



UNIVERSITÄT
DES
SAARLANDES



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.

Entwicklung eines elektrostatischen Levitators für den Einsatz in Mikrogravitation

Dissertation

zur Erlangung des Grades des
Doktors der Ingenieurwissenschaften der
Naturwissenschaftlich-Technischen Fakultät an der
Universität des Saarlandes.

Angefertigt am Institut für Materialphysik im Weltraum des
Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e. V.

Vorgelegt von
Christian Wolfgang Neumann.

Saarbrücken und Köln,

2017

Tag des Kolloquiums: 5. Dezember 2017

Dekan der Fakultät: Prof. Dr. Guido Kickelbick

Vorsitzender Prof. Dr. Stefan Diebels

Berichterstatter: Prof. Dr. Ralf Busch

Prof. Dr. Dirk Bähre

Akademischer Mitarbeiter: Dr. Joachim Schmitt

„ Gravity is a habit that is hard to shake off. “
[Terry Pratchett]

Inhaltsverzeichnis

1. Einleitung	1
1.1 Motivation	1
1.2 Zielsetzung	7
2. Grundlagen Levitation	9
2.1 Levitationstechniken	9
2.2 Elektrostatische Levitation	11
2.2.1 Grundprinzip	11
2.2.2 Eigenschaften des elektrostatischen Feldes	14
2.2.3 Eigenschaften einer levitierenden Probe	15
2.3 Störgröße Schwerkraft	17
3. Messungen an levitierenden Proben	21
3.1 Messbare Größen	21
3.2 Volumendehnung und Dichte	22
3.3 Viskositätsmessung am oszillierenden Tropfen	23
3.4 Ausgangssituation	28
4. Forschung unter Schwerelosigkeit	35
4.1 Mikrogravitation und Plattformen	35
4.2 Forschungsrakete MAPHEUS	39
4.3 Parabelflüge mit ‚Zero-G‘	45
4.4 Fallturm Bremen	46

5. Aufbau GOLD-ESL	49
5.1 Überblick Teilsysteme und Funktionen	49
5.2 Generelle Designrichtlinien als Raketennutzlast	51
5.2.1 MAPHEUS-Nutzlasten	51
5.2.2 Geometrie, Masse und Festigkeit	51
5.2.3 Vakuumumweltbedingungen	54
5.2.4 Datenkommunikation	55
5.3 Elektrodensystem und ESL-Kernstück	56
5.3.1 Untersuchte Elektrodenkonfigurationen	56
5.3.2 Elektrodenhalterung	60
5.3.3 Simulation der elektrostatischen Felder	61
5.4 Hochspannungsverstärker	66
5.5 Experimentsteuerung	69
5.5.1 Übersicht der Steuerungsaufgaben	69
5.5.2 Echtzeit-Steuergerät	70
5.5.3 Mini-PC und Kommunikationswege	72
5.5.4 Positionsregelung mit FPGA-Baustein	74
5.5.5 Hochgeschwindigkeitskmerasystem	75
5.6 Positionsmessung	77
5.6.1 PSD – Position Sensitive Device	77
5.6.2 Kamerabasierte Technologie	79
5.6.3 Vergleich der Systeme	82
5.7 Probenwechsler und Magazin	82
5.8 Probenladung und Ladungsverlust	86
5.8.1 Initiaalladung einer fixierten Probe	86
5.8.2 Ladungserhaltung einer levitierenden Probe	87
5.8.3 Testreihe zur Probenladung	89
5.9 Temperaturregelung der Probe	93
5.9.1 Thermalhaushalt einer Probe	93
5.9.2 Heizung	96
5.9.3 Temperaturerfassung und –regelung	101

5.10	An der Probe wirkende Prozesse	103
5.10.1	Zugänglichkeit der Probe	103
5.10.2	Frequenzen und Interferenz an Probe	105
5.11	Vakuumsystem	107
5.12	Energieversorgung	110
5.13	Thermalhaushalt im Experiment	113
5.14	Integration in 17“	114
5.15	Bodengerät	118
5.16	Bodenstation	120
5.17	Schutzrechte	120
6.	Experimente mit GOLD-ESL	121
6.1	24. DLR-Parabelflugkampagne	121
6.2	Fallturmkampagne	124
6.3	Startkampagne MAPHEUS-05	125
6.4	28. DLR-Parabelflugkampagne	126
7.	Zusammenfassung und Ausblick	129
7.1	Zusammenfassung	129
7.2	Ausblick	133
8.	Anhang	135
8.1	Verwendete Abkürzungen und Symbole	135
8.1.1	Abkürzungen	135
8.1.2	Symbole	138
8.2	Abbildungsverzeichnis	140
8.3	Quellenverzeichnis	142
8.4	Zusammenfassungen nach Promotionsordnung 2013	151
8.4.1	Zusammenfassung in deutscher Sprache	151
8.4.2	Zusammenfassung in englischer Sprache	152
8.5	Lebenslauf	153
8.6	Danksagung	154

Kapitel 1

Einleitung

1.1 Motivation

Gegenstand der Forschung am ‚Institut für Materialphysik im Weltraum‘ sind die Untersuchung von Materialeigenschaften und die systematische Beschreibung von Vorgängen innerhalb von Materialien. Ein Schwerpunkt, in dem auch diese Arbeit angesiedelt ist, liegt auf der Erforschung von Vorgängen in der Schmelze und während der Erstarrung von Metallen und metallischen Legierungen. Um die jeweiligen Vorgänge verstehen und beschreiben zu können, ist es erforderlich, möglichst klar definierte Bedingungen zu schaffen unter denen die Experimente durchgeführt werden. Zu diesen Experimentumgebungen zählen u. a. verschiedene Levitationstechniken oder Schwerelosigkeit:

Levitation bedeutet, ein Objekt entgegen äußerer Kräfte, wie der Schwerkraft, zum Schweben zu bringen. Dies kann mit Hilfe verschiedener Methoden erreicht werden (Kap. 2). Alltagsbeispiele sind Magnetschwebbahnen, Luftkissenfahrzeuge oder das Luftschiff, aber auch ein an Kleidung geriebener Luftballon, der unter der Zimmerdecke schwebt. Letzterer beruht auf dem gleichen Phänomen wie die elektrostatische Levitation, die in Kapitel 2.2 eingeführt wird. Verschiedene Levitationstechniken können verbesserte Umgebungsbedingungen für wissenschaftliche Experimente bereitstellen^[1]. Vorteile liegen vor allem in der dadurch erreichten Tiegfreiheit der Materialprobe begründet, wie im Folgenden genauer diskutiert. Levitation kann Schwerkraft jedoch stets nur überwinden, diese nie aufheben.

Schwereelosigkeit als Experimentumgebung bietet wiederum andere Vorteile. Für Schmelzen und Erstarrung sind die Überwindung von schwerkraftgetriebener Sedimentation und Konvektion besonders bedeutsam^[2]. Insbesondere in Bezug auf levitierende Materialproben kann die Reduktion der Kräfte von Bedeutung sein (Kap. 2.3). Zugang zu Schwerelosigkeit ist allerdings keineswegs trivial zu erreichen. Kapitel 4.1 gibt dazu einen Überblick über verfügbare Plattformen zur Forschung in reduzierter Schwerkraft. Gegenstand dieser Arbeit ist insbesondere die Kombination dieser beiden genannten Umgebungen: von elektrostatischer Levitation und Schwerelosigkeit (Kap. 1.2).

Elektrostatische Levitation (ES-L) kann für eine Vielzahl von Messungen der Materialeigenschaften verwendet werden. Der Vorteil sind die sehr definierten Umgebungsbedingungen (Kap. 2.2), die genutzt werden, um Messungen der Materialeigenschaften mittels meist berührungsloser Diagnostik an den levitierenden Materialproben, durchzuführen (Kap. 3). Wird ein elektrostatischer Levitator (ESL) in reduzierter Schwerkraft eingesetzt, könnten die Bedingungen weiter verbessert werden^{[1][2]}. Der technische Aufwand ist bei elektrostatischer Levitation bereits naturgemäß hoch, wie in Kapitel 2.2.1 dargelegt ist. Um einen solchen Levitator in Schwerelosigkeit zu betreiben erhöht sich der Aufwand noch einmal erheblich. Die daraus resultierenden Herausforderungen und dafür entwickelten Lösungen werden in dieser Arbeit ausführlich behandelt. Beide Aspekte dieses Vorhabens, also elektrostatische Levitation wie auch reduzierte Schwerkraft, werden nachfolgend motiviert. Die den dargestellten Daten zugrundeliegenden Messverfahren werden in Kapitel 3 eingeführt.

Zunächst die Motivation der Anwendung von elektrostatischer Levitation: Eine Gemeinsamkeit aller Levitationstechniken (Kap. 2.1) ist die Tiegelfreiheit der Materialprobe. D. h. die Probe ist frei von Kontakt zu einem Tiegel oder anders gearteten Haltevorrichtungen. Somit sind chemische Reaktionen, Kontamination des Materials, veränderte Oberflächenenergie und heterogene Keimbildung unterbunden. Neben diesen für alle Proben vorteilhaften Bedingungen, erwachsen Möglichkeiten zum Prozessieren einer größeren Auswahl an Probenmaterialien und Zieltemperaturen. Als Probenmaterial kommen so z. B. auch hochreaktive Materialien in Frage, für die von vornherein kein geeignetes Tiegelmaterial verfügbar ist^[4]. Durch den erweiterten Temperaturbereich werden zudem Messungen an hochschmelzenden Materialien ermöglicht, aber insbesondere auch eine tiefere Unterkühlung der Schmelzen unter den Erstarrungspunkt begünstigt^[4].

Speziell bei der elektrostatischen Levitation besteht zusätzlich der Vorteil, dass durch das Levitationsfeld keine Strömungen in der Materialprobe induziert werden^[5]. Dies schafft sehr gute Voraussetzungen für Messverfahren auf Grundlage der ‚Methode des oszillierenden Tropfens‘ (Kap. 3.3). Wird elektrostatische Levitation mit dieser Messmethode kombiniert, kann z. B. die Viskosität von Flüssigkeiten präzise gemessen werden^[4]. Abbildung 1.1 zeigt dazu beispielhaft vier vergleichende Messreihen der Viskosität an chemisch identischem Probenmaterial, ermittelt in zwei unterschiedlichen Messverfahren. Diese sind die tiegelfreie elektrostatische Levitation und die tiegelbehaftete Messung im Couette¹-Rheometer. Für die Rheometer-Messung sind während positiver (●^[3]) und negativer (◇^[3]) Temperaturänderung mit guter Übereinstimmung aufgenommene Werte getrennt dargestellt. Die ESL-Messungen sind an zwei Proben leicht unterschiedlicher Masse durchgeführt (△^[3] / □^[3]). Dabei ist offensichtlich, dass beide Verfahren in sich schlüssige und reproduzierbare Ergebnisse liefern. Bei mindestens einem der gezeig-

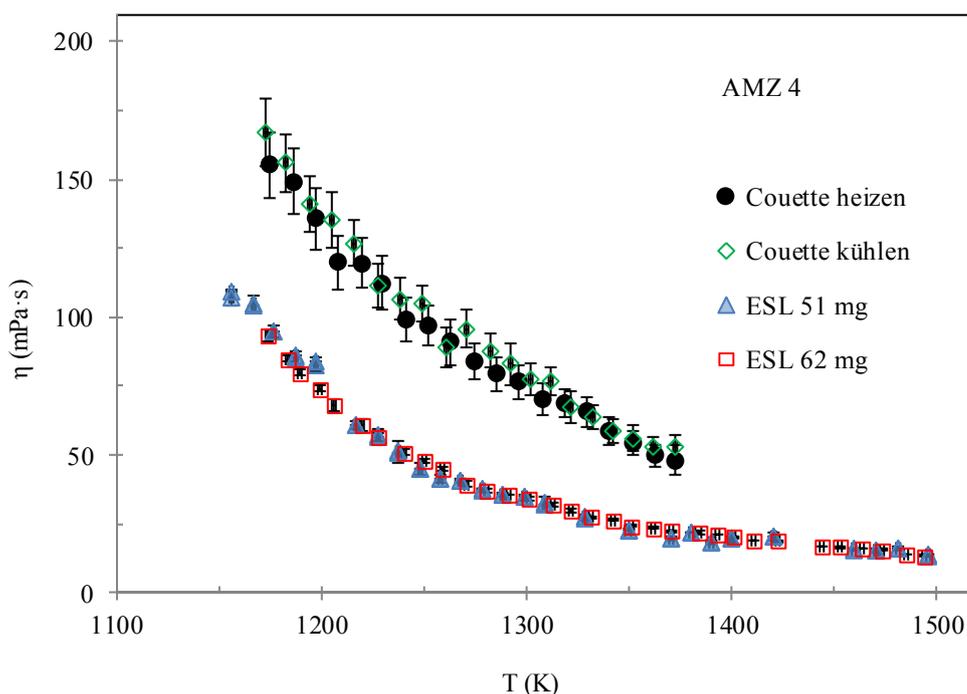


Abb. 1.1: Viskositätsmessung in Rheometer und ESL

Zwei Messverfahren der Viskosität werden verglichen: Tiegelbehaftete Messung im Couette-Rheometer (●^[3] / ◇^[3]) gegen tiegelfreie Messung mittels elektrostatischer Levitation (△^[3] / □^[3]). Die Daten beruhen auf identischem Probenmaterial.

¹ Maurice Couette (1858 – 1943)

ten Verfahren liegt folglich ein systematischer Fehler vor. Diese Abweichungen werden auf den Einfluss des Kontaktes des Probenmaterials zum Tiegel zurückgeführt, der durch einen erhöhten Sauerstoffgehalt des Probenmaterials noch begünstigt wird^[3].

Doch auch die Messung auf Grundlage der elektrostatischen Levitation ist nicht frei von störenden Einflüssen, die Messfehler verursachen können. Abbildung 1.2 zeigt beispielhaft Messungen von Viskosität in Abhängigkeit der Temperatur, um dies zu verdeutlichen. Auf der linken Seite sind zwei Messreihen an Vitreloy 1 dargestellt (●^[6] / ▲^[7]), auf der rechten Seite zwei Datensätze für $Zr_{64}Ni_{36}$ (■^[8] / ◆^[9]). Die verglichenen Werte sind unter Verwendung gleichen Materials, jedoch an unterschiedlichen elektrostatischen Levitatoren ermittelt. Auch hier treten Messfehler deutlich systematisch auf. Eine Bewertung der Korrektheit der einen oder der anderen Messung ist nicht einfach vorzunehmen, sondern bedarf stets der zusätzlichen Absicherung mittels anderer Messmethoden^[7].

Dies führt zur Motivation, Messungen in reduzierter Schwerkraft durchzuführen: An levitierenden Proben sind die an der Probe angreifenden Kräfte, um Schwerkraft zu überwinden, eine Quelle solcher Störungen (Kap. 2.3). An der levitierenden Probe herrscht stets ein Kräftegleichgewicht. Mit erhöhter Probenmasse sind die Kraftkomponenten jedoch betragsmäßig stärker und

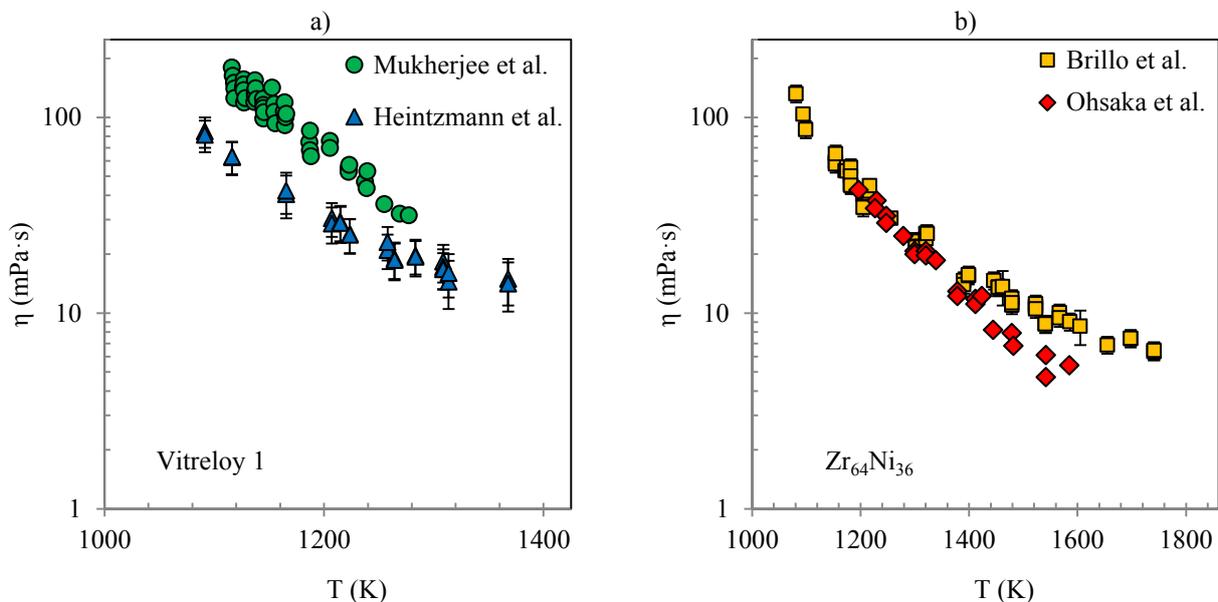


Abb. 1.2: Systematische Fehler in elektrostatischer Levitation

In zwei Diagrammen werden je zwei Messreihen der Viskosität nebeneinander dargestellt, um die vorhandenen systematischen Messfehler zu verdeutlichen. Die Daten sind unter Verwendung verschiedener elektrostatischer Levitatoren gewonnen.

- a) Viskositätsmessungen an Vitreloy 1, von Mukherjee et al.^[6] und Heintzmann et al.^[7].
 b) Viskositätsmessungen an $Zr_{64}Ni_{36}$, Daten von Brillo et al.^[8] und von Ohsaka et al.^[9].

die Angriffspunkte der verschiedenen Kräfte sind nicht identisch (Kap. 2.3). Deutlich wird dies erneut am Beispiel von Viskositätsmessungen mit der ‚Methode des oszillierenden Tropfens‘. Die Viskosität eines Materials ist eine intensive Größe, d. h. grundsätzlich unabhängig von der Menge des verwendeten Materials. Die Kurven unterschiedlich massereicher Proben sollten demnach deckungsgleich verlaufen. Abbildung 1.3.a zeigt solche Messergebnisse mit variiertes Probenmasse von 20 mg bis 300 mg. Die Messwerte der Proben mit geringer Masse (\circ ^[8]) liegen zwischen denen der beiden massereicheren Proben (\blacktriangle ^[7] / \blacklozenge ^[7]). Insbesondere im höheren Temperaturbereich, also bei geringerer Viskosität, weichen die Kurven stark voneinander ab. Abbildung 1.3.b hingegen vergleicht schwerkraftbehaftete Messungen per elektrostatischer Levitation (\circ ^[8]) mit Messungen in reduzierter Schwerkraft mittels elektromagnetischer Levitation (\blacksquare ^[7]). Die unter Schwerkraft vermessenen Proben sind in diesem Kontext leichte Proben von 20 mg bis 86 mg, die in Schwerelosigkeit prozessierten Proben haben eine signifikant höhere Masse von 1.240 mg. Beide Reihen zeigen gute Übereinstimmung, ohne die Suggestion einer Massenabhängigkeit.

Das bedeutet unter Schwerkrafteinwirkung besteht ein Zusammenhang zwischen der Viskosität und der Oberflächenspannung eines Materials einerseits, mit einer Obergrenze, der für Messungen nach diesem Verfahren sinnvoll zu verwendenden Masse, andererseits. Die Messungen zeigen, dass für Proben mit einer Viskosität oberhalb 10 mPa·s und einer Masse unter 100 mg,

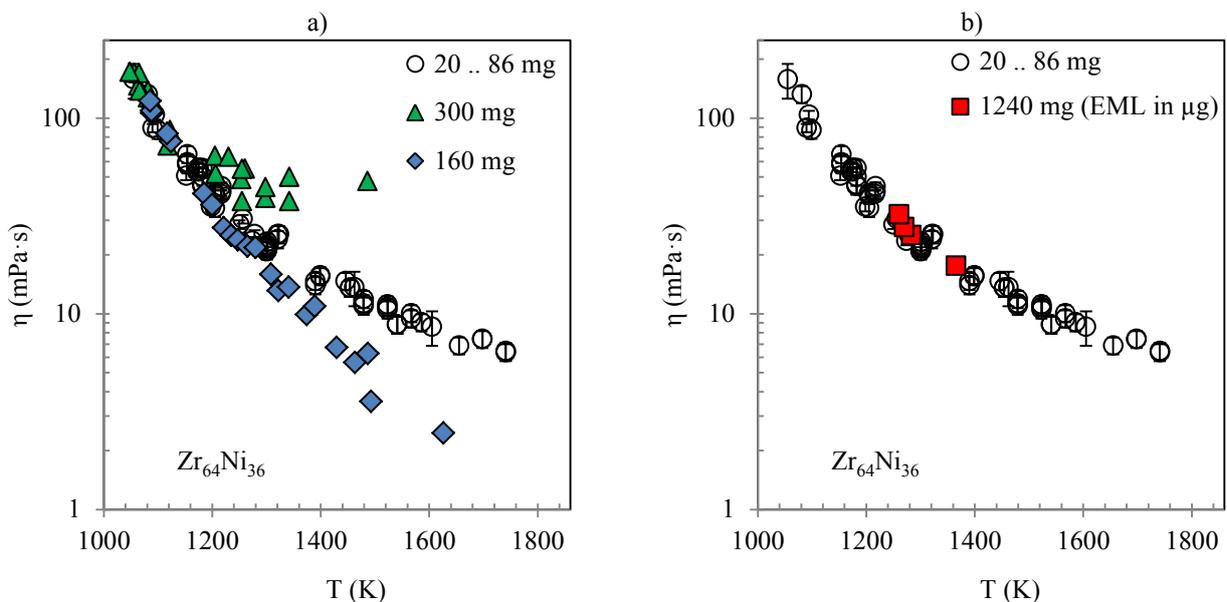


Abb. 1.3: Tiegfleie Viskositätsmessung

Diese beiden Diagramme zeigen Daten aus tiegfleien Messungen an $Zr_{64}Ni_{36}$. Dabei variiert die verwendete Menge des Materials, das Levitationsverfahren und der Betrag der Schwerkraft.

a) Viskositätsmessungen aus elektrostatischer Levitation unter Schwerkrafteinfluss^{[7][8]}.

b) Im Vergleich Daten aus einem elektromagnetischen Levitator in reduzierter Schwerkraft (\blacksquare ^[7]).

die Messfehler noch moderat ausfallen^[10]. Für niederviskose Systeme bzw. höhere Temperaturen sinkt diese Obergrenze sukzessive ab: Für Messungen an $\text{Si}_{90}\text{Ni}_{10}$ bei einer Viskosität im Bereich von $1 \text{ mPa}\cdot\text{s}$ ^[11], liegt diese Obergrenze bereits unterhalb 10 mg ^[12]. Ist diese Obergrenze für ein Probensystem nicht bekannt, besteht immer der Verdacht derartiger systematischer Fehler.

Die diskutierten Abweichungen sind demnach Artefakte des Messverfahrens. Ursächlich sind die an der Probe angreifenden Kräfte (Kap. 2.3), die durch eine veränderte Probengeometrie eine Massenabhängigkeit der Messwerte verursachen^{[7][8][12][13]}. Die tatsächliche Viskosität des Materials bleibt davon unberührt. Bei Referenzmessungen in Schwerelosigkeit, also mit herabgesetzter schwerer Eigenschaft der Masse einer Probe, sind auch die auf eine Probe wirkenden Kräfte betragsmäßig stark reduziert. Der störende Einfluss auf das Messverfahren verschwindet. Solche Referenzwerte aus einer Schwerelosigkeitsumgebung, sind daher ein wertvolles Mittel zur Evaluierung vorhandener Messreihen aus Laboranlagen. Viskositätsmessungen mittels elektrostatischer Levitation stehen bisher überwiegend aus erdgebundenen Messungen zur Verfügung, Messungen in reduzierter Schwerkraft sind rar. Zur Überprüfung der bisher unter Schwerkraft gewonnenen Ergebnisse von Viskositätsmessung, besteht hingegen ein großer Bedarf daran, solche Messungen durchzuführen^[7]. Da der Zugang zu reduzierter Schwerkraft begrenzt und aufwendig ist, wird auch in Zukunft der überwiegende Teil der Messungen erdgebunden durchgeführt werden müssen. Referenzmessungen sind jedoch erforderlich um Aufschluss über mögliche systematische Fehler zu geben und damit einen Beitrag zu leisten, zukünftige Messungen unter Schwerkraft präziser durchzuführen oder die Ergebnisse zu parametrieren. Kapitel 4 führt die verschiedenen Möglichkeiten ein, Experimente in reduzierter Schwerkraft durchzuführen und begründet die Auswahl der genutzten Optionen.

Die für letztere Messung (Abb. 1.3.b: ■) verwendete elektromagnetische Levitation (Kap. 2.1) stellt eine häufig verwendete Alternative zur elektrostatischen Levitation dar. Zwecks Viskositätsmessungen an oszillierenden Tropfen ist sie aber derzeit allenfalls in reduzierter Schwerkraft und nur mit Einschränkungen bei der Auswahl von Probenmaterial und Zieltemperatur anwendbar. Beides folgt direkt aus dem zugrundeliegenden Prinzip mittels im Probenmaterial induzierter elektrischer Ströme. In der flüssigen Probe resultiert daraus auch fluide Strömung. Wird diese turbulent, werden insbesondere Viskositätsmessungen stark beeinträchtigt (Kap. 3.3). Ein Teil der Energie dieser elektrischen Ströme erwärmt dabei das Probenmaterial, so dass eine Untergrenze der erreichbaren Temperatur existiert. Als zentraler Vorteil der elektrostatischen Levitation ist daher zu nennen, dass durch das äußere Levitationsfeld keine Strömung im Volumen des Probenmaterials angeregt wird^[5].

1.2 Zielsetzung

Im vorigen Kapitel wird die Notwendigkeit dargelegt, Viskosität von Metallen und Legierungen im flüssigen wie im unterkühlten Zustand präzise messen zu können. Wie dort argumentiert, bietet die Kombination aus elektrostatischer Levitation und reduzierter Schwerkraft sehr gute Voraussetzungen für solche Messungen. Ziel dieser Arbeit ist es, eine entsprechende Anlage zu entwickeln, die diese Messungen durchführen kann: Einen elektrostatischen Levitator für den Einsatz in Schwerelosigkeit an Bord einer Forschungsrakete.

Das Ergebnis der Entwicklung dieser Arbeit soll eine einsatzbereite Nutzlast für die Forschungsrakete MAPHEUS (Kap. 4.2) sein, die mehrere metallische Materialproben nacheinander elektrostatisch levitieren lassen kann. Die levitierende Probe soll berührungsfrei geschmolzen werden und Viskositätsmessungen nach der ‚Methode des oszillierenden Tropfens‘ durchgeführt werden. Die Anlage soll für metallische Materialproben zwischen $\varnothing 1$ mm und $\varnothing 2$ mm in einem Messbereich von $400\text{ }^{\circ}\text{C}$ bis $1.400\text{ }^{\circ}\text{C}$ ausgelegt sein. In Vorbereitung einer Messung kann es erforderlich sein die Proben darüber hinaus aufzuheizen, um höherschmelzende Bestandteile aufzulösen^[11]. Temperaturen bis etwa 1.700 K sollen erreichbar sein.

Die Ausgangssituation hierfür bilden die in Kapitel 3.4 beschriebenen, bestehenden elektrostatischen Levitatoren für Laboranwendung. Wie ebenda ausgeführt, ist es jedoch erforderlich die Technologie weiter zu entwickeln, u. a. wegen der Gesamtmasse dieser Anlagen und des geringen Automatisierungsgrades.

Die elektrostatische Levitation erfordert aus sich selbst heraus bereits ein präzises optisches Messsystem zur Bestimmung der Probenposition (Kap. 5.6). Hinzu kommen verschiedene sensible Messgeräte als Grundlage der materialwissenschaftlichen Messungen, wie Hochgeschwindigkeitskamera (Kap. 5.5.5) und Pyrometer (Kap. 5.9.3). Besondere Herausforderungen bei der Entwicklung resultieren zusätzlich aus dem Einsatzort im Weltraum und dem Transportmittel einer Forschungsrakete. Die daraus abzuleitenden Anforderungen werden in Kapiteln 5.2.3 und 5.2.1 behandelt. In der Essenz geht es um: ① die Robustheit der Systeme gegen Vakuum, Schwerelosigkeit sowie Belastungen während des Raketenstarts und des Wiedereintritts in die Atmosphäre; ② das geringe Raumangebot an Bord; ③ die autarke Versorgung mit Energie (Kap. 5.12) und Proben (Kap. 5.7); und ④ die Automatisierung aller Funktionen für eine selbsttätige Durchführung der Experimente während des Fluges. Zum Umfang der Entwicklung gehört ferner auch das Bodengerät (Kap. 5.15) zur unmittelbaren Startvorbereitung, und die

Bodenstation (Kap. 5.16) an der die Bediener den Ablauf der Experimente in Echtzeit mitverfolgen und bei Bedarf auch eingreifen können.

Die Anlage wird darüber hinaus auch in Parabelflügen, im Fallturm und im Labor für Tests eingesetzt (Kap. 6). Dazu sind wiederum Modifikationen an der Anlage notwendig, um die veränderten Anforderungen an Funktion und Sicherheitsrichtlinien zu erfüllen, sowie der Aufbau weiteren Zubehörs. Diese sind in den Kapiteln 6.1 ff., bzw. in den Unterkapiteln des Kapitel 5 beschrieben. Insbesondere von der mit der Technologieentwicklung einhergehenden Modernisierung und Miniaturisierung von Komponenten sowie der Automatisierung von Funktionen, sollen zukünftig auch bestehende und neu zu entwickelnde Laboranlagen profitieren.

Kapitel 2

Grundlagen Levitation

In diesem Kapitel werden zunächst die allgemeinen Grundlagen zu Levitationstechniken einführend dargestellt. Die in dieser Arbeit angewandte elektrostatische Levitation wird im Unterpunkt 2.2 ausführlicher behandelt.

2.1 Levitationstechniken

Der Begriff der Levitation im technischen Sinne umfasst eine Reihe von Methoden, Objekte zu unterschiedlichen Zwecken in einen Zustand zu bringen, in dem diese an einer festen Position im Raum scheinbar frei schweben. Die Gemeinsamkeit liegt stets im Erzeugen eines Feldes einer physikalischen Größe, das in Kombination mit einer Eigenschaft des levitierenden Objektes ein Kraftfeld erzeugt. Dieses Kraftfeld kann je nach zugrundeliegendem Effekt ein stabiles Potentialminimum aufweisen oder muss regelbar sein, um aktiv auf Störungen zu reagieren. Mindestens eine dieser Optionen wird benötigt um eine stabile Positionierung zu ermöglichen. In beiden Fällen muss am stabilen Arbeitspunkt im Mittel ein Kräftegleichgewicht aus Levitationsfeld und allen Störgrößen herrschen.

Solange die Levitation eine erdgebundene Laboranwendung ist, ist die betragsmäßig größte Störgröße in der Regel die Schwerkraft, die auf das Objekt einwirkt. Diese ist allerdings nicht die

am schwersten zu kontrollierende, da ihr Kraftvektor bekannt und weitestgehend konstant ist. Einem Teil der im Folgenden kurz eingeführten Levitationsverfahren liegt sogar zugrunde, die Schwerkraft gezielt für ihre Zwecke zu nutzen. Weitere Störgrößen sind z. B. Vibrationen und Erschütterungen der Anlage, oder sie entstammen dem Verfahren selbst.

Es steht eine Reihe von Verfahren und Varianten zur Verfügung um Objekte levitieren zu lassen. Die Wahl eines geeigneten Verfahrens hängt in erster Linie von den physikalischen Eigenschaften des Objektes, von der Fragestellung und vom erforderlichen technologischen Aufwand ab. Die insbesondere auch für materialwissenschaftliche Anwendungen zur Bestimmung verschiedener Eigenschaften des Probenkörpers wichtigsten Techniken sind die aerodynamische, akustische, elektromagnetische und optische Levitation, sowie die elektrostatische Levitation, die in Kapitel 2.2 separat behandelt wird.

Bei der *aerodynamischen Levitation* erzeugt ein Objekt einen aerodynamischen Widerstand in einem laminar strömenden Gas. Schwerkraft wird i. d. R. zum Ausgleich der Druckkraft benötigt, die das Objekt nicht nur positioniert, sondern auch in Richtung der Strömung transportiert. Bei einer geeigneten Geometrie des Objektes (z. B. sphärisch) ist die Position in lateraler Richtung selbststabilisierend^[14].

Die *akustische Levitation* basiert auf einem Feld stehender Druckwellen in einem Medium. Befindet sich ein Objekt in einem der Druckknoten, wirken auch hier selbststabilisierende Kräfte. Durch die verwendete Wellenlänge entstehen Randbedingungen für Größe und Form des Objektes. Schwerkraft wird zur Stabilisierung der Position keine benötigt^[15].

Per *elektromagnetischer Levitation* können elektrisch hinreichend gut leitfähige Objekte levitieren. Ein hochfrequentes und fein abgestimmtes elektromagnetisches Wechselfeld stellt dabei die Energie zur Positionierung des Objektes zur Verfügung. Im Objekt werden durch dieses äußere Wechselfeld Spannungen induziert und in Wirbelströmen entladen. Die Ohm'schen² Verluste erwärmen das Objekt. Diese Wirbelströme wiederum erzeugen ein inneres Magnetfeld, das dem äußeren entgegengesetzt ausgerichtet ist. Dabei ist es im Wechselfeld möglich, die Spulen so zu arrangieren, dass ein Potentialminimum existiert, in dem die Probe gefangen bleibt. Eine aktive Lageregelung kann entfallen^[16].

Das Verfahren der *optischen Levitation* nutzt den Strahlungsdruck von Photonen um in Wechselwirkung mit dem Objekt eine Kraft auf dieses auszuüben^[17].

² Georg Simon Ohm (1789 – 1854)

Bei den beiden letztgenannten Verfahren sind die levitierenden Objekte im Gegensatz zu den übrigen Verfahren vollkommen frei von mechanischen Auflagerkräften und können so z. B. auch im Vakuum levitieren. Bei diesen beiden Verfahren ist die Objekttemperatur durch Energieeintrag aus dem Levitationsfeld maßgeblich beeinflusst. Dieser Energieeintrag und damit die Objekttemperatur ist abhängig von der Probenmasse und dem Betrag der anliegenden Störungen, darunter ggf. die Schwerkraft. Neben den hier und im folgenden Kapitel beschriebenen Grundprinzipien existieren viele Abwandlungen und anwendungsbezogen spezialisierte Geräte für unterschiedliche Applikationen. Z. T. werden auch Hybride, die verschiedene Aspekte und Funktionen parallel oder in zeitlicher Abfolge in sich vereinen, angewandt.

2.2 Elektrostatische Levitation

Die eindimensionale Positionierung einer Punktladung im Plattenkondensator ist der einfachste Fall elektrostatischer Levitation. Dieses Modell wird im Folgenden sukzessive bis zur elektrostatischen Levitation einer ausgedehnten metallischen Kugel im dreidimensionalen Raum erweitert.

2.2.1 Grundprinzip

Die elektrostatische Levitation beruht auf einem Spezialfall elektromagnetischer Felder. Sie sind zeitinvariant ($\Delta\varphi/\Delta t = 0$) und die elektrischen Ströme und damit auch die magnetischen Komponenten des Feldes gehen gegen null ($\mathbf{I} = \vec{\mathbf{B}} = 0$)^[18]. Die Wechselwirkung zwischen den elektrischen Feldern von Elektroden und der Ladung des levitierenden Objektes sind das Grundprinzip dieser Levitationstechnik. An dieses Objekt besteht zunächst die einzige Anforderung, dass es elektrisch geladen werden kann. Als Materialien kommen Leiter, Halbleiter wie auch Isolatoren in Betracht. Das äußere elektrische Feld wird durch eine anwendungsspezifisch gewählte Anordnung unterschiedlich vieler Elektroden erzeugt, die individuell mit einem elektrischen Potential geladen werden können. Dies ist das Elektrodensystem.

Im einfachsten, eindimensionalen Fall eines Elektrodensystems, sind dies zwei, sich mit dem Abstand d gegenüberstehende Kondensatorplatten (Abb. 2.1). Die untere habe ein festes Potential φ_0 , das der oberen $\varphi_0 + \Delta\varphi$ sei frei einstellbar. Befindet sich nun eine Punktladung q mit der Masse m mittig zwischen diesen Elektroden, so existiert für diese Ladung ein Wert für $\Delta\varphi$, für

den die elektrostatische Kraft \vec{F}_E und eine beliebige äußere Störgröße \vec{F}_{St} sich gerade aufheben ($\vec{F}_E = \vec{F}_{St}$). Gleichung 2.1 beschreibt die auf die Ladung wirkende elektrostatische Kraft und Gleichung 2.2 eine auf die Masse m wirkende Beschleunigung \ddot{Z} als Störgröße.

$$\vec{F}_E = q \cdot \frac{\Delta\varphi}{d} = q \cdot \vec{E} \quad (\text{Gl. 2.1})$$

$$\vec{F}_{St} = m \cdot \ddot{Z} \quad (\text{Gl. 2.2})$$

Für eine aus der Mittelposition ausgelenkte Punktladung ($-d/2 < Z < d/2$ und $Z \neq 0$) wird noch eine dritte Kraft von Bedeutung für das Gleichgewicht: die Anziehungskraft zwischen dieser Punktladung und den von ihr erzeugten Influenzladungen in beiden Elektroden. Nach der Bildladungsmethode^[19] können diese Influenzladungen in den Elektroden als eine mit gleichem Abstand auf der abgewandten Seite der Elektroden befindlichen und entgegengesetzten Ladung q^* berechnet werden (Gl. 2.3). Der Abstand a zwischen q und q^* berechnet sich entsprechend Gleichung 2.4.

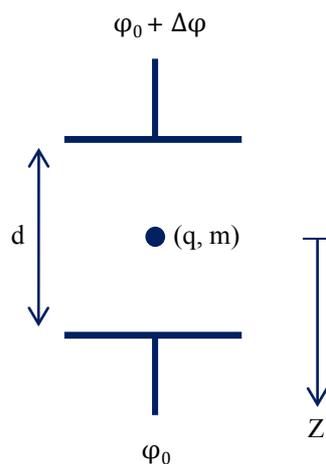


Abb. 2.1: 1D-Levitation in E-Feld

Eindimensionale Betrachtung elektrostatischer Levitation im Feld eines Plattenkondensators. Eine Probeladung q , mit der Masse m befindet sich zwischen zwei Kondensatorplatten mit dem Abstand d . Über $\Delta\varphi$ kann die Feldstärke \vec{E} variiert werden.

$$q^* = -q \quad (\text{Gl. 2.3})$$

$$a_{1,2} = d \pm 2 \cdot Z \quad (\text{Gl. 2.4})$$

Mit dem Coulomb'schen³-Gesetz (Gl. 2.5) gilt dann Gleichung 2.6 für die Kräfte aus beiden Elektroden \vec{F}_{BL} . Die Permittivität des Raumes zwischen den Elektroden wird durch das Produkt $\epsilon_0 \epsilon_1$ repräsentiert. In beiden Elektroden wechselseitig mehrfach gespiegelte Bildladungen der Punktladung und der Elektroden sollen hier vernachlässigt bleiben.

$$\vec{F}_C = \frac{1}{4\pi\epsilon_0\epsilon_1} \cdot \frac{q \cdot q^*}{a^2} \quad (\text{Gl. 2.5})$$

$$\vec{F}_{BL} = \frac{q^2}{4\pi\epsilon_0\epsilon_1} \cdot \left[\frac{1}{(d + 2 \cdot Z)^2} - \frac{1}{(d - 2 \cdot Z)^2} \right] \quad (\text{Gl. 2.6})$$

Eine vierte Komponente der Kraft auf die Probe ist die Stokes'sche⁴ Reibung \vec{F}_R der bewegten Probe an der umgebenden Gasatmosphäre. Dieser Term kann vernachlässigt werden, wenn die Levitation im Vakuum stattfindet, er spielt insbesondere bei schnell bewegten Proben eine Rolle, z. B. beim Anlevitieren eines Objektes in einer Gasatmosphäre. Gleichung 2.7^[20] beschreibt diese Dämpfung proportional der Geschwindigkeit \dot{Z} , der Viskosität der Gasatmosphäre η_A und dem Radius r der Probe.

$$\vec{F}_R = -6 \cdot \pi \cdot \eta_A \cdot r \cdot \dot{Z} \quad (\text{Gl. 2.7})$$

³ Charles Augustin de Coulomb (1736 – 1806)

⁴ George Gabriel Stokes (1819 – 1903)

Nachdem die Bestandteile des Kräftegleichgewichtes eingeführt sind, kann Gleichung 2.8 aufgestellt werden. Es handelt sich um eine gewöhnliche Differentialgleichung zweiter Ordnung. Für eine Anwendung unter Einfluss von Schwerkraft gilt näherungsweise $\ddot{z} \approx 9,81 \text{ m/s}^2$.

$$\vec{F}_{\text{St}(z)} + \vec{F}_{\text{R}(z)} + \vec{F}_{\text{BL}(z)} = \vec{F}_E \quad (\text{Gl. 2.8})$$

2.2.2 Eigenschaften des elektrostatischen Feldes

In der Elektrostatik gibt es zwei unterschiedliche Typen von Ladung, die Quellen und Senken des Feldes sind. Per Definition heißen die Quellen „positiv“ und die Senken „negativ“ und erhalten das entsprechende Vorzeichen. Der negative Gradient des Potentials φ ist die Feldstärke \vec{E} (Gl. 2.9). Sie verläuft von den Quellen zu den Senken, bzw. aus dem oder ins Unendliche^[19]. Dies ist die allgemeine Formulierung des eindimensionalen Falls aus Gleichung 2.1. Durch die fehlende magnetische Komponente gibt es keine in sich geschlossenen Feldlinien, das Feld ist folglich wirbelfrei.

$$-\nabla\varphi = \vec{E} \quad (\text{Gl. 2.9})$$

In Kapitel 2.1 werden verschiedene Levitationsverfahren vorgestellt, die zum Teil darauf beruhen, dass die Probe sich in einem Potentialminimum befindet, d. h. zumindest bei kleinen auftretenden Lageabweichungen sich automatisch eine rückstellende Kraft einstellt. Für elektrostatische Felder funktioniert dies so nicht. Nach dem Earnshaw⁵-Theorem können statische Felder im quellfreien Raum keine Potentialminima aufweisen^[21]. Für die elektrostatische Levitation folgt daraus, dass im ladungsfreien Raum zwischen den Elektroden kein Potentialminimum, also keine Selbststabilisierung einer ruhenden Ladung möglich ist. Das bedeutet, dass das aus Kapitel 2.2.1 bekannte eindimensionale Kräftegleichgewicht (Gl. 2.8) die Punktladung zwar theoretisch an jeder beliebigen Position zwischen den Elektroden in einen Gleichgewichtszustand bringen kann, dieser allerdings immer instabil ist. Da eine rückstellende Kraft fehlt, werden auch infinitesimale Abweichungen vom Gleichgewichtspunkt nicht selbstständig korrigiert, sondern

⁵ *Samuel Earnshaw (1805 – 1888)*

weiter verstärkt. Dieser Umstand macht die elektrostatische Levitation zu einem technologisch sehr aufwendigen und anspruchsvollen Levitationsverfahren. Denn dieser Instabilität der Gleichgewichtspunkte kann nur mit einer aktiven Regelung der Position begegnet werden. Dazu ist mindestens die zyklische Bestimmung der bestehenden Positionsabweichung und eine entsprechende Anpassung einer der Kräfte aus Gleichung 2.8 erforderlich. Diese wirken auf die Punktladung und sind über eine ihrer variablen Größen veränderlich. In aller Regel wird $\Delta\varphi$ als Stellgröße des Positionsreglers verwendet und darüber \vec{F}_E manipuliert.

Die hohe Dynamik des instabilen Systems macht eine hohe Abtastrate der Position sowie eine schnelle und präzise Korrektur der Feldstärke erforderlich. Die dafür erforderliche Hard- und Software wird später in den Kapiteln 5.3, 5.4, 5.5.4 und 5.6 vorgestellt. Aus diesen zentralen Eigenschaften der elektrostatischen Felder ergeben sich aber auch spezielle Vorteile für Messungen an levitierenden Objekten gegenüber anderen Levitationstechniken (Kap. 3).

2.2.3 Eigenschaften einer levitierenden Probe

Bisher wird nur eine massebehaftete Punktladung im E-Feld betrachtet. Die Betrachtung soll nun auf eine geladene voluminöse Probe im gleichen Feld erweitert werden. Beispielhaft sei diese sphärisch geformt, mit dem Masseschwerpunkt im Zentrum.

Abbildung 2.2 zeigt dazu am Beispiel eines einfachen Plattenkondensators die Verzerrungen, die eine leitfähige voluminöse Probe im E-Feld verursacht. Die Kantenlänge beider Einzelbilder beträgt 10 LE (Längeneinheiten), das Potential ist farblich repräsentiert. Links zunächst das Potentialfeld eines idealen Plattenkondensators, mit zwei parallelen und unendlich ausgedehnten Platten ober- bzw. unterhalb des Bildausschnittes. Besteht eine Potentialdifferenz zwischen den Platten, so ist der Verlauf dazwischen linear abhängig von der Z-Koordinate. Im rechten Diagramm hingegen befindet sich eine Probe von $\varnothing 2,5$ LE an zentraler Position ($X = Z = 0$). Zu erkennen ist, dass der Verlauf des Potentials im Feld nicht mehr allein von der Z-Koordinate abhängig ist und die Feldstärke \vec{E} , charakterisiert durch den Abstand benachbarter Isopotentiallinien, am Umfang der Probe unterschiedlich stark ausgeprägt, jedoch stets senkrecht dazu ist. Nah beieinander liegende Linien bedeuten dabei eine hohe Feldstärke.

Bei einem metallischen Material mit idealer elektrischer Leitfähigkeit sind vor allem viele Elektronen als Träger negativer Ladung frei beweglich. Diese können sich entlang der Oberfläche dieser Probe bewegen. Infolge der Wechselwirkung zwischen dem äußeren Feld und der Ladung, sowie der Ladungsträger untereinander, wirkt an jedem Punkt der Oberfläche eine elektrostatische Kraft, die in eine zur Oberfläche normale und eine tangentielle Komponente zerlegt werden

kann. Die tangentielle Komponente kann durch eine entsprechende Ladungsverschiebung umgehend eliminiert werden, die verbleibende Kraft ist stets eine rein radiale. Daher stehen die Feldlinien des resultierenden Feldes an jedem Punkt senkrecht auf der Oberfläche (Abb. 2.2.b). Die sich aufgrund dieser Ladungsverschiebung einstellende, inhomogene Oberflächenladungsdichte heißt Influenzladung und hebt das äußere Feld im Inneren der Probe genau auf ($\vec{E} = 0$). Das gesamte Probenvolumen hat dann ein konstantes Potential ($\varphi = \text{konst.}$) (Gl. 2.9). Materialien mit geringerer elektrischer Leitfähigkeit setzen hingegen der Verschiebung der Elektronen zunehmend einen Widerstand entgegen. Je geringer die Leitfähigkeit, desto träger fällt die Ladungsverschiebung auf der Oberfläche aus. Ist diese zu gering und kann das Potential der Oberfläche nicht vollständig ausgeglichen werden, verbleiben tangentielle Anteile der Feldstärke an der Oberfläche des Materials.

Metallisch leitfähige Materialproben ohne Potentialunterschiede und frei von tangentialen Kraftkomponenten, sind ein Alleinstellungsmerkmal der elektrostatischen Levitation. Durch die fehlende tangentielle Komponente an der Oberfläche entstehen keine Verwirbelungen und Strömungen in flüssigen Proben^[6]. Für die im Kapitel 3 beschriebenen Messungen an diesen Proben ist dies für die Genauigkeit der Messung ein Vorteil, z. T. sogar eine Grundvoraussetzung. In dieser Arbeit werden ausschließlich metallische Probenmaterialien verwendet, die mit ihrer guten Leitfähigkeit diese Bedingung erfüllen.

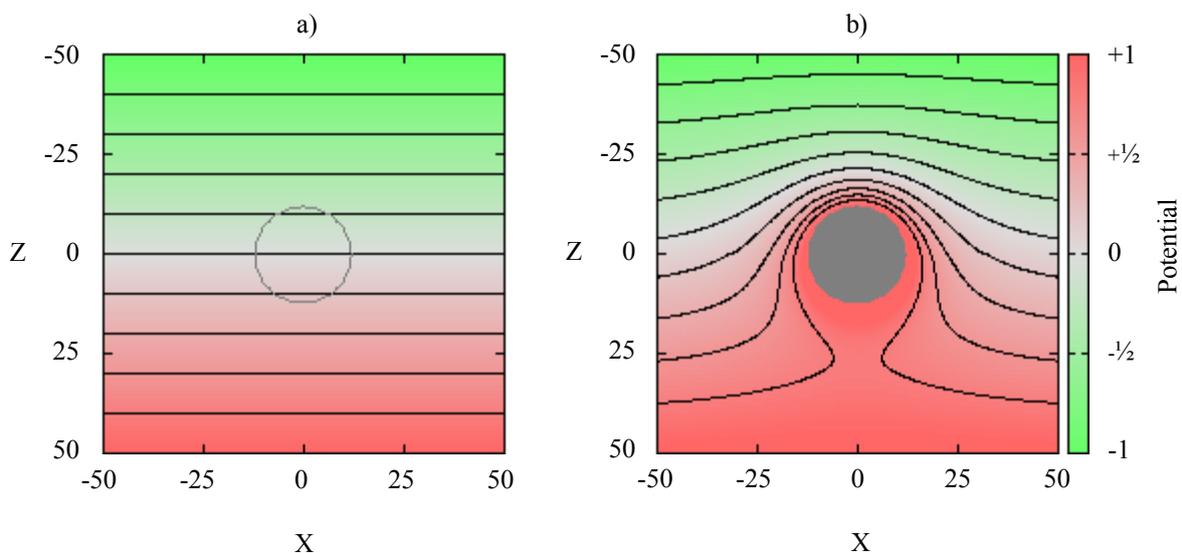


Abb. 2.2: Feldverlauf an Probe im Plattenkondensator

Die Abbildungen zeigen je eine Fläche von 10×10 LE. Jeweils am oberen und unteren Bildrand befinden sich Kondensatorplatten unterschiedlichen Potentials. Farbverlauf und Isopotentiale zeigen den qualitativen Verlauf des E-Feldes an.

a) Idealer Plattenkondensator ohne an Markierung (○) befindlicher Probe.

b) Gleiche Ausgangssituation, jedoch mit leitfähiger Probe (●) von $\varnothing 25$ LE im Zentrum.

Ein weiterer Vorteil der elektrostatischen Levitation ist es, dass durch das Levitationsfeld kein nennenswerter Eintrag von Wärme in die Probe erfolgt. Alle Messungen an der Probe sind daher über einen weiten Temperaturbereich möglich, insbesondere auch bei relativ niedrigen Temperaturen. Diese Vorteile rechtfertigen den hohen Aufwand in der Realisierung der elektrostatischen Levitation. Abbildung 2.3 zeigt eine in einer bestehenden Laboranlage (Kap. 3.4) levitierende Probe, während eines Vorversuches zur Positionserkennung (Kap. 5.6).

2.3 Störgröße Schwerkraft

In Kapitel 2.2.1 wird das Kräftegleichgewicht u. a. aus den elektrostatischen Kräften und der Störgröße an einer massebehafteten Punktladung aufgestellt. Bei Levitation unter Schwerkraftbedingungen ist die Gewichtskraft der Probe der betragsmäßig größte Beitrag zur Störgröße, vor überlagernden Schwingungen der Struktur oder des Untergrundes und Messrauschen der Positionserkennung. In Mikrogravitation entfällt dieser dominierende Beitrag. Die kumulierte Störgröße fällt dann betragsmäßig deutlich geringer aus, allerdings ist der Richtungsvektor unbe-

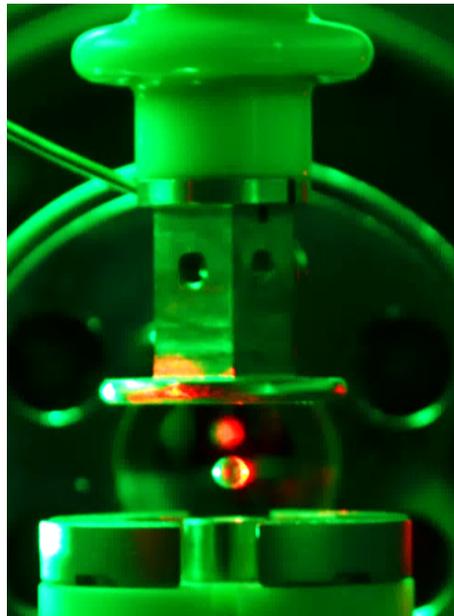


Abb. 2.3: Probe levitiert elektrostatisch in Laboranlage

Eine Probe levitiert in einem am ‚Institut für Materialphysik im Weltraum‘ betriebenen elektrostatischen Levitator. Das verwendete Elektrodensystem ist einem Plattenkondensator ähnlich; die untere Platte ist jedoch mehrfach geteilt um laterale Positionierung zu ermöglichen. Im Hintergrund ist eine Reflexion der Probe zu sehen.

stimmt. In Kapitel 2.2.3 wird dieses Modell um ein starres Probenvolumen erweitert. Für die makroskopische Betrachtung der Levitation ist dies eine sinnvolle Vereinfachung. Für die in Kapitel 3.1 ff. eingeführten Messmethoden an flüssigen Proben, die sich unter Kraftereinwirkung deformieren können, ist eine genauere Betrachtung erforderlich.

Der Unterschied wird bei der mikroskopischen Betrachtung des Kräftegleichgewichtes sofort deutlich. Diese steht der bisher getroffenen Annahme, alle Kräfte griffen im Mittelpunkt der geladenen Probe (\oplus) an (Abb. 2.4.a), entgegen. Das Gleichgewicht der Kräfte für jedes einzelne Element der Probe zeigt, dass es zwei Sorten von Elementen gibt (Abb. 2.4.b). Die große Mehrheit der Probenelemente (\bullet) befindet sich im Inneren, mit neutraler Ladung. Auf diese wirken nur die Störgröße \vec{F}_{St} (Gl. 2.2) und eine Auftriebskraft \vec{F}_{AT} in der Schmelze. Die zweite Sorte Probenelement (\oplus) befindet sich an der Oberfläche und trägt einen Teil der Probenladung. Aus beiden Kriterien ergibt sich eine Reihe zusätzlicher Kräfte. Durch den Ladungsüberschuss koppeln die Kraft des Levitationsfeldes \vec{F}_E (Gl. 2.1) sowie die Kraft der Bildladung \vec{F}_{BL} (Gl. 2.6) hier an. Diese beiden elektrostatischen Kräfte sind die lokal dominierenden Kräfte. Ihre Wirkrichtung ist stets senkrecht zur Oberfläche (Kap. 2.2.3). Weiter wird die Reibung \vec{F}_R (Gl. 2.7) am umge-

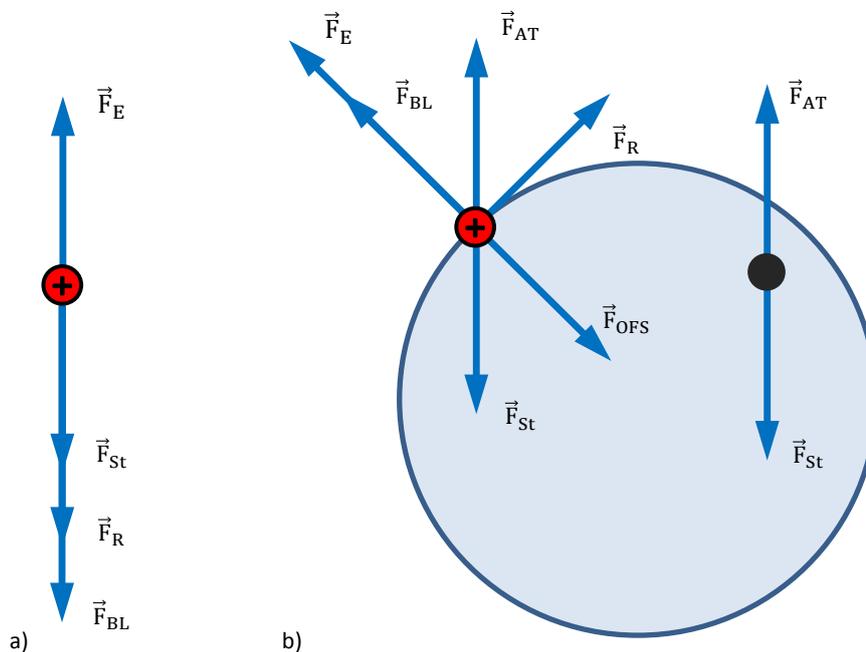


Abb. 2.4: Globales, wie lokales Gleichgewicht der Kräfte an der Probe

- Globales Kräftegleichgewicht für den Grenzfall $r = 0$, bei dem alle Komponenten aus Gleichung 2.8 idealisierter Weise im Mittelpunkt der Probe angreifen.
- Betrachtung zweier Elemente an einer ausgedehnten Probe ($r > 0$). Während ein Probenelement im Volumen der Probe nur die Kraft der Störgröße \vec{F}_{St} und eine Auftriebskraft \vec{F}_{AT} erfährt, wirken auf ein Ladung tragendes Oberflächenelement zusätzlich die Kraft des E-Feldes \vec{F}_E , die Kraft der Bildladungen \vec{F}_{BL} , die rückstellende Kraft der Oberflächenspannung \vec{F}_{OFS} und ggf. die Reibung an der Atmosphäre \vec{F}_R .

benden Medium, die im globalen Gleichgewicht der Bewegungsrichtung der Probe entgegensteht, in der lokalen Betrachtung zu einer tangentialen Kraft am Oberflächenelement. Beide Sorten von Elementen erfahren in der Konsequenz maßgeblich voneinander abweichende resultierende Kraftvektoren. Ohne eine hinreichend große Kraft, die alle Elemente dennoch in einem Tropfen zusammenhält, müsste diese zerreißen. Bei festen Proben ist es vor allem die Bindung im Gefüge, bei flüssigen Proben die Oberflächenspannung \vec{F}_{OFS} . Letztere wirkt auf Oberflächenelementen senkrecht zur Oberfläche ins Innere der Probe. Die Oberflächenspannung wirkt global als eine rückstellende Kraft zur Kugelform. Bei Schwerkraft als konstant anliegender Störgröße, gibt es eine bleibende tropfenförmige Deformation, deren Grad sich nach dem Verhältnis der Störgröße zur Oberflächenspannung richtet. Die Bedeutung der so entstehenden geometrischen Abweichungen von der Kugelform für die Vermessung von Materialeigenschaften wird in Kapitel 3.3 behandelt. Die daraus resultierende Notwendigkeit bestimmte Proben vergleichend auch in reduzierter Schwerkraft zu messen, wird in Kapitel 1.1 motiviert.

