

**Entwicklung und Integration eines
Vakuumlichtbogentriebwerkes für die „Seamless Radio Access
Networks for Internet of Space (SeRANIS)“
Kleinsatellitenmission**

Roman Forster

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Elektrische Energiesysteme und Informationstechnik der Universität der Bundeswehr München zur Erlangung des akademischen Grades eines

Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

angenommenen Dissertation.

Gutachter:

1. Prof. Dr.-Ing. Jochen Schein
2. Prof. Dr.-Ing. Martin Tajmar

Die Dissertation wurde am 25.09.2024 bei der Universität der Bundeswehr München eingereicht und durch die Fakultät für elektrische Energiesysteme und Informationstechnik am 03.12.2024 angenommen. Die mündliche Prüfung fand am 12.12.2024 statt.

Ein herzliches „Vergelt's Gott“

Wenn mir jemand im Jahre 2017 erzählt hätte, dass ich eine Dissertation über einen elektrischen Satellitenantrieb verfasse, hätte ich das vermutlich nicht ganz ernst genommen. Und nun ist es soweit...Einerseits noch etwas surreal, aber gleichzeitig verspüre ich eine unheimliche Zufriedenheit, diesen langen und nicht ganz einfachen Weg gegangen zu sein. Ein Weg, dessen Ziel ich alleine niemals erreicht hätte. Daher gebührt vielen Leuten ein riesengroßes Dankeschön, was ich versuche, mit den folgenden Zeilen auszudrücken. Diese Zeilen können zwar die enorme Unterstützung vieler liebevoller Menschen nicht im Ansatz widerspiegeln, jedoch solltet ihr wissen, dass ich euch allen sehr dankbar bin.

Zuallererst möchte ich mich bei Prof. Dr. Jochen Schein bedanken, der mir nicht nur die Möglichkeit der Promotion ermöglicht hat, sondern mich bisher auf meinem gesamten akademischen Weg begleitet hat. Vielen Dank, Jochen, dass du so ein großes Vertrauen in mich als „Quereinsteiger“ gesetzt und mir die Zeit und Freiheiten gewährt hast, damit ich dieses Ziel mit deiner stetigen Unterstützung erreichen konnte.

Ein herzliches Dankeschön an Prof. Dr. Martin Tajmar für die Übernahme des Koreferats und an Prof. Dr. Claus Hillermeier für die Übernahme des Vorsitzes bei der Verteidigung meiner Promotion.

Eine der Personen, deren Dank weit über diese Zeilen hinausgeht, ist mein geschätzter Freund und Kollege Dr. (Michal) Szulc. Ohne deine tatkräftige Mithilfe, dein breit gefächertes Wissen und deine grenzenlose Hilfsbereitschaft, wäre ich nicht ans Ziel gelangt. Die unzähligen Stunden – egal ob im Labor, beim Sport, auf dem Nachhauseweg oder im Privaten – haben einen gewichtigen Anteil an der Fertigstellung dieser Arbeit.

Ebenfalls danken möchte ich „Zimbo“, Dr. Stephan Zimmermann, der mich 2018 mit in die Plasmawelt eingeführt hat und mit seiner steten Hilfsbereitschaft immer zur Seite stand. Merci auch an Dr. Ruslan Kozakov, der 2018 mit mir am Institut gestartet ist und der bei jedem physikalischen Problem und Phänomen parat stand. In Gedanken geht auch ein Dankeschön an Dr. Karsten Hartz-Behrend, der mir jederzeit in Sachen Projektbearbeitung und bei administrativen Angelegenheiten geholfen hat.

Meinen früheren und jetzigen Promotionskollegen danke ich vielmals für die angenehme und freundschaftliche Zusammenarbeit. Vielen Dank an Dr. Matthias Bredack für die lustige Zeit an der „UniHB“ und an Dr. Marvin Kühn für den Einstieg in die Thematik des VATs.

Herzlichen Dank auch an den – zukünftigen - Dr. Pavel Smirnov für die gute Zusammenarbeit und der Hilfe bei vielen Raumfahrttechnik betreffenden Problemen. Ebenfalls danke ich Jörn Krenzer für die kollegiale Zusammenarbeit im SeRANIS Projekt, das schon für so manche Verzweiflung bei allen Beteiligten gesorgt hat. Ebenfalls vielen Dank an Frau Dr. Pessina für ihren stets freundlichen und erfrischenden Support. Bei Andreas Jilg möchte ich mich herzlichst für die Hilfe, den Tipps und der immer möglichen Unterstützung bei schaltungstechnischen Schwierigkeiten bedanken.

Ein großer Dank geht auch an die gesamte Instituts-Werkstatt für die Unterstützung bei der Planung und vor allem Realisierung des mechanischen Teiles der Experimente. Danke Alex Mai, Hermann Karl, Aneka Schein, Mathias Mielke, Martin Goretzki und Walter Wagner. Ganz besonders möchte ich dem Urgestein der Universität, Uli Bayrle, für die gesamte Zeit danken. Die vielen schönen und unterhaltsamen Stunden werden immer in Erinnerung bleiben.

Vielen herzlichen Dank an Silva Schein, Kamila Niesporek und Bettina Behrend, die mit und für mich so manche bürokratische Hürde genommen haben. Ich hoffe, ich habe nicht für zu viel Arbeit gesorgt.

Bedanken möchte ich mich auch bei all meinen Freunden und Bekannten, die während der gesamten Zeit an meiner Seite gestanden waren und interessiert und vor allem verständnisvoll den langen Weg der Promotion mitgegangen sind.

Zuletzt noch Danke an die wichtigsten Personen überhaupt. Meiner Familie und meiner liebsten Svenja – was wäre ich ohne euch. Mir ist bewusst, dass es mit mir während dieser Zeit nicht immer leicht war. Daher kommt dieses Dankeschön aus tiefstem Herzen. Ohne euch wäre die Promotion nicht zu stemmen gewesen. Danke Mama und Papa, dass ihr mir stets die Möglichkeit gegeben habt, mich frei entfalten zu können und dabei immer voll und ganz unterstützt habt. Danke auch an meine geliebten Geschwister samt Anhang – Carmen, Daria, Miriam, Robert, Felix-. Ihr wart und seid stets ein Rückhalt, auf den man sich wirklich immer verlassen kann. Und natürlich auch vielen, vielen Dank Svenja, dass du diesen langen Weg von Anfang an geduldig mitgegangen bist. Ich weiß, dass das mitunter auch Entbehrungen gekostet hat und hoffe, es dir in irgendeiner Form zurückgeben zu können. Ich freue mich nun auf die zukünftige gemeinsame Zeit.

Kurzfassung

Die Startzahlen von Nano- oder Pikosatelliten in den letzten Jahren spiegeln die stark ansteigende Nachfrage nach Kleinstsatelliten wieder. Diese kleinen und kostengünstigeren Satelliten - insbesondere sog. CubeSats - haben die Raumfahrtindustrie revolutioniert, indem sie den Zugang zum Weltraum kommerzialisiert und für eine Vielzahl von Akteuren zugänglich gemacht haben. Vor allem die zunehmende Bedeutung von Daten für globale Kommunikation, Erdbeobachtung und Klimaforschung sind für diese Entwicklung verantwortlich. Kleinstsatelliten können in Konstellationen zusammenarbeiten, um umfangreiche und kontinuierliche Datensätze zu liefern, die zum Beispiel für Wettervorhersagen, Katastrophenmanagement und die Überwachung von Umweltschäden unerlässlich sind. Hierfür sind jedoch eine möglichst präzise Lageregelung und Positionierung der einzelnen Satelliten notwendig, damit eine bestmögliche Kommunikation untereinander oder zur Bodenstation gewährleistet ist. Aus diesem Grund und aufgrund der starken Nachfrage nach CubeSats sind Antriebssysteme gefragt, die einerseits die Rahmenbedingungen hinsichtlich Größe und Gewicht erfüllen und andererseits eine exakte Steuerung dieser Satelliten sicherstellen. Das forcierte die Entwicklung des Vakuumlichtbogentriebwerkes (VAT), das sich für diese Anwendung eignet, jedoch bis auf einzelne Ausnahmen bis zum heutigen Zeitpunkt seine Funktionsweise nur unter Laborbedingungen demonstrieren konnte.

In dieser Arbeit wird die Entwicklung und Funktionsweise eines VAT vorgestellt, das als eines von vielen Experimenten Teil einer für 2025 geplanten Kleinstsatellitenmission ist. Dabei wurde entsprechend den betriebskonzeptionellen, mechanischen, thermischen und elektrischen Anforderungen der Satellitenplattform ein Antrieb entwickelt, der alle Vorgaben erfüllte und erfolgreich qualifiziert wurde. Die Konzeptionierung und Umsetzung erfolgte im steten Austausch mit dem Projektmanagementteam und dem Satellitenbauer. Darüber hinaus wurden charakteristische Kennwerte des VAT diagnostiziert. Das Resultat zeigt ein einsatzfähiges Experiment, das aus einer übergeordneten Steuereinheit und vier angeschlossenen Triebwerken besteht und in den überbetrieblichen Ablauf des Satelliten integriert wurde. Die VATs werden mittels einer autark arbeitenden Versorgungseinheit betrieben, die Sicherheitsvorgaben erfüllt und Statusmeldungen zurücksendet. Die ermittelten Kennzahlen liegen im Bereich früherer entwickelter VATs.

Diese Satellitenmission mit dem entwickelten VAT Experiment an Bord ermöglicht, das Triebwerk unter realen Bedingungen zu testen und Informationen über dessen

Betriebsverhalten zu generieren. Da es aufgrund der geringen Anzahl an durchgeführten Satellitenmissionen mit einem VAT kaum Information dieser Art gibt, kann die SeRANIS Mission einen wichtigen Teil dazu beitragen, weitere Erkenntnisse über dieses Antriebssystem zu erlangen, mit deren Hilfe die weitere Entwicklung des Vakuumlichtbogentriebwerkes voranschreiten kann.

Teile dieser Arbeit wurden im Vorfeld veröffentlicht in:

- Roman Forster, Michal Szulc and Jochen Schein. Design of a power processing unit with integrated telemetry for a vacuum arc thruster as part of the SeRANIS mission, Journal of Electric Propulsion, Vol 3, article 13, 2024.

URL: <https://link.springer.com/article/10.1007/s44205-024-00074-1>

- Roman Forster, Michal Szulc and Jochen Schein. Development of a space-approved vacuum arc thruster. 38th IEPC, 2024.

URL: <https://www.iepc2024.com/en/home.html> (Proceedings noch nicht zum Download verfügbar)

- Roman Forster, Michal Szulc and Jochen Schein. High-speed tomography for plasma bulk velocity measurement, Journal of Applied Sciences, accepted and to be published.

Abstract

The launches of nano- or picosatellites reflect the fast growing demand for small satellites in recent years. These small and cheaper satellites—especially the so-called CubeSats—have revolutionized the space sector by democratizing access to space and making it accessible to a wide range of actors. The increasing importance of data for global communication, Earth observation, and climate research is particularly responsible for this development. Small satellites can operate in constellations to deliver extensive and continuous datasets that are essential for weather forecasting, disaster management, and monitoring environmental damage. However, this requires precise attitude control and positioning of the individual satellites in order to ensure optimal communication with each satellite or with the ground station. In view of the high demand for CubeSats, the demand for propulsion systems that ensure accurate control of such satellites while meeting the strict size and weight requirements has increased. These two main constraints pushed the development of the vacuum arc thruster (VAT), which is a suitable propulsion system for this application. So far, however, there have only been a few missions with a VAT on board, so the functionality has mostly been demonstrated under laboratory conditions.

This work presents the development and operation of a VAT, which is one of several experiments as part of a small satellite mission in 2025. Thus, in order to meet the operational, mechanical, thermal, and electrical requirements of the satellite platform, a VAT was developed that fulfilled all specifications and was successfully qualified. This was done in cooperation with the project management and the satellite provider. Furthermore, specific parameters of the VAT were measured and calculated to characterize the system. The resulting experiment consists of a central control unit, that is connected to four thrusters and is integrated into the satellite's overall operation sequence. The VATs are supplied by a self-controlled power supply unit, which meets given safety requirements and provides information about the state of each thruster. The evaluated parameters are in line with previously developed VATs.

This mission, which will take the developed VAT experiment into space, offers the opportunity to test the thruster under real conditions and gather information about its operational behavior in orbit. Since there is little information on the operational performance in space due to the small number of satellite missions with a VAT on board, the SeRANIS mission can contribute significantly to gaining further insights into this propulsion system, which might improve the further development of the vacuum arc thruster.

Parts of this work were published in:

- Roman Forster, Michal Szulc and Jochen Schein. Design of a power processing unit with integrated telemetry for a vacuum arc thruster as part of the SeRANIS mission, Journal of Electric Propulsion, Vol 3, article 13, 2024.

URL: <https://link.springer.com/article/10.1007/s44205-024-00074-1>

- Roman Forster, Michal Szulc and Jochen Schein. Development of a space-approved vacuum arc thruster. 38th IEPC, 2024.

URL: <https://www.iepc2024.com/en/home.html> (Proceedings not yet available for download)

- Roman Forster, Michal Szulc and Jochen Schein. High-speed tomography for plasma bulk velocity measurement, Journal of Applied Science, accepted and to be published.

“Eigentlich weiß man nur, wenn man wenig weiß. Mit dem Wissen wächst der Zweifel.“

Johann Wolfgang von Goethe, 1826

Inhaltsverzeichnis

1. Einleitung	1
2. Missionsbeschreibung SeRANIS	5
3. Elektrische Satellitenantriebe	7
3.1. Grundlagen des Vakuumlichtbogens	9
3.2. Funktionsweise des Vakuumlichtbogentriebwerkes	14
3.3. Satellitenmissionen mit einem Vakuumlichtbogentriebwerk	19
4. Missionsspezifikationen	21
4.1. Mechanische Schnittstelle.....	24
4.2. Thermische Schnittstelle	24
4.3. Elektrische Schnittstelle.....	25
4.4. Qualifikationstests	26
4.4.1. Vibrationstests	26
4.4.2. Thermische Vakuumtests	27
4.4.3. EMV Tests.....	28
5. Adaption des Vakuumlichtbogentriebwerkes	30
5.1. Architektur des Experiments.....	30
5.2. Betriebskonzept.....	31
5.3. Mechanischer Aufbau des Experiments.....	39
5.3.1. PSCU	39
5.3.2. VAT.....	40
5.1. Thermisches Design.....	43
5.2. Elektrische Versorgung und Überwachung.....	45
5.2.1. PSCU	45
5.2.2. VAT.....	45
5.3. Softwareanbindung.....	59
5.4. Experimentabsicherung	61
6. Charakterisierung des Vakuumlichtbogentriebwerkes	62
6.1. Schubmessung.....	62

6.1.1.	<i>Evaluationsmethodik</i>	65
6.1.2.	<i>Kalibration</i>	67
6.2.	<i>Hochgeschwindigkeitstomografie</i>	69
6.2.1.	<i>Funktionsweise</i>	69
6.2.2.	<i>Messaufbau</i>	73
6.2.3.	<i>Evaluationsmethodik</i>	75
6.2.4.	<i>Verifizierung der Evaluation</i>	77
6.3.	<i>Abstrahlcharakteristik</i>	81
6.4.	<i>Entladecharakteristik</i>	82
7.	<i>Ergebnisse</i>	84
7.1.	<i>Funktionstest PPU</i>	84
7.1.1.	<i>Virtueller Messaufbau</i>	84
7.1.2.	<i>Realer Messaufbau</i>	87
7.2.	<i>Qualifikationstests</i>	90
7.3.	<i>Schubmessung</i>	98
7.4.	<i>Hochgeschwindigkeitstomografie</i>	102
7.5.	<i>Abstrahlcharakteristik</i>	106
7.6.	<i>Entladecharakteristik</i>	108
8.	<i>Diskussion</i>	111
8.1.	<i>Ablauf des Experimentes</i>	111
8.2.	<i>Physikalische Umsetzung der Anforderungen</i>	111
8.3.	<i>Charakterisierung des Experimentes</i>	113
8.4.	<i>Fazit und Ausblick</i>	114
9.	<i>Zusammenfassung</i>	115
10.	<i>Literaturverzeichnis</i>	117
11.	<i>Abbildungsverzeichnis</i>	130
12.	<i>Tabellenverzeichnis</i>	135
Anhang	136

Abkürzungsverzeichnis

A

aBeschleunigung
AFläche
AEC-Q..... Automotive Electronics Council
..... Qualification
ARTAlgebraic Reconstruction Technique

C

cDämpfungskoeffizient
 C_t Schubkorrekturfaktor
 $c_{\text{Wärme}}$ Spezifische Wärmekapazität
CADComputer-Aided Design
CDRCritical Design Review
CSS.....Cold survival
CT Cold start
CVC..... Collected volatile condensable material

D

d Auslenkung

E

e Elementarladung
EElektrisches Feld
 E_R Erosionsrate
ECSS European Cooperation for
..... Space Standardization
EDS.....Energy dispersive X-ray Spectroscopy

F

FKraft
 f_i Anteil Ionenfraktion
FA Force Actuator
FF Full functional test

G

g Gravitationskonstante
GRMS.....Quadratische Mittelbeschleunigung

GSOCGerman Space Operations Center

H

HSS Hot survival
HTHot start

I

i Emittierte Strom
 I_{sp} Spezifischer Impuls
IES Inductive energy storage
IGBT Insulated gate bipolar transistor
IRP..... Instrument Reference Point

J

J Massenträgheitsmoment
 J_d Entladestrom

K

kFederkonstante
K Materialkonstante

L

L Länge Anode
LCL Latch Current Limiter
LF Limited function test

M

MMasse Satellit
 m_d Leermasse Satellit
 M_i Ionenmasse
 m_p Masse Treibstoff
MOSFET Metall-Oxid-Halbleiter-
..... Feldeffekttransistor

P

PLeistung
 $P_{\text{Strahlung}}$ Strahlungsleistung
PDU Power Distribution Unit

Abkürzungsverzeichnis

PEEK.....Polyetheretherketon

PPU Power processing unit

PSCUPower Supply Control Unit

PSD Power spectral density

Q

QElektrische Ladung

R

r_a Radius Anode

r_c Radius Kathode

RMLRecovered mass loss

S

s Abstand Ursprung-Gerade

SeRANIS Seamless Radio Access Networks

.....for Internet of Space

T

TSchub

TC Telecommand

TM Telemetry

TRLTechnology Readiness Levels

TRPTemperature Reference Point

TT&CTelemetry, Tracking & Commando

TTP Thrust-To-Power

U

u_i Ionengeschwindigkeit

V

V_d Zündspannung

v_{ex} Austrittsgeschwindigkeit Treibstoff

v_f Endgeschwindigkeit

v_i Startgeschwindigkeit

VAT Vacuum arc thruster

VFCVoltage-Frequency-Converter

X

x_{FA} Abstand Force Actuator-Drehpunkt

x_S Abstand optischer Sensor-Drehpunkt

x_T Abstand VAT-Drehpunkt

Z

Z^{-1} Ladungszustand

α Absorptionskoeffizient

α_1 Winkel Kathodenebene

α_2 Winkel Anodenebene

Griechisch

β Feldverstärkungsfaktor

δ Messunsicherheit

ε Emissionsgrad

η Wirkungsgrad

θ Winkelgerade

λ Wärmeleitfähigkeit

ν Auslenkungswinkel

ρ Dichte

σ Standardabweichung, Boltzmann-Konstante

φ Phasenwinkel

ϕ Austrittsarbeit

ψ Winkelausrichtung VAT

ω_0 Schwingungsfrequenz

1. Einleitung

In den letzten beiden Jahrzehnten hat sich die Anzahl an Kleinsatellitenmissionen signifikant erhöht. Bei genauerer Unterteilung der bis zu 500 kg schweren Kleinsatelliten ist zu erkennen, dass insbesondere bei Nanosatelliten, die durch ein Gewicht von < 10 kg definiert sind, eine deutliche Steigerung an durchgeführten Missionen stattfand. In diese Satellitenkategorie fallen auch sog. CubeSats, die hinsichtlich Größe und Dimension festgelegt sind. Eine Standard-CubeSat-Einheit (1U) weist dabei eine Größe von $10\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 10\text{ cm}$ bei einer Masse von $1 - 1,33$ kg auf. Durch Kombinationen dieser Basiseinheit können größere Nanosatelliten (z.B. 1,5 U, 3U oder 6U) entstehen [1,2].

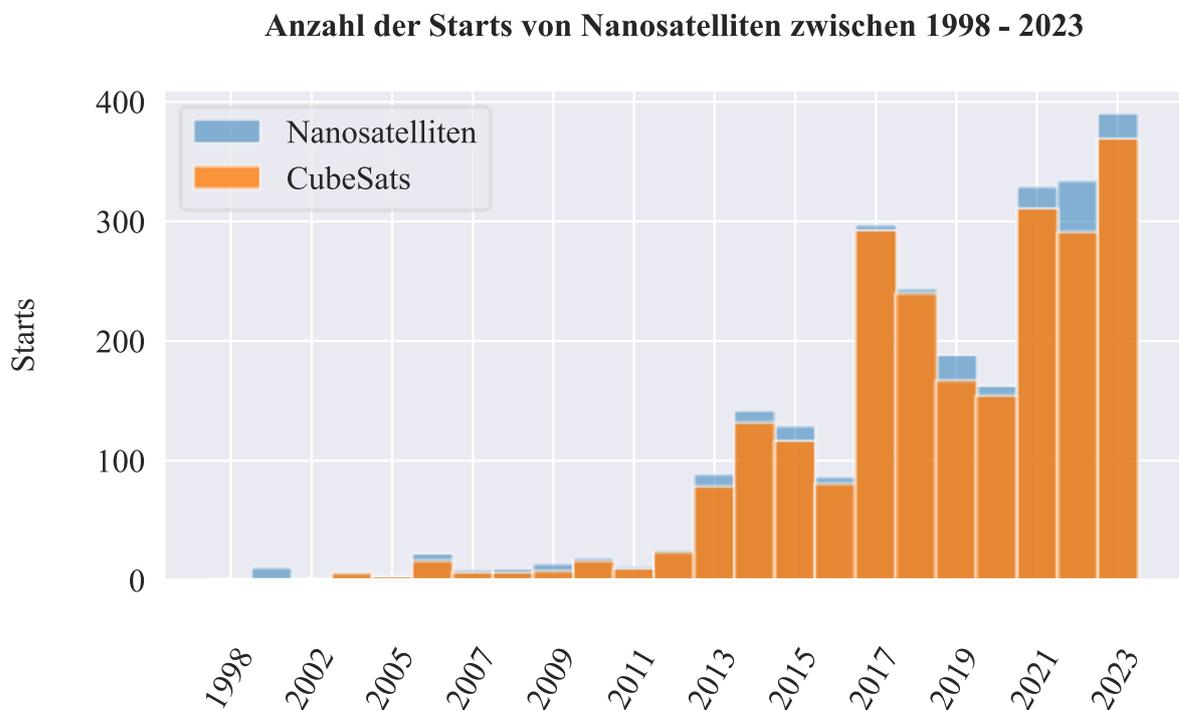


Abbildung 1: Die Anzahl der Nanosatellitenstarts in den letzten 25 Jahren nach [3].

In Abbildung 1 ist der rasante Anstieg der gestarteten Nanosatellitenmissionen der letzten Jahre grafisch dargestellt [3]. Die Abbildung verdeutlicht, dass CubeSats den Hauptanteil dieser Satellitenmissionen ausmachen. Nanosatelliten und insbesondere ihre Standardisierung revolutionieren die Raumfahrtbranche durch ihre Kosteneffizienz, Flexibilität und schnelle Einsatzbereitschaft. Die Entwicklung und der Einsatz dieser Satelliten werden durch

technologische Fortschritte in Bereichen wie Miniaturisierung, Elektronik und Materialwissenschaften ermöglicht, was zu einer signifikanten Reduktion der Produktions- und Startkosten geführt hat [4]. Während die Entwicklung großer Satelliten oft viele Millionen kostet und Jahre zur Fertigstellung benötigt, können CubeSats kosteneffizienter gebaut und innerhalb von Monaten einsatzbereit sein, weshalb diese für stetig mehr Missionen eingesetzt werden. Aufgrund der Kostenersparnis ist es auch für Universitäten und Forschungsinstitute möglich, CubeSats für Bildungs- und Forschungszwecke zu verwenden. Das umfasst diverse Forschungsgebiete wie Erdbeobachtung, Kommunikation, Technologie-Demonstrationen und sogar interplanetare Missionen. Neben staatlichen Raumfahrtagenturen wie NASA und ESA spielen private Unternehmen eine zunehmend wichtige Rolle im CubeSat- und Kleinsatelliten-Sektor, da viele Start-ups und etablierte Firmen in diese Technologie investieren, um neue Geschäftsmöglichkeiten zu erschließen [5]. Der Wettbewerb und die Kooperation zwischen öffentlichen und privaten Akteuren fördern die Innovationskraft und beschleunigen die Entwicklung neuer Anwendungen. Trotz ihrer Vorteile stehen CubeSats und Kleinsatelliten vor Herausforderungen. Dazu gehören eine limitierte on-board Leistung von $< 1,9 W$ bzw. $< 10 W$ für einen 1U bzw. 3U CubeSat [6,7] und eine begrenzte Lebensdauer aufgrund der Verwendung von Standardkomponenten und fehlender Redundanzen vor allem im Bereich des Leistungsversorgungssystems [8,9]. Während traditionelle Satellitenmissionen ein intensives Fehlervermeidungsmanagement betreiben, indem die verwendeten Bauteile strengen Regularien unterliegen und ausgiebigen Tests ausgesetzt sind, wird aufgrund des preislichen Rahmens bei Nanosatellitenmissionen auf Fehlertoleranz gesetzt [10]. Außerdem sind aufgrund der ohnehin hohen vorhandenen Menge an umherschwirrenden Weltraummüll und der stark ansteigenden Anzahl an Missionsstarts Konzepte zur Vermeidung von weiterem Weltraummüll gefordert, damit gemäß dem „Zero Debris“ Anforderungen ein kompletter Zerfall der Missionsbestandteile innerhalb von 25 Jahren gewährleistet ist [11]. Um diesen Herausforderungen zu begegnen, wird intensiv an verbesserten Technologien und neuen Regularien gearbeitet. Mit der kontinuierlichen Weiterentwicklung der Technologie und der zunehmenden Beteiligung von Akteuren weltweit werden CubeSats und Kleinsatelliten eine immer wichtigere Rolle in der Raumfahrt und in der globalen Kommunikation, Überwachung und Wissenschaft spielen. Die steigende Anzahl von CubeSats und Kleinsatelliten markiert einen Paradigmenwechsel in der Raumfahrt. Ihre Kosteneffizienz, Vielseitigkeit und schnelle Einsatzfähigkeit eröffnen neue Möglichkeiten für wissenschaftliche Forschung, kommerzielle

Anwendungen und internationale Kooperationen, wodurch die Raumfahrt für viele neue Akteure zugänglicher wird [12]. Der zunehmende Einsatz von Klein- und Nanosatelliten verstärkt den Bedarf von geeigneten Antriebssystemen, was auch die Entwicklung und Integration von elektrischen Satellitenantrieben förderte [13]. Diese Art von Antrieb nutzt elektrische Energie, um erhitztes oder ionisiertes Gas zu beschleunigen, woraus ein Schub erzeugt wird. Ein Vorteil elektrischer Antriebe im Vergleich zu chemischen Antrieben ist eine höhere Treibstoffeffizienz und längere Betriebsdauer [14]. Die steigende Anzahl an Missionen mit CubeSats und Kleinsatelliten, gepaart mit den Fortschritten in der elektrischen Antriebstechnologie, fördert eine kostengünstige, flexible und effiziente Lösung für eine Vielzahl von Anwendungen wie beispielsweise Feinpositionierung oder Lageregelung [15].

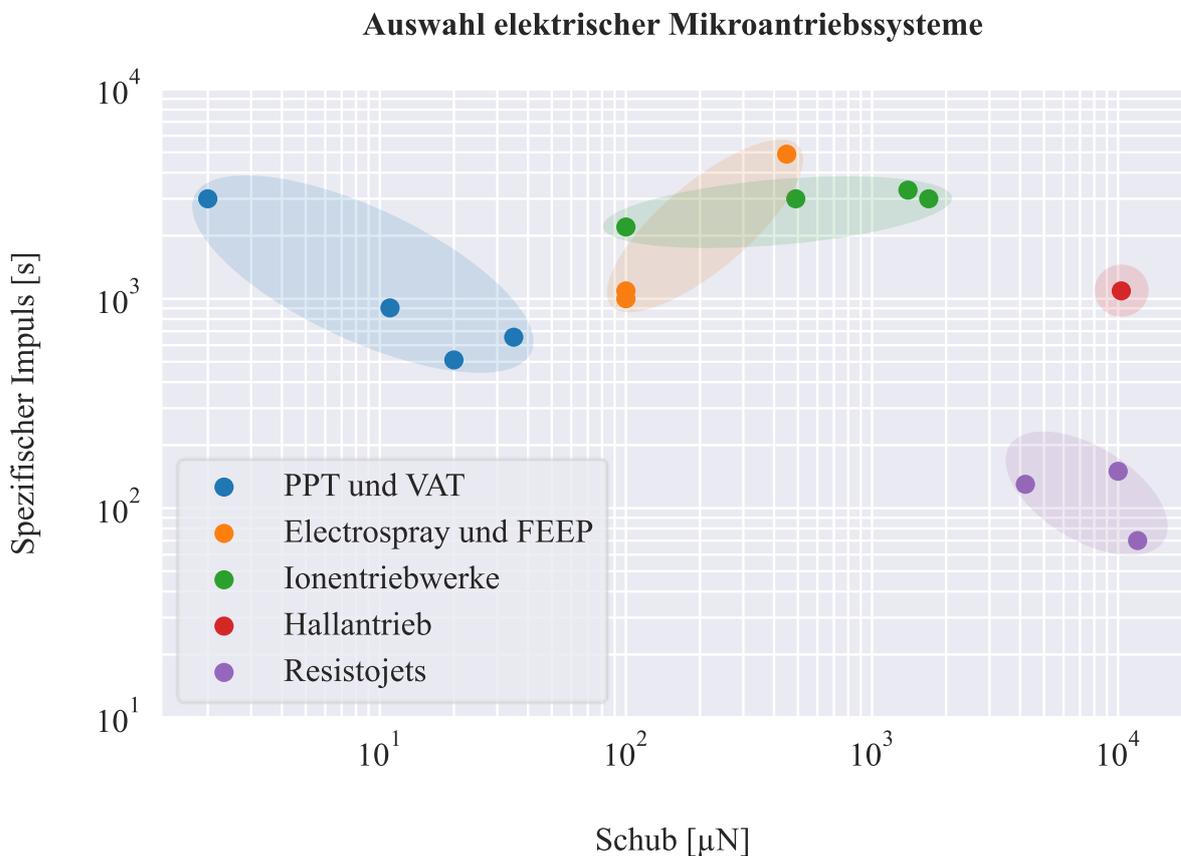


Abbildung 2: Ausgewählte elektrische Satellitenantriebe eingeteilt gemäß Schub und spezifischem Impuls nach [16].

In Abbildung 2 ist eine Auswahl der gängigsten elektrischen Satellitenantriebe gemäß ihrem Schub und spezifischem Impuls abgebildet [16]. Eine erwähnte Anwendung - insbesondere bei

CubeSat Schwarmmissionen - ist die Notwendigkeit einer präzisen Lageregelung, damit eine bestmögliche Kommunikation der Satelliten untereinander möglich ist. Um eine möglichst feine Regelung zu gewährleisten, ist ein Antriebssystem mit geringen Schubwerten gefordert, wofür sich der VAT mit Schüben im unteren μN Bereich anbietet [17,18]. Dieses auf einem Feststoff als Treibstoff basierende Triebwerk weist aufgrund eines hohen spezifischen Impulses eine effiziente Treibstoffnutzung auf und kann unabhängig von einem Treibstofftank samt benötigter Peripherie betrieben werden. Da die an das Triebwerk angeschlossene „Power processing unit“ (PPU), welche für die Bereitstellung eines Zündungspulses verantwortlich ist, leicht und kompakt gestaltet werden kann, ergibt sich ein Antrieb, der ideal für den Einsatz in kleinen Satelliten wie CubeSats geeignet ist [18]. Durch den zusätzlich geringen Leistungsbedarf des Antriebssystems sind die hohen Anforderungen hinsichtlich Größe, Gewicht und Leistung, die in einer CubeSat-Mission gefordert sind, kein Hindernis für den VAT [19,20]. Aufgrund dieser Vorteile stellt der VAT ein vielversprechendes Antriebssystem für Nanosatelliten dar, welches es im Zuge zukünftiger Missionen zu bestätigen gilt.

2. *Missionsbeschreibung SeRANIS*

Bei der SeRANIS Mission handelt es sich um eine Kleinsatellitenmission der Universität der Bundeswehr München, deren Ziel die Bereitstellung eines „multifunktionellen Experimentallabor(s) im Orbit“ ist. Dazu ist der Satellit Athene 1 mit einer Vielzahl an „innovative(n) und komplexe(n) Experimente(n) von Schlüssel- und Zukunftstechnologien“ ausgestattet, wie beispielsweise: 6G Mobilfunksysteme, Laserkommunikation, Internet of Things, elektrische Satellitenantriebe, u.v.m. [21]. An der Universität der Bundeswehr werden verschiedene Forschungs- und Entwicklungsarbeiten auf dem Sektor Space durchgeführt. Da der Großteil dieser Untersuchungen bisher zumeist unter Laborbedingungen stattgefunden hat, bietet diese Kleinsatellitenmission die Möglichkeit, die Experimente unter realen Umgebungen zu testen [22]. Der etwa 200 kg schwere Athene 1 Satellit wird im Low Earth Orbit, ca. 500 – 600 km über der Erdoberfläche agieren, weshalb durch die Mission der technische Reifegrad der teilnehmenden Experimente demonstriert werden kann. Zu Beginn des Projektes befand sich das in dieser Arbeit beschriebene VAT Experiment im „Technology Readiness Level“ (TRL) 4 [23].

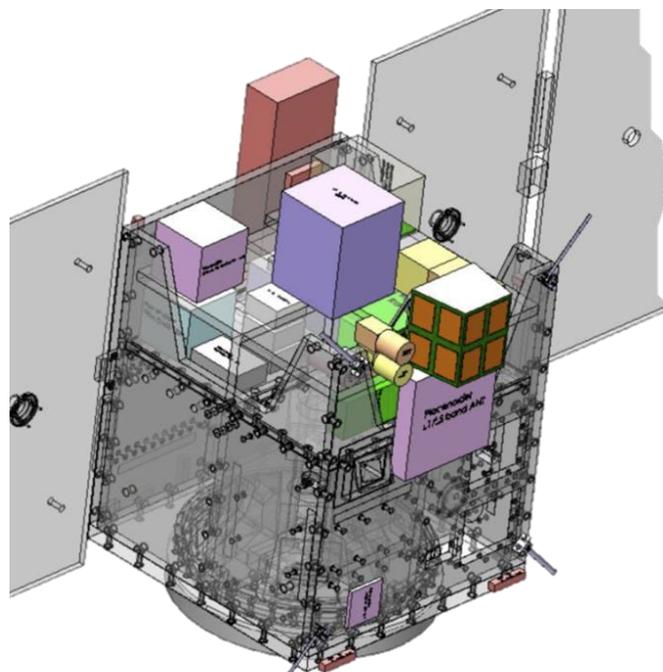


Abbildung 3: Vereinfachtes Modell des Athene 1 Satelliten der SeRANIS Mission [24].

In Abbildung 3 ist der Athene 1 Satellit als Modell dargestellt [24]. Nahezu 90 kg der Plattformmasse des Satelliten sind für die vorgesehenen Experimente eingeplant.

Für eine erfolgreiche Mission erfolgte die zeitliche Planung als ein Hybrid aus dem konventionellen „space“ Ansatz und der „new space“ Bewegungen. Dieser ermöglicht die Verwaltung und Koordination aller systembezogenen Aspekte in einem möglichst flexiblen zeitlichen Rahmen. Nichtsdestotrotz sind die Standards in der Missionsplanung eng an die Normen der „European Cooperation for Space Standardization“ (ECSS) angelehnt, welche entsprechend auf den Umfang des Projektes zugeschnitten sind. Durch diesen hybriden Ansatz ist eine Verkürzung des Missionsplanung angestrebt, welche einen Start der Satellitenmission für das Jahr 2025 vorsieht, wie Abbildung 4 entnommen werden kann [25].

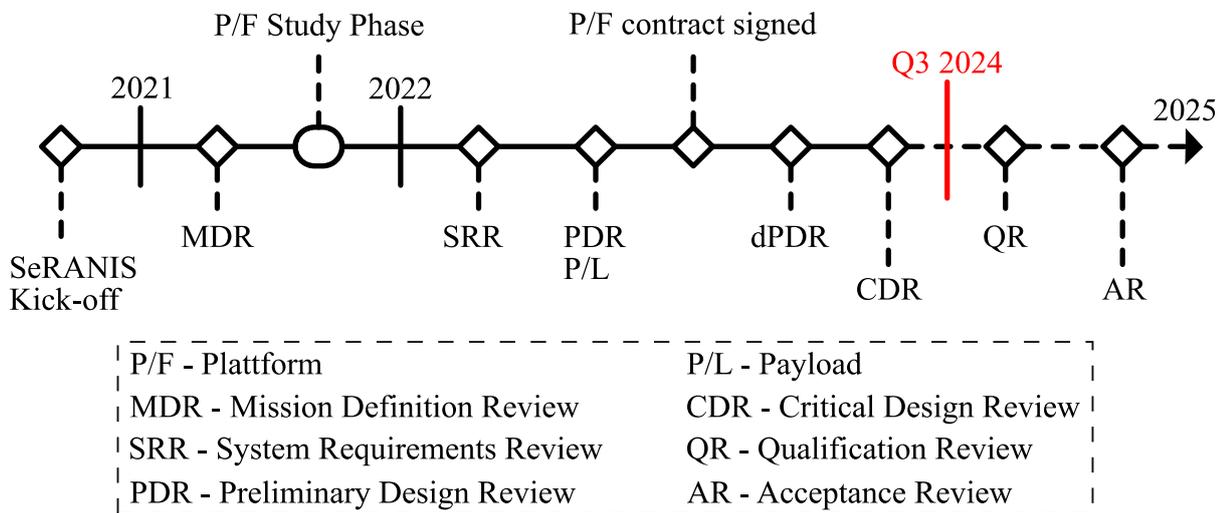


Abbildung 4: Zeitplan der SeRANIS Mission nach [25].

Im März 2024 wurde erfolgreich das „Critical Design Review“ (CDR) durchlaufen, weshalb sich das Projekt zum Zeitpunkt der Verfassung dieser Arbeit (September 2024) in der Qualifikationsphase befand.

3. Elektrische Satellitenantriebe

Elektrische Satellitenantriebe erzeugen im Vergleich zu chemischen Antrieben höhere Austrittsgeschwindigkeiten bei gleicher Treibstoffmenge, wodurch entweder die Geschwindigkeitsänderung des Satelliten - genannt Δv - oder die ausgestoßene Treibstoffmenge für ein gegebenes Δv erhöht wird [26]. Chemische Antriebe erzeugen Austrittsgeschwindigkeiten von $3 - 4 \frac{km}{s}$, wohingegen elektrische Antriebe abhängig von der Masse der Moleküle des verwendeten Treibstoffes Werte von $100 - 1000 \frac{km}{s}$ erreichen können [26,27], Die nachfolgenden Formeln zur Herleitung der Raketengleichung und des spezifischen Impulses sind der gängigen Literatur entnommen [28,29]. Der Schub eines Antriebes wird aufgrund des Kräftegleichgewichts folgendermaßen berechnet:

$$F = M \times a = T = M \frac{\Delta v}{dt} \quad (1)$$

Die Kraft F und somit der Schub T eines Antriebes berechnet sich aus seiner Masse M und der Beschleunigung a bzw. der Änderung seiner Geschwindigkeit. Der Schub entspricht ebenso der entgegengesetzten Kraft des ausgestoßenen Treibstoffes, welcher sich aus der Austrittsgeschwindigkeit des Treibstoffes v_{ex} und der Änderung der Treibstoffmasse berechnet.

$$T = -\frac{d}{dt}(m_p v_{ex}) = -v_{ex} \frac{dm_p}{dt} \text{ für } v_{ex} = konst. \quad (2)$$

Die Masse des Treibstoffes ist als m_p bezeichnet. Die Gesamtmasse des Satelliten $M(t)$ ergibt sich zeitabhängig aus der Leermasse m_d und der Masse des Treibstoffes.

$$M(t) = m_d + m_p \quad (3)$$

Durch den stetigen Treibstoffverbrauch während einer Mission ändert sich die Gesamtmasse, wodurch sich folgendes ergibt:

$$M \frac{dv}{dt} = -v_{ex} \frac{dM}{dt} \quad (4)$$

Bei Annahme einer geradlinigen Bewegung kann diese Gleichung durch Integration beginnend mit der Startgeschwindigkeit v_i bis zur Endgeschwindigkeit v_f berechnet werden. Während dieser Zeitspanne reduziert sich die Masse vom initialen Wert $m_d + m_p$ zum Endwert m_d .

$$\int_{v_i}^{v_f} dv = -v_{ex} \int_{m_d+m_p}^{m_d} \frac{dM}{M} \quad (5)$$

Die Lösung des obigen Integrals liefert die Raketengleichung benannt nach Ziolkowski:

$$v_i - v_f = \Delta v = v_{ex} \ln \left(\frac{m_d + m_p}{m_d} \right) \quad (6)$$

Diese Grundgleichung liefert die Endgeschwindigkeit Δv des Satelliten abhängig von der Austrittsgeschwindigkeit und dem Massenverbrauch des Treibstoffes. Der spezifische Impuls I_{sp} ist ein charakteristischer Wert für einen Antrieb und beschreibt die Schubeffizienz, indem er das Verhältnis des Schubes zum verbrauchten Treibstoff darstellt. Bei konstantem Schub und Treibstoffmassenfluss wird der spezifische Impuls folgendermaßen berechnet, wobei g für die Gravitationskonstante steht.

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}_p g} = \frac{v_{ex}}{g} \quad (7)$$

Formel (6) in Kombination mit Formel (7) beschreibt, dass für ein missionsspezifisches Δv bei verbrauchter Leermasse m_d die Treibstoffmasse m_p reduziert werden kann, indem der I_{sp} des Antriebes erhöht wird, was schlussendlich direkte Auswirkungen auf die Missionskosten hat. Durch die effizientere Treibstoffausnutzung sind verlängerte Missionszeiten und vermehrte Manöver möglich. Außerdem wird für Missionen mit einem hohen Δv weniger Treibstoff benötigt, da elektrische Antriebe im Vergleich zu chemischen höhere

Austrittsgeschwindigkeiten v_{ex} und folglich höhere spezifische Impulse erzeugen. Die benötigte Menge Treibstoff für eine Mission kann wie folgt berechnet werden:

$$m_p = m_d \left(e^{\frac{\Delta v}{I_{sp} g}} - 1 \right) \quad (8)$$

Wie Formel (8) entnommen werden kann, steigt der benötigte Treibstoffbedarf für eine festgelegte Mission mit vorgegebenen I_{sp} exponentiell mit Δv an. Somit benötigen Antriebssysteme mit einer hohen Austrittsgeschwindigkeit v_{ex} verglichen mit Δv eine geringe Treibstoffmasse, die nur einen Bruchteil der Gesamtmasse des Satelliten ausmacht. Da elektrische Satellitenantriebe jedoch im Vergleich zu den chemischen nur einen geringen Schub erzeugen, eignen sie sich vor allem für Orbitalmanöver oder Langzeitbeschleunigungen. Für Missionsstarts, bei welchen hohe Schubkräfte zur Überwindung der Erdschwerkraft benötigt werden, kommen chemische Antriebe zum Einsatz. Elektrische Antriebe würden dies lediglich mit ausreichend großen Energiequellen erreichen, die jedoch das Massenbudget um ein Vielfaches überschreiten würden [30].

3.1. Grundlagen des Vakuumlichtbogens

Die Funktionsweise des VAT als elektrischer Satellitenantrieb basiert entsprechend dem Namen des Antriebssystems auf einer Vakuumlichtbogenentladung. Diese Art der Bogenentladung wird vor allem in der Beschichtungstechnik angewendet, da es auf diese Weise möglich ist, sehr dünne Materialsichten auf Substrate aufzubringen [31,32]. Darüber hinaus war und ist die Vakuumlichtbogenentladung auch Gegenstand der vergangenen und aktuellen Forschung im Bereich der Leistungsschalter, wobei in diesem Zusammenhang die Vermeidung dieser Entladung angestrebt ist [33,34].

Um einen Vakuumlichtbogen zu zünden, wird ein ausreichend hohes elektrisches Feld an zwei durch ein Vakuum voneinander getrennten Elektroden angelegt. Häufig wird der Abstand zwischen Anode und Kathode auch durch das Einbringen eines Isolators gewährleistet. Mesyats berichtet von elektrischen Feldstärken von ca. $10^9 \frac{V}{m}$, ab welchen eine Emission durch einen Tunneleffekt auch bei Energien unterhalb der Austrittsarbeit des verwendeten Kathodenmaterials stattfindet [35,36]. Dies nennt man Feldemission [37]. Das Erreichen dieser

kritischen Feldstärke wird unter anderem durch die Oberflächenbeschaffenheit der Kathode erreicht. Da diese stets minimalste Unebenheiten aufweist, haben diese mikroskopisch kleinen Spitzen eine Felderhöhung zur Folge. Elektronen werden an diesen Stellen von der negativ geladenen Kathode emittiert und bewegen sich in Richtung der positiv geladenen Anode [38,39]. Der emittierte Strom i wird durch die nachfolgend dargestellte „Fowler-Nordheim-Gleichung“ beschrieben [40].

$$i(E) = K_1 \frac{|\beta E|^2}{\phi} e^{-\frac{K_2 \phi^2}{|\beta E|}} \quad (9)$$

Während mit K_1 und K_2 materialabhängige Parameter beschrieben werden, kennzeichnet β den Feldverstärkungsfaktor des elektrischen Feldes E in Folge der Oberflächenunebenheiten. Die Austrittsarbeit ist mit ϕ deklariert. Der Ansatzpunkt des Lichtbogens befindet sich in dem Bereich, in welchem die Elektronenemission stattfindet. Durch den steigenden Stromfluss findet dort eine stetige Erhitzung dieses Bereiches statt, was nach Coulombe et al. zu Stromdichten von bis zu $10^{10} \frac{A}{m^2}$ führt [41,42]. Als Folge der raschen Erhitzung kommt es zu einer explosiven Verdampfung dieser lokalen Materialspitzen. Der sich im Anschluss ausbildende Lichtbogen zwischen beiden Elektroden dient als elektrisch leitfähiger Pfad. Diese beschriebenen Emissionsbereiche werden als Kathodenfußpunkte bezeichnet [43]. Während vor allem Joulesche Erwärmung bei der Zündung des Lichtbogens für die Erhitzung der Kathode sorgt, wird diese nach Ausbildung eines Lichtbogens und während der Lebensdauer eines Kathodenfußpunktes durch Ionenbombardement weiter aufgeheizt [44–46]. Die Größe und die Lebensdauer der Fußpunkte variiert abhängig vom auftretenden Entladestrom. In Forschungsarbeiten von Beilis und Jüttner wurden die auftretenden Kathodenfußpunkte entsprechend ihres Zeitpunktes der Entstehung und ihrer Geschwindigkeit eingeteilt, mit der sie wandern [47–49]. Die punktuelle Erwärmung der Kathode an den Fußpunkten führt zu einer Erhöhung des Widerstandes an dieser Stelle, wodurch eine weitere Fußpunktausbildung in unmittelbarer Nähe des vorangegangenen Fußpunktes begünstigt wird [38]. Die Erosion der Kathode führt zur Bildung von kleinen Kratern auf der Oberfläche, welche mit zunehmender Lebensdauer des Fußpunktes vergrößert werden. Als Folge sinkt die Joulesche Erwärmung des Fußpunktes, bis schließlich die Temperatur so weit absinkt, dass keine Elektronenemission und Materialverdampfung mehr stattfinden, was zum Erlöschen des Kathodenfußpunktes führt.

Steht der Kathode noch ausreichend elektrische Energie zur Verfügung, können sich neue Fußpunkte ausbilden. Bei Vakuumlichtbögen mit einem Entladestrom von bis zu 100 A liefert die Kathode das Material für die Ausbildung des Plasmas. Die Anode dient demnach lediglich als Elektronenempfänger [50,51]. Bei Entladeströmen im Bereich von einigen kA ändert sich das Verhalten, da durch die dann auftretenden Anodenfußpunkte, welche Miller ausführlich beschreibt, zusätzlich Anodenmaterial für die Plasmabildung vorliegt [52–54]. Mehrere verschiedene und überlagerte Prozesse führen zu der erwähnten Ausbildung und zu der Aufrechterhaltung des Plasmas, welches sich gemäß Abbildung 5 in unterschiedliche Zonen einteilen lässt. Diese sind

die Kathodenfußpunkte, eine positive Kathodenrandschicht, eine vorgelagerte Randschicht oder auch Ionisationszone genannt und die eigentliche Lichtbogenplasmazone [55–57]. Bei der schlagartigen Verdampfung von Kathodenmaterial werden neben den emittierten Elektronen auch Neutralteilchen und

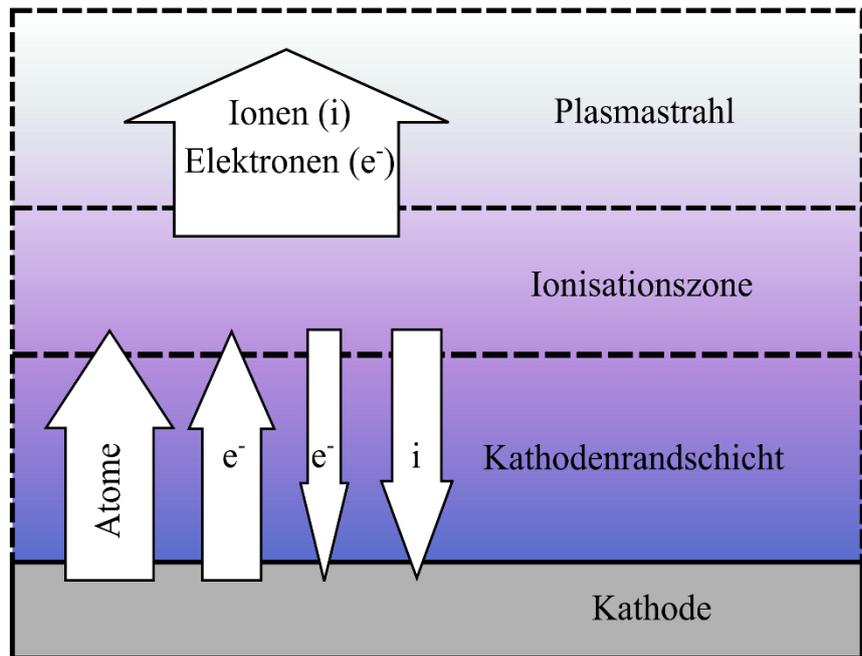


Abbildung 5: Plasmazonen des Vakuumlichtbogens nach [57].

Tropfen ausgeschleudert. Aufgrund der Elektronenemission wird die Region um die Kathode positiv aufgeladen und es entsteht ein elektrisches Feld, welches von der Kathode bis zum negativen Ende der Randschicht abfällt. Die emittierten Elektronen besitzen ausreichend kinetische Energie für die Durchquerung dieses elektrischen Feldes und für die Ionisation von Neutralteilchen in der angrenzenden Ionisationszone. Durch weitere Interaktion von Elektronen und Ionen in der vorgelagerten Randschicht kann es, abhängig von Entladedauer und Lichtbogenenergie, zu höher angeregten Ionenzuständen kommen. Beschleunigt durch das entstandene elektrische Feld kommt es zu einem Bombardement der Kathode durch

einschlagende Ionen. Boxman et al. und Anders berichten über Wärmeeinträge von $10^9 - 10^{13} \frac{W}{m^2}$ [38,46,58]. Diese thermische Belastung gilt es bei der Wahl des Kathodenmaterials und der Geometrie des Triebwerkkopfes zu berücksichtigen. Ein anderer Teil der Ionen, welche die Ionisationszone Richtung Triebwerksausgang verlassen, bildet eine sog. neutrales Plasma, in welchem die Anzahl an Ionen und Elektronen gleich ist. Der Geschwindigkeitsvektor des Plasmas zeigt somit weg von der Kathodenoberfläche [59]. Kimblin und Kutzner et al. stellten fest, dass etwa 7 – 12 % des Entladestromes, welcher sich aus dem Elektronenfluss zwischen den beiden Elektroden und dem Ionenstrom Richtung Kathode zusammensetzt, zum Ionenstrom des expandierten Plasmas wird [60–62]. Die Beschleunigung des Plasmastrahles wird verursacht durch die aus dem Entladestrom resultierenden elektromagnetischen Kräfte, der Jouleschen Erwärmung und einem hohen Druckgradient von bis zu $10^7 Pa$ infolge der beschriebenen schlagartigen Materialverdampfung. Außerdem kommt es durch Stöße zwischen den energiereichen Elektronen und den langsameren Ionen zu einem Impulsübertrag [61,63–68]. Folglich findet eine Plasmaexpansion vom Kathodenrandbereich, in welchem Teilchendichten von ca. $10^{24} m^{-3}$ vorliegen, zu einem ausgebildeten Plasmastrahl mit – abhängig vom Kathodenmaterial - geringeren Teilchendichten und Geschwindigkeiten in der Größenordnung von $10^3 - 10^4 \frac{m}{s}$ statt [64]. Der Plasmastrahl expandiert von der Kathode mit einer strahlabwärts abnehmenden Ionenverteilung, die mit einer Kosinus- oder Exponentialfunktion angenähert werden kann [62,69,70]. Parameter wie die Ionendichte, die Geschwindigkeit der Ionen und die Ionenstromfraktion sind abhängig von der Materialauswahl der Kathode und der eingebrachten elektrischen Energie [38,46,60]. Durch Anlegen eines externen Magnetfeldes können die Ladungsträger im Plasma auch gezielt beeinflusst und fokussiert werden [71]. Boxman et al. haben dazu einen ausführlichen Überblick verfasst [72]. Neben der Emission von Elektronen und der Verdampfung von Kathodenmaterial können auch sog. Makropartikeln entstehen. Deren Bildung ist abhängig vom Kathodenmaterial und der eingebrachten Energie. Materialien mit vergleichsweise niedrigem Schmelzpunkt emittieren verstärkt Makropartikel, da dieser durch die eingebrachte Energie bereits vor der Ausbildung der Kathodenfußpunkte erreicht ist. Spröde Materialien neigen bei starker thermischer Belastung ebenfalls zur Bildung von nicht ionisierten Teilchen. Diese sog. Makropartikel sind mit einer Geschwindigkeit in der

Größenordnung von etwa $10^2 \frac{m}{s}$ deutlich langsamer als die expandierten Ionen und weisen einen hohen Austrittswinkel bzgl. der Flächennormalen der Kathodenoberfläche auf [73–76].

Grundsätzlich stellt eine zuverlässige Zündung eine der bedeutenden Herausforderungen des Vakuumlichtbogens dar. Wie eingangs erwähnt, sind hohe elektrische Felder notwendig, um Elektronenemission in Gang zu setzen. Als Folge dessen wurden verschiedene Zündmechanismen entwickelt, die eine Zündung bei niedrigeren Feldstärken ermöglichen. Eine Möglichkeit ist die Kontaktzündung, bei der die beiden Elektroden schrittweise voneinander getrennt werden. Die an Materialunebenheiten auftretenden hohen Stromdichten führen zu einem starken elektrischen Feld.

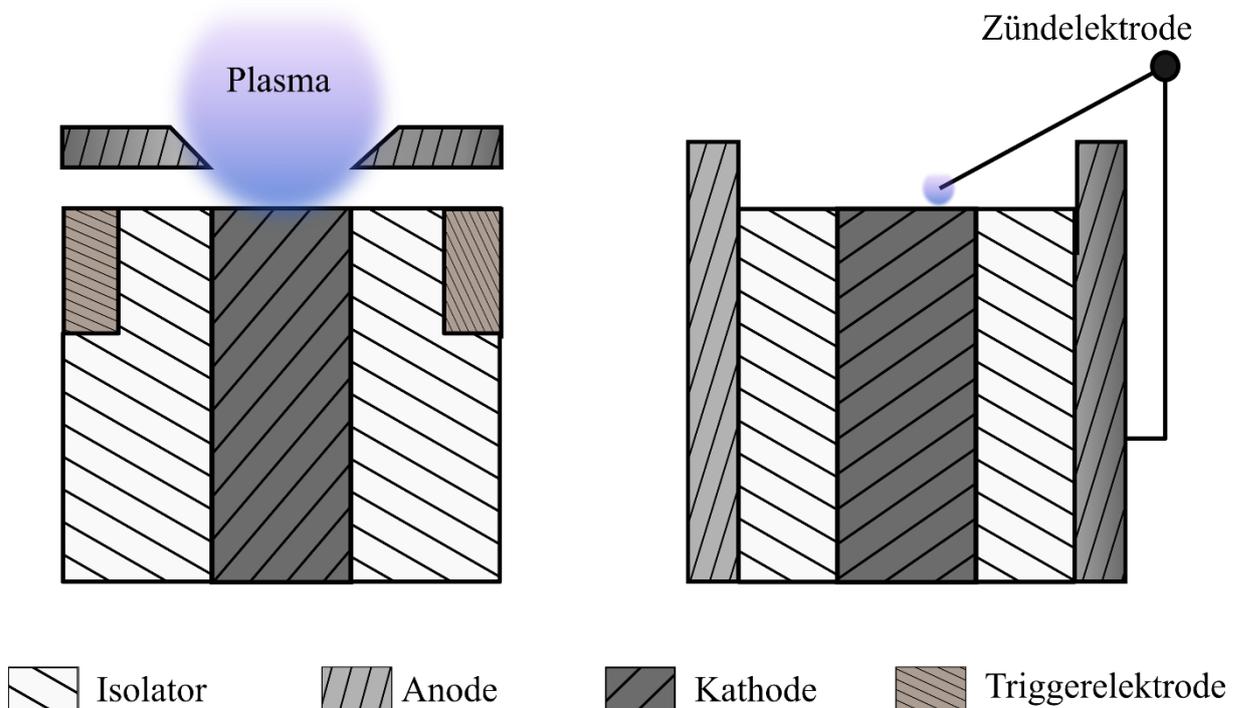


Abbildung 6: Schematische Darstellung von Zündmechanismen für einen Vakuumlichtbogen;
Links: Stationäre Triggerelektrode; Rechts: Mechanische Zündelektrode.

Die Zündung mittels einer Hilfselektrode basiert auf dem identischen Prinzip, indem diese in Kontakt mit der Kathode gebracht und anschließend entfernt wird. Schematisch ist dies in Abbildung 6 rechts zu sehen. Der Nachteil dieser Methoden ist vor allem die Gefahr der Verschweißung der Elektroden die geringe Zündungsfrequenz und die zusätzlich benötigte Mechanik für die Bewegung der Hilfselektrode, weshalb diese vorwiegend bei

Dauerentladungen Anwendung finden. Ein Zündungsmechanismus für höhere Frequenzen stellt die Installation einer stationären Hilfselektrode dar, der in Abbildung 6 links schematisch dargestellt ist. Diese ist über einen dünnen Isolator von der Kathode getrennt. Bei Anlegen einer Hochspannung zwischen beiden wird ein Überschlag generiert, in Folge dessen sich ein Lichtbogen zwischen Kathode und Hauptanode ausbildet, sobald die Hilfselektrode mittels eines elektrischen Schalters getrennt wird [77]. Eine Vereinfachung dieser Methodik stellt die sog. von Anders vorgestellte „triggerless“ Zündung dar, die grafisch in Abbildung 7 zu sehen ist. Hierfür wird auf den zwischen Kathode und Anode befindlichen Isolator eine geringe leitfähige Schicht aufgebracht, um den elektrischen Widerstand zwischen beiden Elektroden zu reduzieren. Dadurch wird die benötigte Spannung für einen elektrischen Durchschlag verringert und ein Kurzschluss zwischen Anode und Kathode entsteht. Der auftretende Kurzschlussstrom erhitzt die dünne leitfähige Schicht, bis diese schlussendlich teilweise oder ganz verdampft ist. Daraus bildet sich ein leitfähiger Metaldampf, der dann als stromleitender Pfad mit geringem elektrischem Widerstand für den Elektronenfluss zwischen Anode und Kathode dient. Infolge dessen kann sich ein Vakuumlichtbogen ausbilden [78]. Diese Zündungsmethodik stellt die Grundlage für die Entwicklung des Vakuumlichtbogentriebwerkes dar, welches in nachfolgendem Kapitel detaillierter beschrieben wird.

