSER, V.; LAUFER, R.; DROPMANN, M.; HERDRICH, G.; HYDE, T.; RÖSER, H.-P.: *Design of a 1.5 Seconds High Quality Microgravity Drop Tower Facility*, *AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, Vol. 14, Nr. ists30, Ph_7-Ph_14, 2016.

- [Clk-o.J.] CLKER-FREE-VECTOR-IMAGES: *Verkehrsflugzeug Flugzeug Fliegen*, Clker-Free-Vector-Images, freie kommerzielle Nutzung, via www.pixabay.com, <https://pixabay.com/de/vectors/verkehrsflugzeug-flugzeug-fliegen-309920/>, o.J.
- [Cre18] CRESPO, R. S.; KACZMARCZYK, S.; PICTON, P.; SU, H.: *Modelling and simulation of a stationary high-rise elevator system to predict the dynamic interactions between its components*, International Journal of Mechanical Sciences, Vol. 137, S. 24–45, 2018.
- [Cro08] CROWE, C. T.: *Engineering fluid mechanics*, Hoboken, N.J, Chichester: Wiley; John Wiley, ISBN: 978-0470-25977-1, 2008.
- [Dan13] DANKERT, J.; DANKERT, H.: *Technische Mechanik: Statik, Festigkeitslehre, Kinematik/Kinetik*, Wiesbaden: Springer Vieweg, ISBN: 978-3-8348-1809-6, 2013.
- [Ddt18] PORTLAND STATE UNIVERSITY (HRSG.): *Dryden Drop Tower*, <https://www.pdx.edu/dryden-drop-tower>, Stand: 10.01.2018.
- [Dit90] DITTUS, H.; SCHOMISCH, A. M.: *Vacuum systems for microgravity experiments*, Vacuum, Vol. 41, Nr. 7-9, S. 2135–2137, 1990.
- [Dit91] DITTUS, H.: *Drop Tower 'Bremen': a weightlessness laboratory on Earth*, Endeavour, New Series, Vol. 15, Nr. 2, S. 72–78, 1991.
- [Dit93] DITTUS, H. J.; MEIER, M.; BRÄCKER, R.; BEHRENS, M.; EIGENBROD, C.; KACZMARCZYK, U.: *Weiterentwicklung und Bau von Fallkapseln für den Fallturm Bremen*, Abschlussbericht, FKZ 50QV8946, Universität Bremen, 1993.
- [Dit01] DITTUS, H.: *Untersuchungen zur Entwicklung des Caging-Mechanismus für die Mission MiniSTEP und Durchführung von begleitenden Fallturm-Tests*, Abschlussbericht, FKZ 50OY98010, ZARM, Universität Bremen, 2001.
- [Dit02] DITTUS, H.: *Caging für STEP*, Abschlussbericht, FKZ 50OY0102, ZARM, Universität Bremen, 2002.
- [Dit07] DITTUS, H.; RASEL, E. M.; BONGS, K.; PETERS, A.: *Katapult-Test des BEC-Lasersystems für das Pilotprojekt "BEC unter Schwerelosigkeit"*: Ein Pilotprojekt zur Entwicklung und Untersuchung von Systemkomponenten für das QUANTUS-Pilotprojekt "Bose-Einstein Kondensate unter Schwerelosigkeit" unter Verwendung des ZARM-Katapultsystems, Abschlussbericht, FKZ 50WM0508, ZARM, Universität Bremen, 2007.

- [Dir10] DLR (HRSG.): *Schwerelos - Europa forscht im Weltraum*, Heidelberg, Neckar: Spektrum der Wissenschaft EXTRA, 2010.
- [Eng13] ENGELHART, K.: *Continental Operates the World's First Fully-automated, Weather-independent Tire Testing Facility*, http://www.continental-mena.com/www/download/pressportal_com_en/themes/press_releases/1_topics/fairs_events/download/pr_doc_2013_09_10_iaa_aiba_en.doc, Hannover, 10.09.2013.
- [Ert07] ERTMER, W.; RASEL, E. M.: *Towards Atomic Quantum Sensors in Microgravity*, Nuclear Physics B - Proceedings Supplements, Vol. 166, S. 307–309, 2007.
- [esa05] ESA (HRSG.): *International Space Station*, http://www.esa.int/Our_Activities/Human_and_Robotic_Exploration/International_Space_Station/How_much_does_it_cost, Stand: 30.01.2019.
- [esa15] ESA (HRSG.): *European User Guide to low Gravity Platforms*, http://www.esa.int/Our_Activities/Human_Spaceflight/Research/European_user_guide_to_low_gravity_platforms, Stand: 04.07.2017.
- [Fel11] FELGNER, F.; LIU, L.; FREY, G.: *Vergleich numerischer Löser zur Simulation steifer und hybrider Systeme: A comparison of numerical solvers for stiff and hybrid system simulation*, Proceedings of the Kongress Automation 2011, Nr. VDI-Berichte 2143, S. 303–306, https://www.uni-saarland.de/fileadmin/user_upload/Professoren/FreyG/FF_LL_GF_AUTOMATION_JUNE_2011.pdf, 2011.
- [Fer11] FERKUL, P. V.; OLSON, S. L.: *Zero-Gravity Centrifuge Used for the Evaluation of Material Flammability in Lunar Gravity*, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 25, Nr. 3, S. 457–461, <https://doi.org/10.2514/1.T3651>, 2011.
- [Fer17] FERKUL, P. V.: *Centrifuge in Free Fall: Combustion at Partial Gravity*, 33rd Annual Meeting of the American Society for Gravitational and Space Research, Seattle, 25.10.2017.
- [Fos04] FOSTER II, W. M.; PAVLIK, R.: *Accelerometer Systems: Descriptions and Capability in 7th Annual PIMS Microgravity Environment Interpretation Tutorial 2004*, NASA Glenn Research Center, Ed, Cleveland, Ohio, Section 11, 2004.

- [Fry21] FRYE, K.; ABEND, S.; BARTOSCH, W.; BAWAMIA, A.; BECKER, D.; BLUME, H.; BRAXMAIER, C.; CHIOW, S.; EFREMOV, M. A.; ERTMER, W.; FIERLINGER, P.; FRANZ, T.; GAALOUL, N.; GROSSE, J.; GRZESCHIK, C.; HELLMIG, O.; HENDERSON, V. A.; HERR, W.; ISRAELSSON, U.; KOHEL, J.; KRUTZIK, M.; KÜRBIS, C.; LÄMMERZAHN, C.; LIST, M.; LÜDTKE, D.; LUNDBLAD, N.; MARBURGER, J. P.; MEISTER, M.; MIHM, M.; MÜLLER, H.; MÜNTINGA, H.; NEPAL, A. M.; OBERSCHULTE, T.; PAKONSTANTINOU, A.; PEROVŠEK, J.; PETERS, A.; PRAT, A.; RASEL, E. M.; ROURA, A.; SBROSCIA, M.; SCHLEICH, W. P.; SCHUBERT, C.; SEIDEL, S. T.; SOMMER, J.; SPINDELDREIER, C.; STAMPER-KURN, D.; STUHL, B. K.; WARNER, M.; WENDRICH, T.; WENZLAWSKI, A.; WICHT, A.; WINDPASSINGER, P.; YU, N.; WÖRNER, L.: *The Bose-Einstein Condensate and Cold Atom Laboratory*, EPJ Quantum Technol, Vol. 8, Nr. 1, 2021.
- [Fuj07] FUJITA, O. (HRSG.): *Combustion Researches Utilizing Short-term Microgravity Facilities and Their Potential as Future Space Experiments*, http://www.jspacesystems.or.jp/library/archives/jaros/space%20utilization%20view/h18_chapter4.pdf, Stand: 25.10.2016.
- [Fuj09] FUJITA, O.: *50M microgravity experiment facility*, http://mech-hm.eng.hokudai.ac.jp/~isu/hastic/experimental_procedure.pdf, Stand: 15.06.2009.
- [Fuj16] FUJITA, O.: *About MG Facility*, <http://mech-hm.eng.hokudai.ac.jp/~isu/en/facility/>, Stand: 24.03.2016.
- [Fun04] FUNAI, K.; KATAYAMA, H.; HIGAKI, J.-I.: *Die Entwicklung aktiver Schwingungsdämpfer für superschnelle Aufzüge*, Lift Report, Nr. 05/2004, 2004.
- [Gaa10] GAALOUL, N.; AHLERS, H.; SCHULZE, T. A.; SINGH, Y.; SEIDEL, S. T.; HERR, W.; ERTMER, W.; RASEL, E.: *Quantum tests of the equivalence principle with atom interferometry*, Acta Astronautica, Vol. 67, Nr. 9-10, S. 1059–1062, 2010.
- [Ger18] GERDES, N.; FOKKEN, L. G.; LINKE, S.; KAIERLE, S.; SUTTMANN, O.; HERMSDORF, J.; STOLL, E.; TRENTLAGE, C.: *Selective Laser Melting for processing of regolith in support of a lunar base*, Journal of Laser Applications, Vol. 30, Nr. 3, S. 32018, 2018.

- [Ger19] GERDES, N.; FOKKEN, L. G.; LINKE, S.; KAIERLE, S.; SUTTMANN, O.; HERMSDORF, J.; STOLL, E.; TRENTLAGE, C.; OVERMEYER, L.: *Erratum: "Selective Laser Melting for processing of regolith in support of a lunar base"* [*J. Laser Appl.* 30, 032018 (2018)], *Journal of Laser Applications*, Vol. 31, Nr. 1, S. 19901, 2019.
- [Gie17] GIERSE, A.; KACZMARCZIK, U.; GREIF, A.; SELIG, H.; KAMPEN, P. von; KÖNEMANN, T.; LÄMMERZAHL, C.: *A Fast and Self-Acting Release-Caging-Mechanism for Actively Driven Drop Tower Systems*, *Microgravity Sci. Technol.*, Vol. 29, Nr. 5, S. 403–414, 2017.
- [Gie19] GIERSE, A.: *Entwicklung eines neuartigen Release-Caging Mechanismus für den GraviTower Bremen Prototypen*: Development of a new kind of release-caging mechanism for the GraviTower Bremen prototype, Dissertation, Universität Bremen, <http://nbn-resolving.de/urn:nbn:de:gbv:46-00107834-12>, 2019.
- [Giu13] GIULLINI, D.: *Einstein im Quantentest*, *Spektrum der Wissenschaft*, S. 56–64, 2013.
- [Gro14] GROSSE, J.; SEIDEL, S. T.; KRUTZIK, M.; SCHARRINGHAUSEN, M.; VAN ZOEST, T.: *Thermal and mechanical design of the MAIUS atom interferometer sounding rocket payload*, AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, Nr. AIAA 2014-4210, <https://doi.org/10.2514/6.2014-4210>, 2014.
- [Gro16] GROSSE, J.: *Thermal and Mechanical Design and Simulation for the first High Precision Quantum Optics Experiment on a Sounding Rocket*, Dissertation, Universität Bremen, http://elib.dlr.de/111921/1/Jens_Grosse_Doktorarbeit_Pdf_A_klein.pdf, 2016.
- [Gro17] GROTHUES, H.-G. (HRSG.): *LISA Pathfinder*, http://www.dlr.de/rd/Portaldata/28/Resources/dokumente/rx/LISA-PF_D_17_05.pdf, Stand: 09.01.2018.
- [Hel09] HELLINGER, R.; MNICH, P.: *Linear Motor-Powered Transportation: History, Present Status, and Future Outlook*, *Proc. IEEE*, Vol. 97, Nr. 11, S. 1892–1900, 2009.
- [Her10] HERRMANN, S.; GÖKLÜ, E.; MÜNTINGA, H.; RESCH, A.; VAN ZOEST, T.; DITTUS, H.; LÄMMERZAHL, C.: *Testing Fundamental Physics with Degenerate Quantum Gases in Microgravity*, *Microgravity Sci. Technol.*, Vol. 22, Nr. 4, S. 529–538, 2010.