Regelungstechnisch kann die Schwerkraft allerdings auch zur besseren Stabilisierung der levitierenden Probe genutzt werden, indem der Ladungszustand der Probe überwacht und ausgewertet wird. Sind Betrag und Richtung der Störgröße in etwa bekannt, kann nach Beobachtung der Reaktion der Probenposition auf eine eingestellte Feldstärke die Ladungsmenge berechnet und im nächsten Zyklus verwendet werden. Ein Regler mit einer solchen Identitätsbeobachtung kann schnell auf einen veränderten Ladungszustand reagieren^[22]. Dieses Verfahren ist in den Regelalgorithmen der bestehenden Laboranlagen implementiert (Kap. 3.4). Dies funktioniert jedoch nur, wenn die Schwerkraft die dominierende Komponente der Störgröße ist und damit ihr Vektor bekannt. In Mikrogravitation ist dies folglich keine Option, da insbesondere die Richtung des Beschleunigungsvektors über die Zeit nicht konstant und der Betrag sehr gering ist.

Kapitel 3

Messungen an levitierenden Proben

Im Kontext der vorliegenden Arbeit dient die elektrostatische Levitation dazu, Materialproben tiegelfrei, für bestimmte notwendigerweise berührungslose Messverfahren zur Bestimmung von Materialeigenschaften, zugänglich zu machen. Der Fokus der geplanten Messungen liegt auf der Erforschung von Vorgängen in flüssigen Werkstoffen, mit Temperaturen bis in den unterkühlten Bereich reichend. Die Methoden dieser Messungen werden in diesem Kapitel eingeführt.

3.1 Messbare Größen

Die elementare Eigenschaft der Levitation ist es, dass die Probe berührungslos, d. h. ohne Kontakt zu einem Festkörper wie z. B. einem Tiegel, prozessiert wird (Kap. 2.1). Dies fordert auch von den Messverfahren berührungslos zu arbeiten. Die Möglichkeiten sind damit im Vakuum auf elektromagnetisch wechselwirkende Verfahren und Teilchenstrahlung begrenzt. Damit sind nur wenige Größen unmittelbar messbar. ① Die Position der Probe kann mit entsprechenden optischen Sensoren dreidimensional erfasst werden (Kap. 5.6). Diese Messung ist obligatorisch, da diese Information für die Regelung der Position am instabilen Gleichgewichtspunkt erforderlich ist. ② Die Potentialdifferenzen zwischen den Elektroden werden zur Stabilisierung der Probe zyklisch angepasst und sind daher ebenfalls bekannt. Neben diesen Parametern, die aus dem laufenden Betrieb eines ESL ohnehin vorhanden sind, können mit zusätzlichen Messin-

strumenten weitere Größen erfasst werden. ③ Die Probertemperatur kann pyrometrisch bestimmt werden (Kap. 5.9.3). ④ Über z. B. Kameraaufnahmen ist es zudem möglich die Geometrie der Probe abzubilden (Kap. 5.5.5). Alle Größen werden zeitaufgelöst erfasst. ⑤ Neben diesen Messverfahren im Labormaßstab bestehen noch weitere Analysemöglichkeiten an Neutronen- und Synchrotron-Strahlquellen^{[23][24]}. Dafür gelten besondere Anforderungen an den Versuchsaufbau^[23]. Entsprechende Experimente sind nicht Ziel dieser Entwicklungsarbeit und deren Anforderungen werden nicht weiter berücksichtigt.

Weitere Größen, insbesondere viele Materialeigenschaften, sind nicht unmittelbar messbar sondern werden aus den vorgenannten Messungen abgeleitet. In den folgenden Kapiteln werden die Verfahren zur Messung von Dichte und Viskosität eingeführt.

3.2 Volumendehnung und Dichte

Dichte ist der Proportionalitätsfaktor von Masse und Volumen, sie ist materialspezifisch und temperaturabhängig. Die Dichte eines Materials ist eine grundlegende Eigenschaft, die direkte Auswirkung auf das Verhalten von Schmelze und Vorgängen während der Erstarrung hat^[3]. U. a. wird die Dichte in Kapitel 3.3 zur Bestimmung der Viskosität von Schmelzen benötigt; in Verbindung mit Schwerkraft sind Dichteunterschiede innerhalb des Materials treibende Kraft von Auftriebskonvektion. Genaue Kenntnis der Dichte, und dies über einen breiten Temperaturbereich einer Schmelze, ist eine wichtige Eingabegröße zum Verständnis von Vorgängen innerhalb einer Schmelze. Zur Beschreibung von Erstarrungsvorgängen ist dabei auch der Bereich der unterkühlten Schmelze von Interesse^[25].

Datengrundlage der Dichtemessung ist die Querschnittsgeometrie der levitierenden Probe (Kap. 3.1: ④). Diese kann während der Laufzeit erfasst werden (Kap. 5.5.5). Ihr Volumen kann später aus der Eigenschaft als angenommenes Rotationsellipsoid einfach aus der Querschnittsfläche bestimmt werden. Mit bekannter und als konstant vorausgesetzter Masse der Probe kann die Dichte über einen weiten Temperaturbereich, bis in den Bereich unterkühlter Schmelze bestimmt werden. Für sehr reaktive Schmelzen und hohe Temperaturbereiche wird eine Messung, durch den Einsatz einer tiegelfreien Probenumgebung generell erst ermöglicht^[4]. Auch für alle anderen Proben ergibt sich die Möglichkeit einer, im Vergleich zur tiegelbehafteten Messung, tieferen Unterkühlung unter den Schmelzpunkt.

3.3 Viskositätsmessung am oszillierenden Tropfen

Dynamische Viskosität ist ein Maß für die innere Reibung einer Flüssigkeit^[18]. Makroskopisch betrachtet ist die Viskosität derjenige Widerstand, den eine Flüssigkeit Scherbewegungen entgegengesetzt^[18]. Sie ist material-, temperatur- und druckabhängig und eine höhere Viskosität lässt Flüssigkeiten zähflüssiger erscheinen^[26]. Fragestellungen nach der Viskosität einer Flüssigkeit entstehen immer dann, wenn Materialien in ihrem flüssigen oder teilflüssigen Zustand hergestellt, verarbeitet oder transportiert werden sollen^[20], was für einen großen Teil der Werkstoffe zutreffend ist. Zur Bestimmung der Viskosität werden verschiedene Messinstrumente unter dem Begriff Viskosimeter zusammengefasst. Sie unterscheiden sich in Bauform und Messprinzip und sind teilweise auf unterschiedliche Messbereiche, Materialklassen und Temperaturen spezialisiert. Der überwiegende Teil der Messmethoden funktioniert allerdings nicht berührungslos, wie das in Kapitel 1.1 genannte Couette-Rheometer. Ein häufig genutztes Messverfahren zur berührungslosen Viskositätsmessung ist die ‚Methode des oszillierenden Tropfens‘, und nur diese soll im Folgenden diskutiert werden.

Die ‚Methode des oszillierenden Tropfens‘ wird an einer flüssigen Materialprobe, dem Tropfen, in einem Levitator durchgeführt^[4]. Nachfolgend wird jeweils von der Verwendung eines elektrostatischen Levitators ausgegangen, die Methode ist jedoch genauso oder zumindest sehr ähnlich auch mit weiteren Levitationsverfahren (Kap. 2.1) kombinierbar^[4].

Grundlage der Messung ist, neben der Viskosität des levitierenden Tropfens, auch dessen Oberflächenspannung. Die Oberflächenspannung σ der Flüssigkeiten resultiert aus dem Gleichgewicht atomarer Kräfte^[18]. An der Oberfläche ist dieses Gleichgewicht halbseitig verändert und führt zu resultierenden Kräften an der Oberfläche^[18]. Je kleiner der lokale Krümmungsradius der Oberfläche, desto größer werden diese Kräfte^[18]. Makroskopisch erscheint die Oberflächenspannung daher als die Tendenz einer Flüssigkeit, ihre Oberfläche zu minimieren. Ein levitierender Flüssigkeitstropfen erfährt daher eine rückstellende Kraft zur Kugelform^[18]. Oberflächenspannung ist eine Materialeigenschaft, die mit steigender Temperatur zunehmend verschwindet^[18].

Wenn die natürliche Kugelgeometrie des Tropfens gestört, und die Rückkehr zur sphärischen Ruhelage nicht überdämpft wird, gerät der Tropfen in eine Oszillation um diese Ruhelage. Die charakteristische Frequenz dieser Oszillation wird die Eigenfrequenz f_E des Tropfens genannt. Sie berechnet sich nach Gleichung 3.1 und ist neben der Probenmasse m , auch abhängig von der Mode l der angeregten Schwingung^[27].

$$f_E = \sqrt{\frac{\sigma}{3 \cdot \pi \cdot m} \cdot l \cdot (l - 1) \cdot (l + 2)} \quad (\text{Gl. 3.1})$$

Durch einen geeigneten Puls der Feldstärke des Levitationsfeldes, und eine daraus resultierende äußere Kraftereinwirkung auf die Oberfläche des Tropfens, kann eine solche Oszillation gezielt angeregt werden^[4]. Für inkompressible Flüssigkeiten ist die Mode $l = 2$ der einfachste Schwingfall und wird bei der Schwingungsanregung angestrebt^[8]. Aufgrund der Viskosität der Flüssigkeit wird die Amplitude der Oszillation linear gedämpft und der Tropfen kehrt auch stationär zu seiner natürlichen Kugelform zurück^[4]. Die zeitliche Änderung einer Halbachse $a_{(t)}$ des oszillierenden Tropfens, kann mit Gleichung 3.2 als linear gedämpfte Schwingung beschrieben werden^[4], mit dem Kugelradius r_0 , der Startamplitude A und der Dämpfungskonstanten Σ .

$$a_{(t)} = r_0 + A \cdot e^{-\Sigma \cdot t} \cdot \cos(2 \cdot \pi \cdot f_E \cdot t) \quad (\text{Gl. 3.2})$$

Die Idee hinter der ‚Methode des oszillierenden Tropfens‘ ist es, aus diesem Schwingungsverhalten, den Betrag der Viskosität zu rekonstruieren^[4]. Die Viskosität setzt dem Materialfluss bei der Umformung des oszillierenden Tropfens einen Widerstand entgegen. Die Dämpfung ist proportional dazu. Für Newton’sche⁶ Flüssigkeiten ist die Viskosität aber nicht von der Eigenfrequenz des untersuchten Tropfens abhängig, d. h. insbesondere auch nicht von der Oberflächenspannung und der untersuchten Menge^[18].

Ein auf die im vorigen beschriebene Weise zu einer Oszillation angeregter Tropfen wird mit einer Hochgeschwindigkeitskamera (Kap. 5.5.5) beobachtet. Aus den entstandenen Aufnahmen wird die auf die Kamera projizierte Kontur des Tropfens durch einen Algorithmus zeitaufgelöst ausgewertet^[28]. Die Längen beider Halbachsen der Projektion sind damit bekannt. Abbildung 3.1 zeigt beispielhaft die linear gedämpfte Schwingung eines Tropfens nach Gleichung 3.2. Die Länge der Halbachse $a_{(t)}$ ist über die Zeit t aufgetragen. Die Farbe des Graphen stellt qualitativ den Bezug zur abgebildeten Form der Ellipsoide her. Die lineare Dämpfung ist durch die beiden flankierenden schwarzen Linien hervorgehoben. Dies stellt den aperiodischen Grenzfall der Funktion mit $f_E = 0$ dar (Gl. 3.2).

⁶ *Isaac Newton (1643 – 1727)*

Zur Bestimmung der Viskosität aus den Daten, die aus den Kamerabildern extrahiert werden, wird Gleichung 3.2 u. a. über die Parameter Eigenfrequenz f_E und Dämpfung Σ an den Signalverlauf angepasst. Sind Dichte ρ sowie sphärischer Radius r_0 des Tropfens und die Mode l der Schwingung bekannt, kann nun über Gleichung 3.3 die Viskosität $\eta_{(\Sigma,l)}$ aus der linearen Schwingungsdämpfung Σ bestimmt werden^[4]. Zur Messung der Temperaturabhängigkeit der Viskosität sind mehrere solcher Messungen bei einer Reihe von Temperaturen erforderlich.

$$\eta_{(\Sigma,l)} = \frac{\Sigma \cdot \rho \cdot r_0^2}{(l-1) \cdot (2l+2)} \quad (\text{Gl. 3.3})$$

In der Modellbildung des Tropfens wird nach Rhim et al.^[4] von den folgenden Annahmen ausgegangen: ① Eine flüssige und tiegelfreie Materialprobe ② schwingt mit geringer Amplitude in einer isolierten Mode. ③ Innerhalb dieser Probe treten keine turbulenten Volumenströmungen auf und ④ die Oberflächenladung ist gleich verteilt und idealer Weise neutral. ⑤ Schließlich ist die Probe frei von äußeren Kräften und damit die Ruheposition nahe kugelförmig.

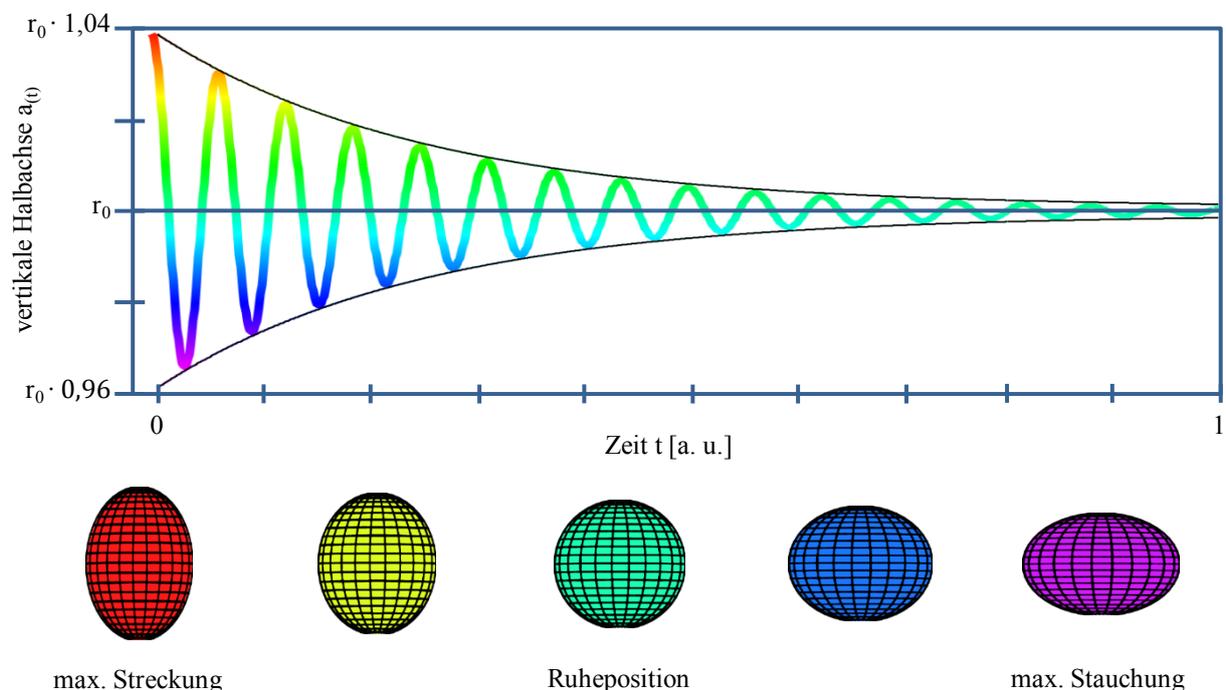


Abb. 3.1: Oszillierender Tropfen

Der Tropfen schwingt nach einer Auslenkung (●) um die sphärische Ruheposition (●). Eigenfrequenz und Dämpfung lassen Rückschlüsse auf Materialeigenschaften wie Viskosität und Oberflächenspannung zu. Die Färbung des Graphen korrespondiert mit der des qualitativ entsprechend geformten Ellipsoids.

Die Kriterien ① bis ③ können durch elektrostatische Levitation und Laserheizung (Kap. 5.9.2) vollständig erfüllt werden. Das elektrostatische Feld erzeugt grundsätzlich keinen Volumenstrom in der Probe (Kap. 2.2.3). Störende Strömungsanregung durch Temperaturgradienten der Probe werden in Kapitel 5.9.1 ausgeschlossen. Die Kriterien ④ und ⑤ hingegen müssen bei elektrostatischer Levitation unerfüllt bleiben, denn das Levitationsfeld bewirkt Ladungsverschiebung an der Probenoberfläche (Kap. 2.2.3 und 5.3.3) und es besteht die Diskrepanz zwischen dem globalen Kräftegleichgewicht einer ortsstabilen Probe und lokal verbleibenden resultierenden Kraftvektoren an Teilen der Probe, wie in Kapitel 2.3 behandelt.

In der Konsequenz können die Eigenfrequenz der Probe verändert, unbeabsichtigt Schwingungen der Probe angeregt oder die beabsichtigte Schwingung zusätzlich gedämpft werden. Messfehler sind jeweils die Folge. Die Abweichung vom Idealzustand skaliert mit der anliegenden Feldstärke und mit den Komponenten der Störgröße \vec{F}_{st} (Gl. 2.2): der Probenmasse und der Beschleunigung. Daher sind sowohl die Reduktion der Probenmasse, als auch die Durchführung in Schwerelosigkeit (Kap. 4) praktikable Maßnahmen den Einfluss entsprechend zu reduzieren.

Jedoch existieren immer auch immanente, aus der Levitationstechnik selbst stammende, Kräfte auf die Probe. Da die elektrostatische Levitation stets an einem instabilen Arbeitspunkt der Probenposition arbeitet (Kap. 2.2.1), unterliegt die Stellgröße ständiger Veränderung als Reaktion auf Positionsabweichungen. Diese Stellgröße wirkt auf die Spannungen an den Elektroden, die dadurch einen Wechselspannungsanteil zufälliger Frequenz, Phase und Amplitude erhält. Das Frequenzspektrum dieses Rauschens reicht dabei von null bis zur halben Regelfrequenz. Die Probe reagiert mit Resonanz auf den Anteil des Rauschens, der ihren Eigenfrequenzen oder deren Harmonischen nahe ist. Je nach Phasenverschiebung zwischen diesen überlagernden Schwingungen und der überlagerten ergibt sich eine Dämpfung oder Überhöhung der beobachteten Schwingung. Je niedriger die Viskosität einer Probe ist, desto stärker wirken sich die durch überlagernde Schwingungen entstehenden Messfehler aus^[7]. Sind die Bedingungen ① bis ⑤ hinreichend erfüllt, können sehr präzise Messungen der Viskosität an einem weiten Bereich von Materialien und Temperaturen durchgeführt werden. Aus der Tiegelfreiheit der Probe, die chemische Reaktionen und lokale Veränderungen der Grenzflächenenergie grundsätzlich ausschließt, können anlagenseitig sehr definierte Bedingungen für diese Messungen geschaffen werden. Potentielle Messfehler ergeben sich aber auch aus Eigenschaften des Probenmaterials. Schichten an der Oberfläche, z. B. durch einen zu hohen Gehalt an Sauerstoff im Probenmaterial oder die Anwesenheit höher schmelzender Phasen, können ebenfalls die Eigenfrequenz oder das Abklingverhalten manipulieren.

Durch die Summe dieser Messfehler wird dem Spektrum der mit dieser Methode präzise messbaren Viskosität eine Grenze hin zu niedriger Viskosität gesetzt. Diese ist stets abhängig von der Umgebung, den verwendeten Messgeräten und den Eigenschaften des Probenmaterials selbst. Messungen an bestehenden Laboranlagen (Kap. 3.4) zeigen, dass für Viskosität oberhalb 10 mPa·s reproduzierbar gute Messungen möglich sind^[7].

Theoretische Grenzen der messbaren Materialeigenschaften ergeben sich aus Gleichung 3.3 und aus dem Auflösungsvermögen der Hochgeschwindigkeitskamera (HSC, Kap. 5.5.5) zur Datenerfassung. Die Eigenfrequenz der Probe f_E und die Bildfrequenz der Kamera f_{HSC} erfüllen das Nyquist⁷-Shannon⁸-Abtasttheorem, wenn Gleichung 3.4 gilt. Nur dann ist die Information über die Oszillation in den diskretisierten Messwerten vollständig abgebildet.

$$2,2 \cdot f_E \leq f_{HSC} \quad (\text{Gl. 3.4})$$

Für die ‚Methode des oszillierenden Tropfens‘, müssen Amplituden zwischen 4 % und 1 % des Probendurchmessers^[8] aufgelöst werden können ($n = 4 \% / 1 \%$). Die Abklingzeit $t_{1/n}$ von 4 % auf 1 % der Amplitude ergibt sich in Abhängigkeit der Dämpfungskonstanten Σ nach Gleichung 3.5. Dies ist die Zeitspanne, die zur Erfassung der Messwerte zur Verfügung steht. Die Abklingzeit auf $1/n$ der Startamplitude muss die Periodendauer der Schwingung f_E^{-1} um einen Faktor N übersteigen, welcher der Mindestzahl an Oszillationen entspricht, die beobachtet werden sollen (Gl. 3.5). Die Vorgabe beträgt $N = 5$ ^[11]. Durch Umstellung ergibt sich das maximale Verhältnis von Dämpfung zu Eigenfrequenz nach Gleichung 3.6 und damit ein maximales Verhältnis zwischen den Eigenschaften Viskosität und Oberflächenspannung des Probenmaterials.

$$t_{1/n} = \frac{\ln(n)}{\Sigma} \geq \frac{N}{f_E} \quad (\text{Gl. 3.5})$$

$$\frac{\Sigma}{f_E} \leq \frac{\ln(n)}{N} \approx 0,28 \quad (\text{Gl. 3.6})$$

⁷ Harry Nyquist (1889 – 1976)

⁸ Claude Shannon (1916 – 2001)

Wie zuvor erwähnt, unterliegen sowohl die Dämpfung als Maß der Viskosität, als auch die Eigenfrequenz als Indikator der Oberflächenspannung einer starken Temperaturabhängigkeit. Die Eigenfrequenz ist zudem maßgeblich abhängig vom Krümmungsradius, also dem Proben-durchmesser. Die Prozessparameter Temperatur und Probengröße beeinflussen die zuvor aufgestellte Beziehung zusätzlich und müssen für die Auslegung einiger Teilsysteme ebenfalls berücksichtigt werden. Sie werden in Kapitel 1.2 definiert. Für die im Verlauf dieser Arbeit verwendeten Probenmaterialien (Kap. 6) sind damit typische Werte bekannt, sie dienen als Grundlage der Auslegung insbesondere des Hochgeschwindigkeitskamarasystems (Kap. 5.5.5). Für die Dämpfung Σ beträgt dieser Richtwert $1,25 \text{ s}^{-1}$ bis 5 s^{-1} , die Eigenfrequenz f_E wird im Frequenzbereich von 120 Hz bis 200 Hz erwartet^[11].

3.4 Ausgangssituation

Elektrostatische Levitation wird bereits seit Jahren erfolgreich im Forschungsalltag am ‚Institut für Materialphysik im Weltraum‘ eingesetzt. Dieses Kapitel gibt eine Übersicht der Entwicklungsgeschichte der Technologie und stellt ausführlich den Stand der Technik anhand bestehender Laboranlagen dar. Beides bildet den Ausgangspunkt der vorliegenden Arbeit.

Die Wirkung elektrostatischer Ladung wird schon in der Antike beobachtet und anhand von Reibungselektrizität an Bernstein auch gezielt herbeigeführt^[29]. In der Neuzeit beginnen systematische Versuche zur Ergründung der Ursachen der beobachteten Naturphänomene. William Gilbert entwickelt um ca. 1600 das Versorium, ein dem magnetischen Kompass äquivalentes Instrument zum Nachweis elektrostatischer Ladung^[30]. Charles Augustin de Coulomb formuliert um 1785 die Gesetzmäßigkeit über die Kraft zwischen zwei Ladungsmengen (Gl. 2.5)^[31]. Joseph John Thomson identifiziert 1897 das Elektron als Träger negativer Ladung^[32] und Ernest Rutherford 1919 das Proton als Träger positiver Ladung^[33]. 1911 bestimmt Robert Andrews Millikan den Betrag der Elementarladung anhand von geladenen Öltröpfen im Feld zweier Metallplatten^{[34][35]}. Dieser so genannte ‚Millikan-Versuch‘ ist eine Form der Nutzung der elektrostatischen Levitation als Grundlage einer Messapparatur. Es wird allerdings mit einer konstanten Feldstärke gearbeitet; die Tropfen levitieren also nicht ortsstabil in diesem Feld.

Erste Arbeiten zu aktiver Positionsregelung an größeren Proben werden am ‚Battelle⁹-Institut für Kernphysik‘ in Frankfurt a. M. ab 1977 im Auftrag der ESA¹⁰ durchgeführt^[36] und münden 1988 in den erstmaligen Versuch, eine Materialprobe auf der Forschungsrakete TEXUS 19 in Schwerelosigkeit elektrostatisch zu positionieren. Untersucht werden soll ein Entmischungsvorgang in Lithiumsilikat. Während des Raketenstarts löst sich ein Positionssensor, sodass eine Erfassung der Probenposition nicht möglich ist^[37]. Dieses Forschungsprojekt ist eingestellt.

Experimente mit aktiver Positionsregelung werden 1985 auch am ‚Jet Propulsion Laboratory‘ des ‚California Institute of Technology‘ in den USA berichtet^[38], wo feste wie flüssige Proben von geringer Masse levitieren können. 1993 berichtet das gleiche Institut von Proben, die im Levitator geschmolzen werden können^[39]. Das Projekt war auf die Untersuchung der Eigenschaften von Schmelzen und Erstarrung von Metallen und Legierungen ausgerichtet. Dieser Levitator ist später zum Vorbild einiger weiterer Entwicklungen an verschiedenen Standorten geworden, u. a. an Forschungseinrichtungen von NASA¹¹, JAXA¹², DLR und KRISS¹³^{[4][40][22][41]}.

Das ‚Institut für Raumsimulation‘ stellt 1999 einen ESL für Laboranwendungen fertig^[22]. Das Institut geht 2006 in das ‚Institut für Materialphysik im Weltraum‘ über und führt diese Forschungen mit Hilfe der elektrostatischen Levitation fort. Neben diesem ersten ESL des Institutes stehen mittlerweile eine weitere Laboranlage sowie der ‚mobile ESL‘ zur Verfügung, der konzipiert ist, an Synchrotron- und Neutronenquellen eingesetzt zu werden. Die vorliegende Arbeit befasst sich auf dem Gebiet der elektrostatischen Levitation mit der Erweiterung der Fähigkeiten des Institutes auf μg -Anwendungen. Eine der sich technisch einander sehr ähnlichen Vorgängeranlagen wird im Folgenden ausführlicher vorgestellt. Diese vorhandenen Anlagen bilden die Ausgangssituation zu dieser Entwicklungsarbeit. Der Stand der Technik wird anhand der bestehenden Laboranlagen, die am ‚Institut für Materialphysik im Weltraum‘ betrieben werden, behandelt. Diese werden kontinuierlich zur Erforschung von Vorgängen in flüssigen Metallen, Legierungen und Halbleitermaterialien eingesetzt. Abbildung 3.2 zeigt beispielhaft den ‚mobilen ESL‘^[23], welcher der jüngste der vorhandenen Geräte nach Meister^[22] und Kordel et al.^{[23][42]} ist. Diese ähneln sich stark und funktionieren nach denselben, im Folgenden beschriebenen Prinzipien. Unterschiede liegen in der Verwendung, der Form des Aufbaus und teilweise in den verwendeten Komponenten; auf diese Unterschiede soll hier nicht detailliert eingegangen werden.

⁹ *Gordon Battelle (1883 – 1923)*

¹⁰ *Europäische Weltraumorganisation*

¹¹ *Raumfahrtorganisation der USA*

¹² *Japanische Raumfahrtorganisation*

¹³ *Südkoreanisches Forschungsinstitut*

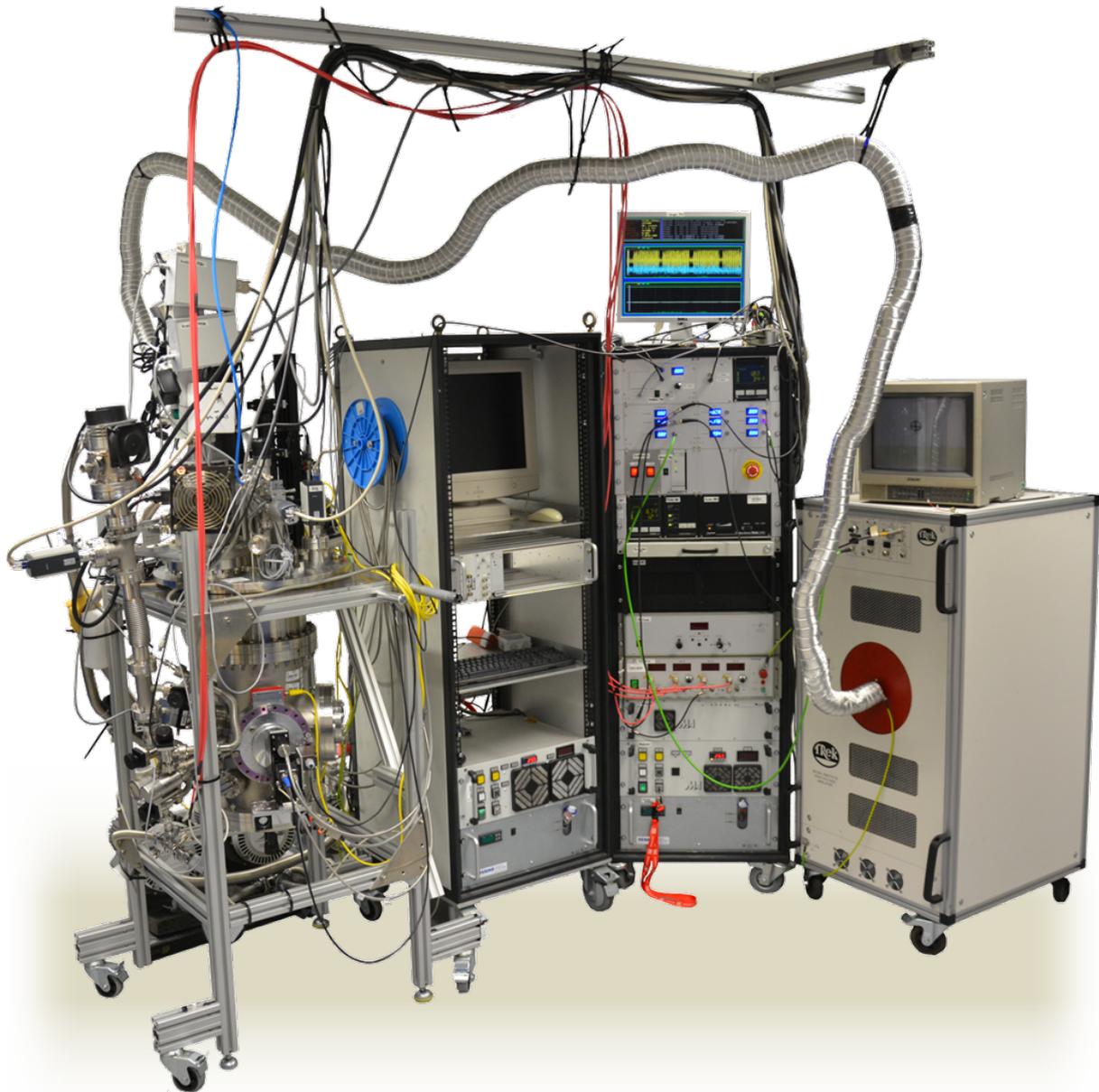


Abb. 3.2: „Mobiler elektrostatischer Levitator“

Die Abbildung zeigt eine der bestehenden Laboranlagen. Diese und zwei weitere bilden die Ausgangssituation der Entwicklung. Der Aufbau besteht v. l. n. r aus den folgenden vier Einheiten: Experimentaufbau mit Rezipient und installierten Mess- und Steuerinstrumenten; zwei 19“-Racks mit Steuerungsrechner, Heiz- und Positionslaser, Vakuumpumpen und vier Hochspannungsverstärkern; ganz rechts ein Hochspannungsverstärker für 0 V bis -40 kV.

Das Elektrodensystem verwendet in allen Anlagen eine Oberelektrode in Form eines flachen Kegelstumpfes, deren Durchmesser über den vollen Bereich der Positionserfassung reicht. Diese Elektrode beeinflusst die Probe hauptsächlich in der vertikalen Richtung, wirkt durch ihre Form aber auch leicht stabilisierend in der lateralen Ebene. Diese Elektrode kann mit Spannungen von -20 kV bis +20 kV bzw. von 0 V bis -40 kV beaufschlagt werden. 8 mm bzw. 12 mm darunter befindet sich ein Ring aus vier Segmenten. Jedes dieser Segmente bildet eine Seitenelektrode, diese dienen der Positionierung in beiden lateralen Richtungen. Die Spannungen bewegen sich innerhalb ± 3 kV und werden symmetrisch auf gegenüberliegenden Elektroden gestellt.

Die Probe wird zu Beginn manuell auf der unteren Elektrode mittig abgelegt. Nachdem ein Hochvakuum erzeugt ist, kann die Probe anlevitieren, d. h. durch aktivieren des Feldes gestartet werden. Die Position der Probe wird in zwei orthogonalen Achsen, je zweidimensional gemessen. Dazu werden die Strahlen zweier Lasergeräte aufgeweitet und mittels einer verstellbaren Blende auf den vertikalen Elektrodenabstand eingestellt. Die Laserstrahlen durchqueren die Levitationszone und treffen auf der gegenüberliegenden Seite je auf einen PSD-Sensor (Position Sensitive Device, Kap. 5.6.1), eine zeitkontinuierliche ortsauflösende Fotodiode. Durch das parallele Laserlicht wird eine stets fokussierte Abbildung des Probenquerschnittes auf die Detektoren projiziert. Die Sensoren geben ein dem Lichtschwerpunkt entsprechendes Signal aus, das über Vorverstärker und einen Analog-Digital-Wandler in ein echtzeitfähiges PC-System geleitet wird. Der auf diesem PC ausgeführte Regelalgorithmus berechnet aus diesen Signalen erst die Probenposition, dann daraus die Spannungen der fünf Elektroden und gibt die entsprechenden Steuerungsspannungen über Digital-Analog-Wandler an die Hochspannungsverstärker aus.

Die levitierende Probe kann mittels zweier Halbleiterlaser (je 75 W bei 808 nm) und eines Einfarbpyrometers in ihrer Temperatur geregelt werden. Eine Hochgeschwindigkeitskamera dient der Beobachtung der Probe während der Versuche. Diese Aufnahmen bilden die Datengrundlage späterer Analysen von Materialeigenschaften (Kap. 3). Bei Experimenten nach der ‚Methode des oszillierenden Tropfens‘ (Kap. 3.3) wird dem Reglerausgang der vertikalen Richtung, eine Wechselspannung aus einem manuell einstellbaren Funktionsgenerator überlagert. Frequenz und Amplitude müssen jeweils auf das Probenmaterial, -temperatur und -größe experimentell eingestellt werden. Der ‚mobile ESL‘ verfügt zudem über einen besonders geformten Rezipienten und dient auch der Untersuchung von Materialproben an Neutronen- und Synchrotronquellen. Der Rezipient hat Fenster mit reduzierter Wandstärke für den Ein- und Austritt der Strahlung.

Der Regelalgorithmus wird auf einem echtzeitfähigen, MATLAB/Simulink-basierten PC-System ausgeführt und berechnet drei Spannungsdifferenzen aus den drei Positionswerten, mit einem Takt von 500 Hz. Der in [22] beschriebene ‚Adaptive Gain Scheduling-Regler‘ wird über

die jeweiligen Werte der Probenmasse und -volumen sowie mehrere regler- und achsenspezifische Werte parametrisiert. Bei diesem Regler wird in jedem Zyklus ein mathematisches Modell der Regelstrecke gelöst und die aktuelle Ladung der Probe berechnet und angewendet. Ziel ist die Stabilisierung der Probe am Positionssollwert. Im Modell enthaltene Annahmen sind die exakt nach unten wirkende Schwerkraft und, dass die zusätzlich zur Schwerkraft auftretenden Störungen im Vergleich vernachlässigbar gering sind. Unter diesen Annahmen wird die Reaktion der Probe auf die Spannung der Hauptelektrode des vorausgegangenen Schrittes bewertet und daraus ein Wert der Ladung auf der Probe berechnet. Diese Abschätzung der Probenladung wird im nächsten Schritt wieder zur Berechnung der Spannungen an den Elektroden verwendet. Es findet so eine Rückkopplung der Probenladung in den Regelalgorithmus statt. Insbesondere bei schnellem Ladungsverlust, der je nach Probenmaterial und lokalen Verunreinigungen spontan auftritt, kann der Regler sich sehr schnell, d. h. innerhalb weniger Zyklen, adaptieren.

Um die levitierende Probe mit elektrischer Ladung zu beaufschlagen, werden Gasentladungslampen verwendet. Diese bestrahlen die Probe kontinuierlich mit ultraviolettem Licht und können so Ladungsverlust (Kap. 5.8.2) ausgleichen.

Sowohl die Elektrodenanordnung, als auch die Hard- und Software sind für Experimente unter Schwerkraftbedingungen geschaffen und auch nur unter der Randbedingung wirkender Schwerkraft funktionsfähig. Die Elektrodenanordnung ist von einer alles dominierenden Störung, der Schwerkraft, gezeichnet. Die Feldstärke in vertikaler Richtung kann ihr Vorzeichen zudem nicht einfach umkehren. Die Steuerung beginnt ihren Zyklus mit der Annahme einer ruhenden Probe am unteren Rand der Positionsmessung und berechnet die Probenladung unter der Voraussetzung, dass die Störgröße nahe bei $9,81 \text{ m/s}^2$ ist. Der Modus zum Starten der Levitation, beginnend mit einer auf der unteren Elektrode ruhenden Probe, ist nicht auf Schwerelosigkeit übertragbar. Weitere Nachteile sind ein hoher Grad an manuell durchzuführenden Tätigkeiten. Vom Einbau einer einzelnen Probe, über die manuelle Steuerung der Laserleistung und der Hochgeschwindigkeitskamera, sowie das manuelle Einstellen und Triggern der Schwingungsanregung, bis zum Abschalten von Hochspannung und Heizlaserleistung bei Hochspannungsüberschlägen oder Probenverlust. Der Aufbau genügt zudem wegen fehlender Einhausung und Interlockkreisen nur der höchsten Laserschutzklasse 4 und macht das Tragen persönlicher Schutzausrüstung im gesamten Laborraum erforderlich. Weiterhin ist die Durchführung von Messungen an Probenmaterialien (Kap. 3) nicht innerhalb der auf MAPHEUS-Raketen (Kap. 4.2) zur Verfügung stehenden Zeit in Mikrogravitation von ca. $6\frac{1}{2}$ Minuten möglich. Da das Aufheizen und Schmelzen einer Probe i. d. R. zum Verlust von Ladung der Probe führt^[43], muss dieser Verlust von Ladung ausgeglichen werden. Die verwendeten Entladungslampen zum berührungsfreien

Nachladen levitierender Proben können dies nicht in dieser zur Verfügung stehenden Zeit gewährleisten^{[11][44][45]}. Diese Lampen, die eine eigene Vakuumversorgung, Reinstgas und einen Kühlkreislauf benötigen, sind zu groß und zu schwer und damit auch aus diesen Gründen ungeeignet für das vorliegende Vorhaben.

Zusammenfassend sind Hard- wie Software unter vielen Gesichtspunkten ungeeignet unter den gegebenen Umständen in Mikrogravitation zu funktionieren. Der Automatisierungsgrad ist zu gering, es fehlen eine zentrale Ablaufsteuerung und automatisierbare Stellglieder für viele Funktionen. Die Hardware ist zudem durch Aufbau, Volumen und Masse nicht im Stande in eine Mikrogravitationsumgebung (Kap. 4.1) verbracht zu werden.

Kapitel 4

Forschung unter Schwerelosigkeit

In den voranstehenden Kapiteln werden der Einfluss von externen Kräften auf die elektrostatische Levitation und deren störender Einfluss insbesondere auf Messungen an oszillierenden Tropfen eingeführt. Auch die Vorteile entsprechende Messungen in Schwerelosigkeit durchzuführen werden zuvor behandelt. Das folgende Kapitel beschäftigt sich mit verschiedenen Möglichkeiten Forschung unter Schwerelosigkeit zu ermöglichen. Zunächst werden allgemeine Grundlagen dazu eingeführt. Es folgen spezifische Informationen zur Forschungsrakete MAPHEUS, Parabelflügen im ‚Zero-G‘-Flugzeug und dem Fallturm Bremen.

4.1 Mikrogravitation und Plattformen

Im Kontext der Forschung unter den Bedingungen von stark reduzierter Schwerkraft müssen verschiedene Abstufungen in Qualität und zur Verfügung stehender Zeit gemacht werden. Die Begriffe ‚Mikrogravitation‘ (kurz: μg) und ‚Schwerelosigkeit‘ werden typischer Weise übergeordnet und nicht im jeweiligen wörtlichen Sinn (also Millionstel g bzw. Null g) verwendet. Der Gebrauch ist synonym und bedeutet lediglich ‚eine für das spezifische Experiment zu vernachlässigende Restbeschleunigung‘. Eine belastbare Klassifizierung wird unter dem Begriff der μg -Qualität vorgenommen. Diese gibt den Betrag der Restbeschleunigung als Bruchteil der normalen Erdbeschleunigung an der Erdoberfläche g an, die in diesem Zusammenhang einer Einheit

äquivalent verwendet wird. Neben der unterschiedlichen Qualität unterscheiden sich einzelne Plattformen auch in der für Experimente verfügbaren μg -Zeit. Dies ist die Zeitspanne, innerhalb derer die Restbeschleunigungen innerhalb der Grenzwerte der μg -Qualität bleiben.

Mikrogravitation kann durch verschiedene technische Hilfsmittel für Experimente zugänglich gemacht werden, den μg -Plattformen. Die Gemeinsamkeit aller ist es, dass sich das Experiment innerhalb eines beschleunigten Bezugssystems befindet. Ist dieses beschleunigte Bezugssystem innerhalb des Inertialsystems z. B. der Erde frei beweglich, wirkt die Fallbeschleunigung \vec{a} zwar unvermindert weiter, ist aber innerhalb des ebenfalls mit 1 g beschleunigten Bezugssystems nicht mehr nachweisbar. Die Trajektorien solcher beschleunigter Bezugssysteme unterscheiden sich nach der Ausgangsgeschwindigkeit \vec{v} an einem gemeinsamen Punkt und sind stets elliptische Umlaufbahnen um den Masseschwerpunkt der Erde m_\oplus . Apogäum heißt der Punkt größter Entfernung, der Punkt kleinster Entfernung ist das Perigäum. Schneidet die Trajektorie die Erdoberfläche, ist also das Perigäum kleiner als der Erdradius r_\oplus , heißt sie ‚suborbital‘ und die μg -Zeit ist begrenzt, sonst heißt sie ‚orbital‘ mit zumindest theoretisch unbegrenzter μg -Zeit. Abbildung 4.1 veranschaulicht die beiden Fälle.

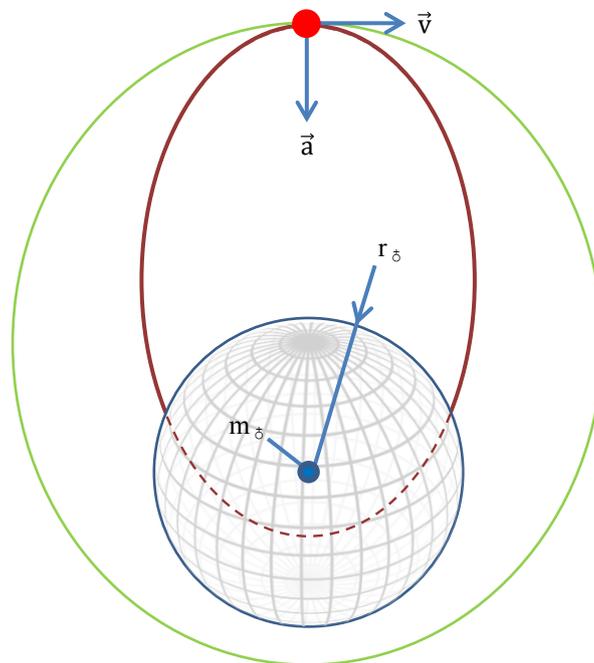


Abb. 4.1: Trajektorien in der μg -Forschung

Die Abbildung zeigt eine Punktmasse m_\oplus und einen umgebenden Kreis mit Radius r_\oplus . Außerhalb des Kreises befindet sich ein Flugkörper (●), auf den eine Beschleunigung \vec{a} in Richtung der Punktmasse wirkt. In Abhängigkeit einer Startgeschwindigkeit \vec{v} ergibt sich eine Schar ellipsenförmiger Trajektorien, die genau einen Berührungspunkt und einen Brennpunkt teilen. Diese heißen orbital, wenn es keine Schnittpunkte mit dem Umkreis r_\oplus gibt (grün), ansonsten suborbital (rot).

In der Realität wird diese ideale Kräftefreiheit innerhalb des Inertialsystems gestört. Entweder durch zusätzliche Kräfte, die von außen nur auf das Bezugssystem wirken, wie bspw. atmosphärischer Widerstand und der Strahlungsdruck^[46], oder durch interne Störungen, die innerhalb des Bezugssystems generiert werden, z. B. Schwingungen und Rotation der Struktur oder beschleunigte Massen. Beide Faktoren sind abhängig von der jeweiligen Plattform. Die heute gebräuchlichsten dieser Plattformen sollen im Folgenden jeweils kurz allgemein eingeführt werden:

Falltürme sind evakuierte Röhren, in denen ein Experiment im freien Fall durchgeführt werden kann. Diese Röhren stehen auf der Erdoberfläche^[47] oder befinden sich unterirdisch^[48]. Die Fallzeit ist abhängig von der Strecke des freien Falls. Am ZARM¹⁴ in Bremen beträgt die Fallhöhe 110 m. Dies ermöglicht zwei bis dreimal täglich eine μg -Zeit von 4,7 Sekunden bei einer Restbeschleunigung von unter 10^{-5} g ^[47]. Dieser Fallturm wird im Kapitel 4.4 genauer eingeführt und Rahmen der vorliegenden Arbeit für insgesamt 18 Abwürfe verwendet (Kap. 6.2).

Parabelflüge bieten einen weiteren Zugang zu Mikrogravitation. Mit speziell ausgerüsteten Flugzeugen werden annähernd parabelförmige Flugmanöver geflogen. Das Flugzeug folgt, in der Atmosphäre fliegend, einer Trajektorie des freien Falls (in Abb. 4.1: suborbital). In seinem Inneren entsteht dadurch unterdessen Schwerelosigkeit. Dieses Manöver wird rechtzeitig beendet und die elliptische Trajektorie wieder verlassen. Die μg -Zeit ist daher in Abhängigkeit der Flughöhe endlich und i. d. R. noch enger durch die Höchstgeschwindigkeit des verwendeten Flugzeuges limitiert. Sie liegt typischerweise im Bereich bis 25 s. Die μg -Qualität ist im Vergleich zu anderen Plattformen stark gestört und beträgt je nach Anbieter und verwendetem Flugzeugtyp 10^{-1} g bis 10^{-3} g ^[49]. Eine Besonderheit dieser Technik ist es, dass die jeweiligen Wissenschaftler selbst an Bord sein können und unmittelbar eingreifen^[50]. Für die vorliegende Arbeit werden zwei Flugkampagnen des Anbieters NOVESPACE genutzt. In Kapitel 4.3 wird detaillierter auf diese Parabelflüge eingegangen. Die Kapitel 6.1 und 6.4 behandeln die für diese Arbeit konkret genutzten Fluggelegenheiten.

Forschungsraketen sind unbemannte, meist suborbitale Vehikel um experimentelle Nutzlasten in den Weltraum zu transportieren. Nach dem Ausbrennen der Motoren und ab einer Höhe von etwa 90 km ist der atmosphärische Widerstand so gering, dass Restbeschleunigungen unterhalb 10^{-4} g möglich sind^[49]. Je nach Leistungsfähigkeit der Trägerrakete und Masse der zu transportierenden Nutzlast variiert die Ausgangsgeschwindigkeit bei Erreichen einer Höhe von 90 km. Diese Geschwindigkeit bestimmt im weiteren Flugverlauf das Apogäum. Dieses liegt typischerweise zwischen 100 km und 705 km über Grund^[49]. Vom Apogäum wiederum hängt direkt die

¹⁴ Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation, Universität Bremen

verfügbare μg -Zeit, der Zeit oberhalb von 90 km Höhe, ab. Sie liegt je nach Trägersystem im Bereich einiger Minuten^[49]. Ziel der vorliegenden Arbeit ist die Vorbereitung eines Experimentaufbaus für die Forschungsrakete MAPHEUS, die in Kapitel 4.2 noch detailliert vorgestellt wird.

Satelliten können u. a. auch für wissenschaftliche Experimente genutzt werden. Unbemannte Satelliten tragen meist eine Vielzahl an Experimenten, die entweder autark ablaufen oder von der Erde ferngesteuert werden. Solche Satelliten bleiben in der Regel mehrere Tage bis zu wenigen Wochen im Erdorbit (in Abb. 4.1: orbital) und kehren dann zurück. Sie können eine sehr gute μg -Qualität von unter 10^{-5} g bieten^[49]. Der FOTON-Satellit der russischen Raumfahrtorganisation ROSKOSMOS¹⁵ in Kooperation mit der europäischen ESA ist ein namhaftes Beispiel^[49].

Raumstationen sind bemannte Satelliten, d. h. mit menschlicher Besatzung ausgestattet. Insbesondere wegen der sich ergebenden Notwendigkeit einer Vielzahl lebenserhaltender Systeme sind diese jedoch deutlich größer und aufwendiger. Sie werden heutzutage für mehrere Jahre im Orbit ausgelegt. Sie müssen mit Versorgungsraumschiffen angefliegen und die Besatzung regelmäßig ausgetauscht werden. Für den Betrieb ist auch am Boden ein erheblicher Aufwand für Infrastruktur erforderlich. Die μg -Qualität wird durch eine Vielzahl an Faktoren gestört, darunter Aktivität der Besatzung, An- und Abdocken von Raumschiffen, regelmäßig erforderliche Bahnanhebung oder Ausweichmanöver durch Triebwerke und der Umstand, dass durch die Größe der Struktur bei großer Entfernung zum Masseschwerpunkt der Station äußere Kräfte einwirken. Auf der Internationalen Raumstation ISS¹⁶ kann eine bis zu 30 Tage ununterbrochene μg -Zeit erreicht werden^[49]. Die μg -Qualität beträgt unter starker Frequenzabhängigkeit der Störungen zwischen 10^{-3} g für Frequenzen oberhalb 100 Hz und 10^{-6} g für Frequenzen unter 0,1 Hz^[51].

Neben der zum Experiment passenden μg -Qualität und μg -Zeit ist nicht zuletzt der erforderliche Aufwand zur Realisierung einer entsprechenden Flughardware, eine entscheidende Randbedingung bei der Entscheidung für eine Plattform zum Zugang zu Mikrogravitation. Die genannten Alternativen unterscheiden sich erheblich in Vorbereitungszeit und Kosten pro μg -Zeit bzw. Kosten pro Experimentmasse. In der genannten Reihenfolge der Plattformen sind Kosten und Aufwand stark ansteigend. Nutzer dieser Plattformen kommen aus nahezu allen Bereichen der Natur- und Ingenieurwissenschaften sowie der Medizin. Die Fragestellungen richten sich auch, aber nicht nur an den hier vorgestellten Aspekt der Mikrogravitation, sondern zudem an andere Umweltfaktoren im Weltraum, wie Vakuum oder Strahlung, bzw. dienen der Fernerkundung oder der Erdbeobachtung.

¹⁵ *Russische Raumfahrtorganisation*

¹⁶ *Permanent bemannte Raumstation einer internationalen Kooperation*

4.2 Forschungsrakete MAPHEUS

Die Forschungsrakete MAPHEUS ist ein Forschungs- und Entwicklungsprogramm des ‚Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt‘. Verantwortlich für Auswahl, Entwicklung, Verifikation und Betreuung der wissenschaftlichen Nutzlast ist das ‚Institut für Materialphysik im Weltraum‘ in Köln. Die Bereitstellung des Vehikels, der nachfolgend beschriebenen Bordsysteme sowie der Telemetrierstation erfolgt durch die ‚Mobile Raketenbasis‘ (MORABA) des ‚Institutes für Raumflugbetrieb und Astronautentraining‘ in Oberpfaffenhofen^[52]. Der Start der Raketen erfolgt nahe der Stadt Kiruna, Schwedisch Lappland. Dort betreibt die ‚Swedish Space Corporation‘^[17] (SSC) den Raketenstartplatz ESRANGE^[53]. SSC ist an der Startkampagne beteiligt und u. a. verantwortlich für Organisation und Sicherheit vor Ort. Der Jungfernflug der MAPHEUS-Rakete gelingt am 21.05.2009. Seither sind vier weitere Raketen dieses Projektes erfolgreich gestartet. Die Nutzlasten der Raketen MAPHEUS-01 bis MAPHEUS-04 hatten je einen Außendurchmesser von 14“. Mit MAPHEUS-05 wird dieser auf 438 mm (Bezeichnung: 17“) vergrößert. Damit wird zum einen den Experimenten mehr Grundfläche zur Verfügung gestellt, zum anderen die Stabilität der Rakete bei zunehmend schwereren Nutzlasten und leistungsstärkeren Motoren erhalten. Im Folgenden wird zunächst der Aufbau der MAPHEUS-05 Rakete beschrieben und dann der geplante Flugverlauf geschildert. Beides ist Grundlage der Entwicklungsarbeit an einem Experiment wie es Gegenstand dieser Arbeit ist. MAPHEUS-05 (Abb. 4.2) hat eine Gesamtlänge von 12,3 m bei einem Startgewicht von 2,7 t. Sie besteht aus zwei Feststoffmotoren, verschiedenen Bordsystemen, der wissenschaftlichen Nutzlast und einem Nasenkonus. Die Rakete ist drallstabilisiert, d. h. wird für den Flug durch die Atmosphäre in eine Eigenrotation um die

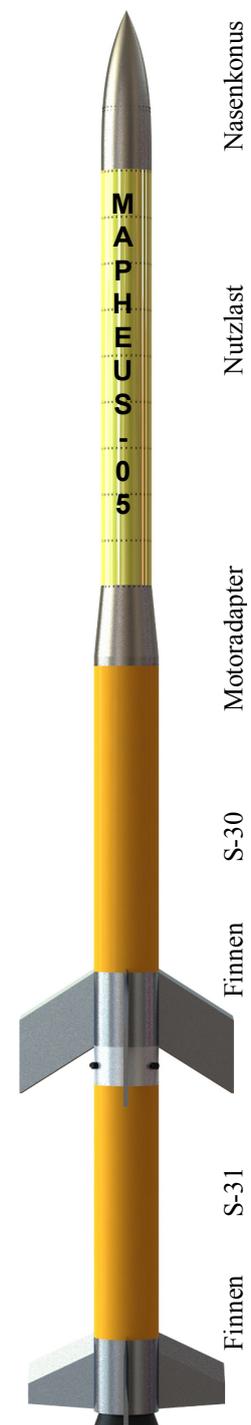


Abb. 4.2: MAPHEUS-05
Die Abbildung zeigt die MAPHEUS-05 Rakete in Startkonfiguration.

¹⁷ Schwedische Raumfahrtorganisation

Längsachse versetzt, um die Flugbahn zu stabilisieren. Dazu werden nach dem Verlassen der Startrampe tangential wirkende Hilfsmotoren gezündet. Dies sind Feststoffmotoren von geringer Leistung und Brenndauer, deren Düsen tangential am Umfang der Rakete angebracht sind. Die Rakete ist ungesteuert, d. h. weder Flugrichtung noch Motorschub werden aktiv geregelt. Einmal entzündet, brennen die Motoren mit einem immanenten Schubprofil ab. Die Trajektorie ist ballistisch und kann nur vor dem Start über die Ausrichtung der Startrampe eingestellt werden. Auch die Windgeschwindigkeit während der Aufstiegsphase hat nicht unerheblichen Einfluss.