3.2. Funktionsweise des Vakuumlichtbogentriebwerkes

Da, wie in dem vorangegangenen Kapitel erwähnt, nach Zündung eines Vakuumlichtbogens ein Plasmastrahl mit Geschwindigkeiten im Bereich von $10^4 \frac{m}{s}$ gebildet wird, wurde ein Konzept entwickelt, diese Technik als Grundlage eines Antriebssystem zu verwenden [79]. Im Vergleich zu anderen Antriebssystemen, wie beispielsweise Ionentriebwerken, besitzt dieses System den Vorteil, Feststoffe – in diesem Fall die Kathode - als Treibstoff zu nutzen. Somit ist weder ein flüssiger noch ein gasförmiger Treibstoff mit der dazu notwendigen Peripherie notwendig, was wiederum zusätzliches Gewicht und Anforderungen hinsichtlich Regelung und Dichtigkeit einspart. Insbesondere für Lageregelung und Feinpositionierung von Kleinstsatelliten stellt der VAT eine passende Option dar, da dieser in der Lage ist, sehr exakte und kleine Impulse zu erzeugen [17,80–82]. Die Realisierung des Vakuumlichtbogens in Form eines Triebwerkes wird zum Großteil über drei Geometrien realisiert. Dazu werden die beiden Elektroden planar, ringförmig oder koaxial angeordnet [56,82–84]. Die koaxiale Anordnung

besitzt unter anderem die Vorteile einer genauen festgelegten Fläche zur Zündung des Lichtbogens und einer zielgerichteteren Expansion des Plasmastrahles [85].

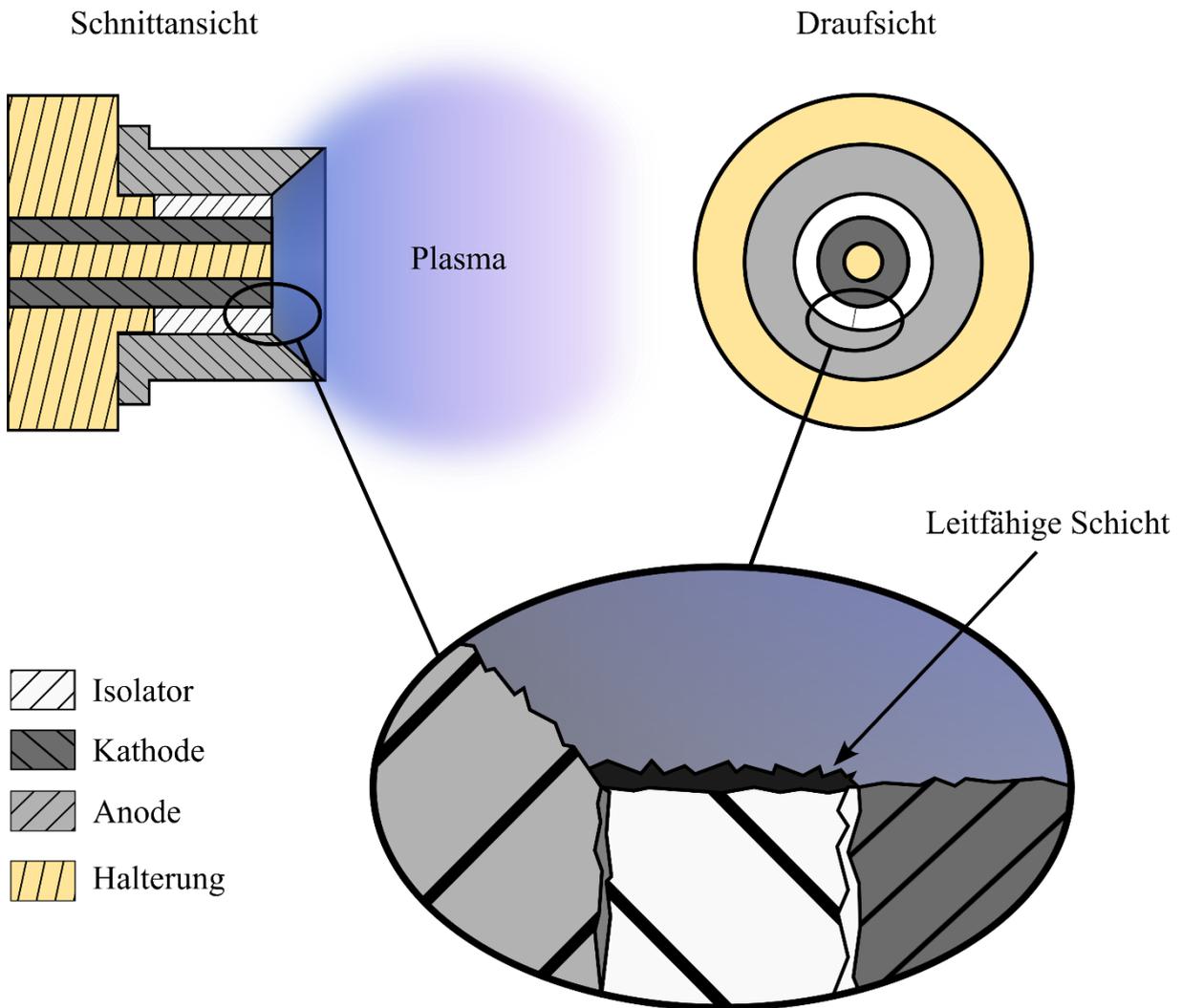


Abbildung 7: Grafische Darstellung der „triggerless“ Zündung nach [129].

In Abbildung 7 ist der verwendete koaxiale VAT skizziert und das Prinzip der „triggerless“ Zündung grafisch veranschaulicht. Alle Geometrien verwenden einen Isolator zur Trennung der beiden Elektroden. Aufgrund der teilweise anliegenden Hochspannung zur Zündung des Triebwerkes hat sich Aluminiumoxid aufgrund seiner Spannungsfestigkeit als Isolator etabliert [81,84]. Da geringere Zündspannungen und somit folglich ein geringerer Abstand zwischen den Elektroden angestrebt sind, muss bei der Verwendung von Keramiken die mechanische Belastung aufgrund der geringen Bruchfestigkeit des Materials beachtet werden. Bei der

Materialauswahl der Anode sind aufgrund des Wärmeeintrages Metalle mit einer niedrigen Wärmeleitfähigkeit zu favorisieren. Die Umformung von Kathodenmaterial in einen Plasmastrahl sorgt gemäß Newtons erstem Axiom nicht nur zur Erzeugung eines Impulses in die entgegengesetzte Richtung des expandierten Plasmastrahles, sondern auch zu einem Verbrauch der Kathode. Die Erosionsrate ist materialabhängig und wird durch die Energie der Entladung beeinflusst [60]. Somit kann durch eine gezielte Materialauswahl in einem gewissen Rahmen die erzeugte Schubkraft kontrolliert werden. Der Schub eines VAT bewegt sich gemeinhin in einem Bereich von wenigen nN bis hin zu größeren μN Werten [82]. Polk et. al haben dazu ausführliche Untersuchungen durchgeführt [86]. Der kontinuierliche Verbrauch des Kathodenmaterials führt mit zunehmender Betriebsdauer zu einer erschwerten Zündung des Triebwerkes, da durch die Erosion die Distanz der beiden Elektroden anwächst und sich die Oberfläche der Kathode ständig verändert. Ein möglicher Lösungsansatz für dieses Problem ist die Integration eines Nachführmechanismus beispielsweise in Form einer mechanischen Feder. Jedoch ist dafür eine gleichmäßig radiale Erosion der Kathode notwendig und die Komplexität und Gesamtmasse des Systems steigt durch die dafür zusätzlich benötigte Peripherie an [87,88]. Eine weitere Herausforderung für die Anwendung des VAT als elektrischer Satellitenantrieb ist die Bereitstellung einer ausreichend hohen elektrischen Spannung zur Zündung und Aufrechterhaltung des Lichtbogens. Dies wird durch eine verbundene PPU („power processing unit“) gewährleistet, die den notwendigen Zündungspuls generiert. Während für das Überschreiten der Durchbruchspannung mitunter Hochspannung erforderlich ist, kann nach der Ausbildung eines Lichtbogens das Plasma bei einer materialabhängigen Spannung von ca. $15 - 32 V$ aufrechterhalten werden. Als eine einfache, leichte und effiziente PPU haben Schein et al. eine sog. IES („inductive energy storage“) vorgestellt, die in der Lage ist, einen kurzen Zündspannungspuls im kV Bereich zu erzeugen und ausreichend Strom für eine Entladedauer von $> 100 \mu s$ bereitzustellen [89]. Für diese Art von PPU genügen Versorgungsspannungen von $\leq 24 V$. Grundsätzlich besteht der IES Schaltkreis aus einer Induktivität und einem schaltbaren Leistungshalbleiter wie beispielsweise einem IGBT. Solange der IGBT geschlossen ist, wird die Induktivität von Strom durchflossen und die Energie in Form eines magnetischen Feldes gespeichert. Durch schnelles Öffnen des Halbleiters induziert die Induktivität eine Spannung, welche proportional zur Induktivität L und der Änderung des Stromes $\frac{dI}{dt}$ ist. Wenn die induzierte Spannung die Durchbruchspannung

übersteigt, zündet ein Lichtbogen zwischen beiden Elektroden [90]. Da in der vorliegenden Arbeit ein IES als PPU verwendet wird, erfolgt eine detaillierte Erklärung in Kapitel 5.2.2. In Kombination mit der erwähnten „triggerless“ Zündmethode sind die generierten Spannungspulse des IES ausreichend, um einen Lichtbogen zwischen Anode und Kathode zu erzeugen. Dafür ist jedoch eine verlässliche elektrisch leitfähige Schicht während des gesamten Betriebes notwendig. Dies stellt eines der Hauptprobleme des Antriebssystems dar, da mit zunehmender Betriebsdauer diese Schicht entweder erodiert wird oder stetig anwächst, was im Folgenden thematisiert wird. Im Falle einer weit fortgeschrittenen Erosion der Kathode genügt der induzierte Spannungswert nicht mehr aus, um zwischen Anode und Kathode einen Lichtbogen zu zünden. Das Anwachsen der leitfähigen Schicht wiederum führt zum Kurzschließen der beiden Elektroden. In diesem Fall reicht die Erwärmung infolge des Stromflusses nicht aus, um diese Schicht zu verdampfen, weshalb eine Zündung ebenfalls ausbleibt [91]. Forschungsarbeiten haben gezeigt, dass es zur einer Selbstheilung dieser leitfähigen Schicht kommen kann, indem sich erodiertes Kathodenmaterial auf den Isolator ablagert [92,93]. Während diese Art der Redeposition erwünscht ist, muss jedoch beachtet werden, dass es nebenbei zu keiner Beschichtung von sensiblen Teilen des Satelliten kommt.

Das in den Kathodenfußpunkten produzierte Plasma breitet sich Richtung Anode aus und sorgt somit für den Schub T des Triebwerkes. Dies kann gemäß Polk et al. mit den Formeln (10) - (16) berechnet werden [86].

$$T = \frac{M_i f_i J_a u_i}{e} \langle Z^{-1} \rangle C_t(\bar{L}, \bar{r}_a) \quad (10)$$

Dieser Schub wird erzeugt, wenn alle erzeugten Metallionen das Triebwerk mit der Geschwindigkeit u_i verlassen. Die Größen M_i , f_i , Z^{-1} und e stehen für die Ionenmasse, dem Verhältnis von Strom zu einem einzelnen Ladungszustand des Ionenstromes, dem durchschnittlichen Kehrwert der Ladungszustände und der Elementarladung. Der Schubkorrekturfaktor C_t beachtet die Divergenz des Plasmas und Ablagerungen von erodiertem Kathodenmaterial an den Innenwänden der Anode. Eine Grundannahme ist, dass der Entladestrom J_a gleichmäßig verteilt über die Kathodenfläche fließt. Da dies aufgrund der Ausbildung von Kathodenfußpunkten, in denen die Stromdichte konzentriert ist, nicht eingehalten werden kann, liefert dieser Ansatz einen Durchschnittsschubwert über viele

Entladungen. Der Schubkorrekturfaktor wird für eine Cosinus Verteilung anhand der Geometrie in Abbildung 8 folgendermaßen berechnet [86].

$$C_t = \frac{\bar{L}^3}{\pi^2} \int_0^{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{\bar{r}_A} \int_0^1 \frac{\bar{r}_1 \bar{r}_2 d\bar{r}_1 d\bar{r}_2 d\alpha_1 d\alpha_2}{\bar{l}^5} \quad (11)$$

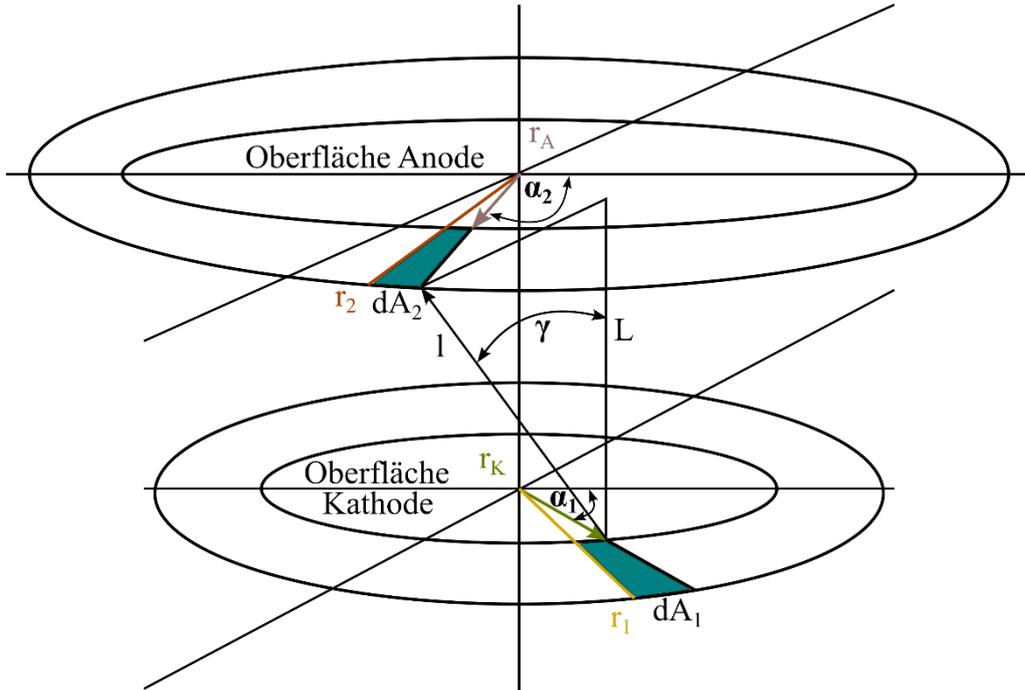


Abbildung 8: Geometrie zur Berechnung des theoretischen Schubes nach [86].

Für den Fall einer Exponentialverteilung errechnet sich der Korrekturfaktor entsprechend:

$$C_t = \frac{2\bar{L}^2}{\pi^2 \operatorname{kerf}\left(\frac{2\pi}{k}\right)} I_1 \quad (12)$$

Mit:

$$I_1 = \int_0^{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{\bar{r}_A} \int_0^1 \frac{e\left(\frac{-\left[2\pi\left(1-\frac{\bar{L}}{\bar{l}}\right)\right]^2}{k^2}\right) \bar{r}_1 \bar{r}_2 d\bar{r}_1 d\bar{r}_2 d\alpha_1 d\alpha_2}{\bar{l}^4} \quad (13)$$

Für beide Formeln zur Berechnung des Korrekturfaktors gilt:

$$\bar{l} = \sqrt{[\bar{L}^2 + \bar{r}_1^2 + \bar{r}_2^2 - 2\bar{r}_1\bar{r}_2 \cos(\alpha_1 - \alpha_2)]} \quad (14)$$

Die Maße des Triebwerkes sind normiert durch den Radius der Kathode r_K , mit $\bar{L} = \frac{L}{r_K}$, $\bar{r}_1 = \frac{r_1}{r_K}$ und $\bar{r}_2 = \frac{r_2}{r_K}$, wobei L die Anodenlänge und r_1 bzw. r_2 die Radien in der Kathoden- bzw. Anodenebene sind. r_A bezeichnet den Radius der Anode, welcher ebenfalls normiert ist. α_1 und α_2 sind die Winkel in der Kathoden- bzw. Anodenebene. Der Faktor, der die Streuung der Verteilung beschreibt, wurde mit $k = 4,5$ angenommen. Der spezifische Impuls ist definiert als Schub pro Gewichtseinheit des Treibstoffdurchsatzes und kann mit Formel (7) berechnet werden. Der Wirkungsgrad η eines Triebwerkes errechnet sich aus dem Verhältnis der kinetischen Austrittsenergie zu der Eingangsleistung $P = J_d V_d$. wie folgt:

$$\eta = \frac{T^2}{2\dot{m}_t P} \quad (15)$$

Und das „Thrust-To-Power“ (TTP) Verhältnis kann mit der Zündspannung V_d gemäß folgender Formel berechnet werden:

$$TTP = \frac{M_i f_i u_i C_t}{e V_d} \langle Z^{-1} \rangle \quad (16)$$

Mit Hilfe des semi-empirischen Modells, das auf die vorangegangenen Formeln aufbaut, können der Schub und weitere charakteristische Kennwerte eines VAT berechnet werden.

3.3. Satellitenmissionen mit einem Vakuumlichtbogentriebwerk

Mit dem Start des BRICSAT - P CubeSats im Jahr 2015 erfolgte eine erste dokumentierte Satellitenmission mit einem Vakuumlichtbogentriebwerk. Der vom „Micropropulsion and Nanotechnology Laboratory“ der George-Washington-Universität entwickelte μ CAT konnte in diesem Zuge im Orbit getestet und somit dessen Funktionsweise verifiziert werden.

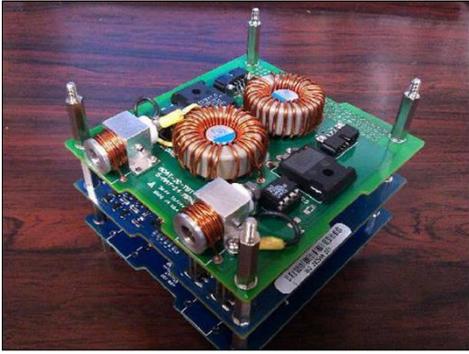


Abbildung 9: Foto des eingesetzten μ CAT Antriebsystems [94].

Eines der Ziele des in Abbildung 9 dargestellten Antriebsystems war es, das unkontrollierte Taumeln des Satelliten in Folge des Auswurfes aus der Trägerrakete zeitnah zu reduzieren [94]. Die Ergebnisse zeigen, dass eine Taumelreduzierung von $30 \frac{\circ}{s}$ auf $1,5 \frac{\circ}{s}$ innerhalb von 48 Stunden durch die Triebwerke erreicht werden konnte. Da keine zusätzlichen Lagekontrollsysteme eingesetzt wurden und die erfolgte Reduzierung ohne μ CAT in diesem

Zeitraumen nicht gegeben wäre, schließt dies auf einen erfolgreichen Einsatz zurück [94,95]. 2016 wurde der HORYU - 4 Nanosatellit des „Kyushu Institute of Technology“ mit einem VAT als eines von vielen Experimenten gestartet. In der Literatur wird zwar von einem erfolgreichen Start mit anschließender Inbetriebnahme des Satelliten berichtet, jedoch konnten keine Informationen über die Funktionalität des VAT Experimentes gefunden werden [96]. Bei der CANYVAL - X Mission, welche 2018 startete, wurde erneut der oben erwähnte μ CAT verwendet. Der VAT war für die Orbit Kontrolle eines der beiden CubeSats vorgesehen. Da es jedoch aufgrund technischer Probleme bei der Kommunikation zu keiner Datenübermittlung kam, gibt es keine Informationen über die Funktionalität des VATs während dieser Mission [97–99]. Anhand der aufgezählten Beispiele zeigt sich, dass es neben der Vielzahl an entwickelten VAT Laborprototypen nur wenige erprobte „space“ Modelle gibt. Die BRICSAT - P Mission hat die grundlegende Funktionalität und Anwendbarkeit eines VATs für Kleinstsatelliten demonstriert. Aufbauend auf dieser Erkenntnis gilt es, weitere Erfahrung und Wissen über dieses Antriebssystem im realen Einsatz zu gewinnen. Dazu zählt mitunter Daten über die Funktionsweise und Performance des VATs während einer Satellitenmission zu erheben, um einen Vergleich zu den vorab erzielten Laborresultaten zu ermöglichen.

4. Missionsspezifikationen

Die Entwicklung des Vakuumlichtbogentriebwerkes innerhalb der SeRANIS Kleinsatellitenmission ermöglicht die Erweiterung und Vertiefung der Kenntnisse des vorliegenden Triebwerkes [100], indem es die Möglichkeit bietet, das Experiment im „reellen“ Einsatz zu testen. Somit können die unter Laborbedingungen ermittelten Daten verifiziert werden. Die erhaltenen Daten der Kleinsatellitenmission werden behilflich sein, die Lebensdauer und Leistungsfähigkeit zukünftig entwickelter Antriebe besser vorausszusagen. Bezüglich der Leistungsfähigkeit konnte zum Beispiel für das Ionentriebwerk der „Deep Space 1“ Mission oder flüssig betriebenen Raketenantrieben geringe Abweichungen zwischen Labormessungen und Messungen während der Missionsdauer festgestellt werden [101–103]. Vergleichsdaten für erfolgte Missionen mit einem VAT liegen in der Literatur nicht vor. Des Weiteren gilt es adäquate Vergleichsmessungen hinsichtlich der Lebensdauer von Satellitenantrieben durchzuführen. Die für diese Mission ermittelten Experimentdaten können als Grundlage für einen empirischen Korrekturfaktor dienen, der für eine verbesserte Abschätzung für zukünftige Satellitenmissionen herangezogen werden kann. Als Missionsdaten werden Leistungsverhalten und Lebensdauer des Triebwerkes im Laufe mehrerer definierter Zeitzyklen während der Missionsdauer ermittelt. Dazu wurden vorab die wissenschaftlichen Ziele des vorliegenden Experimentes festgelegt.

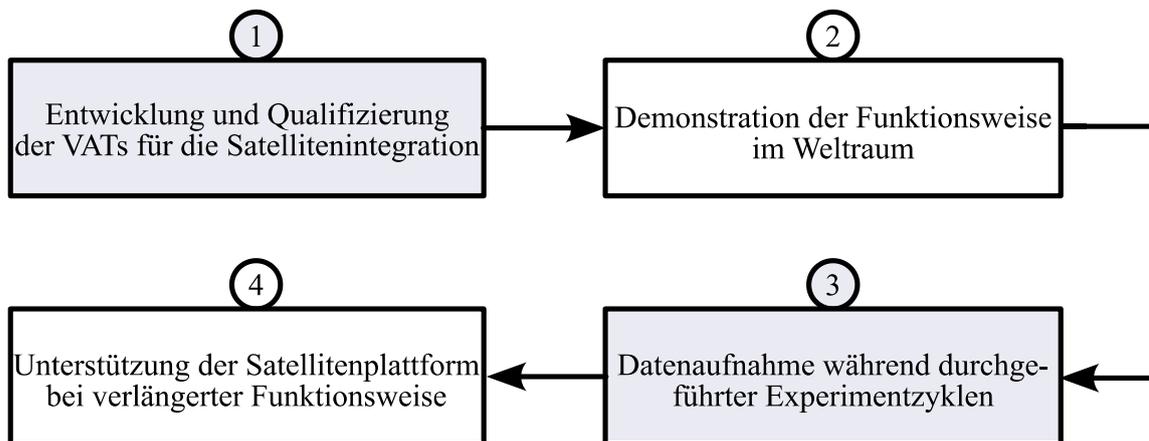


Abbildung 10: Missionsziele des Experimentes innerhalb der SeRANIS Mission.

In Abbildung 10 sind die einzelnen Teilziele dargestellt, welche aufeinander aufbauen und sequentiell angeordnet sind. Im ersten Schritt ist die Entwicklung und Qualifizierung eines

Vakuumlichtbogentriebwerkes vorgesehen, sodass der VAT als Teil der Satellitenmission gestartet werden kann. Im Anschluss ist die Demonstration des Experimentes im Weltraum geplant. Nach erfolgreicher Inbetriebnahme ist die Aufnahme von Messdaten innerhalb der definierten Experimentzyklen vorgesehen. Als optionales Teilziel im Falle einer verlängerten Funktionsweise des Experimentes kann dieses den Satelliten in Form von Lageregelung unterstützen und somit eine Anwendbarkeit in Folge des direkten Austausches mit der Satellitenplattform demonstrieren. Damit diese wissenschaftlichen Ziele erreicht werden können, gilt es, ein Vakuumlichtbogentriebwerk bereitzustellen, welches über einen eigenen Kontrollmechanismus verfügt, um selbstständig und sicher zu funktionieren. Dies muss besonders im Falle eines Fehlverhaltens berücksichtigt werden, damit der Satellit vor möglichen Beschädigungen und Beeinträchtigungen geschützt ist. Um den Erfolgsgrad des Experiments beurteilen zu können, werden definierte Kriterien festgelegt, welche mit Beschreibung und der stattfindenden Missionsphase in Tabelle 1 gelistet sind. Der Term PSCU („Power Supply Control Unit“) bezeichnet die übergeordnete Leistungsversorgungs- und Kontrolleinheit des Experimentes und wird in Kapitel 5.1 eingehender thematisiert. Der Datenaustausch mit dem Satelliten erfolgt über „Telecommand“ (TC) und „Telemetry“ (TM) Daten. Der TM-Downlink und der TC-Uplink stellen somit den Kommunikationskanal zwischen Satelliten und Bodenstation dar.

Tabelle 1: Definierte Erfolgsgrade des Experimentes für die SeRANIS Mission.

Level	Beschreibung	Phase
0	Zustandsprüfung, ob Kommunikation zwischen PSCU und VAT stattfindet	Inbetriebnahme
1	TC Ausführung und TM Generierung von PSCU oder VAT erfolgreich und Testladevorgang des Triebwerkes	Inbetriebnahme
2	TC Ausführung und TM Generierung von PSCU und VAT während Zündung des Triebwerkes erfolgreich. TM Daten erfolgreich von Bodenstation empfangen.	Inbetriebnahme
3	Triebwerke zünden erfolgreich und TM/TC Daten werden überwacht und von Bodenstation empfangen.	Nennbetrieb
4	Längere Betriebszeit der Triebwerke erfolgreich bestanden und TM/TC Daten werden überwacht und von Bodenstation empfangen.	Nennbetrieb
5	Geplante Gesamtzeit des Experimentes erfolgreich durchgeführt und alle Daten an Bodenstation übermittelt.	Nennbetrieb
6	Zusätzliche Experimentzyklen erfolgreich durchgeführt und alle Daten an Bodenstation übertragen.	Nennbetrieb
7	Durchführen des Experimentes bis zum Ende der Funktionalität und Übertragung der Daten an die Bodenstation.	Nennbetrieb

Damit das Experiment auf den Athene 1 Satelliten montiert werden kann, bedarf es konzeptioneller und technischer Anpassungen des Vakuumlichtbogentriebwerkes, welche sich aus den missionsspezifischen Anforderungen ergeben. Die Anforderungen werden im

Folgenden hinsichtlich der mechanischen, thermischen und elektrischen Schnittstelle zwischen Experiment und Satellit aufgeteilt und beschrieben.

4.1. Mechanische Schnittstelle

Die mechanische Anforderung des Satellitenbauers an jede Experimentkomponente hinsichtlich der Eigenstabilität beinhaltet, dass die erste Eigenfrequenz jeder Funktionseinheit einen Wert $> 500 \text{ Hz}$ aufweist. Voraussetzung bei der Ermittlung der Eigenfrequenz ist, dass das Experiment fest an seinen definierten Verbindungspunkten mit einer starren Oberfläche verbunden ist. Bei der Entwicklung des mechanischen Aufbaus sind statische g-Kräfte von bis zu 20 g bezüglich jeder Achse zu berücksichtigen. Darüber hinaus muss das Experiment vielfachen g-Kräften bei unterschiedlichen Frequenzen, abgefahren als Sinusverlauf oder in einem zufälligen Modus, für eine definierte Zeit widerstehen. Die exakten Messparameter und der Verlauf der Testprozeduren sind detailliert in Kapitel 4.4.1 beschrieben. Die Gesamtmasse des Experimentes ist begrenzt auf $2,45 \text{ kg}$.

4.2. Thermische Schnittstelle

Damit im Zuge der Entwicklung der Satellitenplattform thermische Simulationen vom Satellitenbauer durchgeführt werden können, war es erforderlich, die notwendigen Informationen bereitzustellen. Auf Basis dieser kann schließlich ein gezieltes thermisches Management für jedes der Experimente ausgelegt werden. Dafür war die Dimension des Experimentes, die Materialeigenschaften – Dichte ρ , spezifische Wärmekapazität $c_{\text{Wärme}}$, Wärmeleitfähigkeit λ -, optische Parameter (Absorptions (α)- und Emissionsgrad ε), Temperaturbereich innerhalb und außerhalb des Betriebsmodus, Strahlungsleistung $P_{\text{Strahlung}}$ und die Rauheit der Kontaktfläche anzugeben. Des Weiteren muss sich das Experiment einem thermischen Vakuumtest unterziehen, worauf in Kapitel 4.4.2 näher eingegangen wird. Darüber hinaus ist gefordert, dass das Experiment für mindestens $\frac{960}{T}$ Stunden in einer Vakuumkammer ausgast. T steht in diesem Zusammenhang für die Temperatur, womit bei beispielsweise 60°C eine Mindestzeit von 16 Stunden zu erfüllen ist. Entsprechend den ECSS-Q-ST-70-02C Richtlinien gilt es hinsichtlich der Ausgaskriterien Folgendes bei der Materialauswahl zu berücksichtigen [104].

Tabelle 2: Ausgaskriterien für Materialien in unmittelbarer Umgebung von sensitiven Geräten bei und unterhalb der Raumtemperatur.

Bauteilmasse [g]	Raumtemperatur		< Raumtemperatur	
	CVCM [%]	RML [%]	CVCM [%]	RML [%]
>100	<0,01	<1	<0,01	<0,1
10-100	<0,05	<1	<0,05	<1
<10	<0,1	<1	<0,1	<1

In Tabelle 2 sind die Grenzwerte hinsichtlich der Ausgasrate für Materialien abhängig von der Temperatur angegeben, welche sich in der Nähe von sensitiven Gerätschaften befinden. CVCM („collected volatile condensable material“) bezeichnet das gesammelte flüchtige kondensierbare Material bezogen auf die initiale Masse und RML („recovered mass loss“) steht für die wiedergewonnene Masse bezogen auf das Bauteil.

4.3. Elektrische Schnittstelle

Die Leistung der Solarpanelle des Athene 1 Satelliten liefern in erdnahe Umlaufbahn zu Beginn der fünfjährigen Mission etwa 919 W und zum Ende ca. 888 W Spitzenleistung. Gespeichert wird die Leistung in zwei Batterien, welche insgesamt eine Kapazität von 1036 Wh zu Beginn bzw. 787 Wh zum Ende der Mission aufweisen. Dies entspricht einer Ladungsmenge von 18 Ah bei einer Spannung von 28,8 V. Der Leistungsbus des Satelliten stellt eine unregelmäßige Spannung zwischen 26 V – 32,8 V zur Verfügung. Bei einer durchschnittlichen bereitgestellten Bahnenergie von 160 Wh pro 95 minütiger Umlaufdauer ist jedes Experiment auf 101 W beschränkt. Durch Einkalkulieren eines Sicherheitsfaktors ergibt sich ein Spitzenwert von 84 W.

4.4. Qualifikationstests

Angelehnt an die ECSS-E-ST-10-03C Norm wurden für die Qualifizierung des Experimentes folgende Tests entsprechend der Reihe in Abbildung 11 durchgeführt [105]. Die Funktions- und Leistungstests erfolgten in den laboreigenen Vakuumkammern des Institutes, welche jeweils ein Drucklevel von bis zu 10^{-6} mbar erreichen und in früheren Arbeiten beschrieben sind [71,106]. Die mechanischen und thermischen Tests wurden mit den Gerätschaften des Institutes LRT 9.1 durchgeführt. Der EMV Test, der zum Zeitpunkt der Verfassung der vorliegenden Arbeit noch ausstand, wird aufgrund fehlender eigener Apparaturen an einem externen Institut stattfinden.

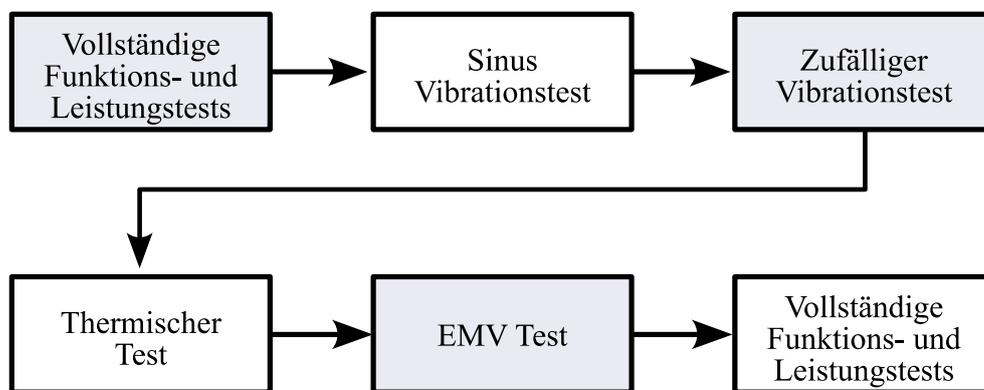


Abbildung 11: Ablauf der Qualifikationstests.

4.4.1. Vibrationstests

Um die mechanische Stabilität des Experimentes zu untersuchen, wurden Vibrationstests mit einem elektrodynamischen Schwingungsprüfsystem „SD-5280-13“ der Firma Spectral Dynamics Inc., CA, USA durchgeführt [107]. Zu Beginn wurde die Eigenfrequenz des mechanischen Aufbaus ermittelt. Anschließend erfolgte der Sinus Vibrationstest, für welchen eine Modulationsgeschwindigkeit von $2 \frac{\text{Oktaven}}{\text{Minute}}$ für die Qualifikationstests und $4 \frac{\text{Oktaven}}{\text{Minute}}$ für die Akzeptanztests festgelegt ist. Bei dem darauffolgenden zufälligen Vibrationstest hat das Experiment den in Tabelle 3 spezifizierten Parametern für eine Zeitdauer von 3 Minuten für die Qualifizierung und 1 Minute für die Akzeptanztests standzuhalten.

Tabelle 3: Qualifikationsparameter für die Vibrationstests; Links: Sinus Vibrationstest; Rechts: Zufälliger Vibrationstest.

<i>Frequenz [Hz]</i>	<i>Beschleunigung [g]</i>	<i>Frequenz [Hz]</i>	<i>PSD [g²/Hz]</i>
5	2	20	0,1
15	20	50	0,8
40	20	250	0,8
50	15	400	0,24
150	15	1000	0,24
		2000	0,125
		<i>GRMS</i>	23,5

Das quadratische Mittel GRMS beschreibt den Gesamteffektivwert der Beschleunigung und dient zur Beschreibung der Gesamtenergie eines bestimmten zufälligen Schwingungsereignisses. Der Parameter PSD („Power Spectral Density“) beschreibt die Leistung eines Signals als Funktion einer Frequenz und liefert somit eine Information bzgl. der Energieverteilung des Signals über den Frequenzbereich [108]. Zuletzt wurde erneut die Eigenfrequenz bestimmt. Alle Tests erfolgten zweimal für jede Koordinatenrichtung.

4.4.2. Thermische Vakuumtests

Die an die ECSS-E-10-03A Norm angelehnten thermischen Qualifikationstests wurden in einer Vakuumkammer durchgeführt, in welcher Temperaturen von -40 °C bis 90 °C angesteuert werden können. Ein exemplarischer Verlauf eines thermischen Tests ist in Abbildung 12 zu sehen. Zu Beginn des Tests wird sowohl der maximal als auch der minimal angegebene Temperaturwert außerhalb der Betriebstemperatur angefahren (HSS bzw. CSS). Daraufhin wird die maximale bzw. minimale Betriebstemperatur angesteuert, bei welchen Funktionstests durchgeführt werden (FF). Die in Folge abgefahrenen Temperaturzyklen

repräsentieren die maximale und minimale Betriebstemperatur (HT bzw. CT). Während jeder Temperaturrast erfolgen Funktionstests (LF), ehe nach Absolvieren aller Zyklen ein abschließender Funktionstest durchzuführen ist. Es ist eine Mindestanzahl von vier Zyklen gefordert.

Exemplarischer Verlauf eines thermischen Tests

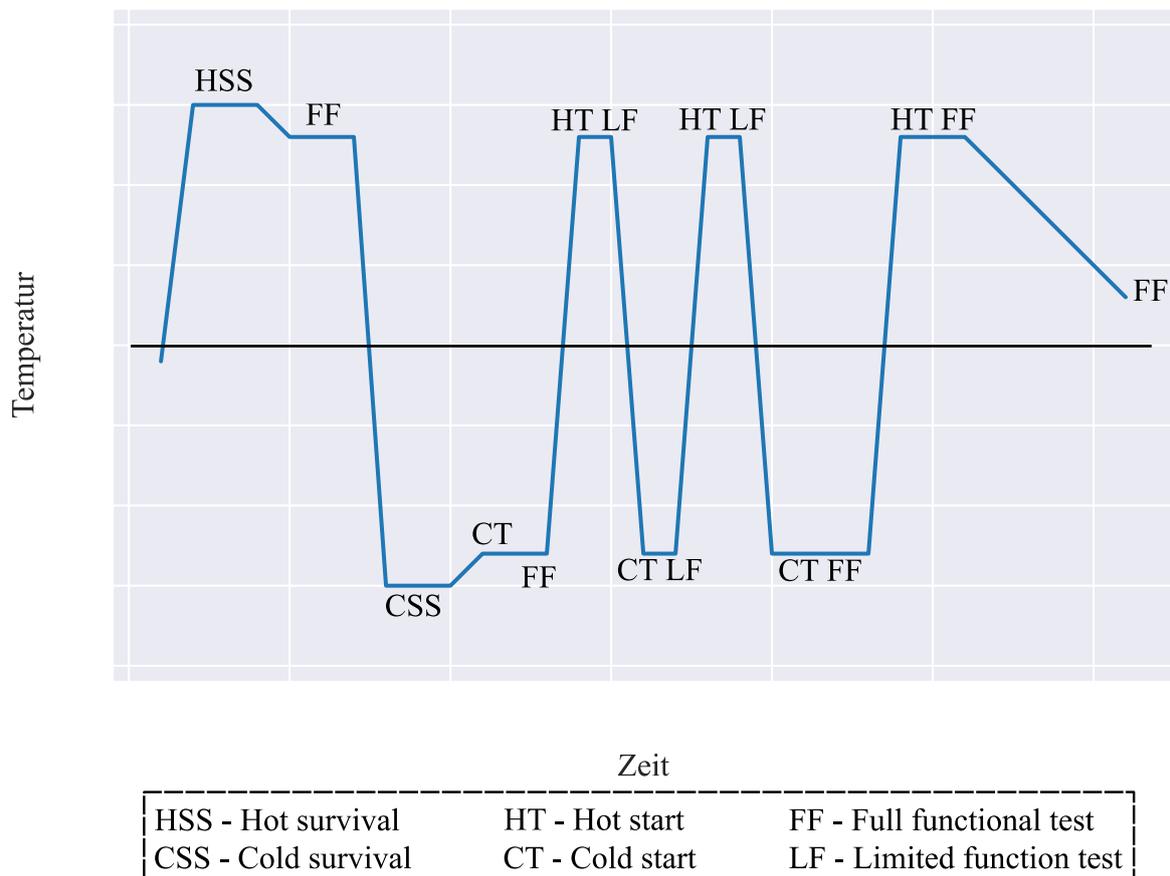


Abbildung 12: Temperaturprofil eines thermischen Tests.

4.4.3. EMV Tests

Im Zuge der EMV Tests gilt es mehrere verschiedene Testprozeduren gemäß den Anforderungen des Satellitenbauers zu absolvieren. Das beinhaltet zum einen die Messung des Einschaltstromes des Experimentes. Darüber hinaus gilt es, die leitungsgebundene Emission von Leistungs- und Signalkabeln zu untersuchen und die Strahlungsemission des Experimentes

zu messen. Diese muss sich innerhalb eines Meters Abstand zwischen 30 MHz und 18 GHz bewegen. Außerdem sind die leitungsgebundene Störanfälligkeit und die Strahlungsempfindlichkeit zu untersuchen. Dabei wird einerseits ein geführtes Testsignal und andererseits ein Testsignal über eine Testantenne mit einer Frequenz von wiederum 30 MHz – 18 GHz ausgestrahlt.

5. *Adaption des Vakuumlichtbogentriebwerkes*

Gemäß der in Kapitel 4 aufgezählten Anforderungen wurde das Experiment hinsichtlich der mechanischen, thermischen und elektrischen Eigenschaften entsprechend entworfen und gefertigt, sodass schlussendlich die Missionsanforderungen erfüllt sind und das Experiment erfolgreich die geforderten Qualifikationstests besteht. In den nachfolgenden Unterkapiteln wird detailliert auf den Aufbau mitsamt seinen Funktionen und der erfolgten Anpassungen eingegangen, welche auf Basis der Spezifikationen erfolgten.

5.1. *Architektur des Experiments*

Das gesamte Experiment ist modular aufgebaut und besteht aus einer übergeordneten Leistungsversorgungs- (PS) und Steuereinheit (CU), genannt PSCU, und vier Vakuumlichtbogentriebwerken, wobei jedes der Triebwerke eine eigene PPU besitzt. Die PSCU fungiert als zentrale Steuereinheit des Experimentes und dient als Schnittstelle zwischen den Triebwerken und dem Satelliten. Die Aufgaben der PSCU sind der ordnungsgemäße Kommunikations- und Datenaustausch des Experimentes mit dem on-board Computer des Satelliten, die Bereitstellung der benötigten Versorgungsspannungen für die PPU's und die Überwachung der vier VATs. Die vier Triebwerke sind somit nicht direkt mit dem Satelliten, sondern mit der PSCU verbunden, welche die Steuerung und den Datenaustausch mit jedem einzelnen Triebwerk gewährleistet.

Architektur des Experimentes

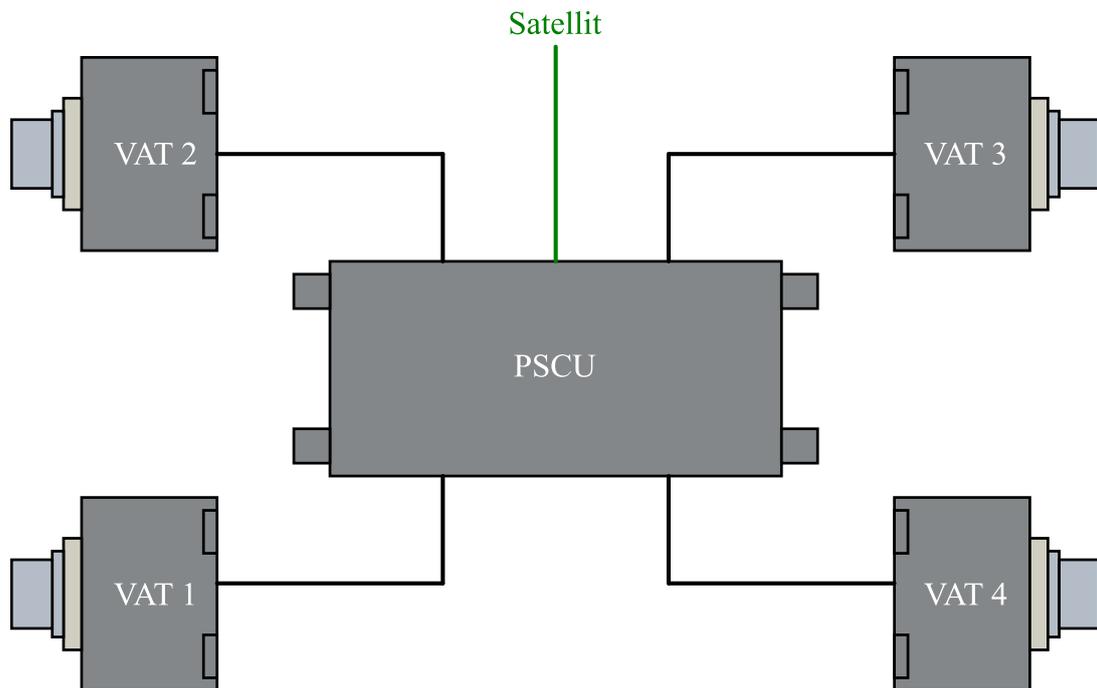


Abbildung 13: Schematische Anordnung und interne Verbindung der Experimentkomponenten.

In Abbildung 13 ist die schematische Anordnung der PSCU und der vier Triebwerke zu sehen. Jedes Triebwerk ist über ein neunadriges Kabel mittels D-Sub 9 Steckern mit der PSCU verbunden. Somit kann jeder VAT einzeln angesteuert und gezündet werden.

5.2. Betriebskonzept

Für den operativen Betrieb während der Missionszeit ist ein definiertes Ablaufkonzept des Experimentes notwendig. Dazu wurden zu Beginn verschiedene Zustände des Experimentes definiert, welche bestimmte Konfigurationen beschreiben. Es wurden die Betriebsmodi „Initialisierung, Vorbereitung, Ausführung, Bereinigung und Abschaltung“ festgelegt. Der grundsätzliche zeitliche Ablauf der Betriebsmodi mit Definition ist in Abbildung 14 skizziert.

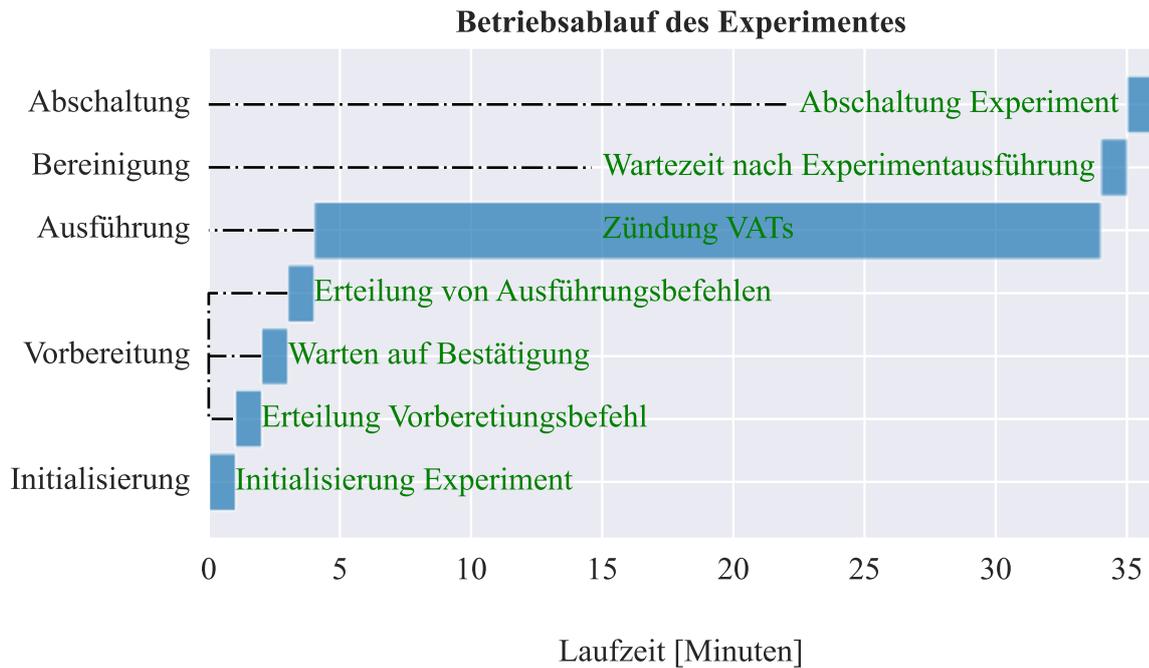


Abbildung 14: Zeitlicher Ablauf des Experimentes abhängig vom Modus.

Für die VATs wurden vier untergeordnete Modi definiert, welche in Tabelle 4 aufgelistet sind und mit Hilfe derer Daten- und Leistungsbudgets berechnet werden.

Tabelle 4: Modi des VAT mit Beschreibung.

Modus VAT	Beschreibung
<i>Zündung</i>	Alle Komponenten aktiv und Schuberzeugung der VATs
<i>Standby</i>	PS bereit für Aktion und CU aktiv
<i>Initialisierung</i>	PS aus und CU aktiv
<i>Aus</i>	PS aus und CU inaktiv

Da die Kontrolle des Experimentes jedoch durch Befehle von der PSCU erfolgt, sind der PSCU eigene Modi zuzuordnen, welche nachfolgend in Tabelle 5 angegeben sind.

Tabelle 5: Modi der PSCU mit Beschreibung.

<i>Modus PSCU</i>	Beschreibung
<i>Laden</i>	Einschaltvorgang
<i>Idle</i>	PSCU bereit und Komponenten einsatzbereit für Befehle
<i>Manueller Befehl</i>	PSCU ohne Sicherheitsvorkehrungen oder Beschränkungen. Für Tests, Fehlerbestimmung und Notbefehle
<i>Triebwerk an</i>	Zündung VAT
<i>Fehler</i>	Zustand, in den bei Fehlerfall geschaltet wird. Alle Komponenten werden abgeschaltet und Fehlerbereinigung durch Bediener
<i>Entladen</i>	Abschaltvorgang

Darüber hinaus gilt es den Modus der PSCU abhängig von den Modi der VATs festzulegen, da abhängig vom Modus der Triebwerke ein unterschiedlicher Leistungsverbrauch durch die PSCU erfolgt. Die Zustände entsprechend dem VAT Modus sind in Tabelle 6 zu sehen.

Tabelle 6: Status der PSCU abhängig vom Modus des VAT.

<i>Modus VAT</i>	PSCU	Modus PSCU
<i>Zündung</i>	An	Triebwerk an
<i>Standby</i>	An	Idle
<i>Initialisierung</i>	An	Laden
<i>Aus</i>	Aus	Entladen

Des Weiteren wurde der Status der PSCU Komponenten abhängig vom eigenen Modus definiert, da die PS je nach Modus eine unterschiedliche Menge an Leistung verbraucht. Zu sehen ist dies in Tabelle 7.

Tabelle 7: Status der PSCU Komponenten abhängig vom Modus der PSCU.

<i>Modus PSCU</i>	CU	PS
<i>Laden</i>	An	Aus
<i>Idle</i>	An	An (Standby)
<i>Manueller Befehl</i>	An	An/Aus
<i>Triebwerk an</i>	An	An
<i>Fehler</i>	An	Aus
<i>Entladen</i>	An	Aus

Im Modus „Manueller Befehl“ erfolgt die Kontrolle der PSCU durch den Bediener, in welcher nur die CU der PSCU eingeschaltet bleiben muss. Alle weiteren Komponenten können manuell vom Bediener ein- bzw. ausgeschaltet werden. Beim Aktivieren des Modus „Manueller Befehl“ werden standardmäßig alle Komponenten mit Ausnahme der CU ausgeschaltet.

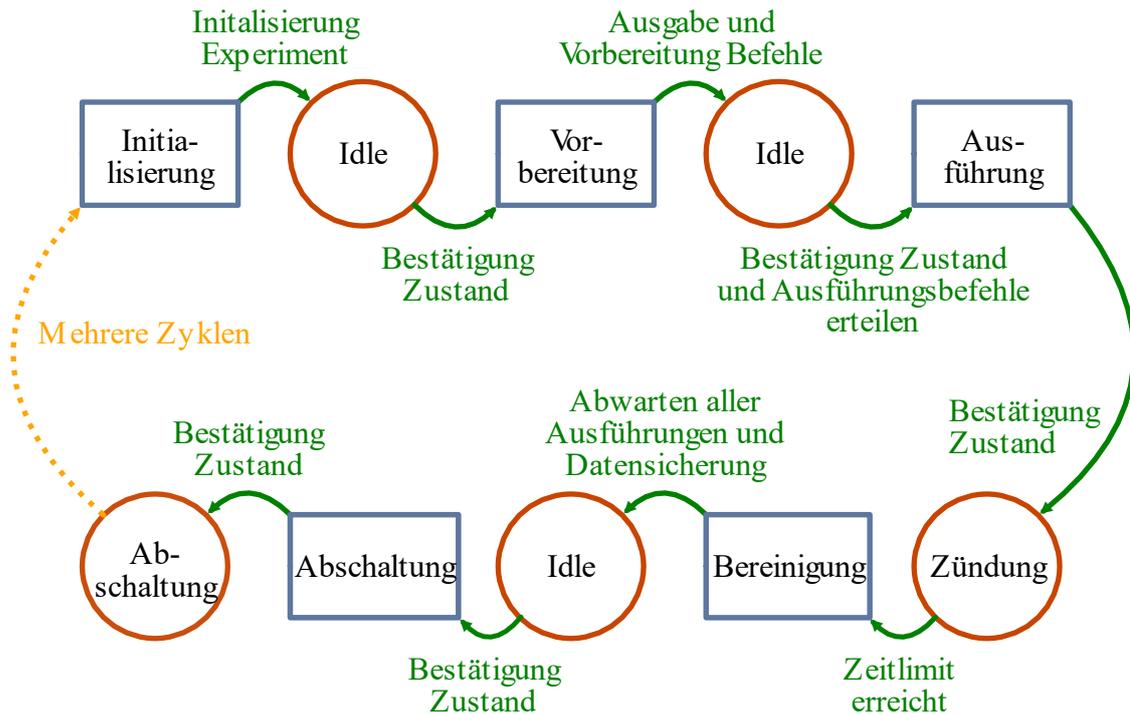


Abbildung 15: Sequentieller Betriebsablauf entsprechend der festgelegten Betriebsmodi (blau) mit Modi der Komponenten (rot).

In Abbildung 15 ist der Experimentablauf während des Betriebes mit den eingangs festgelegten Betriebsmodi (blaue Rechtecke) und Modi (rote Kreise) graphisch dargestellt. Die Modi (rote Kreise) sind den Komponenten (PSCU bzw. VAT) zuzuordnen. Die grünen Pfeile beschreiben die Aktivität während den Übergängen. Zu Beginn einer geplanten Sequenz wird das Experiment initialisiert. Dies findet in einem Zeitrahmen von einer Minute statt. Zu diesem Zeitpunkt ist die PSCU eingeschaltet und die PPU des Triebkopfes ausgeschaltet. Anschließend geht das Experiment innerhalb von drei Minuten in den Standby-Modus über. Hierbei schaltet die PPU in Standby. Im Anschluss daran erfolgt für eine halbe Stunde der Zündungszeitraum des Triebwerkes. Alle Komponenten befinden sich dafür im eingeschalteten Zustand. Der Zeitzyklus eines geplanten Standardablaufes des Experimentes umfasst 34 Minuten. In Abbildung 16 ist die geplante Ablaufsequenz visualisiert.

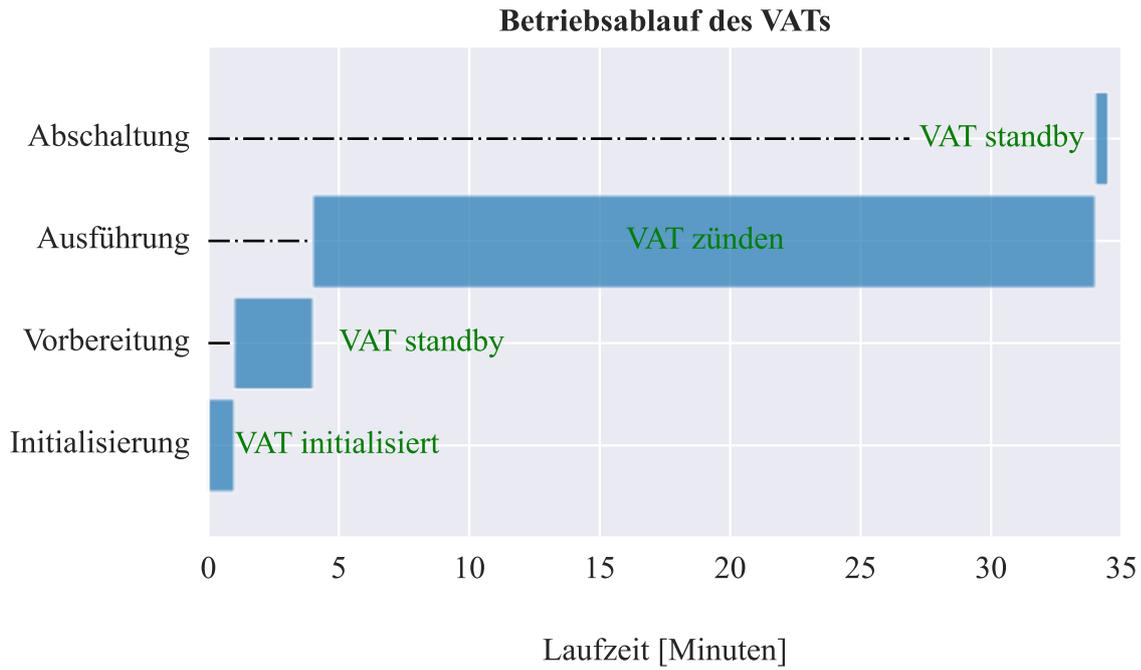


Abbildung 16: Standardablaufsequenz des VATs.

Am Ende des Ablaufes werden alle Komponenten ausgeschaltet. Die entsprechend umgesetzten Leistungs- und Datenmengen können der Tabelle 8 entnommen werden.

Tabelle 8: Leistungs- und Datenverbrauch während Standardablaufsequenz.

<i>Modus VAT</i>	Laufzeit [Minuten]	Komponentenstatus	Leistung [W]	Datenrate [Bit/s]
<i>Initialisierung</i>	1	PS an, CU an, PPU aus	3,75	64
<i>Standby</i>	3	PS an, CU an, PPU Standby	4,375	64
<i>Zündung</i>	30	PS an, CU an, PPU an	4,375	64
<i>Aus</i>	0	PS aus, CU aus, PPU aus	0	0

Neben der Festlegung der Standardablaufsequenz ist auch der Ablauf der Inbetriebnahme des Experimentes nach erfolgreichem Missionsstart zu definieren.

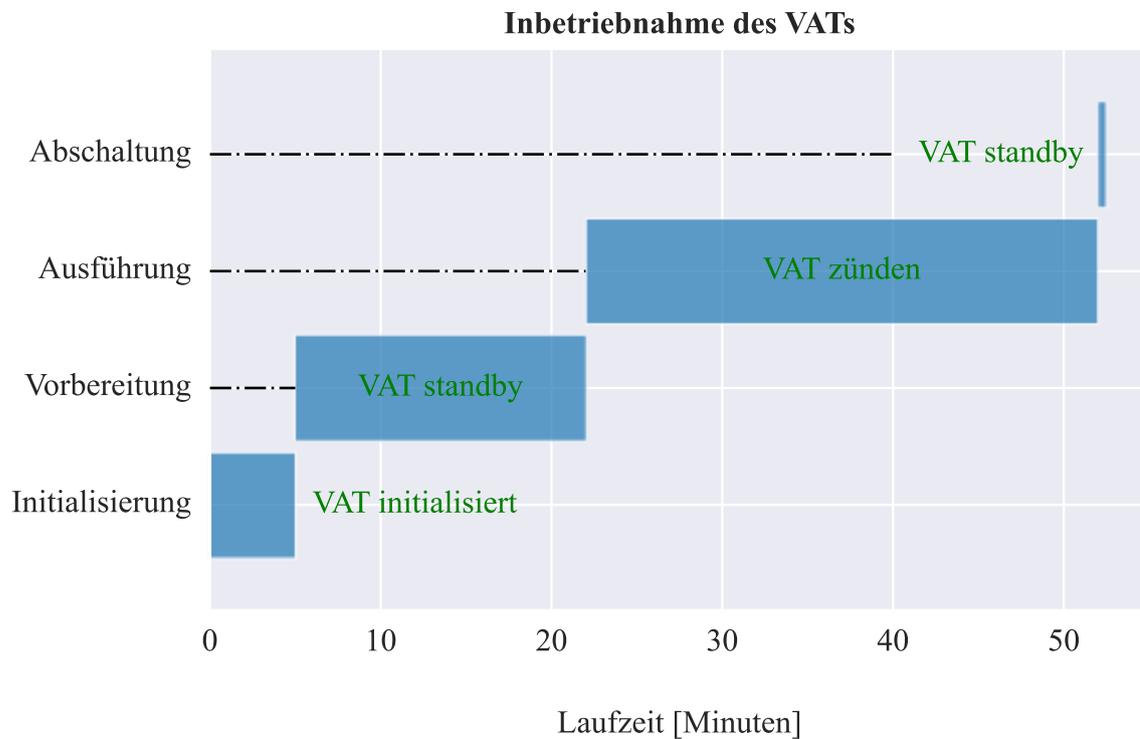


Abbildung 17: Ablaufsequenz des VATs während der Inbetriebnahme.