- [Hro04] HROVAT, K.: *Analysis Techniques for Vibratory Data* in *7th Annual PIMS Microgravity Environment Interpretation Tutorial 2004*, NASA Glenn Research Center, Ed, Cleveland, Ohio, Section 13, 2004.
- [Hua13] HUANG, Y.; MAO, W.: *First results derived from a drop-tower testing system for granular flow in a microgravity environment*, *Landslides*, Vol. 10, Nr. 4, S. 493–501, 2013.
- [Huc05] HUCHO, W.-H.: *Aerodynamik des Automobils: Strömungsmechanik, Wärmetechnik, Fahrdynamik, Komfort*, Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag, 2005.
- [Huc12] HUCHO, W.-H.: *Aerodynamik der stumpfen Körper: Physikalische Grundlagen und Anwendungen in der Praxis*, Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag, 2012.
- [Hus17] HUSS PARK ATTRACTIONS GMBH (HRSG.): *Shot'n drop maxi*, <http://www.hussrides.com/en/giant-rides/giant-rides>, Stand: 30.01.2019.
- [Int06] INTRASYS GMBH (HRSG.): *High Speed LSM Drive System*, http://www.intrasys-gmbh.com/at/LSM_0205.pdf, Stand: 07.07.2016.
- [Int18] INTRASYS: *Lineare Antriebstechnik*, InTraSys, Nutzungserlaubnis erteilt (engl.: permission for use granted), <https://intrasys-gmbh.com/wp-content/uploads/2018/12/Skizze-Motor-1030x464.png>, 20.12.2018.
- [Int21a] INTRASYS GMBH (HRSG.): *InTraSys - Eine Erfolgsgeschichte*, <https://intrasys-gmbh.com/unternehmen/historie/>, Stand: 20.01.2021.
- [Int21b] INTRASYS GMBH (HRSG.): *Anwendungen und installierte Anlagen*, <https://intrasys-gmbh.com/lineare-antriebstechnik/anwendungen-und-installierte-anlagen/>, Stand: 20.01.2021.
- [Iwa05] IWAKAMI, T.; NOKURA, M.: *Micro-Gravity Experiments at Micro-Gravity Laboratory of Japan (MGLAB)*, 56th International Astronautical Congress 2005, S. 1–7, 2005.
- [Jul04] JULES, K.: *Working in a Reduced Gravity Environment: A Primer* in *7th Annual PIMS Microgravity Environment Interpretation Tutorial 2004*, NASA Glenn Research Center, Ed, Cleveland, Ohio, Section 10, 2004.
- [Kam06] KAMPEN, P. von; KACZMARCZIK, U.; RATH, H. J.: *The new Drop Tower catapult system*, *Acta Astronautica*, Vol. 59, Nr. 1-5, S. 278–283, 2006.

- [Kle98] KLEIN, U.: *Schwingungsdiagnostische Beurteilung von Maschinen und Anlagen*, Düsseldorf: Verl. Stahleisen, ISBN: 3514006261, 1998.
- [Kle11] KLEIN, W. H.: *Zustandsüberwachung von Rollen-Profileschieneführungen und Kugelgewindetrieben*, Aachen: Apprimus-Verl, ISBN: 978-3-86359-029-1, 2011.
- [Koe07] KÖNEMANN, T.; BRINKMANN, W.; GÖKLÜ, E.; LÄMMERZAHL, C.; DITTUS, H.; VAN ZOEST, T.; RASEL, E. M.; ERTMER, W.; LEWOCZKO-ADAMCZYK, W.; SCHIEMANGK, M.; PETERS, A.; VOGEL, A.; JOHANNSEN, G.; WILDFANG, S.; BONGS, K.; SENGSTOCK, K.; KAJARI, E.; NANDI, G.; WALSER, R.; SCHLEICH, W. P.: *A freely falling magneto-optical trap drop tower experiment*, Appl. Phys. B, Vol. 89, Nr. 4, S. 431–438, 2007.
- [Koe09] KÖNEMANN, T.: *Konzeption, Entwicklung und Umsetzung von atomoptischen Fallturmexperimenten für den Einsatz unter Schwerelosigkeit am Fallturm Bremen*, Dissertation, Universität Bremen, 2009.
- [Koe12] KÖNEMANN, T.; EIGENBROD, C.; KAMPEN, P. von; RATH, H. J.: *Towards a Next-Generation Drop Tower System*, 63rd International Astronautical Congress, Nr. IAC-12.A2.5.8, 2012.
- [Koe13] KÖNEMANN, T.; KACZMARCZYK, U.; EIGENBROD, C.; KAMPEN, P. von; LÄMMERZAHL, C.: *Future Prospects in Research under Space Conditions at the Drop Tower Bremen*, 64th International Astronautical Congress, Nr. IAC-13,A2,5,x18822, 2013.
- [Koe14] KÖNEMANN, T.; KACZMARCZYK, U.; EIGENBROD, C.; KAMPEN, P. von; LÄMMERZAHL, C.: *Microgravity Experiment Programs for Students at the Bremen Drop Tower*, 65th International Astronautical Congress, Nr. IAC-14,A2,5,x21184, 2014.
- [Koe15] KÖNEMANN, T.; KACZMARCZYK, U.; GIERSE, A.; GREIF, A.; LUTZ, T.; MAWN, S.; SIEMER, J.; EIGENBROD, C.; KAMPEN, P. von; LÄMMERZAHL, C.: *Concept for a next-generation drop tower system*, Advances in Space Research, Vol. 55, Nr. 6, S. 1728–1733, https://www.researchgate.net/publication/270344841_Concept_for_a_Next-Generation_Drop_Tower_System, 2015.
- [Koe17] KÖNEMANN, T.; KACZMARCZYK, U.; EIGENBROD, C.; KAMPEN, P. von; AVILA, M.: *The Gravitower Bremen - Prototype: A Novel Actively Driven Drop Tower System*, 68rd International Astronautical Congress, Nr. IAC-17,A2,5,1,x37117, 2017.

- [Koi01] KOIDE, A.: *JAMIC Drop-shaft Type Microgravity Facility Accommodating 10-seconds Microgravity*, Japan Society of Microgravity Application Journal, Vol. 18, Nr. 3, S. 136–139, http://www.jasma.info/journal/wp-content/uploads/sites/2/2013/05/2001_p136.pdf, 2001.
- [Kol95] KOLERUS, J.: *Zustandsüberwachung von Maschinen*, Renningen-Malmsheim: expert-Verl, ISBN: 3816911684, 1995.
- [Kol19] KOLB, M.-L.: *Foto*, Leibniz Universität Hannover/Marie-Luise Kolb, CC-BY 3.0 DE <<https://creativecommons.org/licenses/by/3.0/de/>>, Ausschnitt, Beschriftungen ergänzt, 25.11.2019.
- [Kom16] KOMMUNAROVICH, K. Y. (HRSG.): *Academician V.P.Makeyev State Rocket Centre. Test centre*, <http://www.makeyev.ru/labisp/>, Stand: 07.07.2016.
- [Kuf11] KUFNER, E.; BLUM, J.; CALLENS, N.; EIGENBROD, C.; KOUDELKA, O.; ORR, A.; ROSA, C. C.; VEDERNIKOV, A.; WILL, S.; REIMANN, J.; WURM, G.: *ESA's Drop Tower Utilisation Activities 2000 to 2011*, Microgravity Sci. Technol, Vol. 23, Nr. 4, S. 409–425, 2011.
- [Kul17] KULAS, S.; VOGT, C.; RESCH, A.; HARTWIG, J.; GANSKE, S.; MATTHIAS, J.; SCHLIPPERT, D.; WENDRICH, T.; ERTMER, W.; RASEL, E. M.; DAMJANIC, M.; WEßELS, P.; KOHFELDT, A.; LUVSANDAMDIN, E.; SCHIEMANGK, M.; GRZESCHIK, C.; KRUTZIK, M.; WICHT, A.; PETERS, A.; HERRMANN, S.; LÄMMERZAHL, C.: *Miniaturized Lab System for Future Cold Atom Experiments in Microgravity*, Microgravity Science and Technology, Vol. 29, Nr. 1-2, S. 37–48, 2017.
- [Lae10] LÄMMERZAHL, C.; DITTUS, H.: *Bose-Einstein Kondensation unter Schwerelosigkeit: Entwicklung, Integration und Erprobung von fallturmtauglichen Technologien für QUANTUS*, Abschlussbericht, DLR 50WM0836, ZARM, Universität Bremen, 2010.
- [Lae13] LÄMMERZAHL, C.; KAMPEN, P. von: *Fallturm, sowie Beschleunigungskapsel und Nutzlastträger für selbigen*, EP 2 631 184 A1, 13156172.2, 28.08.2013.
- [Lae15] LÄMMERZAHL, C.; STEINBERG, T.: *Droptowers in Generation and Applications of Extra-Terrestrial Environments on Earth*, D. A. Beysens and J. van Loon, Eds, Aalborg, Denmark: River Publishers, S. 45–73, 2015.
- [Lin21] LINKE, S.; VOß, A.; ERNST, M.; TASCHNER, P. A.; BAASCH, J.; STAPPERFEND, S.; GERDES, N.; KOCH, J.; WEßELS, P.; NEUMANN, J.; OVERMEYER, L.; STOLL, E.: *Two-Dimensional Laser Melting of Lunar Regolith Simulant Using the MOONRISE Payload on a Mobile Manipulator*, 3D Printing and Additive Manufacturing, 2021.

- [Lio14] LIORZOU, F.; BOULANGER, D.; RODRIGUES, M.; TOUBOUL, P.; SELIG, H.: *Free fall tests of the accelerometers of the MICROSCOPE mission*, Advances in Space Research, Vol. 54, Nr. 6, S. 1119–1128, 2014.
- [Liu16] LIU, T. Y.; WU, Q. P.; SUN, B. Q.; HAN, F. T.: *Microgravity Level Measurement of the Beijing Drop Tower Using a Sensitive Accelerometer*, Scientific reports, Vol. 6, S. 31632, 2016.
- [Lor85] LORENZ, A.: *Vorrichtung zur Erzeugung angenäherter Schwerelosigkeit für empfindliche Produktionsprozesse auf der Erde*, DE3542311A1, Deutschland, 24.04.1986.
- [Lot13a] LOTZ, C.; OVERMEYER, L.: *Mechanische Ersatzmodelle zum Nachweis der Realisierbarkeit minimaler Restbeschleunigungen während der Freifallphase im Einstein-Elevator*: Mechanical simulation model for verifying the feasibility of the minimal residual acceleration during the free-fall phase in the Einstein-Elevator, Logistics Journal, Vol. 2013, http://www.logistics-journal.de/proceedings/2013/3786/lotz_2013wgtl.pdf, 2013.
- [Lot13b] LOTZ, C.: *Der Einstein-Elevator*: Schwerelos in Hannover, phi - Produktionstechnik Hannover informiert, Vol. 14, Nr. 1, S. 10–11, 2013.
- [Lot14] LOTZ, C.; KÄMPER, T.; BERLIN, H.; OVERMEYER, L.: *Innovative Drive and Guide Concept for Experiments under Microgravity in the Einstein-Elevator in Berichte aus dem ITA*, vol. 4, *Symposium on Automated Systems and Technologies: 15.-16.10.2014*, L. Overmeyer and V. P. Shkodyrev, Eds, Garbsen, Germany: PZH-Verl. TEWISS - Technik und Wissen, S. 87–98, 2014.
- [Lot15] LOTZ, C.; REIN, M.; OVERMEYER, L.: *Steps for a Reduction of Vibrations of the Roller Guide in the Einstein-Elevator in Proceedings of the Symposium Automated Systems and Technologies: 25.-26. May 2015*, V. P. Shkodyrev and L. Overmeyer, Eds, St. Petersburg, Russia: Politechnika-service, S. 87–98, 2015.
- [Lot17a] LOTZ, C.; OVERMEYER, L.; ERTMER, W.: *Einstein-Elevator: A New Facility for Research from μg to 5g*, <https://ac.arc.nasa.gov/poy2f5okn9dl/>, Seattle, 33rd Annual Meeting of the American Society for Gravitational and Space Research, 2017.