Die *erste Raketstufe* ist ein S-31 Feststoffmotor des ‚Instituto de Aeronáutica e Espaço‘¹⁸ (IAE). Dieser hat eine Länge von 3,2 m bei Ø557 mm im Durchmesser und entwickelt für die ersten Sekunden einen Schub von 230 kN und für die restliche Brenndauer Schub von 120 kN. Für MAPHEUS-05 bedeutet dies eine Beschleunigung von bis zu 9 g. Diese Stufe brennt für ca. 11 s. Am unteren Ende dieser Stufe, befinden sich drei Finnen, die in der Aufstiegsphase den Flug stabilisieren^[54]. Die *zweite Stufe* ist ein Feststoffmotor Typ S-30 des gleichen Herstellers. Dieser hat eine Länge von 3,3 m bei gleichem Durchmesser. Der Schub beträgt hier 108 kN über eine Zeit von 28 Sekunden und resultiert in einer Beschleunigung von max. 11,7 g. Auch am Ende dieses Motors befinden sich drei Finnen. Beide Motoren verwenden HTPB/AP/Al¹⁹ als Treibstoff^[54]. Über den beiden Motoren folgt der *Motoradapter*, der den Außendurchmesser der Rakete auf den Durchmesser der Nutzlast verjüngt. In diesem Adapter befinden sich auch die Zündvorrichtung der zweiten Stufe und Wuchtgewichte. Letztere werden benötigt um etwaige Unwuchten der Nutzlast auszugleichen und somit einen stabilen Aufstieg zu ermöglichen.

Das *Jo-Jo-System* folgt auf den Motoradapter. Dies sind zwei gegenüberliegend angebrachte Stahlseile, die über den Umfang aufgewickelt sind. Am Ende trägt jedes Seil ein Gewicht einer bestimmten Masse. Zwischen dem Ausbrennen der zweiten Stufe und Beginn der Experimentabläufe muss die Drehrate der Aufstiegsphase aufgehoben werden, da diese Drehrate von ca. 2½ Hz die µg-Qualität erheblich beeinträchtigen würde. Dies wird in zwei Stufen erreicht, von denen das Jo-Jo-System die erste ist^[55]. Die Gewichte werden aus einer Arretierung gelöst, durch die vorhandene Rotation beginnen sie sich abzuwickeln, verlagern sich also nach außen. Aufgrund der Erhaltung des Drehimpulses nimmt die Drehrate der Nutzlast in Folge ab^[51]. Sind die Seile vollständig abgewickelt, lösen sie sich aus ihrer Verankerung. Seillänge und Masse der Gewichte werden zuvor auf das vermessene Trägheitsmoment der Längsachse abgestimmt. Die-

¹⁸ Institut für Luft- und Raumfahrt der Brasilianischen Luftwaffe

¹⁹ Hydroxyl-terminiertes Polybutadien / Ammoniumperchlorat / Aluminium

ses passive System eliminiert einen Großteil der Drehrate um die Längsachse. Zur Feinjustierung der Drehraten um alle drei Raumachsen wird ein zusätzliches aktives System zur Ausregelung benötigt. Dies ist das *Rate-Control-System (RCS)*. Hier werden alle Drehraten erfasst und durch ein System aus Kaltgasdüsen kompensiert. Die Restdrehraten liegen zunächst unter $0,2 \text{ }^\circ/\text{s}$ ^{[55][56]}.

Das *Service Modul* ist die Kommunikationsebene der Nutzlast. Es unterhält eine drahtlose Datenkommunikation für bis zu fünf bidirektionale Experimentschnittstellen zwischen den Experimenten und deren Bodenstationen. Zusätzlich wird ein Videosignal aus der Nutzlast übertragen und vorher definierte Ereignisse des Flugverlaufs an die Experimente kommuniziert, wie z. B. ‚Lift-Off‘ oder ‚Beginn µg‘. Die Protokolle der einzelnen Schnittstellen werden in Kapitel 5.2.4 definiert. Das *European Recovery System* ist ein von DLR und Kayser-Threde²⁰ entwickeltes Bergungssystem. Es beinhaltet im Wesentlichen zwei Fallschirme und einen Hitzeschild^[57].

Die *wissenschaftliche Nutzlast* der MAPHEUS-05 besteht, neben der in dieser Arbeit entwickelten, aus drei weiteren Experimentieranlagen, die vollkommen unabhängig voneinander funktionieren. Das X-Rise Experiment dient der in-situ Beobachtung von Diffusion und Erstarrungsvorgängen in flüssigen Metallen mittels Röntgenradiografie. Es beinhaltet eine extrem kompakte Mikrofokusröntgenanlage inkl. Steuerung^[58]. Durchstrahlt werden zwei nebeneinander befindliche Öfen, zur Bilderfassung dienen zwei bildgebende Röntgendetektoren. Ein Ofen dient der Untersuchung von Interdiffusion in flüssigen Aluminiumbasislegierungen. Dieser Ofen nutzt eine Scherzellentechnik um den Prozess definiert zu starten. Die Veränderung des Konzentrationsverlaufes kann im Kontrast des Röntgenbildes ausgewertet werden^[59]. Der zweite Ofen in diesem Experiment erstarrt eine Aluminiumbasislegierung gerichtet, in einem dünnen Film^[60]. Die Bildung von Dendriten und deren Wachstum wird bildgebend und zeitaufgelöst aufgezeichnet. Das Experiment MEGraMa untersucht ein granulares Gas aus magnetisierbaren Objekten. Diese werden über mehrere Magnete aufgewirbelt und im Anschluss das Abklingverhalten der chaotischen Bewegungen aufgenommen. Aus den aufgenommenen Bildern werden dreidimensionale Trajektorien der einzelnen Teilchen rekonstruiert und die Vorgänge bei Partikelinteraktion analysiert^[65]. Das Experiment Arabidomics ist ein biologisches Experiment des ‚DLR-Institutes für Luft- und Raumfahrtmedizin‘ in Köln. Untersucht wird der Einfluss von Schwerkraft auf Pflanzenwachstum am Beispiel der Acker-Schmalwand^[61].

²⁰ mittlerweile zu OHB Systems gehörend

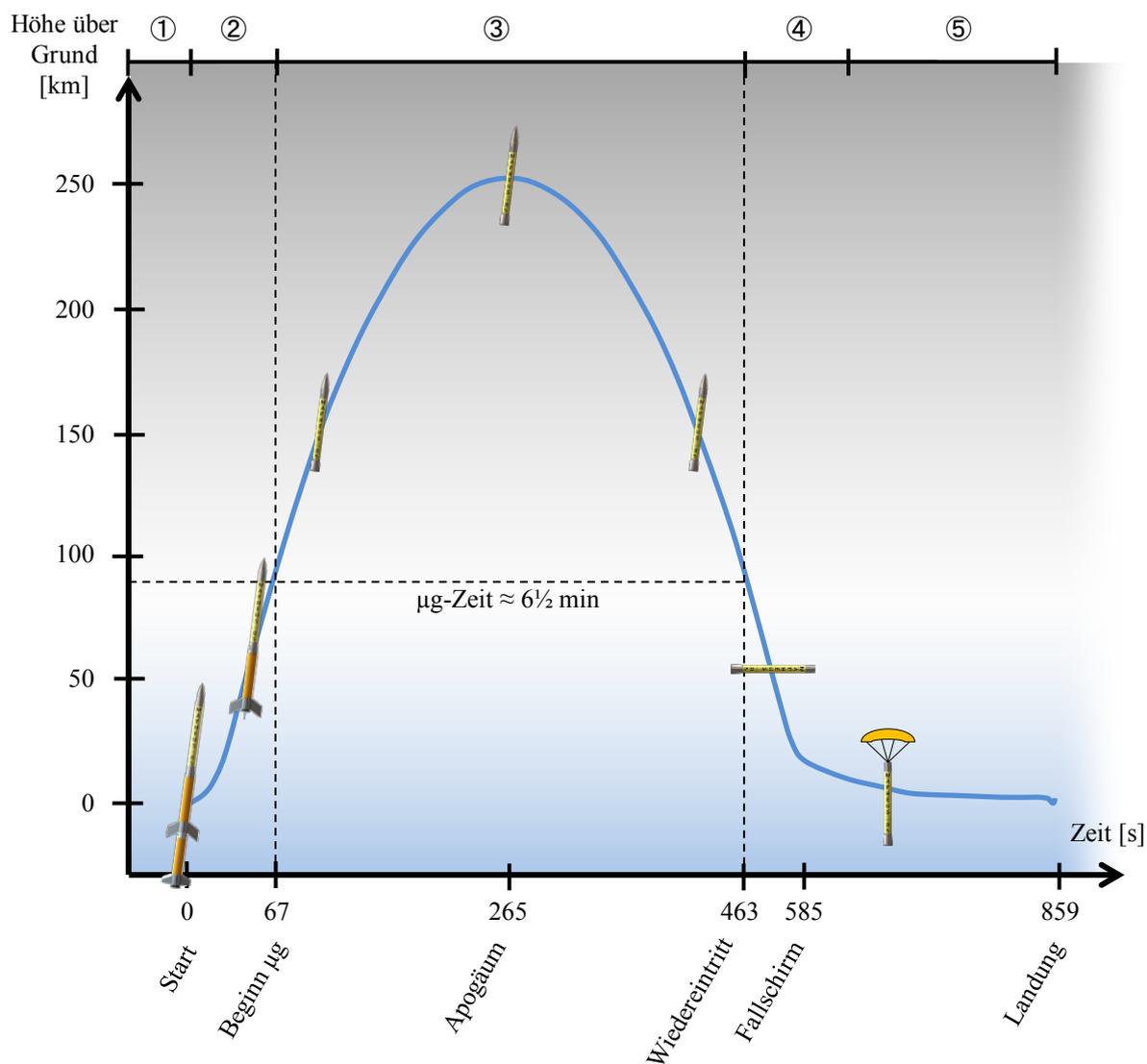


Abb. 4.3: Flugverlauf MAPHEUS-05

Aufgetragen ist die Flughöhe über Flugzeit (blau). Die Abszisse zeigt einige der wichtigsten Ereignisse während des Raketenfluges. Die µg-Zeit beginnt nach der Regelung durch das Rate-Control-System und reicht bis zum Wiedereintritt in die dichtere Atmosphäre. Die Piktogramme verdeutlichen die jeweilige Konfiguration des Flugkörpers anschaulich.

Der Flug einer Forschungsrakete (Abb. 4.3) für Schwerelosigkeitsforschung gliedert sich in die Abschnitte ① bis ⑤, in denen jeweils unterschiedliche Anforderungen an die Nutzlasten gestellt sind, die diesen allen genügen müssen. Vor dem Start ① steht die MAPHEUS-Rakete in einem Raketensilo auf ESRANGE. Über Umbilical-Anschlüsse kann die Nutzlast durch ein Bodengerät (Kap. 5.15) mit externer Energie und Medien versorgt werden. Ab Lift-Off beginnt die zweite Phase ②, die des Aufstieges durch die Atmosphäre (Abb. 4.4). Die beiden Motorstufen brennen nacheinander ab und die leeren Hüllen werden abgetrennt. Während des Abbrandes wirken starke statische wie dynamische Belastungen auf die Nutzlast. Die Außenstruktur erwärmt sich durch atmosphärische Reibung auf bis zu 270 °C. An den inneren Oberflächen, die dem Experiment zugewandt sind werden noch 140 °C gemessen. Nachdem auch die zweite Antriebsstufe abgetrennt ist, beginnt das RCS damit die Drehraten gegen Null zu regeln. Danach ist Mikrogravitation an Bord hergestellt. Bei einer Höhe von 90 km über Grund beträgt die vertikale Geschwindigkeitskomponente der Nutzlast noch ca. 1,8 km/s. Die Experimente werden nun automatisch gestartet ③. Die μg -Zeit beginnt also noch unterhalb der Kármán²¹-Linie, die formal den Beginn des Weltraums bei 100 km über Grund definiert. Während der folgenden Flugphase in Schwerelosigkeit sind alle internen Komponenten auch dem umgebenden Vakuum ausgesetzt, da die Außenstruktur entlüftet ist.

Die nun antriebslose Nutzlast folgt ihrer natürlichen Trajektorie (s. auch Abb. 4.1, Seite 36), während derer sie bei etwa 250 km über Grund und nach etwa der halben μg -Zeit ihr Apogäum erreicht. Ab diesem Punkt beginnt der Abstieg, bevor die Schwerelosigkeit mit dem Wiedereintritt bei etwa 90 km Höhe endet. Die exakten Werte des Apogäums, der μg -Zeit und dem Zeitpunkt und Höhe des Wiedereintritts unterliegen Schwankungen, da die Schubprofile der individuellen Motoren fertigungsbedingt variieren^[54]. Zur Vorbereitung des Wiedereintritts in die dichtere Atmosphäre wird die Nutzlast durch das RCS erneut in eine Rotation um die Längsachse versetzt ④. Die Geschwindigkeit beträgt erneut rund 1,8 km/s. Der Wiedereintritt erfolgt i. d. R. in einer freien Taumelbewegung, da keine Finnen mehr zur Lagestabilisierung vorhanden sind. Dadurch wird zum einen die thermische Last des Wiedereintritts auf der gesamten Oberfläche verteilt, zum anderen eine starke Verzögerung der Fallgeschwindigkeit verursacht^[63]. Bei einer Höhe von nur noch 4,7 km ist die Fallgeschwindigkeit auf ca. 130 m/s gesunken. Das Bergungssystem wird aktiviert und der erste Fallschirm ausgeworfen ⑤. Dieser stabilisiert die Nutzlast in einer geeigneten Orientierung, um dann den Hauptschirm auszuwerfen. Die Nutzlast sinkt mit einer Geschwindigkeit von ca. 8 m/s im Zielgebiet zu Boden und wird per Helikopter geborgen.

²¹ *Theodore von Kármán (1881 – 1963)*

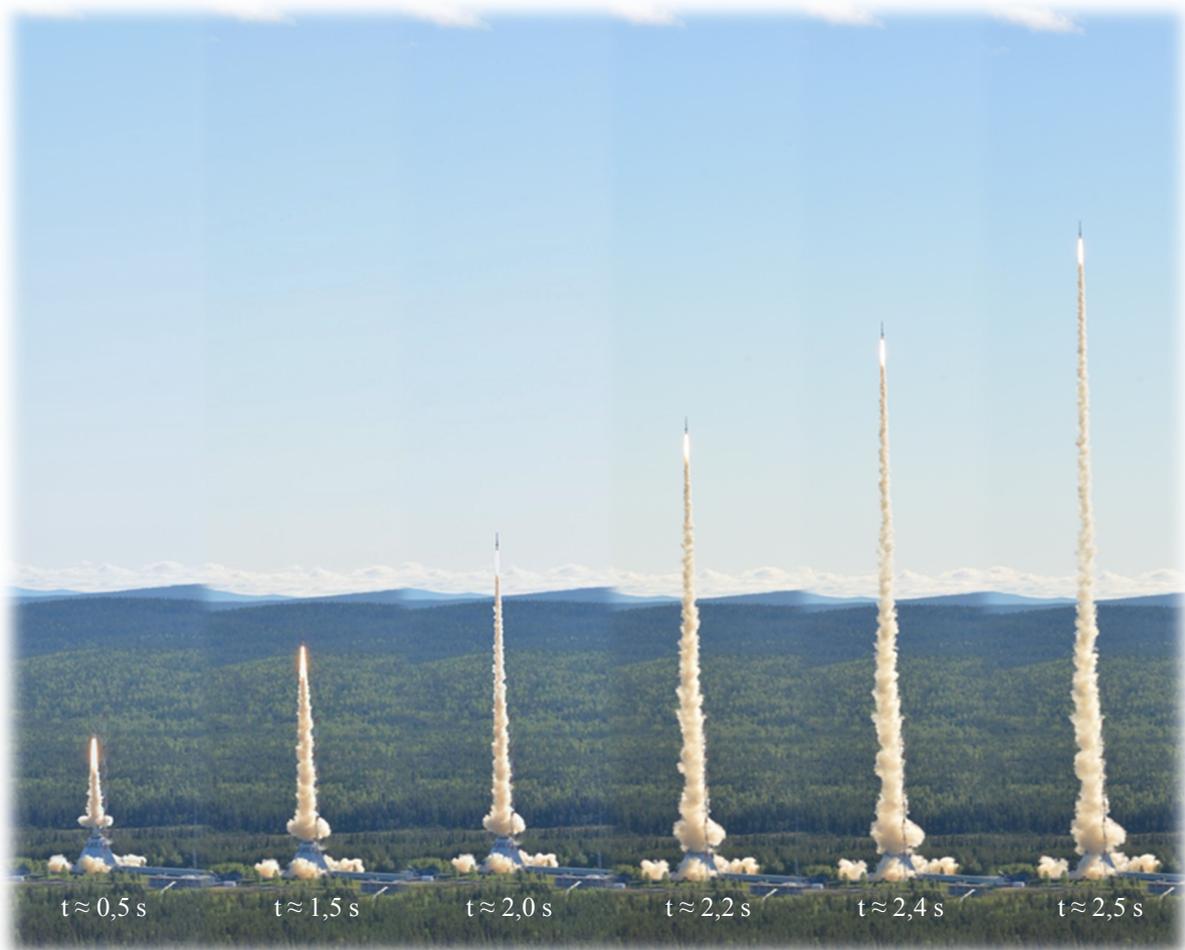


Abb. 4.4: Start MAPHEUS-05

Die Montage aus mehreren Einzelbildern zeigt eine zeitliche Abfolge des Starts der MAPHEUS-05 am 30.06.2015 um 6:55 Ortszeit vom Raketenstartplatz ESRANGE, Schwedisch Lappland. Die abgebildeten Flughöhen betragen zwischen ca. 90 m und ca. 380 m. Die Zeitangaben beziehen sich auf Lift-Off und sind approximiert. Fotos: M. Balter^[62]

Bei ungünstiger Wetterlage kann im Extremfall eine Zeit von mehreren Tagen verstreichen in der die Nutzlast der Witterung schutzlos ausgesetzt ist. Die aus dem beschriebenen Flugverlauf entstehenden Anforderungen an den Aufbau eines Experimentes für den Einsatz auf MAPHEUS sind in Kapitel 5.2 zusammengefasst.

4.3 Parabelflüge mit ‚Zero-G‘

Die französische Firma NOVESPACE²² bot mit ihrem Airbus A300 ‚Zero-G‘ bis Herbst 2014 Parabelflüge an. Seit Frühjahr 2015 wird ein Airbus A310²³ verwendet^[50]. Das ‚Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt‘ bucht ein bis zwei Parabelflugkampagnen pro Jahr und wählt die durchzuführenden Experimente aus den Anträgen aus^[64]. Für diese Arbeit werden zweimal drei Flugtage zu je 31 Parabeln genutzt (Kap. 6.1 und 6.4).

Zur Teilnahme an einem Parabelflug der Firma NOVESPACE, wird die Experimenthardware in ein Parabelflugrack montiert, das in seiner Grundstruktur aus Strebenprofilen und einer Grundplatte besteht^[65]. Hinzu kommen zusätzliche Elemente um die Montage von Geräten zu ermöglichen und die statischen Anforderungen zu erfüllen. Darüber hinaus besteht ein umfassender Katalog^[66] an einzuhaltenden Randbedingungen, vorzusehenden Schutzmaßnahmen und Vorschriften, dessen Einhaltung durch ein Gremium kontrolliert wird, bevor ein Experiment an Bord des Flugzeuges verbracht und dort betrieben werden darf.

Start und Landung erfolgen in der Regel am Flughafen Bordeaux. Die Parabelmanöver werden in Gebieten über dem Atlantik und dem Mittelmeer durchgeführt. Ab der Ausgangsflughöhe von ca. 6 km beginnt ein Zyklus mit einer Phase in der das Flugzeug zu steigen beginnt^[49]. Im Inneren wirken nun für einige Sekunden bis etwa 1,8 g^[49]. Ab einem Anstellwinkel von 45 ° gehen die Piloten in die Parabel, bzw. einen Teil der Ellipse aus Abbildung 4.1 (Seite 36) über^[49]. Die damit beginnende µg-Zeit beträgt etwa 21 s. Die Scheitelhöhe, bzw. das Apogäum der Parabel beträgt dann ca. 8,5 km^[49], bevor das Flugzeug wieder absinkt und sich nach dem Ende der Parabel erneut eine Phase von Hypergravitation anschließt und das Flugzeug in eine horizontale Flugbahn gebracht wird. Es werden in der Regel 31 Parabeln mit nur kurzen Pausen zwischen

²² *Betreiberin des Zero-G Parabelflugzeuges*

²³ <https://www.flightradar24.com/data/aircraft/F-WNOV>

einer und zehn Minuten hintereinander geflogen^[49]. Die μg -Qualität liegt bei Restbeschleunigungen innerhalb $\pm 5 \times 10^{-2} \text{ g}$ ^[49], die durch atmosphärischen Einfluss bedingt sind. Zwischen den Flugtagen einer Kampagne verbleiben die Experimente i. d. R. im Flugzeug installiert und werden für den nächsten Tag aufbereitet.

4.4 Fallturm Bremen

Das ‚Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation‘ (ZARM) der Universität Bremen betreibt seit 1990 einen Fallturm mit einer Fallhöhe von 110 m, seit 2004 steht optional ein Katapultsystem bereit um die verfügbare μg -Zeit zu verlängern. Der Fallturm Bremen enthält eine vertikale Röhre von 122 m Länge, bei einem Durchmesser von $\text{Ø}3,5 \text{ m}$. Diese Röhre kann evakuiert werden, um dann eine spezielle Fallkapsel aus der Turmspitze abzuwerfen. Am unteren Ende der Röhre befindet sich ein Auffangbehälter, der die Kapsel auffängt und abbrems. Dieser Auffangbehälter ist mit Polystyrolkugeln gefüllt und mehrere Meter tief^[49].

Um den Fallturm für Experimente in Schwerelosigkeit nutzen zu können, werden die für das betreffende Experiment benötigten Komponenten in diese Fallkapsel (Abb. 4.5.a) eingebaut, die in vielerlei Hinsicht die Schnittstelle zwischen Experiment, Fallturm und Bodenstation des Experimentes bildet. Diese Kapseln haben einen Durchmesser von $\text{Ø}800 \text{ mm}$ und variieren in ihrer Länge. Sie sind durch die im Folgenden beschriebenen Eigenschaften gekennzeichnet: Am oberen Ende der Kapsel befinden sich eine Vorrichtung an der die Kapsel mittels einer Seilwinde in die Turmspitze gehoben werden kann (Abb. 4.5.b) und ein Mechanismus zum Auslösen der Kapsel um in den freien Fall überzugehen. Am unteren Ende der Kapsel hingegen, wird eine Spitze montiert, die vor allem die Verzögerung beim Eintauchen in den Auffangbehälter beeinflusst. Diese Verzögerung beträgt typischerweise zwischen 30 g und 40 g ^[49]. Die Kapseln werden durch eine Haube rundum verschlossen und sind druckdicht, so dass in der Vakuumumwelt des evakuierten Fallrohres ein innerer Überdruck von einer Atmosphäre herrscht. Im Inneren der Kapsel befinden sich ein Steuerungsrechner, eine autarke Energieversorgung und Kommunikationsschnittstellen^[49]. Der Steuerungsrechner wird im Kontext dieser Arbeit lediglich dazu genutzt ein Signal weiterzuleiten, das den Beginn des freien Falls indiziert. Über die Kommunikationsschnittstellen der Kapsel und des Turmes besteht eine Ethernet-Verbindung zwischen Experiment und Bodenstation, äquivalent der Umbilical-Verbindung aus Abbildung 5.8 (Seite 70). Der

restliche Innenraum der Kapsel steht dem Experiment zur Verfügung (Kap. 6.2). Abbildung 6.2 (Seite 124) zeigt eine geöffnete Kapsel mit installiertem Experiment.

Mit der Kapsel in der Turmspitze und einer bereits evakuierten Röhre bestimmen die Experimentatoren den Zeitpunkt des Auslösens per Knopfdruck selbst. Die Kapsel wird daraufhin abgeworfen und folgt mit einer Ausgangsgeschwindigkeit $\vec{v} = 0$ einer suborbitalen Trajektorie (Abb. 4.1, S. 36), bis sie etwa 4,7 s später in den Auffangbehälter eintaucht. Während des freien Falls betragen die Restbeschleunigungen innerhalb des Bezugssystems der Kapsel nur noch $10^{-6} g$ bis $10^{-5} g$ ^[49]. Im Anschluss wird die Röhre atmosphärisch geflutet und die Kapsel aus dem Auffangbehälter geborgen. Auf diese Weise sind zwei bis drei Abwürfe pro Tag möglich.

Die μg -Zeit kann unter bestimmten Randbedingungen durch Katapultstart auf 9,5 s annähernd verdoppelt werden^[49]. Die Kapsel wird dann vom unteren Ende in die Röhre eingeschossen, kommt nahe des oberen Endes der Röhre zum Stillstand und stürzt zurück in den Auffangbehälter. Für diese Arbeit wird auf Katapultstarts jedoch verzichtet, wie in Kapitel 6.2 begründet.

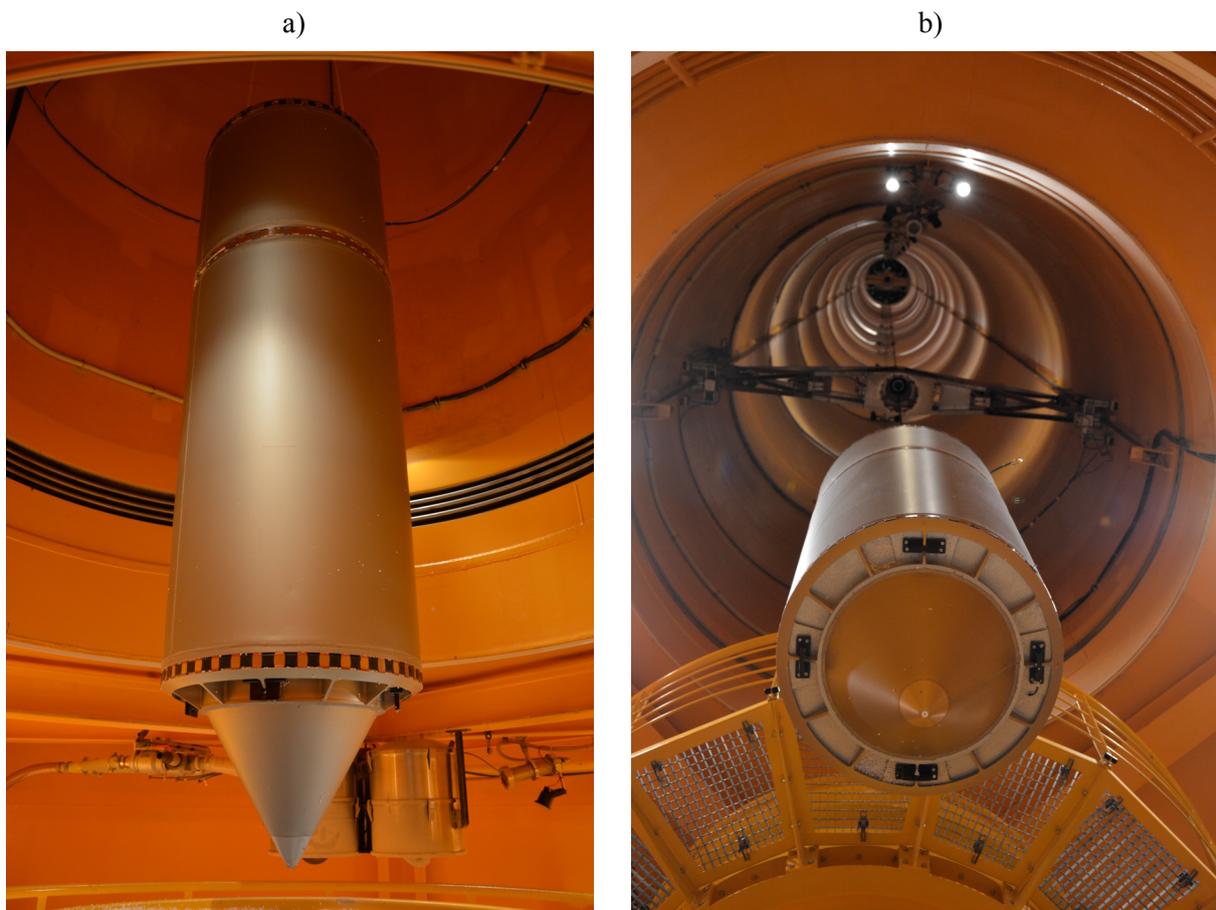


Abb. 4.5: Kapsel im Fallturm

Die Abbildungen zeigen eine fertig montierte Kapsel in Inneren des Fallturmes Bremen.

- a) Die Fallkapsel ist am Seilzug angeschlagen. Die Spitze an der Unterseite ist installiert.
- b) Die Kapsel wird nach oben transportiert. Im Hintergrund: das Innere des Fallrohres.

Kapitel 5

Aufbau GOLD-ESL

Dieses Kapitel umfasst die Entwicklung des Experimentaufbaus. Zunächst wird eine Übersicht über die im weiteren Verlauf vorgestellten Teilsysteme und Funktionen gegeben und speziell im Hinblick auf den Einsatzort einer Forschungsrakete vertieft. Es folgen Unterkapitel zu den Teilsystemen der Anlage, bevor auf übergreifende Themen wie Energieversorgung und Thermalhaushalt eingegangen wird. Zum Ende des Kapitels wird die Integration zur fertigen Nutzlast, deren Bodengerät und Bodenstation beschrieben.

5.1 Überblick Teilsysteme und Funktionen

Die Anforderungen an die Entwicklung können in vier wesensbildende Bereiche kategorisiert werden. Diese ergeben sich aus der Aufgabenstellung ein Messinstrument auf Grundlage elektrostatischer Levitation als Raketennutzlast aufzubauen sowie der dazu erforderlichen Technologieentwicklung, von der auch bestehende und künftige Laboranlagen profitieren. Abbildung 5.1 zeigt, diesen vier Bereichen zugeordnet, die wichtigsten zur Erfüllung erforderlichen Teilsysteme und Funktionen, die in den folgenden Unterkapiteln ausführlich behandelt werden.

Die erste Hauptkategorie ist die Funktion des elektrostatischen Levitators (gelb). Diese gliedert sich in ein Messglied zur Erfassung der Probenposition, den Positionsregler und das Stellglied

zur Erzeugung des elektrostatischen Feldes. Diese Aspekte werden in den Kapiteln 5.3 bis 5.6 diskutiert. Die zweite Kategorie ist die Verwendung als Messinstrument zur Erforschung von Materialeigenschaften (rot). Kapitel 3.3 behandelt dazu die anzuwendenden Messmethoden, Kapitel 5.7 den erforderlichen Probenwechsler und Kapitel 5.11 das Vakuumsystem. Kategorie drei umfasst den Einsatz in Schwerelosigkeit und Randbedingungen, die sich aus dem Transportmittel Rakete ergeben (grün). In Kapitel 4 werden die Forschungsrakete und weitere Plattformen für Schwerelosigkeit beschrieben. Die daraus resultierenden Anforderungen an Robustheit, eine leichte und kompakte Bauform und hohen Automatisierungsgrad spiegeln sich im gesamten Kapitel 5 wider. Kapitel 5.2 führt die Anforderungen detaillierter aus. Viertens bilden bestehende Laboranlagen die Ausgangssituation der Entwicklung (blau). Kapitel 3.4 stellt diese Ausgangssituation ausführlich dar und begründet, dass die darin verwendeten Technologien und deren Komponenten die erforderliche Eignung zur Gesamtaufgabe überwiegend nicht erfüllen. In diesem Projekt wird Technologieentwicklung insbesondere im Hinblick auf Neuentwicklung, Miniaturisierung, Automatisierung und Modernisierung betrieben. Die Ergebnisse dieser Arbeit

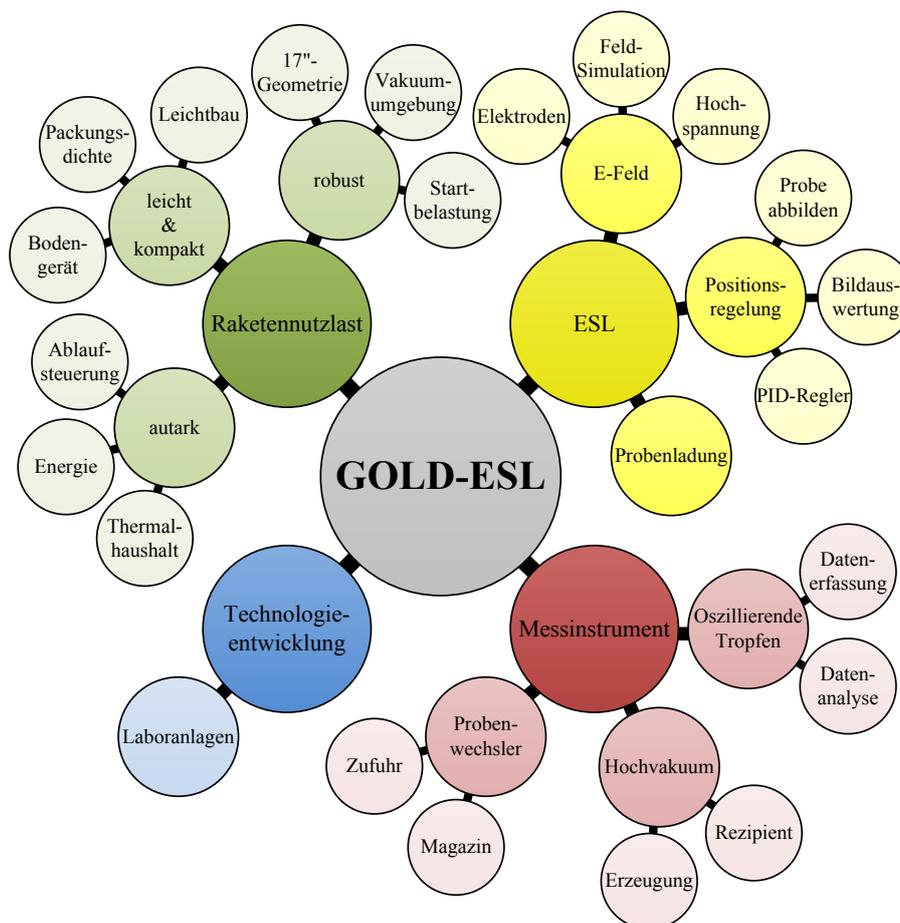


Abb. 5.1: Übersicht der zentralen Systeme und Funktionen

Das Diagramm gibt eine Übersicht über die in den folgenden Unterkapiteln behandelten Themengebiete.

werden wiederum genutzt, um bestehende Laboranlagen technisch weiterzuentwickeln. Die größten Potentiale dafür liegen im neu entwickelten Elektrodensystem (Kap. 5.3.1), der neu entwickelten leuchtdioden- und kamerabasierten Positionserfassung (Kap. 5.6.2) und dem automatischen Probenwechsler (Kap. 5.7).

5.2 Generelle Designrichtlinien als Raketennutzlast

Grundlagen zur Forschung in Schwerelosigkeit werden in Kapitel 4.1 ebenso vorgestellt, wie die Möglichkeiten verschiedener Plattformen, Schwerelosigkeit für wissenschaftliche Experimente zugänglich zu machen. Dieses Kapitel behandelt die Anforderungen an die Entwicklung, die sich insbesondere aus der MAPHEUS-Rakete als Transportmittel in Schwerelosigkeit ergeben.

5.2.1 MAPHEUS-Nutzlasten

Das MAPHEUS-Programm ist ein DLR-internes Forschungs- und Entwicklungsprojekt unter Beteiligung verschiedener Institute (Kap. 4.2). Für den Aufbau wissenschaftlicher Nutzlasten für MAPHEUS existiert kein eigenes vereinheitlichtes Regelwerk mit strikten Vorgaben oder Anforderungen. Die Entwickler sind dementsprechend frei, der konkreten Aufgabenstellung angepasste Lösung zu entwickeln. Sofern andere Systeme der Nutzlast davon berührt sind, sind entsprechende Absprachen zu treffen. Dies gewährleistet die bestmögliche Flexibilität bei der Entwicklung und reduziert die Begrenzungen bei der Experimentrealisierung auf ein Minimum.

In den folgenden Kapiteln werden die zugrunde gelegten Designrichtlinien kategorisiert dargestellt. Diese beruhen zum Teil auf getroffenen Vereinbarungen, wie zum Beispiel Schnittstellen zwischen einzelnen Nutzlasten, zudem auf Anforderungen, die sich aus dem Einsatz unter Welt-raumbedingungen ergeben sowie Erfahrungen des Autors aus vorangegangenen Projekten. Die beiden großen Themenbereiche Energieversorgung (Kap. 5.12) und Thermalhaushalt (Kap. 5.13) werden in eigenen Kapiteln dargestellt.

5.2.2 Geometrie, Masse und Festigkeit

Die Außenstruktur des Nutzlastteiles der Rakete ist segmentiert, d. h. in kleine, voneinander trennbare Abschnitte unterteilt. Diese so genannten Modultöpfe stellen in ihrer Gesamtheit

einen Teil der Hülle des Flugkörpers dar. Einzelne sind dem jeweiligen Experimentaufbau (kurz: Experiment) zugeordnet, den sie beinhalten. Die Länge der Modultöpfe entspricht in der Regel der Baulänge des Experimentes. Ein Nutzlastteil bestehend aus Modultopf und Einbauten wird als ein Modul bezeichnet.

Die Modultöpfe haben eine vereinheitlichte äußere Grundform. Die Länge und die Geometrie im Inneren ist frei den Anforderungen des jeweiligen Experimentes anzupassen. Ab einer Baulänge von 400 mm sind aus fertigungstechnischen Gründen und steigenden Produktionskosten mehrere Modultöpfe pro Experiment üblich. Ab MAPHEUS-05 ist ein Außendurchmesser der Modultöpfe von $\text{Ø}438$ mm vorgesehen. Am oberen und am unteren Rand befinden sich spezielle Flanschringe um je zwei Module miteinander zu verbinden^[67]. Die engste Stelle der Flansche auf der Innenseite hat einen Durchmesser von $\text{Ø}398$ mm. Die Wandstärke eines Modultopfes ergibt sich aus der zu erreichenden Steifigkeit an der jeweiligen Stelle in der Rakete und wird aus Anforderungen der Flugdynamik festgelegt^[56]. Der Entwurf des Experimentkonstruktors wird durch MORABA final abgenommen. Abbildung 5.2 zeigt beispielhaft einen der drei Modultöpfe von 400 mm Länge, die für diese Arbeit entwickelt werden. Die Richtwerte für Masse und Länge der gesamten wissenschaftlichen Nutzlast auf MAPHEUS-05 sind 300 kg und 3 m. Da noch weitere Experimente untergebracht werden müssen, liegt ein besonderes Augenmerk auf der Reduktion von Baulänge und Masse. Im Ergebnis werden für dieses sehr umfangreiche Experiment ca. 120 kg und 1,2 m verwendet (Kap. 5.14).

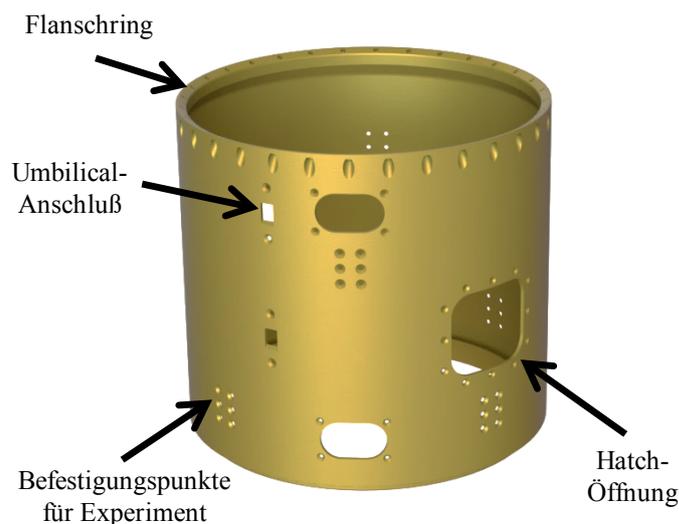


Abb. 5.2: Modultopf $\text{Ø}438$ mm \times 400 mm

Einer der drei für diese Arbeit konstruierten Modultöpfe. Die vorgegebene zylindrische Grundstruktur mit vereinheitlichten Flanschringen und die drei individualisierten Komponenten: Umbilical-Anschlüsse, Befestigungspunkte für das Experiment und Hatch-Öffnungen sind zu erkennen.

Modultöpfe können hauptsächlich drei individualisierende Merkmale aufweisen, die entsprechend der Anforderungen des jeweiligen Experimentes entwickelt und eingesetzt werden: Umbilical-Anschlüsse, Hatch-Öffnungen und Befestigungspunkte. Eine Umbilical-Verbindung dient der Versorgung des Experimentes mit Medien, Daten oder Energie bis unmittelbar vor den Start. Die Verbindung wird beim Abheben der Rakete automatisch getrennt. Das entsprechende Gegenstück zur Nutzlast wird in einem Bodengerät (Kap. 5.15) untergebracht. Als Hatch-Öffnung wird eine Wartungsklappe bezeichnet, die an ausgewählten Stellen noch den Zugriff auf das Experiment ermöglicht, wenn es bereits in die Modultöpfe integriert ist. Für den Flug ist jede Hatch-Öffnung mit einem Deckel verschlossen. Anwendungen können u. a. Diagnosestecker und Probeneinbau sein. Als Befestigungspunkte können Bohrungen vorgesehen werden, um an die innere Mantelfläche des Modultopfes Befestigungselemente anzuflanschen. Wahlweise können diese Befestigungselemente auch unmittelbar in die Geometrie des Modultopfes integriert werden. Dies erhöht allerdings ggf. den Fertigungsaufwand erheblich.

Während des Raketenstarts und insbesondere während des Abbrandes der Motoren wirken erhebliche Beschleunigungen. Der statische Schub beträgt etwa 12 g, die Gewichtskraft wirkt axial entgegen der Flugrichtung. Hinzu kommt die aus der Drehrate der Rakete von ca. 2,5 Hz resultierende Kraft. Diese ist abhängig vom Abstand zur Mittelachse und wirkt in radialer Richtung nach außen. Für einen Abstand von 190 mm zur Mittelachse beträgt diese Beschleunigung beinahe 5 g. Neben diesen statischen Lasten treten auch breitbandige dynamische Belastungen auf, welche allerdings für komplexe mechanische Strukturen und Systeme kaum sinnvoll quantifiziert und damit nicht für verlässliche Festigkeitsnachweise verwendet werden können. Der finale Nachweis wird daher über eine Vibrationsprüfung erbracht, bei der für die vollständige Nutzlast auf einem Rütteltisch der dynamische Lastfall in axialer und beiden lateralen Richtung getestet wird. Die Frequenzen dieser dynamischen Last reichen von 20 Hz bis 2 kHz^[68], mit einer spektralen Beschleunigungsdichte je nach Wirkrichtung bis 60 g²/kHz^[68]. In die Struktur wird ein zufälliges Rauschen dieses Frequenzbandes eingeleitet. Der Effektivwert der Beschleunigung beträgt 5,41 g_{RMS} für die lateralen Richtungen, bzw. 5,18 g_{RMS} für die Vertikale^[68]. Das Bestehen dieser Tests qualifiziert ein Modul für den Flug. Bei Versagen von Bauteilen wäre neben dem Erfolg des durchzuführenden Experimentes ggf. auch die Stabilität der Flugbahn gefährdet. Zusätzlich kann die Flugdynamik auch durch eine zu geringe Steifigkeit des Aufbaus und daraus resultierender elastischer Verschiebung von Masse gefährdet werden, also ohne den Bruch von Bauteilen. Konstruktiv soll der Masseschwerpunkt möglichst nah an die Mittelachse gebracht werden. Die Feinjustage des Masseschwerpunktes erfolgt durch dynamisches Auswuchten der vollständigen Nutzlast, wodurch allerdings stets zusätzliche Masse anfällt. Die sich im Flugverlauf an Bord einstellende Mikrogravitation ist empfindlich gegen Störungen auch aus

dem Inneren der Nutzlast. Für einen MAPHEUS-Flug würden Störungen in der Größenordnung von 10^{-5} g bereits aus dem Grundrauschen hervortreten und damit eine Verschlechterung der μ g-Qualität für alle Experimente bedeuten. Durch die wenig träge Gesamtmasse des Flugkörpers von nur 400 kg, genügt bereits eine Kraft von 40 mN um dieses Beschleunigungsniveau spontan zu erreichen. Gleichmäßig rotierende Teile sind umso kritischer, da sie über einen längeren Zeitraum den störenden Impuls aufbauen können. Bewegte Massen sind demnach nach Möglichkeit zu vermeiden.

Insbesondere Bauteile und Geräte, die als Standardartikel zugekauft sind, werden, wenn sie nicht für Raumfahrtanwendungen bestimmt sind, i. d. R. weit außerhalb der herstellerseitigen Spezifikation betrieben. Diese müssen selbst überarbeitet werden; die Lösungen hierzu sind sehr individuell und reichen von Klebstoffen und Vergussmassen über das Ersetzen einzelner Bauteile, bis zur Neukonstruktion der gesamten mechanischen Struktur.

5.2.3 Vakuumumweltbedingungen

Die Experimente während des Fluges der MAPHEUS-05 Rakete, finden in Flughöhen ab 90 km bis 250 km in der Thermosphäre statt. In diesen Höhen herrschen näherungsweise Restdrücke von 10^{-3} mbar bzw. 10^{-7} mbar^[69]. Die Atmosphäre besteht oberhalb von 150 km überwiegend aus Sauerstoff, z. T. in atomarer Form^[46]. Der Innenraum der Experimentmodule ist i. d. R. entlüftet. In der Nähe der Nutzlast ist die tatsächliche Teilchendichte jedoch durch zwei Effekte maßgeblich erhöht. Zum einen entsteht durch die zeitweilig hohe Fluggeschwindigkeit ein Staudruck an den äußeren Oberflächen in Flugrichtung^[51], der sich auch auf den Druck im Inneren auswirken kann. Zum anderen entsteht durch Ausgasen der Materialien und insbesondere auch Feuchtigkeit an den Oberflächen innerhalb der Nutzlast eine zusätzliche Gasatmosphäre^[51]. Insgesamt ergibt sich daraus eine sehr dünne Atmosphäre undefinierter chemischer Zusammensetzung mit potentiell hohem Sauerstoff- oder Feuchtigkeitsanteil, der alle nicht explizit eingekapselten Bauteile ausgesetzt sind. Dies ist bei der Entwicklung zu beachten um potentielle Probleme zu vermeiden, damit das Experiment unter diesen erweiterten Einsatzbedingungen noch funktionieren kann.

Zur Beständigkeit gegen diese Umweltbedingungen sind im Wesentlichen vier Aspekte von Bedeutung: ① Erstens die Eignung der verwendeten Materialien, zumindest kurzzeitig, im Zeitraum einiger Minuten, einem umgebenden Hochvakuum standzuhalten. ② Zweitens ist die mechanische Festigkeit von Bauteilen bei innerem Überdruck zu beachten. Befinden sich gas- oder flüssigkeitsgefüllte abgeschlossene Hohlräume im Inneren, besteht die Gefahr von Defor-

mation und des Berstens, falls die Festigkeit des Bauteils den um 1 bar ansteigenden Differenzdruck nicht standhält. ③ Drittens ist, neben dem direkten Einfluss des Vakuums auf die Materialien, der Einfluss auf den Thermalhaushalt (Kap. 5.13) zu beachten, da insbesondere bei elektrischen Geräten, das Fehlen natürlicher Konvektion zu lokaler Überhitzung von Bauteilen und Fehlfunktionen führen kann. ④ Insbesondere für den Teil der internen Elektronik, der mit hohen Spannungen arbeitet (Kap. 5.4, 5.8.3 und 5.11), sind viertens die veränderten Schlagweiten von Entladungen zu beachten^[26].

Bestehen Zweifel an der Tauglichkeit eines Bauteils und kann dieses nicht in Richtung einer Tauglichkeit modifiziert werden, kann eine Einhausung in einen druckdichten Behälter erfolgen. Diese Lösung ist jedoch bauraum- und gewichtsintensiv.

5.2.4 Datenkommunikation

Alle Kommunikationskanäle zwischen dem Experiment an Bord während des Fluges und der zugehörigen Bodenstation werden vom Service Modul verwaltet. Es ist die einzige Instanz an Bord, die eine drahtlose Kommunikationsverbindung zum Boden unterhält. Der Datenstrom von der Nutzlast zum Boden wird als ‚Telemetrie‘ bezeichnet. Daten vom Boden zur Nutzlast heißen ‚Telekommando‘, das Datenvolumen fällt hier zumeist deutlich geringer aus. Für jedes Experiment steht eine, bzw. in Ausnahmefällen auch mehrere, serielle Kommunikationsschnittstelle zur Verfügung. Schnittstelle und Übertragungsprotokoll sind definiert^[70]. Der Übertragungsstandard ist eine bidirektionale RS422-Schnittstelle mit einer Bitrate von maximal 115.200 bit/s pro Kanal. Dabei besteht jedoch eine Limitierung der ausnutzbaren Bandbreite, die auch von der konkreten Ausnutzung aller Schnittstellen abhängig ist und experimentell validiert werden muss. Die Einheit aller zwischen Experimenten an Bord und zugehörigen Bodenstationen befindlichen Instanzen ist im Idealfall in beiden Richtungen volltransparent, d. h. die Datenpakete werden unverändert und verzögerungsfrei durchgeleitet. Zusätzlich zu diesen insgesamt sechs Kommunikationskanälen wird ein analoger Videokanal bereitgestellt. Dieser überträgt Bilddaten im PAL-B-Format zur Bodenstation. Jedem Experiment stehen zudem drei binäre Signale zur Verfügung, die über eine Open-Collector-Schaltung bedient werden. Eines davon ist das Lift-Off-Signal und zeigt das erfolgte Abheben von der Startrampe an. Die beiden anderen sind auf bestimmte Ereignisse programmierbar^[70].

Für dieses Experiment werden zwei RS422-Kanäle für Telemetrie verwendet. Übertragen werden die wichtigsten Messwerte aus der Hardware und Softwarezustände des Experimentes. Einer dieser Kanäle wird auch für Telekommando eingesetzt, um nötigenfalls in den automatisierten

Ablauf einzugreifen. Neben dem Lift-Off-Signal wird eines der programmierbaren Signale an den μg -Beginn gekoppelt, also an den Zeitpunkt nachdem das RCS die Drehraten ausgeregelt hat (Kap. 4.2). Die vier anderen Signale bleiben ungenutzt. Der Videokanal steht während der μg -Phase diesem Experiment zur Verfügung. Es wird ein intern generiertes Videobild übertragen, das neben den Bildern beider Positionskameras (Kap. 5.6.2) auch eine Aufstellung der wichtigsten Parameter des Betriebszustandes enthält. Die Kommunikation verschiedener Instanzen innerhalb dieses Experimentes wird in den Kapiteln 5.5.1 ff. behandelt.

5.3 Elektrodensystem und ESL-Kernstück

Zentrale Anforderung an das Elektrodensystem ist es, dass eine, an beliebiger Position innerhalb eines begrenzten Volumens befindliche Probe, durch geeignete Potentiale an den Elektroden auf die Sollposition zu bewegt und dort stabilisiert werden kann. Je nach Anzahl und Anordnung seiner Elektroden unterscheiden sich die Charakteristika der späteren Systeme maßgeblich. Die Entwicklung eines auch für Schwerelosigkeit geeigneten Elektrodensystems ist essentiell für diese Arbeit. Die folgenden Unterkapitel zeigen einige für diese Arbeit untersuchten Elektrodensysteme und das im Ergebnis verwendete.

5.3.1 Untersuchte Elektrodenkonfigurationen

Die Freiheitsgrade bei der Ausgestaltung des Elektrodensystems sind Anzahl und Geometrie der Elektroden, sowie deren räumliche Anordnung zueinander, ferner noch das Material der Elektroden und etwaige Oberflächenbeschichtungen. Die Bedingung, die durch eine Lösung erfüllt werden muss, ist, an jeder möglichen Position der Probe im dreidimensionalen Raum einen negativen Gradienten der Feldstärke in Richtung der Sollposition erzeugen zu können, sodass die Probe dorthin beschleunigt wird. Elektrodenanordnungen für Schwerkraftanwendungen weisen i. d. R. eine starke Ausprägung einer Vorzugsrichtung auf, um Schwerkraft zu überwinden. Die am Institut vorhandenen Elektrodensysteme^[22] sind von dieser Art und daher für Anwendung in Mikrogravitation nicht gut geeignet.

Aus der Anzahl der Elektroden ergibt sich die Anzahl der erforderlichen Hochspannungsverstärker (Kap. 5.4). Letztere ist aus Erwägungen von Masse, Bauraum und Kosten auf einem sinnvollen Minimum zu halten. Der Verwendung des Laborelektrodensystems (Abb. 2.3, S. 17)

steht zunächst insbesondere die starke Vorzugsrichtung zugunsten der vertikalen Achse im Wege. Diese kann deutlich reduziert werden, wenn die vier Seitenelektroden und die Oberelektrode durch fünf je gleiche Kugelelektroden ersetzt werden. Somit ergibt sich eine Anordnung von Elektroden auf den Eckpunkten einer Pyramide (Abb. 5.3.a). Um die Anzahl der benötigten Elektroden zu reduzieren und die noch verbleibende Ungleichmäßigkeit zu tilgen, kann eine der ehemaligen Seitenelektroden entfallen. Die Pyramide wird zu einem gleichmäßigen Tetraeder, mit vier Kugelelektroden an den vier Eckpunkten (Abb. 5.3.b). Darin besteht eine weitere Variante eines Elektrodensystems für Schwerelosigkeit. Diese Lösung wird 1988 von Lierke et al.^[37] für Versuche in Schwerelosigkeit eingesetzt. Die Vorteile dieses Elektrodensystems sind die Verwendung von nur vier Elektroden und die hohe Symmetrie in der Anordnung.

Für die Positionierung im dreidimensionalen Raum, also mit drei translatorische Freiheitsgraden der Probe, beträgt das absolute Minimum drei Potentialdifferenzen, demnach auch drei Elektroden. Ein solches minimales Elektrodensystem mit nur drei Elektroden ist entwickelt und in Abbildung 5.4.a dargestellt. Es besteht aus drei Stabelektroden in drei orthogonalen Raum-

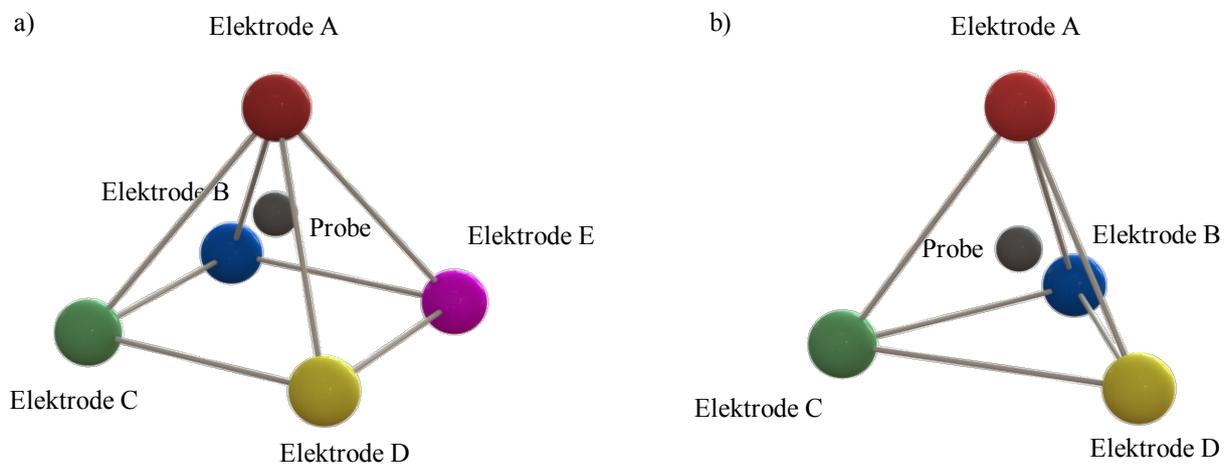


Abb. 5.3: Mögliche Elektrodensysteme abgeleitet aus Laborlösung

Gezeigt sind zwei mögliche Elektrodensysteme für μg -Anwendung, die auf der bestehenden Laborlösung (Abb. 2.3, Seite 17) beruhen. Eine Probe (●) ist jeweils im Mittelpunkt zu sehen. Die Verbindungslinien zwischen den Elektroden A-E dienen nur der verbesserten räumlichen Darstellung der Lage zueinander.

- Ein gegenüber bestehender Laborlösung ausschließlich unter Anpassung der Elektrodengeometrie verändertes Elektrodensystem. Mit verbleibender Asymmetrie in der pyramidenförmigen Anordnung der fünf Elektroden, zugunsten einer vertikalen Vorzugsrichtung.
- Weiterführende Anpassung auch der Anordnung der Elektroden, hin zu einem symmetrischen Elektrodensystem in Form eines Tetraeders.

richtungen, die um den Levitationsbereich herum angeordnet sind. Durch geeignetes Einstellen der Potentiale an den Elektroden kann die zuvor definierte zentrale Funktion erfüllt werden. Dieses Elektrodensystem stellt die Realisierung mit einem Minimum an erforderlichem Gerät dar. Nachteilig ist allerdings, dass die Richtung des erzeugten Vektors stärker als bei anderen Anordnungen auch von der Position der Probe abhängt. An extremen Positionen können die von einer Elektrode beigesteuerten Kraftkomponenten sich auch untereinander vertauschen.