In Abbildung 17 ist die Ablaufsequenz des Experimentes während der Inbetriebnahme graphisch dargestellt. Im Vergleich zur Standardablaufsequenz variiert die Dauer der Betriebsphasen, während der Status der jeweiligen Komponenten und deren Daten- bzw. Leistungsverbrauch identisch sind. Die Initialisierungs- und Standby-Phase des Experimentes ist bei der Inbetriebnahme auf 5 bzw. 17 *Minuten* festgelegt. Diese Verlängerung dient der Überprüfung des Experimentes nach den mechanischen Beanspruchungen in Folge des Starts der Mission. Die Taktung des Betriebszyklus¹ wird von der Stromerzeugung und -speicherung der Satellitenplattform vorgegeben und ist daher durch deren Status beschränkt. Das Triebwerk ist ausgelegt auf einen dauerhaften Pulsbetrieb mit einer Betriebsfrequenz von 1 *Hz*, was einem stetigen Zündungszyklus entspricht. Um die wissenschaftlichen Ziele zu erreichen, sind mindestens 60 *Betriebszyklen* mit einer Mindestdauer von 10 *Minuten* notwendig. Bei längerer Laufzeit pro Zyklus kann die Anzahl der Zyklen entsprechend reduziert werden. In Summe ist eine Laufzeit von 10 *Stunden* im Modus „Triebwerk an“ als Ziel definiert. Die

Triebwerke können ohne externe Abhängigkeiten vom Satelliten oder anderen Experimenten betrieben werden. Während der Mission erfolgt keine Kalibrierung oder Wartung des Experimentes. Im Falle einer Fehlfunktion oder Beschädigung des Satelliten erfolgt die Durchführung eines Selbsttests, eine Zustandsbewertung des Experimentes und die Durchführung von Triebwerkszündungstests. Im Zuge der Inbetriebnahme des Experimentes nach Start der Mission sind folgende in Tabelle 9 gelisteten Maßnahmen geplant:

Tabelle 9: Maßnahmen zur Inbetriebnahme des Experimentes mit Zeitdauer.

Maßnahme	Zeitdauer [Min]
<i>Leistungsversorgung Triebwerk</i>	<5
<i>Kommunikationstest Plattform mit PSCU</i>	<1
<i>Eigentestprogramm PSCU</i>	<10
<i>PDU Strom-/Spannungsbeurteilung aller Leistungseingänge</i>	<5
<i>PSCU Experimentzustandsüberprüfung</i>	<30
<i>PSCU Triebwerkszündungstests</i>	<30

Die PDU („Power Distribution Unit“) der Plattform stellt die elektrische Leistung für die Experimente bereit und verhindert eine Überlastung des Leistungsbusses des Satelliten. Die ersten fünf Maßnahmen sind so zeitnah wie möglich, sequenziell und unmittelbar nacheinander durchzuführen, während die „PSCU Triebwerkszündungstests“ als erweiterte Überprüfung angesehen werden können, um eine umfassendere Bewertung des Experimentes zu erhalten. Optional können diese auch zu einem späteren Zeitpunkt erfolgen. Während der geplanten Laufzeit von 10 *Stunden* des Experimentes werden über 1 *GB* Daten produziert. Im geplanten Betriebsablauf wird eine durchschnittliche Datenrate von $9,6 \frac{\text{Kilobit}}{\text{s}}$ angenommen. Abgesehen von der Inbetriebnahme, bei welcher aus Sicherheitsgründen eine sofortige Kommunikation mit der Bodenstation erforderlich ist, ist die Übermittlung von Versuchsdaten nicht zeitkritisch.

Somit kann dies in freien und nicht ausgelasteten Zeitfenstern des Missionsplanes erfolgen. Eine Datenverschlüsselung beim Hoch- und Herunterladen ist nicht benötigt. Das Telemetrie, Verfolgungs- und Steuerungssystem (TT&C) ist erforderlich, wenn der Bediener einen Befehl anfordert, der an das Experiment übertragen werden soll oder wenn Versuchsdaten an die Bodenstation übermittelt werden sollen. Für den Betrieb des Experimentes ist keine spezielle Hardware am Raumfahrtkontrollzentrum (GSOC) oder ein Bodenreferenzmodell notwendig.

5.3. Mechanischer Aufbau des Experiments

Das Experiment wird zur Montage auf die Satellitenplattform in Form von fünf Einzelkomponenten - bestehend aus einer PSCU und vier Triebwerksköpfen - geliefert. Jede Komponente wird separat montiert und anschließend werden alle Triebköpfe per Kabel mit der PSCU und die PSCU mit dem Satelliten verbunden.

5.3.1. PSCU

Die Leistungsversorgungs- und Kontrolleinheit ist in einem aus 4 mm dicken Aluminiumplatten bestehenden Quader montiert, um die innenliegenden Elektronikplatinen vor äußeren Einflüssen wie energiereicher Strahlung zu schützen. Die in Abbildung 18 dargestellte Aluminiumbox besitzt die Abmessungen 200 mm x 100 mm x 63 mm und wird durch M2.5 Senkschrauben zusammengehalten. Mittels vier M4x10 Zylinderkopfschrauben erfolgt die Anbringung des Quaders an die Satellitenplattform. Fünf integrierte D-Sub 9 Stecker sorgen für die elektrische Verbindung zwischen dem Satelliten und der PSCU bzw. zwischen der PSCU und den vier Triebwerken. Zur Definition der geometrischen Lage wird ein orthogonales und rechtshändiges Koordinatensystem festgelegt, in welchem die Achsen deckungsgleich mit den Kanten der Box liegen. Der Ursprung des Koordinatensystems ist eine markierte Ecke der

Montageplatte des Aluminiumquaders. Diese Ecke wird auch als „Instrument-Referenzpunkt“ (IRP) bezeichnet. Die z-Achse zeigt in Richtung der Frontplatte, die y-Achse entlang der kurzen Seitenplatte und die x-Achse entlang der langen Seitenplatte. Die Anbringung der PSCU an den Satelliten ist im Inneren der Plattform zu gewährleisten, um diese bestmöglich vor äußeren Einflüssen zu schützen. Mit einer Gesamtmasse von $1,12\text{ kg}$ weist die PSCU knapp die Hälfte des Gesamtgewichtes des Experimentes auf.

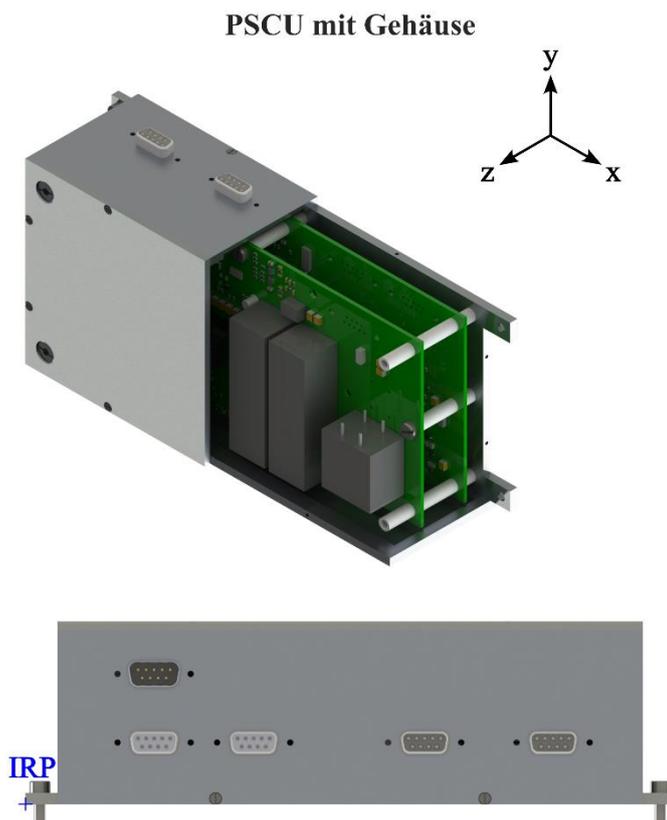


Abbildung 18: PSCU Box; Oben: Teilschnittansicht der PSCU; Unten: Seitliche Ansicht auf die elektrischen Schnittstellen.

5.3.2. VAT

Der grundlegende Aufbau des verwendeten Triebwerkkopfes besteht aus zwei zueinander konzentrischen Elektroden, die mittels eines Al_2O_3 Röhrchens elektrisch isoliert sind. Die innen liegende Titankathode besitzt einen Innendurchmesser von 8 mm und einen Außendurchmesser von 10 mm . Die außen positionierte Anode wurde aus Edelstahl gefertigt und weist einen Innendurchmesser von 15 mm auf, damit der Isolator passgenau in dieser sitzt. In dem 10 mm Innendurchmesser des Isolators wiederum ist die Kathode mittels einer Presspassung geführt. Die Anode ist ausgangsseitig mit einer 45° Phase versehen und eine eingelassene Stufe in der Anode dient als Anschlag für den Isolator in Richtung Triebwerksausgang. Eine Halterung aus PEEK dient auf der anderen Seite als Begrenzung für den Isolator. Diese Halterung ist mit einer Innenbohrung von 10 mm passgenau zum Außendurchmesser der Kathode gefertigt. Die Kontaktierung der Kathode wird über einen Aluminiumring gewährleistet, welcher mit Hilfe von drei $M2$ Madenschrauben an der Kathode befestigt ist und sich in einer passenden Aussparung auf der Rückseite der PEEK-Halterung

befindet, sodass eine elektrische Isolierung zwischen beiden Elektroden gewährleistet ist. Eine weitere kleinere PEEK-Halterung mit einem linear ausgetragenen Zylinder, welcher einen passgenauen Durchmesser von 8mm zur Aufnahme der Kathode besitzt, ist von der Rückseite durch drei $M2$ Senkschrauben mit der Anode über die größere PEEK-Halterung verbunden und hält alle Teile des Triebwerkkopfes in Position. Die Kontaktierung der Elektroden erfolgt durch zwei $M2$ Kabelschuhe. In Abbildung 19 ist ein CAD Modell des verwendeten Triebkopfes zu sehen.

VAT Triebkopf in zwei Ansichten

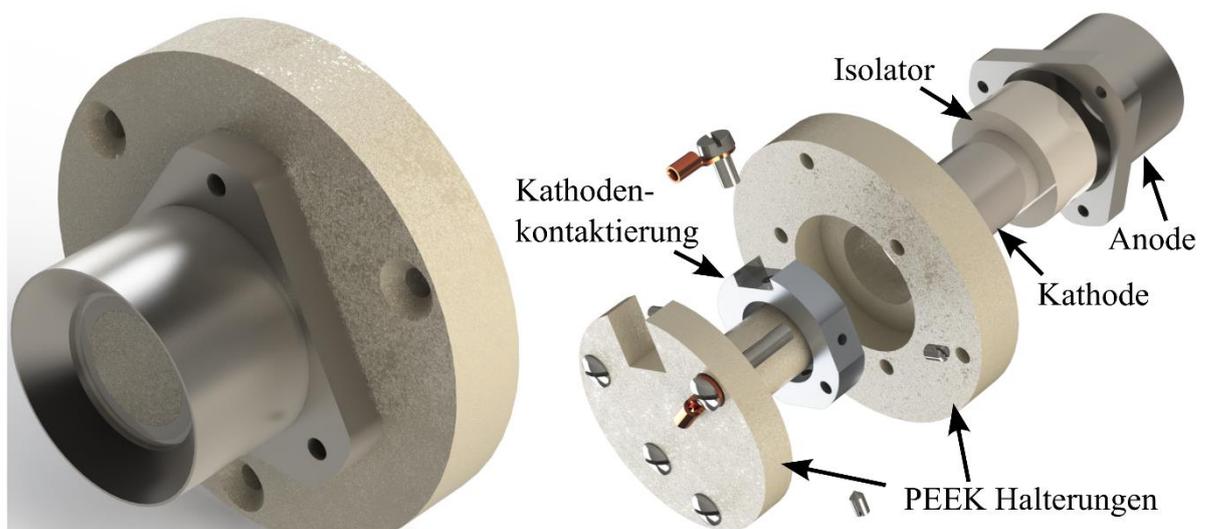


Abbildung 19: CAD Modell des Triebwerkkopfes; Links: Gesamtansicht; Rechts: Explosionsansicht.

Links in Abbildung 19 ist eine Gesamtansicht des zusammengebauten Triebkopfes von vorne zu sehen, während rechts eine explodierte Ansicht dargestellt ist, um alle Einzelteile sichtbar zu machen. Ein Triebwerkspopf ist knapp $25,5\text{ g}$ schwer und hat eine Gesamthöhe von 19 mm bei einer Maximalbreite von 35 mm . Zum Schutz vor äußeren Einflüssen wurde die angeschlossene PPU analog zur PSCU in einen Quader aus vier Millimeter dicken Aluminiumplatten integriert. Die Grundmaße des Quaders, auf welchem der Triebwerkspopf montiert ist, betragen $98\text{ mm} \times 58\text{ mm} \times 39\text{ mm}$. Die exakten Maße des gesamten Aufbaus und der einzelnen Komponenten können den Konstruktionszeichnungen im Anhang entnommen werden.

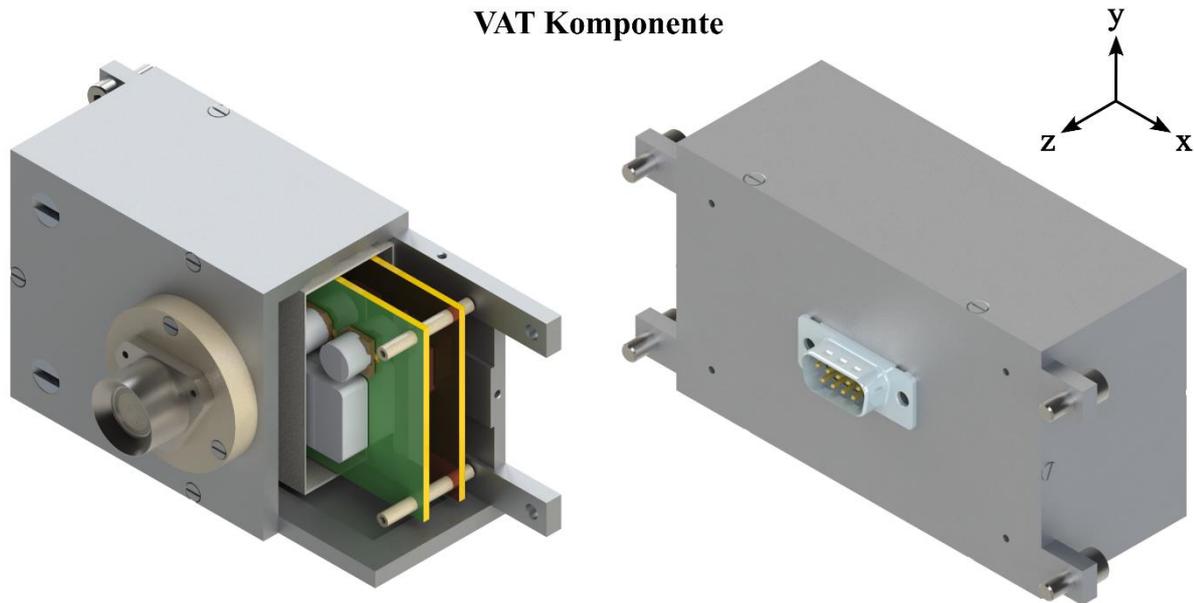


Abbildung 20: CAD Modell der VAT Komponente des Experimentes; Links: Schnittansicht; Rechts: Rückansicht.

Wie in Abbildung 20 zu erkennen ist, wurde der Triebkopf über die größere der beiden PEEK-Halterungen auf den Aluminiumquader montiert. Eine zentrale runde Durchbohrung in der Frontplatte des Quaders, in welcher die kleinere PEEK-Halterung des Triebwerkkopfes passgenau eingesetzt werden kann, diente als Positionierung des Triebwerkkopfes. Durch die PEEK-Halterungen ist eine elektrische Isolierung zwischen dem Aluminiumquader und dem Triebwerk gewährleistet. Der Triebkopf ist zentral in der Platte montiert, d. h. die Rotationsachse Richtung Düsenaustritt ist deckungsgleich mit dem Mittelpunkt der Frontplatte. Die Montage an den Satelliten erfolgt mittels vier $M4 \times 10$ Zylinderschrauben aus Edelstahl. Innerhalb des Quaders ist die aus zwei Platinen bestehende PPU montiert, welche für die elektrische Versorgung und Überwachung des Triebwerkkopfes verantwortlich ist. Vier $M2$ Gewindestangen sind in der Bodenplatte eingeschraubt, auf welchen die PEEK-Abstandshalter und die Platinen angebracht sind. Ein passendes Mu-Metallgehäuse um die beiden Platinen, welches an den vier oberen Abstandhaltern anschlägt, sorgt für eine magnetische Schirmung der Elektronik. Durch die Frontplatte werden die Gewindestangen mittels Innengewindeschrauben fest in Position gehalten. Über Bohrungen in der oberen Seite des Mu-Metallgehäuses erfolgt die Verkabelung der Elektronik mit dem Triebwerkkopf. Die elektronische Versorgung der PPU hingegen erfolgt von der Bodenseite, indem zentral in die Bodenplatte eine passende Ausfräsung für einen D-Sub 9 Stecker angebracht wurde, wie rechts

in Abbildung 20 zu erkennen ist. Die Kontaktstifte des Steckers sind mit der unteren Platine verlötet, womit die Leistungsversorgung und der Datenaustausch realisiert werden, was in nachfolgendem Kapitel detaillierter beschrieben wird. Eine Triebwerkseinheit (Triebwerkskopf inklusive Gehäuse) besitzt eine Masse von 312 g. Analog zur PSCU wird auch hier ein Referenzkoordinatensystem festgelegt, welches orthogonal und rechtshändig ist. Die z-Achse verläuft parallel Richtung Triebwerksausgang, die y-Achse entlang der kurzen Seitenplatte der Box und die x-Achse entlang der langen Seite. Aufgrund ihrer Funktionsweise sind die vier Triebwerksköpfe an eine der Außenseiten der Satellitenplattform und mit jeweils identischem Abstand zum Masseschwerpunkt zu montieren, sodass gegebenenfalls eine Rotation um jede Achse möglich ist. Es gilt zu beachten, dass die Triebwerksköpfe aufgrund von emittiertem Elektrodenmaterial und elektromagnetischer Strahlung einen ausreichenden Abstand zu sensitiven Gerätschaften aufzuweisen haben, um deren Funktion nicht zu beeinflussen. Messeinrichtungen, welche empfindlich gegenüber Beschichtung sind, müssen sich außerhalb von 180° des Blickwinkels eines Triebwerkes befinden (siehe Kapitel 6.2 und 6.3).

5.1. Thermisches Design

Wie in Kapitel 5.3.1 und 5.3.2 beschrieben, sind sowohl die Leiterplatten der PSCU als auch der PPU in einem Aluminiumgehäuse mit 4 mm Wandstärke platziert, welches jeweils mit vier M4x10 Edelstahlschrauben an die Satellitenplattform befestigt wird. Der Temperaturreferenzpunkt (TRP) der Bauteile kann den Zeichnungen im Anhang entnommen werden.

Tabelle 10: Ruhezustands- und Betriebstemperaturen der Experimentkomponenten in [°C].

Bauteil	T_{max}	T_{min}	T_{max}	T_{min}
	Ruhezustand	Ruhezustand	Betrieb	Betrieb
<i>PSCU</i>	70	-40	60	-30
<i>VAT</i>	60	-40	50	-30

In Tabelle 10 sind die Temperaturwerte für den Ruhezustand und den Betrieb der Experimentkomponenten angegeben. Für den VAT wurde aufgrund einer zusätzlichen Wärmeentwicklung durch die Zündung jeweils eine niedrigere maximale Temperatur festgelegt. Die Gehäuse aller Komponenten werden eloxiert und mit Al_2O_3 weiß eingefärbt. Für die thermischen Simulationen des Satellitenbauers werden für die eloxierten Bauteile ein Emissionsgrad $\varepsilon = 0,92$ und ein Absorptionsgrad $\alpha = 0,1$ angenommen [109].

Tabelle 11: Thermische Kennwerte der Experimentkomponenten.

Bauteil	A_{Kontakt}	$A_{\text{Strahlung}}$	$\lambda_{\text{Fläche}}$	$c_{\text{Wärme}}$
	$[\text{m}^2]$	$[\text{m}^2]$	$\left[\frac{\text{W}}{\text{m}^2\text{K}}\right]$	$\left[\frac{\text{J}}{\text{K}}\right]$
PSCU	0,02	0,08	390	949,4
VAT	0,004	0,02	1560	927,73

In Tabelle 11 sind die geforderten thermischen Kennwerte der Experimentkomponenten angegeben. Die Kontaktfläche ist durch die Bodenplatte der Bauteile festgelegt und mit Schrauben an den Satelliten angebracht. Die Kontaktleitfähigkeit errechnet sich über die Art und Anzahl der Schrauben, deren Leitfähigkeit ($0,69 \frac{\text{W}}{\text{K}}$) und einen Sicherheitsfaktor [110]. Zusätzlich zur Leitfähigkeit wird ein Teil der Wärme abgestrahlt, was mit Formel (17) berechnet werden kann.

$$P_{\text{Strahlung}} = \sigma AT^4 \quad (17)$$

Mit Hilfe des Stefan-Boltzmann-Gesetzes kann die thermisch abgestrahlte Leistung P berechnet werden. Bei Annahme der maximalen Betriebstemperatur ergibt sich mit der Abstrahlfläche A und der Boltzmann-Konstante σ eine abgestrahlte Leistung $P_{\text{PSCU}} = 49,6 \text{ W}$ bzw. $P_{\text{VAT}} = 12,87 \text{ W}$ für die eloxierten Bauteile.

5.2. Elektrische Versorgung und Überwachung

Wie in Kapitel 5.1 erläutert, wird die PPU der Triebköpfe von der zentral übergeordneten PSCU versorgt und kontrolliert. Diese Steuereinheit stellt somit das Bindeglied zur Satellitenplattform dar. In den folgenden Unterkapiteln wird detaillierter auf die elektronischen Funktionsweisen der Komponenten eingegangen.

5.2.1. PSCU

Die PSCU erfüllt mehrere grundlegende Funktionen. Zum einen dient sie als Leistungsversorgung für die angeschlossenen Triebwerke, indem die unregelmäßige Satellitenspannung in eine konstante Versorgungsspannung von 24 V bei 3 A gewandelt wird. Des Weiteren stellt die PSCU den Triebwerken ein weiteres benötigtes Spannungslevel von 5 V zur Verfügung. Die PSCU ist jeweils über ein Kabel mit D-Sub 9 Stecker mit einer VAT Box verbunden. Die Spannungstransformation wird mittels DC-DC-Wandler realisiert und mit Hilfe von Multiplexer wird der gewünschte VAT mit Leistung versorgt. Darüber hinaus ist die PSCU gegenüber Kurzschlussströmen und Überspannungen abgesichert (vgl. Kapitel 5.4). Ein Mikrokontroller dient zur Steuerung und Überwachung des gesamten Experimentes (vgl. Kapitel 5.3). Da sich die vorliegende Arbeit mit der Entwicklung der VAT Komponenten des Experimentes befasst und die Entwicklung der PSCU extern beauftragt wurde, wird hier nicht detaillierter auf die elektronische Architektur der PSCU eingegangen.

5.2.2. VAT

Die PPU dient im Allgemeinen zur Bereitstellung einer ausreichend hohen Zündspannung, sodass sich ein Lichtbogen zwischen der Kathode und der Anode des Triebkopfes ausbilden und eine Entladung stattfinden kann. Die Erzeugung dieser benötigten Zündspannung erfolgt mit Hilfe eines IES, welches im vorliegenden Fall um einige Zusätze erweitert wurde, sodass es möglichst autonom, robust und diagnostizierbar arbeitet. Für den Betrieb der Elektronik werden zwei unterschiedliche Versorgungsspannungen, 24 V genannt V_BUS und 5 V genannt VCC, und ein Trigger Signal für die Zündung des Triebwerkes benötigt. Hinsichtlich des Starts des Experimentes gilt es zu beachten, dass zunächst VCC und anschließend V_BUS zugeschaltet wird, ehe das Trigger Signal die nun scharf gestellte PPU auslöst. Für eine

vereinfachte Übersicht und zur besseren Verständlichkeit wird die elektronische Schaltung in fünf Teile unterteilt, wobei jeder eine bestimmte Funktion der Schaltung übernimmt. Die

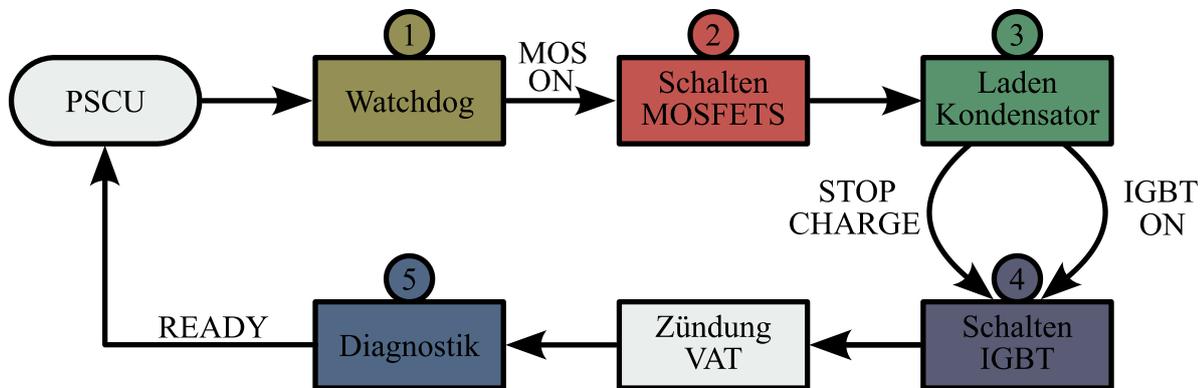


Abbildung 21: Hauptkomponenten der PPU in entsprechender Farbe und mit Signalen zwischen den Komponenten.

einzelnen Teile sind unterschiedlich farbig markiert, was in Abbildung 21 zu erkennen ist, und im weiteren Verlauf des Dokumentes beibehalten wird. Der erste Teil mit Namen Watchdog ist für den kontrollierten Ablauf der Zündungssequenz zuständig. Dieser sorgt für den gesamten zeitlichen Ablauf, sodass es zu keinen unerwünschten Zuständen kommen kann. Außerdem werden damit die Schaltzeiten der Halbleiter des IES überwacht und die PPU vor unerwünschten externen Signalen geschützt, wie zum Beispiel zusätzliche Trigger Signale, indem während einer laufenden Zündungssequenz der Eingang der PPU blockiert ist. Der zweite Teil der Schaltung beinhaltet die MOSFET Leistungshalbleiter mit dazugehörigem Gate Treiber, die die Versorgungsspannung V_{BUS} des Satelliten zu- bzw. abschalten. Nach Zuschalten von V_{BUS} wird wiederum der dritte Teil geladen, welcher den Kondensator der IES darstellt. Dieser Teil beinhaltet auch eine Überwachung des Spannungslevels des Kondensators. Als vierter Teil wird der IGBT Leistungshalbleiter mit entsprechendem Gate Treiber bezeichnet, der als Schalter des IES fungiert. Der letzte und fünfte Teil der Schaltung beinhaltet die Diagnostik der PPU, mit welchem die Kondensatorspannung und der Entladestrom des Triebwerkes gemessen werden. In Abbildung 21 sind ebenfalls zwischen den Abschnitten die wichtigsten Signale mit Namen angegeben, auf welche im Laufe des Kapitels näher eingegangen wird.

In nachfolgender Abbildung 22 ist das Schema der verwendeten IES mit zusätzlichen Komponenten dargestellt. Die Basis bildet ein IES, welches sich in der vorliegenden Arbeit aus einem Kondensator mit einer Kapazität von $220 \mu F$, einer Induktivität von $210 \mu H$ und einem IGBT „IXAY8N“ [111] zusammensetzt. Die drei MOSFETs („SQ4917CEYT1“ (Dual P - Channel) [112] und „BUK9832“ [113]) in der roten Box schalten den Leistungsbus des Satelliten im Falle des Ladevorgangs des Kondensators zu und bevor das Triebwerk gezündet wird, erfolgt die Trennung von V_BUS. Das MOSFET Paar ist bidirektional verbunden, wodurch eine zusätzliche Sicherheit hinsichtlich möglicher Stromrückflüsse Richtung Satellit gewährleistet ist. Wie eingangs erwähnt, wird der Ladezustand des Kondensators (grüne Box) überwacht, indem das Spannungslevel gemessen wird, was im Folgenden näher beschrieben wird. Der IGBT mit passendem Low-Side Treiber „IX4427“ [114] ist in der violetten Box zu sehen. Der Strom, welcher im Falle einer Entladung über das Triebwerk fließt, wird mittels eines „GO10 – SME“ [115] Stromsensors (blaue Box) gemessen. Die Zündungssequenz folgt einem exakten Ablaufplan, welcher aus dem Aufladen des IES und anschließender Zündung des VAT besteht. Somit wird ein sicherer und kontrollierter Ablauf des Experimentes gewährleistet.

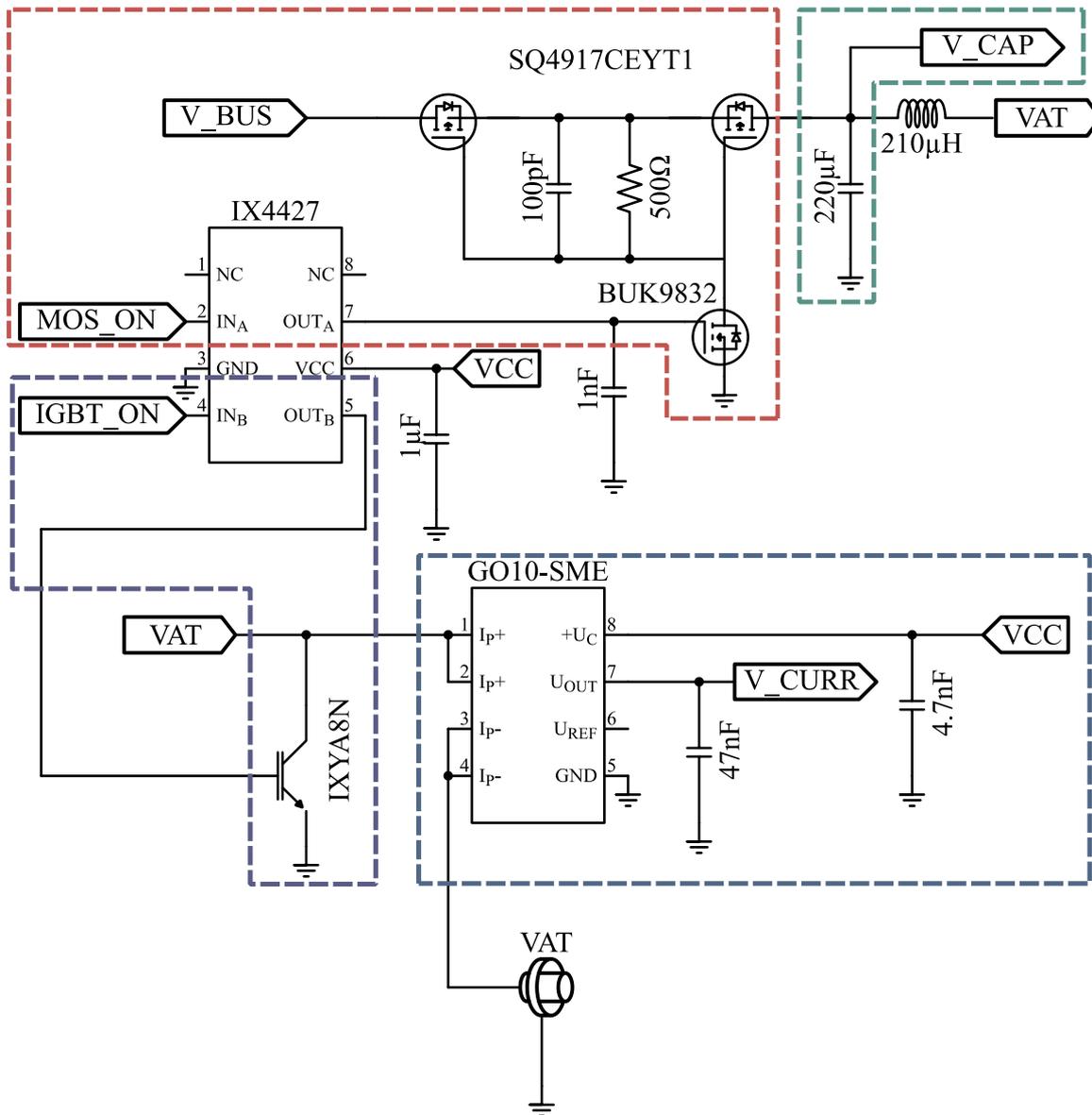


Abbildung 22: Erweiterte IES mit entsprechend Abbildung 21 farblich gekennzeichneten Teilbereichen.

Aufgrund der geringen Verlustleistung und hohen Energieeffizienz von MOSFETs wurde diese Art Leistungshalbleiter zum Laden der PPU verwendet. Da am Eingang der Schaltung Niederspannung anliegt, sind MOSFETs für diese Anwendung geeignet. Basierend auf der höheren Kurzschlussfestigkeit wurde ein IGBT Leistungshalbleiter zum Schalten des IES eingesetzt. Somit kann eine maximale Spannung entsprechend der Durchbruchspannung des IGBTs zum Zünden des Triebwerkes angelegt werden, ohne dass der verwendete Halbleiter Schaden nimmt.

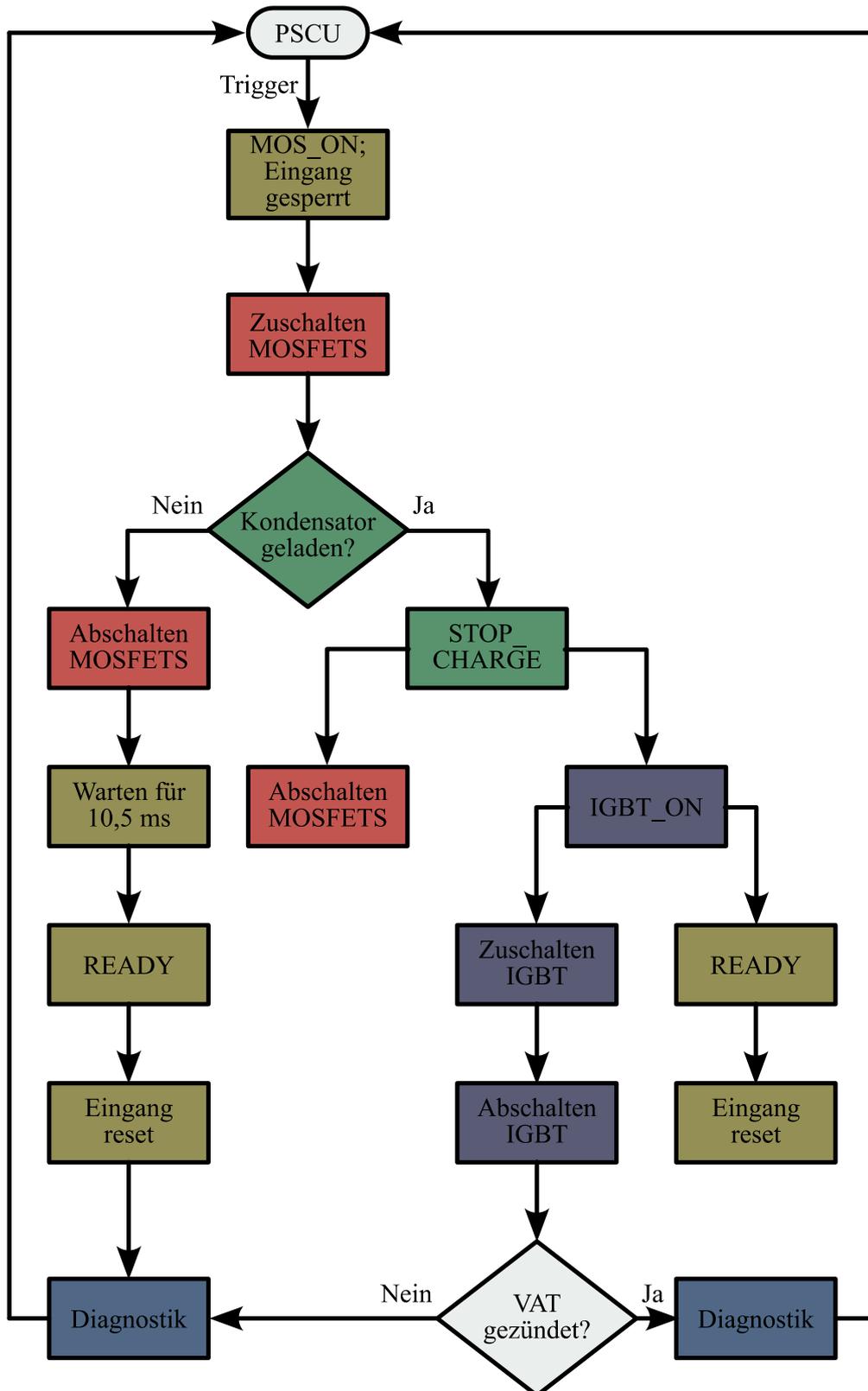


Abbildung 23: Ablauf der Zündungssequenz.

In Abbildung 23 ist der Ablauf der Zündungssequenz grafisch dargestellt. Zum Start der Zündung wird dem Experiment zuerst die Spannungsversorgung VCC zugeschaltet, die als Versorgungsspannung der Kontrolleinheit dient, welche den kontrollierten und zeitlich abgestimmten Ablauf der Zündung gewährleistet. Im Anschluss schaltet die PSCU den 24 V Leistungsbus V_BUS zu. Ab diesem Zeitpunkt ist der VAT zündungsbereit, weshalb durch das nächste eintreffende Trigger Signal die Zündungssequenz gestartet wird. Nach Eintreffen des Trigger Signals wird von dem Watchdog Teil der Schaltung ein sog. MOS_ON Signal generiert. Zeitgleich wird der Eingang der Schaltung für mögliche weitere Trigger Signale deaktiviert, so dass die bereits in Gang gesetzte Zündungssequenz ungestört abläuft. Der Trigger Eingang wird erst nach Durchlaufen der Zündungssequenz wieder entriegelt, womit die Schaltung wieder scharf gestellt ist und ausgelöst werden kann. Das erwähnte MOS_ON Signal, welches mittels eines Low-Side Gate Treibers verstärkt wird, schaltet einen n-Kanal MOSFET, welcher wiederum ein p-Kanal MOSFET Paar schaltet. Durch Schalten der MOSFETs wird der Kondensator des IES mit V_BUS geladen, welcher als primäre Energiequelle des IES dient. Der Ladevorgang des Kondensators wird überwacht und sobald dieser vollständig geladen ist, wird ein STOP_CHARGE Signal erzeugt. Dieses Signal wird vom Watchdog empfangen, welcher als Folge die MOSFETs abschaltet und somit V_BUS von der Schaltung trennt. Gleichzeitig zur Abschaltung der MOSFETs wird ein IGBT_ON Signal generiert, das zum Schalten des IGBTs dient, infolge dessen die Induktivität des IES geladen wird. Dieses Signal wird analog zum MOS_ON Signal mittels desselben Low-Side Gate Treibers verstärkt. Nach einer festgelegten Zeit öffnet der IGBT wieder, damit die notwendige Spannungsspitze von der Spule induziert wird, um das Triebwerk zu zünden. Der Entladestrom wird, wie im weiteren Verlauf noch beschrieben wird, mittels eines Stromsensors detektiert und gleichzeitig dient das gemessene Stromsignal zur Erzeugung eines READY Signals, welches den Eingang der Schaltung wieder aktiviert, die somit vom nächsten empfangenen Trigger wieder gestartet werden kann. Die gesamten Schaltzeiten sind so festgelegt, dass ein READY Signal erst nach einer Entladung des VAT generiert werden kann. In der Schaltung ist eine Spannungs- und Strommessung integriert, mittels denen das Spannungslevel des Kondensators, genannt V_CAP, und der Entladestrom des Triebwerkes, V_CURR, gemessen werden kann. Nach jedem Trigger werden die diagnostizierten Werte von der übergeordneten PSCU ausgewertet, wodurch Informationen über die jeweilige Entladung vorliegen. Im Falle einer Fehlfunktion der Schaltung kann möglicherweise kein STOP_CHARGE Signal generiert werden, was

beispielsweise durch eine zu kurze Schaltzeit der MOSFETs verursacht werden kann, da in diesem Fall der Kondensator nicht ausreichend geladen ist. Damit die Schaltung in diesem Fall nicht dauerhaft in der Blockadestellung verbleibt, sorgt ein zweiter Chip, der ab Trigger Eingang parallel zu MOS_ON aktiviert wird, für ein READY Signal nach einer fest definierten Zeit, welche länger ist als die notwendige Dauer für eine planmäßige Zündungssequenz. Somit wird eine Möglichkeit der Entsperrung des Eingangs der Schaltung sichergestellt. Eine zusätzliche optionale Möglichkeit zum Entsperren der Schaltung ist ein Neustart der gesamten PPU. Wenn dann in Folge des darauffolgenden Triggers weiterhin keine Zündung stattfindet, muss anhand der aufgenommenen Messwerte analysiert werden, was der Grund für das nicht ausreichende Laden des Kondensators ist und die Schaltung neu gestartet werden, indem die PSCU VCC und V_BUS abschaltet. Die diagnostizierten Parameter werden von der PSCU auch herangezogen, um die Lebensdauer des Triebwerkes zu bestimmen. Wenn das Ende der Lebensdauer des VAT noch nicht erreicht ist, kann ein neuer Trigger Puls die nächste Zündungssequenz starten.

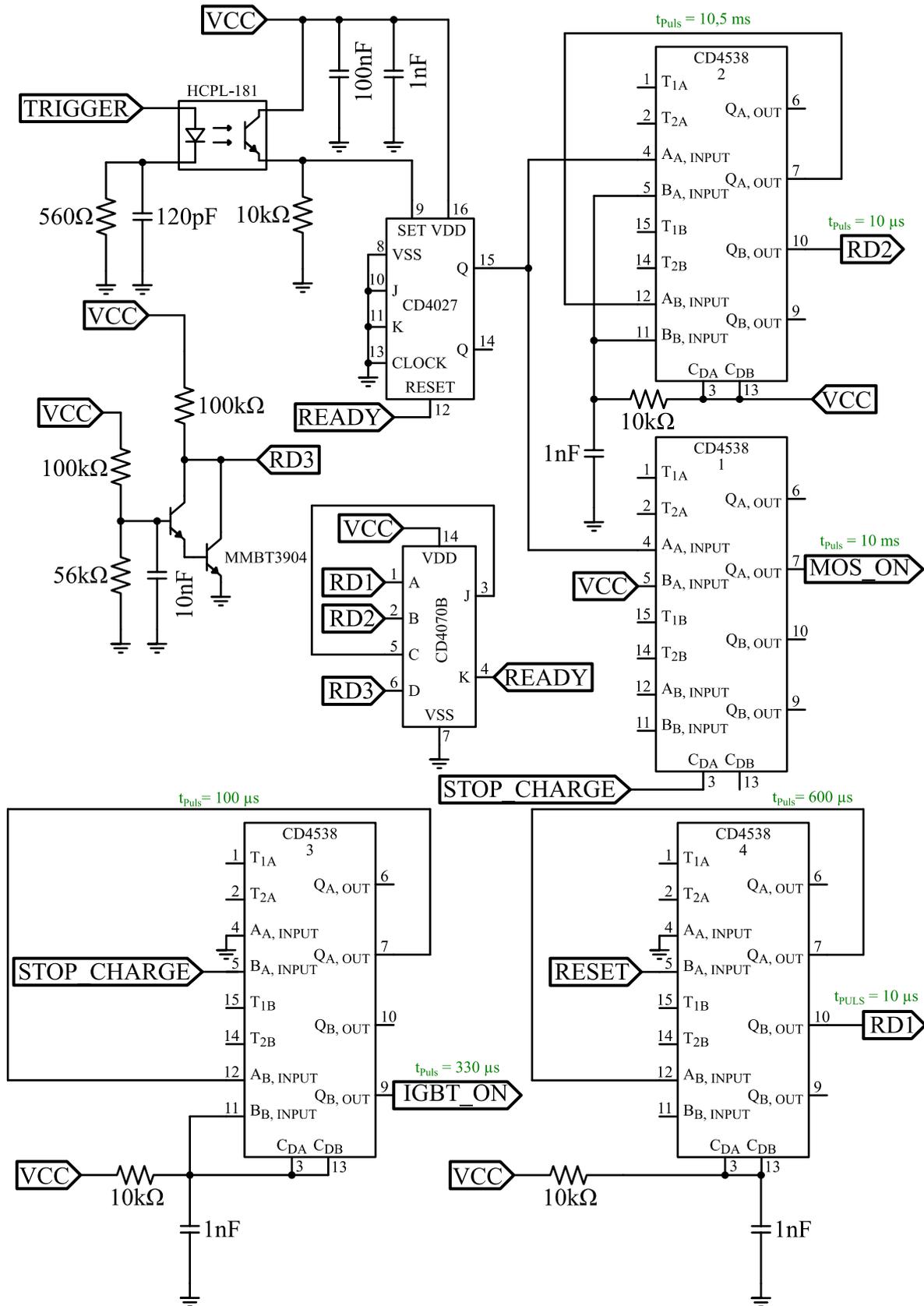


Abbildung 24: Watchdog der PPU.

Der Watchdog Teil der Schaltung ist in Abbildung 24 zu sehen. Über die erwähnten MOS_ON und IGBT_ON Signale ist er mit der erweiterten IES verbunden. Nachdem die Versorgungsspannung VCC bereitgestellt ist, wird der Trigger Eingang der Schaltung durch ein Darlington Transistorpaar initialisiert, das mit einem XOR-Gatter „CD4070“ [116] über das RD3 Signal verbunden ist. Dieses XOR-Gatter liefert die initial benötigte fallende Flanke für den Trigger Eingang, womit die PPU ab diesem Zeitpunkt durch einen Trigger gestartet werden kann. Dies geschieht durch den nächsten eintreffenden Trigger, welcher von dem Mikrocontroller der PSCU gesendet wird. Dieses Signal wird über einen Optokoppler „HCPL – 181“ [117] an einen JK – Flipflop „CD4027“ [118] weitergeleitet, damit eine galvanische Trennung gewährleistet ist, was als Sicherheit für den Mikrocontroller der PSCU fungiert. Dieser Baustein arbeitet als RS - Flipflop, weshalb der SET Pin nach Trigger Eingang gesetzt ist und erst nach einer empfangenen fallenden Flanke des READY Signals am RESET Pin wieder zurückgesetzt wird. Dies wird gewährleistet, nachdem die Zündungssequenz erfolgreich durchlaufen ist. Somit wird sichergestellt, dass eine laufende Zündungssequenz nicht durch mögliche ungewollte Trigger Signale gestört oder beeinträchtigt werden kann, solange das READY Signal den „CD4027“ nicht zurückgesetzt hat. Der Ausgang des „CD4027“ ist mit einer ersten astabilen Kippstufe „CD4538“ [119] verbunden, wovon Teil A das MOS_ON Signal generiert, das eine maximale Pulslänge von 10 ms besitzt, um die MOSFETs des IES zu schalten. Somit beträgt die maximale Ladezeit des Kondensators 10 ms. Die notwendige Verstärkung des Signals erfolgt durch einen „IXN4427“ Low-Side Gate Treiber, womit ein „BUK9832“ n-Kanal MOSFET geschaltet wird, der wiederum das „SQ4917CEYT1“ p-Kanal MOSFET Paar schaltet. Dadurch wird der Leistungsbus des Satelliten, V_BUS, zugeschaltet und letztendlich das Laden des 220 μF Kondensators kontrolliert. Das MOSFET Paar ist bidirektional verbunden, wodurch sichergestellt wird, dass der Leistungsbus vor unerwünschten elektrischen Beeinträchtigungen der PPU geschützt ist. Der Ladevorgang des Kondensators wird mittels eines „MC33078“ Operationsverstärkers überwacht, indem er die Spannung V_CAP, die über dem Kondensator abfällt, mit einem definierten Referenzwert vergleicht. Die gemessenen Parameter V_CAP und V_CURR des Stromsensors werden an den Watchdog Teil der Schaltung weitergeleitet und verarbeitet.

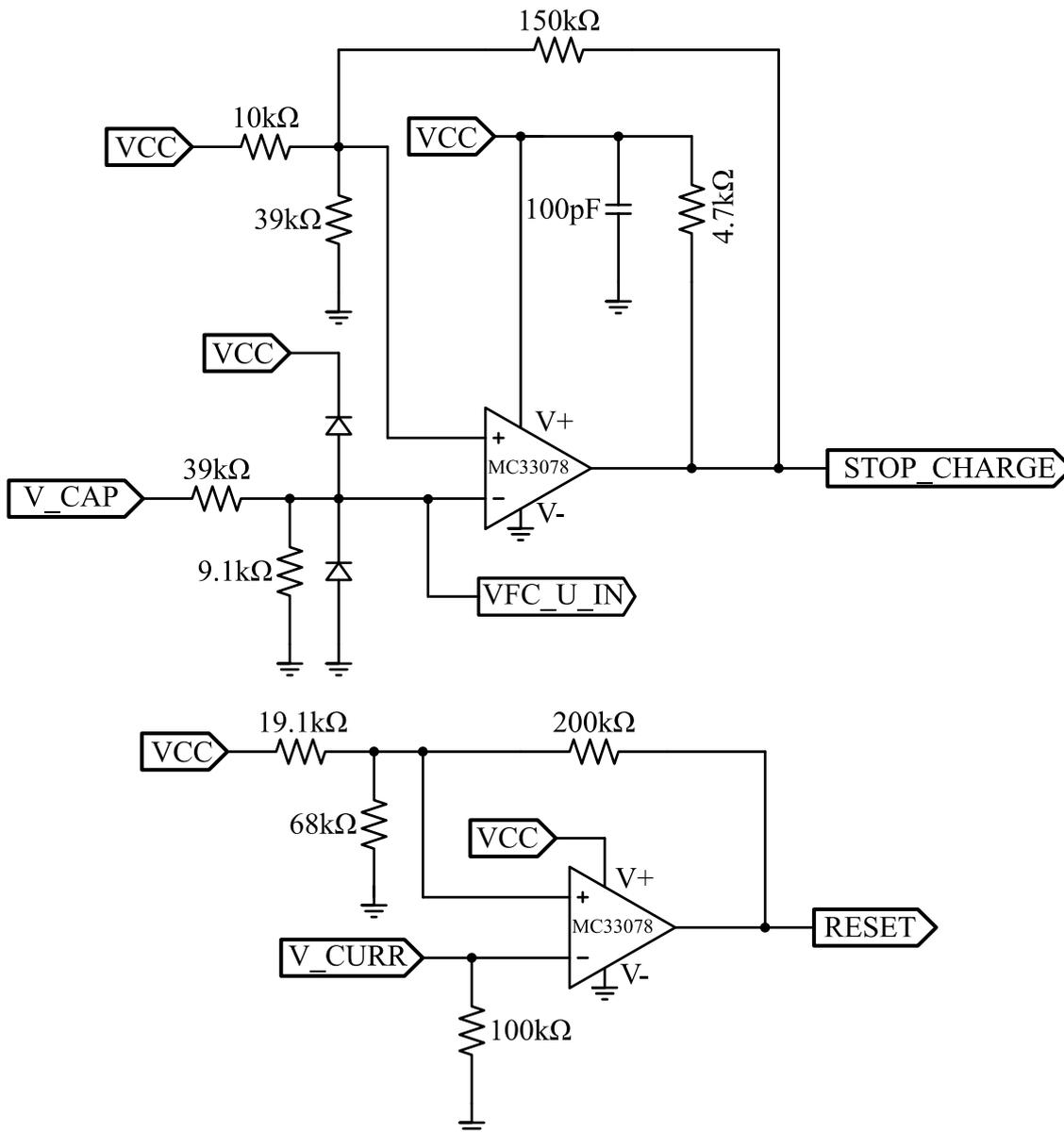


Abbildung 25: STOP_CHARGE und RESET Generierung der PPU.

In Abbildung 25 ist die verwendete Schaltung zur Verarbeitung von V_CAP und V_CURR zur weiteren Überwachung der PPU abgebildet. Sobald ein Spannungswert von 3,9 V erreicht ist, was einem Wert von 23,85 V von V_CAP entspricht, geht das STOP_CHARGE Signal auf „Low“. Die oben erwähnte maximale Pulsdauer des MOS_ON Signals gewährleistet, dass der Kondensator innerhalb dieser Zeit vollgeladen ist. Da in fehlerfreiem Modus jedoch eine kürzere Ladezeit ausreicht, wird der erste „CD4538“ mittels der fallenden Flanke des STOP_CHARGE Signals zurückgesetzt. Der Ausgang des „CD4027“ Flipflops ist parallel mit einer zweiten „CD4538“ Kippstufe verbunden. Diese dient zur Sicherstellung des

Zurücksetzens des „CD4027“, falls der Kondensator nicht innerhalb der MOS_ON Zeitspanne geladen wird. Die Zeitverzögerung des zweiten „CD4538“ ist so gewählt, dass sie länger als die maximale Dauer einer Zündungssequenz ist. Im Anschluss generiert dieser einen $10\ \mu\text{s}$ kurzen RD2 Puls, welcher mittels des XOR-Gatters den Flipflop zurücksetzt. Bei vollständigem Laden des Kondensators wird das STOP_CHARGE Signal auf einen dritten „CD4538“ geleitet, der daraufhin zeitversetzt ein $330\ \mu\text{s}$ IGBT_ON Signal erzeugt, um den IGBT des IES zu schalten. Da das vorliegende IES mit dem zusätzlichen Kondensator einen LC Schwingkreis darstellt, wurde in Simulationen und empirisch die optimale Signaldauer ermittelt. Der Zeitversatz von $100\ \mu\text{s}$ dient als Puffer, damit sichergestellt ist, dass die MOSFETs und der IGBT nicht gleichzeitig leitend geschaltet sind. Für die Ansteuerung des IGBTs wird derselbe „IXN4427“ Low-Side Gate Treiber verwendet. Ein vierter „CD4538“ generiert ein $10\ \mu\text{s}$ kurzen RD1 Puls mit einem Zeitversatz von $600\ \mu\text{s}$, sobald er von dem RESET Signal ausgelöst wurde. Das RESET Signal gibt an, dass ein Entladestrom über das Triebwerk detektiert wurde. Die Verzögerung stellt sicher, dass die Plasmaentladung und Zündungssequenz vollständig beendet sind. Das RD1 Signal ist mit dem XOR-Gatter verbunden, damit ein READY Signal emittiert wird und der „CD4027“ Flipflop zurückgesetzt wird. Somit ist die PPU ab diesem Zeitpunkt wieder für eingehende Trigger scharf gestellt.

Die beiden überwachten Parameter der Schaltung, V_CAP als Spannung an dem Kondensator und V_CURR als Entladestrom, liefern Rückmeldung über das Verhalten der Schaltung und den Zustand des Triebwerkes. Mittels Operationsverstärkern („MC33078“ [120] und „ADA4891“ [121]) werden beide Signale in eine Frequenz umgewandelt. Das wird durch die in Abbildung 26 dargestellte Schaltung realisiert (englische Kurzform: VFC: „Voltage-Frequency-Converter“).

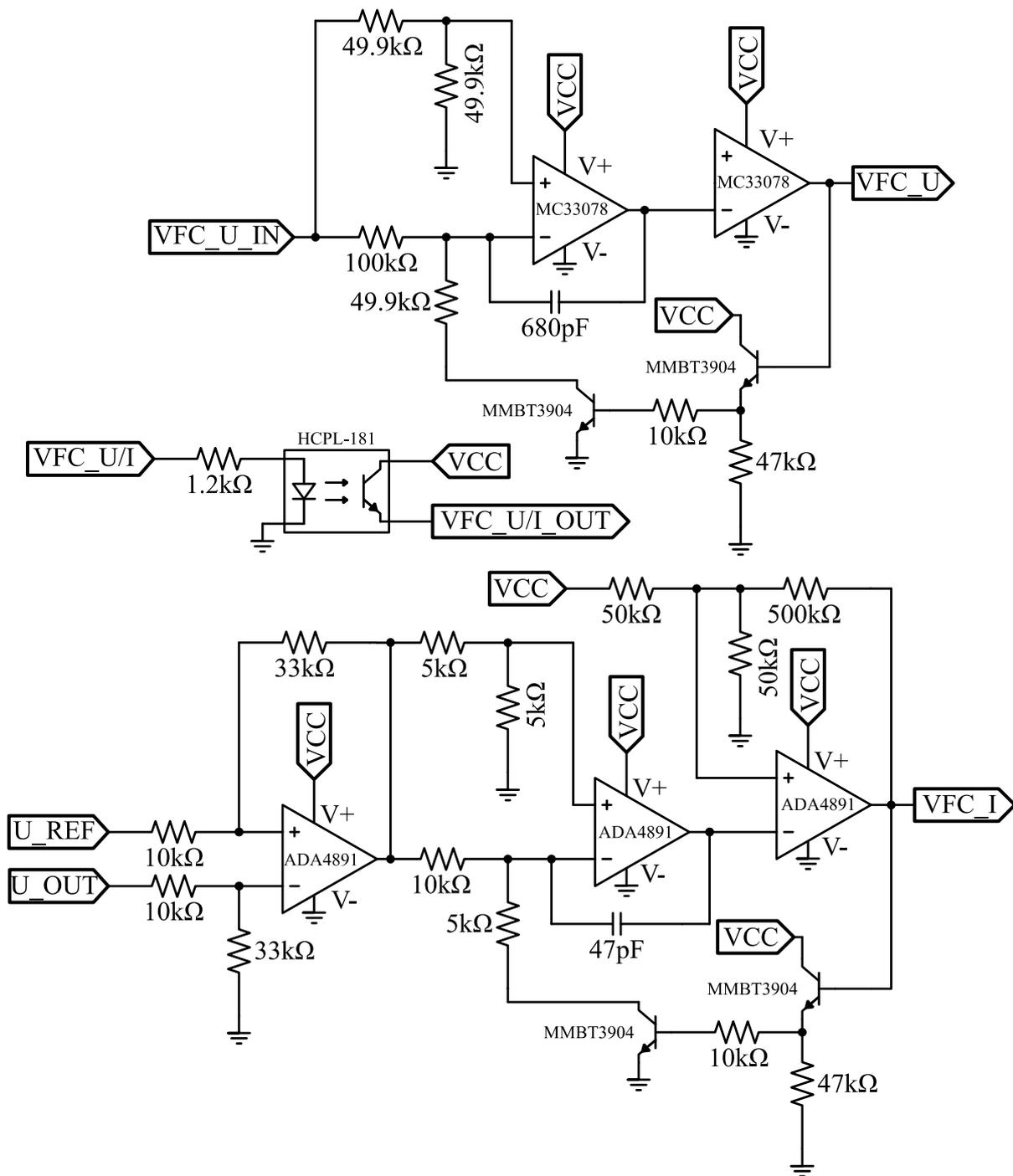


Abbildung 26: Spannung-Frequenz-Wandler (VFC) der PPU.

Dadurch können die Frequenzsignale an die übergeordnete PSCU galvanisch getrennt gesendet werden. Der obere Konverter in Abbildung 26 ist für die Umwandlung des Spannungssignals verantwortlich. Die Strommessung wird mittels eines „GO10 – SME“ Stromsensors realisiert, bei welchem die Primär- und Sekundärseite galvanisch getrennt sind. Das ausgegebene

Spannungssignal des Sensors (U_{OUT}) wird zunächst auf eine Referenzspannung (U_{REF}) bezogen, um die Genauigkeit zu erhöhen und die Stromflussrichtung zu detektieren. Dafür wird es mit Hilfe des ersten Operationsverstärkers auf einen Bereich von $0 - 5 V$ skaliert, ehe es in ein variables TTL Frequenzsignal konvertiert wird. Da die Plasmaentladung des VAT, welche $< 100 \mu s$ dauert, signifikant kürzer als die Ladezeit des Kondensators ist, ist die Ausgabefrequenz des zweiten VFCs deutlich höher. Zusätzlich zu den Schaltplänen mit entsprechender Beschreibung zeigen die folgenden Abbildungen die Ablaufdiagramme der einzelnen Signale der PPU. Der Verlauf in Abbildung 27 entspricht einer regulär ablaufenden Zündungssequenz.