- [Lot17b] LOTZ, C.; FROBÖSE, T.; WANNER, A.; OVERMEYER, L.; ERTMER, W.: *Einstein-Elevator: A New Facility for Research from μg to 5 g*, Gravitational and Space Research, Vol. 5, Nr. 2, S. 11–27, <http://gravitationalandspacebiology.org/index.php/journal/article/download/790/790>, 2017.
- [Lot18a] LOTZ, C.; LAZAR, S.; OVERMEYER, L.: *Der Einstein-Elevator: Der weltweit erste Fallturm neuer Generation mit hoher Wiederholrate*, Unimagazin, Nr. 3/4, S. 14–17, https://www.uni-hannover.de/fileadmin/luh/content/alumni/unimagazin/2018_hitec/035-129_UnimagazinHannover_2018-3_4_200.pdf, 2018.
- [Lot18b] LOTZ, C.; WESSARGES, Y.; HERMSDORF, J.; ERTMER, W.; OVERMEYER, L.: *Novel active driven drop tower facility for microgravity experiments investigating production technologies on the example of substrate-free additive manufacturing*, Advances in Space Research, Vol. 61, Nr. 3, 1-10, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2018.01.010>, 2018.
- [Lot18c] LOTZ, C.; LAZAR, S.; OVERMEYER, L.: *Forschung zwischen 0g und 5g: Schnellfahrender Aufzug für 1.000 Kilogramm schwere wissenschaftliche Experimente*, Hebezeuge Fördermittel, Vol. 2018, Nr. 11-12, S. 34–37, https://www.technische-logistik.net/sites/default/files/Fachartikel/PDF/HF_2018_12_Forschung-zwischen-_g-und-_g.pdf, 2018.
- [Lot20] LOTZ, C.; GERDES, N.; SPERLING, R.; LAZAR, S.; LINKE, S.; NEUMANN, J.; STOLL, E.; ERTMER, W.; OVERMEYER, L.: *Tests of additive manufacturing and other processes under space gravity conditions in the Einstein-Elevator: Tests von additiver Fertigung und anderen Prozessen unter Weltraumgravitationsbedingungen im Einstein-Elevator*, Logistics Journal, Vol. 2020, https://www.logistics-journal.de/proceedings/2020/5150/lotz_en_2020.pdf, 2020.
- [Lzh19] LASER ZENTRUM HANNOVER E.V.: *Moonrise Grafik 1*, Laser Zentrum Hannover e.V, Nutzungserlaubnis erteilt (engl.: permission for use granted), https://www.lzh.de/sites/default/files/press_release_images/moonrise_grafik_1_final_0.jpg, 28.05.2019.
- [McP09] MCPHERSON, K.; KELLY, E.; KELLER, J.: *Acceleration environment of the international space station*, 47th Aerospace Science Meeting, <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20120012936/downloads/20120012936.pdf>, 2009.

- [McP17] MCPHERSON, K.; KELLY, E.; KELLER, J.; IBRAHIM, A.; WAGNER, E.; HROVAT, K.: *Analysis of Space Acceleration Measurement System Data Collected on Blue Origin Flight M5, June 19, 2016*, Gravitational and Space Research, Vol. 5, Nr. 2, S. 2–10, <http://gravitationalandspacebiology.org/index.php/journal/article/download/786/789>, 2017.
- [Mei96] MEIER, M.; KACZMARCZYK, U.; EIGENBROD, C.; RATH, H. J.: *Weiterentwicklung und Bau von Fallkapseln für den Fallturm Bremen*, Universität Bremen, Februar 1996.
- [Mer06] MERZIGER, G.; WIRTH, T.: *Repetitorium der höheren Mathematik*, Springer: Feldmann, ISBN: 978-3923923335, 01.01.2006.
- [Mes88] MESLAND, D.: *Verfahren zur Erzeugung von Mikroschwerkraftbedingungen, insbesondere im Erdanziehungsfeld sowie Vorrichtung zur Durchführung dieses Verfahrens*, EP0292379B1/DE3872943T2, Frankreich, 23.11.1988.
- [Mes14] MESEGUER, J.; SANZ-ANDRÉS, A.; PÉREZ-GRANDE, I.; PINDADO, S.; FRANCHINI, S.; ALONSO, G.: *Surface tension and microgravity*, Eur. J. Phys, Vol. 35, Nr. 5, S. 55010, 2014.
- [Meu17] MEUTH, B.: *Hall Composites Einstein Elevator Cross-beam stiffness optimisation: GU5764-801*, Uneröffentlicher Simulationsbericht, Gurit Composites Components Ltd. im Auftrag von Hall Composites, 29.08.2017.
- [Mit-o.J.] FELIXMITTERMEIER: *Milchstraße Sterne Nachthimmel*, FelixMittermeier, freie kommerzielle Nutzung, via www.pixabay.com, <https://pixabay.com/de/photos/milchstra%C3%9Fe-sterne-nachthimmel-2695569/>, o.J.
- [Mor93] MORI, T.; GOTO, K.; OHASHI, R.; SAWAOKA, A. B.: *Capabilities and recent activities of Japan Microgravity Center (JAMIC)*, Microgravity Science and Technology, Vol. 5, S. 238–242, 1993.
- [Mue13] MÜNTINGA, H.; AHLERS, H.; KRUTZIK, M.; WENZLAWSKI, A.; ARNOLD, S.; BECKER, D.; BONGS, K.; DITTUS, H.; DUNCKER, H.; GAALOUL, N.; GHERASIM, C.; GIESE, E.; GRZESCHIK, C.; HÄNSCH, T. W.; HELLMIG, O.; HERR, W.; HERRMANN, S.; KAJARI, E.; KLEINERT, S.; LÄMMERZAHL, C.; LEWOCZKO-ADAMCZYK, W.; MALCOLM, J.; MEYER, N.; NOLTE, R.; PETERS, A.; POPP, M.; REICHEL, J.; ROURA, A.; RUDOLPH, J.; SCHIEMANGK, M.; SCHNEIDER, M.; SEIDEL, S. T.; SENGSTOCK, K.; TAMMA, V.; VALENZUELA, T.; VOGEL, A.; WALSER, R.; WENDRICH, T.; WINDPASSINGER, P.; ZELLER, W.; VAN ZOEST, T.; ERTMER, W.; SCHLEICH, W. P.; RASEL, E. M.: *Interferometry with Bose-Einstein Condensates in Microgravity*, Phys. Rev. Lett, Vol. 110, Nr. 9, 2013.

- [Mur12] MURRAY, J.; PETSCHER, H.; DEUBLER, S. (HRSG.): *Actively Flying a High Quality Free-Fall trajectory in the BOOSTER Sub Orbital Aircraft*, <http://www.boosterindustries.eu/wp-content/uploads/2014/09/a40287-nsrc-2012-BOOSTER-accompanying-paper-20120306.pdf>, Stand: 27.10.2016.
- [Nag16] NAGY, A. (HRSG.): *Seven Easy Ways Scientists Get Rid of Gravity For Experimentation*, <http://www.gizmodo.co.uk/2016/05/seven-easy-ways-scientists-get-rid-of-gravity-for-experimentation/>, Stand: 07.07.2016.
- [Nas11] NASA: *s133e010447 - Fly around of ISS*, NASA, public domain, <https://www.nasa.gov/multimedia/guidelines/index.html>, <https://images.nasa.gov/details-s133e010447>, 27.02.2011.
- [Nas14] NASA: *ISS038e056389*, NASA, public domain, <https://www.nasa.gov/multimedia/guidelines/index.html>, <https://images.nasa.gov/details-iss038e056389>, 25.02.2014.
- [Nas16] DUNBAR, B. (HRSG.): *Space Station Research Experiments*, http://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/experiments_category, Stand: 20.07.2016.
- [Nas18] NASA: *ISS056e130647*, NASA, public domain, <https://www.nasa.gov/multimedia/guidelines/index.html>, <https://images.nasa.gov/details-iss056e130647>, 10.08.2018.
- [Nas20] NASA (HRSG.): *ARTEMIS Plan*, https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/artemis_plan-20200921.pdf, Stand: 13.05.2021.
- [Nas-o.J.] NASA: *CAL in Express Rack 2*, NASA, public domain, <https://www.nasa.gov/multimedia/guidelines/index.html>, <https://coldatomlab.jpl.nasa.gov/assets/images/what-we-do/CALinExpressRack2.jpg>, o.J.
- [Nbe21a] NICHT BEKANNT: *Virgin Galactic Successfully Completes First Fully Crewed Spaceflight*, <https://www.virgingalactic.com/articles/virgin-galactic-successfully-completes-first-fully-crewed-spaceflight/>, 11.07.2021.
- [Nbe21b] NICHT BEKANNT: *Blue Origin safely launches four commercial astronauts to space and back*, <https://www.blueorigin.com/news-archive/first-human-flight-updates>, 20.07.2021.
- [Neu06] NEUMANN, E. (HRSG.): *Zero Gravity Research Facility at NASA Glenn Research Center*, <http://facilities.grc.nasa.gov/zerog/>, Stand: 09.03.2015.

- [Neu08] NEUMANN, E.: *2.2 second drop tower at NASA Glenn Research Center*, <http://facilities.grc.nasa.gov/drop/>, Stand: 17.04.2016.
- [Neu21] NEUMANN, J.; ERNST, M.; TASCHNER, P.; GERDES, N.; STAPPERFENS, S.; LINKE, S.; LOTZ, C.; KOCH, J.; WESSELS, P.; STOLL, E.; OVERMEYER, L.: *The MOONRISE: payload for mobile selective laser melting of lunar regolith*, International Conference on Space Optics — ICSO 2020, Vol. 21, Nr. Online Only, France, S. 244, <https://www.spiedigitallibrary.org/conference-proceedings-of-spie/11852/2600322/The-MOONRISE--payload-for-mobile-selective-laser-melting-of/10.1117/12.2600322.full>, 2021.
- [New21] NEWTON, L. (HRSG.): *NASA, Blue Origin Partner to Bring Lunar Gravity Conditions Closer to Earth*, <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/features/nasa-blue-origin-to-bring-lunar-gravity-conditions-closer-to-earth.html>, Stand: 11.05.2021.
- [Nik18] NIKHIL, V. V.; ABHILASH, N.; NIKETH, P.; AMIT, K.; MURUGANANDAM, T. M.: *The 2.5 s Microgravity Drop Tower at National Centre for Combustion Research and Development (NCCRD), Indian Institute of Technology Madras*, *Microgravity Sci. Technol*, Vol. 79, Nr. 3, S. 336, 2018.
- [Nok08] NOKURA, M.: *Improvement Plan of the Electrical Equipment in MGLAB*, *Proceedings of Third International Symposium on Physical Science in Space*, Vol. 25, Nr. 3, S. 629–634, 2008.
- [Nor13] NORBERG, C.: *Human Spaceflight and Exploration*, Heidelberg Germany, New York, London, Chichester UK: Springer; Published in association with Praxis Pub, ISBN: 978-3-642-23724-9, 2013.
- [Ove18] OVERMEYER, L.; LAZAR, S.; LOTZ, C.: *Der Einstein-Elevator: Der weltweit erste Fallturm neuer Generation mit hoher Wiederholrate*, *Unimagazin: HITec - Das Hannover Institute of Technology*, Nr. 3/4-2018, <https://doi.org/10.15488/5134>, 2018.
- [Pex-o.J.] PEXELS: *Vollmond Nacht Himmel*, Pexels, freie kommerzielle Nutzung, via www.pixabay.com, <https://pixabay.com/de/photos/astronomie-vollmond-luna-mond-1869760/>, o.J.
- [Pfe13] N.N.: *The Vacuum Technology Book: Know-how Book*, Asstar, 2013.
- [Pir-o.J.] PIRO4D: *Globus Astronomie Atmosphäre*, PIRO4D, freie kommerzielle Nutzung, via www.pixabay.com, <https://pixabay.com/de/illustrations/globus-astronomie-atmosph%C3%A4re-1849404/>, o.J.