Diese Problematik kann durch Verwendung einer vierten Elektrode umgangen werden. Diese vier Stabelektroden werden paarweise parallel, auf gegenüberliegenden Seiten eines imaginären Würfels angeordnet, die Paare untereinander sind rechtwinklig zueinander angeordnet (Abb. 5.4.b). Dadurch ergeben sich zahlreiche vorteilhafte Eigenschaften. Neben der immer noch geringen Anzahl an benötigten Verstärkern, können die drei Raumachsen nun als individuelle Positionierprobleme dreier orthogonaler Achsen behandelt werden, wie in Kapitel 5.3.3 gezeigt. In der horizontalen Ebene ist die Probe rundum für Manipulation und Diagnostik zugänglich (Kap. 5.10.1). In der Kombination dieser Eigenschaften kann ein einheitliches kartesisches Koordinatensystem für die Messung der Probenposition (Kap. 5.6) und die Positionierung durch den Regelalgorithmus verwendet werden.

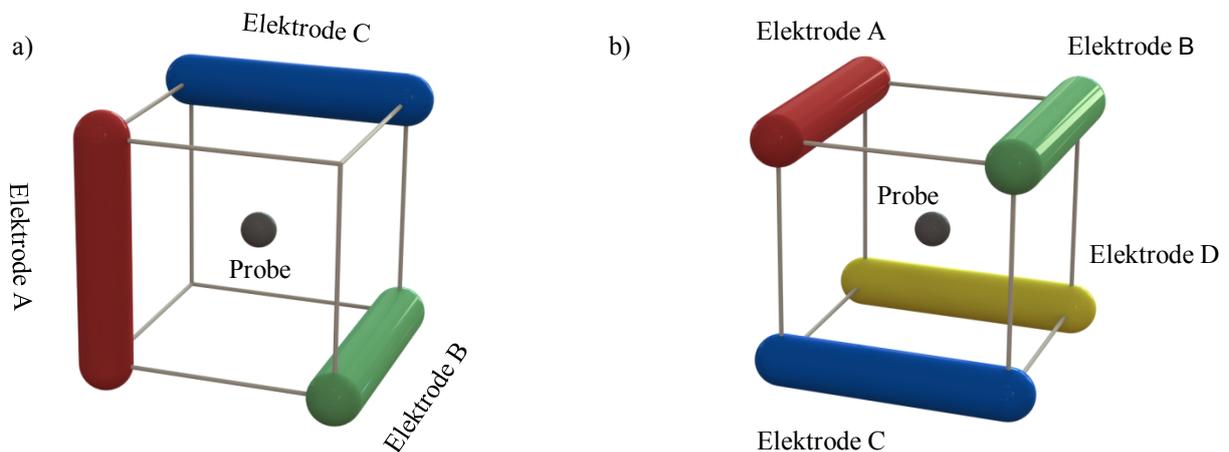


Abb. 5.4: Neu entwickelte Elektrodensysteme

Die Abbildung zeigt zwei weitere untersuchte Varianten von μg -tauglichen Elektrodensystemen^[72]. Eine Probe (\bullet) ist jeweils im Mittelpunkt zu sehen. Die Verbindungslinien zwischen den Elektroden dienen der verbesserten räumlichen Darstellung der Lage zueinander.

- Konfiguration mit der minimal erforderlichen Anzahl von drei Elektroden.
- Konfiguration um vierte Stabelektrode ergänzt, um seitlichen Zugang zur Probe zu verbessern und Messung mit Regelung in einheitlichem kartesischem Koordinatensystem zusammenzuführen. Dies entspricht der im weiteren Verlauf verwendeten Konfiguration.

Diese Implementierung des Elektrodensystems wird für dieses Projekt angewendet. Theoretisch genügen dazu drei Hochspannungsverstärker um die erforderlichen drei Potentialdifferenzen zu erzeugen, wenn auch das gemeinsame Bezugspotential an eine Elektrode geführt wird. Bei der Verwendung eines festen Potentials an einer der Elektroden sind allerdings erweiterte Stellbereiche und höhere Stellgeschwindigkeiten der Verstärker für die übrigen Elektroden erforderlich, um die gleichen Feldstärken bereitstellen zu können. Die einzelnen Verstärker würden damit zwangsläufig größer und die Ersparnis von Bauraum und ggf. Masse überkompensiert. Daher werden vier Verstärker eingesetzt (Kap. 5.4). Beide Alternativen aus Abbildung 5.4 gehören zum Schutzzumfang einer Patentanmeldung (Kap. 5.17).

Die gewählte Konfiguration muss noch in der Größe skaliert werden. Variablen sind die Kantenlänge des imaginären Würfels sowie Durchmesser und Länge der Stabelektroden. Der Miniaturisierung des Würfels sind durch die gegebene Probengröße von bis zu $\varnothing 2$ mm Grenzen gesetzt. Mit größer werdender Kantenlänge steigt jedoch der Abstand zwischen den Elektroden und höhere Spannungen werden erforderlich, um die gleiche Feldstärke zu erreichen. Damit steigt der Aufwand diese Spannungen bereit zu stellen. Als ein Kompromiss zwischen diesen Faktoren wird die Kantenlänge des Würfels auf 10 mm festgelegt. Die Elektroden werden zylindrisch mit halbsphärisch verrundeten Stirnseiten ausgeführt. Die Elektroden in ihrer Länge von 16 mm überragen den Würfel zu den Seiten hin deutlich, um die an den Enden entstehenden Verzerrung des Feldes möglichst aus dem Levitationsbereich im Inneren zu entfernen. Der Radius der Elektroden beträgt aus fertigungstechnischen Gründen 1,5 mm. Für die Probe ergibt sich ein freier Levitationsbereich in Form eines Würfels mit der Kantenlänge 7,8 mm. Für die in Kapitel 5.6 vorgestellten Systeme zur Messung der Probenposition sind zwei Volumina am oberen und unteren Rand in je einer Richtung durch ein Elektrodenpaar verschattet. Der für die Positionsmessung vollständig erfassbare Bereich verfügt über eine Höhe von 7 mm.

Die japanische Raumfahrtorganisation JAXA verwendet für ein unabhängiges Projekt ein weiteres mögliches Elektrodensystem, bestehend aus sechs Plattenelektroden auf den Seitenflächen eines Würfels^[40]. In einer solchen Anordnung besteht die größtmögliche Symmetrie und die Regelungsaufgabe der Probenposition lässt sich offensichtlich in drei eindimensionale Probleme aufteilen. Als nachteilig werden im Vergleich zur hier vorgestellten Lösung die erhöhte Anzahl von sechs Hochspannungsquellen, sowie der geringe freie Zugang zur Probe gesehen.

5.3.2 Elektrodenhalterung

Eine geeignete Halterung ist erforderlich, um die vier Elektroden in der zuvor beschriebenen Anordnung verwenden zu können. Diese muss die Elektroden robust lagern und Lagerkräfte aufnehmen; es dürfen z. B. keine störenden Schwingungen auftreten, und sie darf den freien Zugang zur Probe nicht unnötig versperren. Abbildung 5.5 zeigt die entwickelte Elektrodenhalterung für ein Elektrodenpaar. Zwei Stabelektroden werden in zwei parallelen Taschen bis zur Hälfte in die Halterung eingelassen und von der Rückseite daran verschraubt. Über eine der beiden Befestigungsschrauben erfolgt die elektrische Kontaktierung der Elektrode.

Von der heißen Probe ggf. abdampfendes Probenmaterial schlägt sich an zugewandten Oberflächen nieder. Menge und elektrische Leitfähigkeit des Niederschlages sind von der Zusammensetzung der Proben, Temperaturen und Umgebungsdrücken abhängig. Daraus kann mit der Zeit eine elektrisch leitfähige Schicht entstehen, welche dann Hochspannungsentladungen begünstigt. Um dem entgegenzutreten, verläuft mittig zwischen den Elektroden eine T-Nut, welche diese Oberfläche, in die die zwei Elektroden eingelassen sind, teilt. Dadurch wird der Abstand entlang der Oberfläche zwischen den Elektroden erheblich vergrößert. Durch die Ausführung in T-Form entstehen zudem hinterschnittene Bereiche der Oberfläche, die nicht von der Probe bedampft werden können. Diese Maßnahme dient der deutlichen Reduzierung der Reinigungsintervalle

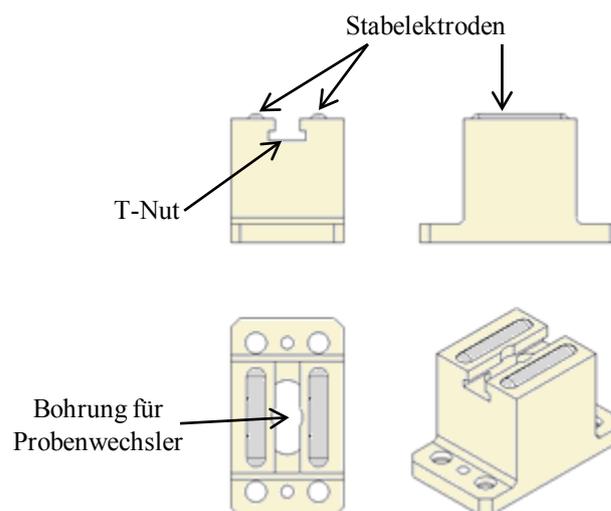


Abb. 5.5: Elektrodenhalterung

Abgebildet ist die Geometrie der Halterung der Stabelektroden. Verwendet werden zwei Stück dieser Einheiten.

und erhöht die Ausfallsicherheit. In Normalrichtung zur Oberfläche mittig zwischen den Elektroden, verläuft eine Bohrung durch die Halterungen. Durch diese Bohrung agiert der Probenwechsler, der in Kapitel 5.7 beschrieben wird.

Die Halterung ist aus einer technischen Aluminiumoxidkeramik gefertigt (Morgan Al300^[71]). Diese verfügt über eine hohe elektrische Durchschlagsfestigkeit und ist temperaturbeständig. Dies ist erforderlich, da ein Kontakt mit heißem Probenmaterial nicht ausgeschlossen werden kann. Die Halterung verfügt über eine Höhe von 20 mm und ist aus einem Stück gefertigt. Dadurch befinden sich abgesehen von der symmetrisch angeordneten elektrischen Kontaktierung der Elektroden keine metallischen Objekte in näherer Umgebung des Elektrodensystems, die den Feldverlauf unerwünscht verändern würden. Für das vollständige Elektrodensystem, bestehend aus vier Stabelektroden (Kap. 5.3.1) werden zwei der zuvor beschriebenen Halterungen sich gegenüberstehend und die Elektroden orthogonal zueinander ausgerichtet, angeordnet (Abb. 5.21.b, S. 104). Abbildung 5.20 (S. 102) zeigt beide Halterungen im eingebauten Zustand^[72].

5.3.3 Simulation der elektrostatischen Felder

Grundlage der folgenden Betrachtungen bildet das in Kapitel 5.3.2 ausgewählte Elektrodensystem (Abb. 5.4.b). Ziel ist die dreidimensionale Beschreibung der erzeugbaren elektrostatischen Felder in Abhängigkeit der Potentiale der vier Elektroden. Ergänzend wird eine Kugel mit einem fünften unabhängigen Potential eingeführt, als Ersatzmodell einer geladenen Probe. Das Gleichungssystem 5.1 ist die allgemeine Definition des Potentialfeldes für den betrachteten Fall. Die enthaltene Laplace²⁴-Gleichung definiert das Feld des elektrostatischen Potentials im ladungsfreien Raum außerhalb der Elektroden bzw. der Probe. Innerhalb der Oberflächen der vier ladungs-

$$\left(\begin{array}{l} \nabla^2 \varphi = 0 \quad \text{im ladungsfreien Raum} \\ \varphi_1 = \text{konst.} \quad \text{auf } O_{E1} \\ \varphi_2 = \text{konst.} \quad \text{auf } O_{E2} \\ \varphi_3 = \text{konst.} \quad \text{auf } O_{E3} \\ \varphi_4 = \text{konst.} \quad \text{auf } O_{E4} \\ \varphi_5 = \text{konst.} \quad \text{auf } O_P \end{array} \right) \quad (\text{Gl. 5.1})$$

²⁴ Pierre-Simon Laplace (1749 – 1827)

behafteten Elektroden $O_{EL.E4}$ bzw. fünftens auch innerhalb der Probenoberfläche O_P gelten Randbedingungen erster Art, wird also konstantes Potential definiert.

Zur eindeutigen Lösbarkeit fehlt die Definition eines abgeschlossenen Volumens und weiterer Randbedingungen auf den Rändern dieses Volumens^[19]. Für das konkrete Problem wird ein Würfel aus 201^3 Potentialen gewählt, der vereinfacht in Abbildung 5.6 dargestellt ist. Das Elektrodenystem wird mit einer Kantenlänge von 101 Potentialen gebildet und so platziert, dass der Mittelpunkt des Elektrodenystems auf den Mittelpunkt des Würfels fällt. Die vier Elektroden werden als Zylinder maßstabsgerecht eingefügt. Mit der daraus resultierenden Ortsauflösung von ca. 1/10 mm wird eine gute Näherung repräsentiert. Auf den Rändern des betrachteten Würfels wird eine weitere Randbedingung erster Art definiert, d. h. auch hier ein konstantes Potential $\varphi_R = 0$ definiert. Alle anderen Potentiale, die nicht fest definiert sind, werden je als der Mittelwert ihrer sechs benachbarten Knotenpunkte definiert (Gl. 5.2)^[19].

$$\varphi_{(X, Y, Z)} = \frac{\varphi_{(X+1, Y, Z)} + \varphi_{(X-1, Y, Z)} + \varphi_{(X, Y+1, Z)} + \varphi_{(X, Y-1, Z)} + \varphi_{(X, Y, Z+1)} + \varphi_{(X, Y, Z-1)}}{6} \quad (\text{Gl. 5.2})$$

mit: $\{X, Y, Z \in \mathbb{Z} \mid [-99, 99]\}$

Das Gleichungssystem für die 201^3 Knotenpunkte lässt sich damit aufstellen und kann in die Matrixform $A \cdot \vec{\varphi} = \vec{b}$ überführt werden. Die Koeffizientenmatrix A enthält $201^3 \times 201^3$ Koeffizienten. Vektor $\vec{\varphi}$ enthält die 201^3 Potentiale der Knotenpunkte und Vektor \vec{b} enthält die Beträge vordefinierter Potentiale an den Positionen der Elektroden und der Probe. Eine direkte Lösung dieses linearen Gleichungssystems ist theoretisch möglich. In der Praxis scheitert der Versuch der Lösung unter MATLAB auf einem Arbeitsplatzrechner jedoch am Speicherbedarf^[73].

Daher wird ein iteratives Lösungsverfahren angewendet. Das im Folgenden beschriebene Lösungsverfahren entspricht der von Lehner^[19] beschriebenen ‚Methode der finiten Differenzen‘, für drei Dimensionen. Die Implementierung des Algorithmus erfolgt durch Dr. Philipp Kuhn^[74].

Die Elemente auf der äußeren Oberfläche des Würfels sind fest definiert. Für alle 199^3 Elemente innerhalb des Würfels wird das Potential iterativ bestimmt. Für jeden Iterationsschritt wird zunächst ① jenen Elementen, die auf oder innerhalb einer Oberfläche der zylindrischen Elektroden bzw. der Probe, das jeweilige vordefinierte Potential zugeordnet (Gl. 5.1). Danach wird ② Gleichung 5.2 auf jedes Element $\varphi_{(X, Y, Z)}$ einmal angewandt und so der arithmetische Mittel-

wert aus den sechs Nachbarelemente zugewiesen. Werden diese beiden Schritte im Wechsel hinreichend oft ausgeführt, konvergiert das System in Richtung der exakten Lösung. Nach je 100 Iterationsschritten wird die Geschwindigkeit der Konvergenz beurteilt. Nach 8.000 Durchläufen betragen die Abweichungen weniger als 1 %. Die nachfolgend verwendeten Daten beruhen auf 10.000 Durchläufen.

Aus den erzeugten Daten des dreidimensionalen Potentialverlaufes im betrachteten Volumen, können zweidimensionale Schnitte extrahiert werden. Solche Schnitte sind in Abbildung 5.7 mit ‚gnuplot‘ graphisch dargestellt. Es genügt dafür die Betrachtung des Feldes innerhalb des von den Elektroden eingeschlossenen Volumens. Der Farbverlauf entspricht den Potentialen $\varphi_{(x,y,z)}$. Die Feldstärke und damit die Richtung des Kraftvektors auf eine Ladung stehen stets senkrecht zu den dargestellten Isopotentialen. Die oberste Zeile mit den Abbildungen a), b) und c) zeigt das Feld der Elektroden, ohne eine darin befindliche Probe. In den Abbildungen a) und b), sind die unteren Elektroden positiv und die oberen negativ geladen. Eine positive Ladung würde demnach in positiver Z-Richtung beschleunigt, z. B. um Schwerkraft zu überwinden. In den Abbildungen a) und b) wird ein Sattelpunkt des Potentialverlaufes deutlich. Während in X-Richtung eine Stabilisierung stattfindet, ist die Y-Richtung instabil. Durch Umpolung von

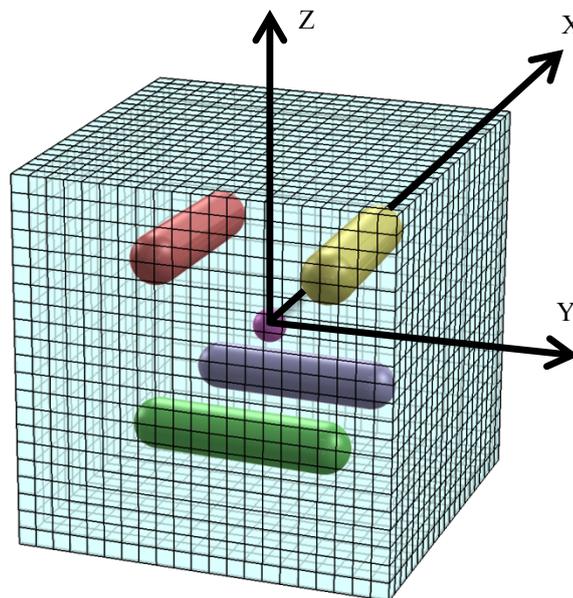


Abb. 5.6: Diskretisierung des für Simulation betrachteten Volumens
Vereinfachend ist die Unterteilung in nur 21^3 Elemente dargestellt. Für die numerische Lösung werden nach gleichem Schema 201^3 Elemente verwendet.

Elektrodenpotential oder Ladung würde die Stabilisierung auf die Y-Achse übertragen und die X-Richtung instabil. Diese Vorhersage zeigt gute Übereinstimmung mit realen Versuchen in denen der Positionsregler selektiv für eine Raumrichtung deaktiviert werden kann. Abbildung c) zeigt die Ebene $Z = 0$. Das Elektrodenpaar der X- und das der Y-Achse steuern jeweils in negativer Koordinatenrichtung. Die erwartungsgemäß hohe Symmetrie des Feldes ist in allen drei Fällen offensichtlich. Die zweite Zeile mit den Abbildungen d), e) und f) zeigt die identischen Ansichten und Elektrodenpotentiale, jedoch mit einer im Zentrum befindlichen und positiv geladenen Probe. Im Vergleich zur ersten Zeile wird die Verzerrung des Feldes deutlich, die durch die zusätzliche Ladung eintritt. Zumindest die Richtung des resultierenden Kraftvektors bleibt jedoch erhalten. Die auch hier vorhandene Symmetrie des Feldes belegt dies. Diese Symmetrie bleibt auch dann erhalten, wenn die Probenposition rein entlang der Z-Achse ($X = Y = 0$) verändert wird. In der unteren Zeile mit den Abbildungen g), h) und i) wird eine vorliegende Regelabweichung in X- und Y-Richtung untersucht. Die Probe ist in beiden lateralen Richtungen um 2 mm ausgelenkt. Dies stellt bereits eine relativ starke Abweichung dar, die in der realen Regelaufgabe allenfalls während des Anlevitierens einer Probe kurzzeitig auftritt und dient in dieser Betrachtung als Extremwert. Die vier Elektrodenpotentiale sind jeweils so eingestellt, dass sie geeignet sind dieser Störung entgegen zu wirken. Dabei zeigt Ansicht i) deutlich die Überlagerung der Felder beider Elektrodenpaare zu einem resultierenden Feld, welches die gewünschte Kraft in Richtung des Ursprungs auf die positive Probe ausübt. In Abbildung g) tritt ein unerwünschter Effekt zu Tage. Hier entsteht neben der gewollten rückstellenden Kraft in $-X$ auch eine Komponente der Kraft in $+Z$ -Richtung. Der Effekt existiert analog dazu auch in der mittleren Abbildung h) mit einer Komponente in Richtung $-Z$. Nur im Spezialfall $X = Y \neq 0$ heben sich die Anteile der Z-Richtung genau auf. Diese Ankopplung der drei Raumrichtungen untereinander ist schwächer, je näher sich die Probe am Mittelpunkt befindet, wo die Ankopplung ganz verschwindet. Diese Charakteristik kann toleriert werden und die Aufgabe der Positionsregelung dennoch gut in drei unabhängige Regler für je eine Raumrichtung geteilt werden.

Aus den durchgeführten Analysen folgt, dass diese Elektrodenanordnung, neben den in Kapitel 5.3.1 bereits genannten Vorteilen, gut geeignet ist, die für die Positionierung der Probe erforderlichen elektrischen Felder zu erzeugen.

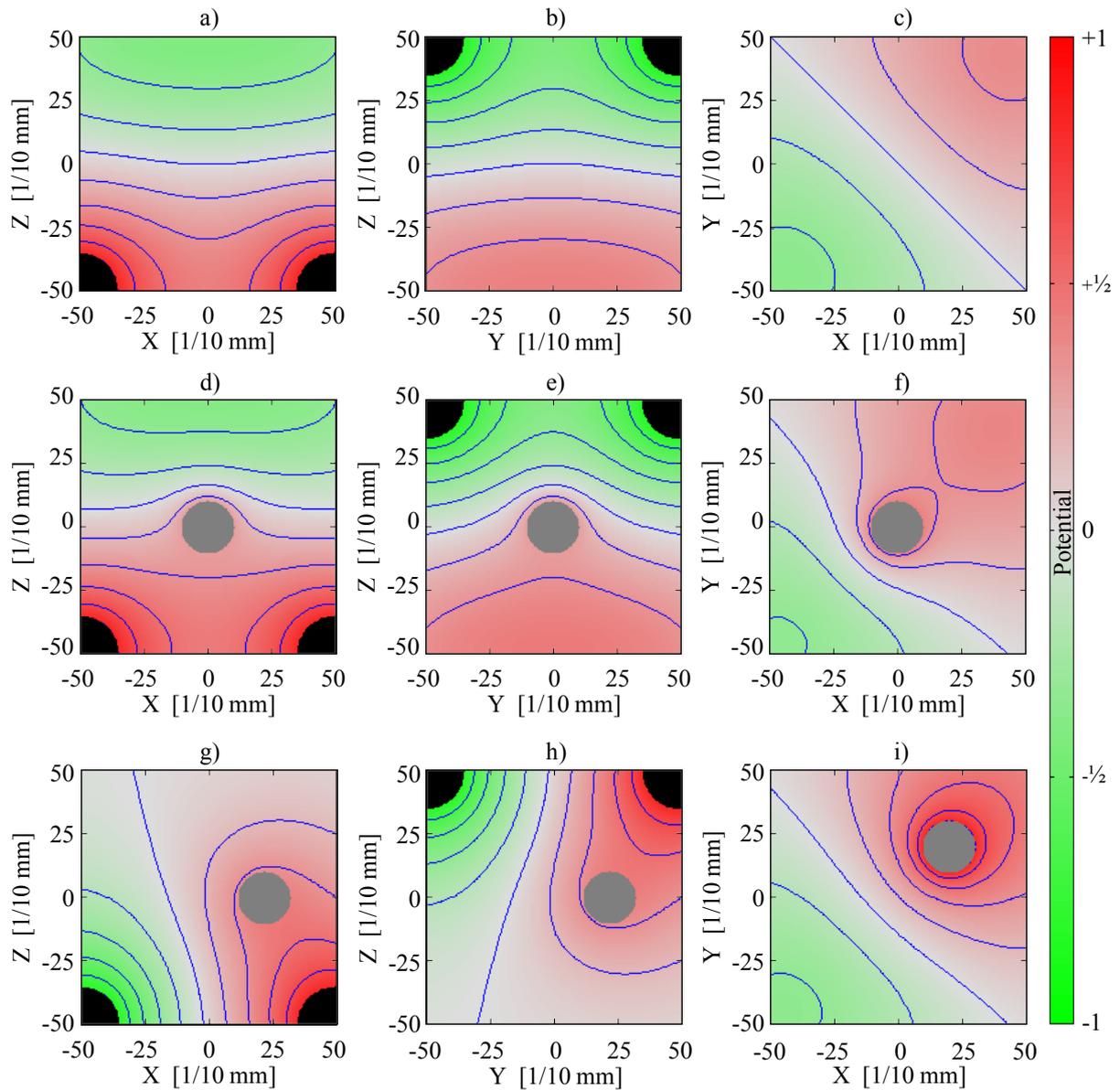


Abb. 5.7: Ergebnisse der numerischen Simulation

Schwarze Bereiche sind Schnittflächen mit den Elektroden, graue solche mit der Probe. Die Einzelbilder a), b) und c) zeigen drei Schnitte durch Felder ohne Probe. Die Einzelbilder d), e) und f) zeigen die Felder mit einer Probe (•) im Mittelpunkt. In den Einzelbildern g), h) und i) befindet sich die Probe an der Position $X = Y = 2$ mm und $Z = 0$ mm.

5.4 Hochspannungsverstärker

Die Hochspannungsverstärker dienen dazu das elektrische Levitationsfeld zu erzeugen. Die Feldstärke muss entsprechend einer Sollwertvorgabe schnell und präzise justiert werden können, um auf fehlpositionierte Proben zu reagieren. Für das gewählte Elektrodensystem werden vier Hochspannungsverstärker benötigt, die die erforderlichen Felder für die dreidimensionale Positionierung der Probe erzeugen (Kap. 5.3.1). Nur Verstärker für die in Schwerelosigkeit benötigten Feldstärken, müssen innerhalb der Bauraumvorgabe untergebracht werden. Zur Levitation unter Schwerkraft können extern zugeschaltete Geräte verwendet werden. Wie in Kapitel 3.4 beschrieben werden bei bestehenden Laboranlagen Spannungsdifferenzen bis zu 40 kV in vertikaler und bis 6 kV in lateraler Richtung verwendet. Alle dort verwendeten Geräte sind jedoch aufgrund von Baugröße und Masse für dieses Projekt ungeeignet.

Der erforderliche Stellbereich der Spannungsausgänge ist eine der wichtigsten Kenngrößen dieser Geräte und muss zunächst festgelegt werden. Die benötigte Spannung hängt vor allem von drei prozessbezogenen Faktoren ab, dem Elektrodenabstand, dem Betrag der erwarteten Störgröße und der Ladung der Probe (Kap. 2.2.1). Dabei sind der Elektrodenabstand mit 10 mm (Kap. 5.3.1) und die Größenordnung der Störgröße mit 10^{-5} g im Fallturm, bis zu 10^{-4} g für MAPHEUS und bis zu 5×10^{-2} g im Parabelflug bekannt (Kap. 4.2 ff.). Der Ladungszustand der Probe hingegen ist unbekannt und zudem variabel (Kap. 5.8). Es muss außerdem zwischen einer reinen Positionierung mit nur geringem dynamischen Verhalten und den Vorgängen bei Beginn der Levitation, bevor eine stabile Position erreicht wird, unterschieden werden. Die Abschätzung erfolgt zunächst für die Positionieraufgabe. Die Probenladung ist aus Erfahrungen an bestehenden Laboranlagen näherungsweise bekannt als $q \approx 10^{-9}$ C [22], unterliegt jedoch im Prozess mitunter starken Schwankungen. Für diese Auslegung wird zur Sicherheit von nur $q = 10^{-10}$ C Ladung ausgegangen. Für die Auslegung wird eine Probenmasse $m = 100$ mg und eine für Parabelflüge typische Störung von $\ddot{Z} = 5 \times 10^{-2}$ g angenommen. Mit diesen Werten liefert Gleichung 2.8 für eine ruhende Probe im Mittelpunkt des Elektrodensystems einen benötigten Potentialunterschied von $\Delta\varphi = 5$ kV. Da Probenmasse und -ladung bereits mit Reserven abgeschätzt sind, wird für diesen Fall der ortsstabilen Probe keine weitere Sicherheit benötigt. Unmittelbar nach dem Anlevitieren einer Probe kann i. d. R. von einer reproduzierbar hohen Probenladung ausgegangen werden. Für den Regler wird allerdings ein deutlich größerer Bereich der Stellgröße benötigt, um die Probenposition einregeln zu können. Die zuvor abgeschätzte Potentialdifferenz von $\Delta\varphi = 5$ kV wird daher auch für diesen Fall als ausreichend angesehen. Im Ergeb-

nis wird die aufgerundete Anforderung von ± 3 kV für jeden der vier Kanäle formuliert. Damit können Potentialdifferenzen bis $\Delta\varphi = 6$ kV gestellt werden.

Für Laborexperimente, die mit dieser Anlage ebenfalls möglich sein sollen, genügt diese Feldstärke nicht um Schwerkraft zu überwinden. Zu diesem Zwecke werden zwei zusätzliche Hochspannungsverstärker an den beiden unteren Elektroden verwendet. Diese entsprechen den bei bestehenden Laboranlagen bewährten Modellen ,20/20C'^[75] der Firma Trek. Da dies eine reine Notwendigkeit für Laborversuche ist, werden diese Geräte lediglich funktional in das System integriert, nicht jedoch die Hardware. Weitere Randbedingungen der Entwicklung der internen Verstärker sind Stellgeschwindigkeit, Baugröße, Masse, Vakuumtauglichkeit und Robustheit gegen hohe mechanische Last. Die Anforderungen werden in einem Lastenheft zusammengetragen und zur Suche nach einem Partner für diese Entwicklung nach VOL²⁵ bundesweit ausgeschrieben. Mit der Firma ,hivolt.de GmbH & Co. KG' (im folgenden ,hivolt.de'), kann ein Partner für die Entwicklung der Hochspannungsverstärker gewonnen werden. Die Entwicklung des Hochspannungsverstärkers gemäß den Vorgaben erfolgt durch ,hivolt.de' - qualifizierende Funktionstests werden am ,Institut für Materialphysik im Weltraum' durchgeführt. Darunter insbesondere eine Vibrationsprüfung für eine ,Nike / Improved-Orion'-Motorenkombination^[70], dem anspruchsvollsten zu dieser Zeit zur Diskussion stehenden Trägersystem, und ein Test zum Betrieb in reduzierter Atmosphäre zwischen Normaldruck und Hochvakuum. Nach einer herstellerseitigen Nachbesserung werden alle durchgeführten Tests einwandfrei bestanden. Die neu entwickelten Verstärker können eine Sollwertvorgabe von ± 10 V mit einer Leistungsbandbreite von 1 kHz um den Faktor 300 verstärken. Diese Bandbreite kann bis zu einer Last von 100 pF aufrechterhalten werden. Im Vergleich dazu beträgt die Kapazität zweier Elektroden ohne Probe ca. 20 pF. Die Genauigkeit der Ausgangsspannung liegt innerhalb ± 100 mV des dreihundertfachen der Sollwertvorgabe, mit einem Rauschen von weniger als $25 \text{ mV}_{\text{RMS}}$. Die Verstärkerkarten sind ausgangsseitig gegen Überlast und Kurzschluss geschützt, sowie gegen transiente Überspannungen auch gegen einen 20 kV-Hochspannungsüberschlag aus dem o. g. Verstärker Trek ,20/20C'. Die Hochspannungsverstärker sind je Kanal auf einer Europlatine (160 mm \times 100 mm) aufgebaut, mit einem Raumbedarf von etwa $0,5 \text{ HE}$ ²⁶. Die Masse liegt unter 0,5 kg; die elektrische Leistungsaufnahme beträgt weniger als 10 W pro Kanal. Im Vergleich zu vorher verfügbaren Geräten, bedeutet dies eine deutliche Reduktion von Masse und Volumen, bei gleichzeitig höherer Stellgeschwindigkeit und -präzision der Ausgangsspannung.

²⁵ Vergabe- und Vertragsordnung für Leistungen

²⁶ Höheneinheit $\cong 44,45 \text{ mm}$

Die Platinen sind ausdrücklich geeignet an den bestehenden Laboranlagen nachgerüstet zu werden und werden durch Firma ‚hivolt.de‘ unter der Bezeichnung ‚HA30B1R‘^[76] vertrieben.

Bei den in dieser Anlage verwendeten Feldstärken zwischen den Elektroden untereinander und gegen Struktur können Entladungen über die freien Strecken nicht sicher ausgeschlossen werden. Potential und Energie solcher Überschläge sind jedoch geeignet, die meisten anderen elektronischen Komponenten des Systems zu beschädigen. Daraus ergibt sich die Notwendigkeit eines adäquaten Abschirmungs- und Erdungskonzeptes, um die Anlage dagegen abzusichern. Konstruktiv ist zunächst gewährleistet, dass Überschläge sich nur in andere Elektroden, oder direkt in die Struktur entladen können. Letzteres wird vor allem dadurch erzielt, dass ein geerdetes Metallgehäuse das Elektrodensystem umgibt (Kap. 5.10.1). Die inneren Oberflächen sind glatt und ohne scharfe Kanten, um Sprühentladungen nicht zu begünstigen. Bis auf wenige Ausnahmen wirken alle an der Probe angewandten Verfahren über Spiegel, und das eigentliche Instrument befindet sich außerhalb des Rezipienten hinter einem Schauglas (Kap. 5.10). Es gibt die folgenden drei Ausnahmen: Zum einen ist die Hintergrundbeleuchtung der Hochgeschwindigkeitskamera (Kap. 5.5.5) direkt an dieses Gehäuse angeflanscht. Der Schutz ist hier dadurch realisiert, dass die Leuchtdiode etwas zurückversetzt durch eine kleine Öffnung strahlt. Zweitens ist der Kollimator am Ende der Faser des Heizlasers ebenfalls direkt angeflanscht. Linse und Faser sind jedoch elektrisch nicht leitfähig. Die metallische Halterung der Linse wiederum ist geerdet. Die dritte Ausnahme bildet der Elektronenstrahl (Kap. 5.8.3). Diese Einheit operiert selbst mit ähnlich hohem Potential wie das Levitationsfeld und ist unempfindlich gegen transiente Hochspannung. Dieses innere Gehäuse ist mit großem Leitungsquerschnitt mit dem leitfähigen Rezipienten (Kap. 5.11) verbunden, der eine vollständig geschlossene und ringsum leitfähige Abschirmung bildet. Der Rezipient wiederum ist über einen ausreichend großen Leitungsquerschnitt mit dem Bezugspotential aller Hochspannungsverstärker verbunden. Durch diese Maßnahmen sind die Felder in geeigneter Weise abgeschirmt, sodass mögliche Spannungsüberschläge kurzgeschlossen werden. Die zum Teil empfindliche Elektronik als Bestandteil dieses Experimentes, anderer Experimente oder der Bordelektronik einer Fallkapsel, einer Rakete oder eines Parabelflugzeuges ist so vor Einflüssen in Form von Störung oder Beschädigung effektiv geschützt.

Die Verbindung von Hochspannungsverstärker und Elektrode erfolgt kabelgebunden. Außerhalb des Rezipienten wird doppelt geschirmtes Hochspannungskabel und innerhalb des Rezipienten blanke Edelstahllitze verwendet. Die Litze verläuft streckenweise durch einen Silikon-schlauch und wird über isolierende Abstandshalter geführt. Dadurch wird ein Überschlag auf andere Bauteile, wie z. B. den Probenwechsler, verhindert. Die vakuumdichte Durchführung in den Rezipienten erfolgt über vier Hochspannungsdurchführungen an der Unterseite des Rezipi-

enten (Abb. 5.23, S. 107). Dazu sind vier Flansche am Rezipienten angeschweißt. Die eingesetzten Durchführungen sind nur bis 6 kV spezifiziert, aufgrund der engen Platzverhältnisse können jedoch keine größeren eingesetzt werden. Die Durchführungen werden daher inwendig mit Epoxid-Vergussmasse verfüllt und die Anschlüsse außen zusätzlich isoliert, um die Spannungsfestigkeit zu erhöhen. Im Laborbetrieb werden Spannungen bis 20 kV_{DC} erfolgreich verwendet.

5.5 Experimentsteuerung

Dieses Kapitel beschreibt verschiedene Instanzen und Aspekte der Experimentsteuerung, wie die übergeordnete Ablaufsteuerung, die Bild- und Messwerterfassung sowie die Positionsregelung. Zunächst folgt ein Überblick der im Anschluss vorgestellten Systeme.

5.5.1 Übersicht der Steuerungsaufgaben

Die Steuerung dieses Experimentes gliedert sich in mehrere Teilbereiche, mit unterschiedlichen Anforderungen an Rechengeschwindigkeit, zu verarbeitenden Datenmengen und Schnittstellen zu externen Geräten. Die Gesamtaufgabe der Experimentsteuerung kann aufgrund ihrer Komplexität und teilweise widersprüchlichen Anforderungen nicht von einer Einheit alleine bewerkstelligt werden. Es werden deshalb vier Instanzen verwendet, die jeweils nur einen Teil des Experimentes kontrollieren und die wiederum untereinander kommunizieren.

Abbildung 5.8 zeigt eine Übersicht der verwendeten Geräte und Kommunikationswege für die Experimentumgebung einer MAPHEUS-Rakete. Die an Bord der Rakete befindlichen Systeme sind in orange, jene am Boden in grün dargestellt. Es bestehen verschiedene Datenverbindungen an Bord und am Boden. Die Verbindung dazwischen erfolgt über das Service Modul und bis zum Abheben der Rakete zusätzlich über die Umbilical-Verbindung. Auf die Funktion und gewählte Hardware einzelner Systeme und Datenverbindungen wird in den folgenden Unterkapiteln detailliert eingegangen.

Im Falle einer Verwendung des Levitators in Fallturm (Kap. 4.4) oder Parabelflug (Kap. 4.3), entfallen die Komponenten Service Modul, Telemetriestation, Telekommandosender und Service Modul-Bodenstation ersatzlos. Der Datenaustausch bleibt über die Umbilical-Verbindung permanent bestehen. Das PAL-Signal wird dann direkt vom Mini-PC zur Bodenstation geleitet.

5.5.2 Echtzeit-Steuergerät

Das Echtzeit-Steuergerät ist aus der Serie CompactRIO der Marke National Instruments (NI) zusammengestellt. Das System besteht aus einem Controller (Typ cRIO-9025^[77]) und einem Chassis (Typ cRIO-9118^[78]) mit Steckplätzen für bis zu acht austauschbare Schnittstellenmodule. Eine Ethernet-Schnittstelle steht direkt am Controller zur Verfügung. Zur Datenerfassung und Signalausgabe werden vier Steckplätze mit den folgenden Schnittstellenmodulen bestückt. Die verbleibenden vier Steckplätze sind für die Schnittstellen des FPGA-Bausteines vorgesehen, diese werden in Kapitel 5.5.4 behandelt.

Steckplatz 1: NI 9403 - 32 Digital Ein- oder Ausgänge, TTL-Logik

Steckplatz 2: NI 9213 - 16 Messwertaufnehmer für Thermoelemente

Steckplatz 3: NI 9205 - 32 Analogeingänge, ± 10 V, 16 Bit

Steckplatz 4: NI 9263 - 4 Analogausgänge, ± 10 V, 16 Bit

Auf dem Echtzeit-Steuergerät (Abb. 5.9) ist die Ablaufsteuerung des Experimentes implementiert. D. h. der aktuelle Betriebszustand des Experimentes wird hier definiert, der Wechsel zu anderen Zuständen initiiert und dies den anderen Instanzen kommuniziert. Grundlegender wird

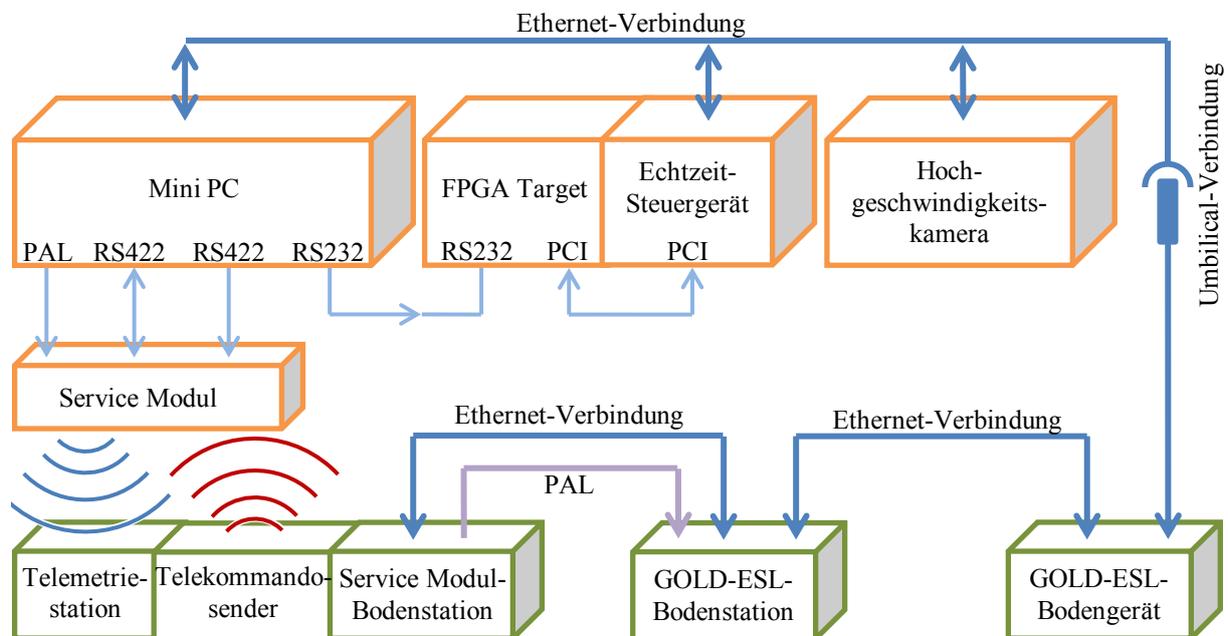


Abb. 5.8: Schematische Darstellung der Datenverarbeitung

Die verschiedenen Hauptinstanzen der Datenverarbeitung an Bord (□) und am Boden (□), sowie die verschiedenen Kommunikationswege (|) untereinander sind dargestellt. Die Datenverbindung über die Umbilical-Verbindung steht nur vor dem Abheben der Rakete zur Verfügung und wird dabei getrennt.

auch die gesamte elektrische Energieversorgung durch das Steuergerät verwaltet (Steckplatz 1), indem diese für Gruppen einzelner Verbraucher innerhalb der Anlage ein- oder ausgeschaltet werden kann. Das Steuergerät erfasst weiterhin zahlreiche Messwerte, die den Betriebszustand einzelner Komponenten des Experimentes überwachen, darunter elektrische Spannungen und Ströme (Steckplatz 3), Temperaturen (Steckplatz 2) und Fehlermeldungen externer Geräte (Steckplatz 1). Die gesammelten Daten werden intern gespeichert, ggf. ausgewertet und an anderen Instanzen verteilt. Die Temperaturregelung der Probe ist ebenfalls im Steuergerät implementiert. Über Steckplatz 4 wird der Heizlaser angesteuert (Kap. 5.9.2). Beim Anlegen einer Versorgungsspannung an die Nutzlast gehen nur dieses Steuergerät und ein Ethernet-Switch automatisch in Betrieb. Das Steuergerät wartet dann in einem Leerlaufmodus auf Nutzereingaben. Alle anderen elektrischen Verbraucher werden erst nach Nutzerinteraktion zugeschaltet.

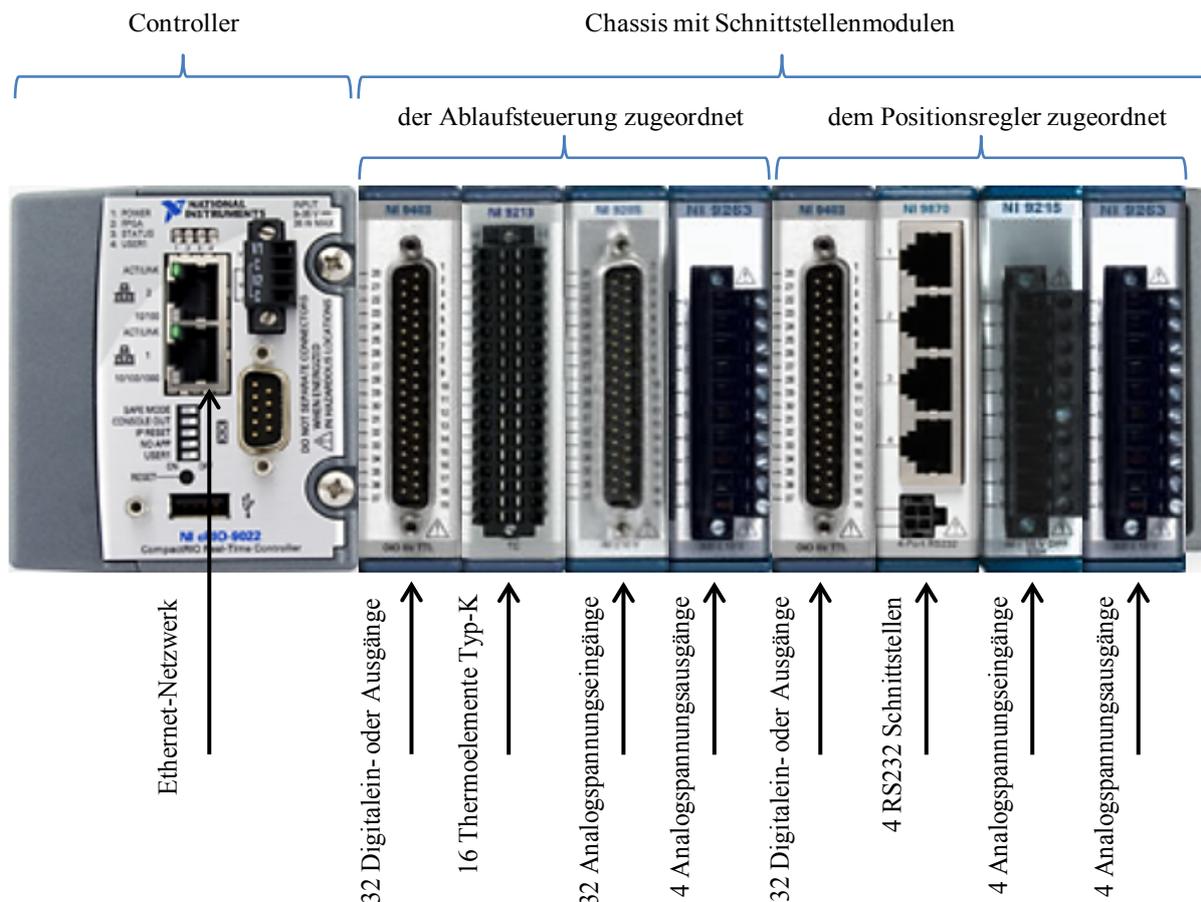


Abb. 5.9: Echtzeit-Steuergerät NI Compact RIO

Steuergerät mit acht Schnittstellenmodulen in der verwendeten Konfiguration. Vorhanden sind digitale, analoge und serielle Schnittstellen. Bildteile: National Instruments ^[79]

Das System ist insbesondere durch seine Kompaktheit und vielseitige Anpassbarkeit an sich verändernde Anforderungen sehr gut für diese Aufgabenstellung geeignet. Die Hardware ist mechanisch robust aufgebaut und hat einen Betriebstemperaturbereich von -40 °C bis $+70\text{ °C}$ ohne aktive Kühlung. Die temporäre Vakuumumwelt und die mechanische Belastung durch den Raketenstart übersteigt allerdings die herstellerseitige Spezifikation. Das Gerät wird dennoch weitgehend ohne eigene Modifikationen verwendet; lediglich in den Einschubmodulen werden elektronische Bauteile der internen Energieversorgung zusätzlich mechanisch abgesichert. Die flugqualifizierenden Tests (Kap. 5.2) sind bestanden. Die Programmierung der Steuerung erfolgt durch Dr. Dirk Bräuer^[73] in der LabVIEW-Programmierungsumgebung.

5.5.3 Mini-PC und Kommunikationswege

Der Mini-PC führt zwei Programme mit jeweils eigener Funktionalität aus, die abgesehen von der geteilten Hardware über keinerlei Abhängigkeit verfügen. Das Betriebssystem ist Microsoft ‚Windows 7 Ultimate‘, als Programmierungsumgebung wird National Instruments‘ LabVIEW verwendet. Beide Anwendungen sind durch Dr. Dirk Bräuer^[73] implementiert.

Das erste Programm dient der dreidimensionalen Bestimmung der Probenposition. Dazu werden die Bilder der beiden Positionskameras eingelesen, intern verarbeitet und die Ergebnisse an den FPGA-Baustein (Kap. 5.5.4) übertragen. Eine detaillierte Beschreibung der Funktionsweise der Positionserkennung erfolgt in Kapitel 5.6.2. Das Einlesen der Bilddaten aus den beiden Kameras erfolgt über je einen USB 3.0-Anschluss. Die echtzeitfähige Ausgabe der Positionsdaten erfordert einen exklusiv genutzten Kommunikationsweg direkt zum FPGA-Baustein. Die ohnehin bestehende Ethernet-Verbindung kann aufgrund des verwendeten einfachen TCP/IP-Protokolls und wechselnder Auslastung keine unmittelbare Verfügbarkeit der Messwerte garantieren. Dieser Übertragungsweg erwies sich wegen zu großer und nicht reproduzierbarer Latenzzeit als ungeeignet. Daher wird ein separater Datenbus vom Typ RS232 exklusiv für diese Daten verwendet, mit einem unidirektionalen Datenstrom vom Mini-PC zum FPGA-Baustein. Alle 2 ms wird das aktuelle Datenpaket übertragen, das die drei Koordinaten der Probe und zusätzlich eine Statusinformation der Erkennung, z. B. die Information ob die Probe verloren ist, enthält. So kann eine extrem kurze und sehr gut reproduzierbare Übertragungszeit gewährleistet werden. Dies ist für den Positionsregler wichtig, der für diesen sehr dynamischen Prozess auf eine möglichst kurze Totzeit angewiesen ist. Die Verarbeitungs- und Übertragungszeit ist messbar. Sie beträgt in dieser Konfiguration weniger als 5 ms, also weniger als eine Belichtungszeit der Kameras (Kap. 5.6.2). Zum Vergleich beträgt diese Zeit zwischen 8 ms und 15 ms bei einer Übertragung über die Ethernet-Verbindung. Der Unterschied ist an der Stabilität der Probenpo-

sition erkennbar, bis hin zu Instabilität. Dieses Programm zeigt zusätzlich die Videobilder beider Kameras auf der Bedieneroberfläche an und markiert die detektierte Position der Probe.

Das zweite ausgeführte Programm des Mini-PC dient der bidirektionalen Datenkommunikation mit der Bodenstation. Es werden sowohl Datensätze vom Echtzeit-Steuergerät empfangen und per Telemetrie an die Bodenstation weitergeleitet, als auch Datenpakete per Telekommando von der Bodenstation entgegengenommen. Die experimentinterne Kommunikation funktioniert bei diesem Programm ausschließlich über die Ethernet-Verbindung (Abb. 5.8). Die Kommunikation zur Bodenstation ist bordseitig durch das Service Modul definiert. Es werden zwei der verfügbaren RS422-Schnittstellen (Kap. 4.2) verwendet, um bei limitierter Bandbreite die Menge der anfallenden Daten (104.272 bit/s) übertragen zu können. Bei Raketenflügen bis zum Abheben der Rakete, und bei Fallturm-, Parabelflug- und Laborversuchen permanent, steht zusätzlich noch eine Ethernet-Verbindung über einen Umbilical-Anschluß zur Verfügung. Auch dieses Programm erstellt eine Anzeige auf der Bedieneroberfläche, auf der ein Videobild aus der im Pyrometer (Kap. 5.9.3) integrierten Kamera und eine Auswahl an Messwerten und Betriebszuständen der Ablaufsteuerung angezeigt werden. Die gesamte Bedieneroberfläche, bestehend aus beiden Programmen, wird als analoges Monitorsignal am VGA-Anschluss des Mini-PC ausgegeben. Ein nachgeschalteter Wandler generiert daraus ein PAL-Signal, wie es vom Service Modul zur Bodenstation übertragen werden kann (Kap. 4.2).

Die zur Erfüllung dieser Aufgaben verwendete Hardware basiert auf einer Hauptplatine vom Typ Jetway ‚NF9E-Q77‘^[80] im Mini-ITX Formfaktor. Als Hauptprozessor kommt ein Intel i7-3770T^[81] mit vier Kernen zum Einsatz. Dieser wird passiv gekühlt indem die Abwärme (bis 45 W) über Heatpipes (Kap. 5.9.2) in die Trägerstruktur des Experimentes (Kap. 5.14) geleitet wird. Ein Dauerbetrieb ist ohne weiteres möglich. Das System ist mit 8 GiB Arbeitsspeicher ausgestattet. Fast alle geforderten Schnittstellen stehen serienmäßig zur Verfügung, lediglich die RS422-Schnittstellen zur Kommunikation mit dem Service Modul müssen über eine Zubehörkarte (EXSYS EX-48052^[82]) nachgerüstet werden. An das System werden zwei Halbleiterlaufwerke (SSD) mit je ‚256 GB‘ Speichervolumen angeschlossen. Insbesondere dank der passiven Kühlung und der verwendeten Laufwerke, enthält dieser Mini-PC keine bewegten Teile. Die verwendeten Standardkomponenten müssen für die Integration in eine Raketennutzlast, im Hinblick auf ihre mechanische Stabilität überarbeitet werden und in individuell angefertigten Halterungen fixiert werden. Ein Funktionstest im Hochvakuum über die angestrebte μs -Zeit wird ebenso bestanden, wie ein Test der mechanischen Last (Kap. 4.2).

5.5.4 Positionsregelung mit FPGA-Baustein

In Prozessoren werden Programme durch das sukzessive Abarbeiten von Befehlsfolgen in einer vorgegebenen, festen Prozessorarchitektur ausgeführt. Es besteht also eine zeitliche Abfolge zwischen einzelnen Befehlen und eine statische Funktionsstruktur. Im Unterschied dazu wird in einem FPGA (Field Programmable Gate Array) die Funktionsstruktur einer Logikschaltung, die der Aufgabe entspricht, individuell erzeugt. Zwar sind Programmumfang und -komplexität durch die Größe des FPGA limitiert, die so erzeugte digitale Schaltung kann jedoch mit einer hohen Geschwindigkeit und Zuverlässigkeit viele Programmteile parallel ausführen^[83]. Daraus ergeben sich u. a. Vorteile für zeitkritische Probleme, wie z. B. der Positionsregelung in einem elektrostatischen Levitator. Aufgaben des FPGA-Bausteines sind die Regelung der Probenposition und die Steuerung des Probenwechslers. Beide Aufgaben sind kritisch in Bezug auf eine exakte zeitliche Abstimmung der Prozesse. Ein FPGA kann dies garantieren.

Der verwendete FPGA-Baustein ist vom Typ XILINX Virtex-5 LX 110^[78]. Dieser ist im Chassis des Echtzeit-Steuergerätes (Abb. 5.9) integriert. Die FPGA-Programmierung ist von Dr. Dirk Bräuer^[73] in LabVIEW umgesetzt. Erweiterungskarten in den Steckplätzen können, mit einigen Einschränkungen, dem FPGA exklusiv zugeteilt werden. Den Anforderungen entsprechend werden die folgenden Schnittstellen verwendet:

Steckplatz 1: NI 9403 - 32 Digital Ein- oder Ausgänge, TTL-Logik

Steckplatz 2: NI 9870 - 4 serielle Kommunikationsschnittstellen, RS232

Steckplatz 3: NI 9215 - 4 Analogeingänge, ± 10 V, 16 Bit

Steckplatz 4: NI 9263 - 4 Analogausgänge, ± 10 V, 16 Bit

In Kapitel 5.3.3 wird gezeigt, dass die Positionsregelung als drei unabhängige Regelaufgaben interpretiert werden kann. Der angewendete Positionsregler besteht daher aus drei unabhängig agierenden PID-Reglern, je eine Raumrichtung kontrollierend. Die von der Positionserkennung (Kap. 5.6) ermittelten Werte werden über die serielle Schnittstelle (Steckplatz 6) eingelesen. Die Signalverarbeitung ist vollständig digital und daher frei von Messrauschen o. ä. Übertragungsfehlern. Diese Messwerte werden als Istwert für den jeweiligen Regler verwendet. Der Sollwert der Position ist in der Konfiguration als Parameter hinterlegt. Am Reglerausgang liegen somit drei Potentialdifferenzen vor. Die aus der Regelabweichung berechneten Stellgrößen der X- und Y-Regler sind Potentialdifferenzen zwischen je zwei Elektroden eines Elektrodenpaares (Kap. 5.3.1). Die Stellgröße wird gleichen Betrags und verschiedenen Vorzeichens auf die zugehörigen Elektroden aufgeteilt. Die Stellgröße des Z-Reglers hingegen, ist die Potentialdiffe-

renz zwischen dem oberen und unteren Elektrodenpaar, die sich entlang der Z-Achse gegenüber stehen. Für Levitation in Schwerelosigkeit, wird dieses Potential zu gleichen Teilen auf alle vier Elektroden verteilt, mit unterschiedlichen Vorzeichen für das obere und das untere Paar. Für erdgebundene Laborversuche hingegen, wirkt der Z-Regler nur auf das untere Elektrodenpaar. Diese Unterscheidung ist notwendig um für Laborversuche nur zwei Hochspannungsverstärker substituieren zu müssen (Kap. 5.4). Die Anteile des Z-Reglers werden dann auf die Potentiale der Elektroden aus den X- und Y-Reglern aufaddiert. Das resultierende Stellsignal an die vier Hochspannungsverstärker wird als skalierte Analogspannung ausgegeben (Steckplatz 8). Die tatsächliche Spannung der Elektrode wird über den Analogeingang (Steckplatz 7) rückgelesen. Dieser Wert wird zur möglichen Fehleranalyse protokolliert und entspricht i. d. R. der Stellgröße des vorangegangenen Taktes.