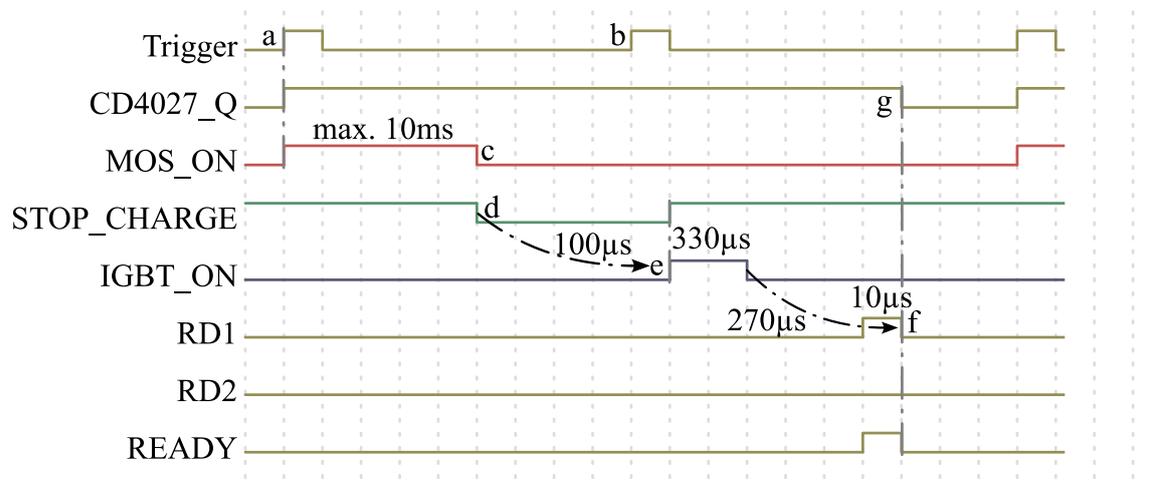


Abbildung 27: Zeitliche Ablaufsequenz der PPU im regulären Betrieb.

Nachdem die PPU mit VCC und V_BUS versorgt und initialisiert wurde, startet der erste eintreffende Trigger der PSCU die Zündungssequenz, was mit **a** in obiger Abbildung gekennzeichnet ist. Der Trigger löst den „CD4027“ Flipflop aus, was am Anstieg des Ausgangs des Flipflops („CD4027_Q“) erkennbar ist. Von nun an ist der Eingang der Schaltung gesperrt, bis der „CD4027“ zurückgesetzt wurde. Es werden solange mögliche eintreffende Trigger Signale ignoriert (siehe **b**), bis durch eine fallende Flanke des READY Signals der Flipflop zurückgesetzt wurde. Der „CD4027_Q“ löst die erste „CD4538“ Kippstufe aus, welche das MOS_ON Signal mit einer Länge von $10 ms$ generiert. Während dieser Zeit wird der Kondensator des IES von V_BUS geladen. Dieser Vorgang kann durch das STOP_CHARGE Signal verkürzt werden, sobald die festgelegte Spannungsschwelle erreicht ist. Somit kennzeichnet die fallende Flanke des STOP-CHARGE Signals das Ende des Ladeprozesses, gekennzeichnet mit **d**. Die invertierende Logik ist notwendig, da für das Zurücksetzen

der ersten Kippstufe eine fallende Flanke notwendig ist. $100\ \mu\text{s}$ nachdem die MOSFETs abgeschaltet wurden, wird ein $330\ \mu\text{s}$ langes IGBT_ON Signal generiert (e). Das Schalten des IGBTs lädt die Induktivität des IES und reduziert die Spannung über dem Kondensator, was zu einem Zustandswechsel des STOP_CHARGE Signals führt. Wenn das IGBT_ON Signal auf „low“ umschaltet, induziert die Spule des IES eine Spannungsspitze, die die Zündung des VAT gewährleistet. Die Dauer der Plasmaentladung bewegt sich in einem Zeitrahmen von $75\ \mu\text{s}$. Deshalb wurde für den Kontrollschaltkreis ein Puffer addiert, damit sichergestellt ist, dass die Entladung vollständig erloschen ist ehe die Sequenz weitergeführt wird. Nach dieser Zeit wird ein RD1 Puls generiert (f), wodurch wiederum das READY Signal mittels des „CD4070“ XOR-Gatters erzeugt wird. Dessen fallende Flanke setzt schlussendlich den „CD4027“ Flipflop zurück (g), womit eine neue Zündungssequenz mit dem nächsten Trigger gestartet werden kann. Das Zeitdiagramm in Abbildung 28 zeigt den Ablauf im Falle einer irregulären Funktionsweise, wenn der Kondensator nicht vollständig geladen wurde.

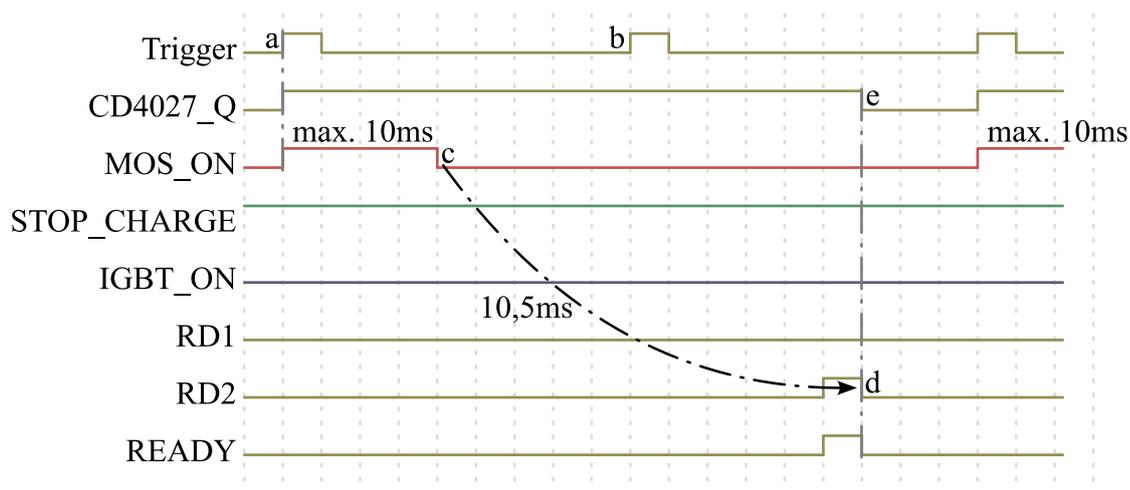


Abbildung 28: Zeitliche Ablaufsequenz der PPU im irregulären Betrieb.

Die Zündungssequenz startet analog zu dem oben beschriebenen regulären Ablauf. In vorliegendem Fall reicht die maximale Dauer des MOS_ON Signals von $10\ \text{ms}$ nicht aus, um den Kondensator vollständig zu laden. Somit wird der festgelegte Schwellenwert für das Umschalten des STOP_CHARGE Signals nicht erreicht, wodurch kein IGBT_ON Signal generiert wird. Folglich findet keine Entladung im Triebwerk statt. Da als Folge dessen kein Strom über den Stromsensor fließt, wird kein RESET Signal und somit auch kein RD1 Signal generiert. Würde der „CD4027“ Flipflop nur auf diesem Wege zurückgesetzt, würde der Eingang der PPU dauerhaft blockiert bleiben. Um dies zu verhindern, wird eine zweite

„CD4538“ Kippstufe gleichzeitig vom „CD4070“ Flipflop getriggert. Auf diesem Wege wird nach einer festgelegten Zeit von 10,5 ms ein RD2 Signal erzeugt (**d**), was wiederum das READY Signal mittels des „CD4070“ generiert. Somit wird der Flipflop am Eingang der PPU zurückgesetzt und eine dauerhafte Blockade im Falle einer nicht erfolgten Zündung verhindert. Der Ladeprozess des Kondensators kann dann mit dem nächsten Trigger erneut gestartet werden, was zum vollständigen Aufladen führen sollte, da der Kondensator durch die vorherige Zündungssequenz vorgeladen ist, sofern kein anderer Fehler vorliegt [122].

5.3. Softwareanbindung

Die Anwendungssoftware besteht aus einer Zustandsmaschine mit entsprechenden Kontroll- und Kommandobefehlen und dem an die ECSS-E-ST-70-41C Norm angelehnten PUS Kommunikationsstandard [123]. Entsprechend den festgelegten Modi der PSCU (Tabelle 5) werden abhängig vom momentanen Zustand und einem eingegebenen Wert ein Übergang ausgeführt und ein Ausgabewert erzeugt. Über einen definierten Kommandobefehl wird ein Übergang innerhalb der Zustandsmaschine des Experimentes basierend auf den Definitionen der gewünschten Übergänge initiiert. Eine Liste der Übergänge kann Tabelle 18 im Anhang entnommen werden. Mit Hilfe der in Abbildung 29 dargestellten Zustandsmaschine wird das Experiment beschrieben.

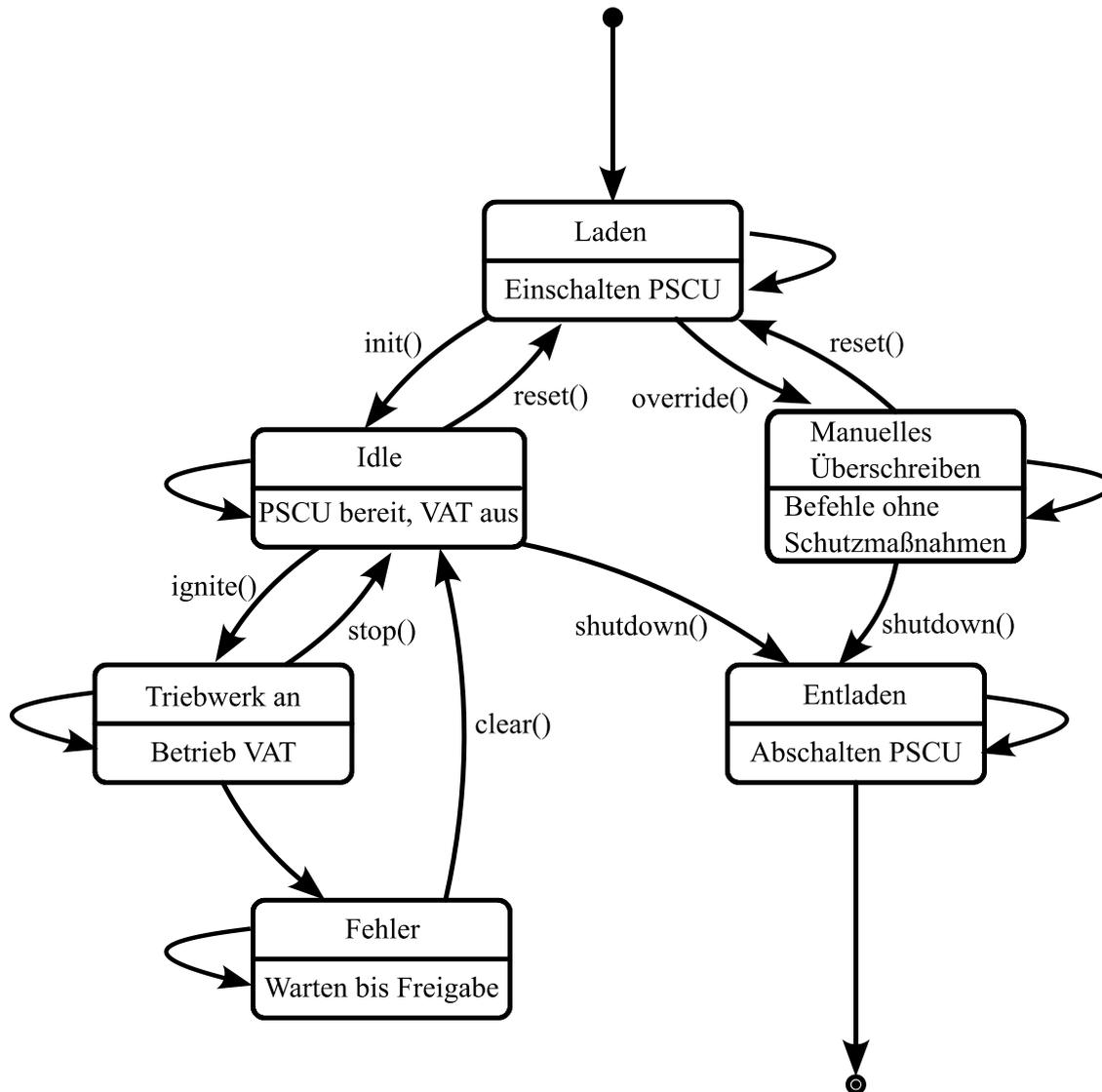


Abbildung 29: Zustandsdiagramm des Experimentes mit Übergängen und Zuständen gemäß Tabelle 5.

Die Software wird von einem ATmega S128 gesteuert, welcher nach AEC-Q Standards qualifiziert ist [124,125]. Wie in Kapitel 5.2.1 erwähnt, ist der Mikrokontroller Teil der Kontrolleinheit der PSCU. Sobald die CU mit Leistung versorgt wird, startet die Software. Es wird nach jedem Start ein Selbsttest durchgeführt und während der Missionsdauer ist kein Update der Software geplant. Eine genauere Beschreibung der Softwarearchitektur geht über den Rahmen dieser Arbeit hinaus, weshalb nicht weiter darauf eingegangen wird.

5.4. Experimentabsicherung

Im Zuge der Entwicklung galt es auch die Anforderungen hinsichtlich der Produktabsicherung zu erfüllen. Dazu zählen unter anderem Strategien zur Fehlerfortpflanzung und eine ausführliche Aufzählung aller verwendeten Materialien, deren Bearbeitungsprozesse und Daten zum Ausgasverhalten, bereitzustellen. Die Daten können Tabelle 19 im Anhang entnommen werden. Das Experiment weist keine beweglichen Teile auf und die Möglichkeit, dass sich Teilsysteme lösen, beispielsweise ein Verbindungskabel zwischen den Experimentkomponenten, wird durch Verwendung zuverlässiger und redundanter Befestigungselemente (Steckersicherung) gewährleistet. Durch die Verwendung vorwiegend passiver elektronischer Komponenten und aktiven Maßnahmen der PSCU wird eine mögliche interne Fehlerfortpflanzung minimiert. Aufgrund der verwendeten Zustandsmaschine sind nur definierte Zustände und Übergänge möglich. Sofern sich die PSCU nicht im Modus „Manueller Befehl“ befindet, sind die erlaubten Befehle auf Sicherheitsbereiche beschränkt und alle Anfragen darüber hinaus werden abgelehnt. Falls die PSCU ein Fehlverhalten oder einen ungültigen Modus detektiert, schaltet das Experiment in den Modus „Fehler“. Um die Ausbreitung elektrischer Fehlfunktionen zu verhindern, werden die Elektronikteile des Experiments geschirmt, gefiltert und strom- bzw. spannungsbegrenzt. In Anlehnung an die ECSS Produktsicherungsdokumente werden passende Strombegrenzer (LCL: „Latch Current Limiter“), Zenerdioden und Überspannungsableiter verwendet, um einen Überstromschutz und Über- bzw. Unterspannungsschutz zu gewährleisten [126,127]. Falls die Leistungsaufnahme des Experimentes die Nennlast oder ein TM-Wert von $115 \frac{kbit}{s}$ überschreitet, kann die Plattform das Experiment abschalten. Das Experiment sendet regelmäßig einen Status über dessen Zustand, sodass es im Falle eines Ausbleibens abgeschaltet werden kann.

6. Charakterisierung des Vakuumlichtbogentriebwerkes

Für die Charakterisierung des VATs wurden mehrere diagnostische Verfahren durchgeführt. Zum einen wurde der erzeugte Schub des Triebwerkes ermittelt. Des Weiteren wurde der Plasmastrahl mit Hilfe eines tomografischen Aufbaus untersucht. Es erfolgte eine weitere Analyse der Abstrahlcharakteristik, um Rückschluss auf emittierte Makropartikel zu erlangen. Zuletzt wurde das Entladeverhalten des VAT diagnostiziert, mit dessen Ergebnisse und auf Basis der ermittelten Schubwerte die Leistungsparameter des Triebwerkes berechnet wurden.

6.1. Schubmessung

Die Schubmessung des Triebwerkes erfolgte mit Hilfe einer für diesen Schubbereich konzipierten Schubmesswaage, hergestellt von der österreichischen Firma „FOTEC“, Wiener Neustadt, Österreich. Die Schubmessung basiert grundsätzlich auf der horizontalen Auslenkung der Waage, die durch das Triebwerk verursacht wird.

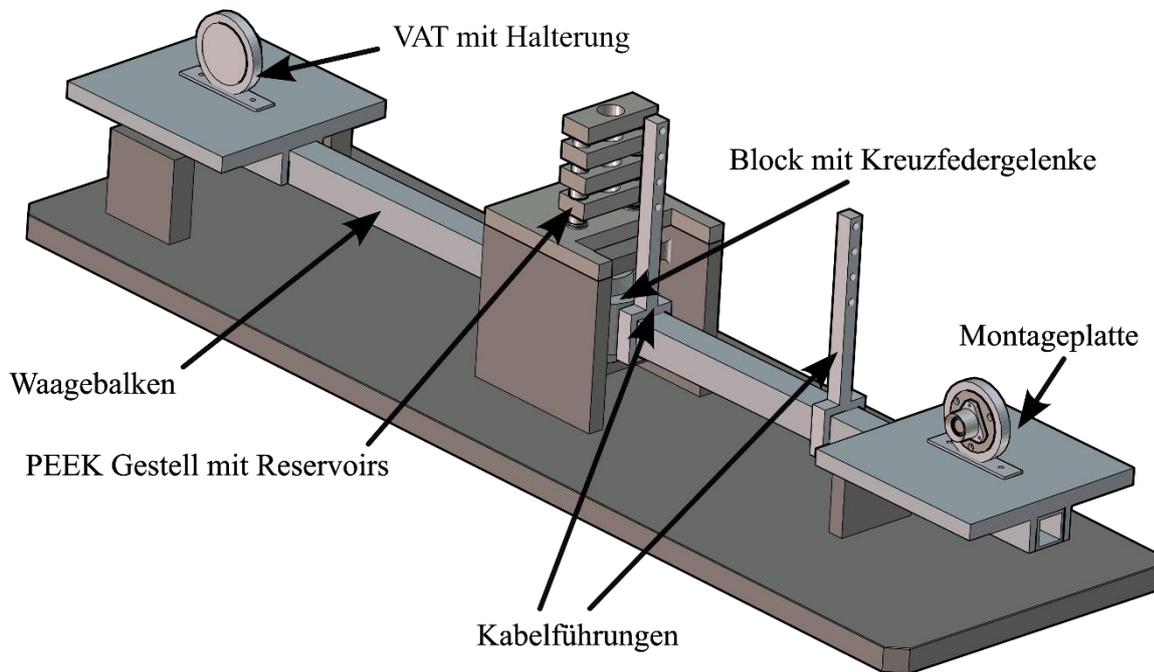


Abbildung 30: CAD Modell der verwendeten Schubmesswaage.

In Abbildung 30 ist ein CAD Modell der Schubmesswaage zu sehen. Die Schubmesswaage besteht aus einem Waagebalken, an dessen Enden jeweils eine rechteckige Platte montiert ist. Der Träger ist mittels zweier Kreuzfedergelenke zentral gelagert. Die beiden Lager sind in einem zylindrischen Block eingepasst und dieser ist über eine Halterung mit der Grundplatte verbunden. Auf beiden Endplatten wurde an identischer Position eine PEEK-Halterung für die Triebköpfe angebracht. Somit wurde gewährleistet, dass beide Seiten der Schubmesswaage mit identischer Masse belastet wurden. Auf einer Seite des Waagebalkens befindet sich ein Neodym Magnet und ein kleiner runder Spiegel. Über einen sogenannten „Force Actuator“ (FA) kann eine magnetische Kraft auf den angebrachten Neodym Magnet ausgeübt werden. Ein exakt eingestellter Stromfluss sorgt für eine definierte Kraftentwicklung, mit der das System in Ruheposition gehalten wird, wodurch indirekt die einwirkende Kraft des Triebwerkes gemessen werden kann. Der Spiegel dient zur optischen Distanzmessung mit einer Glasfaseroptik. Ein optischer Auslenkungssensor, der in einem festen Abstand zur Ruheposition des Spiegels angebracht ist, misst die zurückkehrende reduzierte Intensität, die eine Funktion des Abstandes zwischen Lichtquelle und Objekt ist. Diese Messmethodik kann alternativ zu der erwähnten indirekten Variante angewendet werden, in dem die Auslenkung des Waagebalkens gemessen wird, um daraus den erzeugten Schub zu berechnen. Auf der anderen Seite des Waagebalkens sind zwei Kabelführungen montiert, die die notwendigen Kabel für die elektrische Versorgung des Triebwerkes führen. Auf der Basisplatte des Experimentes ist ein schmaler Quader mit U - förmiger Ausfräsung angebracht, in welcher der Waagebalken berührungslos geführt ist. Dies dient zur Auslenkungsbeschränkung, damit das optische System nicht beschädigt werden kann. Auf der Halterung des Metallblockes, der die beiden Kreuzfedergelenke beinhaltet, ist ein Gestell aus PEEK angebracht, worin sich Reservoirs befinden, die mit Galinstan befüllt sind. Durch diese Reservoirs ist die elektrische Zuleitung zugentlastet, womit eine mögliche Manipulation der Auslenkung verhindert wird. Die über die Durchführung der Vakuumkammer geleiteten Kabel sind über einen Kontaktstift auf der einen Seite mit dem Galinstan in Kontakt und auf der anderen Seite führen Stifte den elektrischen Kontakt weiter zu den Kabeln, die mit dem Triebwerk verbunden sind. Eine schematische Darstellung des Systems ist in Abbildung 31 dargestellt.

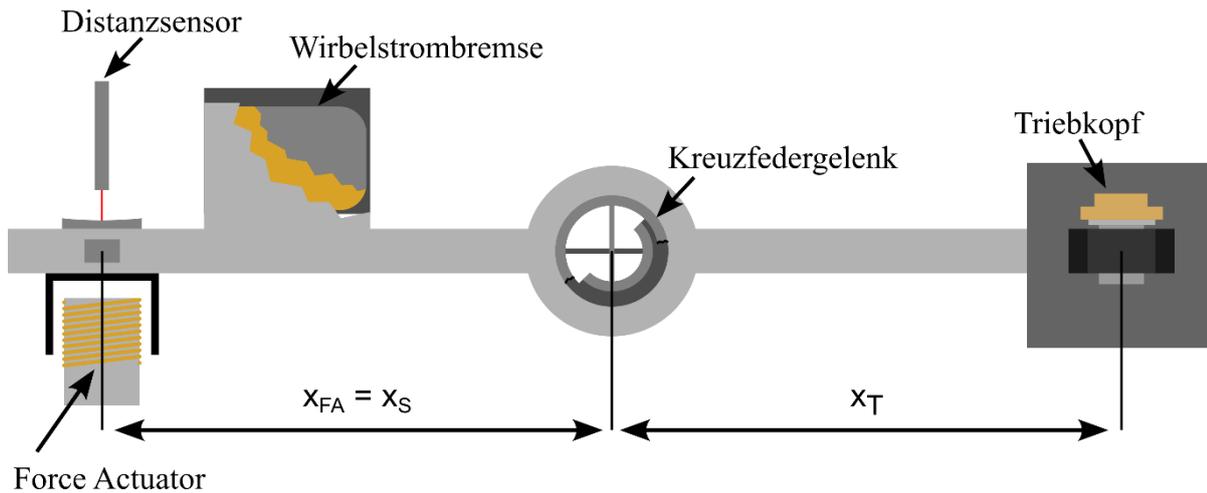


Abbildung 31: Schematische Darstellung der Schubmesswaage nach [129].

Die Regelung des „Force Actuators“ basiert auf einem PID-Regler, dessen Parameter der einzelnen Glieder initial bestimmt wurden. Zu diesem Zweck wurden Experimente durchgeführt, in welchen die Schubmesswaage ausgelenkt durch eine äußere Anregung als freies Pendel oszillierte. Das System kann als gedämpftes Federpendel angesehen werden. Das Trägheitsmoment J wurde auf Basis von Seifert et. al bestimmt [128]. Die mechanischen Parameter des Systems können bestimmt werden, indem die aufgenommenen Schwingungen mittels einer gedämpften Sinuskurve angenähert wurden. In Abbildung 32 ist die Oszillation der Schubmesswaage nach Anregung dargestellt.

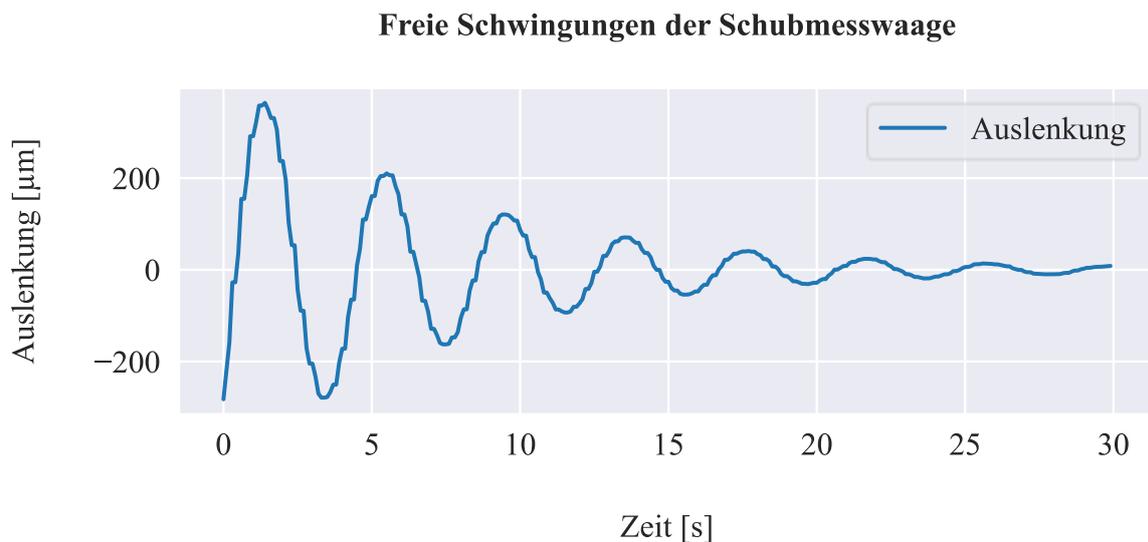


Abbildung 32: Freie Schwingung der Schubmesswaage nach Anregung

Mit diesen ermittelten Parametern wurde eine Simulation gemäß Abbildung 80 im Anhang in Simulink® implementiert und anschließend die PID Parameter mit MATLAB® justiert. Es wurde als ein linear gedämpftes mechanisches System simuliert. Die addierte Störfunktion, welche das Rauschen der Messapparatur imitiert, wurde empirisch durch eine gleichmäßige Zufallszahl angenähert. Um einen möglichst zeitnahen und stabilen Stellwert ohne Überschwinger zu gewährleisten, wurden die Stellglieder $P_{PID} = 0,06$, $I_{PID} = 0,12$ und $D_{PID} = 0,003$ ermittelt [129].

6.1.1. Evaluationsmethodik

Das System kann mit der folgenden inhomogenen Differentialgleichung zweiten Grades beschrieben werden:

$$J\ddot{v}(t) + c\dot{v}(t) + kv(t) = x_T F(t) \quad (18)$$

In obiger Formel beschreibt v den Winkel bei Auslenkung der Waage, J das Massenträgheitsmoment der bewegten Teile, c den Dämpfungskoeffizienten und k die Federkonstante. Die Kraft $F(t)$ wirkt in dem beschriebenen Fall in einem Abstand von x_T auf das System. Aufgrund des „Force Actuators“ kann der Schub auf zwei unterschiedlichen Wegen gemessen werden. Die erste Methode basiert auf der Messung der durch eine Kraft $\overrightarrow{F_T}$ hervorgerufenen Auslenkung der Schubmesswaage. Die zweite Variante misst die notwendige Gegenkraft, um die Schubmesswaage im Gleichgewicht zu halten, womit auf die Schubkraft geschlossen werden kann. Da der VAT gepulst betrieben wird und die Auflösungsfähigkeit der Schubmesswaage zu gering für eine Detektion einer einzelnen Zündung ist, wurde ein durchschnittlicher Schubwert $\overline{F_T}$ über mehrere Zündungen ermittelt und eine Skalierung der Werte entsprechend der Pulsbreite und der Zündungsfrequenz durchgeführt. Nachfolgend wird auf die beiden möglichen Messmethoden der Schubmesswaage eingegangen [128].

Messung der Auslenkung der Schubmesswaage:

Bei dieser Methode wird der Schub mittels Auslenkung des Waagearms ermittelt. In diesem Fall ist kein „Force Actuator“ notwendig. Durch Lösen der inhomogenen Differentialgleichung zweiter Ordnung (siehe Formel (31) - (37) im Anhang) und durch Anwenden der

Kleinwinkelnäherung kann für kurze Pulse verglichen zur Periodendauer der Pulse der Durchschnittsschub berechnet werden. Da der Abstand des optischen Sensors x_S gleich dem Abstand des Triebwerkes x_T zum Drehpunkt ist, ergibt sich folgende Formel:

$$\overline{F_T} = \frac{k}{x_T^2} \bar{d} \quad (19)$$

Für die Berechnung ist die Federkonstante k , der Abstand x_T sowie der durch den optischen Sensor gemessene durchschnittliche Abstand \bar{d} notwendig.

Messung der Gegenkraft:

Diese Variante basiert auf dem Prinzip, dass die Waage durch den „Force Actuator“ im Gleichgewicht gehalten wird, welcher eine dosierte Kraft auf den Waagebalken ausübt. Die Schubkraft kann somit über folgende Formel berechnet werden:

$$F_T = \frac{F_{FA} x_{FA} + k \sin \frac{d}{x_S}}{x_T \cos \psi} \quad (20)$$

Der Winkel ψ beschreibt die Ausrichtung des Triebkopfes, bei welchem eine Unsicherheit von 1° angenommen wird. Da auch in diesem Fall die Kleinwinkelnäherung für ψ angewendet werden kann und die Auslenkung d aufgrund des „Force Actuators“ auf null gehalten wird, vereinfacht sich die Formel zu:

$$\overrightarrow{F_T} = \overrightarrow{F_{FA}} \quad (21)$$

Es gilt auch in diesem Fall, dass ein Durchschnittswert der Kraft $\overrightarrow{F_T}$ bestimmt wird. Somit ist die vom „Force Actuator“ aufgewendete Kraft gleich dem erzeugten Schub des Triebwerkes [130].

6.1.2. Kalibration

Für die Bestimmung des Schubes über die Auslenkung der Waage ist es notwendig, die Federkonstante k zu ermitteln. Hierfür existieren zwei Möglichkeiten, die Messwaage zu kalibrieren. Einerseits kann eine definierte Kraft durch den „Force Actuator“ auf die Waage ausgeübt werden, um die resultierende Auslenkung zu messen. Die entsprechende Formel hierfür ist:

$$k = \frac{x_{FA}x_S}{\bar{d}} \overline{F_{FA}} \quad (22)$$

Der Aktuator wird als kalibriert vorausgesetzt, die Abstände x_{FA} und x_S des Aktuators bzw. Sensors sind bekannt und \bar{d} ist der durch den optischen Sensor ermittelte Abstand.

Im zweiten Fall oszilliert die Waage als freies Torsionspendel. Da das Trägheitsmoment analytisch berechnet werden und die Schwingungsfrequenz ω_0 gemessen werden kann, lässt sich die Federkonstante der Schubmesswaage folgendermaßen bestimmen [128]:

$$k = \omega_0^2 J \quad (23)$$

Es wurden beide Varianten für die Kalibration der Federkonstante angewandt, um die berechneten Werte vergleichen zu können. Dazu wurden drei Messungen entsprechend Abbildung 33 durchgeführt. Zu Beginn wurde der relative Referenzwert des Systems auf einen Auslenkungswert von $500 \mu m$ gesetzt. Die Waage konnte sich innerhalb von *30 Sekunden* einpendeln. Innerhalb dieses Zeitbereiches werden der Referenzwert \bar{d}_0 und Drifts ermittelt, ehe der „Force Actuator“ eingeschalten wird. Ab diesem Zeitpunkt wird das System auf seinen absoluten Referenzwert $0 \mu m$ geregelt. Nachdem sich das System diesem Punkt angenähert hat, können die durchschnittliche Auslenkung \bar{d} , die durchschnittliche Kraft des Aktuators $\overline{F_{FA}}$ und wiederum Drifts bestimmt werden. Im Anschluss wurde der „Force Actuator“ ausgeschalten, woraufhin das System frei schwingt.

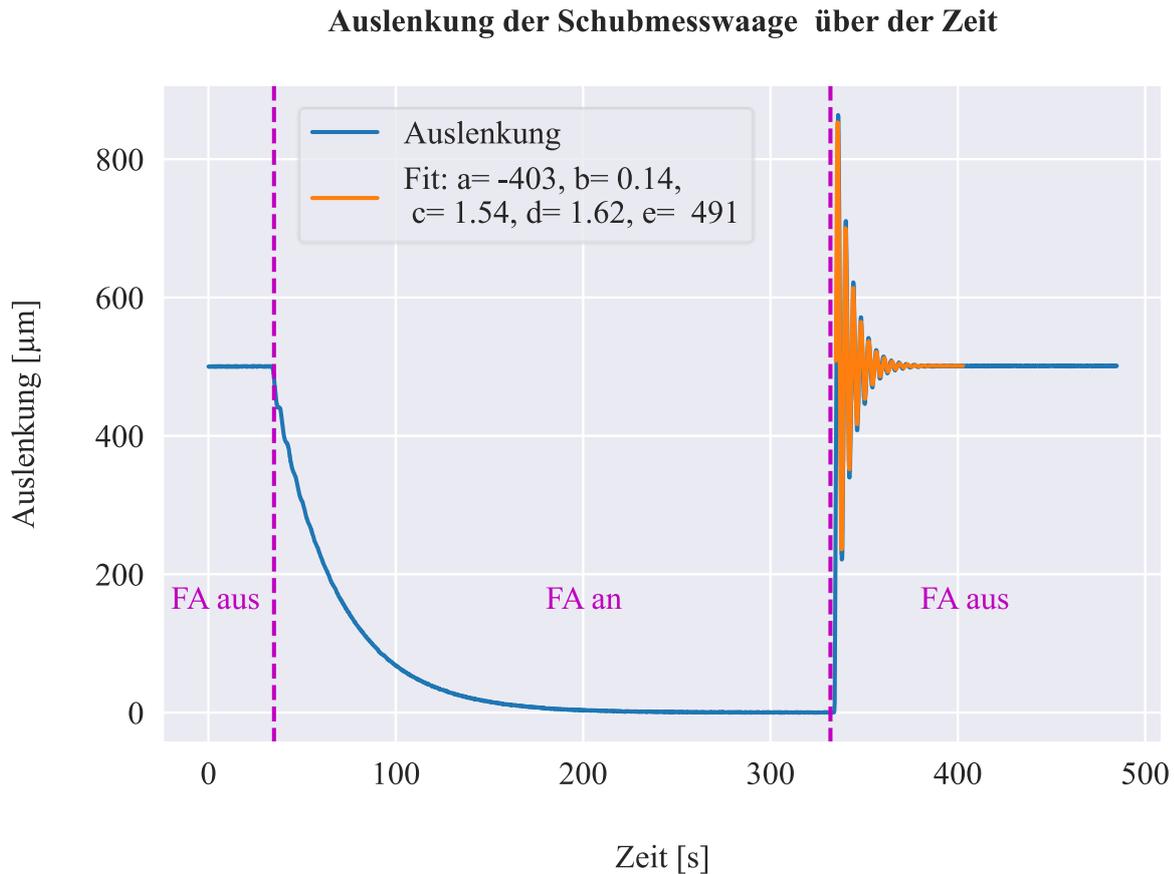


Abbildung 33: Zeitlicher Verlauf der Kalibration der Schubmesswaage nach [129].

Durch Annäherung dieser oszillierenden Funktion und dem Massenträgheitsmoment wurde die Federkonstante ermittelt. Bei der auftretenden Oszillation handelt es sich um eine gedämpfte Kosinus Funktion,

$$d(t) = Ae^{-\frac{c}{2J}t} \cos(\omega t + \varphi) + d_0 \quad (24)$$

in welcher A die Amplitude, ω die Kreisfrequenz, φ den Phasenwinkel und d_0 den Abstand zum Referenzpunkt beschreibt. Durch Berechnung des Exponenten und der Kreisfrequenz kann die Federkonstante mittels Formel (36) im Anhang ermittelt werden.

Nachdem im letzten Teil der Kalibration die Schwingungen abgeklungen sind, konnten auch in diesem Bereich mögliche Drifts bestimmt werden. Im Zuge der Auswertung wurden alle

Bereiche mit den aufgenommenen Drifts bereinigt. Für die Messung der Schubkraft über die Gegenkraft des „Force Actuators“ wurde angenommen, dass dieser und der Distanzsensor werkskalibriert sind.

6.2. Hochgeschwindigkeitstomografie

Die Tomografie findet grundsätzlich Anwendung, um räumliche Strukturen eines Messobjektes zu erhalten. Dabei wird das Objekt von unterschiedlichen Beobachtungsrichtungen untersucht, um daraus Schnittbilder zu rekonstruieren. Dies ist ein gängiges und häufig angewendetes Verfahren in der Medizin. Daneben wird dies auch in Geowissenschaften, Materialforschung und der Physik genutzt. Auch im Bereich der Plasmadiagnostik wurde die Tomografie als bildgebendes Verfahren angewandt. Da in diesem Fall das Messobjekt Strahlung emittiert, wird von Emissionstomografie gesprochen [131–133]. In der vorliegenden Arbeit wird die Emissionstomografie angewendet, um die Form und Ausbreitung des Plasmastrahles des Triebwerkes zu rekonstruieren. Die rekonstruierten Modelle liefern dem Satellitenbauer Informationen, wo und in welcher Konfiguration das VAT Experiment auf den Satelliten montiert werden kann, ohne von anderen Experimenten beeinflusst zu werden oder andere Experimente zu beeinträchtigen. Da die Aufnahme der Bildsequenzen, aus welchen die 3D-Modelle rekonstruiert werden, im Nanosekundenbereich liegt, wird hier der Begriff Hochgeschwindigkeitstomografie verwendet.

6.2.1. Funktionsweise

Damit das zu untersuchende Messobjekt auf Basis der unterschiedlichen Beobachtungsrichtungen rekonstruiert werden kann, wird angenommen, dass das expandierende Plasma optisch dünn ist, was bedeutet, dass emittiertes Licht das Objekt verlassen kann, ohne absorbiert zu werden [134].

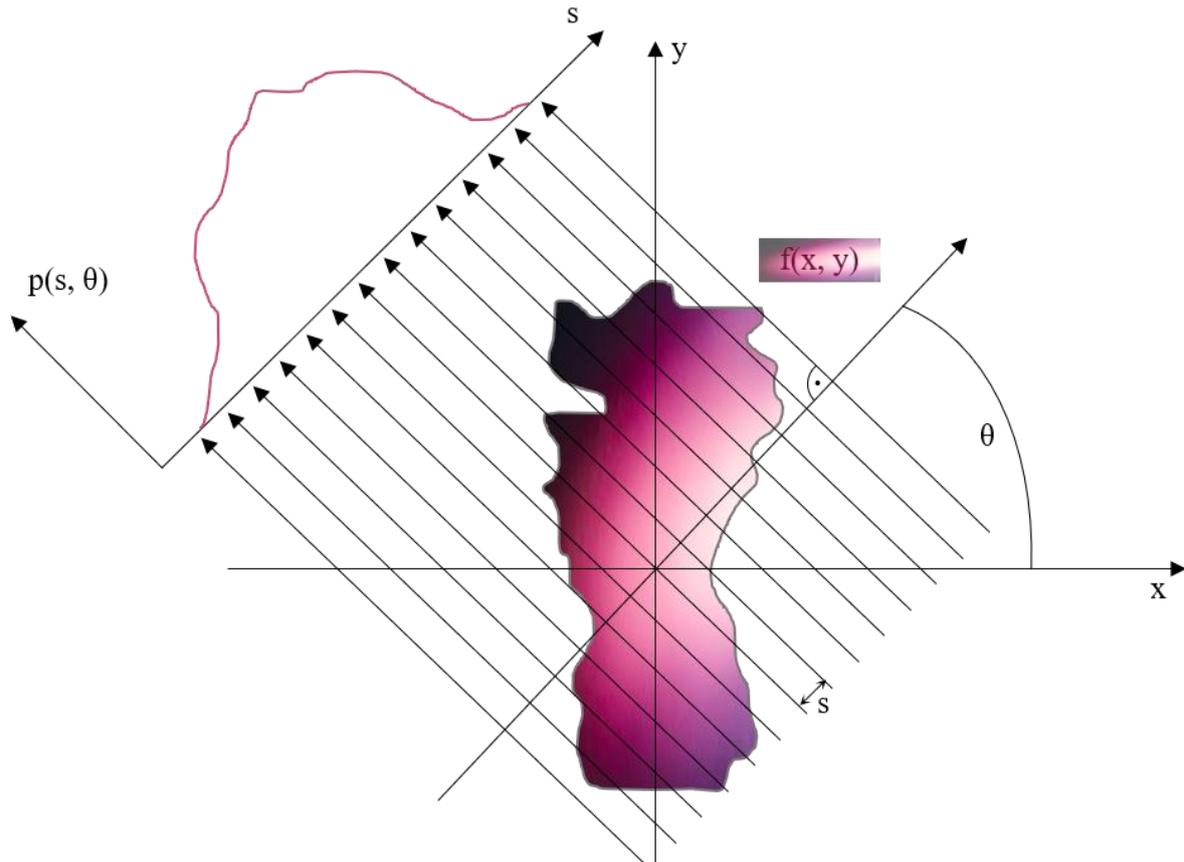


Abbildung 34: Radontransformation grafisch dargestellt.

Die Grundlage der Computertomografie basiert auf der Radontransformation einer zweidimensionalen Funktion $f(x,y)$, wie in Abbildung 34 dargestellt ist. Für die Rekonstruktion müssen Projektionsebenen berechnet werden. Eine Projektionsebene ist definiert als Integral über der Funktion $f(x,y)$. Das Integral wird über die Geradenschar g gebildet, die in einem Winkel θ und einem festen Abstand s bezüglich des Ursprungs definiert ist [135].

$$p(s, \theta) = R\{f(x, y)\} = \int_g f(x, y) dl \quad (25)$$

In Formel (25) ist die Radontransformierte der Funktion $f(x, y)$ beschrieben. Für einen bestimmten Winkel θ ergibt sich eine eindimensionale Funktion $p_\theta(s)$. Eine Gerade g ist folgendermaßen festgelegt.

$$g = s \begin{pmatrix} \cos \theta \\ \sin \theta \end{pmatrix} + l \begin{pmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \end{pmatrix} \quad (26)$$

Die Geradengleichung (26) beinhaltet s und l , wobei l senkrecht auf s steht. Da das Messobjekt in der vorliegenden Arbeit von sechs unterschiedlichen Beobachtungsrichtungen detektiert wurde, liegen sechs Projektionen vor. Für die Rekonstruktion der Projektionsebenen wird die inverse Radontransformation angewandt.

$$f(x, y) = R^{-1}\{p(s, \theta)\} \quad (27)$$

Formel (27) beschreibt die Rücktransformation mit Hilfe der inversen Radontransformation. Die Rücktransformation der Projektionen kann entweder analytisch oder algebraisch erfolgen. Da es sich bei den Messdaten um diskrete Daten handelt, wird in der vorliegenden Arbeit die diskrete Radontransformation angewendet. In diesem Fall ist jede Projektionsebene mittels einem Gewichtungsfaktor versehen, der den Einfluss jedes einzelnen Pixels auf die Projektion berücksichtigt [135,136].

$$p_i = \sum_{i,j=1}^N w_{i,j} * f_i \quad (28)$$

Die gesuchte zweidimensionale Funktion $f(x, y)$ ist in dem Vektor f_i zusammengefasst, der $N \times N$ Elemente beinhaltet. Dies entspricht der Größe des aufgenommenen Bildes. Aufgrund mehrerer Projektionen ergibt sich eine lineares Gleichungssystem, das algebraisch mit Hilfe der algebraischen Rücktransformationstechnik (ART) gelöst werden kann. Auf Basis einer überbestimmten Matrix W gilt es den Vektor f berechnet werden.

$$p = W * f \quad (29)$$

Mit den berechneten Projektionen p und der vorliegenden Matrix W wird der Vektor f berechnet. Aufgrund der bereits erwähnten sechs Beobachtungsrichtungen ist das hier vorliegende Gleichungssystem unterbestimmt. Die Grundlage des ART basiert auf dem sogenannten Kaczmarz Algorithmus [137]. Beginnend mit einem beliebigen Vektor erfolgt sukzessive eine Annäherung an den Zielvektor, indem der momentane Vektor auf die

Hyperebene, die durch W definiert ist, abgebildet wird. Die Iteration erfolgt folgendermaßen, wobei w_i für die entsprechende Reihe der Matrix W steht:

$$f_{k+1} = f_k + \frac{p_i - w_i f_k}{|w_i|^2} w_i \quad (30)$$

Für den Fall, dass der gesuchte Vektor f zwei Einträge besitzt, lässt sich der Algorithmus anschaulich geometrisch beschreiben. In diesem Fall sind die Hyperebenen Geraden, deren Lösung der Schnittpunkt aller Geraden ist.

Visualisierung des Kaczmarz' Algorithmus

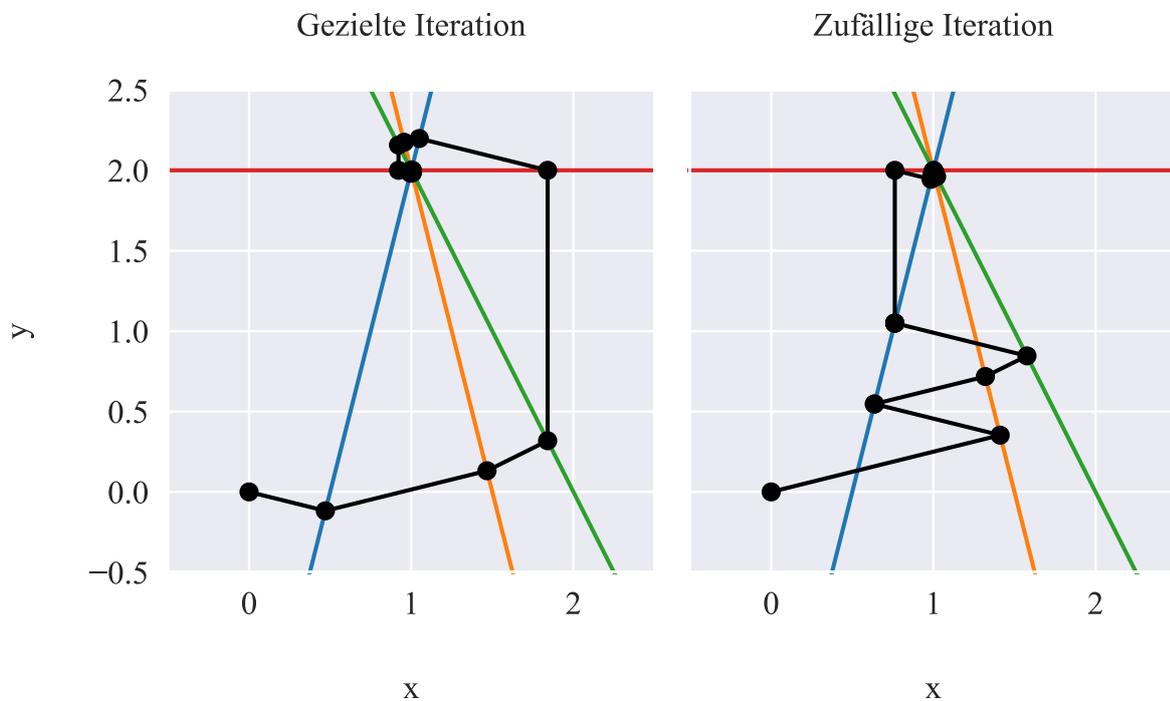


Abbildung 35: Veranschaulichung des Kaczmarz' Algorithmus für den zweidimensionalen Fall; Links: Gezielte Iteration; Rechts: Zufällige Iteration nach [138].

In Abbildung 35 ist die schrittweise Annäherung an den Ergebnisvektor zu erkennen. In diesem Fall ist als Startvektor der Nullvektor verwendet, welcher im ersten Iterationsschritt senkrecht auf die erste Gerade abgebildet wird. Dies führt zum Ausgangsvektor des nächsten Iterationsschrittes, welcher wiederum auf die nächste Gerade projiziert wird. Schlussendlich läuft die Iteration bis der erhaltene Vektor dem Schnittpunkt der vier Geraden entspricht. Alternativ kann auch ein Abbruchkriterium für ein vorzeitiges Iterationsende sorgen. Oft wird

auch die modifizierte Version des Algorithmus‘ angewendet. In diesem Fall wird nicht schrittweise durch die Reihen der Matrix W iteriert, sondern es erfolgt eine zufällige Auswahl der Reihe. Dies kann unter Umständen zu einer schnelleren Konvergenz führen [138,139].

6.2.2. Messaufbau

Der Messaufbau des Experimentes für die Tomografie besteht grundsätzlich aus drei Komponenten: der benötigten Peripherie, dem tomografischen Aufnahmesystem und dem

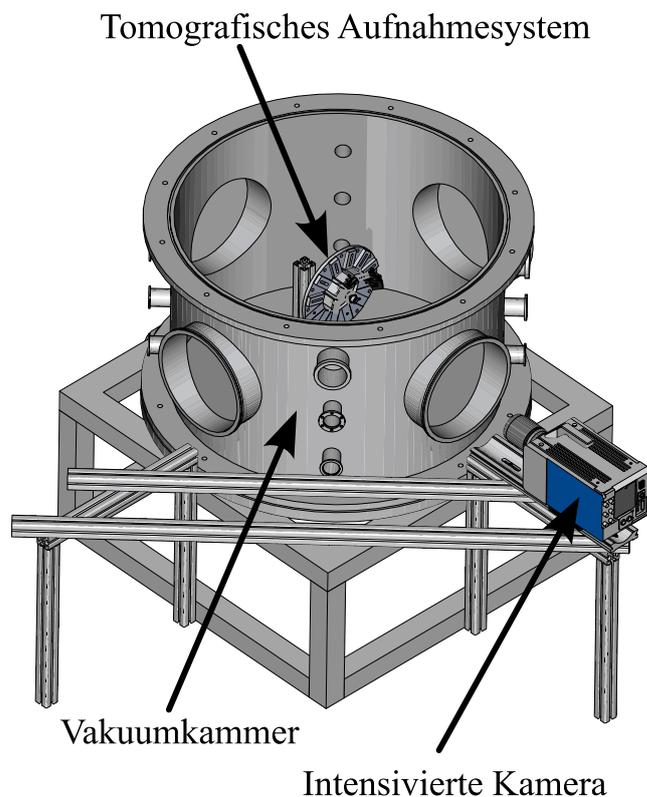


Abbildung 36: CAD Modell des Gesamtaufbaus.

Messobjekt selbst. Als Peripherie diente ein Vakuumschrank mit einem Volumen von ca. $0,37 \text{ m}^3$, an welchem eine „Duo 5M“ Vorpumpe und eine „HiPace 300“ Turbomolekularpumpe, jeweils von Pfeiffer Vacuum GmbH, Asslar, Deutschland, angeschlossen ist [71]. Mittels eines Drucksensors wird laufend das Drucklevel überwacht. Die Kammer verfügt über zwölf Durchführungen, über diese unter anderem die Leistungsversorgung des Experimentes gewährleistet werden kann. Darüber hinaus sind drei Schaugläser an der Kammer angebracht, sodass über eine außerhalb des Schanks montierte Kamera optische

Aufnahmen von im Inneren stattfindenden Prozessen realisiert werden können. Dazu wurden mittels einer Doppelbelichtung der verwendeten intensivierten „dicam.C1“ Kamera der Firma PCO, Kehlheim, die Entladung zu verschiedenen Zeitpunkten aufgenommen. Ein CAD-Modell mit den für die Tomografie verwendeten Komponenten ist in Abbildung 36 zu sehen.

Im Inneren der Vakuumkammer ist der Triebkopf montiert. Der VAT ist konzentrisch zu der tomografischen Messapparatur positioniert, welche auf Konstruktionsprofilen innerhalb des Kessels befestigt wurde. Das Aufnahmesystem setzt sich aus sechs Umlenkspiegel zusammen, die radial um das Messobjekt angebracht sind, um so zeitsynchrone optische Aufnahmen von sechs unterschiedlichen Beobachtungsrichtungen zu ermöglichen. Die Apparatur ist detailliert in nachfolgender Abbildung 37 zu sehen.

CAD Modell des tomografischen Bildaufnahmesystems

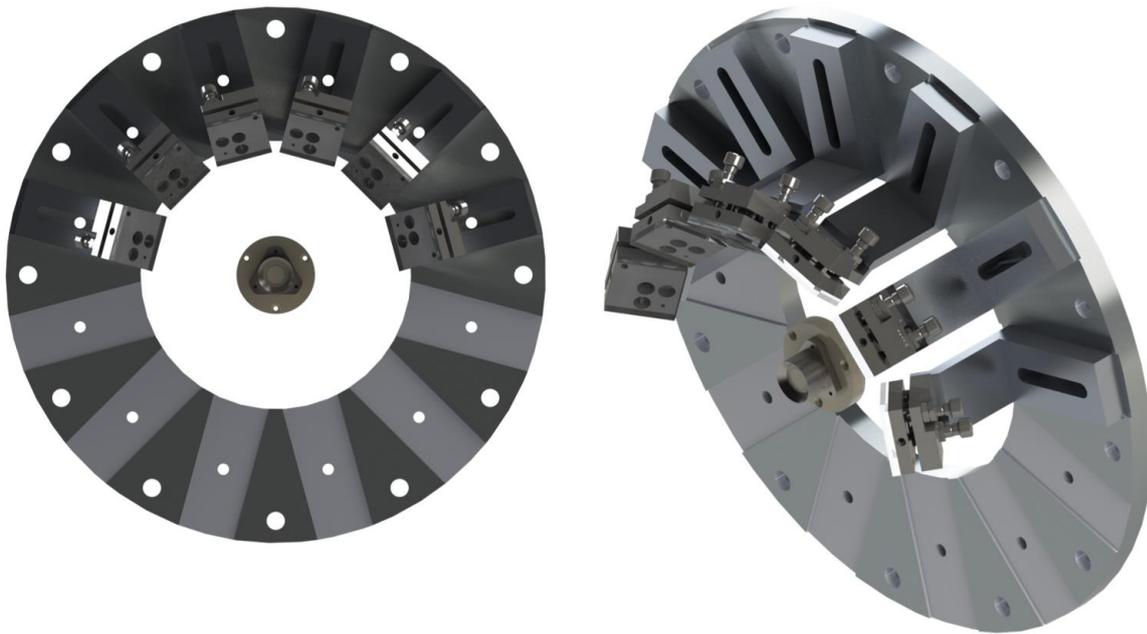


Abbildung 37: Tomografisches Aufnahmesystem mit VAT mittig; Links: Draufsicht; Rechts: Isometrische Sicht.

Das Aufnahmesystem besteht aus einer kreisrunden Montageplatte, die mit passenden Führungen für sechs Winkelhalterungen gefertigt ist. Auf jeder der Winkelhalterungen ist eine kinematische Spiegelhalterung befestigt, die zur Aufnahme eines Umlenkspiegels dient. Über zwei Feingewindeschrauben ist eine präzise Einstellung der vertikalen und horizontalen Neigung des Spiegels möglich. Die Führungen der Grundplatte sind in 30° Winkelschritten angebracht und das ganze System ist in der Vakuumkammer derart installiert, dass die erste Halterung mit der horizontalen Achse einen Winkel von 15° bildet. Somit werden sechs Projektionen im Bereich von $15 - 165^\circ$ generiert. Während es sich bei der Montageplatte und den Winkelhalterungen um einen Eigenbau handelt, wurden die „K 25“ Spiegelhalterungen von

der Firma Owis, Staufen im Breisgau, Deutschland, produziert. Die Umlenkspiegel stammen von Edmund OPTICS LTD., New Jersey, USA. Damit sichergestellt werden kann, dass der VAT konzentrisch zu der Grundplatte ausgerichtet ist, wurde ein zusätzliches Justage Hilfsmittel verwendet. Dieses besteht aus einer Aluminiumhalterung, an deren Enden Passstifte angebracht sind, damit das Hilfsmittel in die äußeren Bohrungen der Montageplatte angebracht und wieder abgenommen werden kann. In der Mitte der Aluminiumhalterung ist eine Nadel mit einem Durchmesser von 1 mm angebracht. Beim Anbringen des Hilfsmittels gewährleisten die Passstifte, dass sich die Nadel konzentrisch zu der Grundplatte befindet. Nun kann durch die Feingewindeschrauben der Spiegelhalterungen die Neigung von jedem Spiegel eingestellt werden, sodass das Messobjekt möglichst identisch auf jedem einzelnen Umlenkspiegel abgebildet wird. Zu diesem Zweck dient eine Software als Vorlage, welche über das Livebild der Kamera gelegt werden kann. Anschließend kann mit den Feingewindeschrauben die Position des Messobjektes für jede Projektion entsprechend der Vorlage justiert werden. Zuletzt wird noch die Position des VAT eingestellt, indem dessen Lage auf die Spitze der Nadel ausgerichtet wird. Danach kann das Justage Hilfsmittel entfernt werden und die axiale Positionierung des VAT optimiert werden.

6.2.3. Evaluationsmethodik

Die Evaluation der Bildaufnahmen erfolgte mit Hilfe eines speziell für diese Aufnahmen entwickelten Auswerteprogrammes. Im ersten Schritt wurden, wie in Abbildung 38 rechts zu erkennen ist, die sechs Einzelbilder aus dem Originalbild geschnitten (siehe Abbildung 38 links). Aufgrund festgelegter geometrischer Beziehungen, ist gewährleistet, dass die ausgeschnittenen Bereiche einen identischen Abstand mit einem Versatz von 30° bzgl. des frei einstellbaren Mittelpunktes aufweisen. Außerdem ist jeder der sechs Ausschnitte in der Höhe und Breite gleich. Mit Hilfe von zusätzlichen Markierungen, die über die Bildaufnahme gelegt werden, kann der Mittelpunkt positioniert werden.

Tomografische Bildaufnahme

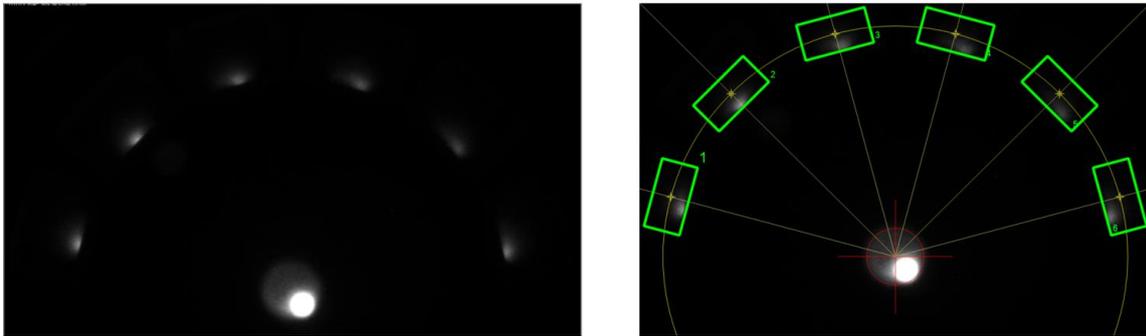


Abbildung 38: Tomografische Bildaufnahme; Links: Ursprüngliche Bildaufnahme; Rechts: Bildaufnahme mit Markierungen.

Für die weitere Auswertung wurden die sechs ausgeschnittenen Einzelbilder zeilenweise gescannt und eine zweidimensionale Radontransformation von jeder einzelnen Zeile berechnet. Durch Übereinanderschreiben der Resultate der Radontransformation ergibt sich ein Tomogramm. Aufgrund seiner charakteristischen Form wird dies auch oft als Sinogramm bezeichnet, da für nicht rotationssymmetrische Körper ein typischer Sinusverlauf erkennbar ist. In nachfolgender Abbildung 39 ist links ein Tomogramm aus jeweils einer Zeile der sechs verwendeten Beobachtungsrichtungen zu sehen.

Evaluationsschritte zur Berechnung der Rekonstruktion

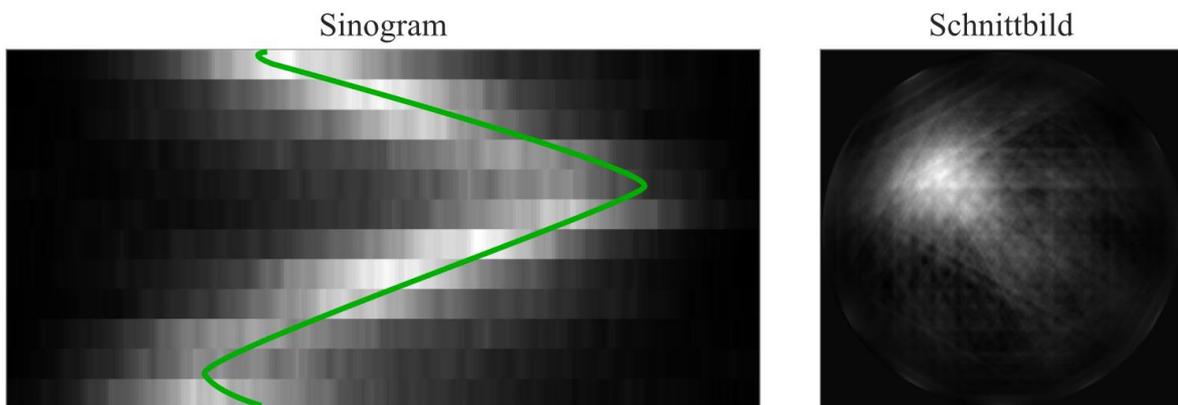


Abbildung 39: Tomografische Rekonstruktion; Links: Sinogramm; Rechts: Rekonstruiertes Schnittbild.