- [Pla88] PLAAS-LINK, A.: *Falleinrichtung*, G8802418.0, Deutschland, 19.05.1988.
- [Ple15] PLETSER, V.; KUMEI, Y.: *Parabolic Flights in Generation and Applications of Extra-Terrestrial Environments on Earth*, D. A. Beysens and J. van Loon, Eds, Aalborg, Denmark: River Publishers, S. 61–73, 2015.
- [Ple16] PLETSER, V.; ROUQUETTE, S.; FRIEDRICH, U.; CLERVOY, J.-F.; GHARIB, T.; GAI, F.; MORA, C.: *The First European Parabolic Flight Campaign with the Airbus A310 ZERO-G*, *Microgravity Sci. Technol*, Vol. 28, Nr. 6, S. 587–601, 2016.
- [Pre14] PREU, P.; JOOP, O.; RUYTERS, G.; KUHL, R.; BRAUN, M.; FROKE, R. (HRSG.): *TEXUS*, http://www.dlr.de/rd/Portaldata/28/Resources/dokumente/publikationen/Broschuere_TEXUS_hires.pdf, Stand: 07.07.2016.
- [Rei21] REITZ, B.; LOTZ, C.; GERDES, N.; LINKE, S.; OLSEN, E.; PFLIEGER, K.; SOHRT, S.; ERNST, M.; TASCHNER, P.; NEUMANN, J.; STOLL, E.; OVERMEYER, L.: *Additive Manufacturing Under Lunar Gravity and Microgravity*, *Microgravity Sci. Technol*, Vol. 33, Nr. 25, 2021.
- [Ros13] DEL ROSSO, D. (HRSG.): *Experiment Design Requirements and Guidelines for Microgravity Research*, Stand: Juli 2013.
- [Rud11] RUDOLPH, J.; GAALOUL, N.; SINGH, Y.; AHLERS, H.; HERR, W.; SCHULZE, T. A.; SEIDEL, S. T.; RODE, C.; SCHKOLNIK, V.; ERTMER, W.; RASEL, E. M.; MÜNTINGA, H.; KÖNEMANN, T.; RESCH, A.; HERRMANN, S.; LÄMMERZAHL, C.; VAN ZOEST, T.; DITTUS, H.; VOGEL, A.; WENZLAWSKI, A.; SENGSTOCK, K.; MEYER, N.; BONGS, K.; KRUTZIK, M.; LEWOCZKO-ADAMCZYK, W.; SCHIEMANGK, M.; PETERS, A.; ECKART, M.; KAJARI, E.; ARNOLD, S.; NANDI, G.; SCHLEICH, W. P.; WALSER, R.; STEINMETZ, T.; HÄNSCH, T. W.; REICHEL, J.: *Degenerate Quantum Gases in Microgravity*, *Microgravity Sci. Technol*, Vol. 23, Nr. 3, S. 287–292, 2011.
- [Rud15] RUDOLPH, J.; HERR, W.; GRZESCHIK, C.; STERNKE, T.; GROTE, A.; POPP, M.; BECKER, D.; MÜNTINGA, H.; AHLERS, H.; PETERS, A.; LÄMMERZAHL, C.; SENGSTOCK, K.; GAALOUL, N.; ERTMER, W.; RASEL, E. M.: *A high-flux BEC source for mobile atom interferometers*, *New J. Phys*, Vol. 17, Nr. 6, S. 65001, 2015.
- [Sch01] SCHLICHTING, H.; TRUCKENBRODT, E.: *Aerodynamik des Flugzeuges*: Erster Band: Grundlagen aus der Strömungstechnik Aerodynamik des Tragflügels (Teil I), Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2001.
- [Sch09] SCHMÜLLING, B.: *Elektromagnetische Linearführungen für Aufzugsysteme*, Aachen: Shaker, ISBN: 978-3-8322-8529-6, 2009.

- [Sch17] SCHMIDT, M.; MERKLEIN, M.; BOURELL, D.; DIMITROV, D.; HAUSOTTE, T.; WEGENER, K.; OVERMEYER, L.; VOLLERTSEN, F.; LEVY, G. N.: *Laser based additive manufacturing in industry and academia*, CIRP Annals, Vol. 66, Nr. 2, S. 561–583, 2017.
- [Sei14] SEIDEL, S. T.: *Eine Quelle für die Interferometrie mit Bose-Einstein-Kondensaten auf Höhenforschungsraketen*, Dissertation, Leibniz Universität Hannover, 2014.
- [Sel10] SELIG, H.; DITTUS, H.; LÄMMERZAHN, C.: *Drop Tower Microgravity Improvement Towards the Nano-g Level for the MICROSCOPE Payload Tests*, Microgravity Science and Technology, Vol. 22, Nr. 4, S. 539–549, 2010.
- [Sel11] SELIG, H.; LIST, M. (HRSG.): *Free fall payload test environment and mission simulation*, http://gram.oca.eu/Ressources_doc/EP_Colloquium_2011/9%20H%20Selig.pdf, Stand: 28.07.2016.
- [Sel13] SELIG, H.; LIORZOU, F. (HRSG.): *Free fall test overview*, http://gram.oca.eu/Ressources_doc/2-Microscope-Colloquium-2013/23.H.Selig.F.Liorzou.Free.fall.test.pdf, Stand: 28.07.2016.
- [Sen16] SENGSTOCK, K.; RASEL, E. M.; PETERS, A.; WICHT, A.: *Weiterentwicklung kompakter Lasersysteme für Experimente mit ultrakalten Atomen unter Schwerelosigkeit: Teilprojekt: Systemintegration und Test von optischen Komponenten, Lasus II, Universität Hamburg, Hamburg, Abschlussbericht, DLR 50 WM 1238, 2016.*
- [She18] CHIOU, S.; YU, N.: *Multiloop atom interferometer measurements of chameleon dark energy in microgravity*, Phys. Rev. D, Vol. 97, Nr. 4, 2018.
- [Sor10] SORRENTINO, F.; BONGS, K.; BOUYER, P.; CACCIAPUOTI, L.; ANGELIS, M. de; DITTUS, H.; ERTMER, W.; GIORGINI, A.; HARTWIG, J.; HAUTH, M.; HERRMANN, S.; INGUSCIO, M.; KAJARI, E.; KÖNEMANN, T. T.; LÄMMERZAHN, C.; LANDRAGIN, A.; MODUGNO, G.; PEREIRA DOS SANTOS, F.; PETERS, A.; PREVEDELLI, M.; RASEL, E. M.; SCHLEICH, W. P.; SCHMIDT, M.; SENGER, A.; SENGSTOCK, K.; STERN, G.; TINO, G. M.; WALSER, R.: *A Compact Atom Interferometer for Future Space Missions*, Microgravity Sci. Technol, Vol. 22, Nr. 4, S. 551–561, 2010.
- [Spa18] SPACEX: *Falcon Heavy Side Boosters landing on LZ1 and LZ2*, SpaceX, CC0 1.0, <https://creativecommons.org/publicdomain/zero/1.0/deed.en>, <https://www.flickr.com/photos/spacex/25254688767/>, 06.02.2018.

- [Ste07] STEINBERG, T.: *Reduced Gravity Testing and Research Capabilities at Queensland University of Technology's new 2.0 Second Drop Tower*, 16th Australasian Fluid Mechanics Conference, Vol. 1, S. 650–653, https://espace.library.uq.edu.au/view/UQ:120873/Steinberg_afmc_16_07.pdf, 2007.
- [Ste16] STEINBERG, T.: *Microgravity Drop Tower*, <https://www.qut.edu.au/research/research-projects/microgravity-drop-tower>, Stand: 17.04.2016.
- [Suf15] SUFFREDINI, M. T. (HRSG.): *Reference Guide to the International Space Station*, Utilization Edition - September 2015, <http://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/np-2015-05-022-jsc-iss-guide-2015-update-111015-508c.pdf>, Stand: 07.07.2016.
- [Sun20] SUNDERMANN, S.: *Was wurde aus dem zweiten Bremer Fallturm?: Warten auf die Schwerelosigkeit*, Weser Kurier, Vol. 30.12.2020, <https://www.weser-kurier.de/bremen/der-bau-des-zweiten-bremer-fallturms-dauert-an-doc7e43mdegq8n1dd4ur5ey>, 2020.
- [Sus-o.J.] SUSANNP4: *Apfel Obst Rot*, susannp4, freie kommerzielle Nutzung, via www.pixabay.com, <https://pixabay.com/de/photos/apfel-obst-rot-frisch-digital-art-1508049/>, o.J.
- [Tim-o.J.] TIMHILL: *Baum Sonne Sonnenschein*, TimHill, freie kommerzielle Nutzung, via www.pixabay.com, <https://pixabay.com/de/photos/baum-sonne-sonnenschein-sommer-2916763/>, o.J.
- [Tsu06] TSUJINO, T.: *Trends in Research on the Utilization of Microgravity - Competition and Collaboration between Research in Space and Research on the Ground*, core.ac.uk, Vol. 21, Nr. 6, S. 89–105, 2006.
- [Urb15a] URBAN, D. L.: *Modification Plans for the NASA 5.2 Second Drop Tower*, 31st American Society for Gravitational and Space Research, Alexandria, VA, USA, GRC-E-DAA-TN28101, 10.11.2015.
- [Urb15b] URBAN, D. L.: *Drop Tower and Aircraft Capabilities*, 31st American Society for Gravitational and Space Research, Alexandria, VA, USA, GRC-E-DAA-TN28094, 12.11.2015.
- [Vod01] VODEL, W.: *Untersuchungen zu hochempfindlichen SQUID-Positionsdetektoren für die Mission STEP und Durchführung experimenteller Tests am Fallturm Bremen*, Abschlussbericht, Friedrich-Schiller-Universität Jena, 2001.

- [Vog06] VOGEL, A.; SCHMIDT, M.; SENGSTOCK, K.; BONGS, K.; LEWOCZKO, W.; SCHULDT, T.; PETERS, A.; VAN ZOEST, T.; ERTMER, W.; RASEL, E.; STEINMETZ, T.; REICHEL, J.; KÖNEMANN, T.; BRINKMANN, W.; GÖKLÜ, E.; LÄMMERZahl, C.; DITTUS, H. J.; NANDI, G.; SCHLEICH, W. P.; WALSER, R.: *Bose–Einstein condensates in microgravity*, Appl. Phys. B, Vol. 84, Nr. 4, S. 663–671, 2006.
- [Wag19] WAGNER, E. (HRSG.): *New Shepard - Payload User's Guide*, Requested at <https://www.blueorigin.com/new-shepard/>, Stand: September 2019.
- [Web06] WEBER, T.: *Sechs Sekunden schwerelos*, Antriebspraxis, Nr. 01/2006, S. 16–19, <http://www.all-electronics.de/ai/resources/8db03e2b066.pdf>, 2006.
- [Web17] WEBER, T.: *Intrasys lineare Antriebs und Bremstechnik*, <http://docplayer.org/50162474-Intrasys-lineare-antriebs-und-bremstechnik.html>, Stand: 20.01.2021.
- [Weg12] WEGGELAAR, W.: *The FUNcube-1 CubeSat Satellite in the ISIS clean room in Delft prior to being launched*, Wouter Weggelaar, CC BY 3.0 <<https://creativecommons.org/licenses/by/3.0/deed.en>>, via Wikimedia Commons, <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:FUNcube-1.jpg>, 04.11.2012.
- [Wik-o.J.a] WIKIMAGES: *Mars Red Planet Planeten*, Wikimages, freie kommerzielle Nutzung, via www.pixabay.com, <https://pixabay.com/de/photos/mars-roter-planet-planet-11012/>, o.J.
- [Wik-o.J.b] WIKIMAGES: *Erde Planeten Raum*, Wikimages, freie kommerzielle Nutzung, via www.pixabay.com, <https://pixabay.com/de/photos/erde-planeten-raum-welt-universum-11009/>, o.J.
- [Wim94] WIMMER, U.: *Verfahren und Einrichtung zur Simulation künstlicher Schwerkraftbedingungen*, DE4406101A1, Deutschland, 01.12.1994.
- [Wis11] WR (HRSG.): *Empfehlungen zur Förderung von Forschungsbauten (Förderphase 2012)*, Stand: 29.04.2016.
- [Zar99] ZARM (HRSG.): *Vorbereitung und Durchführung von Fallturmexperimenten am Fallturm Bremen: Schlussbericht für die Jahre 1997 bis 1999, Abschlussbericht*, Universität Bremen, 1999.