Die Steuerung des Probenwechslers ist eine weitere im FPGA-Programm implementierte Funktion (Steckplatz 5). Dies ist erforderlich, da eine exakte zeitliche Abstimmung essentiell ist, wenn die Probe mechanisch freigegeben wird und elektrostatisch levitieren soll. Wird der Regler zu früh eingeschaltet, können Teile des Probenwechslers fälschlicherweise als Probe detektiert werden. Wird der Regler zu spät eingeschaltet bewegt sich die Probe eine gewisse Zeit unkontrolliert. Beides hat mit hoher Wahrscheinlichkeit den Verlust der Probe zur Folge. Werden Probenwechsler und Regler durch den FPGA-Baustein koordiniert, lässt sich der Ablauf reproduzierbar auf 2 ms einstellen. Dies ist weniger als die Belichtungszeit der Positionsmessung (Kap. 5.6.2) und damit hinreichend genau.

5.5.5 Hochgeschwindigkeitskamarasystem

Für einen Teil der Messungen an der levitierenden Proben wird die ‚Methode des oszillierenden Tropfens‘ (Kap. 3.3) angewendet. Um das Schwingungsverhalten der flüssigen Probe zu analysieren, muss die Umformung der Probe zeitaufgelöst erfasst werden. Hierzu wird eine Hochgeschwindigkeitskamera eingesetzt. Dieses System ist in seiner Funktion weitgehend eigenständig und interagiert wenig mit den zuvor vorgestellten Systemen.

Das Hochgeschwindigkeitskamarasystem hat die einzige Aufgabe Bilder der levitierenden Probe mit hoher Bildrate aufzuzeichnen. Es bestehen probenabhängige Anforderung an die Orts- und Zeitauflösung der Aufnahmen. Die Ortsauflösung ist eine Anforderung der Auswertung von Messungen an oszillierenden Tropfen, die im Bereich der Auslenkung des Probendurchmessers zwischen 1 % und 4 % erfolgt (Kap. 3.3). Um dies zu erreichen, soll 1 % des Probendurchmessers mindestens auf einem Pixel abgebildet werden. Für eine Probe von $\varnothing 2$ mm Durchmesser

beträgt das Minimum des abzubildenden Bereiches demnach 2,08 mm im Quadrat. Um jedoch auch moderate Auslenkungen der Probe von der Sollposition tolerieren zu können, wird der durch die Kamera tatsächlich abgebildete Bereich größer gewählt. Im Ergebnis misst der aufgezeichnete Bildbereich in der Probenebene ca. 3 mm im Quadrat. Die benötigte Bildfrequenz ist abhängig von der Eigenfrequenz der Probe, also von Oberflächenspannung und Probengröße (Kap. 3.3), sie soll bis maximal 1.500 Hz wählbar sein^{[11][44]}.

Das dahingehend ausgewählte System ist ein Mikrotron LTR 5^[84]. Dieses System besteht aus der eigentlichen Hochgeschwindigkeitskamera MC1362 und einer Rechereinheit in einem standardisierten PC-Gehäuse. Als Speicher dienen vier Halbleiterlaufwerke (SSD) zu je ‚256 GB‘, es wird eine Aufnahmezeit von 28 Minuten erreicht. Eine weitere SSD beinhaltet das Betriebssystem ‚Windows 7‘ und eine proprietäre Software des Herstellers zur Einstellung der Aufnahmeparameter und Aufzeichnung von Bildern. Über die Ethernet-Verbindung kann das System angesprochen und fernbedient werden. Lediglich während des Raketenfluges besteht diese Möglichkeit nicht (Kap. 4.2), die Aufnahme wird durch ein digitales Trigger-Signal, welches vom Echtzeit-Steuergerät ausgegeben wird, gestartet und angehalten.

Für die geplante Anwendung innerhalb einer Raketennutzlast muss das System modifiziert werden. Zum einen, da es durch seine räumlichen Abmessungen nicht in eine 17“-Nutzlast verbaut werden kann, zum anderen weil die Spezifikation für diese Umweltbedingungen in vielerlei Hinsicht untererfüllt sind. Das System wird zunächst desintegriert und die einzelnen Komponenten im Hinblick auf ihre mechanische Stabilität überarbeitet und in einen raketenflugtauglichen Zustand versetzt. Die Spannungsversorgung wird von Netzspannung auf Bordspannung (Kap. 5.12) umgerüstet. Für die konkrete Anwendung nicht benötigte Komponenten entfallen gänzlich, darunter das Gehäuse und diverse Schnittstellenmodule. Das RAID-System, bestehend aus RAID-Steuerung und den vier Festplatten, wird im Hinblick auf Ausfallsicherheit auf den Modus ‚1+0‘ rekonfiguriert. Die Daten werden nun redundant jeweils auf zwei verschiedenen Festplatten abgelegt, sodass ein einfacher Festplattenausfall keinen Datenverlust zur Folge hat. Mit einer Wahrscheinlichkeit von $\frac{2}{3}$ bleibt auch ein zweiter Festplattenausfall ohne Folgen. Die verfügbare Aufnahmekapazität reduziert sich entsprechend zu 14 min, bleibt aber für die geplanten Versuche ausreichend. Die Kamera selbst wird neben der mechanischen Überarbeitung mit gewinkelten Abgängen beider Datenkabel vom Typ ‚CameraLink‘ versehen sowie mit einer fest verdrahteten Spannungsversorgung. Dadurch werden am Einbauort oberhalb des Rezipienten je nach Fokussierung bis zu 30 mm Bauhöhe eingespart. Die Kamera blickt durch ein Borosilikat-Schauglas (VACOM VPCF16B-L^[85]) ins Innere des Rezipienten.

Die so überarbeiteten Komponenten werden in ein individuell angefertigtes Gestell innerhalb der Nutzlast verbaut. Alle Komponenten bis auf die Energieversorgung befinden sich oberhalb des Rezipienten, die Energieversorgung unterhalb (Kap. 5.14). Die Kühlung der verschiedenen Komponenten, insbesondere Hauptprozessor, eine Reihe weiterer Chips der Hauptplatine und der RAID-Steuerung, werden auf eine selbstentwickelte passive Kühlung mit entsprechend ausgelegten Wärmesenken umgerüstet. Bei umgebender Atmosphäre ist ein Dauerbetrieb möglich, im Hochvakuum steigen die Temperaturen merklich an, bleiben aber während der Laufzeit des Experimentes unkritisch. Das verwendete Objektiv (VS Technology TC-08-170^[86]) ist objektseitig telezentrisch ausgeführt und bildet im Arbeitsabstand von 175 mm mit einer Vergrößerung von 0,8 ab. Zwischen dieses Objektiv und der Kamera wird ein Telekonverter mit einer Vergrößerung von 2,0 gebracht, um die geforderte Ortsauflösung auf der Probe zu erreichen. Die objektseitige Telezentrie ist erforderlich um den Querschnitt der Probe nicht mit perspektivischer Verzerrung abzubilden.

5.6 Positionsmessung

Dieses Kapitel vergleicht verschiedener Verfahren zur Bestimmung der Probenposition. Deren Messwert ist Berechnungsgrundlage des Algorithmus zur Positionsregelung der Probe im Feld. Anforderungen an die Messinstrumente sind eine hinreichende Orts- und Zeitauflösung der Messung. Alle vorgestellten Varianten genügen diesen grundlegenden Anforderungen. Zunächst wird auf die an verschiedenen Laboranlagen bewährte Realisierung eingegangen, dann auf ein neu entwickeltes System.

5.6.1 PSD – Position Sensitive Device

Die an bestehenden Laboranlagen zur elektrostatischen Levitation, mit hohem Anspruch an die Güte der Positionsregelung, verwendete Sensorik basiert auf so genannten PSD-Sensoren (Position Sensitive Device) zur Wandlung der Probenposition in ein analoges elektrisches Signal. PSD-Sensoren sind fotosensitive Halbleiterbauteile mit einer aktiven Fläche von einigen Millimetern bis Zentimetern. Für diese Anwendung kommen zweiachsige Sensoren zum Einsatz. Bei Lichteinfall kommt es zur Ladungstrennung im Halbleitermaterial. Eine Auswerteelektronik

misst den elektrischen Fluss beidseitig einer Messachse. Die Differenz beider elektrischen Ströme ist eindeutig der Position des Schwerpunktes des einfallenden Lichtflusses zuzuordnen^[87]. Bei punktförmigem Lichteinfall besteht, mit Einschränkungen im Randbereich des Sensors, ein in guter Näherung linearer Zusammenhang zwischen der realen Position und dem Messwert^[87].

Für die Anwendung zur Positionsmessung einer Probe ist der Lichteinfall nicht punktförmig. In diesem Anwendungsfall wird eine flächige Ausleuchtung vorgenommen; mit einem vom projizierten Schatten der Probe verdunkelten Bereich (Abb. 5.10). Es entsteht ein ausgeleuchteter Kreis, der einen kleineren abgeschatteten Kreis enthält. Während der ausgeleuchtete Kreis auf dem Sensor unbeweglich ist, enthält die Position des Schattens die Information der Probenposition. Der Zusammenhang von Sensorsignal und Probenposition ist dabei nicht notwendigerweise eineindeutig. Meister zeigt jedoch, dass unter bestimmten Randbedingungen, die Probenposition aus dem Signal berechnet werden kann^[22]. Unter diese Randbedingungen fallen eine homogene Lichtintensität der Hintergrundbeleuchtung und das Meiden der Randbereiche des Sensors. Die von der Verstärkerelektronik als Messwerte ausgegebenen Analogspannungen werden zunächst durch einen Analog-Digital-Wandler (ADC) erfasst. Dabei findet zwangsläufig eine Diskretisierung der Positionsdaten und deren zeitlichen Verlaufes statt. Das ausschlaggebende Argument zur Wahl der PSD-Sensoren für die bestehenden ESL-Anlagen war die damals zu realisierende höhere Abtastrate der Position im Vergleich zu digitalen Sensortypen^[22]. Dieser Sachverhalt ist aufgrund der enormen Fortschritte in der elektronischen Datenverarbeitung und der Digitalkameratechnik nicht mehr in gleicher Weise gegeben. In eigenen Vorversuchen (Kap. 6.1) haben sich die PSD-Sensoren (Typ SiTek S2-0171^[87]) zudem als unzuverlässig in rauen, vibrationsbehafteten und nicht temperaturstabilen Umgebungen gezeigt, sodass das ohnehin auch im Laborbetrieb regelmäßig erforderliche Nachjustieren der Sensoren sehr häufig erfolgen muss, was ein klarer Nachteil für eine μg -Anwendung ist.

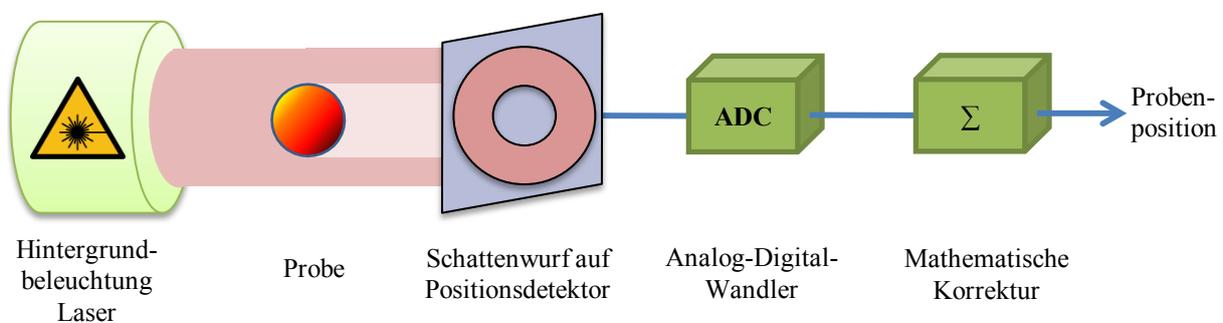


Abb. 5.10: Prinzip der Positionsmessung mit PSD-Sensoren

Dargestellt ist das Prinzip einer zweidimensionalen Messung der Probenposition. Zur Messung der dritten Koordinate wird die gleiche Anordnung um 90° versetzt wiederholt.

5.6.2 Kamerabasierte Technologie

Die zweite untersuchte Alternative basiert auf der Messung mittels zweier Hochgeschwindigkeitskameras und einer nachgeschalteten digitalen Bildanalyse. Das entsprechende Messverfahren wird entwickelt. Es gab keine für diese spezielle Aufgabenstellung anwendbare Lösung vergleichbarer Leistungsfähigkeit. Zunächst wird ein Bild der gesamten Levitationszone aus einer Richtung aufgezeichnet (Abb. 5.11). Der Kamera (Typ Basler ACE-640-120uc^[88]) gegenüberliegend, also hinter der Probe, befindet sich ein Diffusor, der den gesamten Hintergrund ausfüllt. Dieser wird rückwärtig von einer Leuchtdiode (Typ ACULED VHL E1700^[89]) angestrahlt, wenn die Probe zu kalt ist, um direkt sichtbar zu sein. Bei einer Probe, die aufgrund ihrer Temperatur hinreichend stark sichtbares Licht emittiert, kann die Hintergrundbeleuchtung abgeschaltet werden. Das Kamerabild wird mit einer Auflösung von 260 px × 260 px aufgenommen. Es wird ein Graustufenbild mit 8 Bit Farbtiefe generiert. Die so gewonnene Aufnahme wird über eine USB 3.0-Schnittstelle an den Mini-PC (Kap. 5.5.3) übertragen, wo die Bilder analysiert werden. Die verwendete Programmierumgebung LabVIEW, stellt einige Algorithmen zur Erkennung von Objekten und Kreisen in Bildern zur Verfügung, die bereits beschrieben sind^[90]. Diese zielen jedoch auf eine möglichst breite Anwendbarkeit ab. Im Rahmen eigener Vorversuche zeigte sich, dass diese für den vorliegenden Anwendungsfall nicht zweckmäßig einsetzbar sind, insbesondere aufgrund der zu langen Bearbeitungszeit eines jeden Einzelbildes. Für den geplanten Einsatz gelten zwei wesentliche Randbedingungen, die diese Aufgabe und damit potentiell auch den Algorithmus erheblich vereinfachen. Gesucht wird, erstens, nach maximal einem Objekt vor kontrastreichem Hintergrund. Zweitens ist es nicht erforderlich, die Form des Objektes exakt

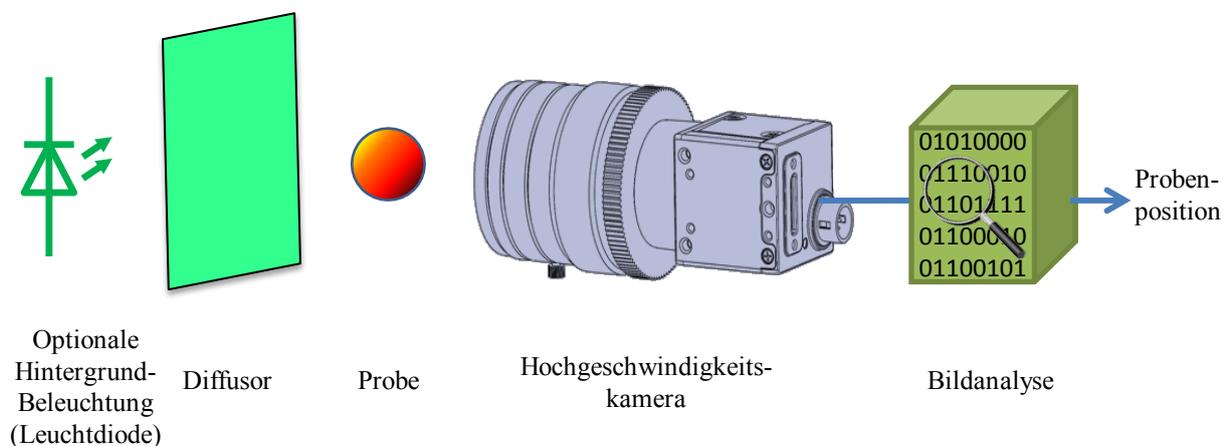


Abb. 5.11: Prinzip der Positionsmessung mit Kamera und digitaler Bildverarbeitung
Messglied der kamerabasierten Messung der Probenposition. Mit der gezeigten Anordnung können zwei Achsen vermessen werden. Eine weitere solche Anordnung um 90 ° versetzt komplettiert die 3D-Information.

abzubilden, da lediglich der Schwerpunkt einer Fläche gesucht wird. Der Umriss ist stets näherungsweise rund, ggf. schwach elliptisch und in jedem Fall ohne konkave Bereiche. Ein auf diesen Annahmen beruhender und daher für die Anwendung spezialisierter Algorithmus zur Bildanalyse wird maßgeblich von Dr. Dirk Bräuer^[73] entwickelt. Die einzelnen Schritte der Bildanalyse und die Leistungsfähigkeit werden im Folgenden dargelegt.

Der Algorithmus ermittelt die Probenposition aus den Kamerabildern in mehreren Stufen. Zunächst wird anhand eines 10 px breiten Streifens am linken Bildrand der aktuelle Zustand der Hintergrundbeleuchtung überprüft. Ist die Beleuchtung eingeschaltet, sucht der Algorithmus nach einer dunklen Probe im hellen Bild, ist der Hintergrund dunkel wird nach einer glühenden Probe vor dunklem Hintergrund gesucht. Nach Bedarf werden dann zur weiteren Bearbeitung die Graustufen des Bildes invertiert. Der Algorithmus unterliegt dann im Folgenden keiner Fallunterscheidung mehr. Abbildung 5.12 zeigt die Zwischenschritte der Positionserkennung anhand einer glühenden Probe. In erster Näherung wird die Auflösung des Originalbildes (Abb. 5.12.a) reduziert. Umlaufend wird ein Randbereich von 10 px entfernt. Für die verbleibenden $240 \text{ px} \times 240 \text{ px}$ wird über Segmente von $15 \text{ px} \times 15 \text{ px}$ je die Summe der Grauwerte gebildet. In dem so entstehenden Bild (Abb. 5.12.b, normierte Darstellung) von nun $16 \text{ px} \times 16 \text{ px}$, wird das hellste und das dunkelste Pixel ermittelt. An der so ermittelten maximalen Differenz der vorkommenden Grauwerte im Bild wird durch einen festgelegten Schwellenwert bewertet, ob eine Probe im Bild zu erkennen ist. Falls nicht, wird dem Positionsregler ein entsprechender Fehlercode an Stelle der Koordinaten übermittelt. Wird hingegen eine Probe im Bild vermutet, befindet sich das hellste Pixel zwangsläufig innerhalb der Probenkontur, jedoch nicht zwingend im Mittelpunkt derer. Die nachgeschaltete zweite Stufe der Messung bestimmt den Mittelpunkt auf

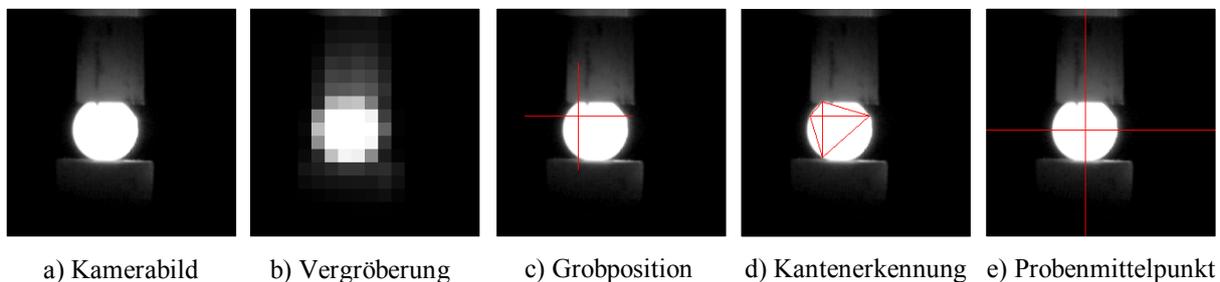


Abb. 5.12: Einzelschritte bei der Bildverarbeitung für die Positionsmessung
Die Bildfolge a) – e) zeigt die verschiedenen Zwischenstufen bei der Ermittlung der Probenposition durch den entwickelten Algorithmus, anhand einer glühenden, festen und mechanisch fixierten Probe von $\varnothing 1,9 \text{ mm}$.

Grundlage der bereits bekannten Grobposition. Aus dem ursprünglichen Kamerabild (Abb. 5.12.a) werden Zeile und Spalte der Grobposition extrahiert. Ausgehend vom Schnittpunkt bis hin zu einer vordefinierten maximalen Reichweite, wird in allen vier Richtungen der größte auftretende Gradient der Graustufen ermittelt. In Abbildung 5.12.c ist dieser Suchbereich durch das rote Kreuz überlagert. Dadurch werden vier Punkte auf dem Rand der Probe bekannt (Abb. 5.12.d). Aus den Koordinaten dieser vier Punkte werden durch Mittelwertbildung entlang der Zeile und der Spalte die beiden Koordinaten des Mittelpunktes bestimmt (Abb. 5.12.e).

Dieser Algorithmus wird auf jedes Einzelbild in Echtzeit angewendet. Für beide Kameras wird er dazu parallel in zwei Instanzen ausgeführt. Insgesamt liegen dann vier Koordinaten der Probe vor. Zwei dieser Werte entsprechen sich aus geometrischen Gründen zwangsläufig, im konkreten Fall die der vertikalen Koordinatenrichtung (Kap. 5.10.1). Die Lage der Probe ist damit dreidimensional eindeutig bestimmt. Die drei Koordinaten können nun aus diesem auf dem Mini-PC ausgeführten Programm zu dem auf dem FPGA-Baustein ausgeführten Positionsregler übermittelt werden (Kap. 5.5.4). Der Algorithmus kann die Probe im laufenden Betrieb zuverlässig erkennen und zeigt gute Leistungswerte. So kann er mit den vorhandenen Systemressourcen bei paralleler Verarbeitung von zwei Bildern mit etwa 1.500 Hz ausgeführt werden. Die Kameras stellen derzeit Bilder mit 200 Hz bereit, könnten jedoch bereits durch schnellere ersetzt werden.

Die verwendeten Kameras sind auf industrielle Anwendung spezialisierte Geräte, wie sie häufig zur Qualitätssicherung bei Großserien oder zur Früherkennung von Ausschussware bei Zwischenschritten in der Produktion eingesetzt werden^[92]. Der gewählte Kamerateyp eignet sich insbesondere aufgrund der angemessenen Auflösung und Bildrate, sowie der kompakten geometrischen Abmessungen (29,3 mm × 29 mm × 29 mm) und der guten Integrierbarkeit in die Programmierumgebung. Die Kamera hat einen Test zum Betrieb in Hochvakuum positiv abgeschlossen. Die Befestigungen der internen Komponenten im Gehäuse der Kamera müssen für die erweiterten Umweltbedingungen überarbeitet werden. Als Objektiv wird ein Standardobjektiv mit 35 mm Brennweite verwendet. Es müssen Distanzstücke zwischen Kamera und Objektiv verwendet werden, um die Naheinstellgrenze zu verkürzen. Durch die Verwendung entozentrischer Objektive entsteht ein Projektionsfehler in beiden Messachsen einer Kamera, wenn die Probe in der jeweiligen Blickrichtung ausgelenkt ist. Durch den großen Arbeitsabstand von ca. 170 mm zwischen Kamera und Objekt ist der Fehler von maximal einigen hundertstel Millimetern absolut tolerabel. Er könnte nur unter Verwendung telezentrischer Objektive vermieden oder mit Einschränkungen mathematisch korrigiert werden. Die Kameras befinden sich unterhalb des Rezipienten, Borosilikat-Schaugläser (VACOM VPCF25B-L^[85]) sind an den entsprechenden Stellen in den Behälterboden eingelassen (Kap. 5.11).

5.6.3 Vergleich der Systeme

Sridharan et al. vergleichen bereits 1989 zwei Varianten zur kontaktlosen Messung der Position einer levitierenden Probe miteinander, basierend auf PSD- und CCD-Sensoren^[93]. Der verwendete CCD-Sensor hat eine Auflösung von 50 px × 50 px, die je einen binären Wert für hell oder dunkel liefern. Über die Bildfrequenz wird nicht berichtet. Das Urteil lautet auf die Überlegenheit der PSD-Sensoren, da diese einfacher zu verwenden seien. In Bezug auf die CCD-Technik wird festgehalten: „In principle, the CCD camera method can be improved [...] by incorporating a higher pixel device and more complex digital signal processor interface.“^[93]. Das im vorigen Kapitel vorgestellte Messsystem erfüllt u. a. diese Bedingungen.

Die Vorteile des kamerabasierten Systems treten unter verschiedenen Aspekten hervor. Insbesondere die hohe Zuverlässigkeit auch unter rauen Umweltbedingungen, die Qualität der Daten, die Beschaffungskosten der Hardwarekomponenten und der geringe Wartungsaufwand sind vorrangig zu benennen. Das Messsystem ist schnell einsatzbereit. Im Vergleich zu PSD-Sensoren entfällt ein Warmlaufen der Sensoren genauso, wie das anschließend erforderliche Justieren des Nullpunktes. Das kamerabasierte System ist nach dem Starten des Mini-PCs unmittelbar einsatzbereit. Diese Lösung ist auch durch die hohe Bedienerfreundlichkeit für zukünftige Laboranwendungen zu bevorzugen. Die Anforderungen an die Hintergrundbeleuchtung sind, falls diese noch erforderlich ist, stark gesunken. Da die Optik nun zwischen Probe und Kamera verwendet wird und nicht mehr zwischen Lichtquelle und Probe, kann die Beleuchtung bei glühender Probe gänzlich entfallen oder aber generell nicht mehr als Gegenlicht, sondern als Auflicht vorgesehen werden. Inhomogenität in der Ausleuchtung spielt in allen Varianten nur noch eine untergeordnete Rolle. So kann auf lichtstarke Leuchtdioden zurückgegriffen werden. Diese sind im Vergleich zu einem aufgeweiteten Laserstrahl eine deutliche Einsparung in Bezug auf Größe und Anschaffungskosten, sind unempfindlicher gegen mechanische Umwelteinflüsse und zudem sofort nach dem Einschalten mit der vollen Leistung einsatzbereit.

5.7 Probenwechsler und Magazin

Um während eines Raketenfluges nacheinander mehrere Proben prozessieren zu können, ist ein vollautomatisches System erforderlich, das eine entsprechende Anzahl an Proben speichern kann und diese individuell dem weiteren Prozess zuführt. Auch für den Laboreinsatz bedeutet

ein solches System einen enormen zeitlichen Vorteil, da nach manuellem Einbau einzelner Proben der Rezipient jeweils erneut evakuiert werden muss. Dies erfordert zunächst zwei getrennte Funktionen, ① die Proben in einem Magazin innerhalb des evakuierten Bereichs individuell zu lagern, und ② zu gegebener Zeit von dort in den Levitationsprozess zu überführen. Eine weitere daraus resultierende Funktion ist, ③ bereits verwendete Proben innerhalb des Rezipienten zu sichern. Die verwendeten Lösungen zur Realisierung der einzelnen Aufgaben werden im Folgenden der Reihe nach vorgestellt.

Die Proben werden in einem Revolvermagazin mit vertikaler Drehachse, innerhalb des Rezipienten und oberhalb des Elektrodensystems gelagert. Abbildung 5.13 zeigt das Magazin ohne Deckelplatte. Die Proben werden im Vorfeld, beim manuellen Befüllen, einzeln in Bohrungen in einem Zahnkranz einsortiert. Durch eine Drehbewegung dieses Zahnkranzes wird jeweils eine Probe an einer bestimmten Stelle zur Entnahme bereitgestellt. Die Verzahnung dient dem Antrieb der Drehbewegung durch einen Elektromotor, der über ein Ritzel die Drehrichtung vorgibt. Die erforderliche hohe Positioniergenauigkeit wird durch einen Rasthaken realisiert, der in die Verzahnung greift und die Drehbewegung in bestimmten Intervallen hemmt. Um bis zur nächsten Entnahmeposition zu verfahren, wird die Hemmung durch einen Tauchspulenaktuator

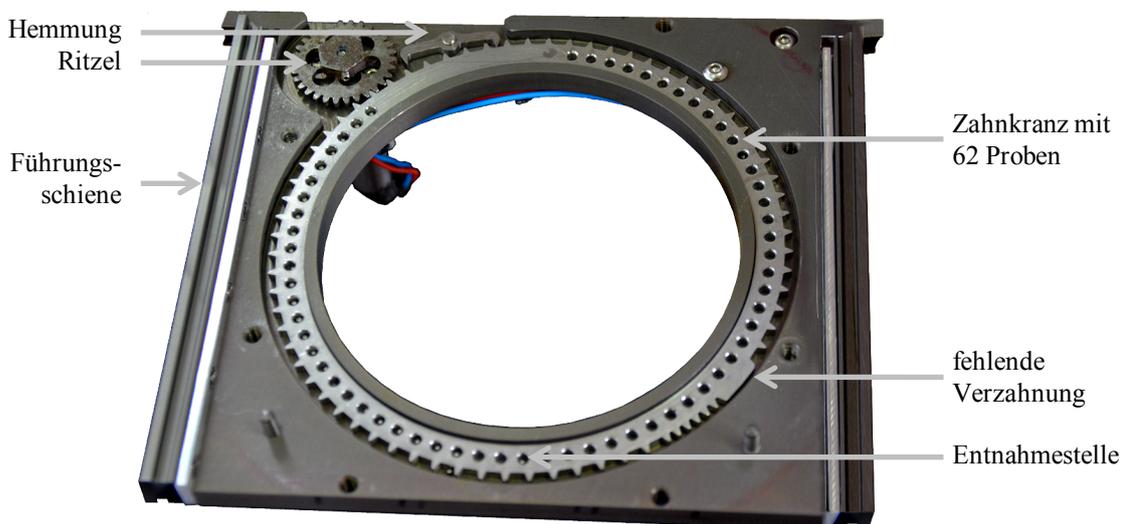


Abb. 5.13: Geöffnetes Magazin des Probenwechslers

Die Proben werden in die Bohrungen des großen Zahnkranzes einzeln eingelegt. Über das Ritzel wird die Drehrichtung gesteuert; die Hemmung blockiert den Zahnkranz an der nächsten Position zur Entnahme einer Probe. Im Bild unten mittig befindet sich eine Bohrung unter dem Zahnkranz, durch die jeweils eine Probe entnommen werden kann.

kurzzeitig gelöst. Der Rotationsantrieb kann den Haltepunkt so überwinden und bis zum nächsten Anschlagpunkt verfahren. Die nächste gültige Position zur Entnahme einer Probe wird so präzise angefahren. Die Funktion ähnelt somit der eines mechanischen Uhrwerkes.

Der Kranzdurchmesser, und damit auch die mögliche Anzahl an Probenpositionen im Magazin, sind nach oben durch die Größe des Rezipienten begrenzt, nach unten durch den Strahlengang von Pyrometer und Hochgeschwindigkeitskamera, die durch die freie Fläche im Zentrum verlaufen. Im Ergebnis bietet dies Platz für 62 Bohrungen, die mit Proben zwischen $\varnothing 1,2$ mm und $\varnothing 2$ mm bestückt werden können. Um einen Startpunkt für eine eindeutige Nummerierung der Proben festzulegen, fehlen in der Verzahnung am Kranz zwei Zahnzwischenräume. Diese Stelle kann durch das Ritzel nicht überfahren werden und definiert die Nullstellung eindeutig. Der Zahnkranz liegt in einer Führungsnut in einer Trägerplatte. Die Bohrungen sind nach unten durch diese verschlossen, nach oben durch ein Deckelblech (nicht in Abb. 5.13). So sind die Proben auch in Schwerelosigkeit sicher verwahrt. Trägerplatte und Deckel haben eine Öffnung an der Entnahmestelle der Proben. Das gesamte Magazin kann mittels an der Trägerplatte seitlich montierter Linearführungen, ähnlich einer Schublade, durch eine Öffnung im Rezipienten schnell aus- und wieder eingebaut werden. Das Magazin wird im eingebauten Zustand mit einer Schraube gegen ungewollte Bewegung gesichert.

Die Proben werden nacheinander an die Entnahmestelle transportiert und können nur dort entnommen werden. Die so an einer definierten Position bereitgestellte nächste Probe wird durch zwei Förderstäbe weitertransportiert. Beide Stäbe können durch insgesamt drei Elektromotoren linear verfahren werden. Über eine zwischengeschaltete Elektronik stehen acht Geschwindigkeitsstufen und zwei Richtungen zur Verfügung. Diese Förderstäbe werden von beiden Seiten an die Entnahmeöffnung herangefahren und schließen damit die Öffnung beidseitig ab, bevor der Zahnkranz verfahren wird (Abb. 5.14.a). Die Probe ① befindet sich dann zwischen den Stabspitzen. Der obere Stab wird nach unten, durch die Bohrung im Zahnkranz, verfahren. Dabei schiebt dieser die eingeklemmte Probe und den unteren Stab vor sich her (Abb. 5.14.b). Die Länge des oberen Stabes ist so bemessen, dass die Probe sich am Ende des Verfahrweges im Mittelpunkt des Elektrodensystems befindet (Abb. 5.14.c). Dies ist die Sollposition der levitierenden Probe, auf die auch der Heizlaser und das Pyrometer (Kap. 5.9) justiert sind, sodass ein Vorheizen der Probe zwischen den Stabspitzen möglich ist. Beide Förderstäbe sind Rohre aus Aluminiumoxid, der untere ist mit einer Spitze aus reinem Wolfram bestückt. Zum inneren Aufbau des unteren Stabes, siehe auch Kapitel 5.8.1.

Das Freigeben der Probe erfolgt durch gleichzeitiges sehr schnelles Zurückziehen beider Stäbe aus dem Bereich des Elektrodensystems (Abb. 5.14.c). Die Beschleunigung der Stäbe spielt dabei

eine entscheidende Rolle. Zum einen weil die Stabspitzen bei der Messung der Probenposition zu gravierenden Messfehlern führen (Kap. 5.6), zum anderen wirken elektrostatische Kräfte zwischen den Ladungen auf der Probe und den Spitzen der Förderstäbe, deren Einwirkung möglichst kurz sein soll. Die Stäbe sind im Ergebnis innerhalb von 5 ms sicher aus dem Bereich der Positionsmessung entfernt. Dies entspricht einer mittleren Beschleunigung von 14 g auf diesen entscheidenden ersten Millimetern. Der Positionsregler beginnt erst nach 6 ms mit der Regelung der Probenposition, sodass die dann aufgenommenen Messwerte nicht mehr von im Erkennungsbereich befindlichen Förderstäben gestört sind (Abb. 5.14.d). Bei Verlust der Probe wird der untere Stab nach oben verfahren und so die Ausgangssituation (Abb. 5.14.a) für die nächste Probe wiederhergestellt.

Der Übergang zwischen einer mechanisch fixierten Probe zu einer Positionierung im elektrostatischen Feld ist heikel. Zwar ist der beim Freigeben durch die Förderstäbe auf die Probe übertragene Impuls meist sehr gering, jedoch bedeuten diese anfänglichen Störungen für den Positionsregler die insgesamt größte Herausforderung. Solche Proben, die nicht stabilisiert werden können bevor sie das Elektrodensystem verlassen, genauso wie solche, die während einer Messung instabil werden und verloren gehen, aber auch diejenigen, an denen die vorgesehenen Messungen erfolgreich durchgeführt sind, müssen in geeigneter Weise zuverlässig gesichert werden. Andernfalls drohen solche Proben im weiteren Verlauf die Levitation einer nachfolgen-

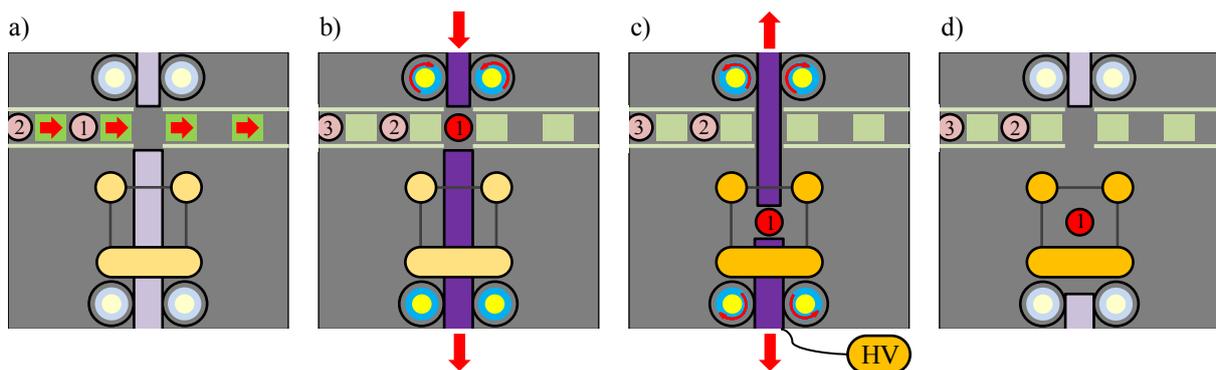


Abb. 5.14: Ablauf der Probenezuführung

Dargestellt sind der Bereich in dem die Probe levitieren soll und die Komponenten des Probenwechslers. Das Elektrodensystem (■) befindet sich mittig, darüber das Probenmagazin (→). Die Förderstäbe (|) und deren Antriebsräder (●) reichen von oben und unten in den Bildausschnitt hinein.

- Die im Probenmagazin gespeicherten Proben (1) werden um eine Position aufgerückt, die nächste gelangt dadurch zwischen beide Förderstäbe.
- Die Probe wird zwischen den Stäben geklemmt und in die Mitte des Elektrodensystems transportiert.
- Über den unteren Stab erhält die Probe ihre initiale Ladung (HV); bevor beide Förderstäbe zurück fahren und die geladene Probe freigegeben wird.
- Die Probe wird elektrostatisch stabilisiert und levitiert an der Sollposition.

den Probe zu stören, beispielsweise in dem sie erneut in den Erkennungsbereich eintritt. Die Trajektorie der unkontrolliert verlorenen Proben ist ungewiss und durch elektrostatische Kräfte nicht mehr sicher zu beeinflussen. Im Fall der Forschungsrakete folgen ggf. viele Proben aufeinander ohne eine Interimsphase mit Schwerkraft, die ein Umherschweben der Proben beenden würde. Die angewendete Lösung besteht aus einem auf die inneren Oberflächen des das Elektroden-system umgebenden Gehäuses aufgetragenen Getter-Materials, an dem die Proben adhäsiv anhaften. Da dieses im Vakuum nicht ausgasen darf, wird ein Vakuumsfett dünn aufgetragen. Von mindestens einer konstanten Komponente der Richtung der Restbeschleunigung ausgehend kann eine Probe nicht in den Levitationsbereich zurückkehren ohne einen vorhergehenden Wandkontakt. Während des Fluges an Bord einer Forschungsrakete sind verbleibende Drehraten der Nutzlast eine vornehmliche Quelle für Restbeschleunigungen. Diese sind dann stets nach außen gerichtet. Bei Parabelflügen und Fallturmexperimenten hingegen erzwingen die Schwerkraftphasen zwischen den Experimenten ohnehin einen Wandkontakt der Proben. Die Lösung ist zuverlässig, einfach anzuwenden und bringt kaum Eigengewicht ein.

5.8 Probenladung und Ladungsverlust

Die Ladung der Probe ist von zentraler Bedeutung für die erfolgreiche Positionsregelung in der elektrostatischen Levitation, und gleichzeitig einer der am schwersten zu handhabenden oder zu erfassenden Parameter des Levitationsprozesses. Einander gegenüber stehen sich der Bedarf, den Betrag der Ladung zu kontrollieren, und die Anzahl der unbekannt Parameter, die darauf Einfluss ausüben. Im Folgenden werden zwei Situationen getrennt voneinander betrachtet, in denen die Ladungsprozesse grundverschieden ablaufen. Dies ist zunächst eine fixierte Probe, die diese zum Anlevitieren erforderliche Initiaalladung tragen muss, und zweitens eine levitierende Probe, deren Ladungsverlust berührungslos ausgeglichen werden soll.

5.8.1 Initiaalladung einer fixierten Probe

Die Probe soll im Moment des Freigebens aus der mechanischen Halterung eine möglichst reproduzierbare und ausreichend starke Ladung besitzen, um umgehend durch das Feld kontrolliert werden zu können. Um diese Ausgangssituation zu schaffen, wird die Probe elektrisch kontaktiert und mit einem einstellbaren Potential beaufschlagt. Der keramische untere Förder-

stab des Probenwechslersystems (Kap. 5.7) ist mit einer Edelstahlseele versehen und die metallische Stabspitze damit verbunden. Am unteren Ende des Stabes befinden sich feine Federstahldrähte, die radial ausgerichtet einen Abnahmekamm bilden. Dieser Abnahmekamm läuft in einer Messinghülse mit dem sich bewegenden Stab vor und zurück. Nur wenn sich die Stabspitze im Bereich zwischen den Elektroden befindet besteht elektrischer Kontakt zur Messinghülse. Fährt der Stab hingegen vor zum Probenmagazin, wird die Verbindung galvanisch getrennt, um Kurzschlüsse der Hochspannung über das Magazin auf die Struktur zu unterbinden. Die Messinghülse wird von der Unterseite des Rezipienten elektrisch kontaktiert und mit dem Ausgang des Hochspannungsverstärkers (Kap. 5.4) einer der unteren Elektroden verbunden. Eine separate Hochspannungsquelle ist nicht erforderlich, da es keine zeitliche Überschneidung der beiden Aufgaben des Hochspannungsverstärkers gibt: Das Laden der Probe und die Positionsregelung laufen grundsätzlich sequentiell ab. Die Ladung der Probe wird in dieser Konstellation nicht nur über das Potential des galvanisch verbundenen Hochspannungsverstärkers definiert, sondern vielmehr durch die Potentiale aller vier Elektroden (Kap. 5.3.1) und dem daraus resultierenden Feld. Um die Probe positiv zu laden wird an beiden unteren Elektroden, und damit auch an der Probe, ein positives Potential und an beiden oberen Elektroden ein negatives Potential angelegt. Große Unbekannte in diesem System sind die elektrischen Eigenschaften der Probe, der elektrische Übergangswiderstand zur Stabspitze und die Kapazität im Feld. Größe und Oberflächenbeschaffenheit bzw. –verunreinigung bestimmen diese Werte. Die Ladung, welche eine Probe nach ihrem Anlevitieren trägt, unterliegt demnach Schwankungen. Unter Kenntnis einiger Anlagenparameter und eines stabilen Arbeitspunktes, kann auf die Ladungsmenge zurückgerechnet werden. Sie liegt typischerweise in der Größenordnung 10^{-9} C bis 10^{-8} C. Geeignete Ladeparameter wie die Potentiale der vier Elektroden und die Ladedauer werden experimentell gefunden.

5.8.2 Ladungserhaltung einer levitierenden Probe

Eine Probe, die wie im vorigen Kapitel beschrieben anlevitiert hat, trägt notwendigerweise eine für den Prozess hinreichend große Ladungsmenge. Der Levitationsprozess kann damit auch über Stunden aufrechterhalten werden, bis Ladungsverlust zur Beendigung führt. Hauptursache solchen Ladungsverlustes ist das Erwärmen der Probe. In Abhängigkeit von der Temperatur der Probenoberfläche werden ionisierte Partikel des Probenmaterials oder anhaftender Verunreinigungen von der Probe abgelöst. Die Probe erfährt dadurch zumeist einen Verlust positiver Ladungsträger. Eine höhere Heizrate führt daher auch zu einem schnelleren Ladungsverlust^[43]. Je nach Oberflächenbeschaffenheit, Temperatur und Heizleistung findet diese Entladung über Minuten hinweg oder binnen Millisekunden statt. Um den Levitationsprozess aufrecht zu erhal-

ten, muss dieser Ladungsverlust kompensiert werden. An einer levitierenden Probe kann dies nur berührungslos geschehen.

Elektrostatische Levitation ist zunächst nicht auf ein Vorzeichen der Ladung des zu levitierenden Objektes festgelegt (Gl. 2.1). Positiv wie negativ geladene Proben können gleichermaßen levitieren, wenn der Vorzeichenwechsel entsprechend am Reglerausgang (Kap. 5.5.4) berücksichtigt ist und damit auch die Feldstärke umgekehrt wird. Aufgrund der thermischen Elektronenemission, auf die im weiteren Verlauf des Kapitels noch näher eingegangen wird, werden Proben üblicherweise positiv geladen.

Den kleinstmöglichen Beitrag zu einer positiven Gesamtladung der Probe leistet das Entfernen eines Elektrons von der Probenoberfläche. Die erforderliche Energie, ein Elektron aus der Oberfläche zu lösen, ist zunächst die Austrittsarbeit, die von Material- und Oberflächeneigenschaften, wie der Stoffzusammensetzung, der Temperatur, der Rauheit, der Gitterorientierung und von Gefügefehlern abhängig ist^[94]. Ihre Beträge sind nur unter sehr idealisierten Bedingungen bekannt. Sie unterliegen an der realen Probe Schwankungen, bedingt durch den Herstellungsprozess, Oxidation und anderen Verunreinigungen (Kap. 5.8.3). Über die Austrittsarbeit hinaus wird die potentielle Energie, die dieses Elektron aufbaut, wenn es aus dem Potentialfeld der positiv geladenen Probe entfernt wird, benötigt. Diese potentielle Energie wächst proportional mit steigender positiver Ladung des Probenkörpers an (Gl. 2.5). Die Ionisierungsenergie als Summe aus Austrittsarbeit und potentieller Energie wird mindestens benötigt, um ein Elektron von der Probe zu entfernen^[18]. Die Ladung der Probe wächst damit um den Betrag einer Elementarladung $e \approx 1,6 \times 10^{-19} \text{ C}$ an. Um die im vorigen Unterkapitel genannte typische Ladung von 10^{-9} C zu erreichen, muss dieser Vorgang $6,25 \times 10^9$ -mal wiederholt werden.

Die erforderliche Energie kann thermisch, photonisch oder kinetisch auf die Elektronen der Probe übertragen werden^[18]. Die drei Prinzipien werden nachfolgend eingeführt.

Mit steigender Probentemperatur steigt auch die thermische Energie der Elektronen. Erreicht die thermische Energie das Niveau der Austrittsarbeit, kommt es zur Glühemission, bei der Elektronen aus der Oberfläche austreten, jedoch in einer die Probe umgebenden Wolke verbleiben^[18], da die Bindungsenergie noch nicht vollständig überwunden wird. Bei Vorhandensein eines äußeren elektrischen Feldes werden diese Elektronen entfernt, wie es bei Röntgenröhren²⁷ genutzt wird^[26]. Bei der elektrostatischen Levitation ist ein solches Feld ebenfalls vorhanden. Die vorhandene Feldstärke unterscheidet sich bei Laborversuchen und Experimenten in Schwerelo-

²⁷ *Wilhelm Conrad Röntgen (1845 – 1923)*

sigkeit erheblich (Kap. 2.3). Die Temperatur, bei der die Glühemission einsetzt, ist stark abhängig von den jeweiligen Materialeigenschaften. Grundsätzlich ist der Effekt stärker je höher die Temperatur der Oberfläche ist.

Der äußere photoelektrische Effekt beschreibt die Möglichkeit die Bindungsenergie von Elektronen durch ionisierende Strahlung zu überwinden^[26]. Auf die Oberfläche treffende energiereiche Photonen wechselwirken mit den Elektronen des Probenmaterials und übertragen ihre Energie an diese. Dadurch erhalten die Elektronen die nötige Energie zur Überwindung der Barrieren^[95]. Die Energie der Photonen ist mit dem Planck'schen²⁸ Wirkungsquantum proportional zur Frequenz des Lichts, d. h. bei Bestrahlung mit kürzerer Wellenlänge können langfristig mehr Elektronen ausgelöst werden, womit eine höhere Gesamtladung der Probe erzielt werden kann. Ultraviolettes (UV) Licht wird oft verwendet, um Proben auf diese Weise berührungslos zu laden^{[22][43]}. Als UV-Quellen dienen insbesondere Gasentladungslampen im Wellenlängenbereich von 115 nm bis 200 nm^[96] (Kap. 3.4).

Drittens, kann die Ionisation der Probe durch Teilchenbeschuss erzielt werden, z. B. mittels eines Elektronenstrahls von hinreichender Energie^[18]. Die kinetische Energie des Elektronenstrahls wird durch Stoßprozesse auf Elektronen der Probe übertragen und somit die Bindungsenergie überwunden. Der Ladungsvorgang geschieht demnach ähnlich der zuvor beschriebenen photonischen Ladung.

5.8.3 Testreihe zur Probenladung

Im vorigen Kapitel werden einige Möglichkeiten zur Ladungserhaltung auf der Probe vorgestellt. Darunter die an bestehenden Laboranlagen ausschließlich verwendeten Gasentladungslampen als Quellen ultravioletter Strahlung. In Kapitel 3.4 wird auch begründet, dass diese Lampen für das vorliegende Vorhaben ungeeignet sind. Verschiedene Alternativen werden geprüft und die Ergebnisse im Folgenden diskutiert.

Zur Durchführung dieser Testreihe wird ein Teststand entwickelt, der eine höhere Flexibilität für Veränderungen am Aufbau erlaubt. Dieser Teststand funktioniert auf Grundlage eines einachsigen Levitators, der aufgrund einer speziell gewählten Elektrodenform (Abb. 5.15) mit nur einer Hochspannungsquelle und einer einachsigen Positionsmessung und -regelung auskommt. Durch diesen minimalistischen Ansatz können die benötigten Erkenntnisse mit entsprechend

²⁸ *Max Planck (1858 – 1947)*

wenig Aufwand erreicht werden. Dieses Elektrodensystem wird in einen Rezipienten eingebaut. Der Rezipient verfügt über mehrere Flansche. Abzüglich eines Pumpenanschlusses und einer Hochspannungsdurchführung, werden diese mit Schaugläsern verschlossen und für verschiedene im Folgenden beschriebene Funktionen genutzt. Die Positionsbestimmung erfolgt durch nur eine Paarung aus Kamera und Hintergrundbeleuchtung, wie in Kapitel 5.6.2 beschrieben. Es wird jedoch nur der Messwert der vertikalen Achse verwendet. Der Reglerausgang wirkt auf einen einzelnen Hochspannungsverstärker für bis zu +20 kV (Kap. 5.4), der an die untere Elektrode angeschlossen ist. Die obere Elektrode ist geerdet. Durch die konkave Formgebung der unteren bzw. die konvexe der oberen Elektrode (Abb. 5.15) entsteht eine rückstellende Kraft zur Mittelachse. Die so levitierenden Proben sind in der lateralen Ebene ungerregelt und folglich häufig nicht ortsstabil, sondern vollziehen eine leichte Pendelbewegung. Während diese Bewegung bei Levitation in Gasatmosphäre mit der Zeit abklingt (Kap. 2.2.1), geschieht dies im Vakuum nicht. Um diesem Pendeln entgegen zu wirken, wird durch zwei unmittelbar hinter den Elektroden befindliche Stabmagnete ein statisches Magnetfeld erzeugt. Nach dem Prinzip einer Wirbelstrombremse werden laterale Bewegungen der Probe gedämpft. Die so erreichte Stabilität genügt für die gegenwärtige Fragestellung. Ein Heizlaser wird auf die Probe gerichtet und darüber die Probe



Abb. 5.15: Eindimensionaler elektrostatischer Levitator

Dieser Aufbau wird verwendet, um das berührungslose Nachladen einer levitierenden Probe experimentell zu erproben. Die Probe levitiert dabei zwischen den Elektroden, die durch ihre Formgebung eine passive laterale Stabilisierung der Probe vornehmen. Eine Positionsregelung erfolgt nur in der vertikalen Achse über die Anpassung des Potentials der unteren Elektrode. Die obere Elektrode ist geerdet.

entladen (Kap. 5.8.2). Die verschiedenen getesteten Quellen ionisierender Strahlung werden nacheinander ebenfalls auf die Probe gerichtet, um diese aufzuladen. Als Kriterium für den Ladungszustand der Probe genügt die mittlere Stellgröße des Reglers, die zeitaufgelöst erfasst wird.

Der Vorteil der nicht anwendbaren Gasentladungslampen (Kap. 3.4 und 5.8.2) ist die sehr kurze Wellenlänge von 115 nm bis 220 nm und die gleichzeitig relativ hohe Intensität^[96]. Eine entsprechende Kombination ist durch andere Technologien z. Zt. Nicht zu erreichen. Die hier getesteten UV-Quellen sind: ① eine UV-Leuchtdiode (LG Innotek LEUVA66B00HF00^[97]) mit einer optischen Leistung von 2 mW bei 278 nm. ② Das Leuchtmittel aus einem EPROM-Löschgerät (Conrad 982261^[98]) mit einer Wellenlänge von 254 nm bei 4 W elektrischer Eingangsleistung. Und ③ ein Quecksilber-Hochdruckstrahler (OSRAM Supratec HTT 150-211^[99]) mit einer Abstrahlleistung von 22 W im Spektrum von 315 nm bis 400 nm und 6 W im Spektrum 280 nm bis 315 nm. Keine dieser Optionen bewirkt eine Absenkung der mittleren Levitationsspannung, dem Indikator für ein erfolgtes Laden der Probe.

Als eine weiterführende Alternative wird der Effekt eines Elektronenstrahls auf die Probenladung untersucht. Die benötigte Hardware wird in kompakter Form entwickelt und am gleichen Teststand eingesetzt. Das Prinzip der Erzeugung des Elektronenstrahls folgt dem der Elektronenkanone. Dazu werden zwei wesentliche Vorgänge benötigt: Das Bereitstellen freier Elektronen und deren Beschleunigen durch ein elektrisches Feld. Für die erste Aufgabe wird ein Filament benötigt, das von einem elektrischen Strom durchflossen wird und zu glühen beginnt. Durch thermische Elektronenemission (Kap. 5.8.2) treten Elektronen aus. Zur Beschleunigung dieser Elektronen wird eine ringförmige Anode mit einem positiven Potential belegt. Die Elektronen werden durch das elektrische Feld zur Anode hin beschleunigt und passieren diese durch die Öffnung. Die Elektronen durchlaufen dabei die Potentialdifferenz $\Delta\varphi$ zwischen Filament und Anode und bauen entsprechend kinetische Energie $E_{\text{kin}} = e \cdot \Delta\varphi$ auf^[19].

Als Filament dient eine Glühlampe (Typ H1), deren Glaskolben entfernt wird. Eine regelbare Konstantstromquelle wird entwickelt, um die Glühwendel zu speisen. Die Temperatur ist über den Strom einstellbar. Zur Erzeugung der Beschleunigungsspannung wird ein Sperrwandler aufgebaut, der im Leerlauf Spannungen bis 8 kV erzeugen kann. Durch die Serienschaltung zweier dieser Wandler kann die Beschleunigungsspannung bis 16 kV eingestellt werden. Beide Sperrwandler bestehen aus einer Zündspule, einer Diode und einem Kondensator. Die Spule (Typ Volvo 3287677) wird über ein Rechteck-Signal angesteuert, das über einen Mikroprozessor erzeugt und in Frequenz und Tastverhältnis eingestellt wird. Über diese Parameter kann die Zielspannung justiert werden. Die erzeugten Hochspannungspulse werden über eine Diodenschaltung in einen Kondensator geleitet. Diese Diodenschaltung besteht aus einer Reihenschaltung

tung von fünf Dioden, die jeweils über eine Sperrspannung von 4 kV verfügen. Zu jeder Diode wird ein Widerstand von 1 G Ω parallel geschaltet, um den Spannungsabfall gleichmäßig auf alle Dioden zu verteilen. Als Kondensator werden Leidener²⁹ Flaschen mit einer Kapazität von 40 nF verwendet. Die dann gleichgerichtete Hochspannung wird an die Anode angelegt.

Der so erzeugte Elektronenstrahl wird zu Testzwecken auf levitierende Materialproben aus Al_{99,9}, Zr₆₄Ni₃₆, Vitreloy 106a und Ni₂B mit Durchmessern von Ø1,3 mm bis Ø2 mm gerichtet. Proben aller getesteter Materialien können damit geladen werden. Allerdings funktioniert das Laden verschiedener Proben des gleichen Materials unterschiedlich gut und teilweise gar nicht.

Eine Untersuchung der Probenoberflächen wird exemplarisch durchgeführt. Abb. 5.16 zeigt zwei Aufnahmen, die mittels eines Rasterelektronenmikroskopes angefertigt sind. Auf der linken Seite Zr₆₄Ni₃₆; rechts eine Probe von Vitreloy 106a. Beidseitig sind Inhomogenitäten der Oberfläche deutlich zu erkennen. Zudem unterscheiden sich Proben gleichen Materials und Herstellungsverfahrens ebenfalls voneinander (nicht abgebildet). Ursächlich für diese lokal veränderten Oberflächeneigenschaften können Ausscheidungen von Legierungsbestandteilen, Verunreinigungen durch fremde Stoffe oder Oxidverbindungen sowie unterschiedliche Abkühlraten während der Erstarrung bei der Herstellung der Proben sein^[11]. Eine genauere Untersuchung, welche Eigenschaften der Probenoberfläche das berührungslose Laden begünstigt oder verhindert und wie dies im Herstellungsprozess beeinflusst werden kann, steht aus.