Im nächsten Schritt erfolgt die Rücktransformation mittels der algebraischen Rekonstruktionstechnik. Die hier verwendete Rekonstruktion basiert auf der unter 6.2.1 beschriebenen Kaczmarz Methode. Das rechte Bild in obiger Abbildung ist das mittels der algebraischen Rekonstruktionstechnik aus dem linken Sinogramm berechnete zweidimensionale Schnittbild. Indem die beschriebenen Berechnungen für jede einzelne Zeile der sechs Einzelbilder durchgeführt wurden, ergibt sich eine der Höhe der Ausschnitte entsprechende Anzahl an zweidimensionalen Schnittbildern. Eine Aneinanderreihung aller berechneten Schnittbilder liefert schlussendlich einen rekonstruierten dreidimensionalen Körper.

6.2.4. Verifizierung der Evaluation

Um die Validierung der Auswerte- und Rekonstruktionsalgorithmen zu überprüfen, wurden Messdaten simuliert, die in Aufbau und Form der einer reellen Kameraaufnahme möglichst nahekommen. Diese wurden dann mit der beschriebenen Evaluationsmethodik ausgewertet. Wie in Kapitel 6.2.2 erläutert, muss ein Messobjekt erstellt werden, das von sechs unterschiedlichen Beobachtungsrichtungen betrachtet wird, die in 30° Winkelschritten um die zentrale Achse gedreht sind. Für die Erstellung des virtuellen Messobjektes wurde ein Verfahren entwickelt, das die Eigenschaften des tatsächlichen Messobjektes widerspiegelt und sicherstellt, dass die sechs unterschiedlichen Betrachtungen jeweils einer Beobachtungsrichtung des identischen Körpers entsprechen. Zuletzt erfolgt die Anordnung der Beobachtungsrichtungen entsprechend eines reellen Kamerabildes. Da das Messobjekt als ein optisch dünner Volumenstrahler angenommen wurde, muss jeder Datenpunkt, der mit einem Emissionswert belegt ist, auch in die Abbildung jedes Einzelbildes einfließen. Somit wird die Teiltransparenz des Plasmas gewährleistet. Da, wie einem aufgenommenen Kamerabild entnommen werden konnte, keine hohen Emissionsgradienten auftreten, wird ein simuliertes Objekt mit geringen Gradienten sowohl in axialer als auch in radialer Richtung angestrebt. Auf Basis dieser Anforderungen wurde mit Hilfe einer zweidimensionalen Normalverteilung ein geeigneter Körper simuliert. Die Eigenschaft der zweidimensionalen Normalverteilung, dass deren Integral der Radontransformation aus einer beliebigen Richtung gleich groß ist, wurde dafür genutzt, die optische Transparenz des Plasmas zu imitieren. Die grundlegende Idee ist die Erstellung eines dreidimensionalen Körpers aus Schichten von zweidimensionalen

Normalverteilungen. Die Werte der Dichtefunktion stehen für die Helligkeitswerte der entsprechenden Ebene. Die Form und Struktur des schlussendlichen Körpers kann durch Variation der Standardabweichung und des Erwartungswertes für jede einzelne Schicht angepasst werden. Die Dichtefunktion fungiert somit als formgebendes Element. Da es durch Werteänderung der Parameter zu einer Variation der Maximalwerte der Dichtefunktion kommt, erfolgt eine Normierung der Schichten auf einen maximalen Helligkeitswert. Mittels einer Verstärkung kann im Anschluss der Emissionsverlauf skaliert werden. Um nun die Einzelbilder der sechs unterschiedlichen Beobachtungsrichtungen zu erhalten, wird aus den jeweiligen Blickrichtungen eine Radontransformation über die Schichten des virtuellen Körpers zusammengefügt. Eine Schicht entspricht somit einer Zeile der Einzelbilder. Da es sich bei der Dichtefunktion um eine stetige Funktion handelt, die Auswertung jedoch im diskreten Bereich stattfindet, müsste die diskrete Radontransformation verwendet werden. Hier würde die Problematik der sog. Flächenfaktoren auftreten, was jedoch umgangen werden kann, da die formgebende Funktion bekannt ist. Somit kann eine Rotation durchgeführt werden, die die Berechnung der Flächenfaktoren überflüssig macht. Durch die Koordinatentransformation wird eine um einen beliebigen Winkel gedrehte Dichtefunktion berechnet. In Abbildung 40 sind die sechs um jeweils 30° gedrehten Dichtefunktion dargestellt.

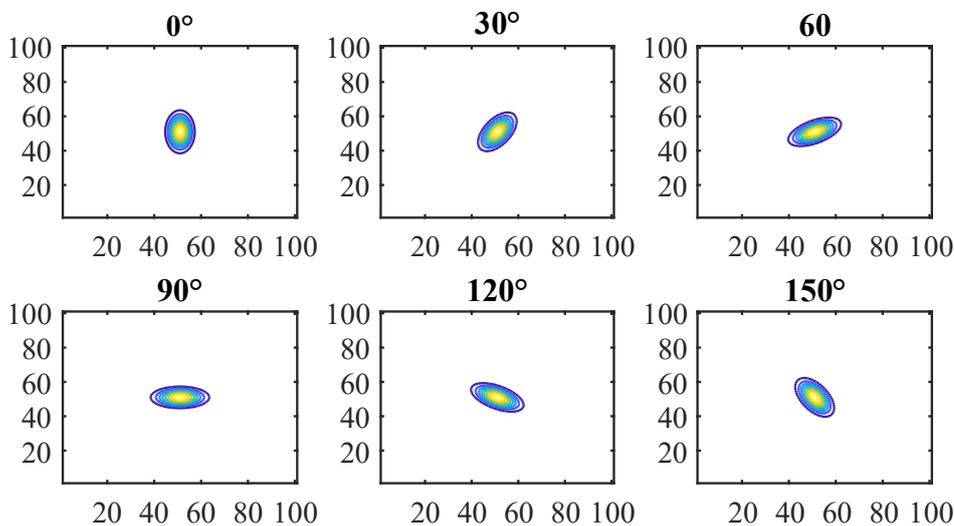


Abbildung 40: Koordinatentransformation der zweidimensionalen Dichteverteilung und Lage im Raum nach [140].

Die Spaltenintegrale der berechneten Winkelfunktion entsprechen schlussendlich der Radontransformation aus dem erwähnten Winkel. In Abbildung 41 ist die Radontransformation aus dem entsprechenden Beobachtungswinkel abgebildet.

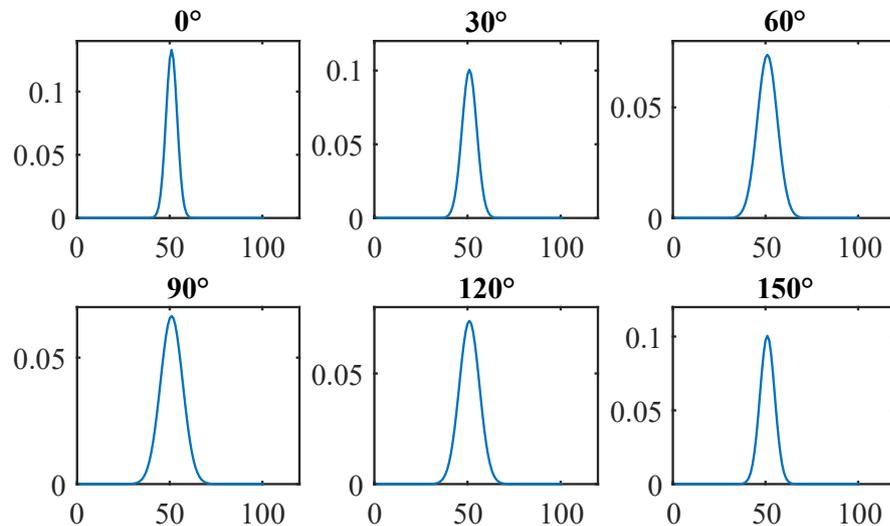


Abbildung 41: Radontransformation der sechs Beobachtungsrichtungen nach [140].

Nachdem für jede Schicht die Radontransformation durchgeführt wurde, führt die Aneinanderreihung der Resultate dieser Transformation zu einem zweidimensionalen Bild, welches einer Beobachtungsrichtung entspricht. Dieses Verfahren wird für jeden der sechs Betrachtungswinkel angewendet, wodurch die sechs Einzelbilder erstellt werden. Anschließend werden die sechs erhaltenen zweidimensionalen Bilder in ein größeres übergeordnetes Array eingesetzt, welches ein aufgenommenes Kamerabild widerspiegelt. Zuletzt erfolgt die Positionierung und Anordnung der Einzelbilder gemäß einem reellen Kamerabild, wie in Abbildung 38 links zu sehen ist. In nachfolgender Abbildung 42 ist links ein simuliertes Kamerabild zu sehen, in welchem sechs Beobachtungsrichtungen kreisförmig in 30° Winkelschritten angeordnet sind.

Daten zur Evaluation des Auswertealgorithmus'

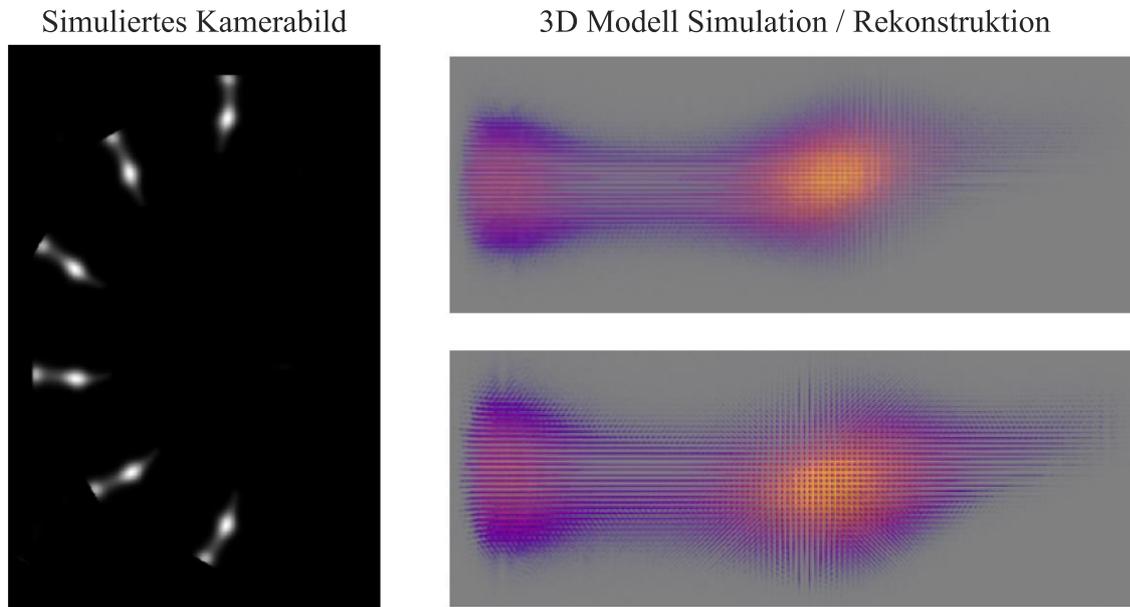


Abbildung 42: Vergleich der rekonstruierten 3D Modelle; Links: Simuliertes Kamerabild; Oben rechts: Ursprüngliches 3D Modell; Unten rechts: Rekonstruktion basierend auf dem simulierten Kamerabild nach [140].

Das simulierte Kamerabild wurde mit der beschriebenen Evaluationsmethodik ausgewertet, um den Auswertealgorithmus zu überprüfen. Bei Vergleich des ursprünglichen 3D Körpers (Abbildung 42 rechts oben) mit dem anhand des simulierten Kamerabildes rekonstruierten Modells (Abbildung 42 unten rechts) lässt sich erkennen, dass die Form des Körpers detailliert rekonstruiert werden kann. Charakteristische Merkmale wie die radiale und axiale Ausbreitung werden wiedergespiegelt. Die Verjüngung des imitierten Plasmastrahles kann ebenso wiedererkannt werden. Lediglich im vorderen Bereich des Objektes ist ein Unterschied zu sehen, da die Intensität des originalen Körpers geringer ist als die des rekonstruierten Modells. Da die grundlegende Struktur mit charakteristischen Ausprägungen wiedergegeben wird, kann die Verifizierung der verwendeten Evaluationsmethodik als erfolgreich beurteilt werden [140].

6.3. Abstrahlcharakteristik

Wie in Kapitel 3.1 und 3.2 beschrieben, wird bei der Zündung des VAT Kathodenmaterial im Bereich der Kathodenfußpunkte verdampft und anschließend ionisiert. Ebenso werden nicht – ionisierte Makropartikel ausgeschleudert. Dieser Effekt wird in der Beschichtungstechnik gezielt genutzt, um Kathodenmaterial auf ein Substrat aufzubringen. Bei der Anwendung des Vakuumlichtbogens in Form eines elektrischen Satellitenantriebes muss der Ausstoß des Kathodenmaterials jedoch besonders betrachtet werden, damit eine ungewollte Beschichtung von Teilen des Satelliten vermieden wird. Insbesondere optische Instrumente, Kommunikationselemente oder die Solarpanels des Satelliten gilt es, vor einer möglichen Beschichtung zu schützen, um etwaige Funktionsbeeinträchtigungen zu vermeiden. Daher ist es für den Satellitenbauer notwendig, den Ausstoßwinkel des Triebwerkes zu wissen, damit eine optimale Positionierung der einzelnen Experimente auf der Plattform des Satelliten ermittelt werden kann. Dafür wurde die Abstrahlcharakteristik des Triebwerkes bestimmt, indem kreisförmig Materialproben vor dem VAT angebracht wurden, welche beschichtet wurden.

Schematische und reale Versuchsanordnung für die Abstrahlcharakteristik

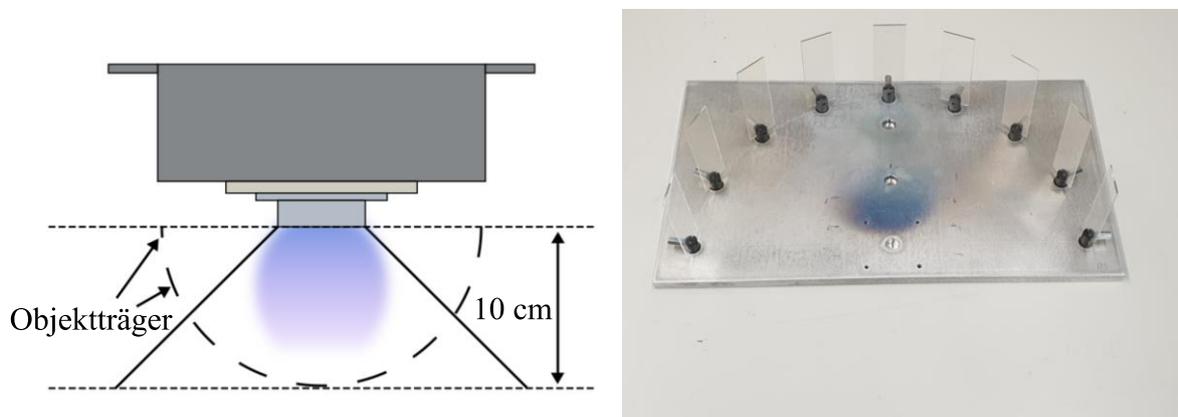


Abbildung 43: Bestimmung der Abstrahlcharakteristik des Triebwerkes; Links: Schematische Versuchsanordnung; Rechts: Kameraaufnahme der Objektträgeranordnung.

In Abbildung 43 ist das Schema der Versuchsanordnung zu sehen. Als Materialproben wurden neun Objektträger aus Glas verwendet, die in einem Abstand von 10 cm um die Austrittsebene der Anode angeordnet waren. Die Objektträger wurden senkrecht in eine dafür

vorgesehene Halterung montiert, womit ein Blickfeld von 180° außerhalb der Austrittsebene möglichst vollständig abgedeckt war.

6.4. Entladecharakteristik

Zur Bestimmung der Entladecharakteristik des VATs wurde der Spannungs- und Stromverlauf der Entladung gemessen. Als Messgeräte wurden eine „CP030“ Strommesszange und ein Hochspannungstastkopf „PPE 6KV“ von Teledyne LeCroy, New York, USA verwendet, welche mit einem „8108HD“ Mehrkanal-Oszilloskop desselben Herstellers verbunden waren. Für eine bessere Zugänglichkeit zur Messung wurden der Triebwerkskopf und die PPU aus dem Aluminiumgehäuse entnommen und durch längere Kabel miteinander verbunden. In Abbildung 44 ist ein Schema des Messaufbaus zu sehen.

Schematische Versuchsanordnung zur Strom-/Spannungsmessung

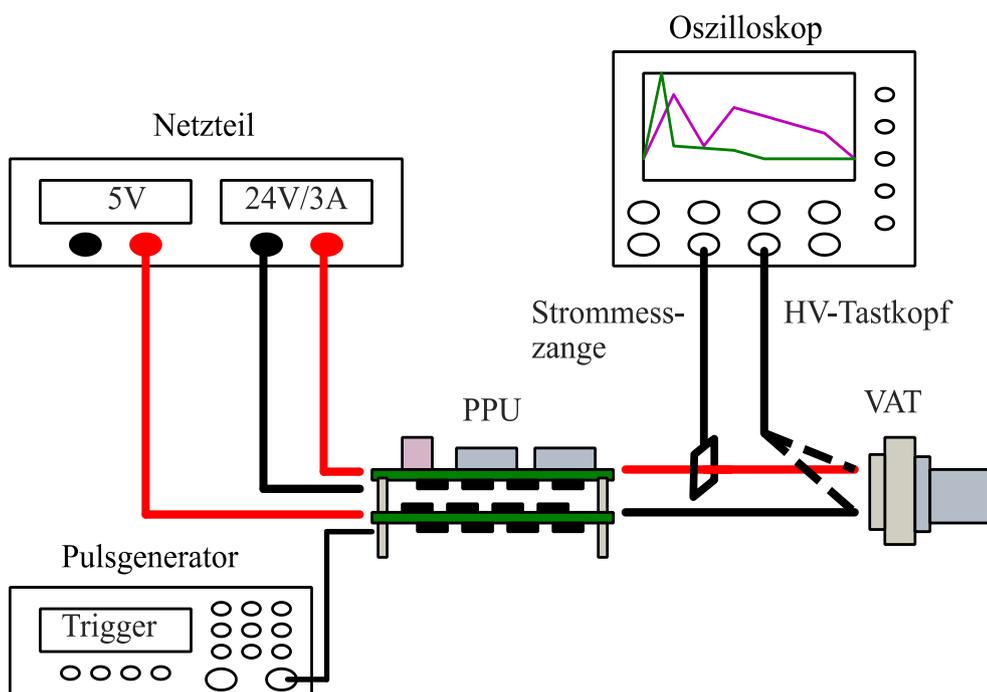


Abbildung 44: Schema zur Strom- und Spannungsmessung.

Mit Hilfe des aufgenommenen Spannungs- und Stromverlaufes der Entladung werden die Leistungsparameter des Triebwerkes bestimmt. Dafür wird mittels beider Messkurven die Leistung ermittelt, was für die Berechnung des TTP und der Effizienz des Triebwerkes benötigt wird. Des Weiteren wird die Energie für Zündung und Entladung des VAT berechnet. Zur Bestimmung der Erosionsrate wird die Ladungsmenge, die während einer Entladung über das Triebwerk fließt, benötigt. Diese wird über das Integral der Strommesskurve ermittelt. Des Weiteren kann mit der berechneten Erosionsrate, dem Integral des Stromverlaufes und Literaturwerten für entsprechende Kathodenmaterialien gemäß Formel (10) ein theoretisch erzeugter Schubwert basierend auf der verwendeten Geometrie des Triebwerkkopfes berechnet werden.

7. Ergebnisse

In nachfolgendem Kapitel wird die Funktionalität der PPU dargestellt, ehe die Ergebnisse der durchgeführten Qualifikationstests gefolgt von den Resultaten der Schubmessung, der Hochgeschwindigkeitstomografie, der Abstrahl- und Entladecharakteristik präsentiert werden.

7.1. Funktionstest PPU

Die gesamte Schaltung der PPU wurde zunächst virtuell erstellt, um deren Funktionsweise zu simulieren. Nach erfolgreicher Simulation erfolgte im nächsten Schritt der physikalische Zusammenbau der beiden Leiterplatten.

7.1.1. Virtueller Messaufbau

Der virtuelle Zusammenbau der Schaltung wurde mit der Software „CadenceOrCAD X“ realisiert, welche mit dem Schaltungssimulator „SPICE“ ausgestattet ist. Somit ist eine Simulation der elektronischen Schaltung und deren Funktionsweise möglich. Der Schaltplan kann dem Kapitel 5.2.2 entnommen werden. Für die Simulation wurde der VAT am Ausgang der PPU durch einen $10\text{ k}\Omega$ Widerstand ersetzt, da das Ziel der Simulation war, den Ablauf der Zündungssequenz und die Auswertung der Überwachungsparameter und nicht die Entladung des VATs zu simulieren.

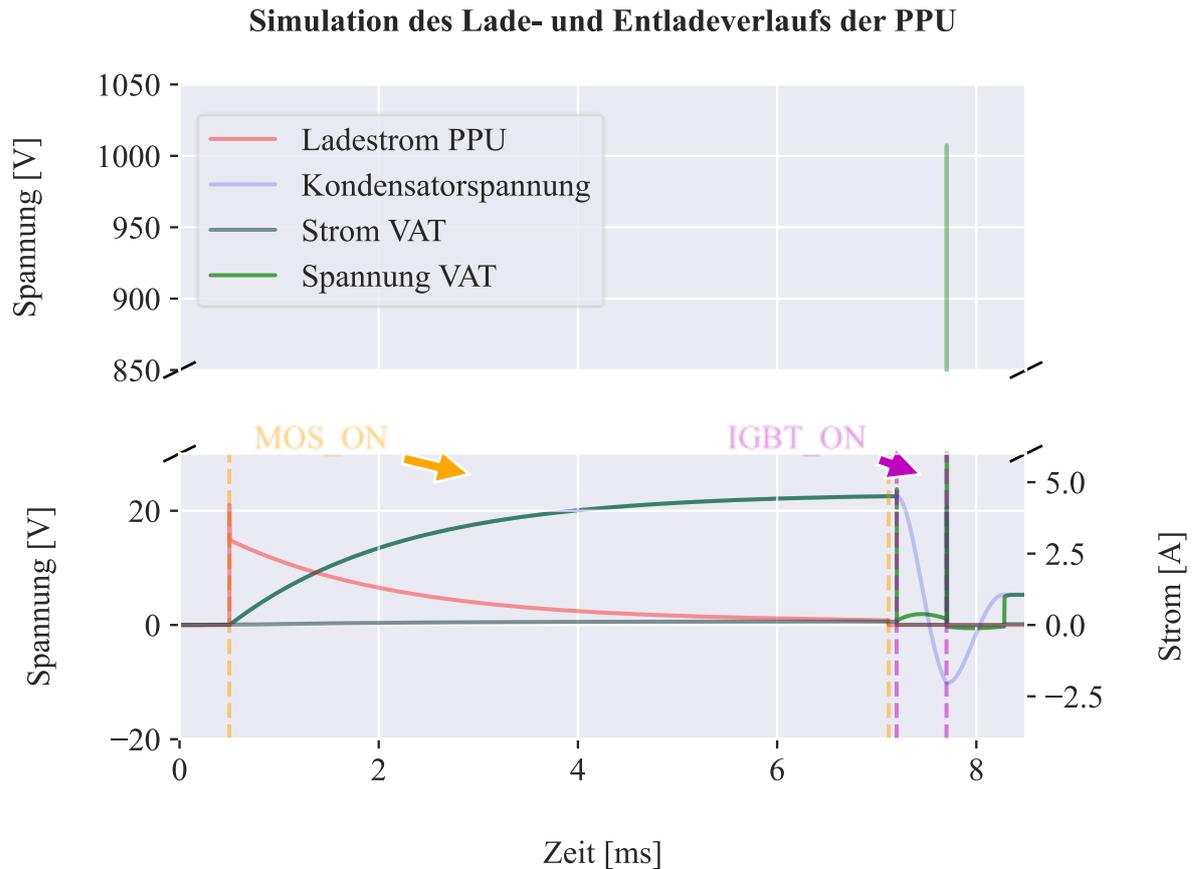


Abbildung 45: Ergebnisse des simulierten Strom- und Spannungsverlaufes der PPU nach [122].

In Abbildung 45 ist ein Ladezyklus des IES mit anschließender Entladung zu sehen. Die beiden Steuersignale (MOS_ON und IGBT_ON) für das Laden und Entladen der IES sind neben den Strom- und Spannungsverläufen ebenfalls abgebildet. Das MOS_ON Signal schaltet das bidirektional verbundene p-MOSFET-Paar, wodurch der Kondensator des IES geladen wird. Dies ist an der steigenden Kondensatorspannung und dem fallenden Ladestrom zu erkennen. Sobald der Kondensator eine Kondensatorschwelle von $\sim 23\text{ V}$ erreicht hat – in obigem Diagramm innerhalb von ca. $7,2\text{ ms}$ –, wird der Leistungsbuss getrennt und ein fest definiertes IGBT_ON Signal schaltet den IGBT. Die Spule des IES wird durch die im Kondensator gespeicherte elektrische Energie geladen und die Kondensatorspannung sinkt rapide ab. Aufgrund des Kondensators und der Spule liegt ein LC Schwingkreis vor, sodass es zu einer Umpolung des Kondensators und somit zu negativen Werten der Kondensatorspannung kommt. Nach Abschalten des IGBTs induziert die Spule einen Spannungsspeak, welcher für einen elektrischen Durchschlag zwischen den Elektroden des

Triebwerkkopfes sorgt. Somit ist ein festgelegter und eigenständiger Ablauf der Zündsequenz gewährleistet.

Neben einer definierten Ablaufsequenz ist die Überwachung der Kondensatorspannung und des Entladestroms eine weitere Aufgabe der PPU. Dazu wurden die beiden Signale in ein frequenzabhängiges Spannungssignal gewandelt (siehe Abbildung 26). Die resultierte Konvertierung der Kondensatorspannung ist in der oberen Grafik in Abbildung 46 dargestellt.

Simulation der Überwachung des Spannungsverlaufes/ Entladestromes

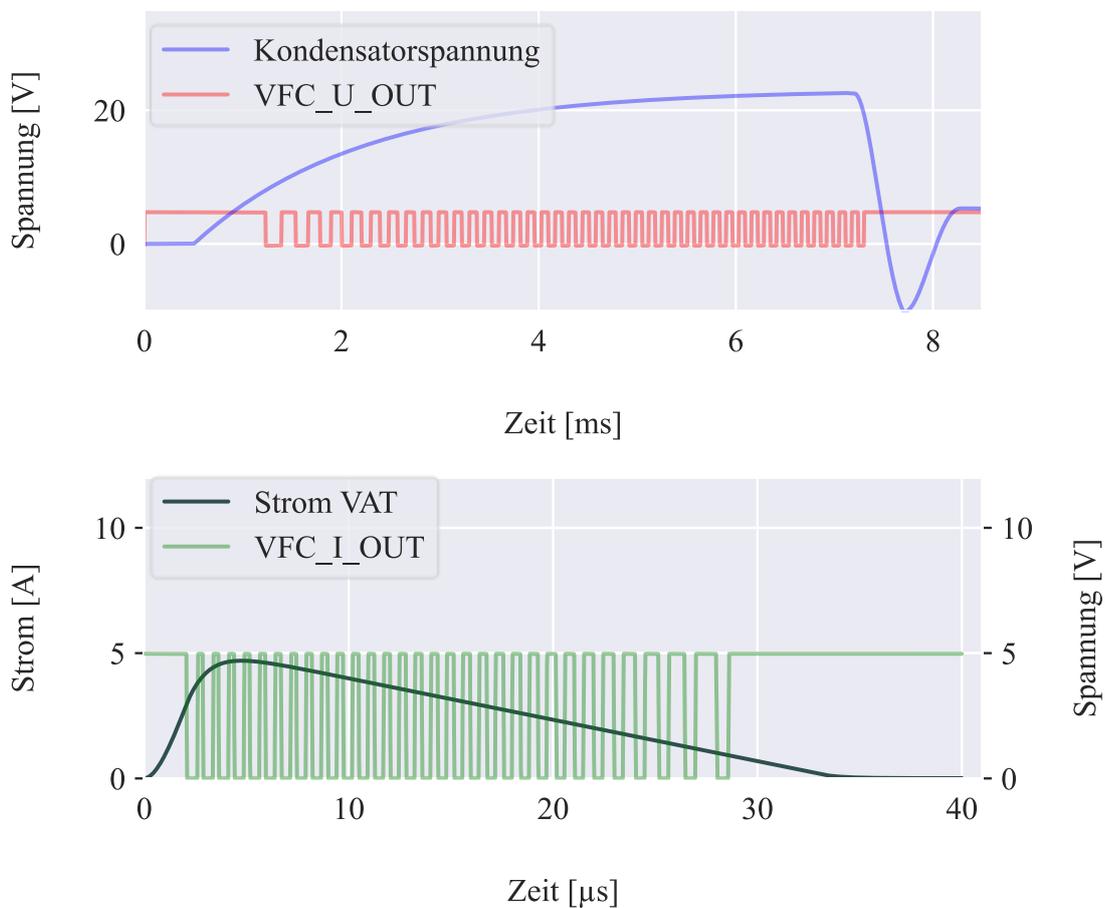


Abbildung 46: Ergebnisse der simulierten VFCs; Oben: VFC_U; Unten: VFC_I nach [122].

Der Verlauf der Kondensatorspannung entspricht dem Ladevorgang der IES aus Abbildung 45. Neben V_CAP ist auch das konvertierte VFC_U_OUT Signal abgebildet, welches zwischen 0 - 5 V pendelt und mit steigender Kondensatorspannung eine erhöhte Frequenz liefert. Die Frequenz des VFC_U_OUT Signals liegt zwischen 4,3 – 7,9 kHz, wobei ersteres 12 V und

letzteres 24 V entsprechen. Das VFC_U_OUT Signal wird über einen Optokoppler an den Mikrocontroller der PSCU geleitet, welcher die Frequenz ermittelt und somit kann der Verlauf der Kondensatorspannung rekonstruiert werden. Analog zum VFC_U_OUT wurde auch die Umwandlung des Ausgabesignals des Stromsensors simuliert. Der Sensor liefert zum einen ein $2,5\text{ V}$ Referenzsignal und zum anderen je nach Stromstärke und deren Flussrichtung ein Ausgabesignal von $2,5 - 4,5\text{ V}$ bzw. $0,5 - 2,5\text{ V}$. In Abbildung 46 unten ist die Wandlung des Entladestromes in das frequenzabhängige VFC_I_OUT Signal abgebildet. Der Frequenzbereich für die dargestellte Entladung liegt zwischen $0,8 - 1,3\text{ MHz}$, was einem Stromwert von ca. 1 A bzw. $4,8\text{ A}$ entspricht.

7.1.2. Realer Messaufbau

Nachdem der virtuelle Entwurf der PPU die angedachte Funktionsweise bestätigte, erfolgte gemäß dem entworfenen Schaltplan die Fertigung der Leiterplatten. Während die erste der beiden Leiterplatten den Logikteil und Überwachungspart der PPU beinhaltet, befand sich auf der zweiten das IES mit dazugehöriger Peripherie. Ebenso wurden die beiden Steuersignale MOS_ON und IGBT_ON über Optokoppler an die Leistungsplatine geleitet. Somit wurde sichergestellt, dass die erste Platine mit den Logik-Bauteilen vom Leistungsteil getrennt ist. Beide Platinen weisen eine Größe von $45\text{ mm} \times 85\text{ mm}$ auf. Es wurden ausschließlich SMD-Bauteile und CMOS Halbleiter verbaut, um einen geringeren Stromverbrauch und Platzbedarf zu gewährleisten. Alle verwendeten Bauteile sind für einen Temperaturbereich von mindestens $-50\text{ °C} - 100\text{ °C}$ ausgelegt. Beide Platinen samt Abstandshalter wiegen zusammen $< 70\text{ g}$. Die PPU wurde mit einem Labornetzteil „HM7042 - 5“ der Firma Rohde & Schwarz, München, verbunden, welches die geplanten 24 V bei 3 A und 5 V des Satelliten bereitstellte. Im Standby Betrieb zeigt die Schaltung einen Leistungsverbrauch von $0,09\text{ W}$.

Der Ladevorgang mit anschließender Entladung der zusammengebauten PPU ist nachfolgend in Abbildung 47 dargestellt.

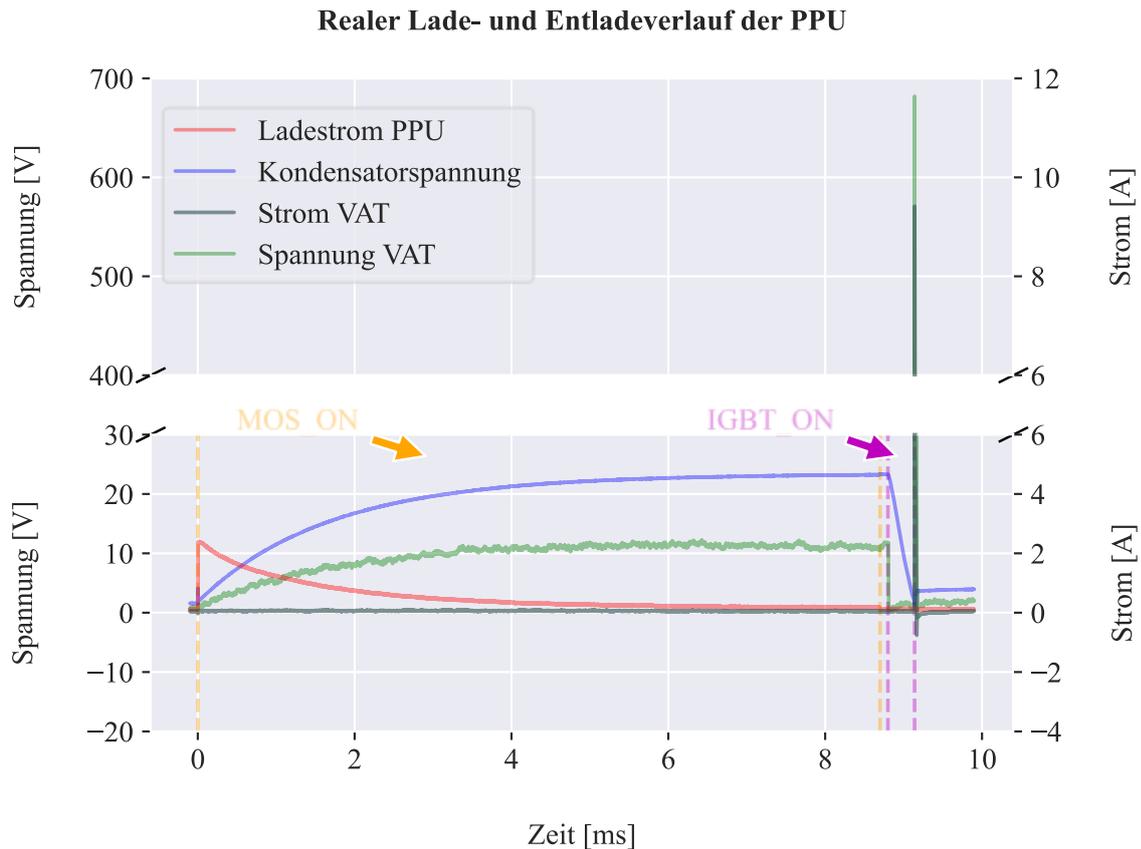


Abbildung 47: Ergebnisse des realen Strom- und Spannungsverlaufes der PPU nach [122].

Wie in Abbildung 45 sind die für die Ladung des IES und Zündung des VAT zuständigen Steuersignale MOS_ON bzw. IGBT_ON eingezeichnet. Nachdem die MOSFETs schalten, startet das Laden des Kondensators mit einer maximalen Stromstärke von 3 A. Sobald der Kondensator die Spannungsschwelle von $\sim 23\text{ V}$ erreicht, erfolgt die Abschaltung der MOSFETs. Nach einer kurzen Zeitverzögerung zwischen beiden Steuersignalen wird mittels des IGBT_ON der Leistungshalbleiter des IES geschaltet. Der Kondensator entlädt somit über die Spule, die nach Abschalten des IGBTs eine Spannungsspitze induziert, was für die Zündung des VATs sorgt. Die notwendige Durchbruchspannung ist abhängig vom Zustand des Triebwerkes und beträgt in vorliegendem Beispiel $\sim 680\text{ V}$. Der Entladestrom des VATs weist in diesem Fall eine Amplitude von $\sim 9,3\text{ A}$ auf. Nachdem, wie der Vergleich zwischen Abbildung 45 und Abbildung 47 zeigt, der reale Zündungsablauf selbstständig und planmäßig durchlaufen wird, wurde die Auswertung der beiden festgelegten Parameter überprüft. Oben in nachfolgender Abbildung 48 ist der Verlauf der Spannungsmessung mit dem entsprechend konvertierten Signal abgebildet.

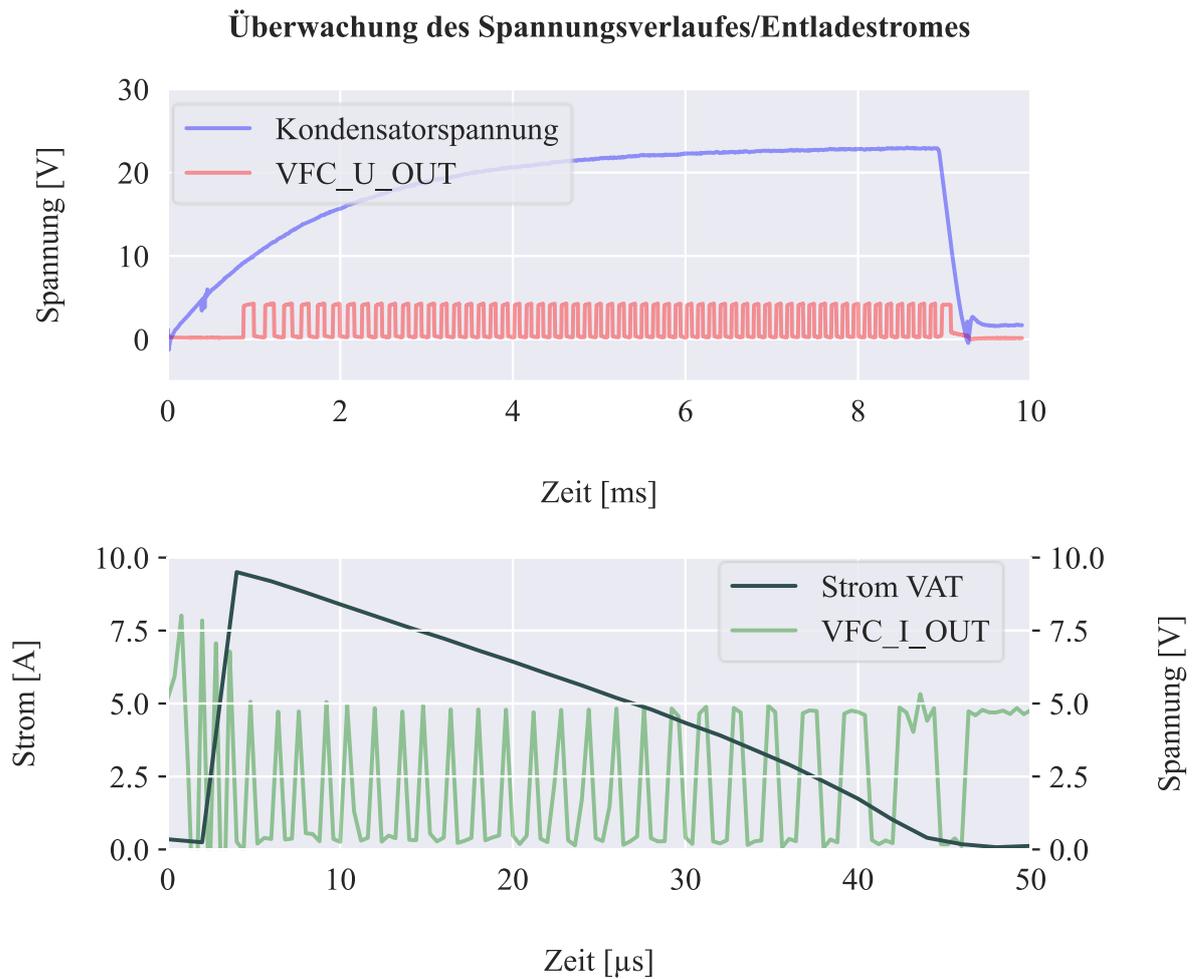


Abbildung 48: Ergebnisse der realen VFCs; Oben: VFC_U; Unten: VFC_I nach [122].

Wie zu erkennen ist, folgt die Konvertierung des Signals der Funktionsweise der im Vorfeld durchgeführten Simulation. Der Spannungsverlauf des Kondensators wird im Bereich von ca. $10 - 23\text{ V}$ in ein entsprechend frequenzabhängiges Spannungssignal gewandelt. Mit zunehmender Kondensatorspannung steigt die Frequenz des Signals, welches eine Bandbreite von $4,6 - 8,2\text{ kHz}$ besitzt. Dieses Signal wird über einen Optokoppler an die PSCU geleitet, damit eine galvanische Trennung gewährleistet ist. Somit ist der Mikrocontroller vor unerwünschten Stromflüssen geschützt bei einer gleichzeitig sicheren Datenübertragung. Die Wandlung des Entladestromes nach erfolgreicher Zündung in ein entsprechend frequenzabhängiges Spannungssignal ist in Abbildung 48 unten dargestellt. Die Bandbreite von $570 - 800\text{ kHz}$ entsprechen einem Bereich von $3 - 9,3\text{ A}$.

7.2. Qualifikationstests

Als Qualifikationstests wurden mechanische Vibrations- und thermische Vakuumtests durchgeführt. Dazu wurden die in Kapitel 4.4.1 und 4.4.2 beschriebenen Prozeduren durchgeführt. Die Qualifikationstests wurden mit einem „Engineering Model“ (EM) durchgeführt, welches in Form und Funktionsweise dem „Flight Model“ (FM) gleicht.

Gemäß Abbildung 11 erfolgten zuerst die mechanischen Vibrationstests. Dazu wurde ein Kontrollsensor an der Adapterplatte angebracht, die mit dem Rütteltisch verschraubt war. Als *Sensor 1* wurde ein einachsiger Beschleunigungssensor eingesetzt, der möglichst nahe dem IRP positioniert wurde. Ein dreiachsiger Beschleunigungssensor – genannt *Sensor 2* – wurde für jede untersuchte Bewegungsrichtung an der gleichen Position nahe des Triebkopfes befestigt. Die Messprozedur war für jede Achsenrichtung identisch, indem jeweils zu Beginn die Resonanzfrequenz des Experimentes ermittelt wurde. Anschließend wurden die Tests mit sinusförmiger Anregung gefolgt von Tests mit einer zufällig geformten Anregung unterschiedlicher Frequenzen durchgeführt, ehe zuletzt wieder Resonanzmessungen absolviert wurden. Jeder der erwähnten Vibrationstests wurde zweimal durchgeführt. Abbildung 49 zeigt die VAT Komponente mit entsprechender Sensorpositionierung für die jeweilige Achse, in welcher die Vibrationstests erfolgten.

Schematische Sensoranordnung der Vibrationstests

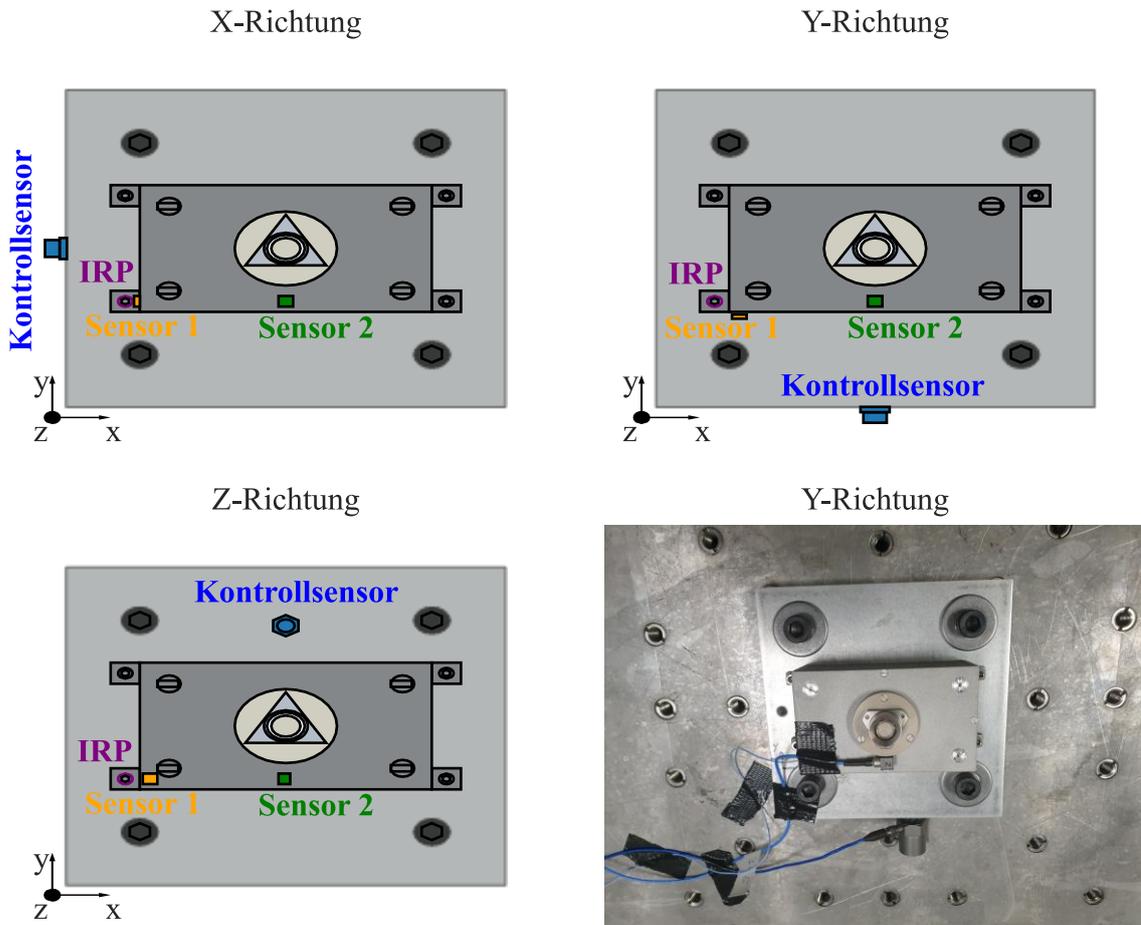


Abbildung 49: Links unten/oben und rechts oben: Schematische Versuchsanordnung der mechanischen Vibrationstests für jede Bewegungsrichtung; Rechts unten: Kamerabild der Versuchsanordnung für die y-Richtung.

In den nachfolgenden drei Abbildungen sind die Ergebnisse der Vibrationstests entsprechend der untersuchten Bewegungsrichtung gruppiert. Abbildung 50 zeigt die Ergebnisse des Vibrationstests für die x - Richtung. Eine Reihe stellt die beiden durchgeführten Tests für den jeweiligen Testtypus dar. Die zeitliche Abfolge der Tests entspricht der Abfolge in einer Abbildung von oben nach unten. Die Farbe der einzelnen Graphen entspricht der Farbgebung der Sensoren von Abbildung 49.

Ergebnisse der Vibrationstests in x-Richtung

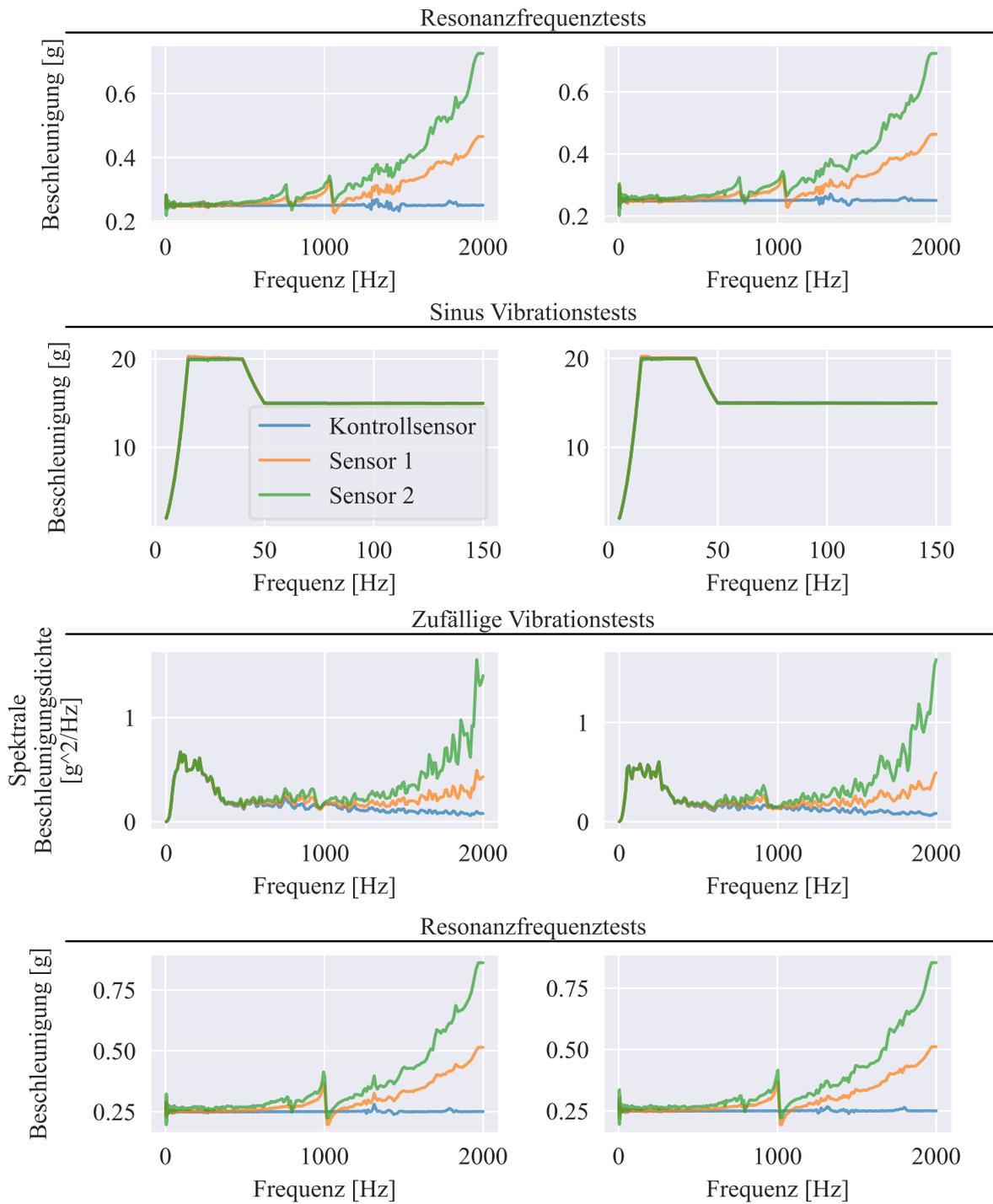


Abbildung 50: Ergebnisse der Vibrationstests in x-Richtung.

Ergebnisse der Vibrationstests in y-Richtung

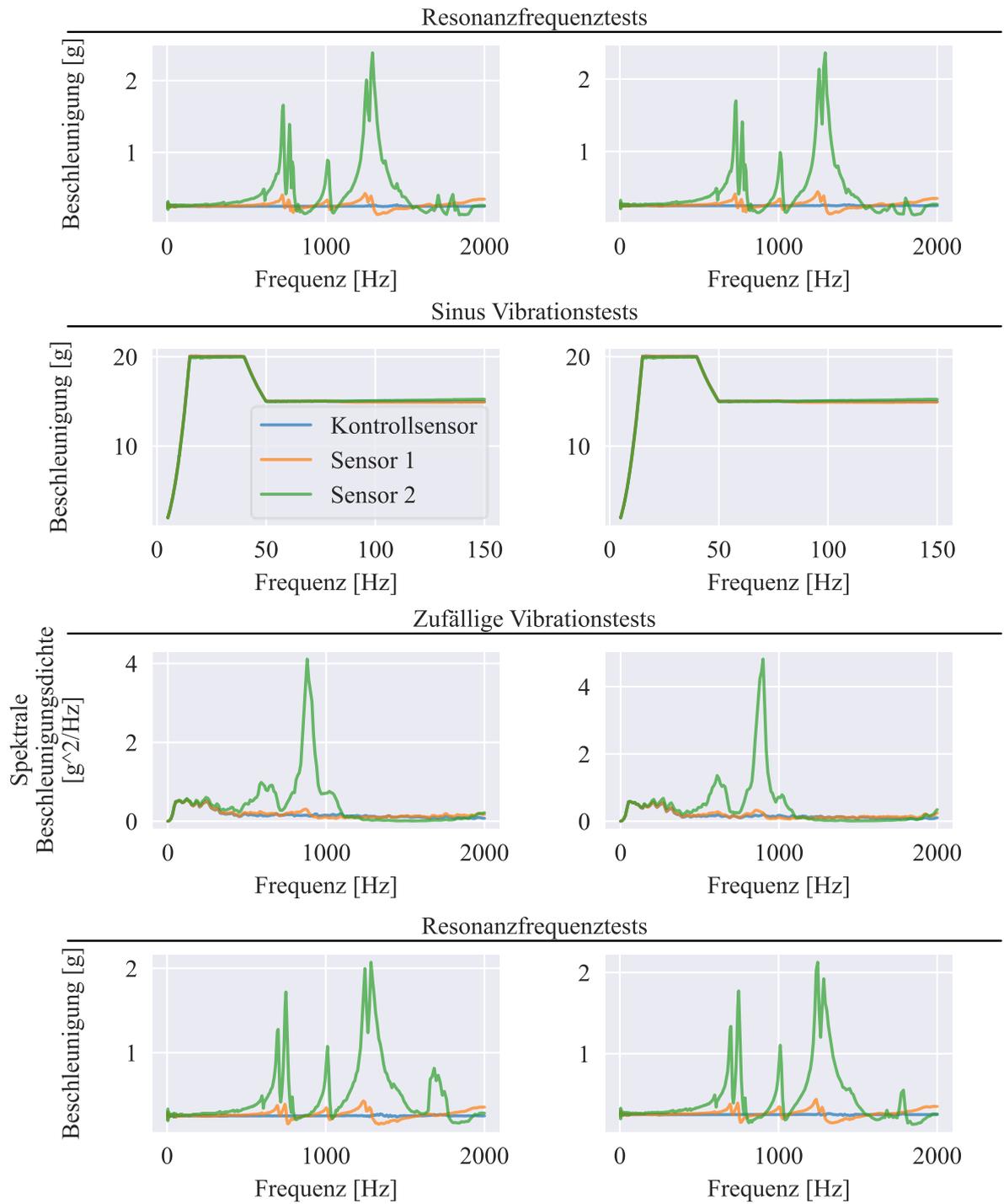


Abbildung 51: Ergebnisse der Vibrationstests in y-Richtung.

Ergebnisse der Vibrationstests in z-Richtung

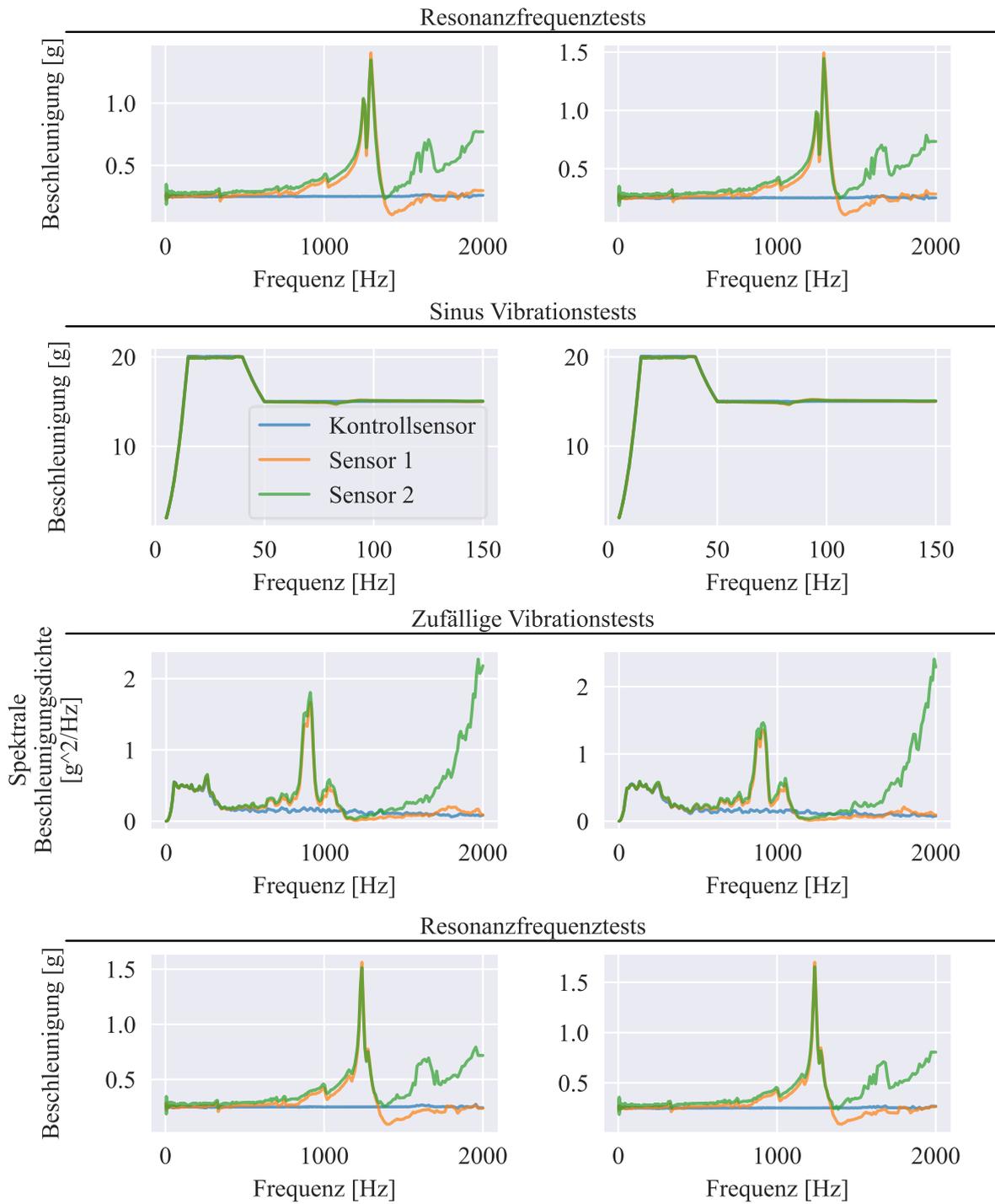


Abbildung 52: Ergebnisse der Vibrationstests in z-Richtung.