- [Zar12a] ZARM FABMBH (HRSG.): *User Manual*, https://www.zarm.uni-bremen.de/fileadmin/user_upload/drop_tower/Users_Manual_0412.pdf, Stand: 20.01.2020.
- [Zar12b] ZARM: *Smarte Sensoren und Aktuatoren für eine 'intelligente' Lageregelung (iAOCs) als 'System on a Chip'*, ZARM, FKZ 50RR0806, 24.09.2012.
- [Zar13] ZARM UNIVERSITÄT BREMEN (HRSG.): *Der Fallturm Bremen*, https://www.zarm.uni-bremen.de/fileadmin/user_upload/drop_tower/ZARM-Broschuere_Fallturm.pdf, Stand: 23.01.2020.
- [Zha05] ZHANG, X.; YUAN, L.; WU, W.: *Some key technics of drop tower experiment device of National Microgravity Laboratory (China)*, Science in China Press, Vol. 48, Nr. 48, S. 305–316, 2005.
- [Zha19] ZHANG, Q.; LIU, H.; MA, J.; LI, Y.: *A Novel Secondary for Reducing Thrust Ripple of Long Primary Double Sided Linear Induction Machine Used in Microgravity Experimental Chamber Launch System*, 22nd International Conference on Electrical Machines and Systems (ICEMS), IEEE, 2019.
- [Zoc14] ZOCCA, A.; GOMES, C. M.; MÜHLER, T.; GÜNSTER, J.: *Powder-Bed Stabilization for Powder-Based Additive Manufacturing*, Advances in Mechanical Engineering, Vol. 6, S. 491581, 2014.
- [Zoc19] ZOCCA, A.; LÜCHTENBORG, J.; MÜHLER, T.; WILBIG, J.; MOHR, G.; VILLATTE, T.; LÉONARD, F.; NOLZE, G.; SPARENBERG, M.; MELCHER, J.; HILGENBERG, K.; GÜNSTER, J.: *Enabling the 3D Printing of Metal Components in μ -Gravity*, Adv. Mater. Technol, Vol. 4, Nr. 10, S. 1900506, 2019.
- [Zoe10] VAN ZOEST, T.; GAALOUL, N.; SINGH, Y.; AHLERS, H.; HERR, W.; SEIDEL, S. T.; ERTMER, W.; RASEL, E.; ECKART, M.; KAJARI, E.; ARNOLD, S.; NANDI, G.; SCHLEICH, W. P.; WALSER, R.; VOGEL, A.; SENGSTOCK, K.; BONGS, K.; LEWOCZKO-ADAMCZYK, W.; SCHIEMANGK, M.; SCHULDT, T.; PETERS, A.; KONEMANN, T.; MUNTINGA, H.; LAMMERZAHN, C.; DITTUS, H.; STEINMETZ, T.; HANSCH, T. W.; REICHEL, J.: *Bose-Einstein Condensation in Microgravity*, Science, Vol. 328, Nr. 5985, S. 1540–1543, 2010.

Betreute studentische Arbeiten

Die nachstehend aufgeführten studentischen Arbeiten wurden im Kontext der vorliegenden Dissertation am Institut für Transport- und Automatisierungstechnik der Leibniz Universität Hannover angefertigt. Die Definition der Zielsetzung, die Bearbeitung sowie die Auswertung, Interpretation und Visualisierung von Ergebnissen erfolgten unter wissenschaftlicher Anleitung des Betreuers Dipl.-Ing. Christoph Lotz. Die erzielten Ergebnisse sind zum Teil in die Dissertation eingeflossen.

- [Als16] ALSHOV, A. (BETREUER: LOTZ, C.): *Konstruktion eines Versuchsträgers für den Einsatz im Einstein-Elevator*, unveröffentlichte Projektarbeit, Hannover, 22.11.2016.
- [Goe19] GÖKE, N. (BETREUER: LOTZ, C.): *Konstruktion und Aufbau eines Experimentträgers für den Einsatz im Einstein-Elevator*, unveröffentlichte Studienarbeit, Hannover, 02.07.2019.
- [Hoh15] HOHLS, I. (BETREUER: LOTZ, C.): *Untersuchung des Einflusses der Führungsschiene auf das Schwingungsverhalten der Rollenführung im Einstein-Elevator*, unveröffentlichte Bachelorarbeit, Hannover, 25.08.2015.
- [Hoe19] HÖHL, D. (BETREUER: LOTZ, C.): *Programmierung und Evaluation des Mess- und Kommunikationssystems für die Positionsbestimmung im Einstein-Elevator*, unveröffentlichte Masterarbeit, Hannover, 14.05.2019.
- [Hor13] HORNBOSTEL, J. (BETREUER: LOTZ, C.): *Entwicklung einer LabVIEW-Steuerung für einen Prüfstand zur Erfassung der Laufeigenschaften von Führungsrollen*, unveröffentlichte Studienarbeit, Hannover, 10.12.2013.
- [Klu12] KLUCK, C. (BETREUER: LOTZ, C.): *Schwingungsanalyse für das Führungssystem des Einstein-Elevators*, unveröffentlichte Diplomarbeit, Hannover, 14.11.2012.
- [Laz15] LAZAR, S. (BETREUER: LOTZ, C.): *Aufbau eines Mess- und Kommunikationssystems für die Antriebsregelung im Einstein-Elevator*, unveröffentlichte Bachelorarbeit, Hannover, 26.10.2015.
- [Mey14] MEYER, C. (BETREUER: LOTZ, C.): *Bestimmung des Schwingungsverhaltens von Führungsrollen am Laufrollenprüfstand mit Hilfe von Frequenzanalysen*, unveröffentlichte Bachelorarbeit, Hannover, 03.03.2014.

- [Mey20] MEYER, C. (BETREUER: LOTZ, C.): *Auswertung der Restbeschleunigung in einem prototypischen Experiment während des freien Falls im Einstein-Elevator*, unveröffentlichte Masterarbeit, Hannover, 01.04.2020.
- [Mol19] MOLIBOZHENKO, M. (BETREUER: LOTZ, C.): *Numerische Simulation von Strömungseinflüssen auf Gondel und Antrieb bei der Bewegung im Einstein Elevator*, unveröffentlichte Studienarbeit, Hannover, 01.03.2019.
- [Nue17] NÜBEL, N. (BETREUER: FROBÖSE, T.; CO-BETREUER: LOTZ, C.): *Konzeption und Erprobung eines Messsystems zur hochgenauen Ausrichtung von sehr langen Führungen*, unveröffentlichte Studienarbeit, Hannover, 31.12.2017.
- [Rei14] REIN, M. (BETREUER: LOTZ, C.): *Lebensdauerbestimmung der Laufrollen des Einstein-Elevators an einem Rollenprüfstand*, unveröffentlichte Bachelorarbeit, Hannover, 05.05.2014.
- [Rau21] RAUPERT, M. (BETREUER: LOTZ, C.): *Aufbau eines Portalsystems mit paralleler Wiederherstellung des Schwerpunktes zur Unterstützung automatisierter Experimente im Einstein-Elevator*, unveröffentlichte Masterarbeit, Hannover, 25.03.2021.

Anhang

A1: Durchbiegung der Traverse unter Belastung (Seite 80)

$$A_M = \begin{bmatrix}
 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -EI & 0 & 0 & 0 & EI & 0 & 0 & c_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 L_1 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & -EI & 0 & 0 & 0 & EI & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & L_2 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -EI & 0 & 0 & 0 & EI & 0 & 0 & c_2 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & L_3 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & L_4 & 1 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 \frac{L_1^3}{6} & \frac{L_1^2}{2} & L_1 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 \frac{L_1^2}{2} & L_1 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{L_2^3}{6} & \frac{L_2^2}{2} & L_2 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{L_2^2}{2} & L_2 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{L_3^3}{6} & \frac{L_3^2}{2} & L_3 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{L_3^2}{2} & L_3 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{L_4^3}{6} & \frac{L_4^2}{2} & L_4 & 1
 \end{bmatrix} \quad (A1.1)$$

$$\vec{b}^T = [0 \quad -F_V \quad 0 \quad F_{KS} \quad 0 \quad -F_V \quad 0 \quad 0] \quad (A1.2)$$

$$\vec{c}^T = [C_1 \quad C_2 \quad C_3 \quad C_4 \quad C_5 \quad C_6 \quad C_7 \quad C_8 \quad C_9 \quad C_{10} \quad C_{11} \quad C_{12} \quad C_{13} \quad C_{14} \quad C_{15} \quad C_{16}] \quad (A1.3)$$

A2: Luftwiderstandsverläufe (Seite 113)

Gondel:

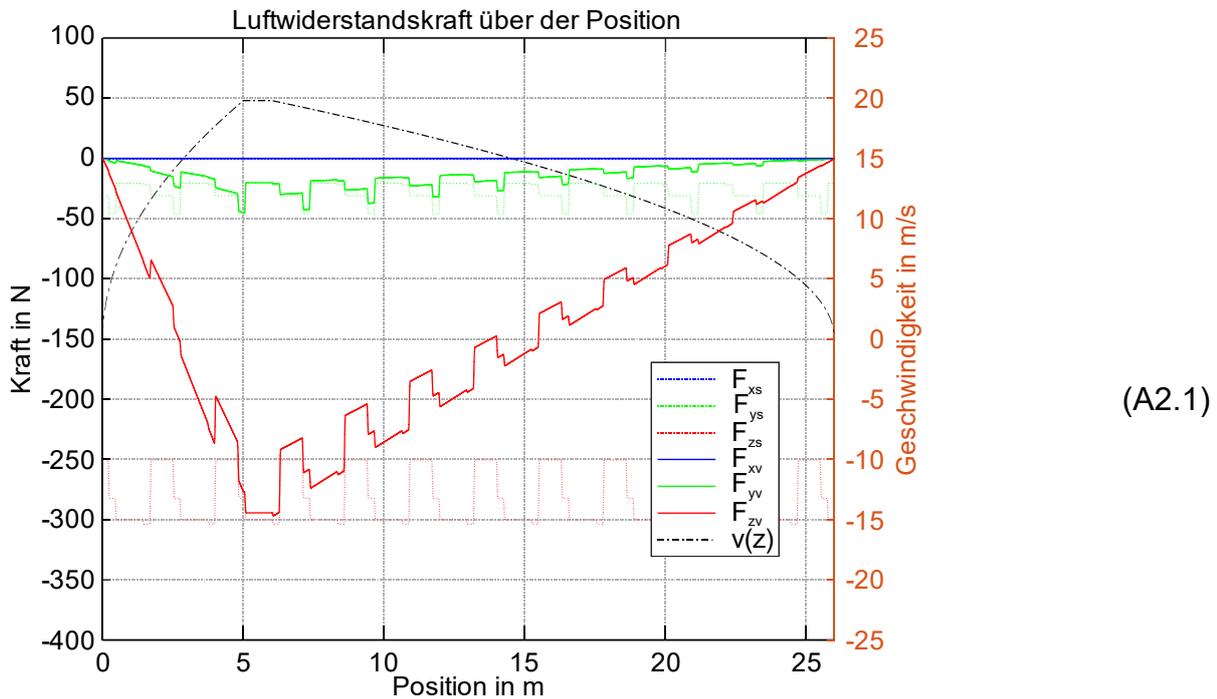


Abbildung A2.1: Simulierter Verlauf des Luftwiderstands der Gondel in x-, y- und z-Richtung über der Position (z-Richtung) bei einem Geschwindigkeitsverlauf des μ g-Fahrprofils (mit Punkt-Strich-Linie dargestellt)

Traverse:

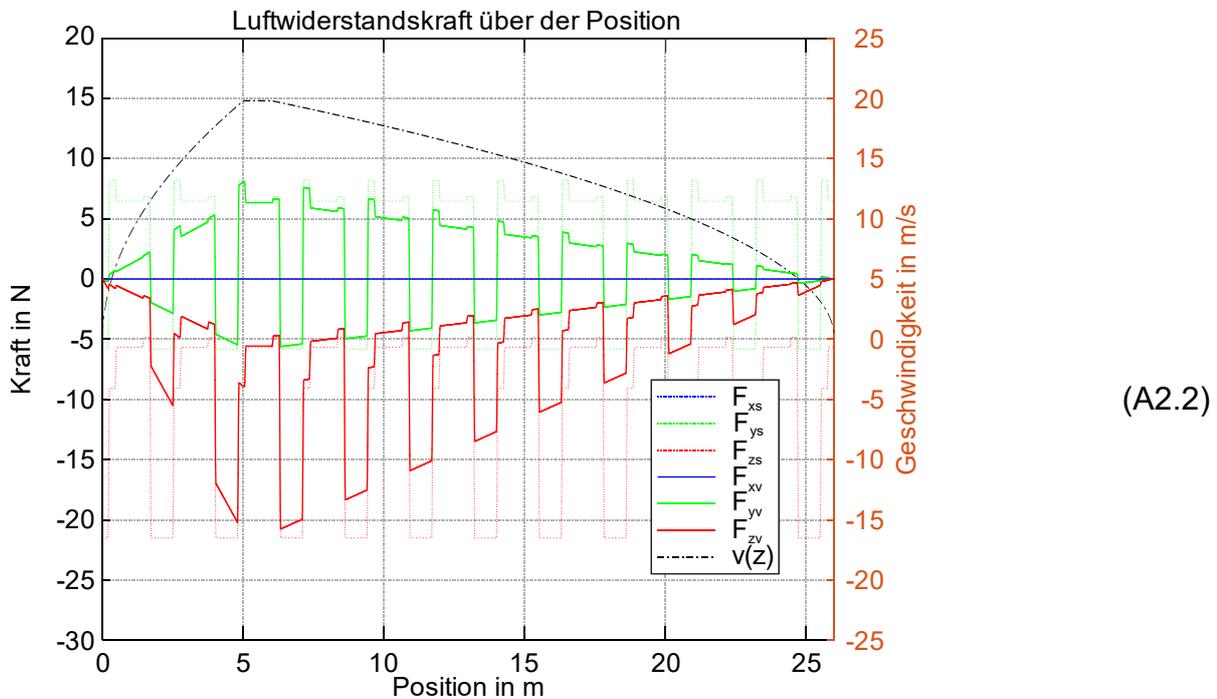
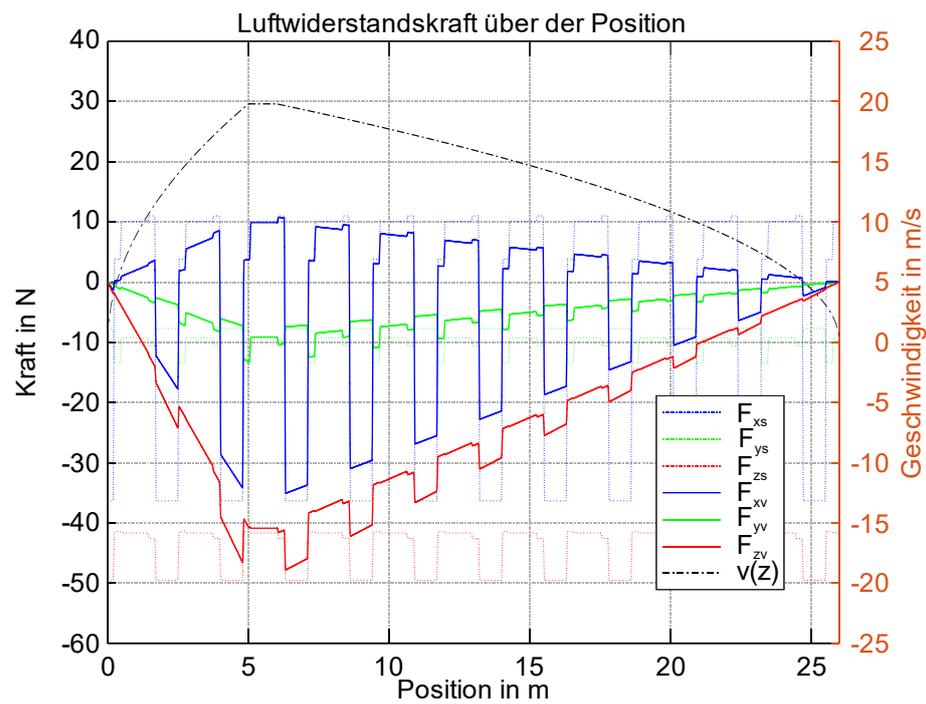


Abbildung A2.2: Simulierter Verlauf des Luftwiderstands der Traverse in x-, y- und z-Richtung über der Position (z-Richtung) bei einem Geschwindigkeitsverlauf des μ g-Fahrprofils (mit Punkt-Strich-Linie dargestellt)

Wagen:



(A2.3)

Abbildung A2.3: Simulierter Verlauf des Luftwiderstands der zwei Antriebswagen in x-, y- und z-Richtung über der Position (z-Richtung) bei einem Geschwindigkeitsverlauf des μ g-Fahrprofils (mit Punkt-Strich-Linie dargestellt)

A3: Simulation der Auslenkung, Geschwindigkeit und Beschleunigung in der Beschleunigungsphase (Seite 131)

Auslenkung, Geschwindigkeit und Beschleunigung des Experiments in y -Richtung a_y :

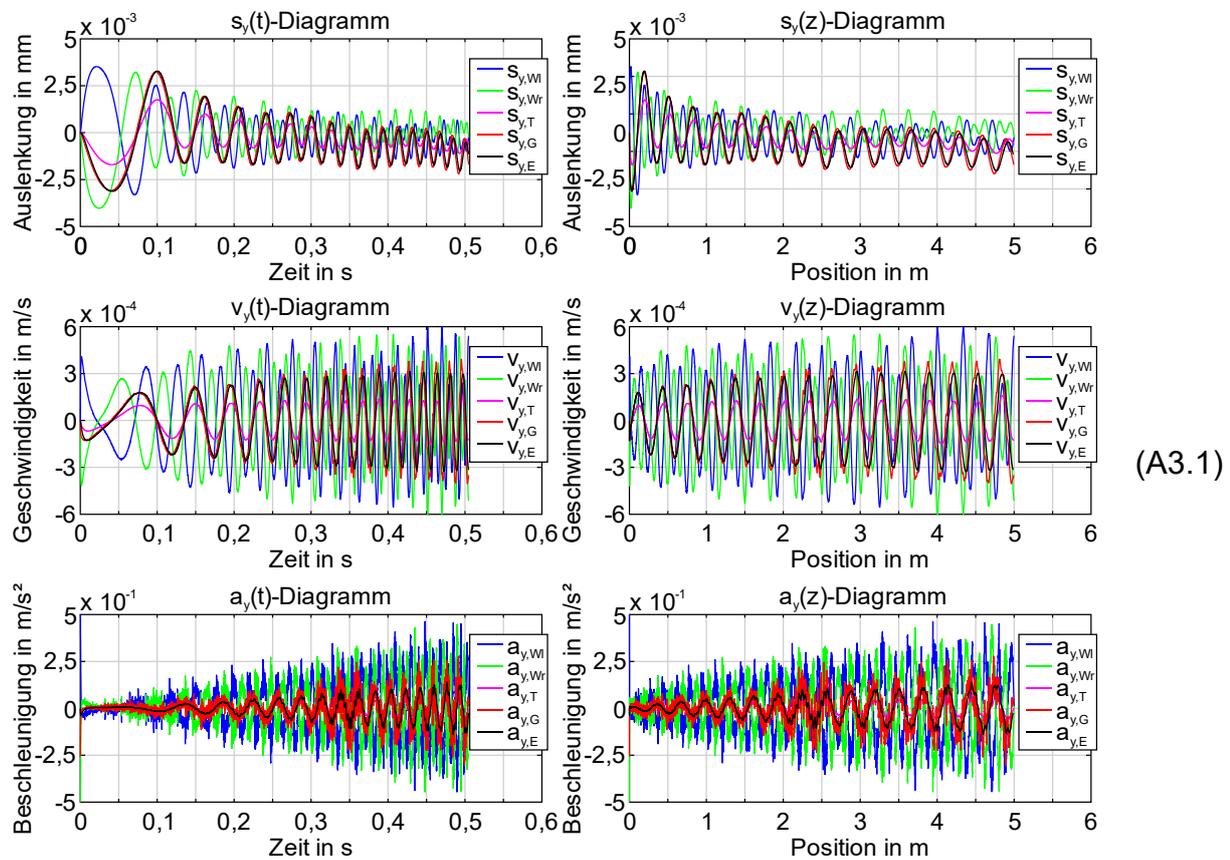


Abbildung A3.1: Simulierte Verläufe für die Position $s_{y,i}(t)$, die Geschwindigkeit $v_{y,i}(t)$ und die Beschleunigung $a_{y,i}(t)$ in y -Richtung sowie der gleichen Verläufe über der z -Position $s_{y,i}(z)$, $v_{y,i}(z)$ und $a_{y,i}(z)$

A4: Spektrogramm der simulierten Beschleunigungsphase (Seite 131)

Simulierte Beschleunigung im Experiment in y-Richtung a_y :

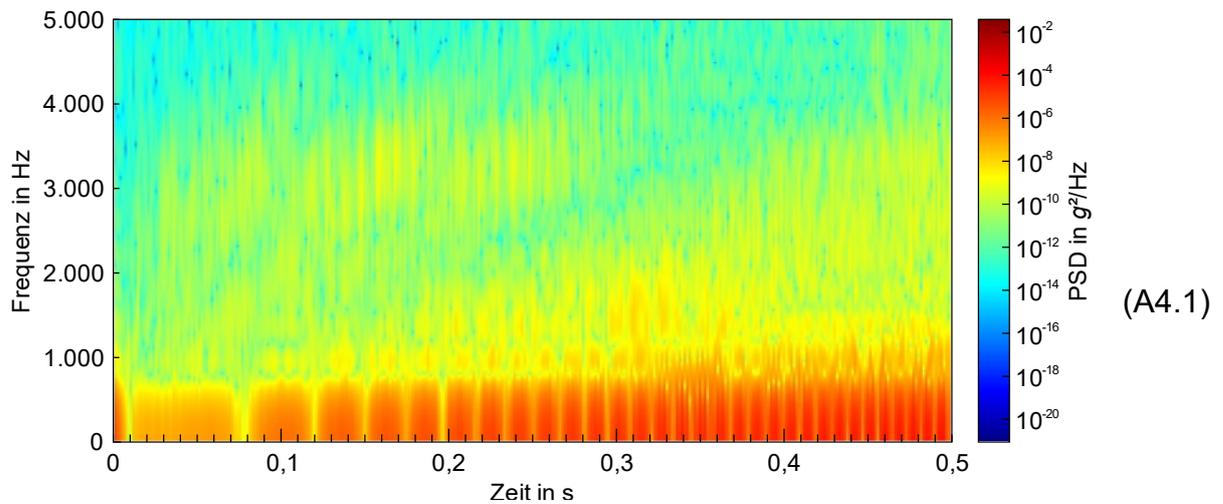


Abbildung A4.1: PSD über der Zeit und der Frequenz der simulierten Beschleunigung des Experimentträgers in y-Richtung $a_{E,y}$ ($f_s = 198.118$ Samples/s, $n_{FFT} = 50.000$, $\Delta f = 198,12$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$)

Simulierte Beschleunigung im Experiment in z-Richtung a_z :