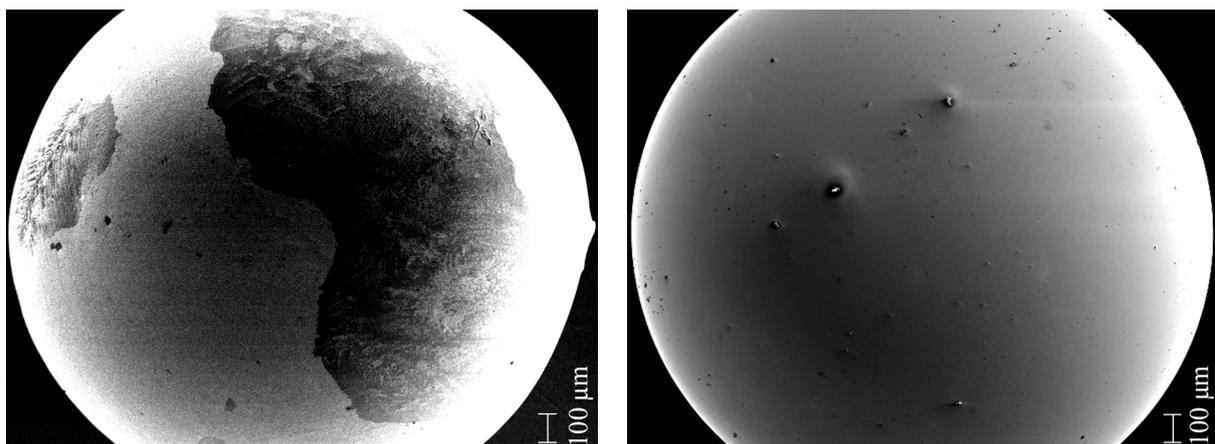


Abb. 5.16: Probenoberfläche unter dem Rasterelektronenmikroskop

Beide Aufnahmen zeigen je eine Materialprobe mit Ø2 mm, links Zr₆₄Ni₃₆ und rechts Vitreloy 106a. Die Oberflächen weisen z. T. sichtbar inhomogene Eigenschaften innerhalb einer Probe auf. Bilder: S. Zimmermann^[45]

²⁹ Pieter van Musschenbroek (1692 – 1761)

5.9 Temperaturregelung der Probe

Elektrostatisch levitierende Proben verfügen, insbesondere wenn das Experiment in Vakuumumgebung durchgeführt wird, über gut definierte thermische Verhältnisse. Es besteht kein Wärmeverlust durch Wärmeleitung oder durch Konvektion; die Probe steht lediglich über die Wärmestrahlung in einem Energieaustausch mit der Umgebung. Die vorgesehenen Messungen sollen an schmelzflüssigen Proben im Temperaturbereich von 400 °C bis 1.400 °C durchgeführt werden (Kap. 1.2). Die zum Heizen der Probe benötigte Heizleistung wird im Folgenden abgeschätzt und muss berührungslos auf die Probe übertragen werden. Ebenfalls berührungslos muss die Probentemperatur gemessen werden können. Ein Regler wird verwendet um die gewünschte Temperatur stabil einzustellen.

5.9.1 Thermalhaushalt einer Probe

Zunächst muss die erforderliche Heizleistung der Probe abgeschätzt werden. Für den zutreffenden Fall einer im Hochvakuum tiegelfrei levitierenden Probe, ergibt sich diese aus dem emittierten Wärmestrom der thermischen Strahlung. Der von der deutlich kälteren Umgebung empfangene Wärmestrom bleibt für diese Abschätzung unberücksichtigt.

$$P_p = \sigma \cdot A \cdot T_p^4 \cdot \varepsilon \quad (\text{Gl. 5.3})$$

Nach dem auf graue Körper erweiterten Stefan³⁰-Boltzmann³¹-Gesetz (Gl. 5.3) ist die abgestrahlte Leistung P_p abhängig von der Größe der Oberfläche A , der Emissivität ε und der Temperatur T_p . Die Stefan-Boltzmann-Konstante σ ist der Proportionalitätsfaktor. Der Leistungsbedarf wird für den maximalen Kugelradius von $r = 1 \text{ mm}$ (Kap. 5.7) und einer angenommenen maximal erreichbaren Temperatur von 1.700 K (Kap. 1.2) bestimmt. Die Kugeloberfläche ergibt sich zu $A = 4\pi r^2$. Mit einer konservativ angenommenen Emissivität von $\varepsilon = 1/3$ ergibt sich der von der Probe abgestrahlte Wärmestrom zu 2 W. Die Betrachtung der Probe als ein grauer Körper kann nur eine Näherung liefern, da blanke Metalloberflächen komplexeres Abstrahlverhalten zeigen^{[20][100]}. Unter späterer Anwendung eines Sicherheitsfaktors, genügt dies als Näherung.

³⁰ *Josef Stefan (1835 – 1893)*

³¹ *Ludwig Boltzmann (1844 – 1906)*

Die Temperaturverteilung auf der Oberfläche ist nicht homogen. Es soll eine Abschätzung der in der Probe auftretenden Temperaturgradienten durchgeführt werden, da solche Gradienten für die Bestimmung von Materialeigenschaften Messfehler verursachen können (Kap. 3.2 und 3.3). Betrachtet wird eine Probe wie sie im geplanten Experiment prozessiert werden kann. Ihr Durchmesser sei $\varnothing_p = 2 \text{ mm}$, die Emissivität mit $\varepsilon = 0,3$ gegeben. Die Probe sei zunächst ein Festkörper, sodass Konvektion nicht zum Wärmetransport beiträgt. Die folgende Abschätzung betrachtet eine Kugel mit homogenen Oberflächeneigenschaften in einem thermisch stationären Zustand, d. h. der abgehende Wärmestrom der gesamten Oberfläche steht mit dem durch den Heizlaser idealisiert punktförmig zugeführten Wärmestrom im Gleichgewicht (Abb. 5.17). Die lokale Temperatur muss dann im Brennfleck des Heizlasers am höchsten und am antipodischen Punkt am geringsten sein. Für die Betrachtung des maximalen Temperaturunterschiedes genügt daher die Betrachtung des konischen Volumens zwischen dem Punkt des Energieeintrages und einem gegenüberliegenden Oberflächensegment A_{\square} , das als beliebig klein angenommen wird. Die Oberflächentemperatur dieses Elementes sei T_p . Der am antipodischen Flächensegment abgehende Wärmestrom muss durch dieses konische Volumen mit der materialabhängigen Wärmeleitfähigkeit, hier $\lambda = 30 \text{ W/m/K}$, geleitet werden. Der Leitungsquerschnitt beträgt im Mittel ein Viertel der Fläche des abstrahlenden Flächensegmentes. So ist der sich einstellende Temperaturgradient ΔT der maximale auf der Probenoberfläche vorkommende. Der Temperaturverlauf innerhalb des Volumens ist dann näherungsweise linear, wenn das Oberflächenelement hinreichend klein gegenüber dem Probendurchmesser gewählt wird. Durch Gleichsetzen des Stefan-

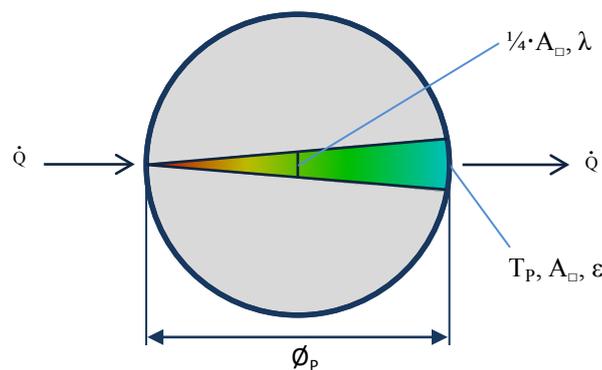


Abb. 5.17: Temperaturgradienten in der Probe

Schnittansicht einer Probe mit farblich herausgestellt konischem Volumen als Grundlage zur Abschätzung von Temperaturgradienten. Ein konstanter Wärmestrom \dot{Q} tritt idealisiert punktförmig ein und wird auf der gegenüberliegenden Seite aus einem beliebig kleinen Flächenelement A_{\square} abgestrahlt. Der sich stationär einstellende Temperaturgradient ist maßgeblich abhängig von der Temperatur T_p sowie den Materialkennwerten ε und λ und dem Durchmesser der Probe \varnothing_p .

Boltzmann-Gesetzes (Gl. 5.3), wobei $A = A_{\square}$, für den abgestrahlten Wärmestrom, mit dem Fourier'schen³² Gesetz (Gl. 5.4) der Wärmeleitung ($\dot{Q}_P = P_P$), ergibt sich der maximale Temperaturunterschied der Probenoberfläche ΔT nach Gleichung 5.5.

$$\dot{Q}_P = \lambda \cdot \frac{\frac{1}{4} \cdot A}{\varnothing_P} \cdot \Delta T \quad (\text{Gl. 5.4})$$

$$\Delta T = \varnothing_P \cdot \frac{\sigma \cdot \varepsilon}{\frac{1}{4} \cdot \lambda} \cdot T_P^4 \quad (\text{Gl. 5.5})$$

Dieser mit der vierten Potenz stark von der Probentemperatur abhängige Temperaturgradient kann durch reine Wärmeleitung nicht ausgeglichen werden und ruft in flüssigen Proben Konvektion hervor. Insbesondere Auftriebskonvektion und Marangoni³³-Konvektion, letztere auch im μg -Versuch^[101]. Folglich werden Masseströme angeregt, die wiederum durch den damit einhergehenden zusätzlichen Wärmetransport dazu beitragen, den Gradienten partiell abzubauen. Der verbleibende und an einer flüssigen Probe messbare Temperaturgradient muss daher immer geringer ausfallen, als der hier abgeschätzte. Der Anteil der Reduktion ist von Probengröße, Materialeigenschaften und Umgebungsbedingungen abhängig. Dazu passende Temperaturgradienten werden von Kordel^[42] auch experimentell untersucht. Es wird von einem mittels zweier gegenüberliegender Pyrometer bestimmten Gradienten von „weniger als 20 K“^[42] auf einer flüssigen Probe mit einem Durchmesser $\varnothing_P \approx 5 \text{ mm}$ bei einer Temperatur $T_P = 1.400 \text{ K}$ berichtet. Im Vergleich: Gleichung 5.5 liefert für diese Werte $\Delta T = 43,6 \text{ K}$, für eine konvektionsfreie Probe.

Die hervorgerufenen konvektiven Strömungen in der Probe sind potentiell störend für die Messungen von Materialeigenschaften am ‚oszillierenden Tropfen‘ (Kap. 3.3), wenn die resultierenden Strömungen nicht laminar sind^[4]. Verbleibende Gradienten im Bereich bis 20 K werden für die verwendeten Proben noch als unkritisch bewertet, da die angeregte Strömung laminar verläuft^[23]. Die in der vorliegenden Arbeit verwendeten Proben erfüllen diese Bedingung vor allem durch den geringeren Durchmesser $\varnothing_P \leq 2 \text{ mm}$. So gilt nach Gleichung (Gl. 5.5) für eine $\varnothing 2 \text{ mm}$ Probe gleichen Materials und Temperatur z. B. $\Delta T_{(1.400 \text{ K})} = 17,4 \text{ K}$. Dies entspricht den

³² *Joseph Fourier (1768 – 1830)*

³³ *Carlo Marangoni (1840 – 1925)*

geforderten Werten für Probengröße und Zieltemperatur (Kap. 1.2) sowie dem tolerierten Temperaturgradienten (s. o.). Die angenommenen Werte für Wärmeleitung und Emissivität sind vorsichtige Annahmen, die einen Bereich an metallischen Proben abdecken, der über die konkret geplanten Materialien hinausgeht. Es sind daher keine technischen Gegenmaßnahmen wie z. B. eine Verteilung der Laserleistung auf mehrere Punkte der Oberfläche, erforderlich.

5.9.2 Heizung

Die durch das Lasersystem optisch abgegebene Leistung P_L muss aus verschiedenen Gründen deutlich über der im vorigen Kapitel abgeschätzten Strahlungsleistung der Probe $P_P = 2 \text{ W}$ liegen. Zu berücksichtigen ist zunächst die unvollständige Absorption der Probenoberfläche, die einen Teil der Energie reflektiert und dieser folglich nicht zur Erwärmung beiträgt. Der Absorptionsgrad α ist, wie die Emissivität maßgeblich material- und wellenlängenabhängig. Insbesondere wegen der verschiedenen in Zukunft möglichen Probenmaterialien, ist dieser Wert nicht exakt bestimmbar und wird daher mit 0,2 angenommen. Um dem Temperaturregler eine hinreichende Leistungsreserve seines Stellbereiches zur Verfügung zu stellen und die Laserquelle nicht zu nah am oberen Limit zu betreiben wird ein Reservefaktor von $RF = 2$ festgelegt. Die ermittelte maximal erforderliche Ausgangsleistung der Laserquelle beträgt somit 20 W, gemäß Gleichung 5.6.

$$P_L = \frac{P_P}{\alpha} \cdot RF \quad (\text{Gl. 5.6})$$

Diese Abschätzung gilt insbesondere nur unter der Bedingung, dass der Laserstrahl auf einen Brennfleck kleiner dem Probendurchmesser fokussiert ist und die Probe sich hinreichend präzise an dieser Sollposition befindet. Leitungsverluste durch Lichtwellenleiter und Einkopplungsverluste in die Fokussieroptik können hingegen vernachlässigt bleiben. Neben der abgegebenen Leistung ist die Wellenlänge eine zentrale Eigenschaft des Lasersystems, da Absorptionsvermögen und Reflexivität der Probenoberfläche maßgeblich davon abhängen. Für kurze Wellenlängen gelten technologische Einschränkungen der Leistungsstärke von Halbleiterlasern^[94]. Für größere Wellenlängen nimmt hingegen die Absorption des Probenmaterials signifikant ab und damit auch der Gesamtwirkungsgrad der Probenheizung. Zur Vermeidung von Interferenz zu anderen Systemen sei auf Kapitel 5.10.2 verwiesen.

Verwendet wird ein Halbleiterlaser mit 20 W Nennleistung im Dauerstrichbetrieb bei $1,55 \mu\text{m}$ Wellenlänge. Das verwendete Modell (Seminox MCM 1550-20^[102]) basiert auf sieben faserge-

koppelten Laserdioden, deren optische Ausgänge in einen gemeinsamen Lichtwellenleiter eingekoppelt werden. Die Laserdioden sind auf einer thermisch leitfähigen Grundplatte montiert, ein Gehäuse umgibt die Anordnung (Abb. 5.18, jeweils mittig). Das System wird gegenüber dem Auslieferungszustand überarbeitet. Die vorgenommenen Änderungen beziehen sich auf die mechanische Stabilität und den Thermalhaushalt in μg - und Vakuumumweltbedingungen. Um einerseits die innerhalb des Gehäuses freitragend verlegten Abschnitte der Lichtwellenleiter zu stabilisieren und ein Aufschwingen der Lichtwellenleiter durch die dynamische Last des Raketenstarts zu unterbinden, und andererseits die Wärmeabfuhr aus den einzelnen Dioden im Vakuum zu erhöhen, wird das Gehäuse mit einer temperaturleitfähigen Masse auf Silikonbasis (Dow Corning SYLGARD 170^[103]) vergossen (nicht abgebildet). Der Verguss wird im Vakuum durchgeführt um Gaseinschlüsse zu vermeiden.

Ein zusätzliches Glasfaserende bietet die Möglichkeit einen Pilotlaser in den Lichtwellenleiter einzukoppeln. Hierzu wird eine Laserdiode (Typ WSLP-650-020^[104]) in Kombination mit einem

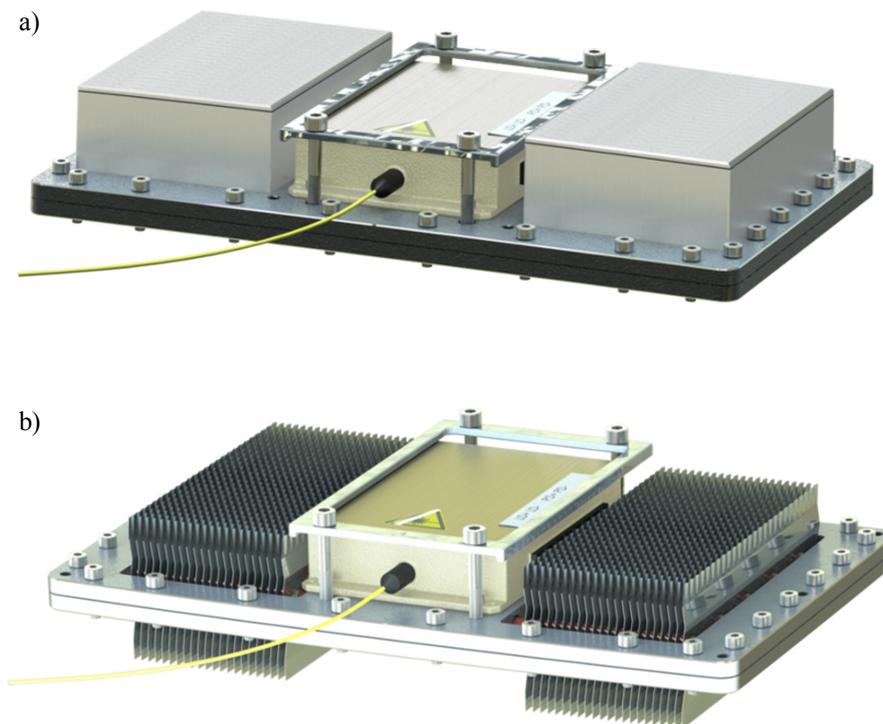


Abb. 5.18: Lasersystem auf Kühlaggregaten

Gezeigt sind beide Varianten der Laserkühlung. Der Diodenlaser ist jeweils mittig positioniert, mit dem nach vorne austretenden Faserende. Unterhalb des Lasers verlaufen die Wärmerohre, die die Abwärme nach außen leiten.

a) Im oberen Bild befinden sich an dieser Stelle zwei Wassertanks als Wärmesenken um für einen begrenzten Zeitraum die anfallende Wärmeenergie zu speichern.

b) Im unteren Bild befinden sich beidseitig Lamellen, die diese Wärme über große Oberflächen an die Umgebungsluft abgeben.

Treiber (Typ iC-WKL^[105]) verwendet. Diese Laserdiode emittiert weniger als 1 mW bei 658 nm. Der Pilotlaser dient dazu den Strahlengang des nicht sichtbaren infraroten Heizlasers für Justage und Kontrollzwecke zu markieren. Das probenseitige Faserende des Lichtwellenleiters befindet sich im Rezipienten. Es ist aus einer Entfernung von 35 mm direkt auf die Sollposition der Probe ausgerichtet. Um einen Strahl zu erhalten, der auf die Probe fokussiert ist, wird eine Fokussieroptik (Typ AMS HPUFO-35-1550-M-2.7-36-10BQ-HP^[106]) vorgeschaltet. Die Form des Strahls ist konvergent und qualitativ in Abbildung 5.19 dargestellt. Der minimale Strahlquerschnitt liegt 1 mm vor der Ebene des Probenmittelpunktes und beträgt ca. $\varnothing 1$ mm. Der Strahl ist im Bereich hinter der Probe divergent. Dadurch wird erreicht, dass die Intensität hinter der Probe wieder abnimmt. Gegenüberliegend befindet sich ein Strahlbegrenzer, der die Laserleistung absorbiert, sollte sich die Probe nicht vollständig im Strahlengang befinden. Der Lichtwellenleiter wird durch eine Durchführung in den Rezipienten geführt. Dazu wird an einem 30 mm Abschnitt des Lichtwellenleiters der Mantel entfernt und die blanke Glasfaser durch eine Bohrung in einem CF16-Blindflansch an der Unterseite des Rezipienten geführt. Der verbleibende Spalt wird mit 2-Komponenten-Kleber verfüllt, sodass Vakuumdichtheit und Schutz vor austretender Laserstrahlung durch Biegeverluste gegeben ist. Faserdurchführungen als Katalogware können aus Platzgründen nicht verwendet werden, da deren Bauhöhe das Platzangebot im Innenraum des Rezipienten übersteigen würde.

Das Lasersystem arbeitet mit einem Wirkungsgrad von etwa 20%^[102]. Die thermische Verlustleistung beträgt damit rund 80 W. Das vom Hersteller empfohlene zugehörige Kühlaggregat kann nicht verwendet werden, da es aus einem aktiv luftgekühlten Kühlkörper besteht. Für die vorliegende Anwendung wird ein passiv arbeitendes Kühlsystem benötigt, das für die begrenzte Zeit im Vakuum als hinreichend große Wärmesenke ausgelegt ist und gleichzeitig unter konvektivem Einfluss auch für länger andauernden Laborbetrieb geeignet ist. Es wird aus Platzgründen nicht für permanenten Betrieb des Lasers unter Volllast ausgelegt; dies ist auch nicht erforderlich. Für eine permanente durchschnittliche Leistungsabgabe der halben Nennleistung (s. o.: $RF = 2$) ergibt sich innerhalb der 6,5 Minuten Flugzeit auf MAPHEUS eine Wärmemenge von etwa $Q = 16$ kJ. Die Laserdioden dürfen nach Herstellerangabe eine Temperatur von 48 °C nicht überschreiten. Das Kühlwasser hat zu Beginn, je nach Experimentumgebung in Labor, Parabelflug oder MAPHEUS, höchstens etwa Raumtemperatur und soll sich daher nicht um mehr als 10 K erwärmen, um noch über einen ausreichenden Temperaturgradienten zur Wärmequelle zu verfügen.

Abbildung 5.18 zeigt zwei Varianten des entwickelten Kühlaggregates im fertig montierten Zustand. Die Laserquelle ist in beiden Fällen mittig zwischen zwei Wärmesenken auf einer

Grundplatte montiert. In die Grundplatte eingelassen sind fünf Heatpipes mit $\varnothing 8$ mm. Diese Heatpipes sind dünnwandige Kupferrohre mit einer porösen inneren Oberfläche. Sie sind gefüllt mit Wasser bei geringem Druck, sodass der Übergang zwischen Flüssig- und Gasphase bei geringer Temperatur stattfindet^[107]. In einer Heatpipe verdampft Wasser aus der porösen Oberfläche an der Wärmequelle und kondensiert an den Wärmesenken^[107]. Durch die poröse Struktur wird über Kapillarkräfte die Flüssigphase zurücktransportiert. Durch den unterschiedlichen Energieinhalt der beiden Phasen entsteht schon bei geringer Temperaturdifferenz ein Nettowärmefluss von der Quelle zu den Senken. Der Wärmefluss übersteigt den eines massiven Kupferstabes unter gleichen Bedingungen um mehrere Größenordnungen^[107]. In Abbildung 5.18.a ist die Version mit passiven Wärmesenken abgebildet. Aufgrund des günstigen Verhältnisses von spezifischer Wärmekapazität zu Volumen wird destilliertes Wasser verwendet. Um die verwendeten Behälter aus einer Aluminiumlegierung vor Korrosion zu schützen und ein Einfrieren der Flüssigkeit vor allem auf dem Transportweg nach Kiruna (Kap. 4.2) zu verhindern, wird im Verhältnis 1:1 ein Kühlerfrostschutz für Aluminiummotoren (GlycoShell Longlife Concentrate^[108]) beigemischt. Die Mischung ist gefriereschützt bis -40 °C und hat eine spezifische Wärmekapazität von $c = 3,5$ kJ/kg/K. Die Dichte beträgt $\rho = 1,077$ kg/l. Die zuvor abgeschätzte Abwärme $Q = 16$ kJ kann nach Gleichung 5.7 bei einer angestrebten Temperaturerhöhung $\Delta T \leq 10$ K in $V = 0,42$ dm³ Wasser gespeichert werden:

$$V = \frac{Q}{c \cdot \rho \cdot \Delta T} \quad (\text{Gl. 5.7})$$

Je ein Aluminiumbehälter für $0,24$ dm³ befindet sich auf beiden Seiten des Lasers. Die effektive Wärmekapazität wird durch die Grundplatte und die Behälter selbst noch erhöht. Eine thermische Anbindung an weitere Strukturteile hingegen wird bewusst nicht gewählt, um einen Wärmeeintrag von außen in diesen besonders temperaturempfindlichen Bereich zu verhindern. Eine Temperaturüberwachung findet zusätzlich mittig der Heatpipes, direkt unter dem Laser statt; bei Überschreitung eines Schwellenwertes von 38 °C wird der Laser durch die Ablaufsteuerung (Kap. 5.5.2) temporär außer Betrieb gesetzt. Dieser Fall ist in den in Kapitel 6 beschriebenen Versuchen allerdings nie eingetreten. Die Tanks sind für inneren Überdruck von $1,5$ bar ausgelegt und somit für Vakuumumwelt geeignet.

Abbildung 5.18.b zeigt eine Variante bei der die Abwärme durch die Heatpipes nicht in Wärmesenken geleitet, sondern mittels Kühlkörpern über große Oberflächen an die Umgebungsluft

abgegeben wird. Diese Variante wird im in Kapitel 6.1 beschriebenen Parabelflug und einem Teil der Laborversuche verwendet.

Elektrisch wird der Laser über einen Treiberbaustein (Typ MESSTEC MSM 20-25^[109]) angesteuert. Dieser setzt eine analoge Sollwertvorgabe in einen konstanten Strom um, mit dem der Laser beschickt wird. In diesem Treiber integriert sind Funktionen zum Schutz bzw. Schonung der Laserdioden, darunter z. B. Überspannungsschutz und Sanftanlauf.

Das im vorigen Abschnitt beschriebene Gesamtsystem ist in der höchsten Laserklasse 4 kategorisiert (DIN EN 60825-1), mit erheblicher Gefährdung von Augen und Haut sowie Gefahr der Erzeugung von Bränden. Dementsprechend sind Schutzeinrichtungen auch gegen Streulicht erforderlich. Der Rezipient in dem die Laserleistung freigesetzt wird (Kap. 5.11), ist rundum verschlossen und alle Öffnungen sind aus diesem Grund lichtdicht ausgeführt. Die beiden im Betrieb zu öffnenden Flanschdeckel werden durch Sicherheitsschalter überwacht. Weiterhin ist für diese Laserklasse die Verwendung eines Schlüsselschalters vorgeschrieben; dieser befindet sich im Bodengerät (Kap. 5.15) und ist zum Einschalten der gesamten Nutzlast zwingend erforderlich. Zwei Warnleuchten und entsprechende Beschilderung vervollständigen die Maßnahmen, sodass der Aufbau insgesamt der Laserklasse 1 entspricht. Der Pilotlaser, der aufgrund seiner geringen Leistung ohnehin Laserklasse 1 erfüllt, wird durch die Sicherheitsschaltung nicht unterbrochen.

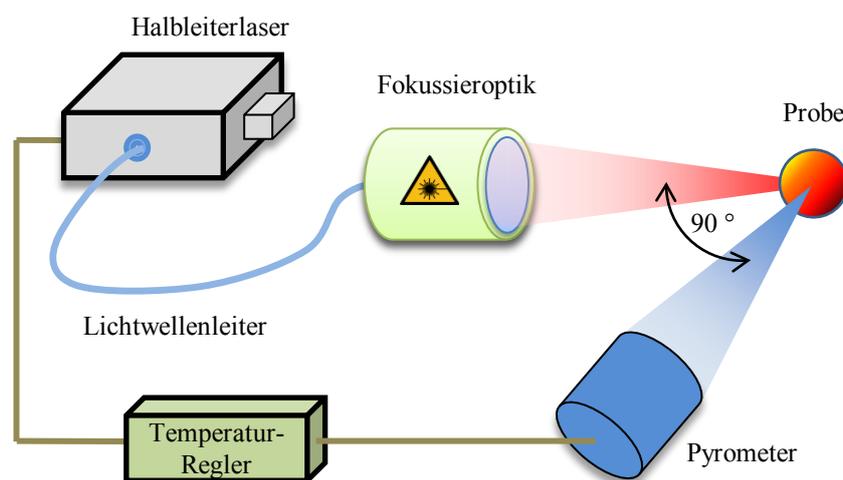


Abb. 5.19: Temperaturregelung an der Probe

Dargestellt sind die Komponenten der Regelung der Proben­temperatur. Die Proben­temperatur wird pyrometrisch erfasst, die Heizleistung durch einen Temperaturregler eingestellt und der Heizlaser auf die Probenoberfläche fokussiert.

5.9.3 Temperaturerfassung und -regelung

Die Temperatur der Probenoberfläche wird berührungslos mittels Pyrometrie bestimmt. Verwendet wird ein Einfarbenpyrometer vom Typ Optris CTVideo 3M^[110], mit einer mittleren Messwellenlänge von 2,3 μm und einem Temperaturbereich von 250 °C bis 1.800 °C. Das Pyrometer besteht aus einem Messkopf und einer separaten Elektronik. Der Messkopf enthält den Sensor und eine Optik, sowie ein Pilotlasersystem und eine Videokamera. Dieser Messkopf ist auf der Oberseite des Rezipienten (Kap. 5.11) angebracht. Der Strahlengang verläuft durch ein Schauglas und wird über einen Spiegel auf die Sollposition der Probe gelenkt. Die integrierte Optik ist so gewählt, dass im gegebenen Abstand ein Messfleck von $\varnothing 0,7$ mm der Probenoberfläche auf dem Sensor abgebildet wird. Der Brennfleck des Lasers und der Messfleck des Pyrometers sind auf der Probenoberfläche um 90 ° versetzt angeordnet (Abb. 5.19). Der Messwert entspricht damit weder der höchsten, noch der niedrigsten Temperatur der Oberfläche (Kap. 5.9.1). Unter Verwendung von Schauglas und Spiegel besteht die Gefahr, die Messung zu verfälschen, wenn die Energie der von der Probe emittierten Strahlung im Bereich der Messwellenlänge des Pyrometers in unbekannter Weise gedämpft wird. Ein Schauglas ist für die hermetische Abdichtung des Rezipienten jedoch erforderlich. Das verwendete Quarzkristall-Schauglas (VACOM VPCF16QZCUT-K^[85]) besitzt eine gute Transmission von 0,87 im Bereich der Messwellenlänge. Der Umlenkspiegel hingegen ist erforderlich, da das Pyrometer aufgrund der Bauraumbegrenzung (Kap. 5.2) nicht seitlich montiert werden kann. Als Spiegel wird ein goldbedampftes Glassubstrat verwendet (Kap. 5.10.1). Für jenen Spiegel wird herstellerseitig ein Reflexionsgrad von 98 % für den Bereich der Messwellenlänge angegeben^[111]. Die Beiwerte für Schauglas und Spiegel werden im Pyrometer hinterlegt und dadurch bei der Berechnung der Proben temperatur berücksichtigt^[112]. Die Energieversorgung des Pyrometers erfolgt über eine USB 2.0-Schnittstelle des Mini-PCs (Kap. 5.5.3), welcher auch das Videobild der integrierten Kamera ausliest. Der Messwert der Proben temperatur wird über eine Analogspannung ausgegeben und durch das Echtzeit-Steuergerät (Kap. 5.5.2) eingelesen. Das System wird einem Funktionstest im Vakuum unterzogen und mechanisch überarbeitet um der dynamischen Last beim Raketenstart zu widerstehen. Die Genauigkeit der Messung wird herstellerseitig mit 0,3 % vom Messwert plus 2 K angegeben^[110]. Einen deutlich höheren Beitrag zu Messfehlern hat der Beiwert der Emissivität ϵ , der vor einer Messung eingestellt werden muss^[112]. Dieser ist i. d. R. nicht hinreichend genau bekannt und unterliegt zudem Abhängigkeiten von Oberflächenbeschaffenheit, Material und Temperatur^[112]. Die Emissivität wird für derartige Versuche üblicherweise zunächst grob eingestellt und die Messwerte später am bekannten Schmelzpunkt des Probenma-

terials normiert^[11]. Die Ungenauigkeit des voreingestellten Emissionsbeiwertes kann damit am Schmelzpunkt kompensiert werden, nicht jedoch die Temperaturabhängigkeit des Beiwertes.

Der Messwert der Temperatur wird an einer Schnittstelle des Echtzeit-Steuergerätes erfasst und einem PI-Regler als Regelgröße zugeführt. Die Führungsgröße wird von der Ablaufsteuerung entsprechend den verschiedenen Experimentphasen und voreingestellten Werten des individuellen Versuches bereitgestellt. Die Ausgabe der Stellgröße an den Treiberbaustein des Heizsystems (Kap. 5.9.2) erfolgt über eine analoge Schnittstelle. Im Regelalgorithmus sind zusätzlich die Überwachung der Temperatur der Laserdioden und deren Notabschaltung implementiert. Die Regelfrequenz beträgt 10 Hz.



Abb. 5.20: Perspektive auf Levitationsbereich

Dargestellt ist das Innere des oktogonalen Gehäuses, welches das Elektrodensystem umgibt. Ein Teil der Seitenflächen ist entfernt. Die Perspektive entspricht in etwa der in Abbildung 5.21 mit ‚Positionskamera I‘ beschrifteten Richtung. Der Bildausschnitt zeigt eine auf dem unteren Förderstab des Probenwechslers (Kap. 5.7) ruhende Probe ($\varnothing 1,4$ mm). Das untere Elektrodenpaar (Kap. 5.3.1) und beide Elektrodenhalterungen (Kap. 5.3.2) sind ebenfalls zu sehen. Umlaufend auf Höhe des Abstandes zwischen den Elektrodenpaaren befinden sich die Öffnungen, hinter denen die Umlenkspiegel montiert sind.

5.10 An der Probe wirkende Prozesse

Viele der in den vorangegangenen Kapiteln vorgestellten Systeme agieren auf dem relativ kleinen Volumen des verfügbaren Levitationsbereiches zwischen den vier Elektroden von $7\text{ mm} \times 7\text{ mm} \times 7\text{ mm}$ (Abb. 5.20). Ihr jeweiliger Zugang zur Probe muss daher ohne gegenseitige Beeinträchtigung auf engem Raum realisiert werden. Dieses Kapitel behandelt diesen Zugang der verschiedenen Geräte zur levitierenden Probe und insbesondere die verschiedenen Strahlengänge, sowie Maßnahmen gegen gegenseitige elektromagnetische Wechselwirkungen.

5.10.1 Zugänglichkeit der Probe

Die beiden Elektrodenhalterungen (Kap. 5.3.2) werden in einem Gehäuse verbaut, dessen Grundform einem Prisma oktogonaler Grundfläche entspricht (Abb. 5.21). Die acht Seitenflächen haben im Wechsel eine Breite von 14,5 mm und 28 mm und das Prisma eine Höhe von 68,5 mm. In den acht Seitenteilen sind insgesamt neun Öffnungen vorgesehen, sechs weitere in den Stirnflächen. Durch diese Öffnungen wirken die in den vorangestellten Kapiteln bereits vorgestellten Systeme auf die Probe:

- ⊕ Vier Leitungen der Hochspannungsverstärker (Kap. 5.4) werden durch die Stirnfläche an je eine Elektrode geführt.
- ⊕ Die Hochgeschwindigkeitskamera beobachtet die Probe im Bereich um den Mittelpunkt. Ihr gegenüber befindet sich eine Hintergrundbeleuchtung (Kap. 5.5.5).
- ⊕ Die Positionsmessung (Kap. 5.6.2) muss die Probe nicht nur an der Sollposition, sondern im gesamten Levitationsbereich erkennen, daher die vier verbreiterten Seitenflächen.
- ⊕ Die Probenzufuhr erfolgt über je eine zentrale Bohrung in beiden Stirnflächen, durch die die Förderstäbe fahren (Kap. 5.7).
- ⊕ Die Elektronenkanone ist direkt seitlich angeflanscht und ist auf die Sollposition der Probe ausgerichtet (Kap. 5.8.3).
- ⊕ Der Heizlaser ist fest auf den Mittelpunkt ausgerichtet. Ein Absorber befindet sich gegenüberliegend, falls die Probe die Sollposition verlassen haben sollte (Kap. 5.9.2).
- ⊕ Das Pyrometer bestimmt die Temperatur der Probenoberfläche vor einem kalten Hintergrund (Kap. 5.9.3).

Der Außendurchmesser des Gesamtaufbaus ist durch die Modultöpfe begrenzt (Kap. 5.2.2). Die benannten Komponenten müssen deshalb zum überwiegenden Teil in Längsrichtung des Aufbaus, ober- bzw. unterhalb des Levitationsbereiches positioniert werden. Die Einbaulage des Elektrodensystems wird so gewählt, dass die beiden sich gegenüberstehenden Elektrodenpaare in der Längsrichtung, also im Laborbetrieb vertikal, angeordnet sind. Dies hat den Vorteil, dass die Richtung der Startbeschleunigung der auch im Labor vorhandenen Richtung der Schwerkraft entspricht. Die Zufuhr der Proben erfolgt wie in Kapitel 5.7 beschrieben, durch die Förderstäbe des Probenwechslers. Alle dazu erforderlichen Komponenten befinden sich innerhalb des Vakuumrezipienten (Kap. 5.11), um einerseits die Proben im Vakuum zu lagern und andererseits auf Schleusen und mechanische Durchführungen verzichten zu können. Auch die Elektronenkanone befindet sich im Rezipienten, da sie im Vakuum betrieben werden muss. Die Fokussieroptik am vorderen Ende des Lichtwellenleiters des Heizlasers, sowie die Hintergrundbeleuchtungen von Positions- und Hochgeschwindigkeitskamera sind innerhalb des Rezipienten montiert, da deren Arbeitsabstand kurz ist, bzw. sein soll.

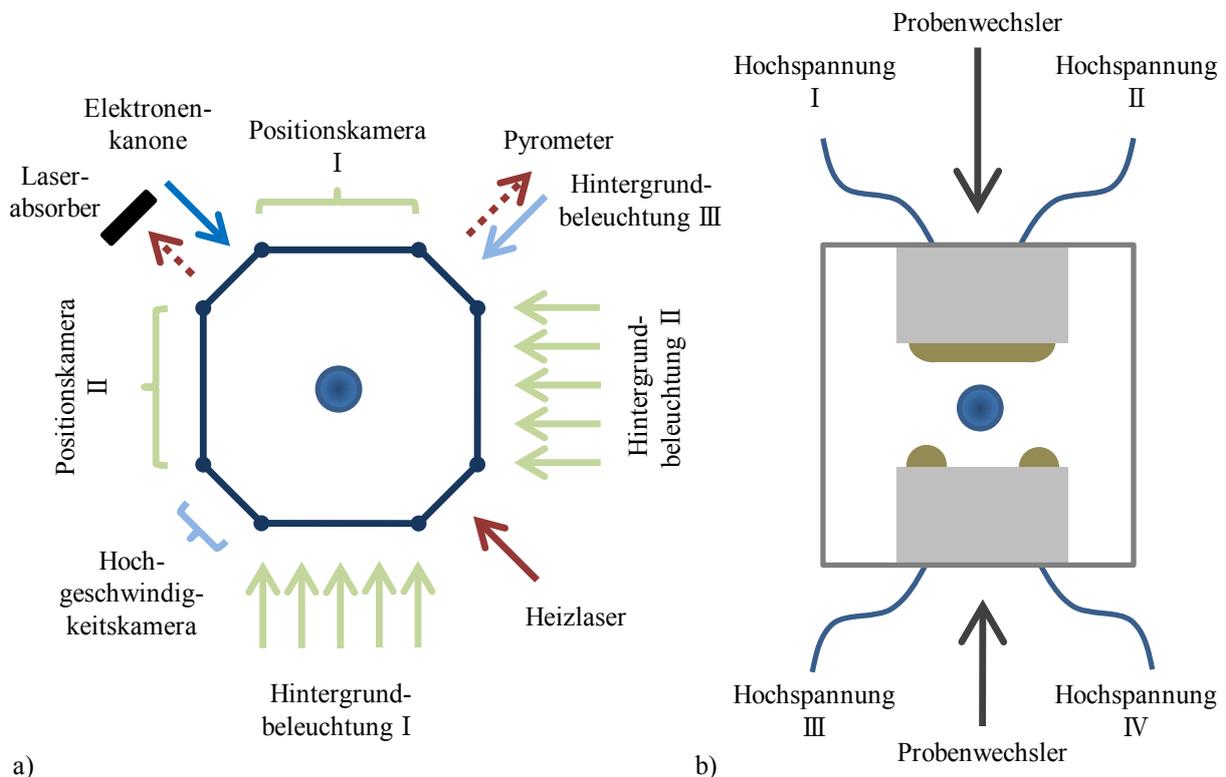


Abb. 5.21: Organisation der Prozesse an der Probe

Dies ist eine schematische Darstellung der zugeführten Systeme zur Prozesskontrolle am Levitationsbereich. Zur Orientierung ist jeweils eine Probe an der Sollposition gezeigt:

- Eine Schnittansicht zeigt die über die acht Seitenflächen zugeführten Systeme.
- Eine seitliche Ansicht zeigt die über die Stirnseiten wirkenden Systeme.

Alle anderen Systeme und Komponenten befinden sich außerhalb des Rezipienten und agieren durch geeignete Schaugläser, die in den jeweiligen Kapiteln spezifiziert sind. Der aus der Längsrichtung kommende Strahlengang wird dann über geeignete Spiegel zur Probe hin gelenkt. Diese Spiegel sind vor den Öffnungen in den Seitenflächen montiert und gegenüber der Seitenfläche um ca. 45° angestellt. Für die Positionserkennung werden insgesamt vier Aluminium-Spiegel $15\text{ mm} \times 15\text{ mm}$ verwendet (Edmund Optics 45-725^[111]), die eine Beobachtung des gesamten Levitationsbereiches von der Unterseite des Rezipienten her ermöglichen. Für die Hochgeschwindigkeitskamera wird ebenfalls ein Aluminium-Spiegel mit $\varnothing 5\text{ mm}$ (Edmund Optics 48-404^[111]) verwendet. Dieser Spiegel ist in einem Winkel von 42° angestellt und lenkt ein Abbild der Probe in Richtung oberhalb des Rezipienten um. Auf der gegenüberliegenden Seite der Probe befindet sich ein Goldspiegel gleicher Größe (Edmund Optics 48-410^[111]) und gleichen Anstellwinkels, der die Probe in Richtung des Pyrometers, oberhalb des Rezipienten abbildet. Die Spiegelmaterialien und -größen sind entsprechend der optischen Aufgabe ausgewählt. Neben dem Erfordernis zum Einsatz von Spiegeln aufgrund der Bauraumbeschränkungen, haben Spiegel den Vorteil, dass der Niederschlag von abdampfendem Probenmaterial einen weniger störenden Einfluss hat, als auf Schaugläsern. Zudem sind die Spiegel einfacher austauschbar, da diese keine dichtende Funktion am Vakuumrezipienten ausüben.

5.10.2 Frequenzen und Interferenz an Probe

Bei der Mehrheit der an der Probe wirkenden oder messenden Systeme, werden die Energie bzw. die Signale mit der Probe elektromagnetisch ausgetauscht. Diese Systeme sind Gegenstand der nachfolgenden Betrachtungen. Ausnahmen bilden der Probenwechsler, der die Proben mechanisch zuführt, und die Elektronenkanone, die zunächst einen Materiestrahl abgibt. Die angewendeten Techniken funktionieren in spezifischen, unterschiedlich breiten Frequenzbändern. Diese können sich überschneiden und untereinander Störungen verursachen. Um eine gegenseitige Beeinflussung zu unterbinden, müssen die verwendeten Wellenlängen entsprechend festgelegt und mit ausreichenden Bandabständen ausgelegt werden. Zusätzlich steht zur gegenseitigen Abgrenzung neben der Wellenlänge, ggf. noch die Polarisationsrichtung zur Verfügung. Von dieser Möglichkeit wird allerdings kein Gebrauch gemacht.

Abbildung 5.22 zeigt die gewählten Wellenlänge und Bandbreite der einzelnen Systeme. Für die Hintergrundbeleuchtung der Positionserfassung beider Achsen (Kap. 5.6.2) werden jeweils grüne Leuchtdioden verwendet. Eine gegenseitige Beeinträchtigung wird nicht beobachtet. Die Hintergrundbeleuchtung der Hochgeschwindigkeitskamera (Kap. 5.5.5) ist durch eine blaue Leuchtdiode realisiert. Vor dem Sensor, der nur Graustufen auflöst, wird ein Filter verwendet, welches

infrarote Strahlung herausfiltert. Für die Wellenlänge des Heizlasers (Kap. 5.9.2) kommt für metallische Proben insbesondere das Spektrum von Rot bis zu nahem Infrarot bis etwa $2\ \mu\text{m}$ in Frage, da hier die Absorption noch akzeptabel ist, allerdings für langwelligere Strahlung stark abnimmt. Der Pilotlaser hingegen soll im sichtbaren Bereich des menschlichen Auges und der Positionskameras liegen, verwendet wird rotes Licht bei $650\ \text{nm}$. Das Pyrometer (Kap. 5.9.3) soll nach Herstellerempfehlung mit mindestens $200\ \text{nm}$ Abstand zwischen der mittleren Messwellenlänge und fremden Strahlungsquellen betrieben werden, um eine präzise Messung zu gewährleisten^[112]. Der Abstand zum Heizlaser als nächster vorkommender Wellenlänge ist mit $745\ \text{nm}$ ausreichend dimensioniert. Auswirkungen des elektrostatischen Feldes auf die optisch wirkenden Verfahren sind keine zu befürchten, da dies nur niederfrequent, mit $500\ \text{Hz}$ geregelt wird (Kap. 5.5.4) und die magnetische Komponente fehlt (Kap. 2.2.1). Einzig auf den Elektronenstrahl ist eine Auswirkung des elektrostatischen Feldes denkbar, der dadurch abgelenkt wird. Hochspannungsüberschläge sind davon ausdrücklich ausgenommen und bedürfen gesonderter Aufmerksamkeit (Kap. 5.4). Dabei entstehen Störungen im gesamten sichtbaren Spektrum bis hin zu UV- und Röntgenstrahlung. Die thermische Eigenstrahlung der Probe wirkt sich entsprechend dem Planck'schen Strahlungsgesetz temperaturabhängig auf alle verwendeten Wellenlängenbereiche aus. Dies kann insbesondere für die Positionsmessung und Hochgeschwindigkeitskamera zu schlechtem Kontrast im Bild führen. Wie in Kapitel 5.6.2 beschrieben kann durch Abschalten der Hintergrundbeleuchtung die Funktion wiederhergestellt werden.

Funktion	Sender	Empfänger	Wellenlänge
Positionsmessung XZ	LED	Positionskamera	$518\ \text{nm} \pm 45\ \text{nm}$ (grün)
Positionsmessung YZ	LED	Positionskamera	$518\ \text{nm} \pm 45\ \text{nm}$ (grün)
Probenquerschnitt abbilden	LED	Hochgeschwindigkeitskamera	$465\ \text{nm} \pm 25\ \text{nm}$ (blau)
Probe positionieren	Elektroden	Probe	$\gg 1\ \text{km}$
Heizen	Heizlaser	Probe	$1,55\ \mu\text{m} \pm 5\ \text{nm}$ (nahes IR)
Heizlaser markieren	Pilotlaser	Positions- & Pyrometerkamera	$650\ \text{nm} \pm 10\ \text{nm}$ (rot)
Temperatur messen	Probe	Pyrometer	$2,3\ \mu\text{m} \pm 200\ \text{nm}$ (nahes IR)
Thermische Strahlung Probe	Probe	Alle	Planck'sches Strahlungsspektrum
Elektronenstrahl	Probe	Alle	Bremsstrahlung

Abb. 5.22: Übersicht der Wellenlängen für Steuer- und Messaufgaben an der Probe

Die Tabelle listet die unterschiedlichen Frequenzen elektromagnetischer Strahlung auf, die im Levitationsbereich der Probe auftreten, dazu die Sender und Empfänger der Strahlung. Die Angabe der Wellenlänge bezieht sich mit Ausnahme der Funktion ‚Temperatur messen‘ auf die Senderseite der Paarungen, nicht auf die Empfindlichkeit der Empfänger. Die Angaben sind Herstellerangaben oder ergeben sich für die thermische Abstrahlung der Probe aus dem Planck'schen Strahlungsgesetz^[18] bzw. entsprechen der durch den auf die Probe treffenden Elektronenstrahl entstehenden Bremsstrahlung^[18].

5.11 Vakuumsystem

Der Bedarf eines Vakuumsystems ergibt sich aus der Anforderung, die geplanten Experimente in einer Hochvakuumumgebung durchzuführen (Kap. 1.2). Das das Elektrodensystem enthaltende Kernstück (Kap. 5.3) muss sich daher ebenso in einem Vakuumrezipienten befinden wie der Probenwechsler, um die Proben bereits im Vakuum zu lagern. Die übrigen in den voranstehenden Kapiteln vorgestellten Systeme, die an der Probe wirken, befinden sich mindestens teilweise außerhalb des Rezipienten und bedürfen jeweils geeigneter Durchführungen.

Ein an die gegebenen Bauraumbeschränkungen speziell angepasster Rezipient ist entwickelt (Abb. 5.23). Dieser besteht aus einer quaderförmigen Schweißkonstruktion mit den Kantenlängen $212\text{ mm} \times 212\text{ mm} \times 192\text{ mm}$. Zwei gegenüberliegende Seiten sind als großflächige Luken ausgeführt, die mit einem Flanschdeckel verschlossen werden. Abbildung 5.24 zeigt den Blick durch eine dieser geöffneten Luken. Das zweite Paar Seitenflächen bleibt ohne Öffnung. Sämtliche Durchführungen befinden sich in Deckel- und Bodenplatte, entlang der Längsachse der Nutzlast (Kap. 5.10.1). Zur Gewichtsreduktion sind die einzelnen Seiten dünnwandig ausgeführt, ein Rahmen und Versteifungsrippen geben die erforderliche Stabilität. Deckel- und Bodenplatte sind doppelwandig ausgeführt: Während die innere Wandung sich unter der wechselnden Druckdifferenz elastisch verformt, erfährt die zweite Wandung keine Druckdifferenz und

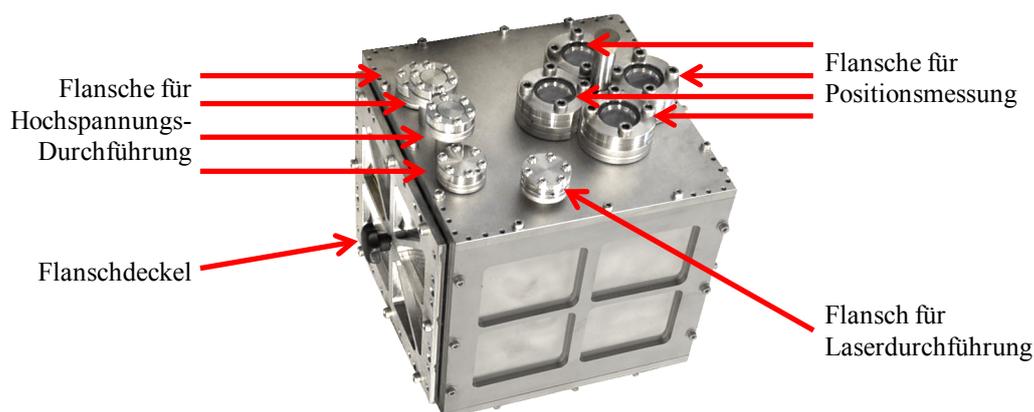


Abb. 5.23: Vakuumrezipient mit Durchführungen an der Unterseite
Dargestellt ist die Unterseite des Vakuumrezipienten, mit vier Flanschen für Hochspannungsdurchführungen, einem Flansch für die Durchführung des Lichtwellenleiters und vier Flanschen für die Positionsbestimmung. Einer der beiden großen seitlichen Flanschdeckel ist sichtbar.

keine Verformung mehr. Auf dieser äußeren Wandung werden Messgeräte wie Positionskameras oder Pyrometer montiert, die sehr präzise ausgerichtet werden müssen. Eine sich nach innen wölbende Grundplatte würde die Kalibration stören; eine hinreichend steife Auslegung hingegen widerspricht dem Ansatz der Gewichtsreduktion. Der Rezipient dient neben der evakuierbaren Probenumgebung auch dem Schutz vor Berühren der Hochspannung und vor starken elektrischen Feldern (Kap. 5.4), sowie direkter und indirekter Laserstrahlung (Kap. 5.9.2). Der Rezipient ist aus Edelstahl 1.4301 gefertigt und verschweißt, er bildet damit eine geschlossene elektrische Abschirmung. Die Flanschdeckel werden elektronisch überwacht, die optischen Durchführungen sind zur Umgebung hin lichtdicht ausgeführt.

Der Rezipient ist mit dem Vakuum-Umbilical verbunden und kann darüber evakuiert werden. Das Vakuum-Umbilical besteht aus zwei Baugruppen, einem Stecker und einem Sockel. Der Sockel befindet sich im Experiment, der Stecker ist fest mit der Vakuumversorgungsleitung des Bodengerätes (Kap. 5.15) verbunden. Im gekoppelten Zustand werden zwei CF40-Flansche aneinander angepresst. Zwischen den Schneidkanten befindet sich ein Elastomer-Dichtungsring. Ein Verriegelungsmechanismus arretiert den Stecker sicher im Sockel. Durch Zug an einem Entriegelungsring wird die Arretierung gelöst. Beim Abheben der Rakete wird die Entriegelung

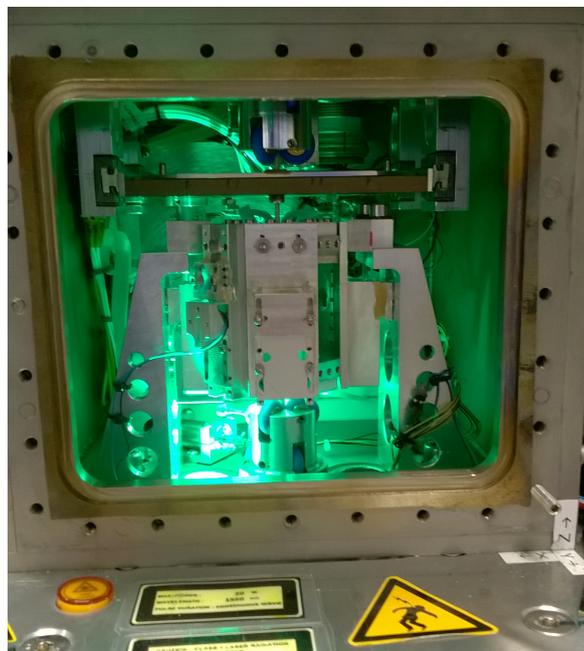


Abb. 5.24: Rezipient mit geöffnetem Flanschdeckel

Im Inneren ist in der Bildmitte das Gehäuse des Elektrodensystems (Kap. 5.10.1) sichtbar; querliegend darüber das Probenmagazin aus Kapitel 5.7 und Abbildung 5.13 (S. 83). Die grüne Beleuchtung entstammt dem System zur Messung der Probenposition (Kap. 5.6.2)

über ein Drahtseil ausgelöst. Der in einem Winkel von 45° nach unten abgewinkelte Stecker gleitet dann leicht aus dem Sockel.

Ein Blockschaltbild des gesamten Vakuumsystems ist in Abbildung 5.25 gezeigt. Die Erzeugung des Vakuums erfolgt in mehreren Stufen. Dazu sind immer externe Pumpen, Ventile und Messgeräte erforderlich, die im Bodengerät (Kap. 5.15) enthalten sind. Der Vakuum-Umbilical-Anschluss der Nutzlast wird über einen Vakuumwellschlauch DN40 mit dem Bodengerät verbunden. Verwendet wird eine Kombination aus einer Scrollpumpe (Typ Leybold SC 15D^[113]) und einer Turbomolekularpumpe (Typ Leybold Turbovac 50^[114]), die anfänglich ein Vakuum im Rezipienten erzeugen. Ein Pirani³⁴-Sensor (MKS Mikro-Pirani 925^[115]) wertet den Restdruck innerhalb des Rezipienten im Bereich von Atmosphärendruck bis 10^{-5} mbar aus. Das untere Messbereichsende wird im Betrieb i. d. R. unterschritten. In Labor- und Parabelflugumgebung (Kap. 4.3) bleibt dieser extern versorgte Modus dauerhaft bestehen. In Vorbereitung eines Raketenstarts beginnt einige Minuten vor Lift-Off der Wechsel auf die interne Ionengetterpumpe (Typ VARIAN StarCell 20^[116]). Dazu werden die Absperrventile auf beiden Seiten der Umbilical-Verbindung geschlossen und die Verbindungsstelle durch das Belüftungsventil atmosphärisch geflutet. Die Bestätigung darüber erfolgt durch das externe Vakuummeter. Die beiden ex-

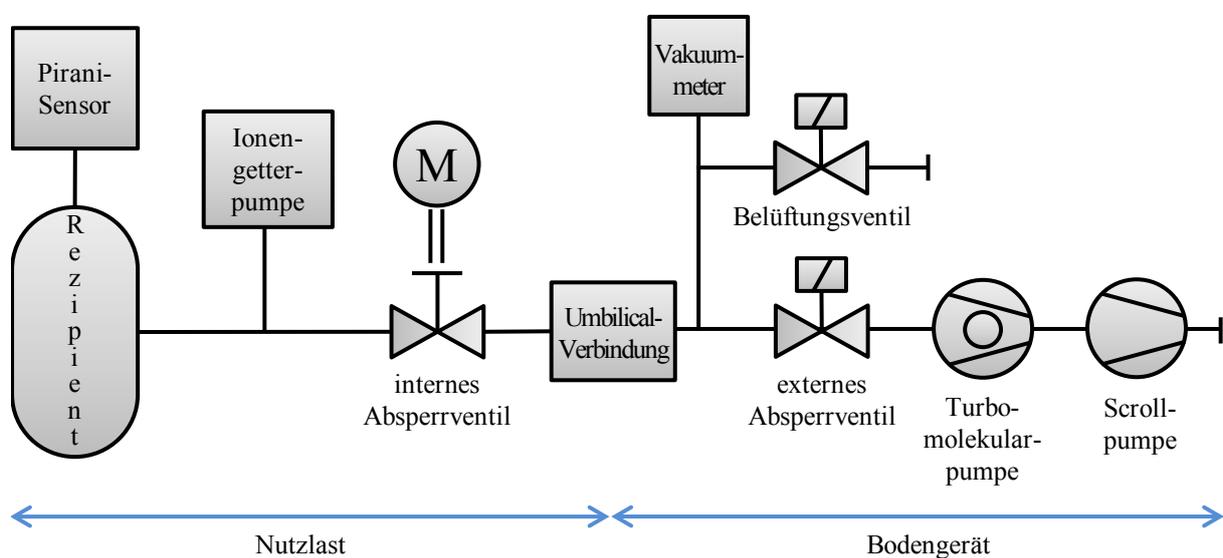


Abb. 5.25: Blockschaltbild Vakuumsystem

Die Komponenten des Vakuumsystems innerhalb der Nutzlast und des Bodengerätes (Kap. 5.15). Unmittelbar vor dem Raketenstart werden beide Absperrventile geschlossen und das Belüftungsventil geöffnet. Beim Start wird das System an der Umbilical-Verbindung geteilt.