Die Resonanzfrequenz für die x - Richtung zu Beginn der Vibrationstests wies einen Wert von $> 2000 \text{ Hz}$ auf. Die abschließenden Resonanzfrequenztests ergaben, verglichen mit den eingangs durchgeführten, keine Veränderung hinsichtlich der Resonanzfrequenz. Die Ergebnisse für die y - Richtung zeigen anhand der Eingangstests eine Resonanzfrequenz von ca. 730 Hz . Die Resonanzfrequenz zum Ende lag erneut bei 730 Hz . Für die z - Richtung wurde eine initiale Resonanzfrequenz von 1290 Hz ermittelt. Die ermittelte Resonanzfrequenz zum Abschluss lag bei 1240 Hz . Somit ergab sich für diese Bewegungsrichtung eine Verschiebung der Resonanzfrequenz um 50 Hz . Bei den Sinus Vibrationstests ergab sich für jede Bewegungsrichtung ein identisches Bild. Im Frequenzgang bis 150 Hz kam es trotz Beschleunigungen von bis zu $20 g$ zu keiner Erhöhung der Schwingungsamplitude im Vergleich zum Kontrollsensoren. Dies ist ein weiterer Beweis, dass in diesem Frequenzbereich keine Resonanz vorliegt. Das deutet auf eine ausreichende Robustheit des mechanischen Aufbaus hin, da der niedrige Amplitudenwert zeigt, dass die Vibrationen ausreichend absorbiert oder weitergeleitet werden, ohne dass eine Überbelastung des Bauteils vorliegt. Anhand der Zufallsvibrationstests kann eine Analyse des Leistungsdichtespektrums durchgeführt werden. Das Testobjekt ist einer breiten Palette von Vibrationsfrequenzen gleichzeitig ausgesetzt, um reale Bedingungen zu simulieren. Über dem definierten PSD-Profil von Tabelle 3 zeigen die Ergebnisse beider Sensoren für die x - Richtung ab 2000 Hz eine signifikante Spitze auf. Dies deutet auf eine Resonanzfrequenz in dem Bereich hin, was in Einklang mit den Resonanzfrequenztests steht. In y - Richtung weist lediglich *Sensor 2* eine Beschleunigungsspitze auf, die nahe der zuvor ermittelten Resonanzfrequenz für diese Bewegungsrichtung ist. *Sensor 1* nahe des IRP weist keinerlei Spitzen im Profil auf, was an der höheren Stabilität des Aufbaus an der Position des Sensors liegt. Für die z - Richtung zeigt der Zufallsvibrationstest für beide Sensoren einen identischen Verlauf auf, da in diesem Fall die Position der Sensoren unweit voneinander war. Es lässt sich ein Peak im Bereich um 900 Hz erkennen, welcher sich unterhalb der Resonanzfrequenz für die z - Richtung befindet. Da jedoch für alle durchgeführten Tests die Resonanzfrequenz für jede Bewegungsrichtung über den geforderten 500 Hz liegt und es während den Tests zu keiner signifikanten Verschiebung dieser kam, sind die Vibrationstests erfolgreich bestanden worden. Eine anschließende visuelle Kontrolle des Experimentes zeigte keine sichtbaren Verformungen oder Schäden auf. Die Funktionalität wurde durch eine abschließende Funktionsprüfung überprüft. Es konnten keine

Beeinträchtigungen festgestellt werden und die Charakteristik des Experimentes war äquivalent zu der Charakteristik vor den Vibrationstests (vgl. Kapitel 7.6).

Im Anschluss an die Vibrationstests wurden die thermischen Vakuumtests durchgeführt. Der VAT war über eine weitere Adapterplatte auf die Bodenplatte der Vakuumkammer montiert. Abbildung 53 zeigt die Versuchsanordnung des Tests.

Schematische und reale Versuchsanordnung während der thermischen Tests

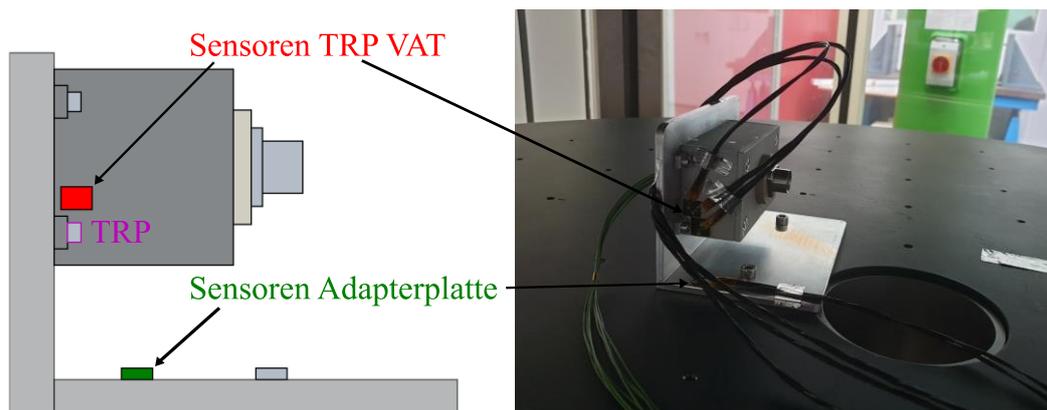


Abbildung 53: Anordnung der thermischen Vakuumtests; Links: Schematische Versuchsanordnung; Rechts: Kamerabild der Versuchsanordnung.

Jeweils drei Thermistoren detektierten die Temperatur der Wand bzw. des Bodens der Vakuumkammer und äquivalent waren drei Sensoren an der Adapterplatte und dem VAT angebracht. Die Thermistoren am VAT waren möglichst nahe dem TRP positioniert. Während den thermischen Tests wurden insgesamt sieben warm – kalt Phasen durchlaufen. Die Höchst- bzw. Tiefsttemperaturen sind durch die im Vorfeld festgelegten Betriebstemperaturen des Experimentes definiert und liegen bei $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ bzw. $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$. Nach etwa 72 Stunden wurden am Ende der jeweiligen Phasen Funktionstests durchgeführt. Da das Triebwerk isoliert von der PSCU getestet wurde, wurde die Leistungsversorgung über ein Labornetzteil realisiert. Die Überprüfung der Funktionalität des Triebwerkes erfolgte auf zwei Arten. Da die Vakuumkammer mit Sichtfenstern ausgestattet ist und die Zündung manuell getriggert wurde, konnte die Entladung visuell überprüft werden. Des Weiteren wurde das Ladeverhalten der PPU mit Hilfe eines Oszilloskops überwacht. Das Experiment wurde vor dem Start der thermischen Tests gewogen, was einen Durchschnittswert von $621,623\text{ g}$ nach dreimaligem Wiegen ergab.

Anschließend erfolgte die Montage in der Vakuumkammer, ehe mit dem Aufheizen begonnen wurde. In Abbildung 54 ist der zeitliche Verlauf der thermischen Tests abgebildet.

Temperaturverlauf der thermischen Tests

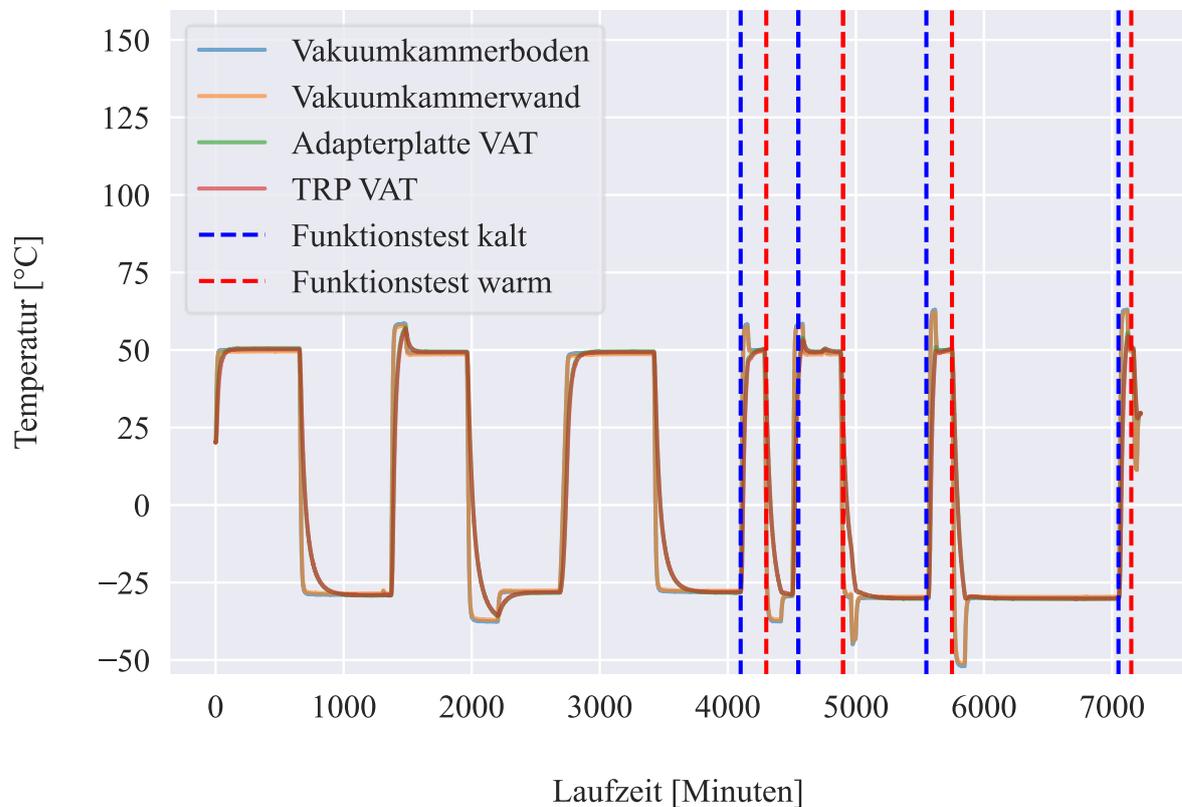


Abbildung 54: Temperaturverlauf der thermischen Vakuumtests.

Es wurden sieben warm - kalt Phasen und acht Funktionstests absolviert – jeweils vier bei der minimalen und maximalen Betriebstemperatur. Bei jedem Funktionstest wurde das Triebwerk 200 mal gezündet. Die Funktionalität des Triebwerkkopfes und der PPU bei den festgelegten Betriebstemperaturen war bei jedem der Funktionstests gewährleistet. Nach den Tests wurde das Experiment erneut gewogen, was zu einem Ergebnis von 621,553 g führte. Daraus resultiert ein Masseverlust von 0,07 g, was 0,01% entspricht. Somit liegt die Ausdampftrate im vorgegebenen Bereich von < 1% (vgl. Tabelle 2). Zusätzlich ist zu berücksichtigen, dass bei den ca. 1600 Zündungen während der Tests ein Materialabtrag der Kathode - basierend auf der ermittelten Erosionsrate aus Kapitel 7.6 - von 6,71 μg stattfand. Somit reduziert sich der Masseverlust zusätzlich um diesen Betrag.

7.3. Schubmessung

Zur Ermittlung des generierten Schubes des VATs wurde das verwendete Messsystem initial kalibriert. Wie im Abschnitt 6.1.2 beschrieben, wurde die Federkonstante k des Systems auf zwei Wegen bestimmt. Die Kalibration erfolgte in dreifacher Ausführung. Daraus wurde der gewichtete Mittelwert \bar{k} und dessen Unsicherheit $\delta\bar{k}$ berechnet. Der Quotient aus beiden ergibt die relative Unsicherheit. Die Formeln (38) - (41) zur Berechnung der Unsicherheit sind dem Anhang zu entnehmen.

Tabelle 12: Berechnete Federkonstanten mit Unsicherheiten.

	$\bar{k}_{FA} \left[\frac{Nm}{rad} \right]$	$\bar{k}_{Osc} \left[\frac{Nm}{rad} \right]$	$\delta\bar{k}_{FA} \left[\frac{Nm}{rad} \right]$	$\delta\bar{k}_{Osc} \left[\frac{Nm}{rad} \right]$	$\frac{\delta\bar{k}_{FA}}{\bar{k}_{FA}}$	$\frac{\delta\bar{k}_{Osc}}{\bar{k}_{Osc}}$
Werte	0,3363	0,2739	0,0039	0,0046	0,0114	0,0169

In Tabelle 12 sind die ermittelten Werte für die Federkonstante aus den durchgeführten Kalibrationen gelistet. Die mit Hilfe des „Force Actuators“ berechnete Federkonstante wies einen höheren Wert auf als die Federkonstante, welche über die freien Schwingungen ermittelt wurde. Wie der Tabelle entnommen werden kann, zeigte die mittels der Oszillation bestimmte Federkonstante eine 0,55 % höhere relative Unsicherheit auf.

Die Schubmessungen erfolgten zum einen, indem die Auslenkung der Messwaage bestimmt wurde, und zum anderen, indem die benötigte Gegenkraft für die Kompensation des Triebwerkschubes gemessen wurde. Der zeitliche Ablauf der Schubmessungen im Auslenkmodus bestand aus einer einminütigen Messaufnahme, um Drifts des Systems zu bestimmen, ehe für 1 Minute der VAT mit einer Frequenz von 30 Hz gezündet wurde. Im Anschluss wurden erneut für 1 Minute mögliche Drifts aufgenommen. Abbildung 55 zeigt den zeitlichen Verlauf der Auslenkung des Waagearms während einer Messung im Auslenkungsmodus. Die ursprüngliche Messkurve weist ein deutliches Rauschen auf, was mitunter durch äußere Umwelteinflüsse zu Stande kommt. Hierzu zählen der Pulsbetrieb des

Triebwerkes, die Umgebungstemperatur, das Drucklevel in der Vakuumkammer oder Vibrationen durch die an die Vakuumkammer angeschlossenen Vakuumpumpen.

Auslenkung der Schubmesswaage über der Zeit

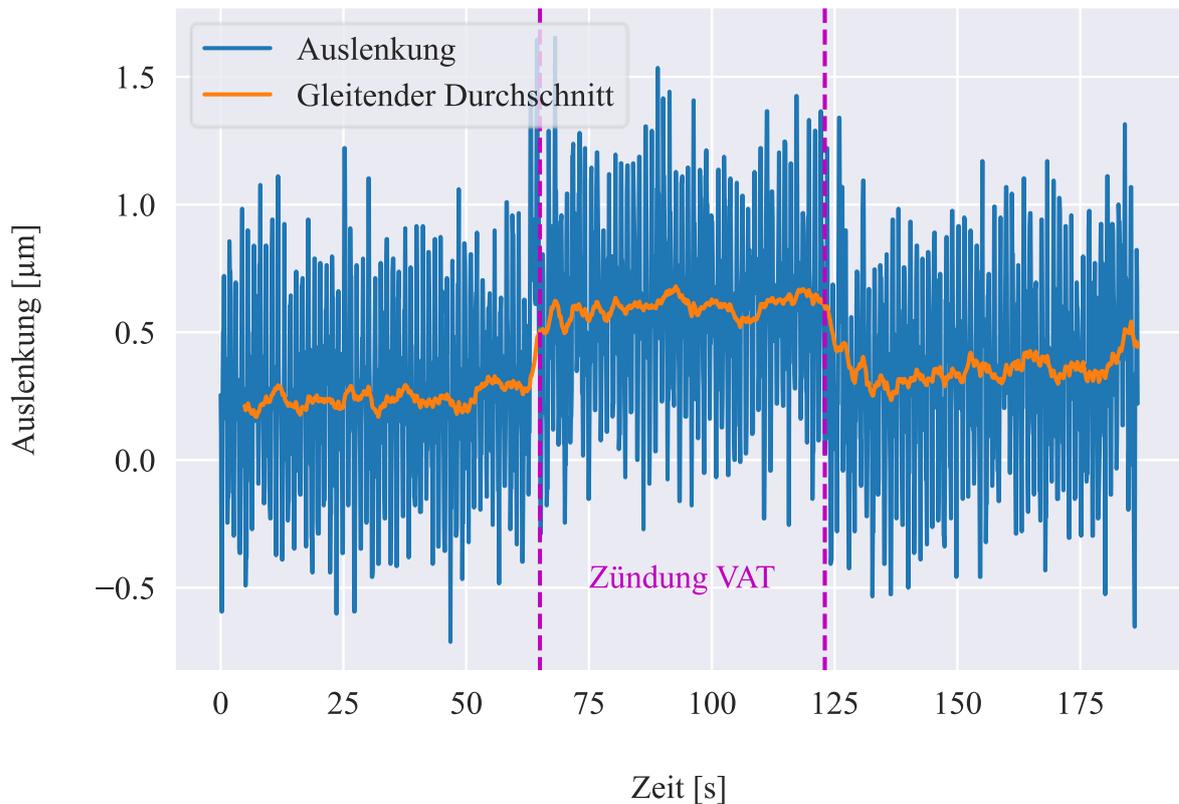


Abbildung 55: Aufgenommene Messkurve im Auslenkungsmodus.

Daher wurde von den Originaldaten ein gleitender Durchschnitt berechnet, der ebenfalls in Abbildung 55 dargestellt ist. Zur Verdeutlichung ist der zeitliche Bereich des VAT Betriebes mit den magentafarbenen Linien gekennzeichnet. Darüber hinaus wurde für jeden Abschnitt der Drift mittels einer linearen Approximation berechnet. Mit Hilfe einer weiteren Approximation über alle zuvor ermittelten Drifts konnte eine Drift-kompensierte durchschnittliche Auslenkung berechnet werden. Es wurden neun Messungen durchgeführt, woraus wiederum ein gewichteter Mittelwert und dessen Unsicherheiten berechnet wurden. Während den durchgeführten Messungen war der „Force Actuator“ durchgehend ausgeschaltet. Des Weiteren erfolgten Schubmessungen über die Messung der aufgebracht Kraft des „Force Actuators“. Dazu wurde 30 Sekunden nach Beginn der Datenaufnahme der VAT für 180 Sekunden mit einer Frequenz von 30 Hz gezündet. Die Aufnahme endete nach

420 Sekunden. In nachfolgender Abbildung 56 ist der Kurvenverlauf der ausgeübten Kraft des Aktuators während einer Messung dargestellt.

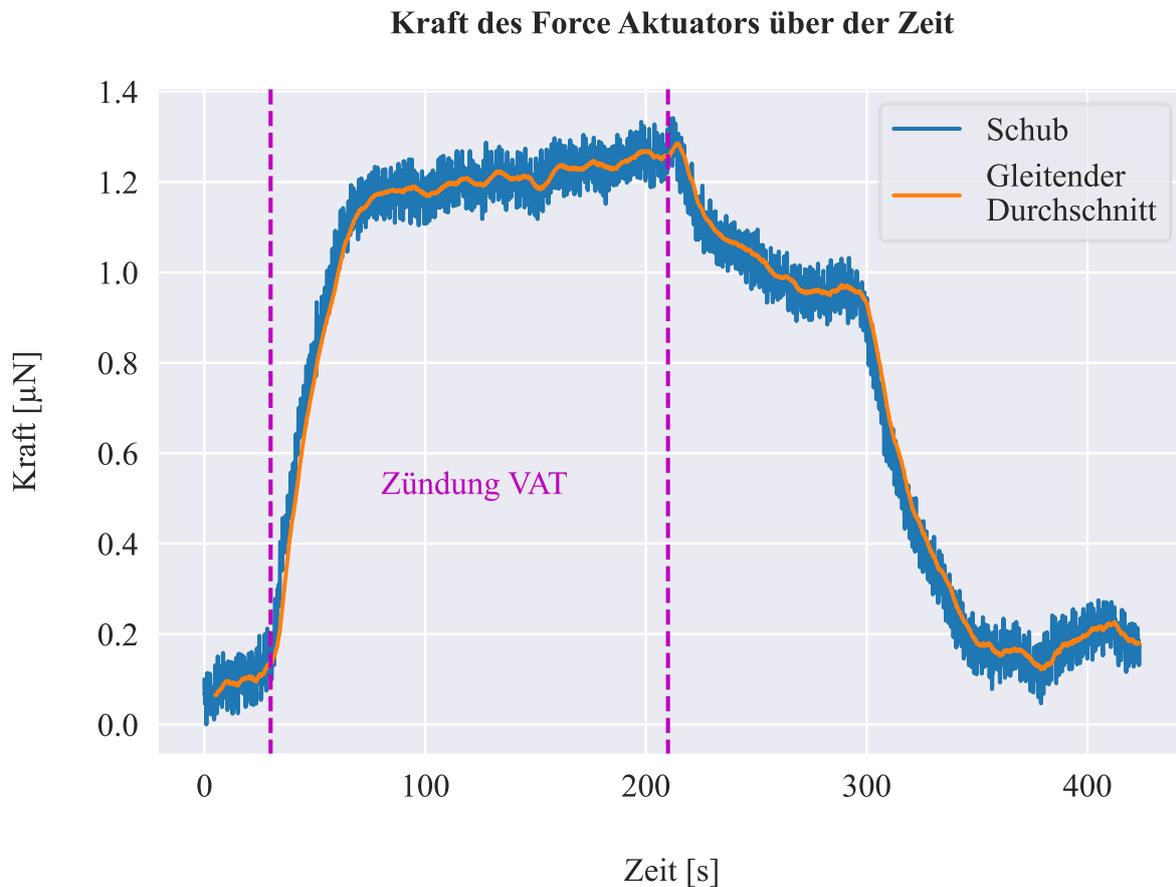


Abbildung 56: Aufgenommene Messkurve im Kompensationsmodus.

Es wurde wie zur vorherigen Messmethodik ein gleitender Durchschnitt berechnet. Analog zur vorherigen Auswertung wurde auch hier die Messung von auftretenden Drifts bereinigt. In Tabelle 13 sind die Ergebnisse der durchgeführten Messungen eingetragen. Die Abbildung 56 steht exemplarisch für die Messung 3 im Kompensationsmodus aus Tabelle 13. Es wurde die durchschnittliche Kraft mit beiden errechneten Federkonstanten berechnet. Bei Verwendung von \bar{k}_{FA} ergab sich ein durchschnittlicher Schubwert von $1,1766 \mu N$ und im Falle von \bar{k}_{Osc} von $0,9412 \mu N$. Die Standardabweichung σ ist für die Berechnung mit Hilfe von \bar{k}_{FA} höher, während sich die Unsicherheiten δ , welche mit den Formeln (42) - (44) im Anhang bestimmt wurden, nicht signifikant unterscheiden.

Tabelle 13: Ergebnisse der Schubmessungen unterteilt in Auslenk- und Kompensationsmodus.

Messung	\bar{d} [μm]	\bar{F}_{T,Aus_FA} [μN]	\bar{F}_{T,Aus_Osc} [μN]	$\bar{F}_{T,Komp_FA}$ [μN]
Modus	Auslenkung			Kompensation
1	0,3232	1,2925	1,0339	1,2838
2	0,3125	1,249	0,9998	1,1219
3	0,2907	1,1627	0,93	1,0066
4	0,2658	1,0628	0,8502	0,9098
5	0,2949	1,1794	0,9436	1,1326
6	0,3021	1,2082	0,9665	0,7472
7	0,2915	1,1656	0,9325	0,6208
8	0,2935	1,1736	0,9389	1,0751
9	0,2737	1,0945	0,8755	0,8236
\emptyset	0,2942	1,1766	0,9412	0,9691
σ	0,0176	0,0705	0,0564	0,2113
δ	-	0,0211	0,0221	0,0145

Der durchschnittliche Schub aus den Kompensationsmessungen ergab einen Wert von $0,9691 \mu\text{N}$. Für diesen Messmodus verglichen zum Auslenkmodus ergab sich eine deutlich höhere Standardabweichung. Die relative Unsicherheit, die mit Formel (45) im Anhang berechnet wurde, wies einen geringeren Wert im Vergleich zu den vorherigen Unsicherheiten auf.

7.4. Hochgeschwindigkeitstomografie

Die tomografische Untersuchung des Plasmastrahles fand zu unterschiedlichen Zeitpunkten bezogen auf die Zündung statt. Dazu wurde die Zündung des VAT mit der Kamera synchronisiert, sodass die Expansion des Plasmas zu einem beliebigen Zeitpunkt aufgenommen werden konnte. Die Rekonstruktion erfolgte für Zeiten bis $4 \mu\text{s}$ nach der Zündung.

Rekonstruiertes 3D Modell aus einer Kameraaufnahme

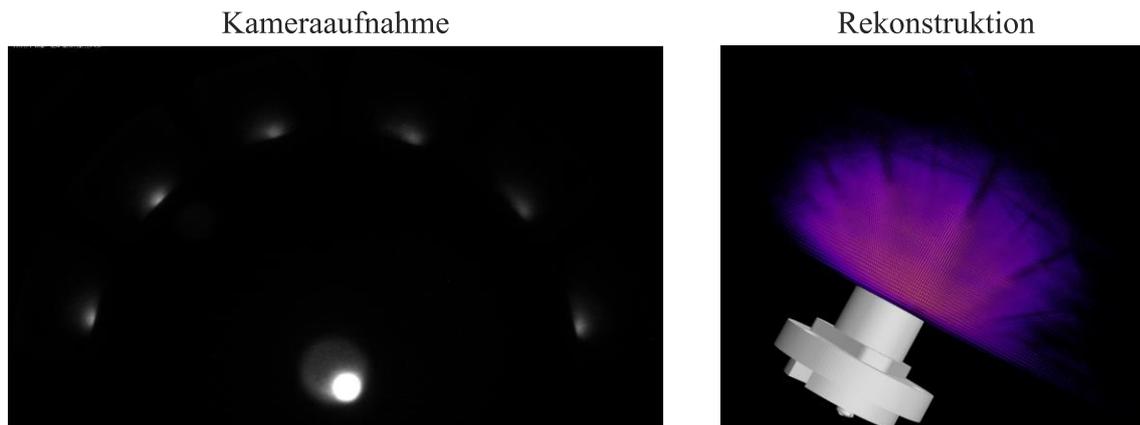


Abbildung 57: Links: Aufgenommenes Kamerabild einer VAT Entladung; Rechts: Rekonstruktion des Plasmastrahles basierend auf den sechs Beobachtungsrichtungen von links.

In Abbildung 57 rechts ist das Ergebnis einer Rekonstruktion des Plasmastrahles $4 \mu\text{s}$ nach der Zündung des Triebwerkes basierend auf dem links abgebildeten Kamerabild dargestellt. Ein 3D Modell des VATs ist ebenfalls mit abgebildet, um die Größe und Expansion des Strahles beurteilen zu können. Mittig mit Blick auf die Austrittsebene des VAT ist zu erkennen, dass der Lichtbogen bei dieser Aufnahme im unteren rechten Bereich gezündet hat. Halbkreisförmig um den Triebwerkkopf sind die sechs Ablichtungen der entsprechenden Beobachtungsrichtungen sichtbar. Anhand des rekonstruierten 3D Modelles ist erkennbar, dass das Plasma in einem Winkel von $< 180^\circ$ strahlabwärts expandiert. Die Expansion des Plasmastrahles wurde für verschiedene Zeitpunkte bestimmt, um eine bessere Einschätzung über die zeitliche und räumliche Ausbreitung des Plasmas zu erhalten. Dazu wurden mittels einer Doppelbelichtung die Entladung rekonstruiert, welche $1 \mu\text{s}$, $1,5 \mu\text{s}$ und $3 \mu\text{s}$ nach Triggern des VATs aufgenommen wurden. Die drei nachfolgenden Abbildungen zeigen die

Ergebnisse der Rekonstruktion, wobei jede der Abbildung eine feste Achsenansicht zeigt. Die linke Spalte zeigt jeweils die rekonstruierte Plasmawolke der ersten Aufnahme einer Doppelbelichtung, während die rechte Spalte die entsprechend zweite Abbildung 300 ns später darstellt, was durch den Pfeil zwischen beiden Bildern gekennzeichnet ist. Jedes der sechs Bilder in den Abbildungen ist farbig umrandet, um zu verdeutlichen, dass es sich bei den weiteren Achsenansichten um die identische Rekonstruktion aus unterschiedlichen Blickrichtungen handelt. Das grün umrandete Bild links oben in Abbildung 58 als Beispiel ist eine berechnete Rekonstruktion, abgebildet aus drei verschiedenen Ansichten, die dann in Abbildung 59 und Abbildung 60 ebenfalls grün umrandet zu sehen sind.

Plasma Expansion nach VAT Zündung X-Ansicht

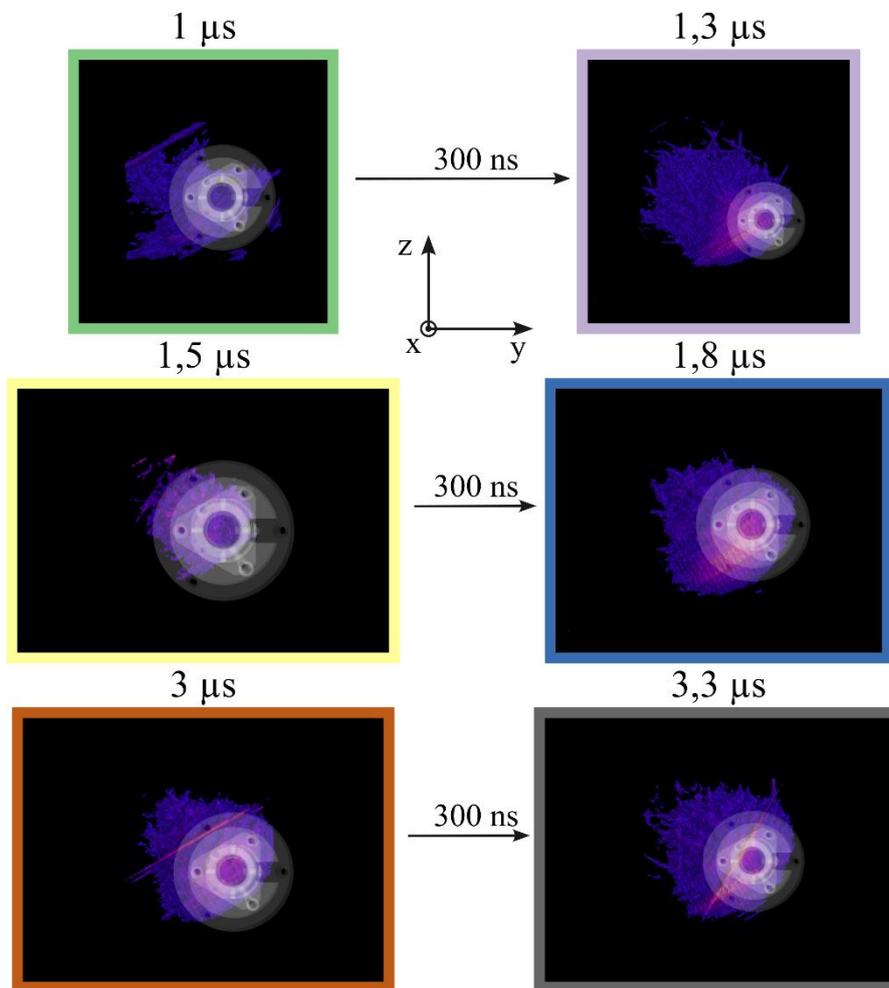


Abbildung 58: Rekonstruierte 3D Modelle des VAT Plasmastrahles zu verschiedenen Zeitpunkten in x-Richtung.

Für die x - Ansicht, welche in Richtung der Austrittsebene des Triebwerkes zeigt, ist ein transparentes Modell des VATs abgebildet. Die rekonstruierten Ergebnisse in Abbildung 58 zeigen unterschiedliche Formen und Ausprägungen, die von Zündung zu Zündung variieren. Es ist zu erkennen, dass sich abhängig vom Ansatz des Kathodenfußpunktes eine bevorzugte Ausbreitung des Plasmas beobachten lässt. Der Ansatzpunkt ist durch die hellen Punkte im Bereich der Kathode zu erkennen. So ist beispielsweise die Ausbreitung des Plasmas im Bild $1,3 \mu s$ (rechts oben) nach der Zündung verstärkt einseitig, nachdem der Lichtbogen im linken Bereich der Kathode angesetzt war. Die Betrachtung der identischen Rekonstruktion für die y - Ansicht ist in nachfolgender Abbildung 59 dargestellt.

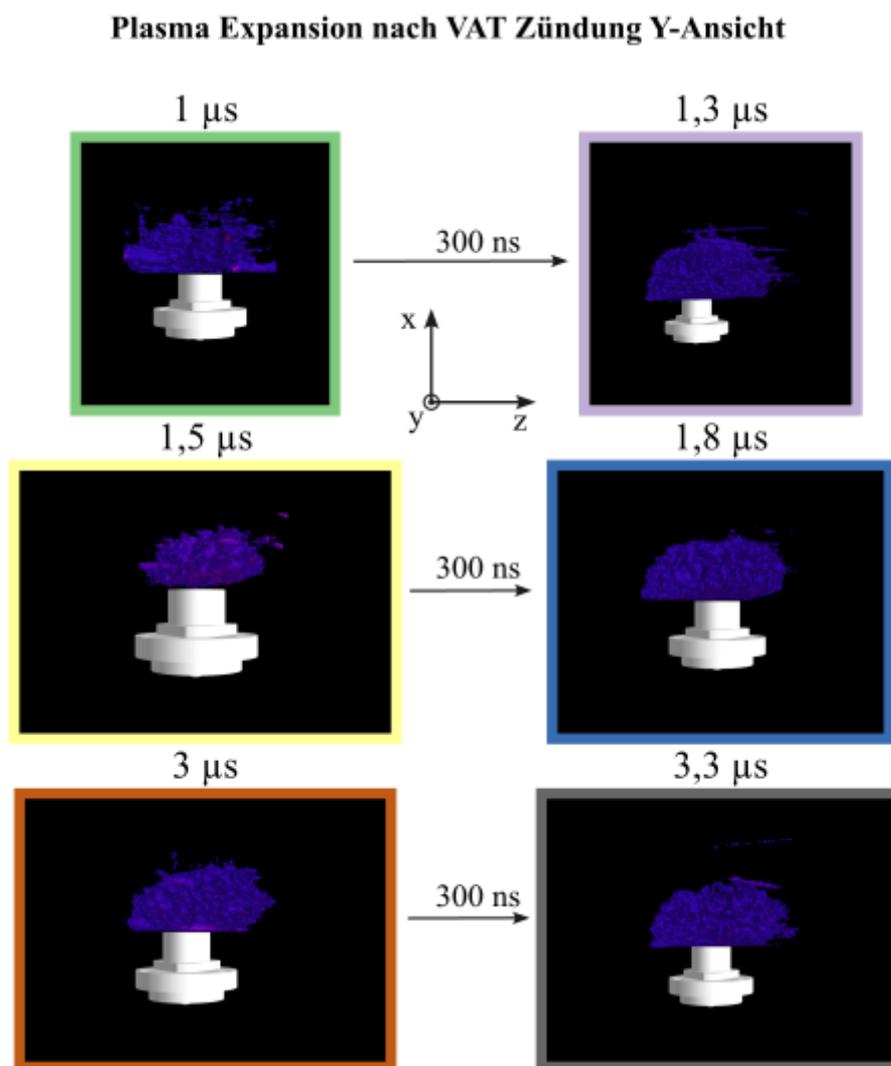


Abbildung 59: Rekonstruierte 3D Modelle des VAT Plasmastrahles zu verschiedenen Zeitpunkten in y-Richtung.

Bei der Betrachtung der x - z Ebene kann festgestellt werden, dass sich das Plasma mit maximal 180 ° ausbreitet. Die Rekonstruktion bildet auch einzelne Fragmente des Strahles ab, wie in der obersten Bildreihe oder im Bild „1,5 μs “ zu sehen ist. Hierbei kann es sich um Rekonstruktionsfehler aufgrund einer begrenzten Anzahl an Projektionen handeln oder um einzelne Plasmabestandteile, welche in Folge einer energetisch höheren Anregung eine längere Emission aufweisen. Es könnte sich auch um kleine glühende Makropartikel handeln, die infolge der explosivartigen Verdampfung in den Kathodenfußpunkten entstehen. Um einen vollständigen räumlichen Eindruck der rekonstruierten Plasmawolken zu erhalten, sind in Abbildung 60 die Ergebnisse in der z - Achsenansicht dargestellt.

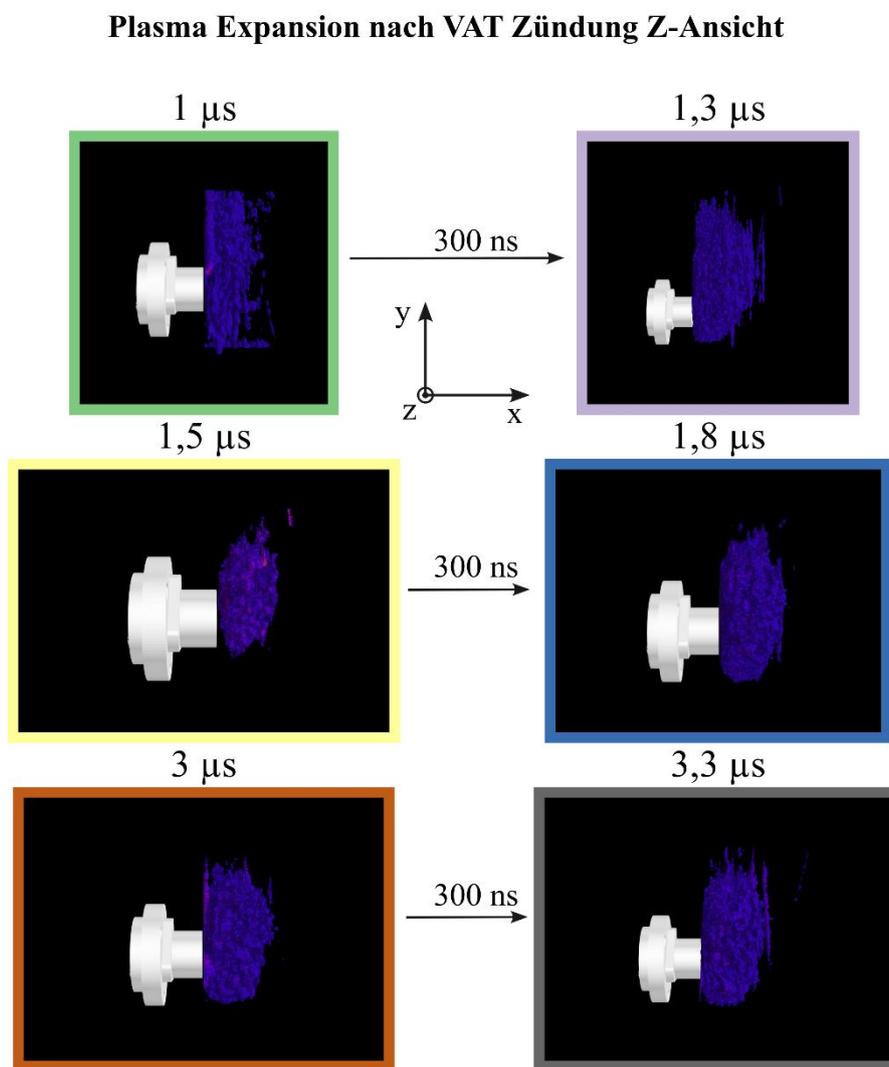


Abbildung 60: Rekonstruierte 3D Modelle des VAT Plasmastrahles zu verschiedenen Zeitpunkten in z-Richtung.

Sowohl für die y -Ansicht als auch für die z -Ansicht sind im Bereich hinter der Austrittsebene der Anode keine Artefakte zu erkennen. Dies lässt den Schluss zu, dass es zu keiner Ausformung des Plasmastrahles rückwärtig des Anodenaustrittes kommt und somit ein Expansionswinkel von $\leq 180^\circ$ vorliegt.

7.5. Abstrahlcharakteristik

Für die Bestimmung des Expansionswinkels des Plasmastrahles wurde das Triebwerk in der in Kapitel 6.3 beschriebenen Anordnung betrieben. Es wurden 20 000 Zündungen bei einem Umgebungsdruck von $10^{-5} - 10^{-6}$ mbar absolviert.

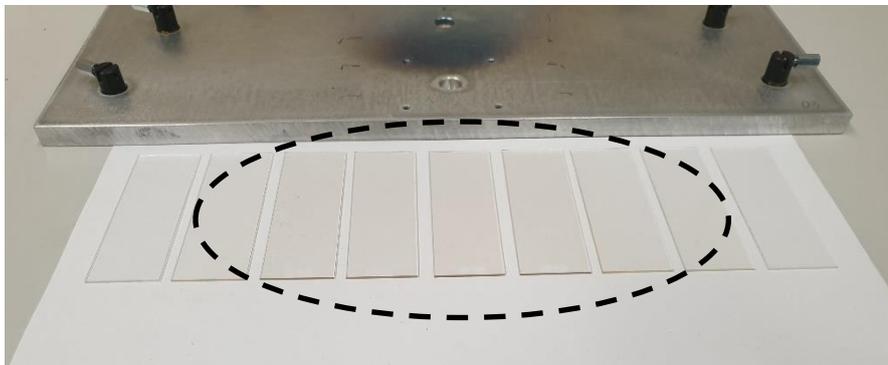


Abbildung 61: Beschichtete Objektträger infolge der Messung der Abstrahlcharakteristik.

In Abbildung 61 sind die Objektträger nach den erfolgten Zündungen zu sehen. Die eingekreisten Gläser, welche im mittleren Segment angeordnet waren, weisen eine Verdunkelung in Folge der Beschichtung auf. Dies ist vor allem im Vergleich zu den beiden äußeren Objektträgern zu erkennen. Außerdem setzt sich der Bereich, in welchem die Gläser in den Vorrichtungen geklemmt waren, sichtbar vom Rest des Targets ab, da hier keine Beschichtung erfolgen konnte. Somit konnte manuell der Expansionswinkel gemessen. Zur Überprüfung des visuellen Eindruckes wurde eine beschichtete und unbeschichtete Materialprobe mittels eines Rasterelektronenmikroskops einer energiedispersiven Röntgenspektroskopie (EDS) unterzogen. Somit konnte die Elementzusammensetzung der Proben ermittelt werden.

EDS Überlagerungsbilder

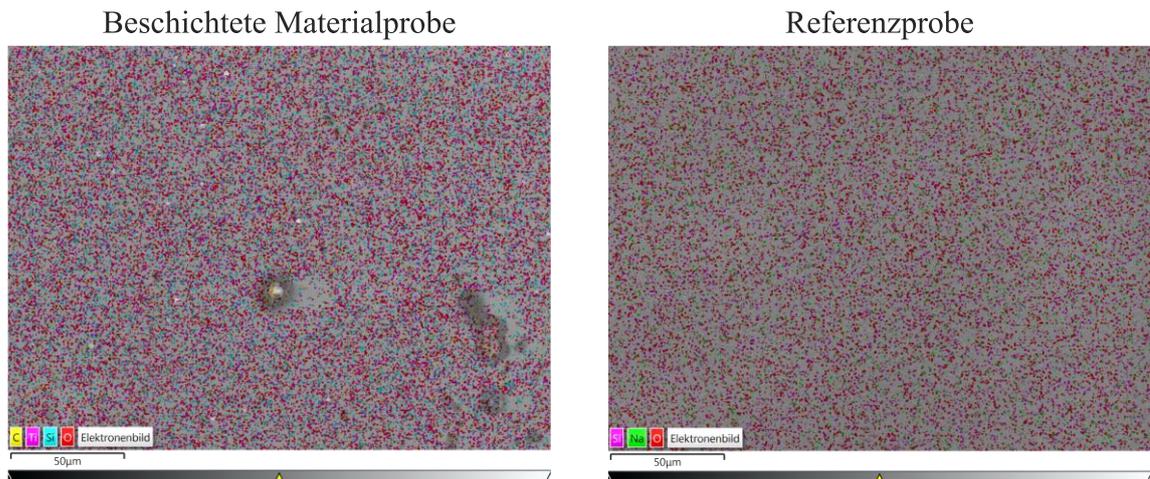


Abbildung 62: Vergleich zweier EDS Überlagerungsbilder; Links: Beschichtete Materialprobe; Rechts: Unbeschichtete Referenzprobe

Wie in Abbildung 62 links zu erkennen ist, zeigt das EDS Überlagerungsbild der beschichteten Materialprobe Titan (Magenta), das infolge der Kathodenerosion auf den Objektträger aufgebracht wurde. Die Elemente Silizium (Türkis) und Sauerstoff (Rot) sind Materialbestandteile des Glasobjektträgers. Die geringen Spuren von Kohlenstoff (Gelb) sind vermutlich Rückstände der initial aufgetragenen leitfähigen Schicht für die „triggerless“ Zündmethodik, welche aus Graphit bestand. Im Vergleich dazu zeigt das rechte Bild keine Spuren von Titan, sondern lediglich die Bestandteile der Materialprobe. Diese Methodik liefert eine qualitative Abschätzung des Expansionswinkels, welcher $\sim 160^\circ$ beträgt. Bei Betrachtung der experimentell ermittelten Winkelabhängigkeiten der Ionenstrom-Dichteverteilungen von Lun et al. [85] und Pietzka [20], welche maximal 180° betragen, weißt das vorliegende Triebwerk einen vergleichbaren Wert auf.

7.6. Entladecharakteristik

Die Messung der Entladecharakteristik wurde mit Hilfe der Aufnahme des Spannungs- und Stromverlaufes realisiert, anhand welcher die Dauer der Entladung bestimmt werden kann.

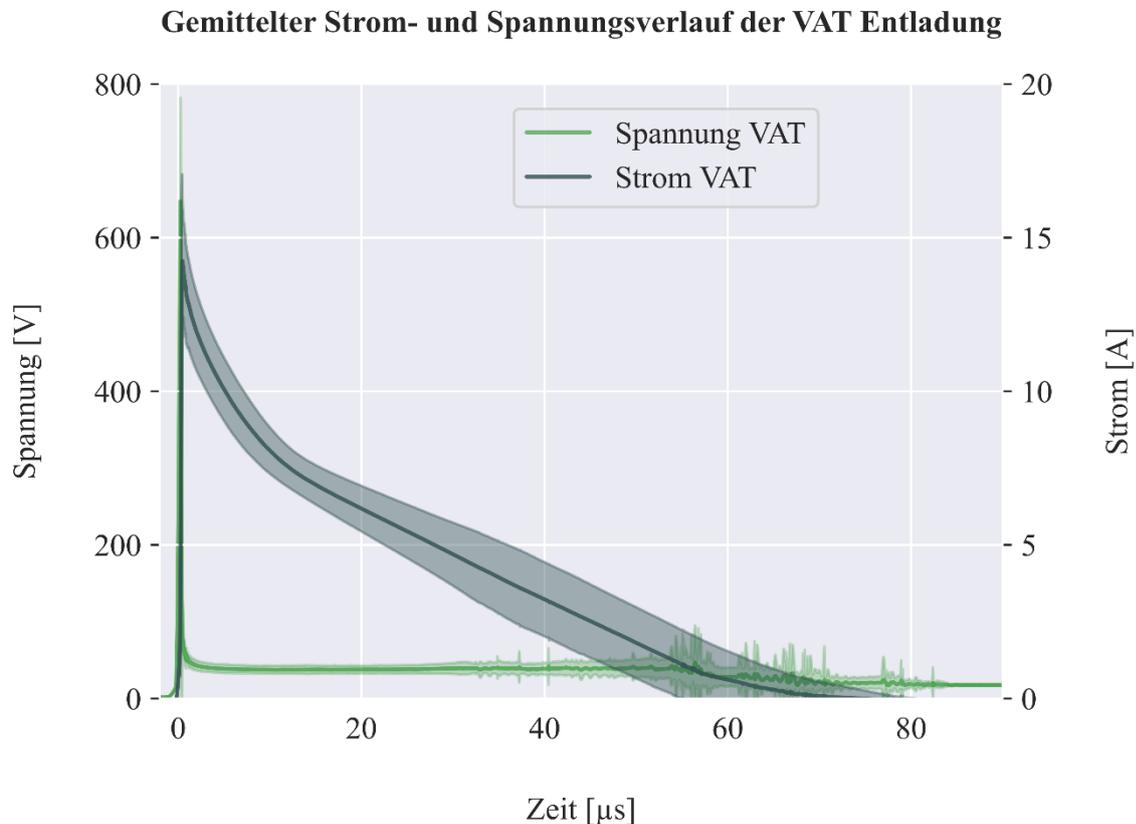


Abbildung 63: Durchschnittliche Entladung des VATs über 50 Messaufnahmen.

In Abbildung 63 ist der Verlauf der beiden aufgenommenen Parameter dargestellt. Es wurde ein Durchschnittswert aus 50 Entladungen berechnet. Der schattierte Bereich stellt die Standardabweichung des entsprechenden Parameters dar. Die durchschnittliche Dauer der Entladung beträgt ca. $75 \mu\text{s}$ bei einer maximalen Zündspannung von $\sim 800 \text{ V}$ und einer Stromamplitude von $14,3 \text{ A}$. Es gilt jedoch zu berücksichtigen, dass die Spannungsamplitude vom Zustand des Triebkopfes abhängt, d. h. je nach Beschaffenheit des leitfähigen Pfades auf dem Isolator und dem Erosionsgrad der Kathode variiert der benötigte Spannungswert für einen elektrischen Durchbruch. Zur Bestimmung der durchschnittlichen Gesamtladung der Entladung wurde das Integral des Stromverlaufes berechnet. Es wurde die Trapezregel angewendet, was in einer Gesamtladung \bar{Q} von $289,795 \mu\text{C}$ resultiert. Die Erosionsrate des Triebwerkes wurde durch die Gewichtsabnahme im Rahmen von $10\,000$ Zündungen ermittelt. Bezogen auf die

durchschnittliche Gesamtladung ergab sich eine Erosionsrate von $E_R = 14,48 \frac{\mu g}{c}$. Mit Hilfe der Erosionsrate wurde gemäß Formel (7) und (15) der I_{sp} und die Effizienz η des VATs berechnet. Zum Vergleich wurde auch der theoretisch erzeugte Schub des Triebwerkes ermittelt. Hierfür wurde aus dem in Abbildung 63 abgebildeten Verlauf ein durchschnittlicher Entladestrom von $J_d = 3,838 A$ berechnet. Die Werte der Triebwerksgeometrie ergeben einen Schubkorrekturfaktor von $C_t = 0,3374$. Mit den Literaturwerten für Titan wurde ein theoretischer Schub von $0,558924 \mu N$ berechnet. Tabelle 14 zeigt die berechneten Kenngrößen des VATs. Für die Berechnung der Größen wurde der durchschnittliche Schubwert verwendet, welcher im Auslenkmodus mit Hilfe von k_{FA} berechnet wurde.

Tabelle 14: Gemessene Ergebnisse der charakteristischen Kenngrößen des VATs.

	\bar{F}_{T,Aus_FA}	\bar{F}_{T,Aus_Osc}	$\bar{F}_{T,Komp_FA}$	I_{sp}	η	TTP
	[μN]	[μN]	[μN]	[s]	[%]	$\left[\frac{\mu N}{W}\right]$
Durchschnittswert	1,17656	0,94122	0,96904	1068	1,67	3,19

Die berechneten Werte für die theoretisch erzielten Parameter des Experimentes sind in Tabelle 15 zu sehen.

Tabelle 15: Theoretische Ergebnisse der charakteristischen Kenngrößen des VATs.

	F_T [μN]	I_{sp} [s]	η [%]	TTP [$\frac{\mu N}{W}$]
Durchschnittswert	0,558924	507	0,38	1,51

Die theoretisch ermittelten Werte liegen etwa um einen Faktor 2 unter den experimentell ermittelten. Der für den vorliegenden VAT berechnete Schubkorrekturfaktor beträgt ca. die Hälfte des angegebenen Wertes von Polk et al., weshalb es zu einer guten Übereinstimmung zwischen dem gemessenen und theoretisch erhaltenen Schubwert kommt. Da für die Berechnung des spezifischen Impulses der Schub benötigt wird, existiert auch hier ein Faktor

2 zwischen den beiden I_{sp} Werten. Für die Berechnung der Effizienz trägt der quadratische Wert des Schubes bei, wodurch die theoretische Effizienz um das Vierfache geringer ist. Für das TTP gilt selbiges wie für den spezifischen Impuls, weshalb das berechnete TTP doppelt so hoch ausfällt.

Für die Berechnung der Effizienz der PPU wurden die Energien berechnet, welche zu unterschiedlichen Zeiten gespeichert waren. Die über den Ladevorgang aus Abbildung 47 eingebrachte Energie ergibt sich aus dem Integral der Leistungskurve, was sich auf einen Wert von $172,64 \text{ mJ}$ beläuft. Nachdem die festgelegte Spannungsschwelle von ca. 23 V erreicht ist, schalten die MOSFETs ab und die gespeicherte Energie im Kondensator kann mittels der Kapazität und des Spannungslevels berechnet werden. Hier ergibt sich ein Wert von $58,19 \text{ mJ}$. Somit werden ca. $33,71 \%$ der eingebrachten Energie in dem Kondensator gespeichert. Der in Kapitel 7.1.2 beschriebene Ladevorgang erfolgte mit Hilfe eines Labornetzteiles, weshalb ein Vorwiderstand von 8Ω zwischengeschaltet wurde, damit das Netzteil die festgelegten 3 A Ladestrom liefert. Da - verglichen zum Vorwiderstand- der Widerstand $R_{DS(on)}$ des MOSFET Paares vernachlässigt werden kann, werden $\frac{2}{3}$ der Energie durch den Vorwiderstand verbraucht. Sobald der IGBT zugeschaltet wurde, fließt für $330 \mu\text{s}$ ein durchschnittlicher Strom von $8,8 \text{ A}$ über die Spule, welche somit eine Energie in Form eines magnetischen Feldes von 8 mJ speichert. Die Energie der VAT Entladung aus Abbildung 63 wurde durch das Integral der Leistungskurve berechnet und beträgt $12,3 \text{ mJ}$. Nachdem die Entladung erloschen ist, verblieb im Kondensator eine Restenergie von $12,13 \text{ mJ}$. Somit wurden $46,06 \text{ mJ}$ verbraucht, wovon $26,7 \%$ in die Entladung gehen. Der restliche Betrag wird durch parasitäre Effekte der Bauteile (Kondensator, Spule und IGBT) und dem Teil der elektronischen Schaltung zur Verarbeitung des V_CAP Signales (siehe Abbildung 25 und Abbildung 26) verbraucht. Somit ergibt sich aus dem Verhältnis der eingebrachten Ladeenergie zur ermittelten Entladeenergie des VAT eine Effizienz von $\eta = 7,12 \%$.

8. Diskussion

Das Ziel der vorliegenden Arbeit war die Entwicklung, Adaption und Integration eines Vakuumlichtbogentriebwerkes für die SeRANIS Kleinsatellitenmission. Da die Plattform mit > 15 Experimenten aus unterschiedlichen Forschungsgebieten bestückt ist, welche eigene Anforderungen hinsichtlich Konzept, Betriebsablauf und -dauer stellen, war der erste Schritt, ein Konzept über die Architektur des VAT-Experimentes und dessen Betriebsweise zu erstellen. Auf Basis dessen und der vorgegebenen Anforderungen des Satellitenbauers wurde das VAT Experiment entsprechend entworfen. Die Anforderungen beinhalteten Vorgaben bzgl. des mechanischen, thermischen und elektrischen Designs. Diese Erfordernisse galt es während der Entwicklung zu berücksichtigen, damit das Experiment schlussendlich nach erfolgreichem Absolvieren der festgelegten Qualifikationstests auf den Athene 1 Satelliten montiert werden kann.

8.1. Ablauf des Experimentes

Als Missionsziel des Experimentes wurden eine erfolgreiche Demonstration des entwickelten Triebwerkes in „space“ definiert, auf welchem optional weitere Unterziele aufsetzen. Die Architektur des Experimentes sah vor, dass vier Triebwerke mit jeweils eigener PPU an den Satelliten angebracht werden. Alle vier VATs sind mit einer übergeordneten Steuereinheit verbunden, welche für die Leistungsversorgung der PPU, die Überwachung des Experimentes, und die Kommunikation mit dem Satelliten verantwortlich ist, und somit die Schnittstelle zwischen den Triebwerken und dem Satelliten darstellt. Das Betriebskonzept sieht aufgrund des übergeordneten Ablaufplanes der Satellitenplattform und dem Ablauf anderer Experimente mehrere Betriebszyklen von 36 *Minuten* vor. Während eines Zyklus‘ wird eine von der PSCU überwachte und festgelegte Sequenz von Betriebsmodi durchlaufen. Definierte Zustände und ein kontrollierter Übergang zwischen den Modi eines Triebwerkes sind durch eine auf dem Mikrokontroller aufgespielte Zustandsmaschine gewährleistet.

8.2. Physikalische Umsetzung der Anforderungen

Die Umsetzung der mechanischen Anforderungen ergab ein Modell (siehe Abbildung 64), das zum einen die Massebegrenzung von 312 *g* erfüllte, und stabil genug ausgelegt worden ist,

um die mechanischen Vibrationstest schadenfrei zu bestehen. Die Resonanzfrequenz von $> 500 \text{ Hz}$ für jede Bewegungsrichtung wurde gewährleistet. Lediglich die Ursache für die Reduzierung der Resonanzfrequenz um 50 Hz für die z - Richtung gilt es zu untersuchen. Bei der anschließenden visuellen Untersuchung des Experimentes konnten keinerlei Schäden entdeckt werden und die Funktionsprüfung im Anschluss war ebenso erfolgreich. Nachdem die z - Richtung die zuletzt untersuchte Bewegungsrichtung war,

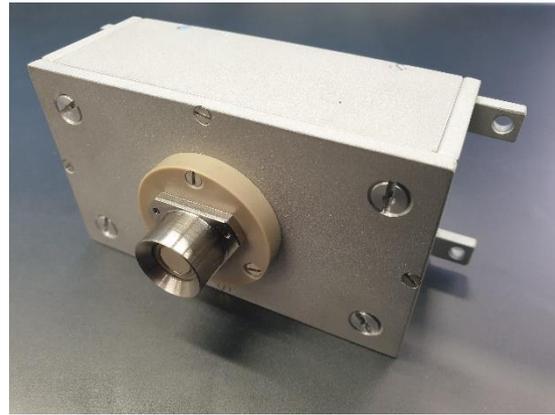


Abbildung 64: Kamerabild der erfolgreich teilqualifizierten (Vibrations- und Thermaltests) VAT Komponente.

ist eine mögliche Erklärung für die Frequenzverschiebung, die Lockerung von einer oder mehreren Schrauben, welche die Aluminiumbox zusammenhalten, infolge der mechanischen Beanspruchungen. Da der finale Resonanzfrequenzwert mit 1240 Hz allerdings weiter über dem vorgegebenen Grenzwert liegt, wurden die mechanischen Qualifikationstests erfolgreich bestanden. Die durchgeführten thermischen Tests wiesen die Funktionalität des Triebwerkes innerhalb der festgelegten Betriebstemperaturen nach. Da der Masseverlust bzgl. Ausgasverhaltens unterhalb des vorgegebenen Wertes lag, wurden die thermischen Anforderungen erfüllt. Die entwickelte PPU basiert auf einem mit einer Kapazität von $220 \mu\text{F}$ ergänzten IES, die als primäre Energiequelle dient. Eine selbstregulierende Logik sorgt für eine definierte Zündungssequenz, die nach Laden der Kapazität beinhaltet, dass eine Trennung des Leistungsbus‘ des Satelliten vor der Zündung des VATs stattfindet, was einen Baustein der Sicherheitsvorkehrungen darstellt. Darüber hinaus ist die PPU mit einer eigenen Telemetrie ausgestattet, indem das Spannungslevel des Kondensators und der Entladestrom des VATs überwacht wird. Somit kann Rückschluss auf den Zustand des Triebwerkes und die Anzahl durchgeführter Zündungen gezogen werden. Die PPU verbraucht mit maximal $0,48 \text{ W}$ lediglich einen Bruchteil der zur Verfügung stehenden Leistung der Satellitenplattform. Hinsichtlich der elektrischen Anforderungen bleiben somit noch die ausstehenden EMV Tests, um zu überprüfen, ob das Experiment resistent gegenüber Störeinflüssen ist bzw. diese in einem akzeptablen Ausmaß emittiert. Die Technischen Kennwerte des Experimentes sind in Tabelle 16 aufgeführt.

Tabelle 16: Technischen Kennwerte der VAT Komponente.

	m [g]	P [W]	f_0 [Hz]	T [°C]	RML [%]	$P_{Strahlung}$ [W]
VAT	312	0,48	x: > 2000 y: 730 z: 1290	-30 – 50	0,01	12,87

Obwohl die zur Verfügung gestellte Leistung von Athene 1 den Betrieb eines leistungsstärkeren VATs ermöglichen würde, wurden die Ressourcen bewusst nicht ausgeschöpft, sodass das Experiment direkt einsatzbereit für den Einbau in einen Nanosatelliten ist, da diese Satellitenklasse das Anwendungsfeld des VATs widerspiegelt. Ein Vergleich der technischen Kennwerte aus Tabelle 16 mit den Masse-, Größen- und Leistungsvorgaben eines CubeSats zeigt, dass das vorliegende Modell dafür geeignet ist [141]. Da darüber hinaus etwa $\frac{2}{3}$ der Gesamtmasse einer VAT Komponente auf das Aluminiumgehäuse entfallen, reduziert sich die Masse auf < 100 g.

8.3. Charakterisierung des Experimentes

Begleitend zu den Qualifikationstest erfolgte auch die Charakterisierung des Triebwerkes. Die ermittelten Werte sind in Tabelle 17 zusammengetragen.

Tabelle 17: Charakteristischen Kennwerte des Triebwerkes.

	\bar{F}_T	I_{sp}	η	TTP	E_R	\bar{E}	\bar{Q}	ϕ
	[μN]	[s]	[%]	$\left[\frac{\mu N}{W}\right]$	$\left[\frac{\mu g}{C}\right]$	[mJ]	[mC]	[°]
VAT	1,17656	1068	1,67	3,19	14,48	12,3	0,29	< 180

Bei Vergleich mit publizierten Werten aus vorherigen wissenschaftlichen Untersuchungen bewegen sich die in dieser Arbeit ermittelten Werte in einem ähnlichen Bereich. Aheieva et al. berichten von einem für Lageregelung entwickelten VAT mit einem spezifischen Impuls von

1300 s und einer Effizienz von 2,66 % [142]. Das 2001 von Schein et al. vorgestellte neue Design eines VATs inklusive IES wies ein $TTP = 2,2 \left[\frac{\mu N}{W} \right]$ und eine Effizienz von 5,6 % auf [82]. Der damals mit einem Nachführmechanismus entwickelte VAT von Kronhaus et al. besaß die Werte $I_{sp} = 850 s$, $TTP = 4,4 \left[\frac{\mu N}{W} \right]$ und $\eta = 1,2 \%$ [87] [13]. Somit befindet sich das entwickelte Triebwerk mit seinen Kennwerten in einem sehr ähnlichen Bereich wie die zuvor erwähnten Antriebe.