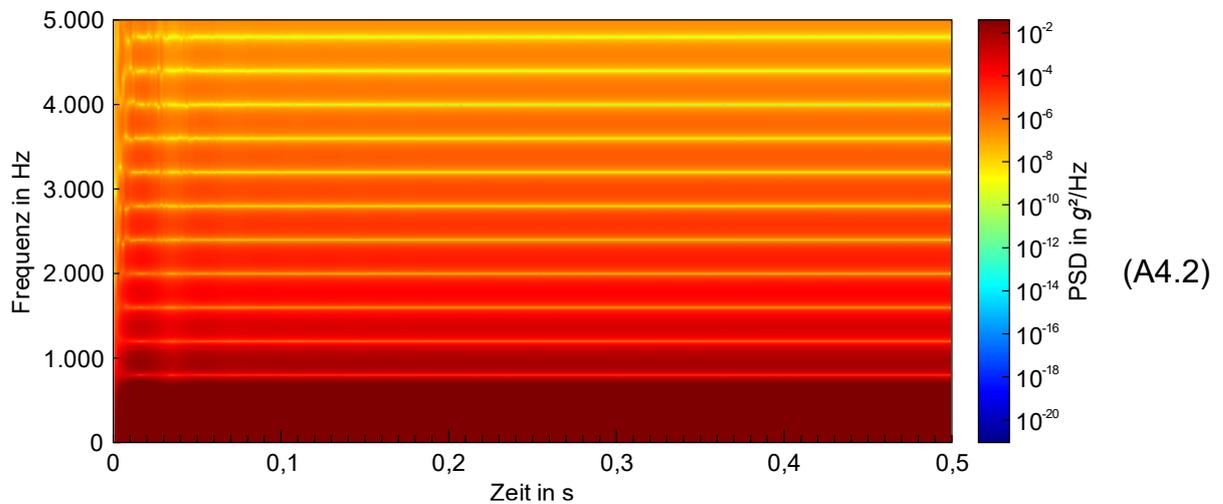
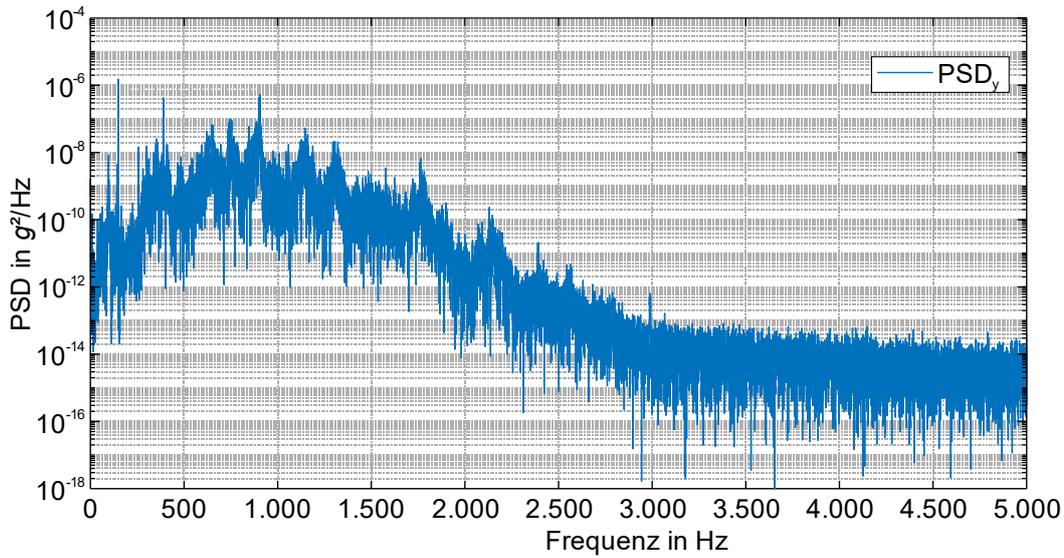
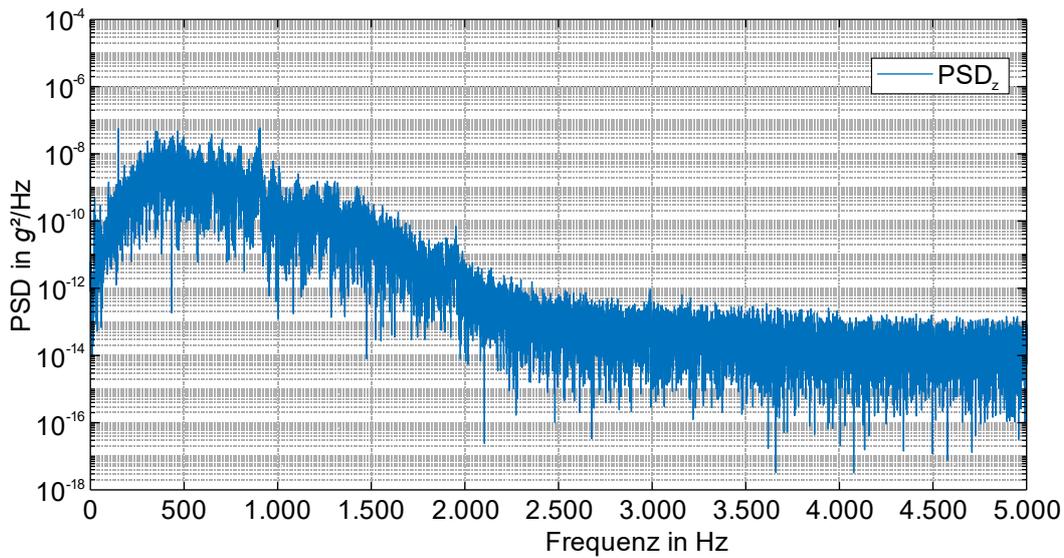
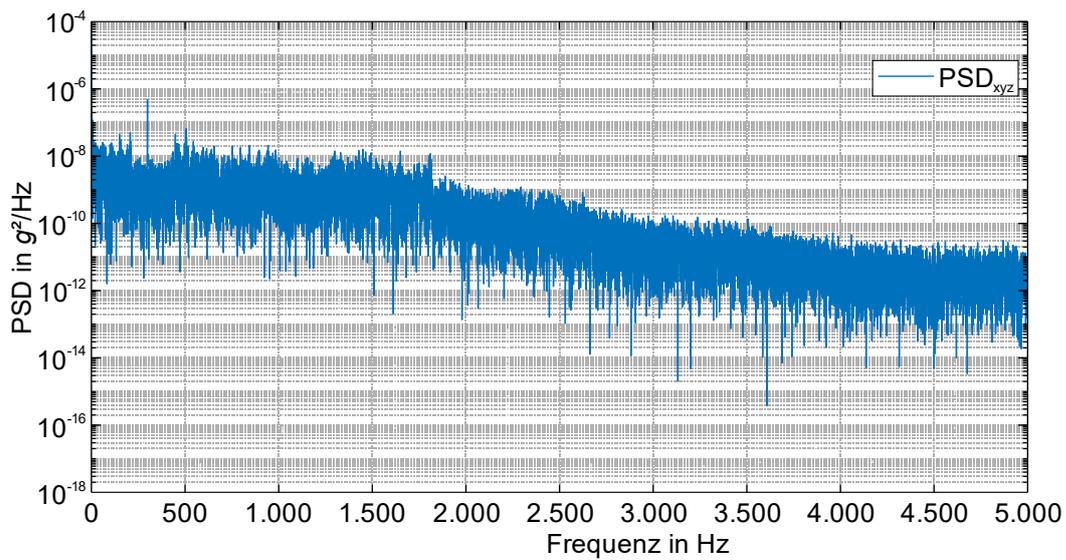


Abbildung A4.2: PSD über der Zeit und der Frequenz der simulierten Beschleunigung des Experimentträgers in z-Richtung $a_{E,z}$ ($f_s = 198.118$ Samples/s, $n_{FFT} = 50.000$, $\Delta f = 198,12$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$)

A5: Spektrum in der μg -Phase (Seite 151)Spektrum der Beschleunigung in y-Richtung a_y :**Abbildung A5.1:** PSD der y-Achse während der μg -Phase während Flug 472 im FreeflyerSpektrum der Beschleunigung in z-Richtung a_z :**Abbildung A5.2:** PSD der z-Achse während der μg -Phase während Flug 472 im Freeflyer

Spektrum der Vektorsumme $a_{|xyz|}$:

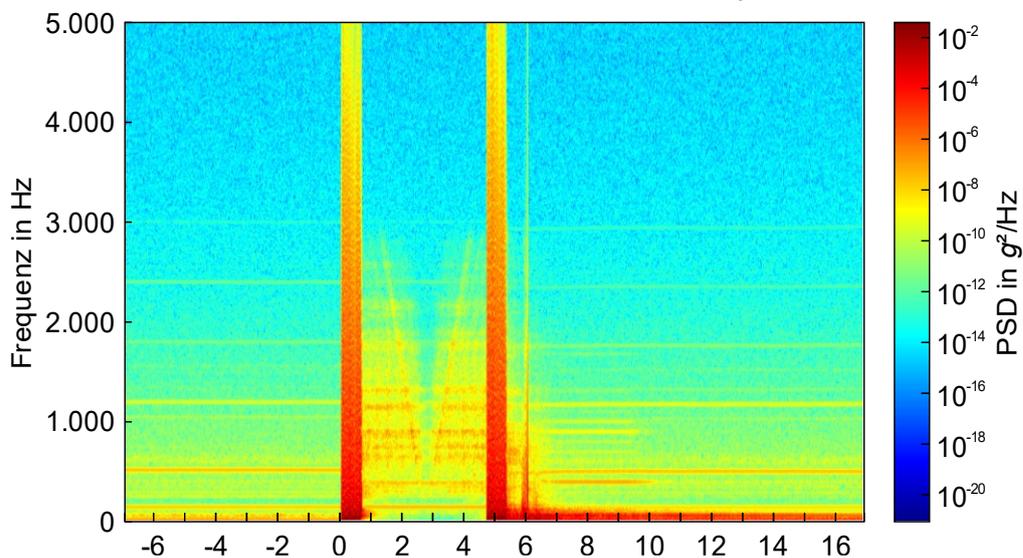


(A5.3)

Abbildung A5.3: PSD der kumulativen Beschleunigung $a_{|xyz|}$ während der μg -Phase während Flug 472 im Freeflyer

A6: Spektrogramm vom Stillstand vor dem Start bis nach der Landung (Seite 151)

Spektrogramm der Beschleunigung in y-Richtung a_y :



(A6.1)

Abbildung A6.1: Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Freeflyer während Flug 472 (Titan, a_y , „detrend“ der μg -Phase, $f_s = 10.000$ Samples/s, $n_{FFT} = 10.000$, $\Delta f = 4,17$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$)

Spektrogramm der Beschleunigung in z-Richtung a_z :

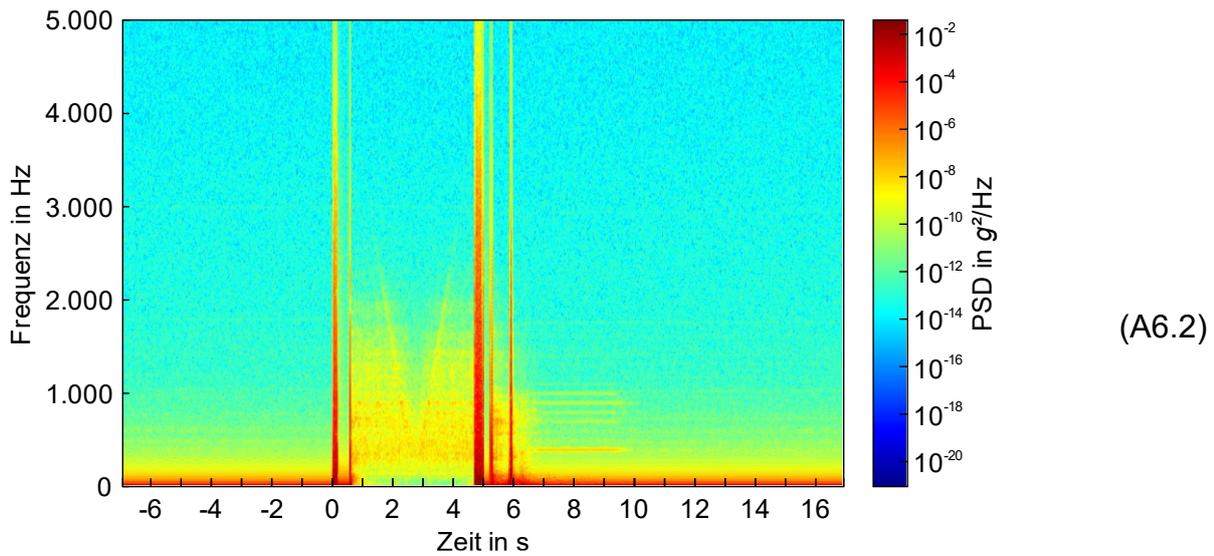


Abbildung A6.2: Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Freeflyer während Flug 472 (Titan, a_z , „detrend“ der μg -Phase, $f_s = 10.000$ Samples/s, $n_{FFT} = 10.000$, $\Delta f = 4,17$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$)

Spektrogramm der Vektorsumme $a_{|xyz|}$:

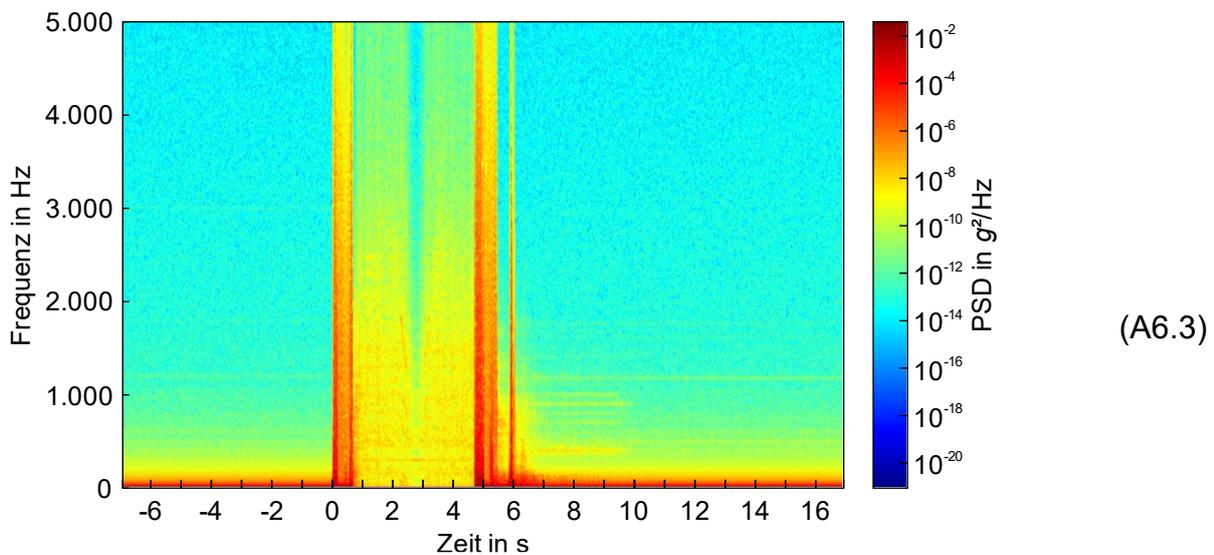
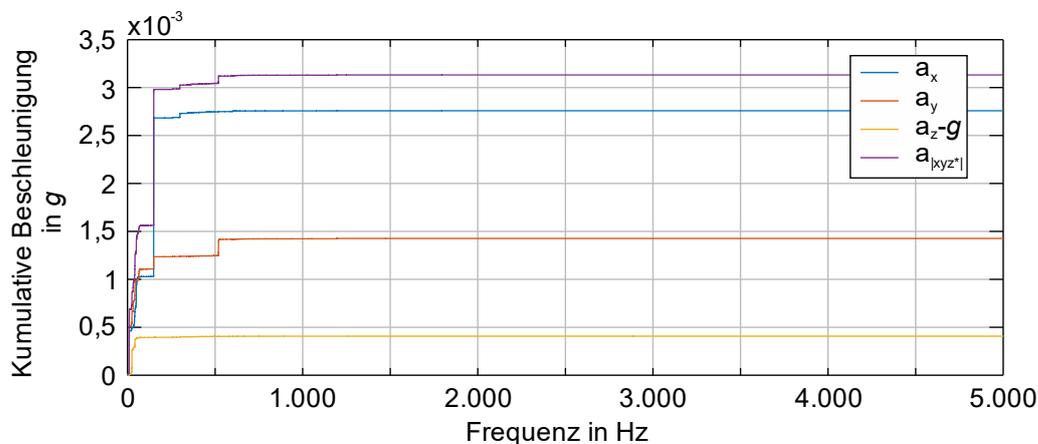


Abbildung A6.3: Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Freeflyer während Flug 472 (Titan, $a_{|xyz|}$, „detrend“ der μg -Phase, $f_s = 10.000$ Samples/s, $n_{FFT} = 10.000$, $\Delta f = 4,17$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 200$, $k_S = 200$)

A7: Kumulative Beschleunigung (Seite 151)

Kumulative Beschleunigung über der Frequenz während der Stillstandsphase vor dem Start:

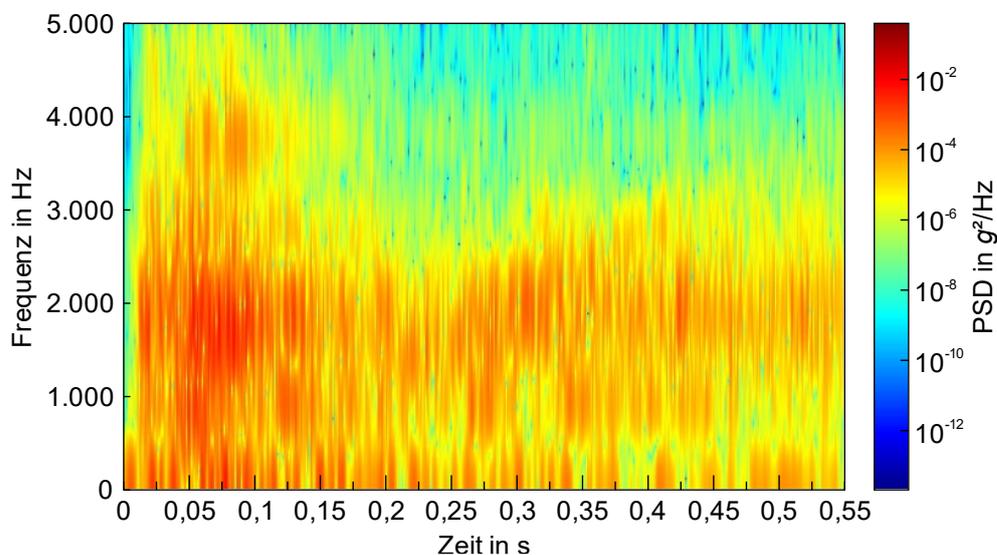


(A7.1)

Abbildung A7.1: Kumulative Beschleunigung über der Frequenz, gemessen im Freeflyer während der Stillstandsphase vor Flug 472 (Titan, a_x , a_y , $a_z - g$ und $a_{|xyz|}$, $n_{FFT} = 37.001$, $\Delta f = 0,2703$ Hz, Hanning-Fenster), a) volles Frequenzspektrum, b) Frequenzbereich von 0 bis 250 Hz

A8: Spektrogramm der Beschleunigungsphase im Freeflyer (Seite 161)

Spektrogramm der Beschleunigung in x-Richtung a_x :



(A8.1)

Abbildung A8.1: Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Freeflyer während der Beschleunigungsphase von Flug 472 (Titan, a_x , „detrend“ der μg -Phase, $f_s = 10.000$ Samples/s, $n_{FFT} = 500$, $\Delta f = 180,47$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 15$, $k_S = 200$)

Spektrogramm der Beschleunigung in y-Richtung a_y :

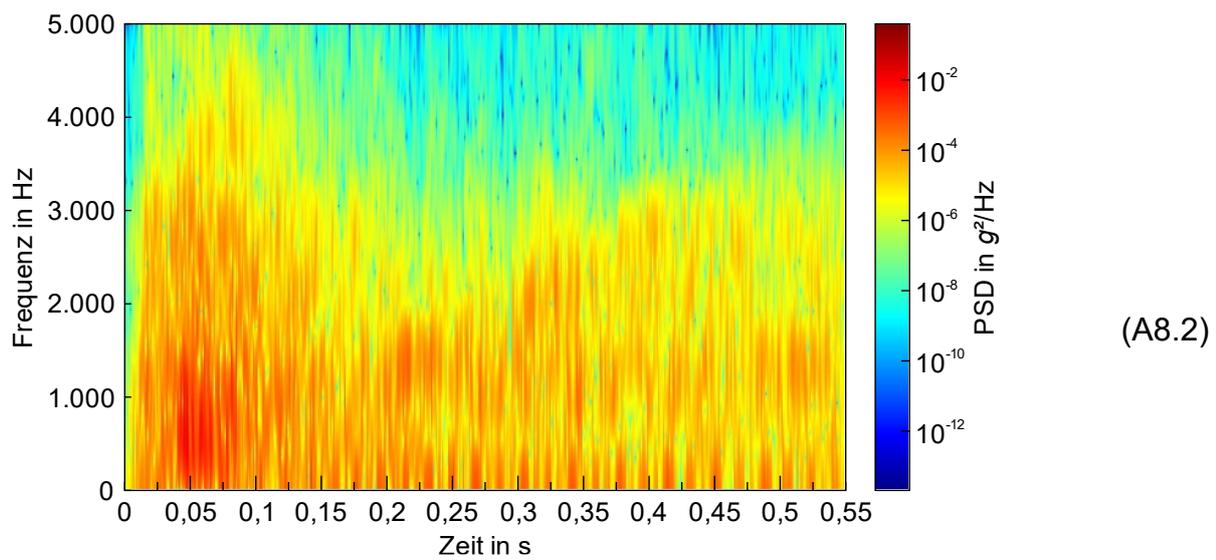


Abbildung A8.2: Spektrogramm (PSD) über Zeit und Frequenz, gemessen im Freeflyer während der Beschleunigungsphase von Flug 472 (Titan, a_y , „detrend“ der μg -Phase, $f_s = 10.000$ Samples/s, $n_{FFT} = 500$, $\Delta f = 180,47$ Hz, Hanning-Fenster, $n_{overlap} = 15$, $k_s = 200$)

Lebenslauf

Persönliche Daten

Name	Christoph Lotz
Geburtsdatum	08.10.1985
Geburtsort	Neustadt a. Rbge.

Schulbildung

1992-1996	Grundschule Steimbke
1996-1998	Orientierungsstufe Erichshagen, Nienburg Weser
1998-2005	Gymnasium Albert Schweitzer-Schule, Nienburg Weser
Schulabschluss	Abitur

Studium

10/2005-09/2011	Maschinenbau an der Gottfried Wilhelm Leibniz Universität Hannover
Hochschulabschluss	Diplom-Ingenieur

Berufliche Tätigkeiten


11/2007-01/2008	Wissenschaftliche Hilfskraft am Institut für Maschinenelemente, Konstruktionstechnik und Tri- bologie der Leibniz Universität Hannover
02/2008-10/2010	Wissenschaftliche Hilfskraft am Institut für Transport- und Automatisierungstechnik der Leibniz Universität Hannover
11/2010-02/2011	Hilfskraft in der Abteilung Industriereifen bei der Firma Continental Reifen Deutschland GmbH
Seit 10/2011	Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Transport- und Automatisierungstechnik und der QUEST-Leibniz-Forschungsschule der Leibniz Universität Hannover
11/2014-10/2018	Gruppenleiter Transporttechnik am Institut für Transport- und Automatisierungstechnik der Leibniz Universität Hannover
Seit 02/2019	Leiter Forschungsbereich Produktion unter Weltraumbedingungen am Institut für Transport- und Automatisierungstechnik der Leibniz Universität Hannover

Klappentext


Der aktuell große Fortschritt in der Raumfahrt sowie in der Entwicklung hochsensibler Sensoren und weltraumtauglicher Technologien für zukünftige Missionen führt zu einer deutlich gestiegenen Nachfrage an Plattformen für die Forschung unter Weltraumbedingungen. Der neu entwickelte *Einstein-Elevator* ergänzt bestehende erdgebundene Einrichtungen mit einer deutlich gesteigerten Wiederholrate und erstmals simulierbaren, einstellbaren Schwerebedingungen, wie sie beispielsweise auf Mond oder Mars vorherrschen, für große und schwere Nutzlasten. Im Rahmen dieser Arbeit wird die mit einem einzigartigen Antriebs- und Führungskonzept ausgestattete Anlage hinsichtlich ihrer Eigenschaften mit Blick auf die erreichbare Restbeschleunigung des Experiments in der Mikrogravitationsphase analysiert. Prüfstandsuntersuchungen und Simulationen der Einzelkomponenten werden in einem Mehrkörpermodell zusammengefasst und numerisch berechnet. Die daraus gewonnenen Ergebnisse werden mit den ersten erfolgreichen Flügen im *Einstein-Elevator* verglichen.

Die drei Cover-Bilder:

1- Anlage



2- MKM als Strichzeichnung



3- Spektrogramm