³⁴ *Marcello Pirani (1880 – 1968)*

ternen Ventile sind gewöhnliche Magnetventile. Für das interne Absperrventil hingegen kommt ein Magnetventil nicht in Frage, da diese bei angestrebtem Öffnungsquerschnitt von DN40 einen zu großen Formfaktor aufweisen und pneumatisch vorgesteuerte Varianten wegen fehlender Infrastruktur nicht in Frage kommen. Verwendet wird stattdessen ein ursprünglich manuell betätigtes Schieberventil (VAT 01032-CE01^[117]), das unter Verwendung eines Gleichstrommotors und einer Steuerungselektronik automatisiert und überwacht wird. Diese Konstellation ermöglicht einen großen Öffnungsquerschnitt und ist ideal an den zur Verfügung stehenden Bauraum angepasst. Außerdem wird nur zum Umschalten des Ventils elektrische Energie benötigt und nicht permanent zur Erhaltung eines Schaltzustandes. Die Nutzlast kann dann auch im ausgeschalteten Zustand über lange Zeit evakuiert werden. Die Ionengetterpumpe ist in der Lage das Vakuum im Rezipienten in unverminderter Güte aufrecht zu erhalten. Ein Restdruck unterhalb 10^5 mbar wird während Laborversuchen und des gesamten Fluges erreicht.

5.12 Energieversorgung

Die Energieversorgung der Nutzlast ist aus internen Ressourcen zu decken. Die Energieversorgung (s. a. Abb. 5.26) erfolgt elektrisch, bei einer mittleren Leistungsaufnahme von ca. 430 W. Diese variiert jedoch in Abhängigkeit der eingestellten Experimentparameter nicht unerheblich. Höhere Leistungsaufnahmen entstehen in Abhängigkeit der gewählten Prozessparameter und des aktuellen Zustandes verschiedener Teilsysteme. Insbesondere durch kurzzeitig hohe Laserleistung, beim Starten des Hochgeschwindigkeitskameranagements oder des Mini-PC und durch die Ionengetterpumpe können Spitzen in der Leistungsaufnahme bis ca. 850 W auftreten.

Es bestehen zwei grundverschiedene Anforderungsszenarien an die Zeitspanne der Energieversorgung. Auf der einen Seite stehen Labor und Parabelflug, auf der anderen Seite stehen Forschungsraketen und Fallturm. In erstgenannten Szenarien ist eine Energieversorgung über mehrere Stunden hinweg erforderlich. Hierbei wird über eine Umbilical-Verbindung eine Energieversorgung von außen aus einem Netzgerät eingespeist. Eine weitere Umbilical-Verbindung wird zur Erdung der Struktur verwendet. Die Versorgungsspannung beträgt 30 V, das verwendete Netzteil (EA PS 880-60R^[118]) liefert bis zu 1,5 kW. Dieser Modus ist zeitlich nicht limitiert und bildet die Ausgangssituation für das zweite Szenario. Nach dem Abwurf im Fallturm, bzw. erfolgtem Raketenstart, muss für eine Zeitspanne von wenigen Sekunden bzw. 15 Minuten eine

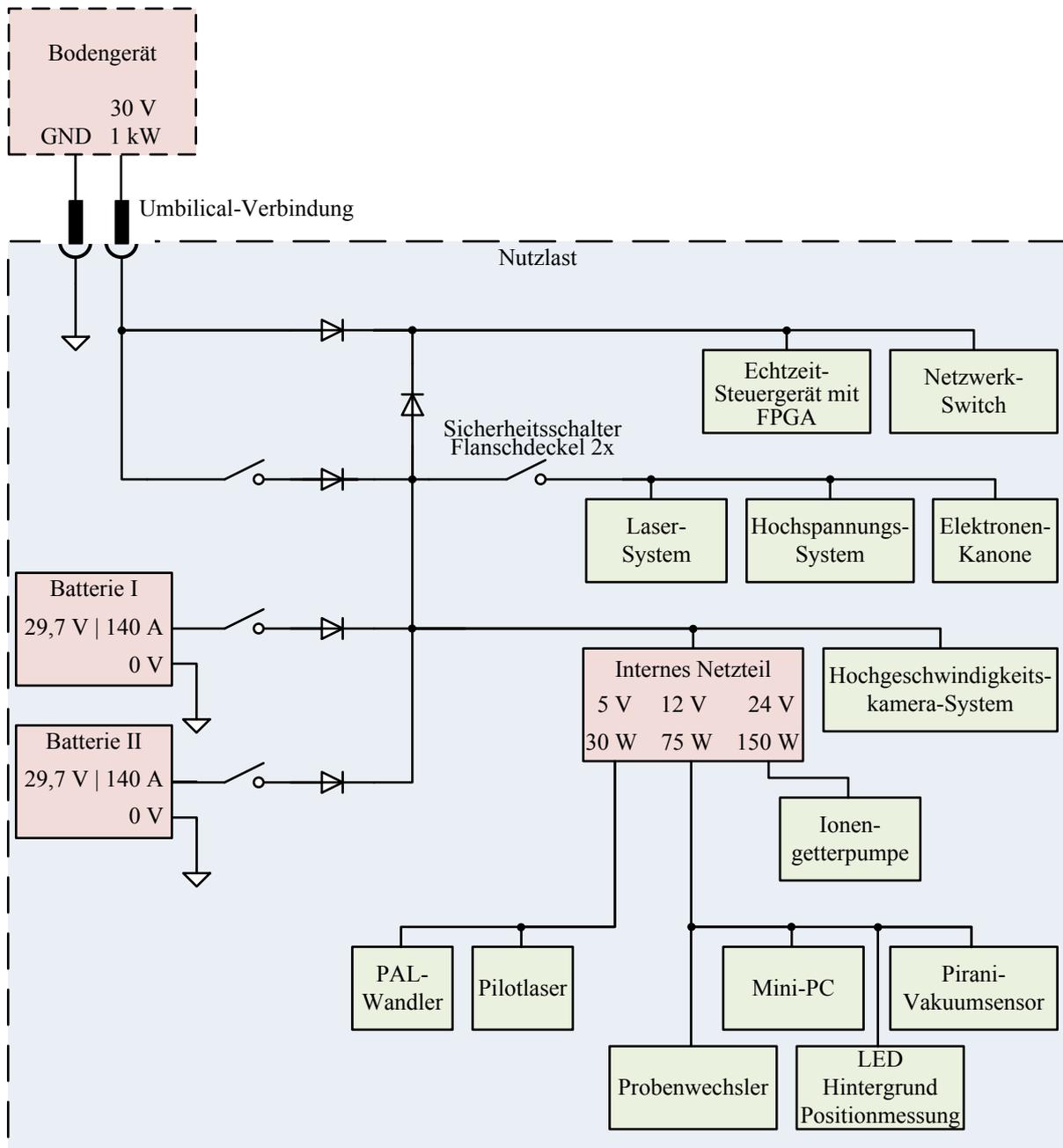


Abb. 5.26: Blockschaltbild der elektrischen Energieverteilung

Es handelt sich bei diesem Schema um eine stark vereinfachte Übersicht über die elektrische Energieverteilung innerhalb der Nutzlast. Insbesondere fehlen Spannungswandler und alle Signalleitungen. Die Energieversorgung ist rot, Verbraucher sind grün eingefärbt.

autarke Energieversorgung aus Quellen innerhalb der Nutzlast erfolgen. Dazu werden intern Akkumulatoren verbaut. Verwendet werden Sekundärzellen vom Typ LiFePO_4 ³⁵ mit einer Zellspannung von 3,3 V und einer Kapazität von 2,4 Ah. Dieser Zelltyp zeichnet sich durch sein sehr gutes Verhältnis von Energie zu Masse und den geringen Innenwiderstand der Zellen aus. Die verwendeten Zellen (Typ A123Systems ANR26650M1-B^[119]) sind in umfangreichen Labortests zu Einsatztemperaturen, mechanischer Belastung und Vakuumumwelt getestet, sowie bereits auf vorangegangenen MAPHEUS-Raketen erprobt^[120]. Die Zellen werden in einer 9S2P-Konfiguration verwendet, das heißt mit je zwei parallelen und neun seriellen Zellen zu einer Batterie verschaltet. Diese Batterie hat eine Nennspannung von 29,7 V, bei einer Kapazität von 4,8 Ah. Die Batterie liefert einen Nennstrom von 140 A. Um eine einfache Ausfallsicherheit zu erhalten, werden zwei dieser Batterien verbaut. Damit stehen insgesamt 285 Wh bzw. 1 MJ zur Verfügung. Auf Grundlage der mittleren Leistungsaufnahme ergibt sich eine autarke Energieversorgung von etwas über 20 Minuten, bei einfacher Ausfallsicherheit. Um die Zellen nicht frühzeitig zu entladen, wird bis unmittelbar vor dem Start der Rakete bzw. Abwurf im Fallturm die Energieversorgung der externen Quelle verwendet (s. o.). Dieses Netzteil wird im Bodengerät (Kap. 5.15) untergebracht. Die Umbilical-Verbindung wird selbsttätig getrennt, sobald die Rakete sich aus ihrer Ruheposition erhebt. Um die Verbindung nicht unter elektrischer Last zu trennen, wird die externe Versorgung rechtzeitig stromlos geschaltet. Damit steht eine permanente und für die fragliche Zeitspanne autark funktionierende Versorgung auf 30 V-Ebene zur Verfügung.

Diese Spannung ist nicht für alle Verbraucher direkt nutzbar. Vielmehr müssen daraus noch einige weitere Spannungspegel erzeugt werden. Im Experiment enthaltene Spannungswandler stellen die benötigten Spannungen mit der erforderlichen Leistung bereit. Zum Einsatz kommen effizient arbeitende trafolose DC/DC-Wandler verschiedener Hersteller. Diese sind alle mit einer Reihe von Schutzfunktionen ausgestattet, darunter vor allem Überlast- und Übertemperaturschutz sowie dauerhafte Kurzschlussfestigkeit. Diese werden in einem dafür entwickelten Gehäuse untergebracht, das neben der mechanischen Fixierung auch ein integriertes Kühlkonzept für Vakuumumwelt bietet. Die Stabilität der Ausgangsspannungen wird durch das Echtzeit-Steuergerät überwacht und dokumentiert. Die Spannungswandler werden durch Peter Penkert^[121] auf einer Platine platziert und verdrahtet. Diese Platine erfüllt auch die Funktion alle Versorgungsspannungen über ein gemeinsames Steuersignal abzuschalten.

³⁵ *Lithium-Eisenphosphat*

5.13 Thermalhaushalt im Experiment

Ebenso wichtig, wie die Versorgung mit Energie zum Betrieb der Systeme, ist die Behandlung von Abwärme. Nahezu die gesamte im Betrieb der Anlage aufgenommene elektrische Energie fällt letztlich als Abwärme an. Wird diese nicht adäquat behandelt, droht die Überhitzung kritischer Komponenten. Dieses Problem wird zusätzlich von anwendungsspezifischen Faktoren verstärkt. Hier sind vor allem die hohe Packungsdichte, der erforderliche Leichtbau sowie die hohe installierte Rechenleistung zu benennen. Insbesondere während des Raketenfluges verschärfen sich die Bedingungen um den Wegfall der Konvektion, da das Experiment nicht gegen das umgebende Weltraumvakuum abgedichtet, sondern entlüftet ausgeführt ist (Kap. 5.2.3).

Elektronische Schaltungen sind hauptsächlich davon betroffen, da insbesondere Halbleiter-Bauelemente einen z. T. stark temperaturabhängigen Arbeitspunkt haben. Verlagert sich dieser durch Temperatureinfluss, können vorübergehende Fehlfunktionen, aber auch dauerhafte Ausfälle die Folge sein. Die lokale Überhitzung einzelner Komponenten ist unter den genannten Einsatzbedingungen (Vakuum, fehlende Konvektion) stark begünstigt. Geeignete Gegenmaßnahmen gegen Überhitzung von Bauteilen müssen die Wärmeabfuhr über Konduktion gewährleisten. Zudem müssen hinreichende Wärmesenken vorgesehen werden, die mindestens für die Laufzeit des Experimentes eine hinreichende Wärmeaufnahme garantieren, ohne individuelle kritische Temperaturen der Bauteile zu überschreiten. Die kritischen Temperaturen und Energieumsätze verschiedener Bauteile unterscheiden sich stark, die Lösungen sind sehr individuell. Sie werden in den entsprechenden Komponentenkapiteln erläutert (insbes. Kap. 5.4, 5.5.3, 5.5.5, 5.6.2 und 5.9.2). Nach Möglichkeit werden Teile der inneren Experimentstruktur (Kap. 5.14) als Senken verwendet um ein geringes Gesamtgewicht zu erreichen.

Eine weitere Quelle für Wärmeenergie bildet beim Flug der MAPHEUS-Rakete die äußere Struktur in Form der Modultöpfe (Kap. 5.2.2), in die das Experiment eingebaut ist. Diese erhitzt sich beim Aufstieg der Rakete sowie beim Wiedereintritt durch Reibung an der Atmosphäre. Bei MAPHEUS-05 werden im Bereich der Experimentsteuerung (Kap. 5.5) an der äußeren Oberfläche des Modultopfes, Temperaturen bis zu 270 °C gemessen. Auf der inneren Oberfläche beträgt die Temperatur an der gleichen Position noch bis zu 145 °C. Während der gesamten Flugzeit kühlt die Struktur nicht unter 68 °C ab. Dies ist höher als die maximale Temperatur im Experiment sein darf, da der überwiegende Teil der elektronischen Systeme nicht dafür spezifiziert ist. Insbesondere sind energieintensive und temperaturempfindliche Komponenten gefährdet, wie bspw. die Laserdioden des Heizlasersystems und die verschiedenen Prozessoren der Experiment-

steuerung. Daraus folgt, dass die äußere Struktur generell nicht als Wärmesenke genutzt werden kann, sondern vielmehr thermisch hinreichend entkoppelt sein muss.

Das untere Ende des Temperaturbereiches, für den alle Systeme ausgelegt sein müssen, wird durch die Außentemperatur während des Transportes nach ESRANGE bzw. nach erfolgter Landung der Nutzlast vor der Bergung per Helikopter definiert (Kap. 4.2). Beide Szenarien können über mehrere Tage andauern, das System ist jeweils abgeschaltet. Die Durchschnittstemperatur für Kiruna (Kap. 4.2) beträgt im Januar -19 °C bis -10 °C ^[122].

Zusätzlich soll das Experiment in einer Laborumgebung für Dauerbetrieb von mehreren Stunden am Stück ausgelegt sein. Die internen Wärmesenken können in diesem Fall die Energie nicht aufnehmen. Die Wärme muss daher nach außen abgeführt werden. Dies geschieht über eine integrierte Luftkühlung, bestehend aus verschiedenen Funktionen. Im Experiment werden vertikale Kanäle freigehalten, durch die erwärmte Luft weitgehend ungehindert nach oben abziehen kann. So wird mittels natürlicher Konvektion die Rückkühlung der Wärmesenken begünstigt. Die Wärmesenken leistungsintensiver Komponenten tragen zusätzlich kleine Axiallüfter, die die Luft im Inneren des Aufbaus lokal umwälzen. Dies unterstützt den Luftstrom unter den schwierigen Platzverhältnissen.

5.14 Integration in 17"

Alle für eine autarke Funktion des Experimentaufbaus bordseitig benötigten Komponenten und Systeme aus den Kapiteln 5.3 bis 5.13 müssen in die gegebenen Außenabmessungen (Kap. 5.2.2) integriert werden. Ausschließlich zur Vorbereitung der autarken Funktion benötigte Komponenten werden im Bodengerät (Kap. 5.15) oder der Bodenstation (Kap. 5.16) integriert.

Bei GOLD-ESL handelt es sich um eine vergleichsweise große und sehr komplexe Nutzlast für MAPHEUS, mit zahlreichen Teilsystemen und sich über mehrere Modultöpfe (Kap. 5.2.2) erstreckend. Insbesondere die enge Vorgabe des verfügbaren Bauraumes und der notwendige Einbau in die Modultöpfe erfordern starke Kompromisse bei der Montage- und Wartungsfreundlichkeit des Gesamtsystems. Um den Zugang zu einzelnen Komponenten dennoch bestmöglich zu erhalten, wird der Aufbau unabhängig von den Modultöpfen mit einer selbsttragenden Struktur ausgeführt. Diese Baugruppe inklusive aller Systeme kann dann als eine Einheit in die Aus-

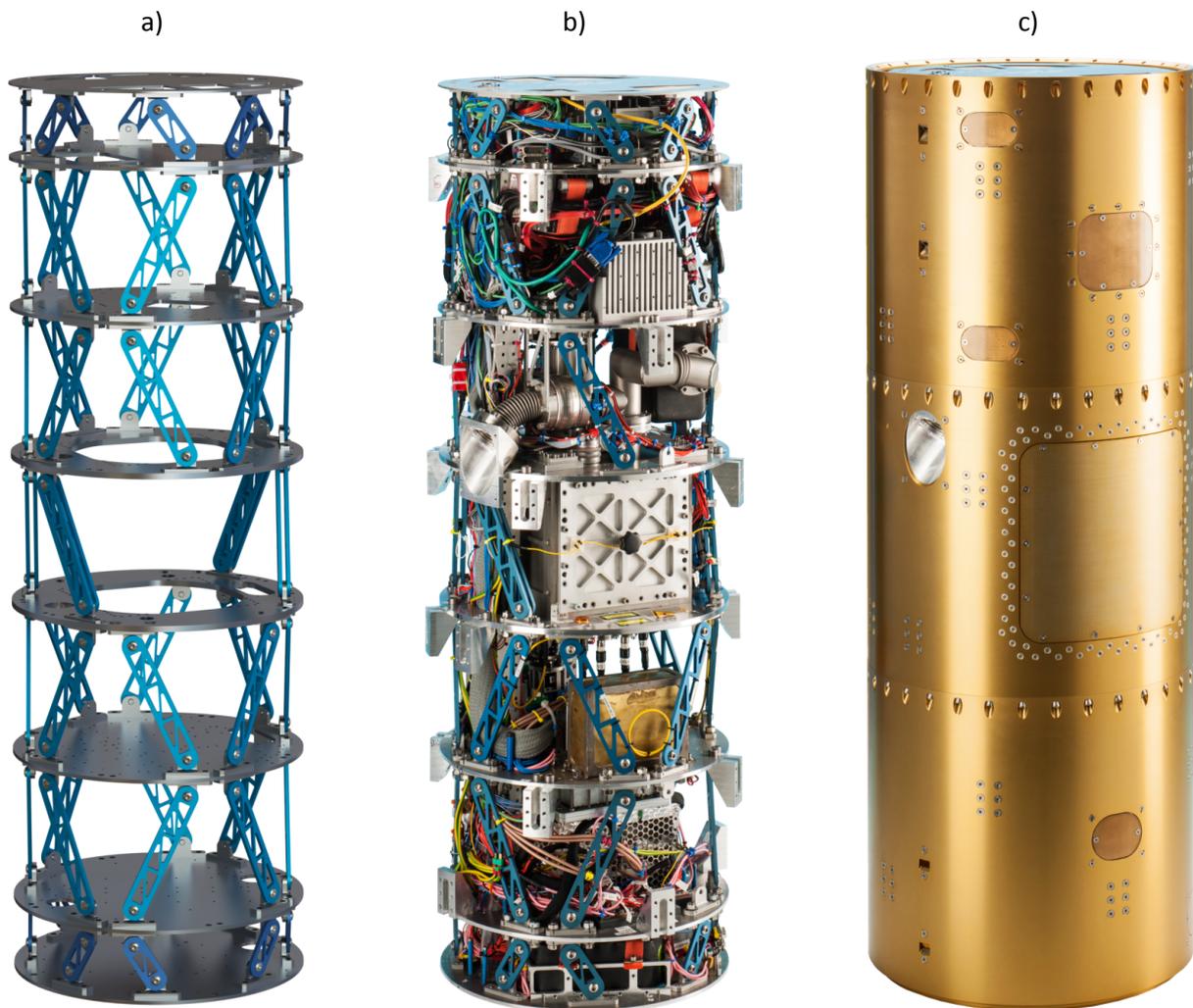


Abb. 5.27: Das Experiment GOLD-ESL in drei Ausbaustufen

- a) Die noch leere Stützkonstruktion.
- b) Funktionsbereiter Experimentaufbau, mit allen benötigten Komponenten, in der Stützkonstruktion montiert.
- c) Vollständig integrierte Nutzlast, in drei Modultöpfen.

-senstruktur montiert und demontiert werden. Der kleinste Öffnungsquerschnitt der Modultöpfe befindet sich am unteren Rand und beträgt $\varnothing 398,2 \text{ mm}$ ^[67]. Dies ist eine harte Randbedingung für den maximalen Außendurchmesser des inneren Aufbaus. Die Länge des Aufbaus ist hingegen variabel, soll aber minimiert werden (Kap. 5.2.2).

Die tragende Struktur (Abb. 5.27.a) wird als eine Art Exoskelett zum Einbau der verschiedenen Geräte realisiert. Sie ist näherungsweise als ein Stapel tetragonaler Antiprismen aufgebaut. Insgesamt acht Ebenen sind mit i. d. R. acht Streben (blau) miteinander verbunden. Die so entstehende Struktur ist geprägt von einer hohen Steifigkeit gegen Biegung, Stauchung und Torsion und bietet große Volumina in ihrem Inneren. Die Öffnungen zwischen den Streben bieten eine gute Erreichbarkeit des Inneren; zudem können einzelne Streben auch in aufrechter Position entfernt werden. Die Streben sind Blechstreifen einer hochfesten Aluminiumlegierung (EN-AW 7075), mit zur Gewichtsreduktion eingebrachten Taschen. Die Oberflächen werden eloxiert um diese unempfindlicher zu machen. Auf Höhe einer jeden Ebene befindet sich eine kreisrunde Platte aus dem gleichen Material, mit $\varnothing 390 \text{ mm}$. Die Platten sind 5 mm stark, allerdings ohne weitere Maßnahmen zur Gewichtsreduktion ausgeführt, um maximale Flexibilität bei der Montage und nachträglichem Einbau weiterer Komponenten zu bewahren. Im mittleren Segment wird der Rezipient montiert. Um den Zugang zu dessen Flanschdeckeln zu ermöglichen, entfallen auf dieser Ebene vier der acht Streben, die verbleibenden Verstrebungen werden dagegen doppelt ausgeführt. Die Masse des Skeletts ist mit ca. 10 kg in weniger als 10% der späteren Gesamtmasse umgesetzt. Eine Kabeltrasse verläuft in gerader Linie senkrecht über die gesamte Länge. Alle Kabelstränge, die über mehrere Ebenen hinweg verlaufen, werden hier verlegt. Dadurch wird besserer Zugang zu den installierten Systemen gewährleistet, da die Struktur nach Entfernen aller Streben einer Ebene auf Höhe dieser Ebene aufgeklappt werden kann, ohne Kabelverbindungen zu trennen. Ein im Kabelstrang enthaltenes Leerrohr ermöglicht es zusätzlich, Kabelstränge anderer Experimente oder der Bordsysteme (Kap. 4.2) auch im integrierten Zustand (Abb. 5.27.c) nachträglich durchzuführen.

Die in den vorangegangenen Kapiteln beschriebenen Systeme sind im Hinblick auf die Integrierbarkeit in eine solche Struktur entwickelt. Bei der Positionierung der Geräte in der Struktur wird eine Differenzierung vorgenommen, zwischen Systemen, die vorwiegend Daten verarbeiten, und Systemen, bei denen Energietransport oder -umwandlung dominieren. Datenverarbeitungssysteme wie die verschiedenen Steuerungsrechner, Hochgeschwindigkeitskamera und Sensorik werden fast ausschließlich im oberen Bereich, über dem Rezipienten positioniert. Energieintensive Systeme hingegen, wie Batterien, Spannungswandler, Hochspannungsverstärker und Laser, werden unterhalb des Rezipienten untergebracht. Auch die jeweiligen Durchführungen in den

Rezipienten befinden sich entsprechend auf der Ober- bzw. Unterseite. Eine solche räumliche Trennung ist sinnvoll, um Signalleitungen und die Datenverarbeitung gegen störende Einflüsse starker elektrischer und magnetischer Felder sowie unnötigen Temperatureinflüssen, zu schützen. Im Ergebnis befindet sich der Rezipient dann etwa mittig des Gesamtaufbaus (Abb. 5.27.b).

Die drei Modultöpfe (Abb. 5.27.c) werden entsprechend den Anforderungen des eigenen Experimentes und konform mit den anwendbaren Regularien (Kap. 5.2.2) gestaltet. In den drei Modultöpfen werden insgesamt zehn Hatch-Öffnungen vorgesehen; die zwei größten befinden sich im mittleren Modultopf und gewähren Zugang zu den Flanschdeckeln des Rezipienten. Dadurch bleibt der Zugang zum Inneren des Rezipienten auch im fertig montierten Zustand erhalten. Z. B. für den Einbau eines befüllten Probenmagazins ist dies erforderlich. Die Abmessungen dieser beiden Hatch-Öffnungen machen eine Versteifung der an dieser Stelle geschwächten Struktur erforderlich^[123]. Aus Anforderungen der Statik und der Flugdynamik heraus wird je ein 8 mm starker Aluminiumrahmen von innen um beide Öffnungen gelegt und mit dem Modultopf vernietet^[123]. Die anderen acht Hatch-Öffnungen dienen der Diagnose, Wartung, Zugriff auf Schnittstellen der installierten Rechner wie auch anderer Geräte und dem Laden der Batterien. Diese Öffnungen benötigen aufgrund ihrer geringeren Größe keine Versteifung. Alle Hatch-Öffnungen werden mit Deckeln verschlossen. Darüber hinaus werden insgesamt vier Umbilical-Anschlüsse verwendet. Diese dienen der Datenkommunikation, der Erdung sowie der Versorgung mit Vakuum und elektrischer Energie. Die Umbilical-Anschlüsse befinden sich in Abbildung 5.27.c mittig zwischen Mittelachse und linkem Rand. Die Funktionen der einzelnen Umbilical-Verbindungen werden in den Kapiteln zur Kommunikation (Kap. 5.5.3), zum Vakuumsystem (Kap. 5.11) und zur Energieversorgung (Kap. 5.12) behandelt.

Die Verbindung zwischen tragender Struktur und Modultopf erfolgt über zwanzig gleichartige Verbindungsteile, die an den Grundplatten der verschiedenen Ebenen sowie an der inneren Mantelfläche der Modultöpfe verschraubt werden. Die Verschraubung am Modultopf erfolgt über jeweils sechs M5-Senkkopfschrauben und ist nach außen sichtbar (Abb. 5.27.c). Der mittlere Modultopf wird zuerst montiert, damit ist die Flucht beider Längsachsen gewährleistet. Danach werden der obere und der untere Modultopf aufgesetzt und befestigt. Das Ergebnis ist in Abbildung 5.27.c dargestellt und entspricht dem im folgenden Kapitel 6 als ‚Nutzlast‘ bezeichneten Gerät. Diese Einheit hat eine Baulänge von 1,2 m und eine Gesamtmasse von 116 kg, wovon bereits 21 kg auf die Modultöpfe entfallen.

5.15 Bodengerät

Die zuvor vorgestellte Nutzlast ist für die Laufzeit von Experimenten als autarkes und vollautomatisiertes Gerät ausgelegt. Sie ist jedoch nicht schwarzstartfähig, d. h. um anfänglich in den betriebsbereiten Zustand versetzt werden zu können, sind externe Hilfsaggregate erforderlich. Diese Hilfsaggregate sind im Bodengerät vereint und werden im Folgenden kurz erläutert.

Das Bodengerät (Abb. 5.28) ist quaderförmig aus Strebenprofil aufgebaut, mit den Kantenlängen 600 mm × 600 mm × 1.200 mm. Die Gesamtmasse beträgt ca. 100 kg. Alle Seitenflächen sind rundum mit Aluminiumblech belegt, lediglich an der Vorderseite befindet sich eine halbhohle Acrylglastür. An der Oberseite befinden sich Anschlagpunkte, um mittels eines Kranes auf die Startrampe gehoben werden zu können. Um auch manuellen Transport zu ermöglichen, verfügt das Bodengerät über zwei Handgriffe oben und zwei Rollen im unteren Bereich der Vorderseite; es kann damit von einer Person bewegt werden. Der Innenraum ist zweigeteilt. Eine Barriere trennt das obere, über die Tür zugängliche Abteil, vom unteren ab. Die Trennung dient insbesondere der thermischen Entkopplung der temperatursensitiven Geräte im oberen Abteil von der stark Abwärme erzeugenden Vorpumpe im unteren. Der untere Bereich wird über einen Gehäuselüfter aktiv nach außen entlüftet, während im oberen Abteil durch drei Lüfter für eine Umwälzung der Luft gesorgt wird und der Wärmetransport über die große Fläche der Aluminiumverkleidung genügt. Dadurch wird die beim Raketenstart eintretende Menge des Abgases der in weniger als 2 m Abstand startenden Rakete reduziert. Zum Schutz vor dem Rückstrahl wird das Bodengerät in Brandlöschdecken aus Glasfasergewebe eingehüllt.

Im Bodengerät enthalten sind die Komponenten des Vakuumsystems (Kap. 5.11), sowie jene Komponenten des elektrischen Systems (Kap. 5.12) welche in Abbildung 5.25 rechts bzw. in Abbildung 5.26 unterhalb der Umbilical-Verbindung dargestellt sind. Hinzu kommen weitere Komponenten, zur Fernsteuerung und –überwachung des Bodengerätes. Eine Relaiskarte (Velleman VM201^[124]) kann über das Ethernet-Netzwerk (Abb. 5.8, Seite 70) angesprochen und so einzelne Komponenten ein- bzw. ausgeschaltet werden. Eine Kamera (Sygonix 43176S^[125]) dient der Überwachung des Vakuummeters, der Turbomolekularpumpe sowie der Anzeigen für Spannung, Strom und Strombegrenzung des Netztes. Dieses Kamerabild wird zur Bodenstation (Kap. 5.16) übertragen und dort angezeigt. Diese wichtigsten Geräteparameter stehen damit den Bedienern zur Verfügung. Das Bodengerät benötigt eine Versorgung mit Netzspannung sowie eine Ethernet-Verbindung zur Bodenstation.

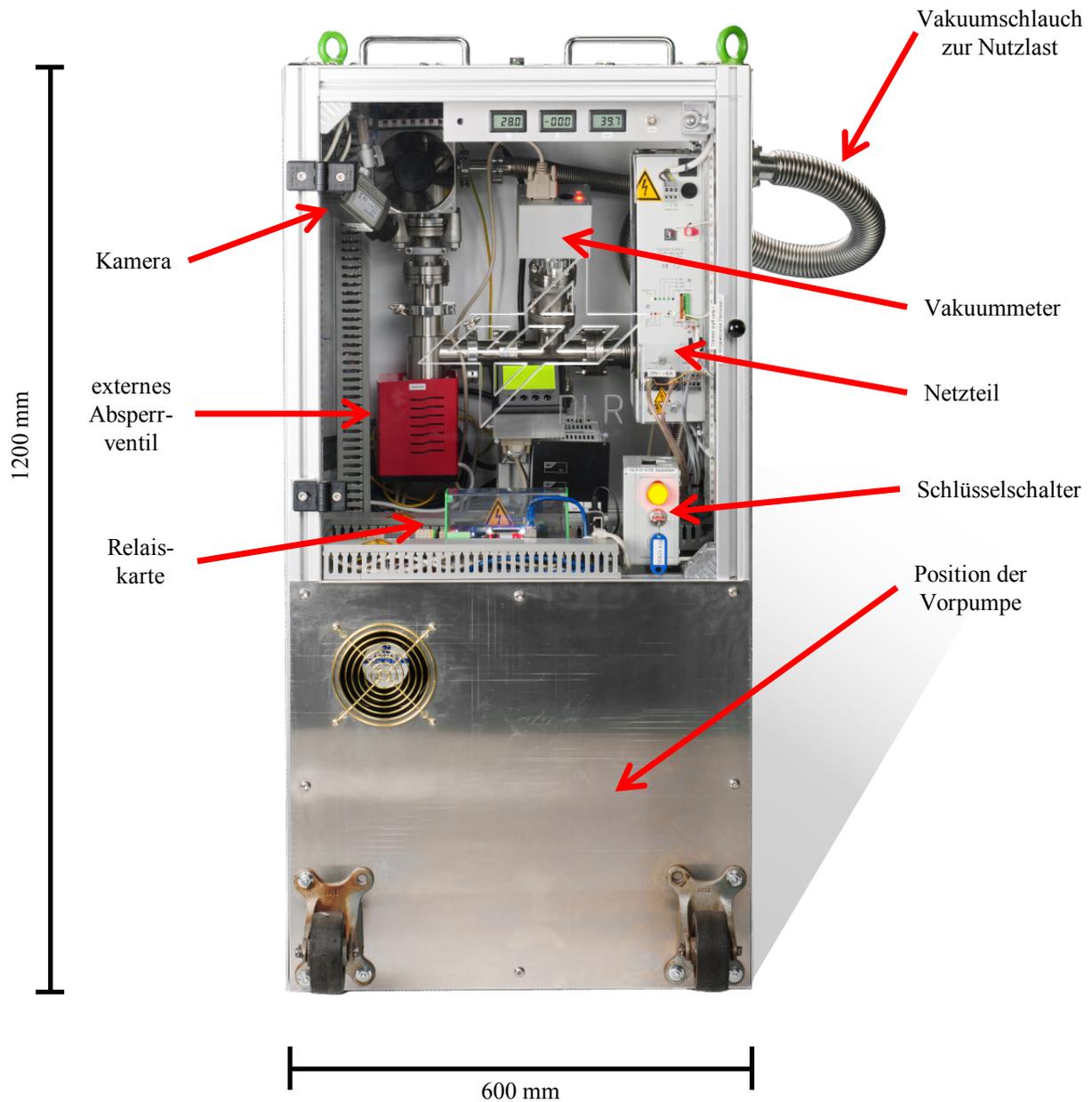


Abb. 5.28: Bodengerät zur GOLD-ESL-Nutzlast

Das Bodengerät enthält alle Komponenten zur Unterstützung der Nutzlast vor dem Start. Es wird auf der Startrampe nahe der Nutzlast positioniert, alle Umbilical-Anschlüsse der Nutzlast werden hierhin verbunden. Das Bodengerät ist ferngesteuert und -überwacht.

5.16 Bodenstation

Die Bodenstation bildet die zentrale Schnittstelle zwischen Bedienern und Experiment. An dieser werden Datenströme der Telemetrie (Kap. 4.2) und des Bodengerätes empfangen sowie Nutzereingaben entgegengenommen und verteilt. Die Bodenstation besteht aus einem PC-Arbeitsplatz und einem separaten Monitor zur Anzeige des an Bord generierten Videosignals. Die Software der Bodenstation wird von Dr. Dirk Bräuer^[73] in LabVIEW implementiert.

Die Bodenstation ist wie in Abbildung 5.8 (S. 70) abgebildet, in das Gesamtsystem eingebunden. Es besteht eine direkte Ethernet-Verbindung zum Bodengerät und von dort weiter zur Nutzlast. Diese Verbindung bildet die einzige Möglichkeit die Nutzlast einzuschalten (Kap. 5.5.1). Danach kann der Datenstrom von der Nutzlast zur Bodenstation über das Service Modul geleitet werden, wie es für einen Raketenflug erforderlich ist. Auf dem gleichen Wege wird auch das PAL-Video-Signal übertragen. Die empfangenen Daten werden protokolliert und auf einer Bedienoberfläche angezeigt. Diese Oberfläche enthält auch Bedienelemente zum Senden von Telekommando (Kap. 4.2) und zur Fernsteuerung des Bodengerätes (Kap. 5.15).

5.17 Schutzrechte

Die vorliegende Arbeit entsteht aus einem Dienstverhältnis des Autors zum ‚Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt‘. Einige im Rahmen dieser Arbeit entstandene Dienstleistungen sind patentiert. Der beauftragte Patentanwalt hat, mit Unterstützung durch den Autor als alleinigen Erfinder, das Anmeldeverfahren beim ‚Deutschen Patent- und Markenamt‘ durchgeführt. Das Patent wird im März 2013 eingereicht und im Juli 2014 angenommen. Mit Ablauf der Widerspruchsfrist im April 2015 ist das Verfahren abgeschlossen.

Der Schutzzumfang deckt das in dieser Arbeit verwendete Elektrodensystem, die in Kapitel 5.3.1 vorgestellte Alternative dazu sowie eine Reihe von weiteren hier nicht näher beschriebenen Alternativen ab. Es bestehen insgesamt elf Schutzansprüche, die auch einige Detaillösungen abdecken. Der gesamte Schutzzumfang soll hier nicht ausgeführt werden, sondern kann der zugehörigen Patentschrift^[72] entnommen werden.

Kapitel 6

Experimente mit GOLD-ESL

Im Rahmen der Entwicklung müssen neben anhaltenden Versuchen im Labor, wiederkehrend auch Tests in Schwerelosigkeit durchgeführt werden; zunächst um Teilsysteme und deren Abläufe zu testen und anschließend im Verbund zu erproben und zu kalibrieren. Hierbei können einige Systeme naturgemäß nur sequentiell erprobt werden, z. B. kann eine Probe erst geheizt werden, wenn diese stabil levitiert. Die nachfolgenden Unterkapitel behandeln die unterschiedlichen angewendeten μg -Plattformen in chronologischer Reihung. Insbesondere die verwendeten Aufbauten und gewonnenen Erkenntnisse sollen dargestellt werden.

6.1 24. DLR-Parabelflugkampagne

Die 24. DLR Parabelflugkampagne (Kap. 4.3) findet im Februar 2014 ausgehend vom Flughafen Bordeaux statt, bereits zwei Jahre nach Beginn dieses Entwicklungsprojektes. Das Elektrodensystem (Kap. 5.3), die Hochspannungsverstärker (Kap. 5.4) und der Vakuumrezipient (Kap. 5.11) stehen bereits in der beschriebenen endgültigen Form zur Verfügung. Die Positionsmessung arbeitet noch mit den später ersetzen PSD-Sensoren nach Kapitel 5.6.1, jedoch mit Leuchtdioden als Lichtquelle der Beleuchtung anstelle der Laser. Der Probenwechsler wird in einer früheren Version des Zustandes wie in Kapitel 5.7 beschrieben verwendet. Die Positionsregler (Kap. 5.5.4) sind im Labor eingestellt und funktional, Erfahrungen für Mikrogravitation

gibt es jedoch noch keine. Das Vakuumsystem (Kap. 5.11) funktioniert nur mittels externer Vakuumpumpen. Diese Teilsysteme sind in ihren grundlegenden Funktionen entwickelt und zuvor im Labor ausgiebig getestet, sowohl einzeln als auch im Verbund. Die Komponenten sind noch nicht in eine äußere Struktur als Raketennutzlast integriert und z. T. auch von ihren Abmessungen noch nicht dazu geeignet. Die Rechner und der Heizlaser sind noch luftgekühlt und wären damit ungeeignet für Vakuumumwelt (Kap. 5.2.3). Ein überwiegender Teil der Komponenten ist mechanisch noch nicht auf den Lastfall eines Raketenstarts hin vorbereitet. Dahingehend qualifizierende Umwelttests werden separat im Labor durchgeführt (Kap. 5.2.2). Eine vollautomatische Ablaufsteuerung ist noch nicht implementiert, sodass der Experimentablauf über Handtaster manuell ausgelöst wird.

Ziel der Versuche während der Parabelflüge ist es, die entwickelten Teilsysteme in ihren jeweiligen Entwicklungsstadien selbst, sowie das Zusammenspiel untereinander unter Schwerelosigkeit zu testen und daraus Erkenntnisse für die weitere Entwicklung abzuleiten. Neben den Hardwarekomponenten unterliegen auch zahllose Parameter und Softwarefunktionen diesen Tests. Für diese Versuche werden Proben von $Zr_{64}Ni_{36}$ und Vitreloy 106a mit $\varnothing 1,9$ mm verwendet.

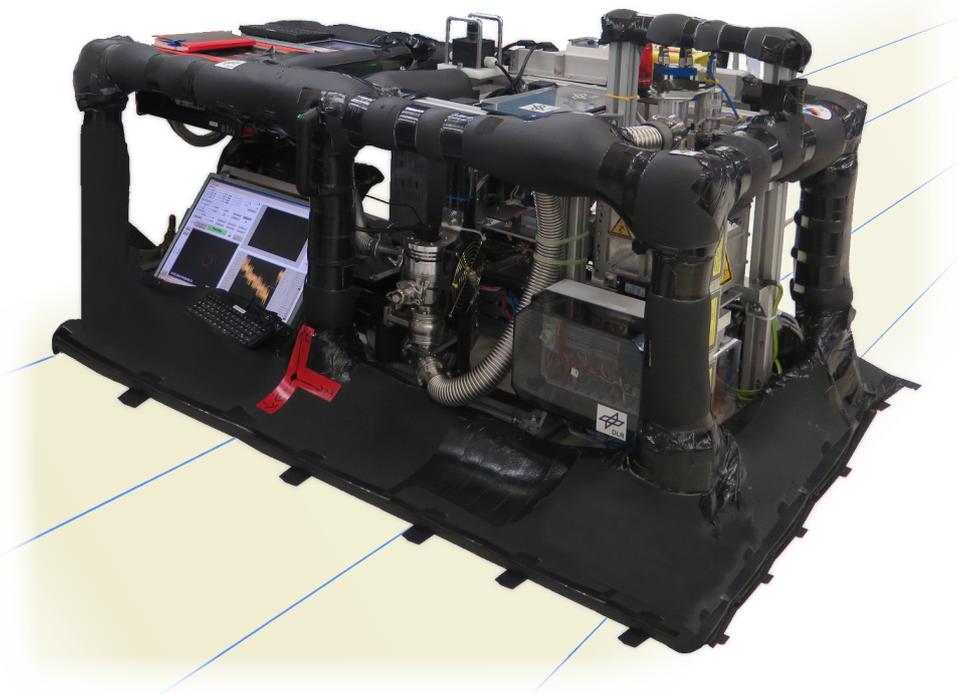


Abb. 6.1: Rack der 24. DLR-Parabelflugkampagne

Die zu testenden Komponenten befinden sich überwiegend im rechten Teil des Racks. Im linken Teil befinden sich Steuerungsrechner, Netzteil und Vakuumpumpe. Nach außen gewandte Metallteile sind zum Schutz der Bediener mit Kältekauschuk abgepolstert. Die blauen Linien deuten die Position der Montageschienen im Flugzeug an.

Abbildung 6.1 zeigt das Rack, wie in dieser Parabelflugkampagne verwendet. Die Grundfläche beträgt $1.659 \text{ mm} \times 1.000 \text{ mm}$, die Gesamtmasse 205 kg. Die elektrische Leistungsaufnahme beträgt etwa 1 kW und wird an Bord des Parabelflugzeuges bezogen; eine eigene interne Energieversorgung ist nicht zugelassen. Im Laufe dieser Kampagne werden an drei Tagen insgesamt 93 Parabeln zu je 21 Sekunden Schwerelosigkeit durchgeführt und während derer verschiedene Tests an der Anlage durchlaufen. Aus der Kampagne resultieren wertvolle Erkenntnisse über Parametrierung von Systemen und vorhandene Schwachstellen werden offenbar. Die Optimierung von Parametern und zeitlichen Abläufen in der Steuerung können überwiegend noch während der Flüge bzw. der Kampagne vorgenommen werden und sollen hier nicht weiter behandelt werden. Im Nachgang der Kampagne werden die folgenden tiefgreifenden Veränderungen umgesetzt:

① Das System zur Messung der Probenposition wird vollständig umgebaut, da die verwendeten PSD-Sensoren (Kap. 5.6.1) sich als für diese Anforderungen ungeeignet herausgestellt haben. Sowohl in bestehenden Laboranlagen (Kap. 3.4), als auch in vorausgegangenen Laborversuchen mit diesem System ist eine häufige Nachjustierung des Nullpunktes des Messsystems erforderlich. Unter den im Vergleich zum Labor erschwerten Umgebungsbedingungen im Parabelflug verkürzt sich dieses Intervall in den Bereich weniger Minuten. Dies steht in starkem Widerspruch zu den Aspekten der Automatisierbarkeit und autarken Funktionalität. Als hauptursächlich werden Temperaturschwankungen und Vibrationen angesehen. Beides bedingt, dass die Sensoren außerhalb ihrer Spezifikation betrieben werden. Für den geplanten Einsatz auf einer Forschungsrakete wären diese Umweltbedingungen abermals verschärft. Die Aussicht durch Nachbesserungen einen befriedigend und zuverlässig funktionierendem Zustand zu erreichen wird nach den gewonnenen Erfahrungen als gering bewertet. Ersatzweise wird die in Kapitel 5.6.2 vorgestellte Alternative zur Positionsbestimmung an der levitierenden Probe entwickelt und seither verwendet.

② Der Treiberbaustein des Heizlasersystems (Kap. 5.9.2) setzt sich mehrfach auf Werkseinstellungen zurück, woraufhin die Einstellungen für die verwendeten Laserdioden neu parametrieren werden müssen. Der Auslöser für dieses Verhalten kann nicht sicher ermittelt werden. Als Treiber wird fortan eine Alternative in Form einer Anlogschaltung verwendet. Diese ist ein gleichwertiger Ersatz, ohne das Risiko verlorengender Parametrierung.

③ Außerdem hat sich gezeigt, dass im Mechanismus zum Probenwechsel das Zusammenspiel aus Probenwechsler und Förderstäben (Kap. 5.7) nicht kontinuierlich gut funktioniert; es kommt zu Ladehemmungen, sodass ein Teil der Parabeln nicht wie geplant genutzt werden kann. Die Komponenten werden daraufhin mechanisch überarbeitet, Passungen optimiert und Fertigungs-

toleranzen verringert. Zwischen den Funktionen ‚Probe freigeben‘ und ‚Feld aktivieren‘ offenbaren sich Abstimmungsprobleme, die dazu führen, dass einige Proben zu lange unkontrolliert schweben, bevor Hochspannung an den Elektroden zur Verfügung steht. Diese Proben haben den Erkennungsbereich dann bereits verlassen.

Aufgrund dieser Probleme kann über die Probenladung und inwieweit die zuvor ermittelten Regelparameter der Positionsregler auch für Schwerelosigkeit geeignet sind noch keine sinnvolle Aussage getroffen werden.

6.2 Fallturmkampagne

Im November 2014 und Januar 2015 werden insgesamt 18 Abwürfe am Fallturm des ZARM in Bremen (Kap. 4.4) durchgeführt. In Vorbereitung der Startkampagne für MAPHEUS-05, ist das Experiment bereits als 17“-Nutzlast integriert (Kap. 5.14), verfügt über interne Versorgung mit elektrischer Energie (Kap. 5.12) und eine integrierte Vakuumpumpe (Kap. 5.11). Ein Trigger-Signal wird einige Fallmillimeter nach dem Abwurf in das Echtzeit-Steuergerät geleitet. Die Ablaufsteuerung muss dahingehend angepasst werden, dass dieses Signal eine automatisch ablaufende Sequenz initiiert, jedoch mit maximal zwei Versuchen eine Probe levitieren zu lassen. Verwendet werden Proben mit Durchmessern zwischen $\varnothing 1,3$ mm und $\varnothing 1,6$ mm, aus den Werkstoffen $\text{Al}_{99,9}$ und $\text{Zr}_{64}\text{Ni}_{36}$. Die μg -Zeit pro Abwurf beträgt 4,7 s.

Für die Abwürfe wird die Nutzlast (Abb. 5.27.c) in eine Fallkapsel eingebaut. Sie wird auf einer Grundplatte in der Kapsel verschraubt und am oberen Ende seitlich abgestützt (Abb. 6.2). Die Haube wird darüber gestülpt, sodass das Experiment keine Vakuumumwelt erfährt. Eine Datenverbindung zwischen Experiment und Bodenstation bleibt permanent bestehen. Vor jedem Abwurf wird eine Probe zwischen den Förderstäben des Probenwechslers (Kap. 5.7) festge-



Abb. 6.2: Fallturmkapsel mit GOLD-ESL

Die Haube der Fallturmkapsel ist angehoben, die Spitze an der Unterseite noch nicht montiert.

halten und unmittelbar nach dem Entriegeln der Fallkapsel freigegeben. Kann diese Probe nicht stabilisiert werden, wird durch den Probenwechsler eine zweite Probe bereitgestellt. Auf ein Vorheizen der zweiten Probe muss aus Zeitgründen verzichtet werden. Auch diese zweite Probe wird innerhalb des gleichen Abwurfes freigegeben und prozessiert. Ziel der Experimente ist es, diese Proben für die verbleibende Zeit des freien Falls elektrostatisch zu stabilisieren und, neben weiteren Anlagentests, den Positionsregler für Schwerelosigkeit zu parametrieren. Zur Durchführung der geplanten Messungen (Kap. 3.3) an der levitierenden Probe ist die μg -Zeit dieser Plattform nicht ausreichend. Auch die Verwendung des in Kapitel 4.4 beschriebenen Katapultstarts bringt dazu keinen Vorteil. Im hier beschriebenen Modus kann eine vorgeheizte Probe unmittelbar mit einsetzender Schwerelosigkeit freigegeben werden. Im Falle des Katapultstarts wäre dies aufgrund der starken Beschleunigung nicht mehr sicher möglich. Die μg -Zeit würde zwar insgesamt verlängert, jedoch dieser Vorteil durch die dann in Schwerelosigkeit erforderlichen Vorgänge des Entnehmens einer Probe aus dem Magazin und insbesondere des Vorheizens dieser ersten Probe, überkompensiert.

Anhand einer der prozessierten Proben kann erstmals stabile Levitation in Schwerelosigkeit demonstriert werden. Diese Probe startet mit einem seitlichen Impuls und wird durch den Regler zur Sollposition zurückgeführt um dort bis zum Eintauchen der Kapsel in den Auffangbehälter stabil zu levitieren. Damit ist die Levitationsfähigkeit der Anlage neben Laborversuchen auch für Schwerelosigkeit demonstriert und entsprechende Regelparameter bekannt. Die Mehrzahl der Proben kann aus einem Mangel an Ladung nicht stabilisiert werden. Diese reagieren zu schwach oder teilweise gar nicht auf das Feld. Der Mechanismus zur initialen Ladung (Kap. 5.8.1) der Proben vor dem Freigeben, wird im Anschluss überprüft, funktioniert im Labor jedoch nominal.

Eine nachträgliche Überprüfung und Analyse der Nutzlast ergibt, dass die beim Auffangen der Kapsel aus der Verzögerung von bis zu 40 g resultierenden Kräfte keine Beschädigungen an Komponenten verursachen.

6.3 Startkampagne MAPHEUS-05

Die MAPHEUS-05 Rakete startet am 30.06.2015 um 6:54:00 Uhr von ESRANGE (Abb. 4.4, S. 44), 67 Sekunden später herrscht an Bord für 398 Sekunden Mikrogravitation. Der Flugverlauf ist in Kapitel 4.2 beschrieben. Das Probenmagazin ist voll bestückt mit Materialproben von je $\text{\O}1,5$ mm. Die verwendeten Materialien sind $\text{Zr}_{64}\text{Ni}_{36}$ und Vitreloy 106a.

Der überwiegende Teil der Systeme funktioniert über den gesamten Flug hinweg fehlerfrei. Der Thermalhaushalt des Experimentes (Kap. 5.13) bleibt auch in Vakuumumwelt an allen Messstellen unauffällig. Hardwareseitig treten weder durch die Startbelastungen, noch beim Wiedereintritt in dichtere Atmosphäre Beschädigungen auf. Während des Fluges werden dem Probenmagazin 15 Proben entnommen, vorgeheizt und freigegeben. Positionsmessung, Regler und Hochspannungsverstärker arbeiten fehlerfrei. Dennoch kann keine der Proben stabilisiert werden, die folglich eine zu geringe initiale Ladung trugen. Der Ladungsmechanismus wird daraufhin erneut überarbeitet und in die in Kapitel 5.8.1 beschriebene Form überführt. In Kapitel 5.8 werden auch die Ursachen fehlender Ladung näher behandelt. Ein weiteres Problem entsteht durch eine erneute Ladehemmung des Probenwechslers, diese kann hingegen nach einigen Versuchen per Telekommando (Kap. 4.2) noch während des Fluges wieder gelöst werden. Ein einzelnes Kommando wird dabei verzögert übertragen oder verarbeitet, wodurch die Ablaufsteuerung vorübergehend aus dem Takt gerät und eine Probe nach dem Vorheizen und vor dem Aufschmelzen nicht freigegeben wird. Die somit zwischen den Förderstäben verbleibende und auf 1.100 °C geheizte Schmelze wäre potentiell in der Lage den Mechanismus zu beschädigen. Im konkreten Fall ist jedoch keine schädigende Wirkung für die nachfolgenden Versuche festzustellen.

6.4 28. DLR-Parabelflugkampagne

Die 28. DLR Parabelflugkampagne wird im Februar und März 2016 durchgeführt, erneut ab Bordeaux (Kap. 4.3). Es werden 93 Parabeln an drei Flugtagen genutzt. Die Versuche werden mit $Zr_{64}Ni_{36}$ und $La_{80}Cu_{20}$ Proben mit $\varnothing 1$ mm bis $\varnothing 1,4$ mm durchgeführt. Das bereits als 17"-Nutzlast vollständig integrierte Experiment muss, wegen der zu dieser Zeit bestehenden terminlichen Nähe zur nachfolgenden Kampagnen mit möglichst geringen Veränderungen eingesetzt werden.

Mit dem Ziel die μg -Zeit optimal auszunutzen, soll aufgrund der Hypergravitationsphase vor und nach einer Parabel, die Einbaulage der Nutzlast aufrecht stehend sein. So kann eine Probe im vorgeheizten Zustand gehalten werden und unmittelbar nach dem Einsetzen der Schwerelosigkeit freigegeben werden. Seitlich liegend wäre dies so nicht möglich und die Probe würde innerhalb der μg -Zeit abgeholt und vorgeheizt werden müssen. Vor allem der sich dadurch ergebende hohe Masseschwerpunkt bei ca. 650 mm und die ohnehin für Parabelflugexperimente ungewöhnlich hohe Gesamtmasse einer einzelnen Komponente von 116 kg, bedeuten allerdings

große Herausforderungen an die Statik des Racks. Im Ergebnis besteht der Aufbau daher aus zwei getrennten Racks. Eines enthält im Wesentlichen die aufrechte Raketennutzlast; das zweite das für den Betrieb erforderliche Zubehör aus Bodengerät und Bodenstation, wie Vakuumpumpen, Energieversorgung und Bodenstationsrechner. Abbildung 6.3 zeigt beide Racks eingebaut im Parabelflugzeug. Diese sind mit einer Kabeltrasse verbunden, statisch jedoch vollkommen unabhängig. Die aufrecht stehend auf einer Grundplatte befestigte Nutzlast ist von einem quaderförmigen Rahmen aus Strebenprofil umgeben und am oberen Ende eingefasst. Dieser Rahmen wird beidseitig und zusätzlich nach hinten mit Stahlseilen abgespannt. Dies ist erforderlich um dem maximalen Belastungsfall einer Notlandung standzuhalten^[126]. Die Nutzlast enthält kleinere notwendige Modifikationen um konform mit den betreiberseitigen Sicherheitsanforderungen^[66] zu sein: Erstens sind die internen Batterien entfernt und die Energieversorgung (Kap. 5.12) erfolgt ausschließlich über ein externes Netzteil; zweitens müssen an einigen Positionen flinke Schmelzsicherungen nachträglich in die Energieverteilung integriert werden; und drittens sind zwei zusätzliche Laserwarnlampen (Kap. 5.9.2) installiert. Das zweite Rack enthält den Bodenstationsrechner (Kap. 5.16) und die benötigten Komponenten des Bodengerätes (Kap. 5.15) der MAPHEUS-Nutzlast.