8.4. Fazit und Ausblick

Die vorgestellte Architektur mit dem festgelegten Betriebskonzept wurde zusammen mit der geplanten mechanischen, thermischen und elektrischen Auslegung der Experimentkomponenten im März 2024 dem CDR unterzogen, welches erfolgreich bestanden wurde [143]. Mit dem Eintritt in die Qualifikationsphase wurde das EM der VAT Komponente den mechanischen Vibrations- und Thermalvakuumtests unterzogen. Diese konnten, wie die vorgestellten Resultate zeigen, ohne Beanstandungen durchlaufen werden. Da die Fertigung des EMs der PSCU Komponente zum Zeitpunkt der Vollendung der vorliegenden Arbeit nicht vollständig abgeschlossen war, stehen die beschriebenen Qualifikationstests hierfür noch aus. Somit kann für die PSCU ein TRL von 4 festgelegt werden. Da die Funktionsweise eines EMs des Vakuumlichtbogentriebwerkes innerhalb der durchgeführten und bestandenen Qualifikationstests unter „space“ nahen Bedingungen nachgewiesen wurde, kann der aktuell vorliegende Reifegrad der VAT Komponente mit TRL 7 beurteilt werden. Somit konnte innerhalb dieser Arbeit eine Erhöhung des TRLs um 3 *Stufen* erreicht werden.

Das Triebwerk wird als nächsten Schritt die geforderten EMV Tests absolvieren, ehe Ende 2024 das QR stattfindet. Im Anschluss daran gilt es, das FM zu fertigen, da dieses Modell dem Satellitenbauer für die Integration in den Satelliten übergeben wird. Darüber hinaus sind noch Lebensdauertests von Interesse, um im Falle eines erfolgreichen Starts der Mission und der Inbetriebnahme des Experimentes einen Vergleichswert parat zu haben. Als momentaner Anhaltspunkt können hierfür die im Rahmen der Schubmessungen erfolgten Zündungen herangezogen werden, welche sich auf ca. 65 000 belaufen.

9. Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit wurde ein VAT Experiment für die Kleinsatellitenmission SeRANIS entworfen und entwickelt. Dazu wurde auf Basis der Missionsspezifikationen eine Experimentarchitektur und ein vollständiges Betriebskonzept erstellt. Der Aufbau des Experimentes sieht eine übergeordnete Leistungs- und Steuereinheit vor, die mit dem Athene 1 Satelliten verbunden ist und die vier Triebwerkseinheiten versorgt und steuert. Das Betriebskonzept umfasst die Definition und Beschreibung einer Ablaufsequenz zur Durchführung des Experimentes. Dazu wurden festgelegte Zustände definiert, die mit Hilfe einer Zustandsmaschine, die vom Mikrokontroller der übergeordneten PSCU betrieben wird, verwaltet werden. Neben den operativen Vorgaben wurden auch Anforderungen hinsichtlich des mechanischen, thermischen und elektrischen Designs an das Experiment gestellt. Auf Basis dieser wurde eine Triebwerkseinheit entworfen, die ausgestattet mit einer eigenen PPU ein Gesamtgewicht von 312 g besitzt. Die ebenfalls angepasste und auf einem IES basierende PPU benötigt für den Betrieb die Spannungslevel von 5 V und 24V bei 3 A, welche von der PSCU bereitgestellt werden. Eine entsprechend entwickelte Logik der PPU sorgt für eine sichere und strikt vorgegebene Zündungssequenz, indem nach Auslösung durch einen Trigger die PPU für weitere Signale deaktiviert ist. Der Trigger löst eine Kaskade an Steuersignalen aus, die für das Aufladen des IES sorgen und eine Trennung vom Leistungsbuss des Satelliten sicherstellen, ehe die Zündung des VATs einsetzt. Somit ist eine maximale Sicherheitsvorkehrung für den Satelliten getroffen. Darüber hinaus ist die PPU mit einer Telemetrie ausgestattet, die es ermöglicht, den Ladevorgang des IES und den Entladestrom infolge der Zündung zu detektieren, wodurch der Zustand des Triebkopfes diagnostiziert werden kann. Die Auslegung der Elektronik erfolgte nach den elektrischen und thermischen Anforderungen, sodass nur vakuumtaugliche und AEC_Q qualifizierte Komponenten eingesetzt wurden. Die durchgeführten Qualifikationstests in Form von mechanischen Vibrations- und Vakuumthermaltests wurden erfolgreich bestanden, da die mechanische Stabilität und auch die Funktionalität vor – bei den thermischen Tests zusätzlich während – und danach gegeben war. Somit konnte das TRL des Vakuumlichtbogentriebwerkes, welches zu Beginn der Arbeit bei Level 4 war, auf TRL 7 erhöht werden. Zur Bestimmung der Triebwerkparameter wurden Schubmessungen durchgeführt und die Entladecharakteristik ausgewertet. Dabei ergab sich ein mittlerer Schubwert von $1,18 \mu N$. Der spezifische Impuls beträgt 1068 s bei einem

Wirkungsgrad von 1,67 % und einem $TTP = 3,19 \frac{\mu N}{W}$. Zusätzlich wurde die Abstrahlcharakteristik des Triebwerkes untersucht, was einen Winkel von $< 180^\circ$ aufgrund der verwendeten Triebwerksgeometrie ergab.

Im nächsten Schritt gilt es für die VAT Komponente die geforderten EMV Messungen erfolgreich zu bestehen, sodass der nächste Meilenstein im Projekt in Form des QR erreicht werden kann, während bei der PSCU noch die benötigten mechanischen Vibrations- und Vakuumthermaltests ausstehen. Darüber hinaus gilt es noch die Gesamtlebensdauer des Triebwerkes zu bestimmen, um etwaige Vergleichswerte bei einem möglichen erfolgreichen Betrieb unter realen Bedingungen zu erhalten.

10. Literaturverzeichnis

1. Pascoa, J.C.; Teixeira, O.; Filipe, G. A Review of Propulsion Systems for CubeSats. In *Proceedings of the ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition - 2018*. ASME 2018 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Pittsburgh, Pennsylvania, USA, 11/9/2018 - 11/15/2018; The American Society of Mechanical Engineers, Ed.; New York, N.Y., 2019, ISBN 978-0-7918-5200-2.
2. O'Reilly, D.; Herdrich, G.; Kavanagh, D.F. Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review. *Aerospace* **2021**, *8*, 22, doi:10.3390/aerospace8010022.
3. Kulu, E. Nanosats Database. Available online: <https://www.nanosats.eu/> (accessed on 26 August 2024).
4. Levchenko, I.; Xu, S.; Teel, G.; Mariotti, D.; Walker, M.L.R.; Keidar, M. Recent progress and perspectives of space electric propulsion systems based on smart nanomaterials. *Nat Commun* **2018**, *9*, 879, doi:10.1038/s41467-017-02269-7.
5. Levchenko, I.; Bazaka, K.; Ding, Y.; Raitses, Y.; Mazouffre, S.; Henning, T.; Klar, P.J.; Shinohara, S.; Schein, J.; Garrigues, L.; et al. Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers. *Applied Physics Reviews* **2018**, *5*, doi:10.1063/1.5007734.
6. Clark, C. Huge Power Demand...Itsy-Bitsy Satellite: Solving the CubeSat Power Paradox. In *24th Annual AIAA/USU Small Satellite Conference*. 2010 - Connecting the Dots: Bringing Visionaries, System Implementers & Mission Sponsors together, Logan, USA, 09-12, August; AIAA/USU, Ed., 2010.
7. Bilal M. M. Bomani. *CubeSat Technology Past and Present: Current State-Of-The-Art Survey* E-19928, 2021. Available online: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20210000201>.
8. Martin Langer; Jasper Bouwmeester. Reliability of CubeSats – Statistical Data, Developers' Beliefs and the Way Forward. In *30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*. Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC16-X-2, Logan, USA; AIAA/USU, Ed., 2016.
9. Edpuganti, A.; Khadkikar, V.; Zeineldin, H.; Moursi, M.S.E.; Hosani, M.A. Enhancing Lifetime of 1U/2U CubeSat Electric Power System With Distributed Architecture and Power-Down Mode. *IEEE Trans. on Ind. Applicat.* **2022**, *58*, 901–913, doi:10.1109/TIA.2021.3128373.

10. Erlank, A.O.; Bridges, C.P. The satellite stem cell architecture. In *2016 IEEE Symposium Series on Computational Intelligence (SSCI)*, Proceedings : 6-9 December 2016, Athens, Greece. 2016 IEEE Symposium Series on Computational Intelligence (SSCI), Athens, Greece, 12/6/2016 - 12/9/2016; IEEE: Piscataway, NJ, 2016; pp 1–8, ISBN 978-1-5090-4240-1.
11. Carandente, V.; Savino, R. New Concepts of Deployable De-Orbit and Re-Entry Systems for CubeSat Miniaturized Satellites. *ENG* **2014**, *8*, 2–12, doi:10.2174/1872212108666140204004335.
12. Millan, R.M.; Steiger, R. von; Ariel, M.; Bartalev, S.; Borgeaud, M.; Campagnola, S.; Castillo-Rogez, J.C.; Fléron, R.; Gass, V.; Gregorio, A.; et al. Small satellites for space science. *Advances in Space Research* **2019**, *64*, 1466–1517, doi:10.1016/j.asr.2019.07.035.
13. Alnaqbi, S.; Darfilal, D.; Sweil, S.S.M. Propulsion Technologies for CubeSats: Review. *Aerospace* **2024**, *11*, 502, doi:10.3390/aerospace11070502.
14. Manente, M.; Magarotto, M. 20 - Electric propulsion systems. In *Next Generation CubeSats and SmallSats: Enabling Technologies, Missions, and Markets*, 1st ed.; Branz, F., Ed.; Elsevier: San Diego, 2023; pp 485–517, ISBN 978-0-12-824541-5.
15. Levchenko, I.; Xu, S.; Mazouffre, S.; Lev, D.; Pedrini, D.; Goebel, D.; Garrigues, L.; Taccogna, F.; Bazaka, K. Perspectives, frontiers, and new horizons for plasma-based space electric propulsion. *Physics of Plasmas* **2020**, *27*, doi:10.1063/1.5109141.
16. Krejci, D.; Lozano, P. Space Propulsion Technology for Small Spacecraft. *Proc. IEEE* **2018**, *106*, 362–378, doi:10.1109/JPROC.2017.2778747.
17. Schein, J.; Gerhan, A.; Rysanek, F.; Krishnan, M. Vacuum arc thruster for cubesat propulsion. In *28th IEPC*; Electric Rocket Propulsion Society, Ed.; Toulouse, 2003.
18. Schein, J.; Qi, N.; Binder, R.; Krishnan, M.; Ziemer, J.K.; Polk, J.E.; Anders, A. Inductive energy storage driven vacuum arc thruster. *Review of Scientific Instruments* **2002**, *73*, 925–927.
19. Mueller, J.; Hofer, R.; Ziemer, J. Survey of Propulsion Technologies Applicable to Cubesats. In *57th JANNAF Joint Propulsion Meeting*, Colorado Springs, CO, May 3; Joint Army Navy Nasa Air Force, Ed., 2010.
20. Pietzka, M. Development and Characterization of a Propulsion System for CubeSats based on Vacuum Arc Thrusters. Dissertation; Universität der Bundeswehr München, München, 2016.

21. Seranis. Home. Available online: <https://seranis.de/> (accessed on 21 August 2024).
22. Dr.-Ing. Andreas Knopp, UniBw M Prof. SeRANIS – Spitzenforschung im Weltraum für Bundeswehr und Gesellschaft. Available online: <https://www.bundeswehr.de/de/organisation/personal/seranis-spitzenforschung-im-weltraum-fuer-bundeswehr-und-gesellschaft-5450302> (accessed on 7 March 2024).
23. Manning, C.G. Technology Readiness Levels - NASA. Available online: <https://www.nasa.gov/directorates/somd/space-communications-navigation-program/technology-readiness-levels/> (accessed on 4 September 2024).
24. ESA signs Memorandum of Intent with SeRANIS to collaborate and experiment with 5G and 6G NTN communications. Available online: <https://connectivity.esa.int/news/esa-signs-memorandum-intent-seranis-collaborate-and-experiment-5g-and-6g-ntn-communications> (accessed on 26 August 2024).
25. Bachmann, J.; Kinzel, A.; Porcelli, F.; Schmidt, A.; Schwarz, R.; Hofmann, C.; Förstner, R.; Knopp, A. *SeRANIS: In-Orbit-Demonstration von Spitzentechnologie auf einem Kleinsatelliten*, 2024.
26. Mazouffre, S. Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches. *Plasma Sources Sci. Technol.* **2016**, *25*, 33002, doi:10.1088/0963-0252/25/3/033002.
27. Anderson, W. Rocket Engines. In *Encyclopedia of energy*; Cleveland, C.J., Ed.; Elsevier Acad. Press: Amsterdam, 2004; pp 483–491, ISBN 978-0-12-176480-7.
28. Goebel, D.M.; Katz, I.; Mikellides, I.G. *Fundamentals of electric propulsion*, Second edition; Wiley: Hoboken, New Jersey, 2024, ISBN 9781394163236.
29. Jahn, R.G. *Physics of electric propulsion*, Dover ed., unabridged republication; Dover Publ: Mineola, NY, 2006, ISBN 9780486450407.
30. Esho, A.O.-O.; Iluyomade, T.D.; Olatunde, T.M.; Igbinenikaro, O.P. Electrical propulsion systems for satellites: a review of current technologies and future prospects. *Int. J. Front. Eng. Technol. Res.* **2024**, *6*, 35–44, doi:10.53294/ijfetr.2024.6.2.0034.
31. Boxman, R.L.; Goldsmith, S. Principles and applications of vacuum arc coatings. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **1989**, *17*, 705–712, doi:10.1109/27.41186.
32. Vetter, J. Vacuum arc coatings for tools: potential and application. *Surface and Coatings Technology* **1995**, *76-77*, 719–724, doi:10.1016/0257-8972(95)02499-9.

33. Sorensen, R.W.; Mendenhall, H.E. Vacuum Switching Experiments at California Institute of Technology. *Trans. Am. Inst. Electr. Eng.* **1926**, *XLV*, 1102–1107, doi:10.1109/T-AIEE.1926.5061306.
34. Yao, X.; Wang, J.; Ai, S.; Liu, Z.; Geng, Y.; Hao, Z. Vacuum Switching Technology for Future of Power Systems. *Engineering* **2022**, *13*, 164–177, doi:10.1016/j.eng.2021.11.020.
35. Mesyats, G.A. Primary and secondary processes of explosive electron emission. *J Appl Mech Tech Phys* **1981**, *21*, 690–695, doi:10.1007/BF00910175.
36. Dyke, W.P.; Trolan, J.K.; Martin, E.E.; Barbour, J.P. The Field Emission Initiated Vacuum Arc. I. Experiments on Arc Initiation. *Phys. Rev.* **1953**, *91*, 1043–1054, doi:10.1103/PhysRev.91.1043.
37. Bugaev, S.P.; Litvinov, E.A.; Mesyats, G.A.; Proskurovskii, D.I. Explosive emission of electrons. *Sov. Phys. Usp.* **1975**, *18*, 51–61, doi:10.1070/PU1975v018n01ABEH004693.
38. Anders, A. *Cathodic Arcs: From Fractal Spots to Energetic Condensation*; Springer-Verlag New York: New York, NY, 2008, ISBN 9780387791074.
39. Litvinov, E.A. Theory of Explosive Electron Emission. *IEEE Trans. Elect. Insul.* **1985**, *EI-20*, 683–689, doi:10.1109/TEI.1985.348885.
40. Jüttner, B. Über die Gültigkeit der Fowler-Nordheim-Gleichung bei der Feldemission von Mikrospitzen auf ausgedehnten Metalloberflächen. *Contrib Plasma Phys* **1969**, *9*, 179–188, doi:10.1002/ctpp.19690090208.
41. Coulombe, S.; Meunier, J.-L. Arc-cold cathode interactions: parametric dependence on local pressure. *Plasma Sources Sci. Technol.* **1997**, *6*, 508–517, doi:10.1088/0963-0252/6/4/008.
42. *Vacuum arcs: Theory and application*; Lafferty, J.M.; Corbine, J.D., Eds.; Wiley: New York, 1980, ISBN 0471065064.
43. Beilis, I. *Plasma and spot phenomena in electrical arcs*; Springer: Cham, Switzerland, 2020, ISBN 9783030447465.
44. Rich, J.A. Resistance Heating in the Arc Cathode Spot Zone. *Journal of Applied Physics* **1961**, *32*, 1023–1031, doi:10.1063/1.1736153.
45. Beilis, I.I. Cathode Spot Development on a Bulk Cathode in a Vacuum Arc. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **2013**, *41*, 1979–1986, doi:10.1109/TPS.2013.2256472.
46. Anders, A. Ion charge state distributions of vacuum arc plasmas: The origin of species. *Phys. Rev. E* **1997**, *55*, 969–981, doi:10.1103/PhysRevE.55.969.

47. Beilis, I.I. Vacuum Arc Cathode Spot Theory: History and Evolution of the Mechanisms. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **2019**, *47*, 3412–3433, doi:10.1109/TPS.2019.2904324.
48. Siemroth, P.; Schulke, T.; Witke, T. Investigation of cathode spots and plasma formation of vacuum arcs by high speed microscopy and spectroscopy. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **1997**, *25*, 571–579, doi:10.1109/27.640667.
49. Jüttner, B. Cathode spots of electric arcs. *J. Phys. D: Appl. Phys.* **2001**, *34*, R103-R123, doi:10.1088/0022-3727/34/17/202.
50. Beilis, I.I. The Phenomenon of a Cathode Spot in an Electrical Arc: The Current Understanding of the Mechanism of Cathode Heating and Plasma Generation. *Plasma* **2024**, *7*, 329–354, doi:10.3390/plasma7020019.
51. Beilis, I.I. Continuous Transient Cathode Spot Operation on a Microprotrusion: Transient Cathode Potential Drop. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **2011**, *39*, 1277–1283, doi:10.1109/TPS.2011.2126601.
52. Kimblin, C.W. Anode Voltage Drop and Anode Spot Formation in dc Vacuum Arcs. *Journal of Applied Physics* **1969**, *40*, 1744–1752, doi:10.1063/1.1657842.
53. Boxman, R.L.; Harris, J.H.; Bless, A. Time Dependence of Anode Spot Formation Threshold Current in Vacuum Arcs. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **1978**, *6*, 233–237, doi:10.1109/TPS.1978.4317120.
54. Miller, H.C. Discharge Modes at the Anode of a Vacuum Arc. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **1983**, *11*, 122–127, doi:10.1109/TPS.1983.4316238.
55. Beilis, I.I. State of the theory of vacuum arcs. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **2001**, *29*, 657–670, doi:10.1109/27.964451.
56. Lun, J. Development of a vacuum arc thruster for nanosatellite propulsion: Development of a vacuum arc thruster for nanosatellite propulsion. Master Thesis; University of Stellenbosch, Stellenbosch, 2008.
57. Lun, J.; Dobson, R.T.; Steyn, W.H. Determining Vacuum-Arc Thruster Performance Using a Cathode-Spot Model. *Journal of Propulsion and Power* **2010**, *26*, 663–672, doi:10.2514/1.41625.
58. R. Boxman; D. Sanders; P. Martin. *Handbook of vacuum arc science and technology : fundamentals and applications*; Noyes Publisher: Park Ridge, NJ, USA, 1995.

59. Boxman, R.L.; Goldsmith, S.; Greenwood, A. Twenty-five years of progress in vacuum arc research and utilization. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **1997**, *25*, 1174–1186, doi:10.1109/27.650894.
60. Kimblin, C.W. Erosion and ionization in the cathode spot regions of vacuum arcs. *Journal of Applied Physics* **1973**, *44*, 3074–3081, doi:10.1063/1.1662710.
61. Kutzner, J.; Miller, H.C. Ion flux from the cathode region of a vacuum arc. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **1989**, *17*, 688–694, doi:10.1109/27.41183.
62. Cohen, Y.; Boxman, R.L.; Goldsmith, S. Angular distribution of ion current emerging from an aperture anode in a vacuum arc. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **1989**, *17*, 713–716, doi:10.1109/27.41187.
63. Wieckert, C. A Multicomponent Theory of the Cathodic Plasma Jet in Vacuum Arcs. *Contrib Plasma Phys* **1987**, *27*, 309–330, doi:10.1002/ctpp.19870270502.
64. Krinberg, I.A. Acceleration of a multicomponent plasma in the cathode region of a vacuum arc. *Tech. Phys.* **2001**, *46*, 1371–1378, doi:10.1134/1.1418498.
65. Mesyats, G.A.; Barenholt's, S.A. Mechanism of anomalous ion generation in vacuum arcs. *Phys.-Usp.* **2002**, *45*, 1001–1018, doi:10.1070/PU2002v045n10ABEH001247.
66. Paperny, V.L.; Chernich, A.A.; Astrakchantsev, N.V.; Lebedev, N.V. Ion acceleration at different stages of a pulsed vacuum arc. *J. Phys. D: Appl. Phys.* **2009**, *42*, 155201, doi:10.1088/0022-3727/42/15/155201.
67. Plyutto, A.A.; Ryshkov, V.N.; Kapin, A.T. High Speed Plasma Streams in Vacuum Arcs. *Journal of Experimental and Theoretical Physics* **1963**, 328.
68. Anders, A.; Anders, S.; Forster, A.; Brown, I.G. Pressure ionization: its role in metal vapour vacuum arc plasmas and ion sources. *Plasma Sources Sci. Technol.* **1992**, *1*, 263–270, doi:10.1088/0963-0252/1/4/006.
69. Tuma, D.T.; Chen, C.L.; Davies, D.K. Erosion products from the cathode spot region of a copper vacuum arc. *Journal of Applied Physics* **1978**, *49*, 3821–3831, doi:10.1063/1.325386.
70. Heberlein, J.V.R.; Porto, D.R. The Interaction of Vacuum Arc Ion Currents with Axial Magnetic Fields. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **1983**, *11*, 152–159, doi:10.1109/TPS.1983.4316243.

71. Forster, R.; Kirner, C.; Schein, J. Plasma Expansion Characterization of a Vacuum Arc Thruster with Stereo Imaging. *Applied Sciences* **2023**, *13*, 2788, doi:10.3390/app13052788.
72. Boxman, R.L.; Beilis, I.I.; Gidalevich, E.; Zhitomirsky, V.N. Magnetic control in vacuum arc deposition: a review. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **2005**, *33*, 1618–1625, doi:10.1109/TPS.2005.856532.
73. Daalder, J.E. Cathode spots and vacuum arcs. *Physica B+C* **1981**, *104*, 91–106, doi:10.1016/0378-4363(81)90040-1.
74. Boxman, R.L.; Goldsmith, S. Macroparticle contamination in cathodic arc coatings: generation, transport and control. *Surface and Coatings Technology* **1992**, *52*, 39–50, doi:10.1016/0257-8972(92)90369-L.
75. Disatnik, G.; Boxman, R.L.; Goldsmith, S. Characteristics of Macroparticle Emission from a High-Current-Density Multi-Cathode Spot Vacuum Arc. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **1987**, *15*, 520–523, doi:10.1109/TPS.1987.4316747.
76. Shalev, S.; Boxman, R.L.; Goldsmith, S. Velocities and emission rates of cathode-produced molybdenum macroparticles in a vacuum arc. *Journal of Applied Physics* **1985**, *58*, 2503–2507, doi:10.1063/1.335927.
77. Boxman, R.L.; Sanders, D.M.; Martin, P.J. *Handbook of vacuum arc science and technology: Fundamentals and applications*; Noyes Publications: Park Ridge, N.J., 1995, ISBN 9780815517795.
78. Anders, A.; Brown, I.G.; MacGill, R.A.; Dickinson, M.R. 'Triggerless' triggering of vacuum arcs. *J. Phys. D: Appl. Phys.* **1998**, *31*, 584–587, doi:10.1088/0022-3727/31/5/015.
79. Gilmour, A.S., JR. Concerning the feasibility of a vacuum arc thruster. In *AIAA Fifth Electric Propulsion Conference*, San Diego, CA, March 7-9; American Institute of Aeronautics and Astronautics, Ed., 1966.
80. Qi, N.; Gensler, S.; Prasad, R.; Krishnan, M.; Vizir, A.; Brown, I. A pulsed vacuum arc ion thruster for distributed small satellite systems. In *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Reston, Virginia; American Institute of Aeronautics and Astronautics, Ed.; American Institute of Aeronautics and Astronautics: Reston, Virginia, 1998.
81. Kolbeck, J.; Anders, A.; Beilis, I.I.; Keidar, M. Micro-propulsion based on vacuum arcs. *Journal of Applied Physics* **2019**, *125*, 220902, doi:10.1063/1.5081096.

82. Jochen Schein; Niansheng Qi; Robert Binder; Mahadevan Krishnan; André Anders. Low mass vacuum arc thruster system for station keeping missions. In *27th International Electric Propulsion Conference*, Pasadena, CA, 15-19 October; IEPC, Ed., 2001.
83. Rysanek, F.; Hartmann, W.; Schein, J.; Binder, R. Microvacuum arc thruster design for a cubesat class satellite. In *2002 - "Breakthrough technologies" - The foundation of the future*, 16th Annual Conference, Logan, Utah, USA; Small Satellite Conference, Ed., 2002.
84. M. Keidar. *Micro-Cathode Arc Thruster for small satellite propulsion*, 800 22nd St NW, Washington, DC 20052.
85. Lun, J.; Law, C. Influence of Cathode Shape on Vacuum Arc Thruster Performance and Operation. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **2015**, *43*, 198–208, doi:10.1109/TPS.2014.2361439.
86. Polk, J.E.; Sekerak, M.J.; Ziemer, J.K.; Schein, J.; Qi, N.; Anders, A. A Theoretical Analysis of Vacuum Arc Thruster and Vacuum Arc Ion Thruster Performance. *IEEE Trans. Plasma Sci.* **2008**, *36*, 2167–2179, doi:10.1109/TPS.2008.2004374.
87. Kronhaus, I.; Laterza, M.; Maor, Y. Inline screw feeding vacuum arc thruster. *Review of Scientific Instruments* **2017**, *88*, 43505, doi:10.1063/1.4979706.
88. Keidar, M. Micro-Cathode Arc Thruster for small satellite propulsion. In *2016 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, Montana, USA, 5-12 March; IEEE, 2016.
89. Schein, J.; Qi, N.; Binder, R.; Krishnan, M.; Ziemer, J.K.; Polk, J.E.; Anders, A. Inductive energy storage driven vacuum arc thruster. *Review of Scientific Instruments* **2002**, *73*, 925–927, doi:10.1063/1.1428784.
90. Keidar, M.; Schein, J.; Wilson, K.; Gerhan, A.; Au, M.; Tang, B.; Idzkowski, L.; Krishnan, M.; Beilis, I.I. Magnetically enhanced vacuum arc thruster. *Plasma Sources Sci. Technol.* **2005**, *14*, 661–669, doi:10.1088/0963-0252/14/4/004.
91. Anders, A.; Schein, J.; Qi, N. Pulsed vacuum-arc ion source operated with a “triggerless” arc initiation method. *Review of Scientific Instruments* **2000**, *71*, 827–829, doi:10.1063/1.1150305.
92. Zolotukhin, D.B.; Keidar, M. Optimization of discharge triggering in micro-cathode vacuum arc thruster for CubeSats. *Plasma Sources Sci. Technol.* **2018**, *27*, 74001, doi:10.1088/1361-6595/aacdb0.
93. Matteo Laterza, I.K. Analysis of Erosion and Redeposition Processes in Coaxial Vacuum Arc Thrusters. In *36th International Electric Propulsion Conference*, Univerity of Vienna, Austria, September 15-20; IEPC, Ed., 2019.

94. Kramer, H.J. *BRICSat-P (Ballistic Reinforced Communication Satellite-Prototype)*, 2015. Available online: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/bricsat-p#sensor-complement-%C2%B5cat-aprs> (accessed on 22 August 2023).
95. Hurley, S.; Teel, G.; Lukas, J.; Haque, S.; Keidar, M.; Dinelli, C.; Kang, J. Thruster Subsystem for the United States Naval Academy's (USNA) Ballistically Reinforced Communication Satellite (BRICSat-P). *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences Aerospace Technology Japan* **2016**, *14*, 157-163, doi:10.2322/tastj.14.Pb_157.
96. Kramer, H.J. *HORYU-4 (High Voltage Technology Demonstration Satellite-4)*, 2016. Available online: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/horyu-4#references> (accessed on 22 August 2023).
97. Kramer, H.J. *CANYVAL-X (CubeSat Astronomy by NASA and Yonsei using Virtual Telescope Alignment eXperiment)*, 2016. Available online: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/canyval-x#secondary-payloads> (accessed on 22 August 2023).
98. Park, J.-P.; Park, S.; Lee, K.; Oh, H.J.; Choi, K.Y.; Song, Y.B.; Yim, J.-C.; Lee, E.; Hwang, S.-H.; Kim, S.; et al. Mission Analysis and CubeSat Design for CANYVAL-X mission. In *SpaceOps 2016 Conference*. SpaceOps 2016 Conference, 16-20 May; American Institute of Aeronautics and Astronautics, Ed.; American Institute of Aeronautics and Astronautics: Daejeon, Korea, 2016.
99. Song, Y.; Lee, Y.R.; Park, J.-P.; Park, S. CANYVAL-X: Operational Scenario and Strategy. In *The 15th International Conference on Space Operations*. 2018 SpaceOps Conference, 28 May - 1 June; American Institute of Aeronautics and Astronautics, Ed.; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.
100. Kühn, M.; Schein, J. Development of a High-Reliability Vacuum Arc Thruster System. *Journal of Propulsion and Power* **2022**, *38*, 752–758, doi:10.2514/1.B38202.
101. Polk, J.; Kakuda, R.; Anderson, J.; Brophy, J.; Rawlin, V.; Patterson, M.; Sovey, J.; Hamley, J. Validation of the NSTAR ion propulsion system on the Deep Space One mission - Overview and initial results. In *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Los Angeles, California, 20-24 June; American Institute of Aeronautics and Astronautics, Ed.; American Institute of Aeronautics and Astronautics: Reston, Virginia, 1999.
102. McAmis, R. A comparison of measured ground test and flight ISP for modern-day liquid rocket engine propulsion systems. In *31st Joint Propulsion Conference and Exhibit*, San

- Diego, CA, 10-13 July; American Institute of Aeronautics and Astronautics, Ed.; American Institute of Aeronautics and Astronautics: Reston, Virginia, 1995.
103. Arnflo, K.; Crowe, B. In-space demonstration of high performance green propulsion and its impact on small satellites. In *Small Satellite Conference, 2011-25 Years of Progress: Endless Prospects for the Future*, Logan. UT, USA, 8-11 August; Utah State University, Ed., 2011.
104. European Cooperation for Space Standardization ECSS. *Space product assurance: Thermal vacuum outgassing test for the screening of space materials*, Noordwijk, NLD, 2008. Available online: <http://esmat.esa.int/ecss-q-st-70-02c.pdf> (accessed on 27 August 2024).
105. European Cooperation for Space Standardization ECSS. *Space engineering: Testing*. ECSS-E-10-03A, Noordwijk, NLD. Available online: https://eop-cfi.esa.int/Repo/PUBLIC/DOCUMENTATION/SYSTEM_SUPPORT_DOCS/ECSS%20Standards%20for%20Ground%20Segments/ECSS-E-10-03A%20Testing%20.pdf (accessed on 27 August 2024).
106. Kuehn, M. Entwicklung eines gepulsten Vakuum-Lichtbogen-Triebwerk-Systems mit erhöhter Zuverlässigkeit und Lebensdauer zur Anwendung als CubeSat-Triebwerk. Dissertation; Universität der Bundeswehr München, München, 2023.
107. Spectral Dynamics, Inc. Medium Force Vibration system Series: SD-5280-13/DA-20/ACU752. Available online: <https://www.spectraldynamics.com/images/docs/Shakers/AirCooled/SD-5280-13.pdf> (accessed on 27 August 2024).
108. van Baren, J. What is random vibration testing? Available online: <http://www.sandv.com/downloads/1202vanb.pdf>.
109. Alcayde, V.; Vercher-Martínez, A.; Fuenmayor, F.J. Thermal control of a spacecraft: Backward-implicit scheme programming and coating materials analysis. *Advances in Space Research* **2021**, *68*, 1975–1988, doi:10.1016/j.asr.2021.03.041.
110. Reddy, B.S.; Reddy, K.H. *Thermal engineering data handbook*; I.K. International Pub. House: New Delhi, 2007, ISBN 9788189866327.
111. IXYS. High Voltage XPT IGBT: IXYA8N250CHV. Advanced Technical Information. Available online: https://www.littelfuse.com/~/_media/electronics/datasheets/discrete_igbt/littelfuse_discrete_igbt_xpt_ixy_8n250chv_datasheet.pdf.pdf (accessed on 11 September 2024).

112. VISHAY. Automotive Dual N-Channel 60 V (D-S) 175 °C MOSFET: SQ4946CEY. Available online: <https://www.vishay.com/docs/77342/sq4946cey.pdf> (accessed on 11 September 2024).
113. Nexperia. BUK9832-55A: N-channel TrenchMOS logic level FET. Product data sheet.
114. IXYS. IX4426-IX4427-IX4428: 1.5-Ampere Dual Low-Side Ultrafast MOSFET Drivers. Available online: <https://www.littelfuse.com/media?resourcetype=datasheets&itemid=c6ab540e-0c18-4a06-ac19-7bd5332b5a89&filename=ix4426-27-28> (accessed on 11 September 2024).
115. LEM. Current Transducer GO-SME/SP3 series. Available online: https://www.lem.com/sites/default/files/products_datasheets/go_10-20-sme_sp3_series.pdf (accessed on 11 September 2024).
116. Texas Instruments. CD4070B, CD4077B: CMOS Quad Exclusive-OR and Exclusive-NOR Gate. Datasheet.
117. Broadcom. HCPL-181: Phototransistor Optocoupler SMD Mini-Flat Type. Data Sheet.
118. Texas Instruments. CD4027B CMOS Dual J-K Flip Flop. Datasheet (Rev. D). Available online: https://www.ti.com/lit/ds/symlink/cd4027b.pdf?HQS=dis-dk-null-digikeymode-dsf-pf-null-ww&ts=1726067652894&ref_url=https%253A%252F%252Fwww.ti.com%252Fgeneral%252Fdocs%252Fsuppproductinfo.tsp%253FdistId%253D10%2526gotoUrl%253Dhttps%253A%252F%252Fwww.ti.com%252Flit%252Fgpn%252Fcd4027b (accessed on 11 September 2024).
119. Fairchild Semiconductor. CD4538BC: Dual Precision Monostable. Available online: <https://mm.digikey.com/Volume0/opasdata/d220001/medias/docus/890/CD4538BC.pdf> (accessed on 11 September 2024).
120. ST Microelectronics. MC33078: Low noise dual operational amplifier.
121. Analog Devices, Inc. ADA4891-1/ADA4891-2/ADA4891-3/ADA4891-4 (Rev. F).
122. Forster, R.; Szulc, M.; Schein, J. Design of a power processing unit with integrated telemetry for a vacuum arc thruster as part of the SeRANIS mission. *Journal of Electric Propulsion* **2024**, *3*, 1–20, doi:10.1007/s44205-024-00074-1.
123. European Cooperation for Space Standardization ECSS. *Telemetry and telecommand packet utilization: ECSS-E-ST-41C*, Noordwijk, NLD, 2016.

124. Corporation, A. ATmega128/L Datasheet. Rev. 2467X-AVR-06/11. Available online: <http://ww1.microchip.com/downloads/en/devicedoc/doc2467.pdf> (accessed on 28 August 2024).
125. Byrne, D. Specifications and standards for electronic components used in PHEV/EVs.
126. European Cooperation for Space Standardization ECSS. *Electrical design and interface requirements for power supply: ECSS-E-ST-20-20C*, Noordwijk, NLD, 2016.
127. ECSS Executive Secretariat. *Space product assurance: ECSS-Q-TM-40-04 Part 2A*, Noordwijk, NLD, 2010. Available online: [http://escies.org/ftp/ecss.nl/TMs/ECSS-Q-TM-40-04_Part2A\(16April2010\).pdf](http://escies.org/ftp/ecss.nl/TMs/ECSS-Q-TM-40-04_Part2A(16April2010).pdf) (accessed on 30 August 2024).
128. Bernhard Seifert, Alexander Reissner, Nembo Buldrini, Thomas Hörbe, Florian Plesescu, Alexandra Bulit, Eduard Bosch Borrás. Verification of the FOTEC μN Thrust Balance at the ESA Propulsion Lab. In *Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nanosatellite Symposium*, 30th ISTS, 34th IEPC and 6th NSAT, Hyogo-Kobe, Japan, July 4-10; IEPC, ISTS, NSAT, Eds., 2015.
129. Aubel, M. Characterization of a Vacuum Arc Thruster. Semester Thesis; Technische Universität München/Universität der Bundeswehr München, Garching, 2023.
130. FOTEC. *5 mN Thrust Balance: Instruction Manual*, 2020.
131. Herman, G.T. *Fundamentals of Computerized Tomography: Image Reconstruction from Projections*, 2nd ed.; Springer London: London, 2009, ISBN 9781846287237.
132. Buzug, T.M. *Computed tomography: From photon statistics to modern cone-beam CT ; with 10 tables*; Springer: Berlin, 2010, ISBN 9783642072574.
133. Kirner, S. Tomographic Two-Color-Pyrometry of the Wire Arc Spray Process regarding Particle Temperature and in-flight Particle Oxidation. Dissertation; Universität der Bundeswehr München, München, 2018.
134. Fridman, A.A. *Plasma science and technology: Lectures in physics, chemistry, biology, and engineering*; Wiley-VCH: Weinheim, 2024, ISBN 9783527349548.
135. Barrett, H.H. III The Radon Transform and Its Applications. In *Progress in Optics*; Wolf, E., Ed.; Elsevier, 1984; pp 217–286, ISBN 0079-6638.
136. Papadopoulou, A. Bildrekonstruktionsverfahren in der Computer Tomographie. Available online:

- <https://collab.dvb.bayern/display/TUMzfp/Bildrekonstruktionsverfahren+in+der+Computer+Tomographie> (accessed on 28 August 2024).
137. Chen, X. Kaczmarz Algorithm, row action methods, and statistical learning algorithms.
138. Hill, C. Visualizing Kaczmarz's Algorithm. Available online: <https://scipython.com/blog/visualizing-kaczmarzs-algorithm/> (accessed on 15 September 2023).
139. Abubakari, N. Kaczmarz and randomized Kaczmarz method. Master thesis; Oregon State University, Oregon, 2017.
140. Ebert, O. Geschwindigkeitsanalyse am Vakuum-Plasmajet. Masterarbeit; Universität der Bundeswehr München, München, 2022.
141. Mane, S. Theoretical Overview on CubeSat Technology. *International Journal of All Research Education and Scientific Methods* **2024**, Vol. 12.
142. Aheieva, K.; Toyoda, K.; Cho, M. Vacuum Arc Thruster Development and Testing for Micro and Nano Satellites. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences Aerospace Technology Japan* **2016**, 14, Pb_91-Pb_97, doi:10.2322/tastj.14.Pb_91.
143. dtec.bw. SeRANIS schließt Critical Design Review für Satellitenmission ab. Available online: <https://dtecbw.de/home/aktuelles/2024/seranis-schliesst-critical-design-review-erfolgreich-ab> (accessed on 31 August 2024).

11. Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1:	Die Anzahl der Nanosatellitenstarts in den letzten 25 Jahren nach [3].....	1
Abbildung 2:	Ausgewählte elektrische Satellitenantriebe eingeteilt gemäß Schub und spezifischem Impuls nach [16].	3
Abbildung 3:	Vereinfachtes Modell des Athene 1 Satelliten der SeRANIS Mission [24]....	5
Abbildung 4:	Zeitplan der SeRANIS Mission nach [25].	6
Abbildung 5:	Plasmazonen des Vakuumlichtbogens nach [57].	11
Abbildung 6:	Schematische Darstellung von Zündmechanismen für einen Vakuumlichtbogen; Links: Stationäre Triggerelektrode; Rechts: Mechanische Zündelektrode.	13
Abbildung 7:	Grafische Darstellung der „triggerless“ Zündung nach [129].	15
Abbildung 8:	Geometrie zur Berechnung des theoretischen Schubes nach [86].	18
Abbildung 9:	Foto des eingesetzten μ CAT Antriebsystems [94].	20
Abbildung 10:	Missionsziele des Experimentes innerhalb der SeRANIS Mission.	21
Abbildung 11:	Ablauf der Qualifikationstests.	26
Abbildung 12:	Temperaturprofil eines thermischen Tests.	28
Abbildung 13:	Schematische Anordnung und interne Verbindung der Experimentkomponenten.....	31
Abbildung 14:	Zeitlicher Ablauf des Experimentes abhängig vom Modus.	32
Abbildung 15:	Sequentieller Betriebsablauf entsprechend der festgelegten Betriebsmodi (blau) mit Modi der Komponenten (rot).	35
Abbildung 16:	Standardablaufsequenz des VATs.....	36
Abbildung 17:	Ablaufsequenz des VATs während der Inbetriebnahme.	37
Abbildung 18:	PSCU Box; Oben: Teilschnittansicht der PSCU; Unten: Seitliche Ansicht auf die elektrischen Schnittstellen.	40

Abbildung 19:	CAD Modell des Triebwerkkopfes; Links: Gesamtansicht; Rechts: Explosionsansicht.....	41
Abbildung 20:	CAD Modell der VAT Komponente des Experimentes; Links: Schnittansicht; Rechts: Rückansicht.	42
Abbildung 21:	Hauptkomponenten der PPU in entsprechender Farbe und mit Signalen zwischen den Komponenten.	46
Abbildung 22:	Erweiterte IES mit entsprechend Abbildung 21 farblich gekennzeichneten Teilbereichen.....	48
Abbildung 23:	Ablauf der Zündungssequenz.	49
Abbildung 24:	Watchdog der PPU.	52
Abbildung 25:	STOP_CHARGE und RESET Generierung der PPU.	54
Abbildung 26:	Spannung-Frequenz-Wandler (VFC) der PPU.....	56
Abbildung 27:	Zeitliche Ablaufsequenz der PPU im regulären Betrieb.....	57
Abbildung 28:	Zeitliche Ablaufsequenz der PPU im irregulären Betrieb.....	58
Abbildung 29:	Zustandsdiagramm des Experimentes mit Übergängen und Zuständen gemäß Tabelle 5.....	60
Abbildung 30:	CAD Modell der verwendeten Schubmesswaage.....	62
Abbildung 31:	Schematische Darstellung der Schubmesswaage nach [129].....	64
Abbildung 32:	Freie Schwingung der Schubmesswaage nach Anregung.....	64
Abbildung 33:	Zeitlicher Verlauf der Kalibration der Schubmesswaage nach [129].....	68
Abbildung 34:	Radontransformation grafisch dargestellt.	70
Abbildung 35:	Veranschaulichung des Kaczmarz‘ Algorithmus für den zweidimensionalen Fall; Links: Gezielte Iteration; Rechts: Zufällige Iteration nach [138].	72
Abbildung 36:	CAD Modell des Gesamtaufbaus.	73
Abbildung 37:	Tomografisches Aufnahmesystem mit VAT mittig; Links: Draufsicht; Rechts: Isometrische Sicht.	74

Abbildung 38:	Tomografische Bildaufnahme; Links: Ursprüngliche Bildaufnahme; Rechts: Bildaufnahme mit Markierungen.....	76
Abbildung 39:	Tomografische Rekonstruktion; Links: Sinogramm; Rechts: Rekonstruiertes Schnittbild.....	76
Abbildung 40:	Koordinatentransformation der zweidimensionalen Dichteverteilung und Lage im Raum nach [140].....	78
Abbildung 41:	Radontransformation der sechs Beobachtungsrichtungen nach [140].....	79
Abbildung 42:	Vergleich der rekonstruierten 3D Modelle; Links: Simuliertes Kamerabild; Oben rechts: Ursprüngliches 3D Modell; Unten rechts: Rekonstruktion basierend auf dem simulierten Kamerabild nach [140].....	80
Abbildung 43:	Bestimmung der Abstrahlcharakteristik des Triebwerkes; Links: Schematische Versuchsanordnung; Rechts: Kameraaufnahme der Objektträgeranordnung.....	81
Abbildung 44:	Schema zur Strom- und Spannungsmessung.....	82
Abbildung 45:	Ergebnisse des simulierten Strom- und Spannungsverlaufes der PPU nach [122].....	85
Abbildung 46:	Ergebnisse der simulierten VFCs; Oben: VFC_U; Unten: VFC_I nach [122].....	86
Abbildung 47:	Ergebnisse des realen Strom- und Spannungsverlaufes der PPU nach [122].	88
Abbildung 48:	Ergebnisse der realen VFCs; Oben: VFC_U; Unten: VFC_I nach [122]..	89
Abbildung 49:	Links unten/oben und rechts oben: Schematische Versuchsanordnung der mechanischen Vibrationstests für jede Bewegungsrichtung; Rechts unten: Kamerabild der Versuchsanordnung für die y-Richtung.	91
Abbildung 50:	Ergebnisse der Vibrationstests in x-Richtung.....	92
Abbildung 51:	Ergebnisse der Vibrationstests in y-Richtung.....	93
Abbildung 52:	Ergebnisse der Vibrationstests in z-Richtung.....	94

Abbildung 53:	Anordnung der thermischen Vakuumtests; Links: Schematische Versuchsanordnung; Rechts: Kamerabild der Versuchsanordnung.....	96
Abbildung 54:	Temperaturverlauf der thermischen Vakuumtests.	97
Abbildung 55:	Aufgenommene Messkurve im Auslenkungsmodus.	99
Abbildung 56:	Aufgenommene Messkurve im Kompensationsmodus.	100
Abbildung 57:	Links: Aufgenommenes Kamerabild einer VAT Entladung; Rechts: Rekonstruktion des Plasmastrahles basierend auf den sechs Beobachtungsrichtungen von links.	102
Abbildung 58:	Rekonstruierte 3D Modelle des VAT Plasmastrahles zu verschiedenen Zeitpunkten in x-Richtung.	103
Abbildung 59:	Rekonstruierte 3D Modelle des VAT Plasmastrahles zu verschiedenen Zeitpunkten in y-Richtung.	104
Abbildung 60:	Rekonstruierte 3D Modelle des VAT Plasmastrahles zu verschiedenen Zeitpunkten in z-Richtung.	105
Abbildung 61:	Beschichtete Objektträger infolge der Messung der Abstrahlcharakteristik.	106
Abbildung 62:	Vergleich zweier EDS Überlagerungsbilder; Links: Beschichtete Materialprobe; Rechts: Unbeschichtete Referenzprobe	107
Abbildung 63:	Durchschnittliche Entladung des VATs über 50 Messaufnahmen.	108
Abbildung 64:	Kamerabild der erfolgreich teilqualifizierten (Vibrations- und Thermaltests) VAT Komponente.	112
Abbildung 65:	PSCU Komponente mit Bemaßungen.....	138
Abbildung 66:	VAT Komponente mit Bemaßungen.	138
Abbildung 67:	Technische Zeichnung Anode.....	138
Abbildung 68:	Technische Zeichnung Isolator.	138
Abbildung 69:	Technische Zeichnung Kathode.	138
Abbildung 70:	Technische Zeichnung PEEK Halterung Anode.	138

Abbildung 71:	Technische Zeichnung Kathodenkontaktierung.....	138
Abbildung 72:	Technische Zeichnung PEEK Halterung Kathode.	138
Abbildung 73:	Technische Zeichnung Frontplatte Gehäuse.	138
Abbildung 74:	Technische Zeichnung kurze Seitenplatte Gehäuse.....	138
Abbildung 75:	Technische Zeichnung lange Seitenplatte Gehäuse.....	138
Abbildung 76:	Technische Zeichnung Bodenplatte Gehäuse.	138
Abbildung 77:	Technische Zeichnung kurzer Abstandshalter PEEK.....	138
Abbildung 78:	Technische Zeichnung langer Abstandshalter PEEK.....	138
Abbildung 79:	Technische Zeichnung Abstandshalter Endstück PEEK.....	138
Abbildung 80:	Simulink Modell zur Bestimmung der PID Parameter des "Force Actuators" der Schubmesswaage.	138

12. Tabellenverzeichnis

Tabelle 1:	Definierte Erfolgsgrade des Experimentes für die SeRANIS Mission.....	23
Tabelle 2:	Ausgaskriterien für Materialien in unmittelbarer Umgebung von sensitiven Geräten bei und unterhalb der Raumtemperatur.....	25
Tabelle 3:	Qualifikationsparameter für die Vibrationstests; Links: Sinus Vibrationstest; Rechts: Zufälliger Vibrationstest.....	27
Tabelle 4:	Modi des VAT mit Beschreibung.....	32
Tabelle 5:	Modi der PSCU mit Beschreibung.....	33
Tabelle 6:	Status der PSCU abhängig vom Modus des VAT.....	33
Tabelle 7:	Status der PSCU Komponenten abhängig vom Modus der PSCU.	34
Tabelle 8:	Leistungs- und Datenverbrauch während Standardablaufsequenz.	36
Tabelle 9:	Maßnahmen zur Inbetriebnahme des Experimentes mit Zeitdauer.....	38
Tabelle 10:	Ruhezustands- und Betriebstemperaturen der	43
Tabelle 11:	Thermische Kennwerte der Experimentkomponenten.....	44
Tabelle 12:	Berechnete Federkonstanten mit Unsicherheiten.	98
Tabelle 13:	Ergebnisse der Schubmessungen unterteilt in Auslenk- und Kompensationsmodus.....	101
Tabelle 14:	Gemessene Ergebnisse der charakteristischen Kenngrößen des VATs.	109
Tabelle 15:	Theoretische Ergebnisse der charakteristischen Kenngrößen des VATs...	109
Tabelle 16:	Technischen Kennwerte der VAT Komponente.....	113
Tabelle 17:	Charakteristischen Kennwerte des Triebwerkes.....	113
Tabelle 18:	PSCU Modi mit den entsprechenden Übergängen.	136
Tabelle 19:	Materialliste mit Eigenschaften entsprechend Tabelle A1-4 von ECSS-Q-ST- 70C.....	137

Anhang

Ergänzende Tabellen

Tabelle 18: PSCU Modi mit den entsprechenden Übergängen.

Modi PSCU	Übergang	Anmerkung
<i>Laden</i>	Einschalten *.reset()	
<i>Idle</i>	Laden.init() VAT an.stop() Fehler.clear()	
<i>Manueller Befehl</i>	Laden.override()	
<i>Triebwerk an</i>	Idle.ignite()	
<i>Fehler</i>	Detektiert durch PSCU	Kein Übergang durch Befehl Kein Übergang von „Manueller Befehl“
<i>Entladen</i>	*.shutdown	

Tabelle 19: *Materialliste mit Eigenschaften entsprechend Tabelle A1-4 von ECSS-Q-ST-70C.*

<i>Bauteil</i>	Material	Gruppe	Form	Bearbeitung	TML	CVCM	WVR	ϕ	Um- gebung	<i>T</i>	Größen- code	Status
<i>Anode</i>	1.4541 (X6CrNiTi18-10)	6	Zylinder	Schneiden, Drehen, Bohren, Fräsen, Feilen	0,01	0	0	LL	V	3	1, 1, 1	A
<i>Isolator</i>	Al ₂ O ₃	1	Zylinder	Schneiden, Feilen	0,01	0	0,01	LL	V	3	1, 1, 1	A
<i>Kathode</i>	Titan 3.7035	4	Zylinder	Schneiden, Feilen	0,01	0	0	LL	V	3	1, 1, 1	A
<i>PEEK-Bauteile</i>	PEEK	17	Zylinder	Schneiden, Drehen, Bohren, Fräsen, Feilen	0,31	0,01	0,25	LL	V	3	1, 1, 1	A
<i>Kontaktierung Kathode</i>	Al 3.0205 (EN-AW-1200)	1	Zylinder	Schneiden, Drehen, Bohren, Fräsen, Feilen	0,03	0	0,01	LL	V	3	1, 1, 1	A

<i>Gehäuse</i>	Al 3.0205 (EN-AW-1200)	1	Platte	Schneiden, Drehen, Feilen	0,03	0	0,01	LL	V	3	3, 2, 2	A
<i>Schrauben Gehäuse</i>	Al 3.0205 (EN-AW-1200)	1	Schraube	Schneiden, Gewindeschneiden, Wärmebehandlung	0,01	0	0	LL	V	3	1, 1, 1	A
<i>Schrauben Satellitenmontage</i>	1.4541 (X6CrNiTi18-10)	6	Schraube	Schneiden, Gewindeschneiden, Wärmebehandlung	0,01	0	0	LL	V	3	1, 1, 1	A
<i>Magnetische Schirmung</i>	MuMetall	3	Platte	Schneiden, Feilen					V	3	1, 1, 1	A

Technische Zeichnungen

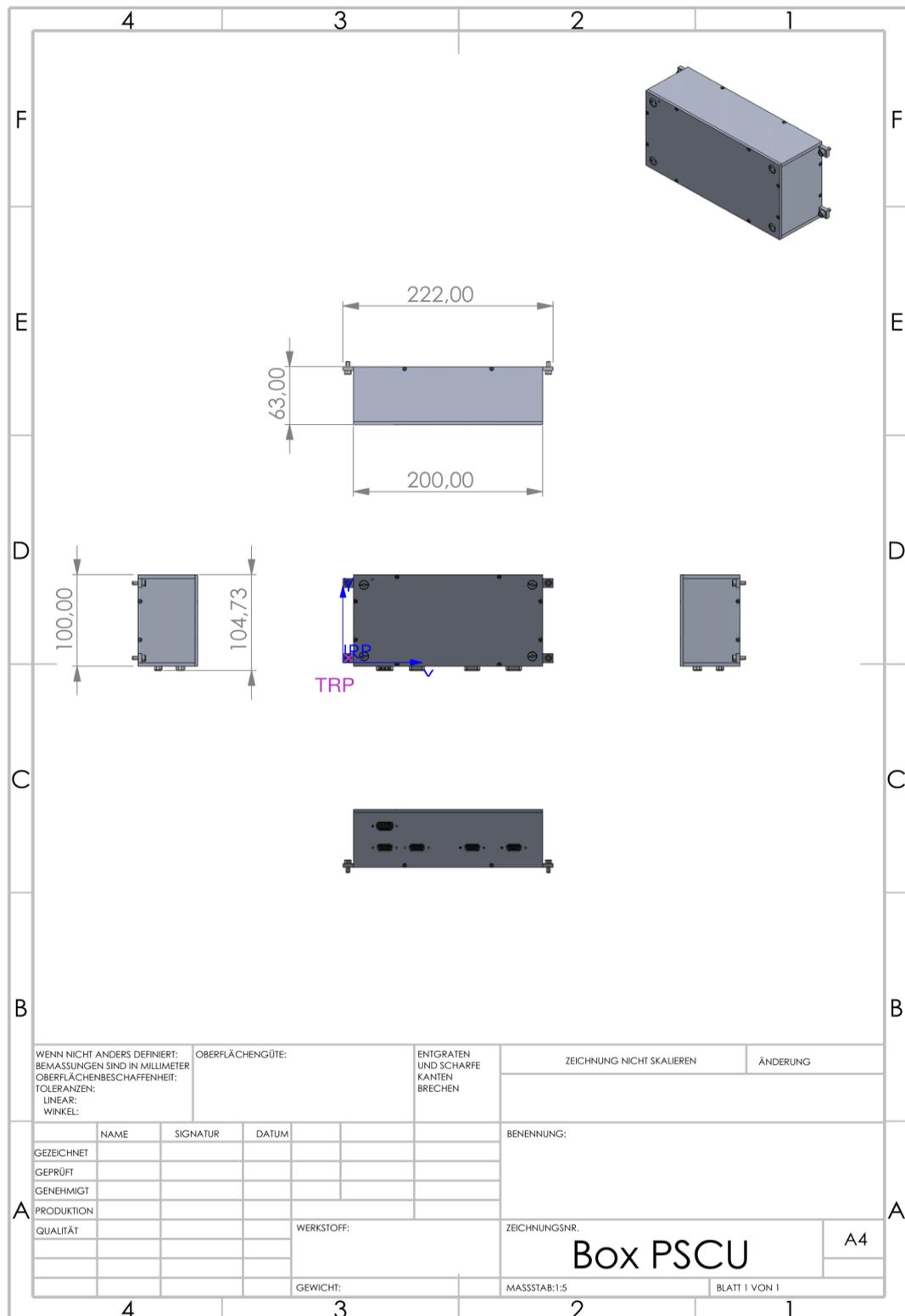


Abbildung 65: PSCU Komponente mit Bemaßungen.

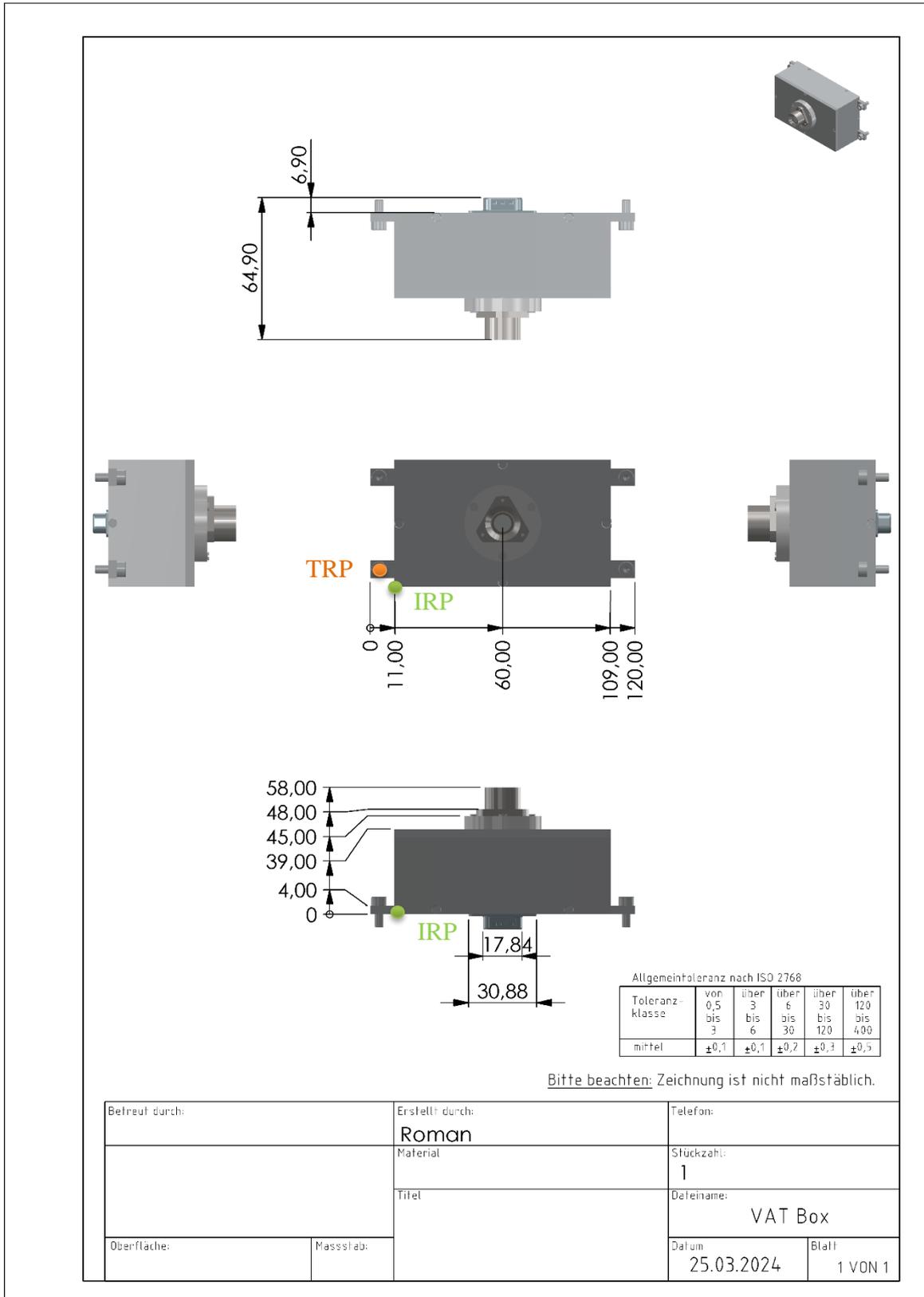


Abbildung 66: VAT Komponente mit Bemaßungen.