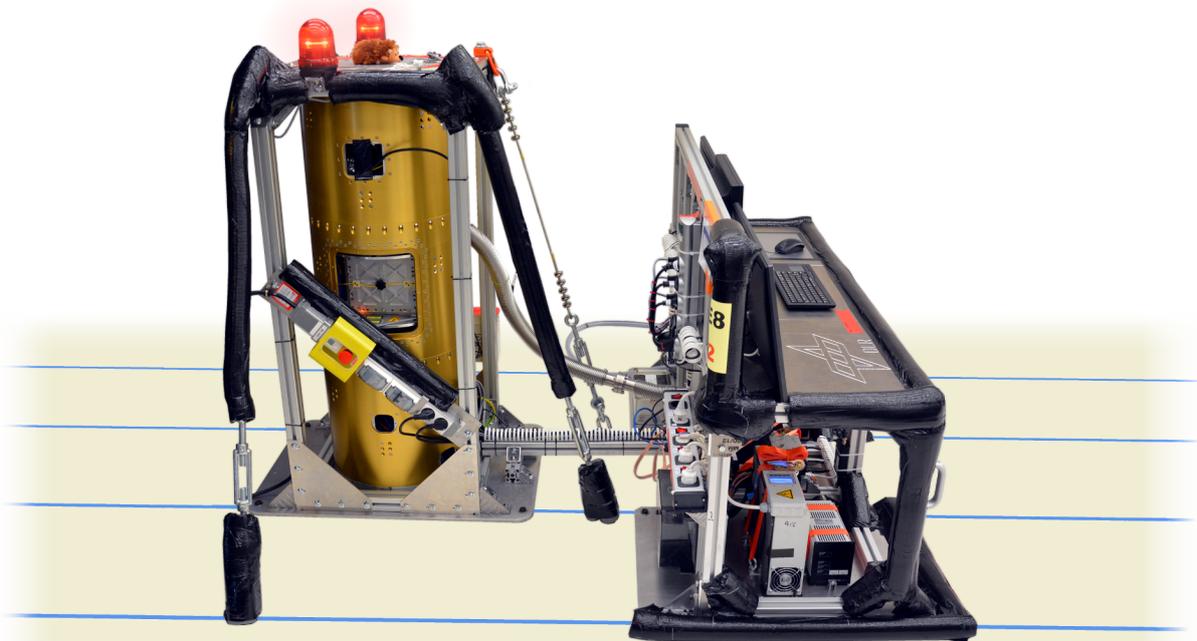


Abb. 6.3: Rack-Konfiguration der 28. DLR-Parabelflugkampagne

Vier blaue Linien markieren die Positionen der Verankerungsschienen im Flugzeug. Das linke Rack enthält die integrierte Raketennutzlast aus Abbildung 5.27.c, aufrecht stehend. Das umgebende Gestell ist mit vier Drahtseilen angeschlagen. Das rechte Rack enthält unterstützende Geräte wie Vakuumpumpen und Netzteil. Auf dessen Oberseite befindet sich die Bedieneinheit in Form von Monitoren und Eingabegeräten der Bodenstation. Bis zu drei Bediener sitzen bzw. schweben rechts davon.

Während dieser Parabelflugkampagne levitieren mehrere Proben erfolgreich, d. h. werden im vorgeheizten Zustand freigegeben und elektrostatisch an der Sollposition stabilisiert. Dies ist eine erfolgreiche Erprobung des neuen Mechanismus zum initialen Laden der Probe (Kap. 5.8.1). Problematisch bleibt das weitere Heizen der Probe auf die Zieltemperatur im flüssigen Zustand, das ausnahmslos mit einem Ladungsverlust der Probe einhergeht. Die Proben können dann nicht länger positioniert werden und gehen daraufhin verloren. Auch ein eigenständiges Nachladen der Proben durch thermische Elektronenemission (Kap. 5.8.2) kann nicht beobachtet werden. Im Nachgang der Kampagne wird der in Kapitel 5.8.3 behandelte Elektronenstrahl zur berührungslosen Ladungserhaltung der Probe entwickelt und installiert. Seitens des Probenwechslers treten erneut Ladehemmungen auf. Ursächlich sind die seit Beginn der Entwicklung in ihrer Größe deutlich verringerten Proben (von $\varnothing 2$ mm zu $\varnothing 1$ mm), die ausschließlich in Schwerkraft in einen Spalt zwischen Zahnkranz und Deckel (Abb. 5.13, S. 83) geraten und dann die Mechanik des Magazins blockieren können. Das Spaltmaß wird im Anschluss reduziert und diese Fehlfunktion damit unterbunden.

Kapitel 7

Zusammenfassung und Ausblick

7.1 Zusammenfassung

Im Rahmen dieser Arbeit wird ein elektrostatischer Levitator (Kap. 2.2) zur Messung von Viskosität an flüssigen Metallproben (Kap. 3.3) in Schwerelosigkeit (Kap. 4.1) entwickelt, aufgebaut und in Schwerelosigkeit getestet. Ergebnis ist die Raketennutzlast GOLD-ESL, nebst einem Bodengerät und einer Bodenstation. Sie wird im Rahmen dieser Arbeit für mehrere Kampagnen auf unterschiedlichen Plattformen für Schwerelosigkeitsforschung eingesetzt.

Die Motivation der Entwicklung ist zum einen durch materialwissenschaftliche Fragestellungen getrieben, zum anderen wird eine Weiterentwicklung der verschiedenen Technologien angestrebt. Für die in Kapitel 1.1 ausführlich motivierten Viskositätsmessungen an ‚oszillierenden Tropfen‘ (Kap. 3.3) bilden elektrostatische Levitation und Schwerelosigkeit zwei Experimentumgebungen, die jeweils charakteristische Vorteile bieten. Für die Levitation ist dies vor allem die Tiegfreiheit der Probe, die eine Vielzahl verschiedener störender Einflüsse aufgrund von Wechselwirkungen mit einem Fremdmaterial eliminiert^[4]. Durch den Wegfall chemischer Reaktion und heterogener Keimbildung unter Beteiligung des Tiegels erweitert sich der für Messungen zugängliche Temperaturbereich neben sehr hohen Temperaturen auch hin zu tieferer Unterkühlung^[4]. Aus einer Schwerelosigkeitsumgebung hingegen resultieren Vorteile durch die Reduktion der äußeren Kräfte auf das Probenmaterial. Effekte wie Sedimentation und Konvektion werden dadurch reduziert bis ganz unterbunden. Aus der Kombination beider Umgebungen entstehen bestmögliche Voraussetzungen für hochpräzise Messungen^[7]. Der technologisch getriebene

Aspekt der Motivation bezieht sich auf die Weiterentwicklung bestehender bzw. der Neuentwicklung von Technologien. Neben der Anwendung dieser Ergebnisse für diese Arbeit, sollen auch bestehende und zukünftige Laboranlagen profitieren.

Die Ausgangssituation dieser Arbeit bilden zwei bestehende elektrostatische Levitatoren (Kap. 3.4) am ‚Institut für Materialphysik im Weltraum‘, die auf regelmäßiger Basis zur Bestimmung verschiedener Eigenschaften flüssiger Metalle verwendet werden. Allerdings sind diese Anlagen reine Laborgeräte, die auf vielen Gebieten hinter den Ansprüchen an eine Raketennutzlast weit zurückbleiben (Kap. 5.2). Dies bezieht sich insbesondere auf die äußeren Abmessungen, die Gesamtmasse, die Robustheit gegen die Belastungen eines Raketenstarts und der Vakuumumgebung im Weltraum, den Automatisierungsgrad sowie die Energieversorgung. Im Zuge der Neuentwicklung der einzelnen Systeme werden neue Technologien verwendet, die Systeme miniaturisiert und sämtliche Funktionen automatisiert.

Die Grundfunktion eines elektrostatischen Levitators ist es, eine Materialprobe durch elektrische Felder stabil zu positionieren. Diese Felder können grundsätzlich nicht in einer Art geformt werden, dass ein dreidimensionales Minimum des Potentials entsteht^[21], in dem die Probe selbststabilisiert levitieren könnte. Vielmehr ist eine aktive Positionsregelung stets erforderlich.

Das Stellglied des Regelkreises bilden mehrere Elektroden und eine gleiche Anzahl an Hochspannungsverstärkern. Das im Rahmen dieser Arbeit neu entwickelte Elektrodensystem (Kap. 5.3) ist im Gegensatz zu den bestehenden Laborlösungen auch für die Positionierung in Mikrogravitation geeignet. Die Anzahl der Elektroden kann von sechs auf vier reduziert werden, demnach werden auch nur vier Hochspannungsverstärker benötigt. Ebendiese Hochspannungsverstärker (Kap. 5.4) sind eine Spezialanfertigung eines externen Partners. Die Verstärker sind kompakt und mechanisch robust aufgebaut und sind intern verschiedenen Umweltests in Bezug auf Startbelastung und Vakuumumwelt unterzogen.

Die durch dieses Elektrodensystem erzeugbaren Felder werden auch berechnet. Kapitel 5.3.3 stellt die Ergebnisse dieser numerischen Simulationen dar und zeigt die Fähigkeiten des Elektrodensystems auf jedwede Richtung einer Störung entgegengerichtet reagieren zu können. Diese Ergebnisse zeigen weiter, dass die Regelaufgabe sinnvoll in drei eindimensionale Probleme aufgeteilt werden kann. So basiert der verwendete Regelalgorithmus auf drei unabhängig agierenden PID-Reglern – einem für jede Raumrichtung (Kap. 5.5.4). Der verwendete Regelalgorithmus ist eine Neuentwicklung für das neue Elektrodensystem.

Als Messglied zur Bestimmung der aktuellen dreidimensionalen Probenposition wird im Rahmen dieser Arbeit ein neues, nun kamerabasiertes Messsystem (Kap. 5.6.2) entwickelt. Zwei

Kameras nehmen aus orthogonalen Richtungen Bilder der Probe wahlweise vor hellem oder dunklem Hintergrund mit hoher Frequenz auf. Diese Bilder werden in Echtzeit digital ausgewertet und daraus die Probenposition entlang der drei Raumachsen abgeleitet. Die Vorteile gegenüber der konventionelleren Messtechnik mittels PSD-Sensoren (Kap. 5.6.1) liegen in der Robustheit der Messung gegenüber Umwelteinflüssen wie Temperatur und Vibration sowie der rauschfreien, weil vollständig digitalen Datenverarbeitung.

Damit die Probe auf die elektrischen Felder reagiert muss diese Ladung tragen (Kap. 2.2.1). Insbesondere die berührungslose Ladungserhaltung einer bereits levitierenden Probe ist komplex (Kap. 5.8.2). Die in der Ausgangssituation beschriebenen Ladungslampen arbeiten deutlich zu langsam. Deren Ladungseffekt ist zu schwach, um ein Aufschmelzen der Probe innerhalb weniger Minuten zu ermöglichen, wie es für die zur Verfügung stehende μs -Zeit erforderlich wäre (Kap. 4.2 bzw. 4.3). Kapitel 5.8.3 beschreibt eine Testreihe zu möglichen Alternativen, die an einem eigens aufgebauten eindimensionalen elektrostatischen Levitator durchgeführt wird. Aus diesen Experimenten geht die Bestrahlung der levitierenden Probe mittels Elektronenstrahl als aussichtsreichstem Verfahren hervor. Eine Elektronenkanone zur Erzeugung dieses Strahls wird entwickelt und verwendet.

Über diese Grundfunktion eines elektrostatischen Levitators hinausgehend, ist die Automatisierung der Abläufe wichtig für den Flug auf einer unbemannten Forschungsrakete (Kap. 4.2). Dazu sind neben weiteren Bedingungen insbesondere die Implementierung einer Ablaufsteuerung und ein System zum automatischen Auswechseln der Proben erforderlich.

Die Ablaufsteuerung wird im Steuergerät (Kap. 5.5.2) ausgeführt. Diese überwacht Ereignisse und eine Vielzahl an Messwerten, um bei Bedarf in einen neuen Betriebsmodus zu wechseln. Z. B. werden mit Einsetzen der Schwerelosigkeit vorprogrammierte Zyklen abgearbeitet oder wird bei Verlust einer Probe die Routine zum Bereitstellen der nächsten Probe ausgelöst.

Ein automatischer Mechanismus zum Bereitstellen und Wechseln der Materialproben wird für diese Arbeit neu entwickelt (Kap. 5.7). Dieser kann eine für alle Einsatzfälle ausreichende Anzahl an Proben in evakuierter Umgebung voneinander separiert speichern und einzeln dem Levitationsprozess zuführen. Die Proben werden elektrisch geladen (Kap. 5.8.1) und können vorgeheizt werden, bevor sie zwischen den Elektroden freigegeben werden.

Mit den zuvor beschriebenen Funktionen lassen sich bereits mehrere Proben in einer automatischen Sequenz in Schwerelosigkeit prozessieren. Für die Aufgabe der Viskositätsmes-

sung (Kap. 3.3) fehlen eine Vakuumumgebung, Heizlaser und Pyrometer für die Temperaturkontrolle der Probe und eine Hochgeschwindigkeitskamera zur Messwerterfassung.

Das Vakuumsystem (Kap. 5.11) besteht zunächst aus einem speziell geformten Rezipienten, der u. a. das Elektrodensystem und den Probenwechsler beinhaltet. Eine interne Vakuumpumpe sorgt für ein konstant gutes Hochvakuum innerhalb des Rezipienten.

Als Heizlaser (Kap. 5.9.2) wird ein Diodenlaser im infraroten Spektrum verwendet, der mit einem passiven Kühlsystem ausgestattet wird. In Kombination mit einem Pyrometer und dem im Steuergerät implementierten Regler lässt sich die Probertemperatur einstellen (Kap. 5.9.3).

Ein Hochgeschwindigkeitskamarasystem (Kap. 5.5.5) wird verwendet, um die Kontur der Probe gegen eine Hintergrundbeleuchtung aufzunehmen. Das System muss gegenüber dem Auslieferungszustand erheblich modifiziert werden, insbesondere müssen die äußeren Abmessungen und die mechanische Stabilität den gegebenen Anforderungen angepasst werden. Die Aufzeichnungen können innerhalb der Nutzlast mit einfacher Redundanz gespeichert werden. Die Auswertung der Aufnahmen erfolgt später, nach der Laufzeit der Experimente.

Eine weitere Anforderung ist die autarke Funktionalität der Nutzlast: Zur Versorgung mit Energie (Kap. 5.12) dienen zwei leistungsstarke interne Batterien und Spannungswandler, die verschiedene benötigte Spannungspegel bereitstellen. Die im Betrieb entstehende Abwärme wird am Boden über integrierte Entlüftungskanäle abgeführt und in Schwerelosigkeit oder Vakuumumwelt temporär in Wärmesenken aufgenommen (Kap. 5.13).

Die im Vorigen vorgestellten Systeme werden zu einer Nutzlast für MAPHEUS (Kap. 4.2) integriert, wie in Kapitel 5.14 dargestellt. Die äußeren Abmessungen betragen $\text{Ø}438 \text{ mm} \times 1.200 \text{ mm}$, bei einer Gesamtmasse von 116 kg. Die Nutzlast hat alle flugqualifizierenden Umwelttests bestanden. Ein passendes Bodengerät wird ebenfalls aufgebaut (Kap. 5.15), welches die erforderliche Infrastruktur bereithält, um die Nutzlast in der Vorbereitung bis kurz vor den Start extern mit Energie und Vakuum zu versorgen sowie eine Datenverbindung zur Bodenstation zu unterhalten. Jene Bodenstation (Kap. 5.16) steht den Bedienern zur Verfügung, um vor und während des Fluges die Anlage zu überwachen und ggf. korrigierend in den automatischen Ablauf einzugreifen.

Im Rahmen dieser Arbeit werden insgesamt 18 Abwürfe im Fallturm Bremen, 186 Parabeln auf zwei DLR-Parabelflugkampagnen und ein Flug auf der Forschungsrakete MAPHEUS-05 vorbereitet, betreut und durchgeführt.

7.2 Ausblick

Die im Ergebnis dieser Arbeit vorliegende Nutzlast GOLD-ESL ist der leichteste, kompakteste und am stärksten automatisierte elektrostatische Levitator des ‚Institutes für Materialphysik im Weltraum‘ und zudem der einzige, dessen Aufbau über hinreichende Robustheit für Raketenflüge verfügt. Dieser Levitator als Einheit sowie einzelne seiner Technologien können in Zukunft zur Messung von Materialeigenschaften vielfältig eingesetzt werden. Zu den konkreten Vorhaben mit der Anlage zählt zunächst ein Flug an Bord der Forschungsrakete MAPHEUS-06, der für Mai 2017 geplant ist.

Weitere schwerelose Anwendungen während Raketen- oder Parabelflügen können in Zukunft durchgeführt werden. Die jeweils benötigten Komponenten, wie Bodengerät, Bodenstation und ein Rack zur Befestigung der Raketennutzlast im Parabelflugzeug sind als Ergebnis dieser Arbeit vollständig vorhanden und bereits erprobt. Grundsätzlich ist auch der Einsatz auf anderen Plattformen für Schwerelosigkeit, wie Forschungssatelliten, denkbar. Derartige Vorhaben werden eine Neuordnung der Komponenten nötig machen, um die äußere Form zu adaptieren, sowie ggf. eine ausdauerndere Energieversorgung erfordern; die verwendeten Technologien der Systeme sind jedoch ohne weiteres geeignet.

Da es sich ausdrücklich nicht um einen reinen Levitator für Schwerelosigkeit handelt, sind auch vielseitige erdgebundene Anwendungen denkbar. Als zunächst einzige Maßnahme müssen, wie unter Kapitel 5.4 beschrieben, zwei externe Hochspannungsverstärker mit einem höheren Verstärkungsfaktor verbunden werden. Mit den dann verfügbaren Feldstärken kann Schwerkraft überwunden werden und Experimente in Laborversuchen sind möglich. Auch dies ist erprobt und zur Vorbereitung aller im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Versuche in Schwerelosigkeit vielfach praktiziert. Auch reine Labormessungen profitieren zukünftig insbesondere von dem hohen Automatisierungsgrad der Anlage, dem dadurch geringen Anteil manueller Justage und einem Probenwechsler, der bis zu 62 Proben fasst und damit einen hohen Durchsatz erlaubt. Durch den zwar kompakten, aber dennoch modularen Aufbau der Struktur, werden zukünftige Anpassungen an neue Anforderungen erleichtert. Denkbar sind die einfache Installation zusätzlicher Diagnosemittel oder eines Heizlasers in anderer Wellenlänge.

Im Vergleich mit bestehenden Anlagen, die den Ausgangspunkt zu dieser Arbeit bilden, ergeben sich verschiedene Vorteile durch die weiter- und neuentwickelten Technologien. Es bietet sich an diese im Rahmen einer Modernisierung auf bestehende Anlagen zu transferieren bzw. für zukünftig neu aufzubauende Anlagen zu verwenden. Dies gilt insbesondere für die Folgenden

Systeme, da sie zu einer Anlagenautomatisierung und einer damit einhergehenden Erhöhung des Durchsatzes von Messungen und Proben die größten Beiträge liefern:

Der Probenwechsler kann mit wenigen Anpassungen übernommen werden. Erstens kann für reine Laboranwendung der obere Förderstab ersatzlos entfallen, die Probe ruht nur noch auf dem unteren. Zweitens empfiehlt sich das Probenmagazin für Laboranwendung in Bezug auf die Probengröße flexibler zu halten. Im einfachsten Fall bedeutet dies schlicht den Deckel zu entfernen. Große Proben liegen dann auf dem Rand der Bohrung auf, nicht mehr darin. Für deutlich größere Proben sollte ggf. die Mulde in der Spitze des unteren Förderstabes oder auch dessen Durchmesser insgesamt vergrößert werden.

Die kamerabasierte Positionserfassung kann leicht übertragen werden und ist bereits an einem weiteren Levitator im Einsatz. Die digitale Bildverarbeitung macht dieses System wartungsfreundlicher in Bezug auf Justage der Nullpunkte sowie der Möglichkeit der Fehlerdiagnose und trägt damit insgesamt zu einer besseren Automatisierbarkeit bei.

Übergreifend ist auch die Kompaktheit der einzelnen Systeme und des Aufbaus als Ganzem ein Vorteil für Labor- und denkbare Anwendungen an Forschungsreaktoren und anderen Strahlquellen, wofür allerdings ggf. der Rezipient anzupassen ist.

Kapitel 8

Anhang

8.1 Verwendete Abkürzungen und Symbole

8.1.1 Abkürzungen

Abb.	Abbildung
ADC / AD	Analog-Digital-Wandler
Al	Aluminium
AMZ 4	$Zr_{59,3}Cu_{28,8}Al_{10,4}Nb_{1,5}$
Be	Beryllium
BNC	Bayonet Neill ³⁶ -Concelman ³⁷
bspw.	Beispielsweise
bzw.	Beziehungsweise
CCD	charge coupled device
CF-Flansch	Standard in der Vakuumtechnik

³⁶ *Paul Neill (1882 – 1968)*

³⁷ *Carl Concelman (1912 – 1975)*

Cu	Kupfer
DAC / DA	Digital-Analog-Wandler
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
DOI	Digital Object Identifier
E-Feld	elektrostatisches Feld
ELIB	Electronic Library des DLR
EML	elektromagnetischer Levitator
EPROM	erasable programmable read-only memory
ESL	elektrostatischer Levitator
ES-L	elektrostatische Levitation
et al.	et alii
etc.	et cetera
ff.	und folgende
FH	Fachhochschule
FPGA	field programmable gate array
ggf.	gegebenenfalls
Gl.	Gleichung
Hrsg.	Herausgeber
HSC	Hochgeschwindigkeitskammersystem
i. d. R.	in der Regel
inkl.	inklusive
I/O	input / output
ISBN	Internationale Standardbuchnummer
Kap.	Kapitel
KFZ	Kraftfahrzeug
konst.	konstant
LabVIEW	Softwarepaket und Programmierumgebung
μg	Mikrogravitation

MAPHEUS	Forschungsrakete: ‚Materialphysikalische Experimente unter Schwerelosigkeit‘
MATLAB	Softwarepaket
Nb	Niob
NI	National Instruments
Ni	Nickel
o. ä.	oder ähnlichem, oder ähnliches
PAL	phase alternating line
PC	personal computer
PCI	peripheral component interconnect
PI	Proportional-Integral
PID	Proportional-Integral-Differential
PSD	position sensitive device
RAID	redundant array of independent disks
RMS	Mittlere quadratische Abweichung
RSxxx	Standards für serielle Schnittstellen
s., s. o., s. a.	siehe, siehe oben, siehe auch
S.	Seite
Simulink	Softwarepaket
SSD	solid-state-drive
TCP/IP	transmission control protocol / internet protocol
TEXUS	Forschungsrakete: ‚Technologische Experimente unter Schwerelosigkeit‘
Ti	Titan
TU	Technische Universität
u. a.	unter anderem, unter anderen
URL	Uniform Resource Locator
URN	Uniform Resource Name
US(A)	united states (of america)
USB	universal serial bus

UV	ultraviolett
v. l. n. r.	von links nach rechts
VGA	video graphics array
Vitreloy 1	$Zr_{41,2}Ti_{13,8}Cu_{12,5}Ni_{10}Be_{22,5}$
Vitreloy 106a	$Zr_{58,5}Cu_{5,6}Ni_{2,8}Al_{10,3}Nb_{2,8}$
z. B.	zum Beispiel
z. T.	zum Teil
ZARM	Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation
Zr	Zirkonium
z. Zt.	zur Zeit
1D, 3D	eindimensional, dreidimensional

8.1.2 Symbole

A	Amplitude	
A	Fläche	
a	Abstand	
α	Beiwert der Absorption	
d	Abstand	
\vec{E}	elektrische Feldstärke	
e	Euler'sche ³⁸ Zahl	$\approx 2,718$
e	Elementarladung	$\approx 1,6 \times 10^{-19}C$
ε	Beiwert der Emissivität	
ε_0	elektrische Feldkonstante	$\approx 8,85 \cdot 10^{-12} As/Vm$
ε_1	Permittivität eines Dielektrikums	

³⁸ Leonhard Euler (1707 – 1783)

\vec{F}	Kraft	
f	Frequenz	
g	lokale Erdbeschleunigung	
η	Viskosität	
l	Schwingungsmode	
λ	Wärmeleitungskoeffizient, Wellenlänge	
LE	unbestimmte Längeneinheit	
m	Masse	
μg	kurz für Mikrogravitation	
N	Anzahl	
$1/n$	Anteil	
O	Oberfläche	
P	Leistung	
π	Kreiszahl	$\approx 3,1416$
Q	Wärmeenergie	
q	Ladung	
r	Radius	
ρ	Materialeigenschaft Dichte	
RF	Reservefaktor	
Σ	lineare Dämpfungskonstante	
σ	Stefan-Boltzmann-Konstante	$\approx 5,67 \cdot 10^{-8} W/m^2 K^4$
t	Zeit	
T	Temperatur	
φ	elektrisches Potential	
X, Y, Z	Achsenbezeichnungen in kartesischem Koordinatensystem	
\emptyset	Durchmesser	

8.2 Abbildungsverzeichnis

Abb. 1.1: Viskositätsmessung in Rheometer und ESL.....	3
Abb. 1.2: Systematische Fehler in elektrostatischer Levitation.....	4
Abb. 1.3: Tiegelfreie Viskositätsmessung.....	5
Abb. 2.1: 1D-Levitation in E-Feld.....	12
Abb. 2.2: Feldverlauf an Probe im Plattenkondensator.....	16
Abb. 2.3: Probe levitiert elektrostatisch in Laboranlage.....	17
Abb. 2.4: Globales, wie lokales Gleichgewicht der Kräfte an der Probe.....	18
Abb. 3.1: Oszillierender Tropfen.....	25
Abb. 3.2: ‚Mobiler elektrostatischer Levitator‘.....	30
Abb. 4.1: Trajektorien in der μg -Forschung.....	36
Abb. 4.2: MAPHEUS-05.....	39
Abb. 4.3: Flugverlauf MAPHEUS-05.....	42
Abb. 4.4: Start MAPHEUS-05.....	44
Abb. 4.5: Kapsel im Fallturm.....	47
Abb. 5.1: Übersicht der zentralen Systeme und Funktionen.....	50
Abb. 5.2: Modultopf $\text{\O}438 \text{ mm} \times 400 \text{ mm}$	52
Abb. 5.3: Mögliche Elektrodensysteme abgeleitet aus Laborlösung.....	57
Abb. 5.4: Neu entwickelte Elektrodensysteme.....	58
Abb. 5.5: Elektrodenhalterung.....	60
Abb. 5.6: Diskretisierung des für Simulation betrachteten Volumens.....	63
Abb. 5.7: Ergebnisse der numerischen Simulation.....	65
Abb. 5.8: Schematische Darstellung der Datenverarbeitung.....	70
Abb. 5.9: Echtzeit-Steuergerät NI Compact RIO.....	71
Abb. 5.10: Prinzip der Positionsmessung mit PSD-Sensoren.....	78
Abb. 5.11: Prinzip der Positionsmessung mit Kamera und digitaler Bildverarbeitung.....	79

Abb. 5.12: Einzelschritte bei der Bildverarbeitung für die Positionsmessung.....	80
Abb. 5.13: Geöffnetes Magazin des Probenwechslers	83
Abb. 5.14: Ablauf der Probenzuführung	85
Abb. 5.15: Eindimensionaler elektrostatischer Levitator	90
Abb. 5.16: Probenoberfläche unter dem Rasterelektronenmikroskop.....	92
Abb. 5.17: Temperaturgradienten in der Probe	94
Abb. 5.18: Lasersystem auf Kühlaggregaten	97
Abb. 5.19: Temperaturregelung an der Probe.....	100
Abb. 5.20: Perspektive auf Levitationsbereich	102
Abb. 5.21: Organisation der Prozesse an der Probe	104
Abb. 5.22: Übersicht der Wellenlängen für Steuer- und Messaufgaben an der Probe	106
Abb. 5.23: Vakuumrezipient mit Durchführungen an der Unterseite.....	107
Abb. 5.24: Rezipient mit geöffnetem Flanschdeckel	108
Abb. 5.25: Blockschaltbild Vakuumsystem.....	109
Abb. 5.26: Blockschaltbild der elektrischen Energieverteilung.....	111
Abb. 5.27: Das Experiment GOLD-ESL in drei Ausbaustufen.....	115
Abb. 5.28: Bodengerät zur GOLD-ESL-Nutzlast	119
Abb. 6.1: Rack der 24. DLR-Parabelflugkampagne.....	122
Abb. 6.2: Fallturmkapsel mit GOLD-ESL	124
Abb. 6.3: Rack-Konfiguration der 28. DLR-Parabelflugkampagne.....	127

8.3 Quellenverzeichnis

- [1] R. Hyers, D. Matson, K. Kelton und J. Rogers: Convection in Containerless Processing, *Annals of the New York Academy of Sciences* 1027 (2004), DOI: 10.1196/annals.1324.038
- [2] L. Ratke: The Benefit of Weightlessness for Materials Research, *18th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programme and Related Research*, Visby, Sweden, (2007), ELIB: 52437
- [3] I. Jonas: Thermophysical and structural properties of the equilibrium and undercooled melt of bulk metallic glasses investigated by electrostatic levitation, *Dissertation an der Universität des Saarlandes* (2017), URN: urn:nbn:de:bsz:291-scidok-68225
- [4] W. Rhim, K. Ohsaka, P. Paradis, und R. Spjut: Noncontact technique for measuring surface tension and viscosity of molten materials using high temperature electrostatic levitation, *Review of Scientific Instruments* 70, (1999) DOI: 10.1063/1.1149797
- [5] R. Hyers: Fluid flow effects in levitated droplets, *Measurement Science and Technology* 16 (2005), DOI: 10.1088/0957-0233/16/2/010
- [6] S. Mukherjee, J. Schroers, Z. Zhou, W. Johnson und W. Rhim: Viscosity and specific volume of bulk metallic glass-forming alloys and their correlation with glass forming ability, *Acta Materialia* 52 (2004), DOI: 10.1016/j.actamat.2004.04.023
- [7] P. Heintzmann, F. Yang, S. Schneider, G. Lohöfer und A. Meyer: Viscosity measurements of metallic melts using the oscillating drop technique, *Applied Physics Letters* 108, 241908 (2016), DOI: 10.1063/1.4953871
- [8] J. Brillo, A. Pommrich und A. Meyer: Relation between Self-Diffusion and Viscosity in Dense Liquids: New Experimental Results from Electrostatic Levitation, *Physical Review Letters* 107, 165902 (2011), DOI: 10.1103/PhysRevLett.107.165902
- [9] K. Ohsaka, S. Chung und W. Rhim: Specific Volumes and Viscosities of the Ni-Zr Alloys and their Correlation with the Glass Formability of the Alloys, *Acta Materialia* 46, (1998), DOI: 10.1016/S1359-6454(98)00154-2
- [10] P. Heintzmann: Untersuchung der Zusammenhänge von atomarer Struktur, Selbstdiffusion, Interdiffusion und Viskosität in flüssigen Zr-Ni Legierungen, *Dissertation an der Ruhr-Universität Bochum* (2015), URN: urn:nbn:de:hbz:294-46171

-
- [11] F. Yang: *Mitarbeiter des Institutes für Materialphysik im Weltraum des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt*
- [12] A. Pommrich: Selbstdiffusion in siliziumreichen Legierungsschmelzen, *Dissertation an der Ruhr-Universität Bochum* (2010), URN: urn:nbn:de:hbz:294-29193
- [13] T. Ishikawa, P. Paradis, N. Koike, und Y. Watanabe: Effects of the positioning force of electrostatic levitators on viscosity measurements, *Review of Scientific Instruments* 80 (2009), DOI: 10.1063/1.3072884
- [14] D. Langstaff, M. Gunn, G. Greaves, A. Marsing und F. Kargl: Aerodynamic levitator furnace for measuring thermophysical properties of refractory liquids, *Review of Scientific Instruments* 84 (2013), DOI: 10.1063/1.4832115
- [15] E. Trinh: Compact acoustic levitation device for studies in fluid dynamics and material science in the laboratory and microgravity, *Review of Scientific Instruments* 56 (1985), DOI: 10.1063/1.1138419
- [16] G. Lohöfer, P. Neuhaus und I. Egrý: TEMPUS - A Facility for Measuring Thermophysical Properties of Undercooled Liquid Metals, *High Temperatures - High Pressures* 23 (1991), ELIB: 40856
- [17] A. Ashkin und J. Dziedzic: Optical Levitation of Liquid Drops by Radiation Pressure, *Science* 187 (1975), DOI: 10.1126/science.187.4181.1073
- [18] D. Meschede (Hrsg.): Gerthsen Physik 23. Auflage, *Springer-Verlag* (2006), ISBN: 3-540-25421-8
- [19] G. Lehner: Elektromagnetische Feldtheorie 7. Auflage, *Springer-Verlag* (2010), ISBN 978-3-642-13041-0
- [20] K. Grote und J. Feldhusen (Hrsg.): DUBBEL Taschenbuch für den Maschinenbau 23. Auflage, *Springer-Verlag* (2011), ISBN: 978-3642173059
- [21] S. Earnshaw: On the Nature of the Molecular Forces which Regulate the Constitution of the Luminiferous Ether, *Transactions of the Cambridge Philosophical Society* 116 (1842)
- [22] T. Meister: Aufbau und Regelung eines elektrostatischen Levitators, *Dissertation an der Ruhr-Universität Bochum* (2000), URN: urn:nbn:de:hbz:294-2069
- [23] T. Kordel, D. Holland-Moritz, F. Yang, J. Peters, T. Unruh, T. Hansen, und A. Meyer: Neutron scattering experiments on liquid droplets using electrostatic levitation, *Physical Review B* 83 (2011), DOI: 10.1103/PhysRevB.83.104205

-
- [24] M. Stolpe, I. Jonas, S. Wie, Z. Evenson, W. Hembree, F. Yang, A. Meyer und R. Busch: Structural changes during a liquid-liquid transition in the deeply undercooled $Zr_{58.5}Cu_{15.6}Ni_{12.8}Al_{10.3}Nb_{2.8}$ bulk metallic glass forming melt, *Physical Review B* 93 (2016), DOI: 10.1103/PhysRevB.93.014201
- [25] D. Herlach, P. Galenko und D. Holland-Moritz (Hrsg.): Metastable Solids from Undercooled Melts, *Pergamon Materials Series 10* (2007), ELIB: 43563
- [26] P. Dobrinski, G. Krakau und A. Vogel: Physik für Ingenieure 11. Auflage, *Teubner Verlag* (2006), ISBN: 978-3-8351-0020-6
- [27] Lord Rayleigh: Capillary phenomena of jets, *Proceedings of the Royal Society* 29 (1879)
- [28] S. Schneider, I. Egry, R. Wunderlich, R. Willnecker und M. Pütz: Evaluation of thermophysical data from electromagnetic levitation experiments with digital image processing, *Journal of the Japan Society of Microgravity Application* 25 (2008), ISSN: 09153616
- [29] K. Kupfmüller, W. Mathis und A. Reibiger: Theoretische Elektrotechnik 16. Auflage, *Springer-Verlag* (2005), ISBN: 3-540-20792-9
- [30] W. Gilbert und P. Mottelay (Übersetzer): De Magnete, *Dover Publications Inc* (1893)
- [31] C. Coulomb: Premier Mémoire sur L'Électricité et le Magnetisme, *Histoire de L'Académie Royale des Sciences* (1785)
- [32] J. Thomson: Cathode Rays, *Philosophical Magazine Series 5* (1897), DOI: 10.1080/14786449708621070
- [33] E. Hering, R. Martin und M. Stohrer: Physik für Ingenieure 10. Auflage, *Springer-Verlag* (2007), ISBN: 978-3-540-71855-0
- [34] R. Millikan: The Isolation of an Ion, a Precision Measurement of its Charge, and the Correction of Stokes's Law, *Physical Review* 1 32 (1911), DOI: 10.1103/PhysRevSeriesI.32.349
- [35] R. Millikan: On the Elementary Electrical Charge and the Avogadro Constant, *Physical Review* 2 109 (1913), DOI: 10.1103/PhysRev.2.109
- [36] P. Clancy, E. Lierke, R. Grossbach und W. Heide: Electrostatic and acoustic instrumentation for material science processing in space, *Acta Astronautica* 7 (1980), DOI: 10.1016/0094-5765(80)90077-6
- [37] European Space Agency: *Erasmus Experiment Archive* (Abruf: September 2012) <http://eea.spaceflight.esa.int/?pg=exprec&oid=8056&t=1>

-
- [38] W. Rhim, M. Collender, M. Hyson, W. Simms, und D. Elleman: Development of an electrostatic positioner for space material processing, *Review of Scientific Instruments* 56 (1985), DOI: 10.1063/1.1138349
- [39] W. Rhim, S. Chung, D. Barber, K. Man, G. Gutt, A. Rulison, und R. Spjut: An electrostatic levitator for high-temperature containerless materials processing in 1-g, *Review of Scientific Instruments* 64 (1993), DOI: 10.1063/1.1144475
- [40] T. Fuse, Y. Nakamura, K. Murakami, K. Shibasaki, H. Tamaru, H. Ohkuma, S. Yukizono, T. Ishikawa, J. Okada, T. Takada, Y. Sakai, T. Arai und N. Fujino: Electrostatic Levitation Furnace Experiment for “KIBO” on the International Space Station, *64th International Astronautical Congress, Beijing, China* (2013)
- [41] H. Yoo, C. Park, S. Jeon, S. Lee und G. Lee: Uncertainty evaluation for density measurements of molten Ni, Zr, Nb and Hf by using a containerless method, *Metrologia* 52 (2015), DOI: 10.1088/0026-1394/52/5/677
- [42] T. Kordel: Nahordnung und atomare Dynamik in elektrostatisch levitierten Zr-Basis-Schmelzen, *Dissertation an der Ruhr-Universität Bochum* (2011), URN: urn:nbn:de:hbz:294-33202
- [43] A. Rulison, J. Watkins und B. Zambrano: Electrostatic containerless processing system, *Review of Scientific Instruments* 68 (1997), DOI: 10.1063/1.1148208
- [44] I. Jonas: *Mitarbeiterin des Institutes für Materialphysik im Weltraum des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt*
- [45] S. Zimmermann: *Mitarbeiterin des Institutes für Materialphysik im Weltraum des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt*
- [46] E. Messerschmid, R. Bertrand und F. Pohlemann: Raumstationen - Systeme und Nutzung, *Springer-Verlag* (1997), ISBN: 3-540-60992
- [47] P. von Kampen, U. Kaczmarczik und H. Rath: The new Drop Tower catapult system, *Acta Astronautica* 59 (2006), DOI: 0.1016/j.actaastro.2006.02.041
- [48] T. Mori, K. Goto, R. Ohashi und A. Sawaoka: Capabilities and recent activities of Japan Microgravity Center (JAMIC), *Microgravity - Science and Technology* 5 (1993)
- [49] M. Sabbatini: ESA User Guide to Low Gravity Platforms, *HSO-K/MS/01/14, Issue 3 Revision 0* (2014)
- [50] V. Pletser, S. Rouquette, U. Friedrich, J. Clervoy, T. Gharrib, F. Gai und C. Mora: European parabolic flight campaigns with Airbus ZERO-G: Looking back at the A300 and

- looking forward to the A310, *Advances in Space Research* 56 (2015), DOI: 10.1016/j.asr.2015.05.022
- [51] W. Ley, K. Wittmann und W. Hallmann (Hrsg.): Handbook of Space Technology, *John Wiley & Sons Ltd.* (2009), ISBN: 978-0-470-69739-9
- [52] A. Stamminger, L. Altenbuchner, J. Ettl, M. Hörschgen-Eggers, W. Jung und P. Turner: DLR's Mobile Rocket Base – Flight Tickets for your Microgravity Experiments, *64th International Astronautical Congress, Beijing, China* (2013), ELIB: 84506
- [53] P. Baldemar und O. Widell: The ESRANGE facility in northern Sweden – your partner for successful aerospace operations, *AIP Conference Proceedings* 609 (2002), DOI: 10.1063/1.1471854
- [54] A. Palmerio, J. da Silva, P. Turner, W. Jung: The Development of the VSB-30 Sounding Rocket Vehicle, *Proceedings of the 16th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research, St. Gallen, Switzerland* (2003)
- [55] M. Siegl, F. Kargl, F. Scheuerpflug, J. Drescher, C. Neumann, M. Balter, M. Kolbe, M. Sperl, P. Yu und A. Meyer: Material Physics Rockets MAPHEUS-3/4: Flights and Developments, *Proceedings of the 21st ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research* (2013), ELIB: 85265
- [56] F. Scheuerpflug: *Mitarbeiter der Mobilen Raketenbasis des Institutes für Raumflugbetrieb und Astronautentraining des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt*
- [57] M. Hörschgen, H. Pfeuffer und T. Janke: European Recovery System (ERS), *19th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research, Bad Reichenhall* (2009), ELIB: 83907
- [58] S. Klein, D. Bräuer, M. Becker, A. Knipstein, S. Meckel, E. Sondermann und F. Kargl: X-RISE – A Multifunctional X-ray Radiography Device for Parabolic Flights and Laboratory Use, *International Journal of Microgravity Science and Application* 33 (2016), DOI: 10.15011/jasma.33.330405
- [59] C. Neumann, E. Sondermann, F. Kargl und A. Meyer: Compact High-Temperature Shear-Cell Furnace for In-Situ Diffusion Measurements, *Journal of Physics: Conference Series* 327 (2011), DOI: 10.1088/1742-6596/327/1/012052
- [60] M. Becker, C. Dreißigacker, S. Klein und F. Kargl: Near-isothermal furnace for in situ and real time X-ray radiography solidification experiments, *Review of Scientific Instruments* 86 (2015), DOI: 10.1063/1.4922359

-
- [61] S. Fengler, I. Spirer, M. Neef, M. Ecke, J. Hauslage und R. Hampp: Changes in Gene Expression of Arabidopsis Thaliana Cell Cultures Upon Exposure to Real and Simulated Partial-g Forces, *Microgravity Science and Technology* (2016), DOI: 10.1007/s12217-015-9452-y
- [62] M. Balter: *Mitarbeiter des Institutes für Materialphysik im Weltraum des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt*
- [63] A. Stamminger: Beiträge zum Verhalten von Raketennutzlastkörpern beim atmosphärischen Wiedereintritt, *Dissertation an der TU München* (2010), URN: urn:nbn:de:bvb:91-diss-20110303-998344-1-5
- [64] Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt e. V.: The DLR Parabolic Flights – Research in Weightlessness, *Projektbroschüre* (2009)
- [65] B. Verthier: NOVESPACE – Standard Primary Structure Catalog 2014-4, *internes Dokument* (2015)
- [66] P. Rosier: NOVESPACE – Experiment Design Guidelines in Parabolic Flight 2014-6, *internes Dokument* (2014)
- [67] I. Grill: Datenblatt RADAX 17", *internes Dokument* (2012)
- [68] F. Scheuerpflug, F. Kargl und T. Eld: MAPHEUS-6 Flight Requirements Plan V1.3, *internes Dokument* (2016)
- [69] National Aeronautics and Space Administration: U. S. Standard Atmosphere 1976, *freigegebenes Dokument* (1976)
- [70] M. Fittock, M. Pinzer und J. Ettl: MAPHEUS User Manual, *internes Dokument* (2010)
- [71] Morgan Advanced Ceramics : AL-300 97-99% Alumina, CMORG16 / 90394, *Produktdatenblatt* (Abruf: April 2017)
- [72] C. Neumann: Elektrostatischer Levitator sowie Messsystem mit einem elektrostatischen Levitator, *Patent DE 10 2013 203 555 B3* (2015)
- [73] D. Bräuer: *Mitarbeiter des Institutes für Materialphysik im Weltraum des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt*
- [74] P. Kuhn: *Mitarbeiter des Institutes für Materialphysik im Weltraum des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt*
- [75] Trek Inc.: 20/20C High-Voltage Power Amplifier, *Produktdatenblatt 1518/JRB* (2015)
- [76] hivolt GmbH & Co. KG: High Voltage Amplifiers, *Produktkatalog* (2014)

-
- [77] National Instruments: NI cRIO-9025, *Produktdatenblatt* (November 2014)
- [78] National Instruments: User Manual and Specifications, *Produktdatenblatt* (April 2016)
- [79] National Instruments: Produktkonfigurator, (Abruf: Oktober.2015)
<http://ohm.ni.com/advisors/crio/-pages/common/classic/systemoptions.xhtml>
- [80] Jetway Computer Corporation: NF9E-Q77, *Produktdatenblatt* (Abruf: Dezember 2014)
- [81] Intel Corporation: Intel Core i7-3770T Processor, *Produktdatenblatt* (Abruf: Dezember 2014)
- [82] exSYS Vertriebsgesellschaft mbH: EXSYS EX-48052 Mini PCIe Interface, *Produktdatenblatt* (Abruf: Februar 2017)
- [83] National Instruments: FPGA Fundamentals, *National Instruments White Paper #6983* (2012)
- [84] Mikrotron GmbH: MotionBLITZ LTR Series, *Produktdatenblatt* (Abruf: Dezember 2013)
- [85] VACOM Vakuum Komponenten und Messtechnik GmbH: VACOM Produktkatalog 6. Auflage, *Produktkatalog* (2012)
- [86] VS Technology Corporation: VS-TC08-170, *Produktdatenblatt* (Mai 2010)
- [87] SiTek Electro Optics: SPC-PSD High Linearity Position Sensing Detector with Signal Processing Unit, *Produktdatenblatt* (Abruf: März. 2013)
- [88] BASLER AG: <https://www.baslerweb.com/en/products/cameras/area-scan-cameras/ace>, *Internetpräsenz* (Abruf: März 2016)
- [89] PerkinElmer Optoelectronics: ACULED VHL, *Produktdatenblatt* (2008)
- [90] National Instruments: Image Processing with NI Vision Development Module, *National Instruments White Paper #3470* (2016)
- [91] D. Bräuer und C. Neumann: Sample detection and position control for microgravity electrostatic levitation, *Veröffentlichung wird vorbereitet*
- [92] BASLER AG: <https://www.baslerweb.com/de/maerkte/fabrikautomation>, *Internetpräsenz* (Abruf: März 2017)
- [93] G. Sridharan, S. Chung, D. Elleman und W. Rhim: Optical sample position sensing for electrostatic levitation, *Space Optical Materials and Space Qualification of Optics 1118* (1989), DOI: 10.1117/12.960959

-
- [94] J. Eichler und H. Eichler: LASER – Bauformen, Strahlführung, Anwendungen 5. Auflage, *Springer Verlag* (2003), ISBN: 3-540-00376-2
- [95] A. Einstein: Über einen die Erzeugung und Verwandlung des Lichtes betreffenden heuristischen Gesichtspunkt, *Annalen der Physik* 322 (1905), DOI: 10.1002/andp.19053220607
- [96] Hamamatsu Photonics: Spectral Distribution Comparison Data: L1835, L11798, L10366, *Produktdatenblatt* (November 2011)
- [97] LG Innotek : LEUVA66B00HF00, *Produktdatenblatt* (November 2013)
- [98] Conrad Elektronik SE: UV-Löschgerät 982261, *Produktdatenblatt* (1997)
- [99] OSRAM GmbH: HTT 150-211, *Produktdatenblatt* (2017)
- [100] G. Pottlacher, K. Boboridis, C. Cagran, T. Hüpf, A. Seifert und B. Wilthan: Normal Spectral Emissivity Near 680 nm At Melting And In The Liquid Phase For 18 Metallic Elements, *AIP conference proceedings* (2013), ISSN: 0094-243x
- [101] R. Roşu-Pflumm, Wolfgang Wendl, German Müller-Vogt, Shinsuke Suzuki, K.-H. Kraatz und G. Froberg: Diffusion measurements using the shear cell technique: Investigation of the role of Marangoni convection by pre-flight experiments on the ground and during the Foton M2 mission, *International Journal of Heat and Mass Transfer* 52 (2009), DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2009.06.001
- [102] Laser Components GmbH: MCM 1550-20, *Produktdatenblatt* (April 2012)
- [103] Dow Corning Corporation: Sylgard 170 Fast Cure Silicone Elastomer, *Produktdatenblatt* (Juli 2015)
- [104] Laser Components GmbH: 658 nm Coaxial Pigtailes LD with Single Mode Fibre, *Produktdatenblatt* (Abruf: Juli 2015)
- [105] Laser Components GmbH: iC-WK, iC-WKL CW-Treiber für Laserdioden, *Produktdatenblatt* (August 2006)
- [106] ozOptics Ltd.: Collimators and Focusers – Receptable Style, *Produktdatenblatt* (August 2012)
- [107] VDI-Gesellschaft Verfahrenstechnik und Chemieingenieurwesen (Hrsg.): VDI Wärmeatlas, *Springer-Verlag* (2013), ISBN: 978-3-642-19980-6
- [108] Royal Dutch Shell: GlycoShell Long-Life Concentrate, *Produktdatenblatt* (Abruf: März 2017)

-
- [109] Messtec Power Converter GmbH: Medium Speed Current Modulator MSM 20-25, *Produktdatenblatt 1.0* (2012)
- [110] Optris GmbH: CTVideo 3M, *Produktdatenblatt* (2013)
- [111] Edmund Optics Inc.: Katalog für optische Komponenten und optische Baugruppen, *Produktkatalog* (2014)
- [112] Optris GmbH: Grundlagen der berührungslosen Temperaturmessung, *Whitepaper* (2012)
- [113] Leybold GmbH: Trockenverdichtende Vakuumpumpen, *Produktkatalog* (2016)
- [114] Leybold GmbH: Hochvakuumpumpen, *Produktkatalog* (2016)
- [115] MKS Denmark ApS: 925 MicroPirani Vacuum pressure transducer, *Produktdatenblatt* (2009)
- [116] Agilent Technologies: VacIon Plus 20 pumps, *Produktkatalog* (2011),
- [117] VAT Vakuumventile AG: Mini UHV gate valve Series 010 DN40, *Produktdatenblatt* (Dezember 2012)
- [118] EA Elektro-Automatik GmbH & Co. KG: DC-Einbaunetzgeräte, *Produktkatalog* (2014)
- [119] A123Systems Inc.: Nanophosphate High Power Lithium Ion Cell ANR26650M1-B, *Produktdatenblatt* (2011)
- [120] G. Blochberger, J. Drescher, C. Neumann, P. Penkert, A. Griesche, F. Kargl und A. Meyer: ATLAS-M and Batt-M: Development of Flight Hardware for MAPHEUS Sounding Rocket, *Journal of Physics: Conference Series* 327 (2011), DOI: 10.1088/1742-6596/327/1/012051
- [121] P. Penkert: *Mitarbeiter des Institutes für Materialphysik im Weltraum des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt*
- [122] Weltorganisation für Meteorologie der Vereinten Nationen: Climatological Information Kiruna, Sweden, *Klimadatenbank* (Abruf: März 2017)
URL: <http://worldweather.wmo.int/en/city.html?cityId=1045>
- [123] F. Scheuerpflug und A. Kallenbach: Load Bearing Hatch Design of MAPHEUS ESL 17” Module V1.0, *internes Dokument* (2014)
- [124] Velleman N. V.: Ethernet Relaiskarte, *Produktdatenblatt* (Mai 2012)
- [125] Sygonix GmbH: Produktkatalog, *Produktkatalog* (2012)
- [126] B. Verthier: *Mitarbeiter bei NOVESPACE*

8.4 Zusammenfassungen nach Promotionsordnung 2013

8.4.1 Zusammenfassung in deutscher Sprache

Entwicklung, Aufbau und Test eines elektrostatischen Levitators (ESL) für den Einsatz in Mikrogravitation (μg) sind Gegenstand dieser Arbeit. Das Ergebnis, der Experimentaufbau GOLD-ESL, wird in Labor, Fallturm, Parabelflug und Forschungsrakete getestet. Er dient insbesondere der Viskositätsmessung an flüssigen Metallproben nach der Methode oszillierender Tropfen. Extrem störungsarme Umgebungsbedingungen, die sich in dieser Kombination von ESL und μg ergeben, motivieren die Entwicklungsarbeit. Dieses Projekt zielt auf die Erfassung von Referenzmessungen, um Labormesswerte zu parametrieren und um die Messmethode zu etablieren. Den Ausgangspunkt bilden bestehende reine Laboranlagen, die aufgrund von Größe, Masse sowie fehlender Robustheit und Automatisierung speziell für μg -Anwendung jedoch ungeeignet sind.

Mit dieser Arbeit werden neue Technologien eingeführt, Systeme miniaturisiert und Funktionen automatisiert. Die drei bedeutendsten Neuentwicklungen sind:

- + Das neue Elektrodensystem zur Erzeugung der Levitationsfelder ist für μg optimiert,
- + die Positionserfassung der Probe basiert auf in Echtzeit ausgewerteten Kamerabildern,
- + und der Probenwechsler speichert Proben und stellt diese einzeln dem Prozess bereit.

Die Gesamtheit der entwickelten Systeme wird zu einer kompakten Raketennutzlast integriert, die flugqualifizierende Tests besteht. In μg kann bereits stabile Levitation von Proben gezeigt werden. Teilweise werden bereits neue Technologien in andere Anlagen übernommen.

8.4.2 Zusammenfassung in englischer Sprache

Design, construction and verification of an electrostatic levitator (ESL) for use under microgravity (μg) are subject of this work. The result is the experimental set-up GOLD-ESL, being operational in laboratory, drop tube, parabolic flight and sounding rocket environment. In particular, the set-up is designed to measure viscosity of liquid metals by means of the oscillating drop method. The key motivation of this work is to combine ESL and μg in order to gain an almost undisturbed environment for these measurements. The aim is to obtain reference data to benchmark ground-based experiments and to contribute to the further verification of this scientific method. Starting point of this project are levitators built for ground-based research only, which, however, due to size, mass and a lack of robustness and automation are not suited for μg .

With this work new technologies are introduced to electrostatic levitation, equipment is miniaturized and a fully automated functioning established. The three most prominent inventions are:

- + newly designed electrode system optimized for a μg -environment
- + sample detection based on real-time image processing on camera footage
- + sample handling system that stores and provides samples individually

The entirety of developed hardware is integrated as a rocket payload and passes flight qualification tests. Stable μg -levitation was achieved. Some technology has already been transferred to other ground-based ESL.

8.5 Lebenslauf

Hinweis: Der Lebenslauf fehlt in dieser elektronischen Version.

8.6 Danksagung

Bedanken möchte ich mich bei den vielen Menschen, die zum Gelingen dieser Arbeit auf so vielfältige Art und Weise beigetragen haben. Insbesondere gilt mein Dank Prof. Dr. Andreas Meyer, auf den die Initiative zu diesem Projekt zurückgeht und der als Institutsleiter die Umsetzung erst ermöglicht und dann aktiv begleitet hat. In gleicher Weise danke ich Prof. Dr. Ralf Busch und Prof. Dr. Dirk Bähre, für die Bereitschaft das zugehörige Promotionsverfahren als Gutachter zu betreuen, sowie den weiteren Mitgliedern des Prüfungskomitees an der Universität des Saarlandes.

Weiter danke ich den unmittelbaren Mitgliedern des Team GOLD-ESL: Dr. Dirk Bräuer, Sarah Zimmermann und Dr. Isabell Jonas. Für ihren unermüdlichen Einsatz und Fleiß; für unzählige Stunden in heimischen Laboren, am Fallturm Bremen, auf Parabelflugkampagnen in Bordeaux, zur Vorbereitung von MAPHEUS-Kampagnen in Oberpfaffenhofen und Ottobrunn sowie deren Durchführung in Kiruna; für ihre Unerschrockenheit auch im Angesicht manchmal widerspenstiger Technik; für unzählige endlose Debatten über einfach alles; und für die stets äußerst angenehme, freundschaftliche Atmosphäre. Im speziellen Danke ich: Dirk Bräuer für jede einzelne neue Softwareversion, auch für die, von denen ich erst später erfahren habe; und dafür in begründeten Ausnahmefällen auch mechanisches Werkzeug in die Hand zu nehmen. Sarah Zimmermann danke ich für die Myriaden an Proben, für die tatkräftige Unterstützung bei so ziemlich allem was es im Labor zu tun gibt und auch dafür Bodengerät an der Startrampe zu installieren, obwohl "davon aber nichts in meinem Arbeitsvertrag steht!"^[45]. Isabell Jonas danke ich insbesondere für ihren Beitrag zu Vorbereitung und Durchführung der ersten Parabelflugkampagne und dafür, dass noch einige Schraubendreher intakt geblieben sind.

Meinen Bürokollegen Dr. Fan Yang und Dr. Zach Evenson danke ich für die stets sehr angenehme Atmosphäre im Büro und Ihre stete Bereitschaft ihr beinahe unerschöpfliches Wissen und Erfahrungen zu teilen. Meinen Etagenkollegen Prof. Dr. Florian Kargl, Prof. Dr. Thomas Voigtmann und Dr. Philipp Kuhn danke ich für ihre andauernde Diskussionsbereitschaft. Philipp Kuhn im speziellen für die Unterstützung bei der Berechnung elektrischer Felder. Den Herren Jörg Drescher, Michael Balter und Christoph Dreißigacker danke ich für die immer äußerst angenehme Zusammenarbeit in Vor- und Nachbereitung von, sowie während MAPHEUS-Kampagnen und bei allem was links und rechts davon passiert. Ich danke der Institutswerkstatt für die tatkräftige Unterstützung, das Bohren dicker Bretter und das anfassen heißer

Eisen: Ralf Henrichs, Horst Eßer, Matthias Nell, Konstantin Afanasev, Andre Klinkhammer, Johannes Offermann, Peter Penkert und zahlreiche Auszubildende. Für vielfältige Unterstützung in organisatorischen Fragestellungen danke ich Inge Parpart, Kim Prochnow und Sigrid Neusius.

In Bezug auf MAPHEUS-Kampagnen danke ich den Teams von MORABA und ESRANGE für Vorbereitung und Durchführung. Unseren direkten Ansprechpartnern Alexandra Jaquemet und Brian Verthier danke ich für die Unterstützung im Kontext der beiden Parabelflugkampagnen und darüber hinaus dem gesamten Team von Novespace und DGA. Allen Beteiligten seitens des Fallturmes Bremen danke ich für die Unterstützung, die wir vor Ort erfahren durften. Insbesondere Dr. Thorben Könemann, Manfred Behrens und Thorsten Lutz. Dr. Ulrike Friedrich und Dr. Otfried Joop danke ich für die Finanzierung der Parabelflug- und Fallturmkampagnen.

Abschließend danke ich zutiefst meiner Familie für den bedingungslosen Rückhalt und meinem Sohn Ole dafür, ... naja: dass es ihn gibt.