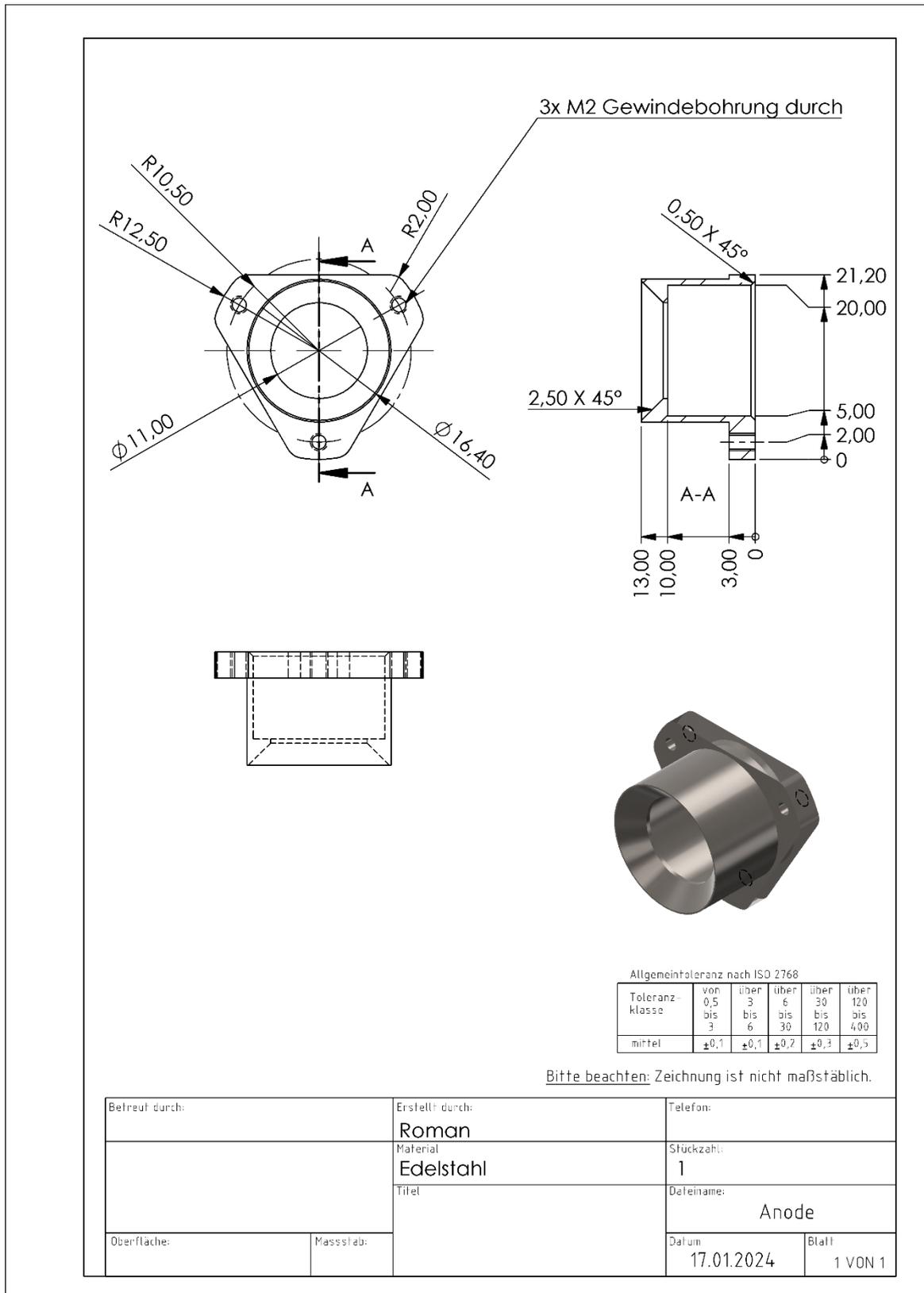
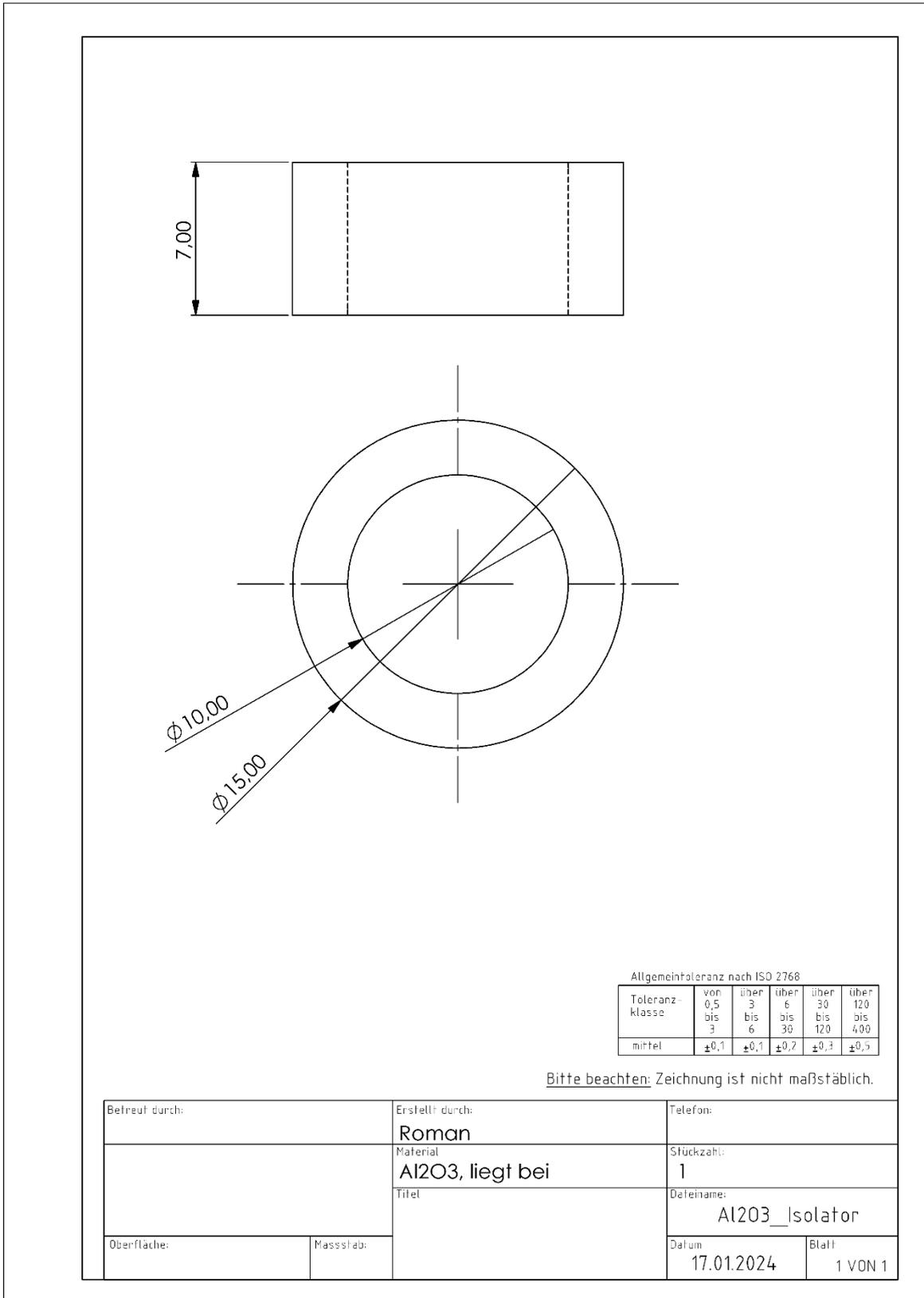


Abbildung 67: Technische Zeichnung Anode.



Allgemeintoleranz nach ISO 2768

Toleranz- klasse	von 0,5 bis 3	über 3 bis 6	über 6 bis 30	über 30 bis 120	über 120 bis 400
mittel	$\pm 0,1$	$\pm 0,1$	$\pm 0,2$	$\pm 0,3$	$\pm 0,5$

Bitte beachten: Zeichnung ist nicht maßstäblich.

Betreut durch:		Erstellt durch: Roman		Telefon:	
		Material: Al2O3, liegt bei		Stückzahl: 1	
		Titel:		Dateiname: Al2O3_Isolator	
Oberfläche:		Massstab:		Datum: 17.01.2024	
				Blatt: 1 VON 1	

Abbildung 68: Technische Zeichnung Isolator.

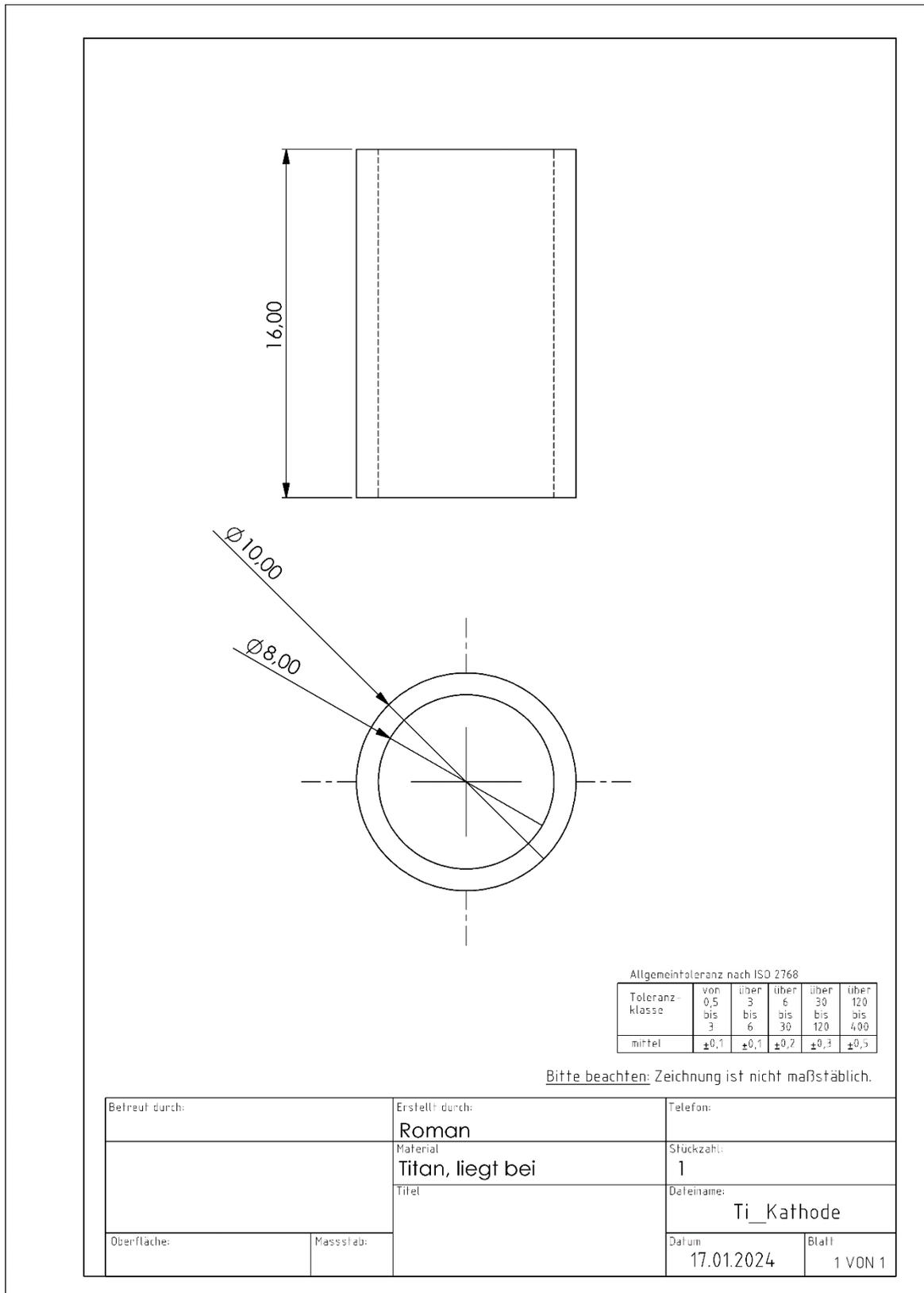


Abbildung 69: Technische Zeichnung Kathode.

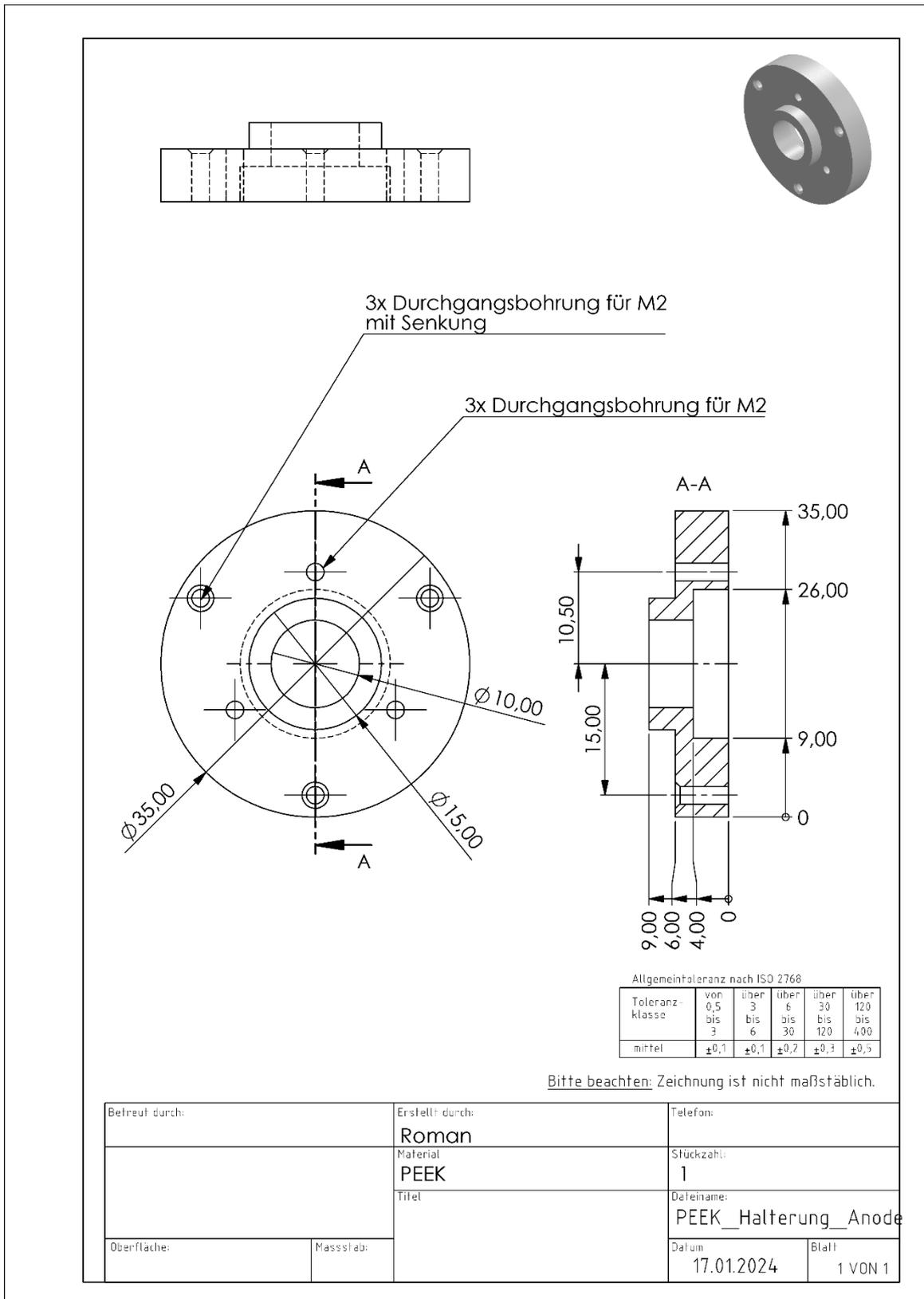


Abbildung 70: Technische Zeichnung PEEK Halterung Anode.

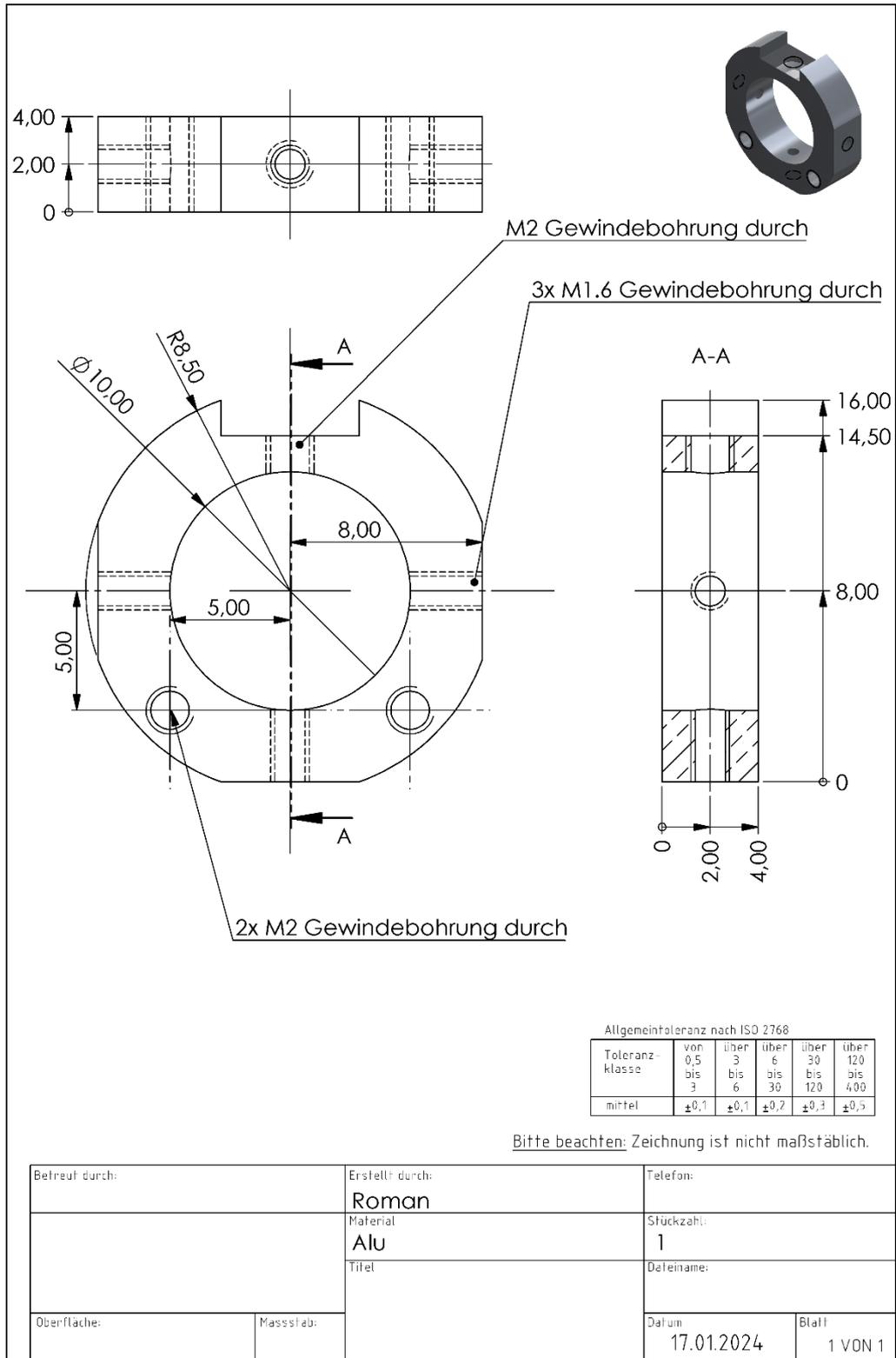


Abbildung 71: Technische Zeichnung Kathodenkontaktierung.

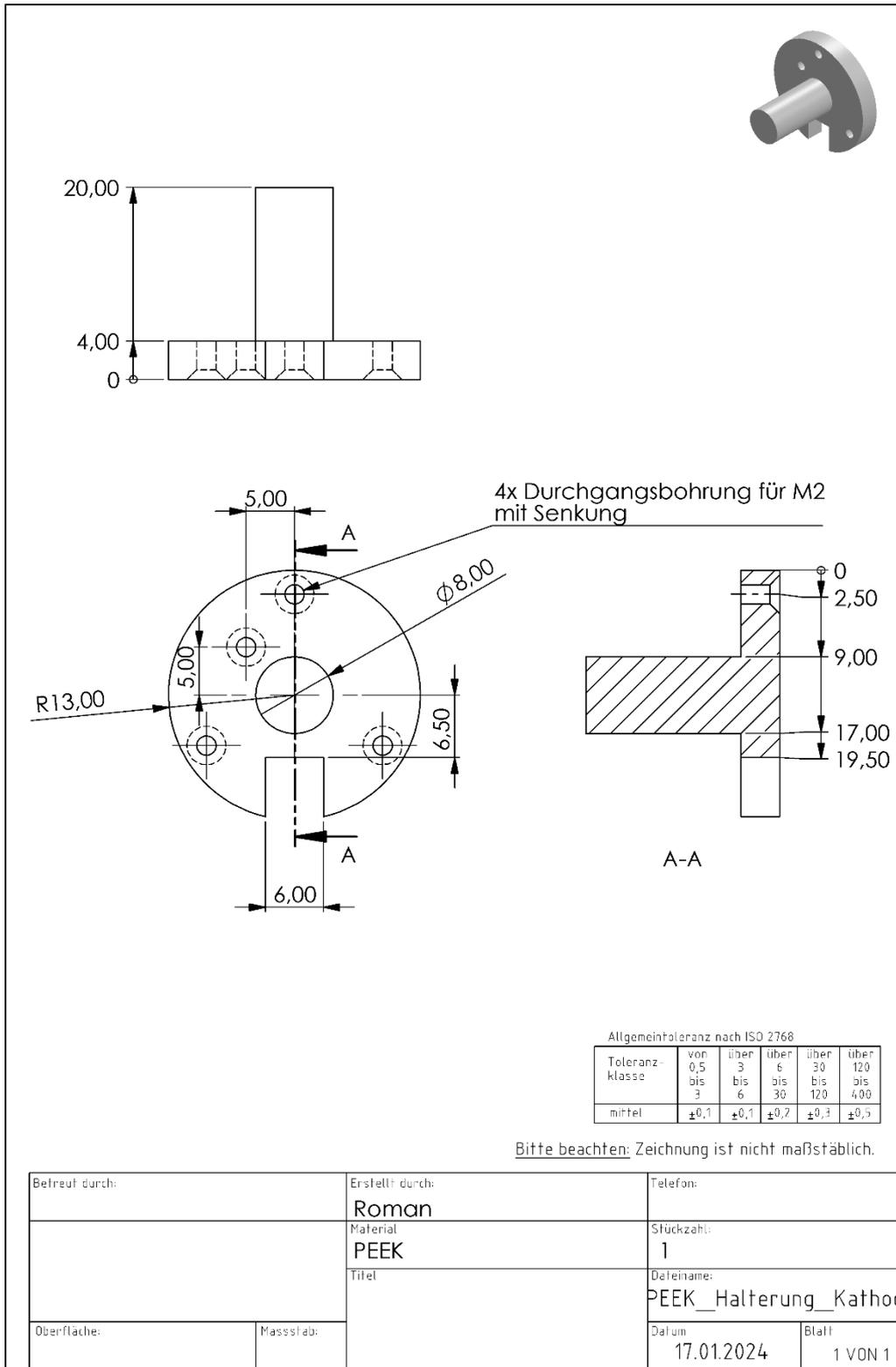


Abbildung 72: Technische Zeichnung PEEK Halterung Kathode.

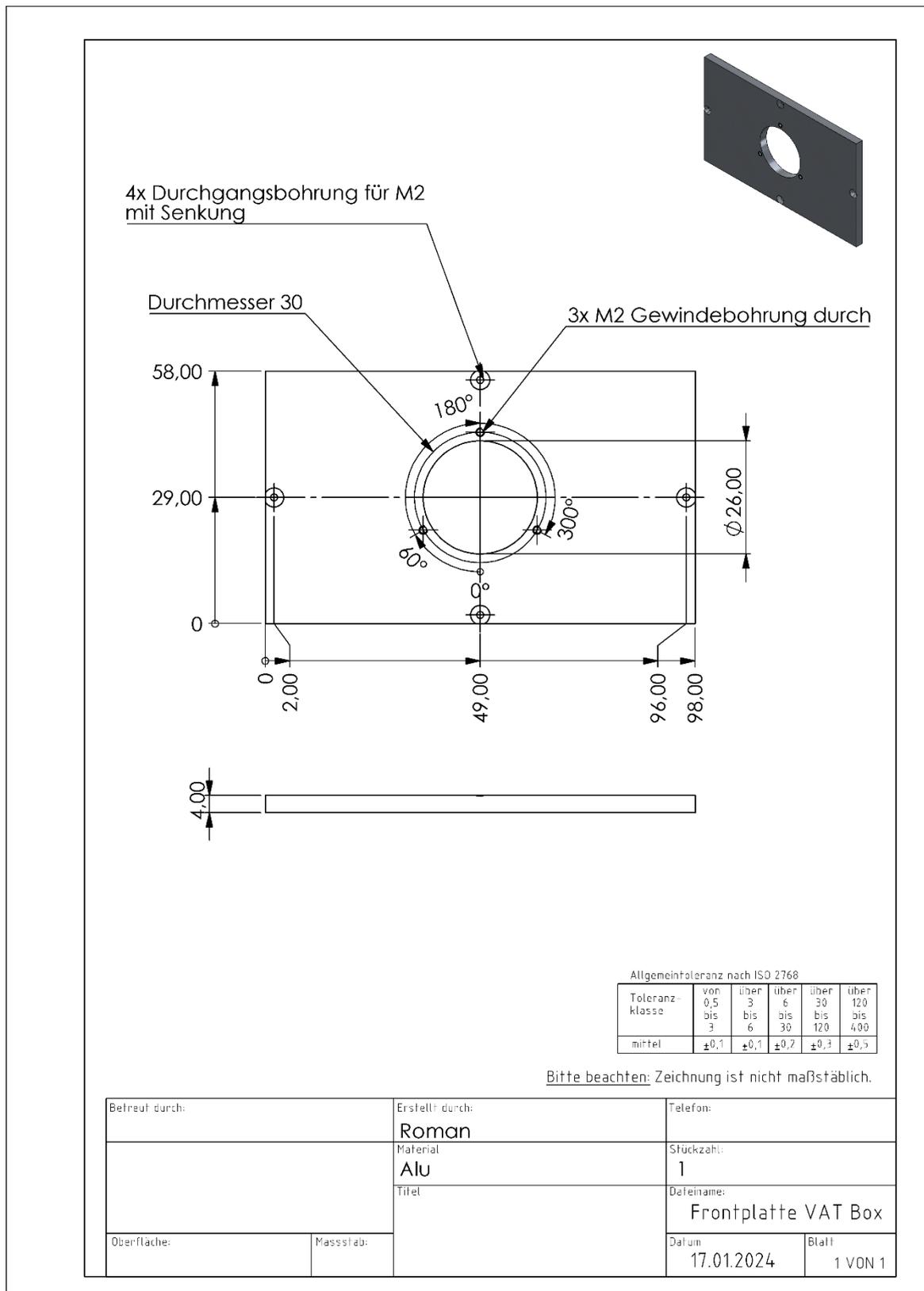


Abbildung 73: Technische Zeichnung Frontplatte Gehäuse.

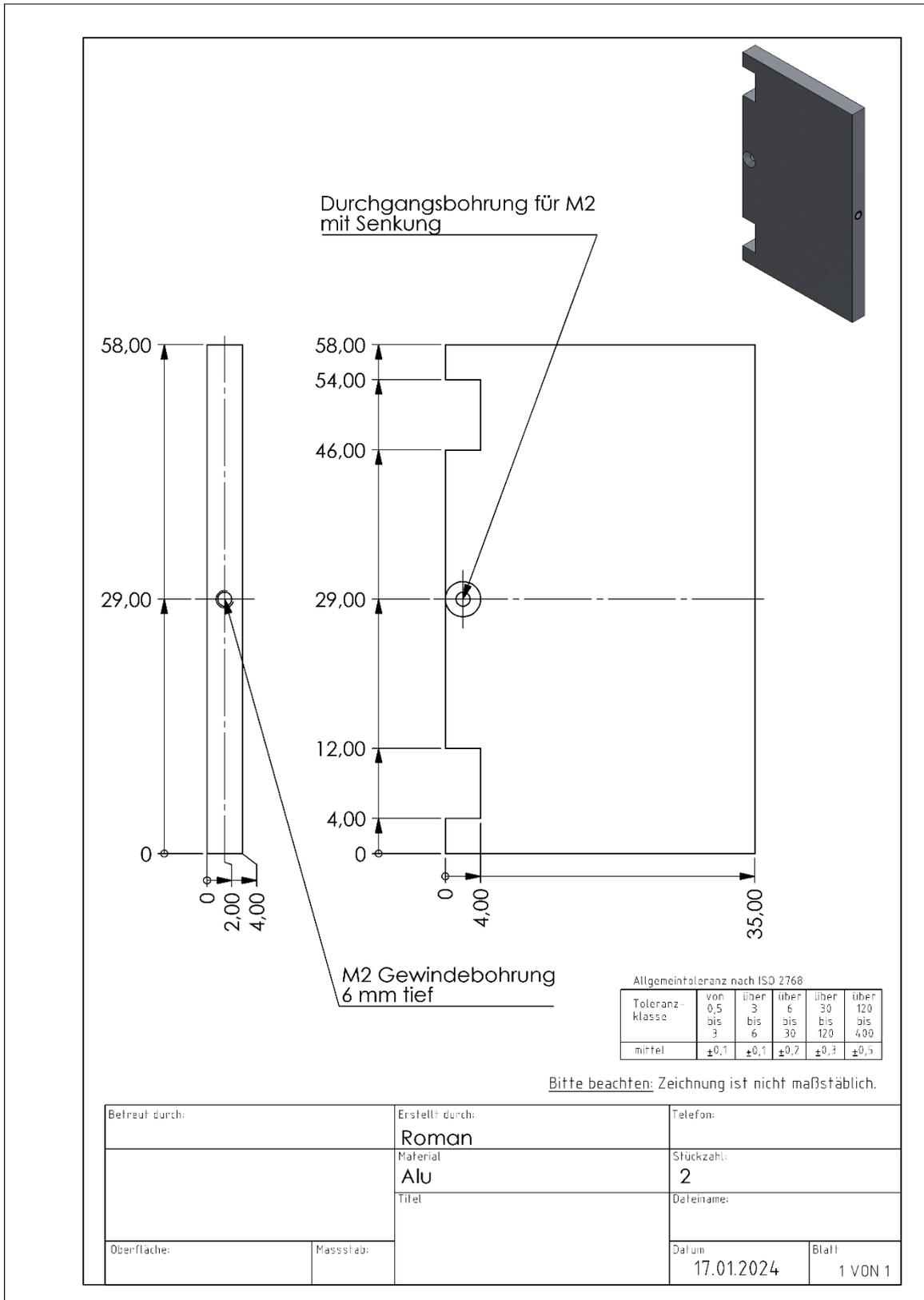


Abbildung 74: Technische Zeichnung kurze Seitenplatte Gehäuse.

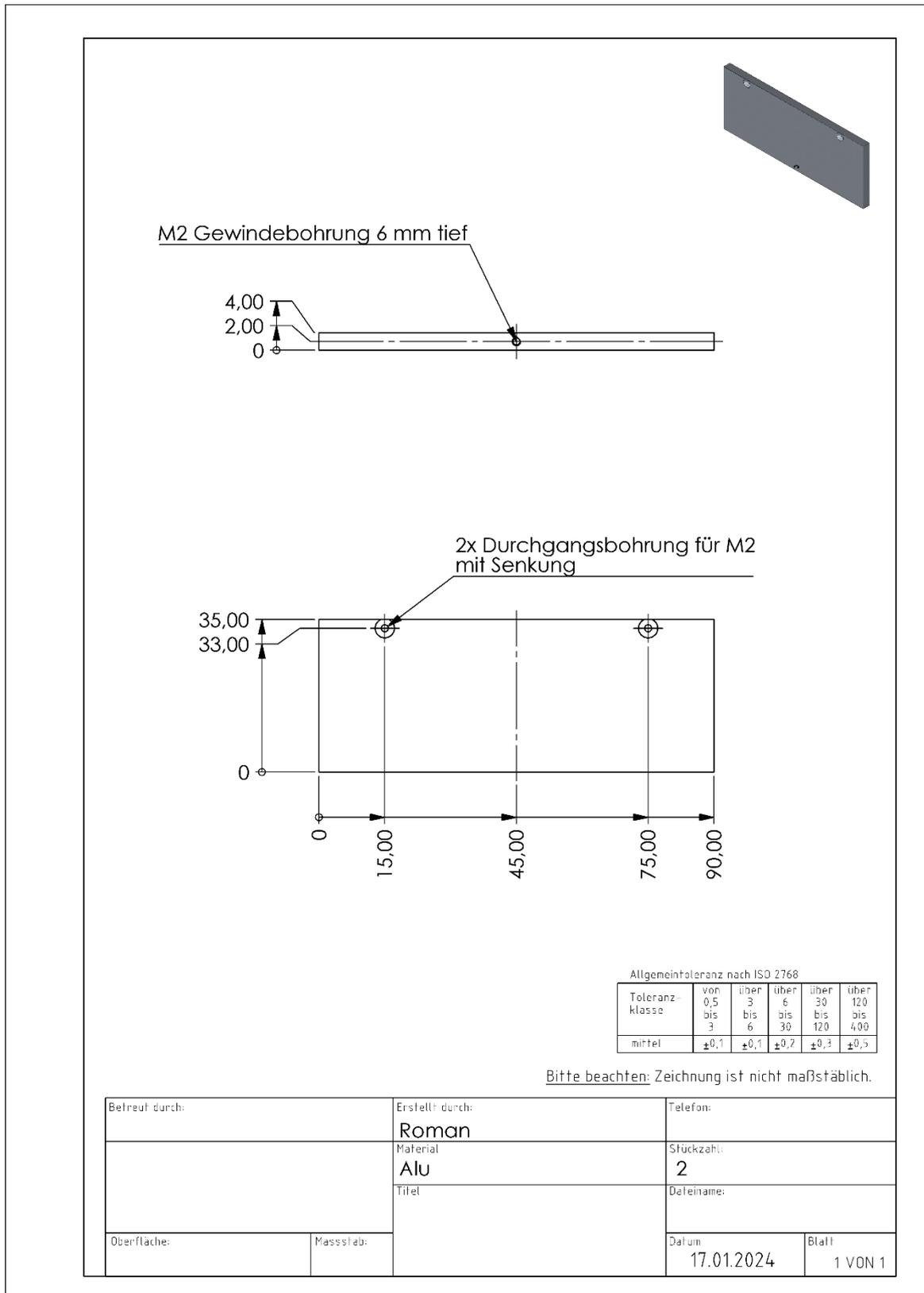


Abbildung 75: Technische Zeichnung lange Seitenplatte Gehäuse.

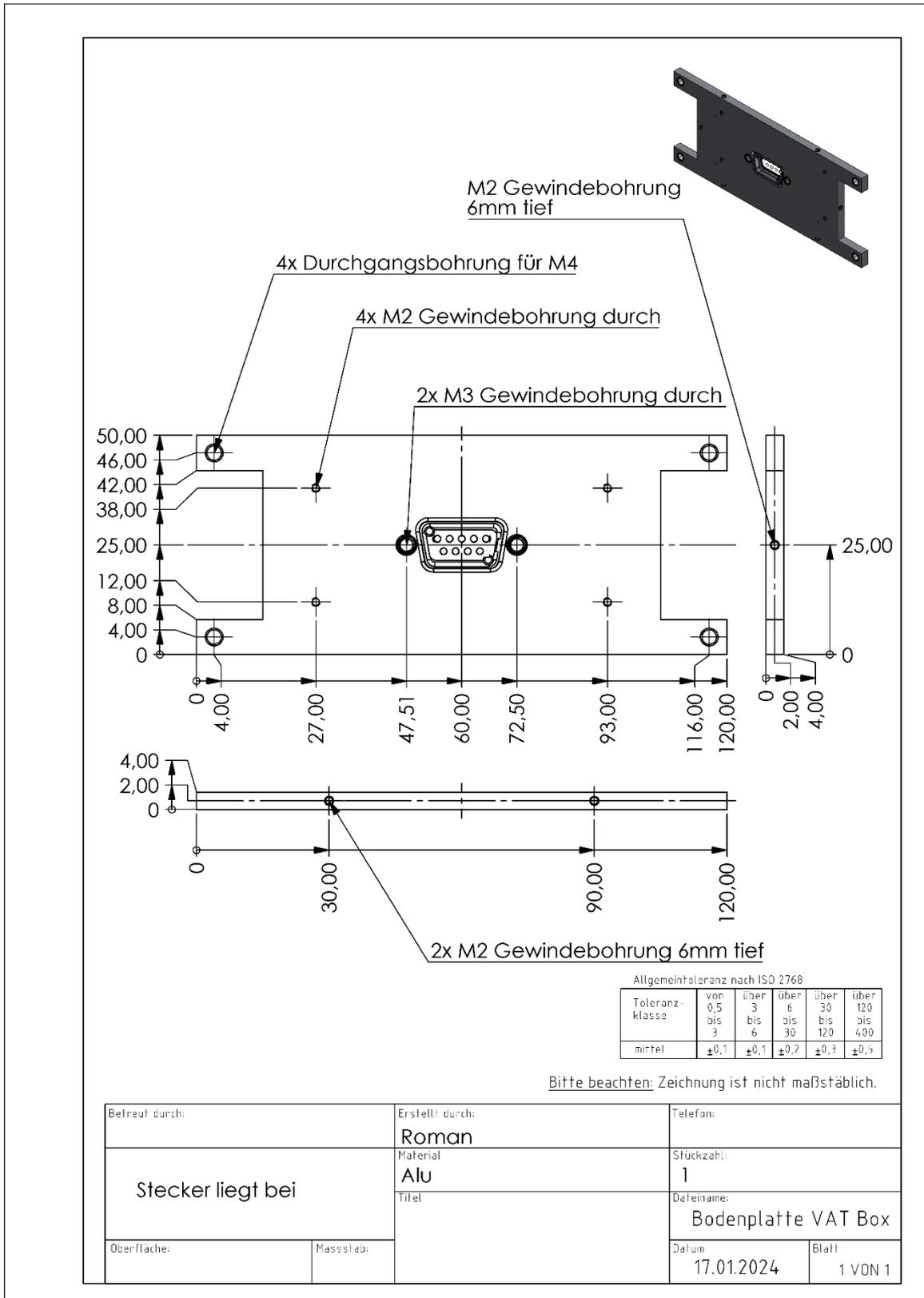


Abbildung 76: Technische Zeichnung Bodenplatte Gehäuse.

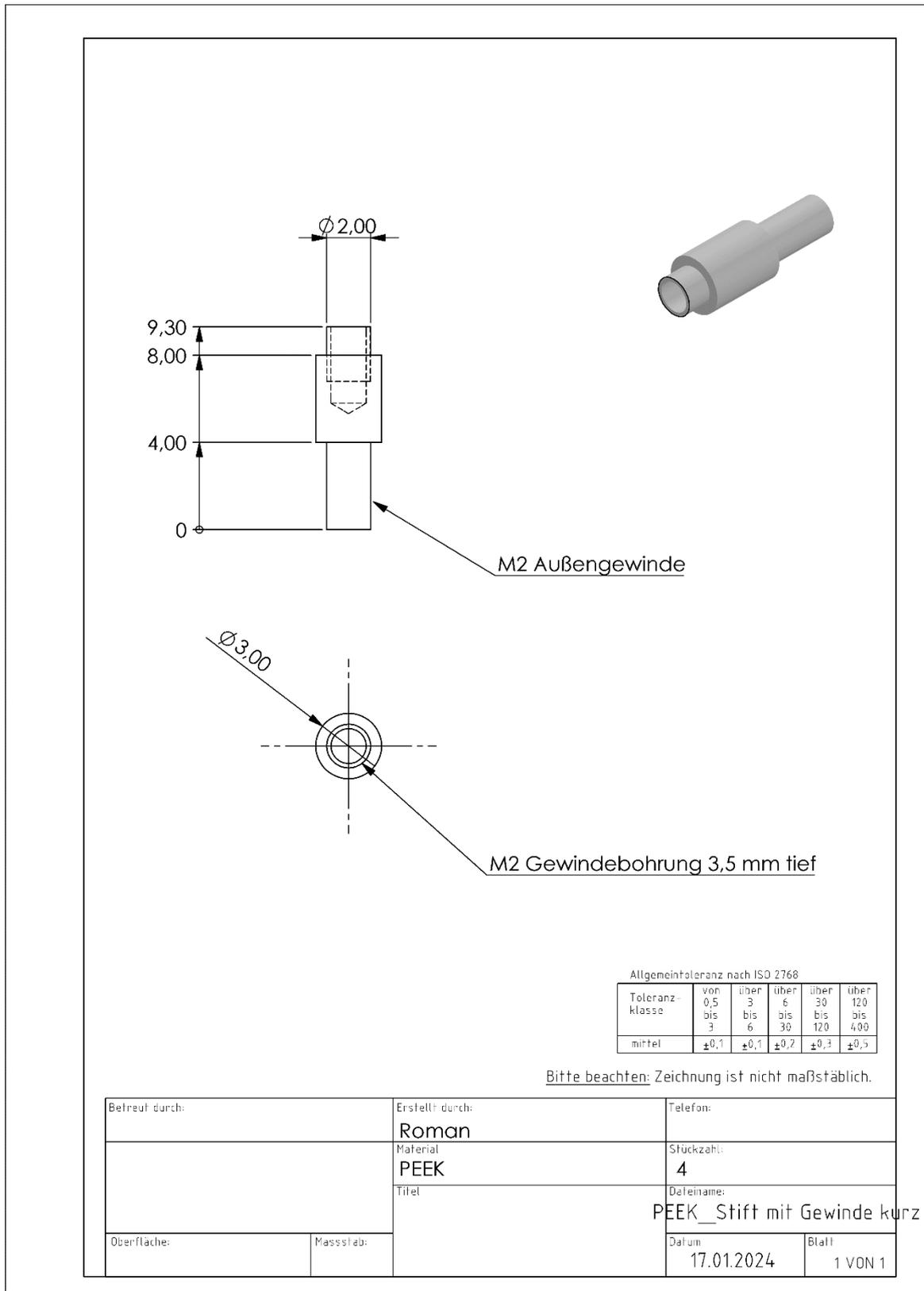


Abbildung 77: Technische Zeichnung kurzer Abstandshalter PEEK.

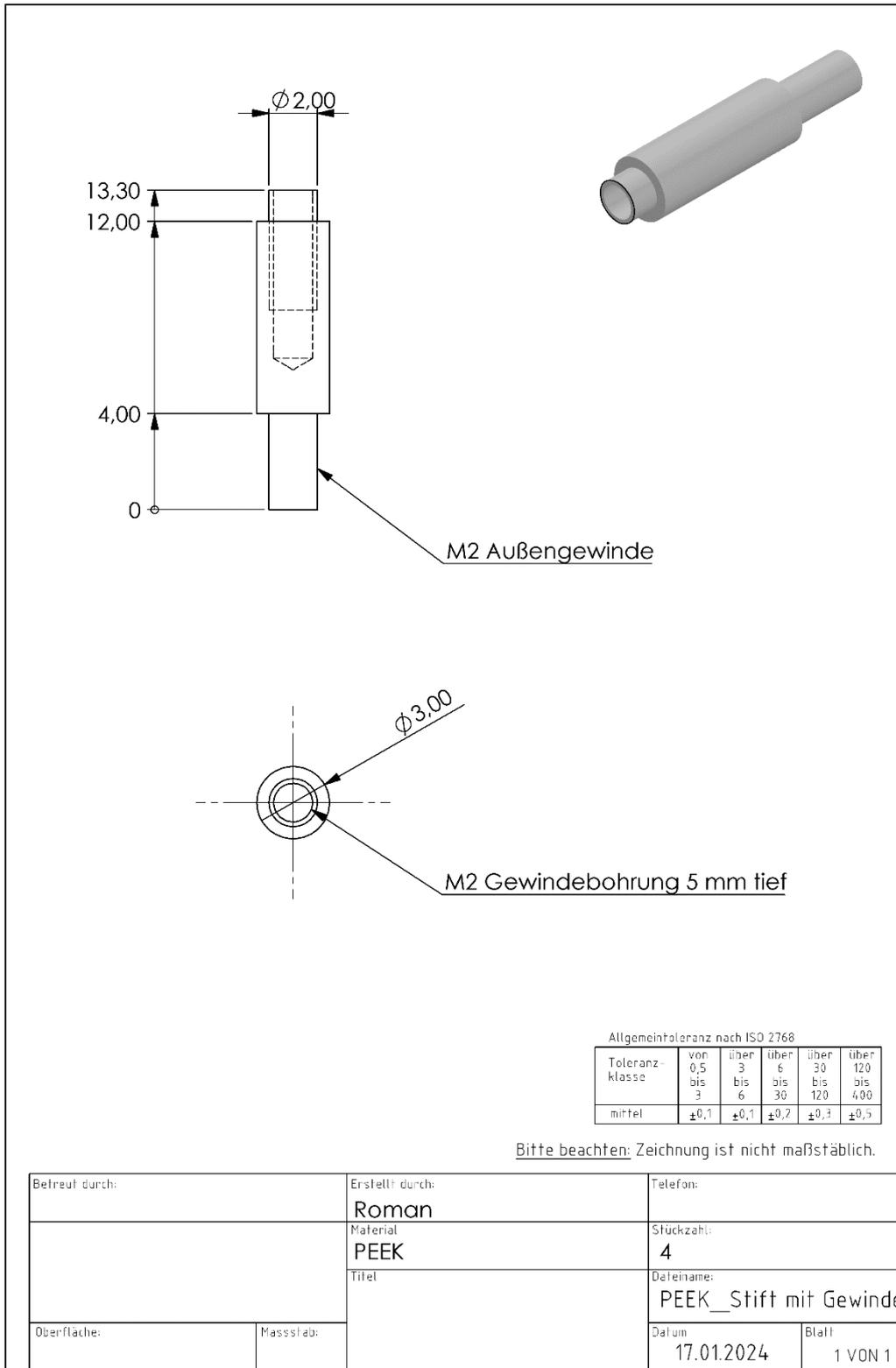


Abbildung 78: Technische Zeichnung langer Abstandshalter PEEK.

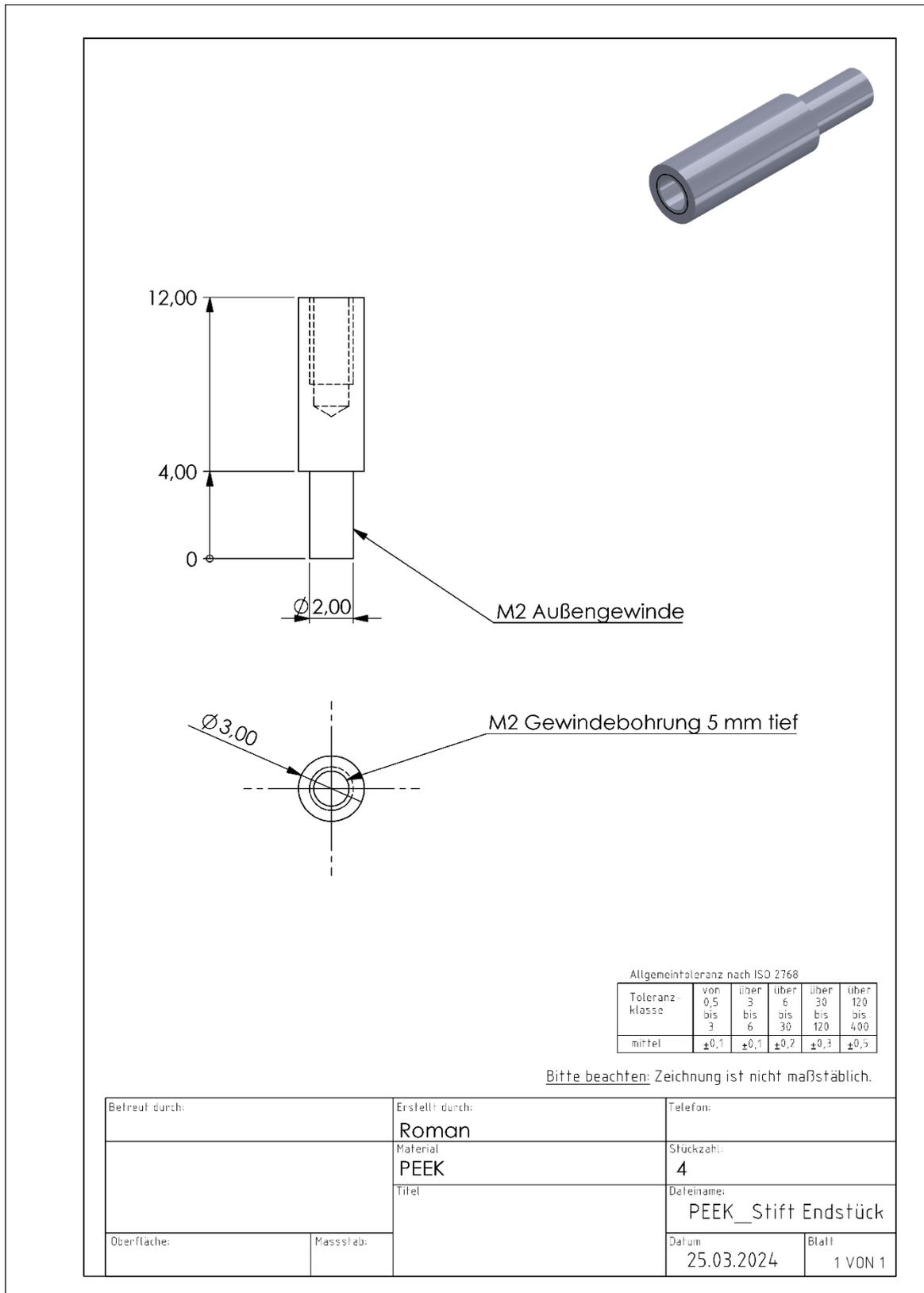


Abbildung 79: Technische Zeichnung Abstandshalter Endstück PEEK.

Simulink Modell zur Ermittlung der PID Parameter

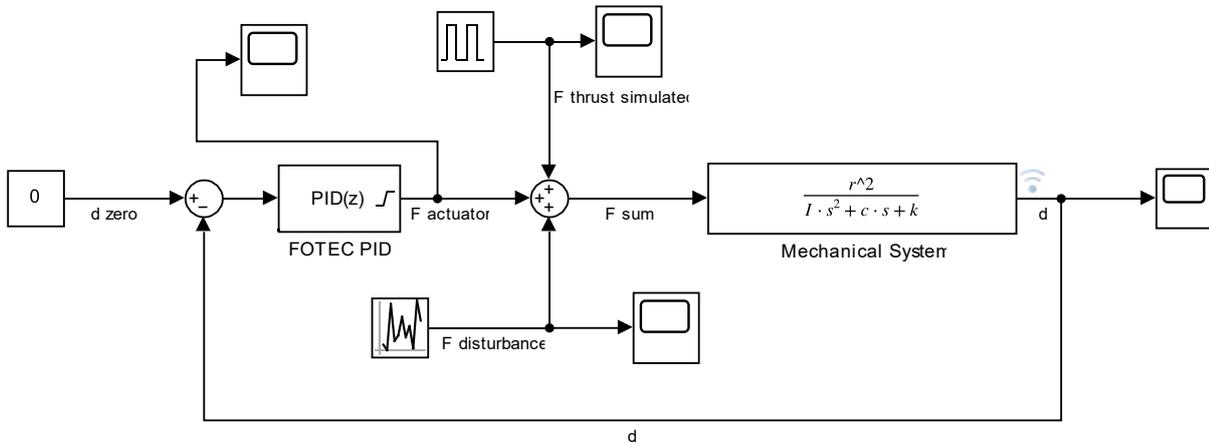


Abbildung 80: Simulink Modell zur Bestimmung der PID Parameter des "Force Actuators" der Schubmesswaage.

Berechnung der inhomogenen Differentialgleichung

$$J\ddot{v}(t) + c\dot{v}(t) + kv(t) = \tau(t) \quad (31)$$

Die winkelabhängige Auslenkung des Waagearmes kann durch die oben beschriebene inhomogene Differentialgleichung zweiter Ordnung ausgedrückt werden. Mit Hilfe des Exponentialansatzes kann diese Differentialgleichung gelöst werden. Bei Vorliegen einer Störfunktion setzt sich die Gesamtlösung aus einer homogenen Lösung v_h der Differentialgleichung und einer speziellen Lösung v_s zusammen.

$$v(t) = v_h + v_s \quad (32)$$

Die spezielle Lösung ergibt sich mit $\tau(t) = rF(t)$ aus Folgendem:

$$v_s(t) = \frac{rF_0}{k} \quad (33)$$

Die Lösung der homogenen Differentialgleichung zweiter Ordnung lautet folgendermaßen:

$$v_h(t) = C_1 e^{\lambda_1 t} + C_2 e^{\lambda_2 t} \quad (34)$$

Mit:

$$\lambda_{1,2} = -\frac{c}{2J} \pm \sqrt{\frac{c^2}{4J^2} - \frac{k}{J}} \quad (35)$$

Und:

$$\omega = \sqrt{\frac{k}{J} - \frac{c^2}{4J^2}} \quad (36)$$

Mit $v(t) = 0$ und $\dot{v}(t) = 0$ als Anfangsbedingungen lassen sich die Konstanten C_1 und C_2 ermitteln. Mit Hilfe der Eulersche Formel $\sin x = \frac{e^{ix} - e^{-ix}}{2i}$ und $\cos x = \frac{e^{ix} + e^{-ix}}{2}$ kann die Winkelabhängigkeit folgendermaßen bestimmt werden.

$$v(t) = \frac{rF_0}{k} \left[1 - e^{-\frac{c}{2J}t} \left(\cos \omega t + \frac{c}{2J\omega} \sin \omega t \right) \right] \quad (37)$$

Fehlerberechnung Federkonstante

Die Federkonstante wurde gemäß den Formeln (22) und (23) berechnet. Entsprechend wurde auch eine Fehlerberechnung für beide Fälle durchgeführt.

Im Falle der Kalibration über die ausgeübte Kraft des FAs ergibt sich die Unsicherheit δk für die Federkonstante aus der Summe der einzelnen Messunsicherheiten, wobei die Messunsicherheit δx_S gleich der von $\delta x_{FA} = 0,2 \text{ mm}$ ist.

$$\delta k_{FA} = \sqrt{\left(\frac{\delta \bar{F}_{FA}}{\bar{F}_{FA}}\right)^2 + \left(\frac{\delta x_{FA}}{x_{FA}}\right)^2 + \left(\frac{\delta \bar{d}}{\bar{d}}\right)^2} k^2 + \delta k_m^2 + \delta k_p^2 + \delta k_T^2 \quad (38)$$

Mit:

$$\frac{\delta \bar{d}}{\bar{d}} = \frac{\delta \bar{d}_S + \delta \bar{d}_{Drift}}{\bar{d}} \quad (39)$$

Die Messunsicherheit $\frac{\delta \bar{d}}{\bar{d}}$ setzt sich aus der Unsicherheit des optischen Sensors $\delta \bar{d}_S$ und dem ermittelten $\delta \bar{d}_{Drift}$ während der Messaufnahme zusammen. Der Wert für den optischen Sensor kann der Bedienungsanleitung entnommen werden und ist als maximaler Drift bezogen auf eine Stunde angegeben. Es wird angenommen, dass die Korrelation linear ist, womit ein Wert für die entsprechend andauernde Messung berechnet werden kann. Die Ermittlung von $\delta \bar{d}_{Drift}$ erfolgte über eine lineare Approximation in dem Zeitbereich, in welchem der FA aktiv war und \bar{d} gemessen wurde. Die Summanden δk_m , δk_p und δk_T beschreiben die Masse-, Druck und Temperaturabhängige Unsicherheit der Federkonstanten. Da die gleichen Annahmen wie bei Seifert et al. angenommen wurden, wurden die dort berechneten Unsicherheiten herangezogen [128]. Die relative Messunsicherheit des FA ist ebenfalls in der Bedienungsanleitung der Schubmesswaage angegeben.

Die Federkonstante k kann auch mit der Formel (36) und den Fitparametern $p_2 = \frac{c}{2J}$ bzw. $p_3 = \omega$ aus der Formel (24) folgendermaßen berechnet werden:

$$k_{osc} = (p_2^2 + p_3^2)J \quad (40)$$

Hierfür ist eine Berechnung von J und dessen Messunsicherheit δJ notwendig. Eine detaillierte Berechnung dazu findet sich in der Arbeit von Aubel. Im Vergleich zu dessen Arbeit änderte sich die Masse des VATs und es wurden keine zusätzlichen Gewichte zum Austarieren der Waage verwendet. Dies führt schließlich zu einem Massenträgheitsmoment von $J = 0,113 \text{ kgm}^2$ und einer Unsicherheit von $\delta J = 1,672 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$ [129].

Die Berechnung der Messunsicherheit für die Kalibration im Auslenkmodus erfolgt gemäß:

$$\delta k_{Osc} = \sqrt{\delta p^2 + \left(\frac{\partial k}{\partial J} \delta J\right)^2 + \delta k_m^2 + \delta k_p^2 + \delta k_T^2} \quad (41)$$

Dabei beschreibt δp den Fehler der Fitparameter [129].

Fehlerberechnung Schubmessung

Die Messunsicherheit für den berechneten Schub im Auslenkmodus lässt sich anhand der folgenden Formel bestimmen:

$$\delta \bar{F}_{T,Aus} = \sqrt{\left(\frac{\partial \bar{F}_{T,Aus}}{\partial k} \delta k\right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{F}_{T,Aus}}{\partial x_{FA}} \delta x_{FA}\right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{F}_{T,Aus}}{\partial \bar{d}} \delta \bar{d}\right)^2 + \left(\frac{\partial^2 \bar{F}_{T,Aus}}{\partial \psi^2} \frac{\psi^2}{2}\right)^2} \quad (42)$$

Umgeformt mit Hilfe von Formel (19) ergibt sich für k_{FA} :

$$\begin{aligned} \delta \bar{F}_{T,Aus_{FA}} &= \sqrt{\frac{\bar{F}_{T,Aus_{FA}}^2}{k_{FA}^2} \delta k_{FA}^2 + \frac{k_{FA}^2}{x_{FA}^4} \delta \bar{d} + \frac{4\bar{F}_{T,Aus_{FA}}^2}{x_{FA}^2} \delta x_{FA}^2 + \frac{\bar{F}_{T,Aus_{FA}}^2}{4} \psi^2} \\ &= \sqrt{1,599296 \times 10^{-11} + 3,216418 \times 10^{-4} \bar{F}_{T,Aus_{FA}}^2} \end{aligned} \quad (43)$$

Und für k_{Osc} :

$$\begin{aligned} \delta \bar{F}_{T,Aus_{Osc}} &= \sqrt{\frac{\bar{F}_{T,Aus_{Osc}}^2}{k_{Osc}^2} \delta k_{Osc}^2 + \frac{k_{Osc}^2}{x_{FA}^4} \delta \bar{d} + \frac{4\bar{F}_{T,Aus_{Osc}}^2}{x_{FA}^2} \delta x_{FA}^2 + \frac{\bar{F}_{T,Aus_{Osc}}^2}{4} \psi^2} \\ &= \sqrt{1,060846 \times 10^{-11} + 5,53192 \times 10^{-4} \bar{F}_{T,Aus_{Osc}}^2} \end{aligned} \quad (44)$$

Die Messunsicherheit bei der Berechnung des Schubes für den Kompensationsmodus ergibt sich aus:

$$\begin{aligned}
 \delta \bar{F}_{T,Komp_FA} &= \sqrt{\left(\frac{\partial \bar{F}_{T,Komp_FA}}{\partial \bar{F}_{FA}} \delta \bar{F}_{FA}\right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{F}_{T,Komp_FA}}{\partial x_{FA}} \delta x_{FA}\right)^2} \\
 &\quad + \left(\frac{\partial \bar{F}_{T,Komp_FA}}{\partial x_T} \delta x_T\right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{F}_{T,Komp_FA}}{\partial \bar{d}} \delta \bar{d}\right)^2 \\
 &\quad + \left(\frac{\partial^2 \bar{F}_{T,Komp_FA}}{\partial \psi^2} \delta \psi^2\right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{F}_{T,Komp_FA}}{\partial k} \delta k\right)^2 \\
 &= \sqrt{1,295429 \times 10^{-13} + 2,240332 \times 10^{-4} \bar{F}_{T,Komp_FA}^2}
 \end{aligned} \tag{45}$$

Die Unsicherheiten $\delta x_T = 0,2 \text{ mm}$ und $\delta \psi = 1^\circ$ sind wiederum der Bedienungsanleitung entnommen.