
Messung elektromagnetischer Störaussendung von elektrischen Raumfahrttriebwerken im Betrieb

DISSERTATION

zur Erlangung des akademischen Grades

DR.-ING.

(Doktor der Ingenieurwissenschaften)

dem

Promotionszentrum für Ingenieurwissenschaften
des Forschungscampus Mittelhessen

vorgelegt von

Felix Kiefer

Gießen, 22. August 2024

Begutachtet durch

Prof. Dr. Peter J. Klar

und

Prof. Dr.-Ing. Uwe Probst

ZUSAMMENFASSUNG

Elektromagnetische Verträglichkeit (EMV) ist eine Anforderung für alle Geräte, die Elektrizität verwenden, und daher auch ein wichtiges Thema für Raumfahrtaktivitäten. Dies gilt auch für elektrische Triebwerke, eine beliebte Option für Satellitenantriebe. Da diese Systeme in der Regel nur im Vakuum betrieben werden können, ist die Untersuchung ihrer EMV während des Betriebs eine Herausforderung. Um diese Untersuchungen zu ermöglichen, wurden an der Justus-Liebig-Universität (JLU) in Gießen zwei Anlagen gebaut. Die eine basiert auf einer Absorberkammer (engl. SAC), die andere auf einem alternativen Ansatz, der Modenverwirbelungskammer (engl. RVC). Der Schwerpunkt liegt dabei auf der Messung von gestrahlten Emissionen (engl. RE), einer speziellen Unterkategorie der EMV. In dieser Dissertation werden der Aufbau dieser Anlagen, die ersten Ergebnisse der REMessungen und deren wissenschaftlicher Kontext vorgestellt. Messungen mit einem sogenannten „pulsed plasma thruster“ (PPT) werden zum Vergleich der SAC- und RVC-Ansätze genutzt. Zusätzliche Untersuchungen an einem Elektronen-Zyklotronresonanz Triebwerk (engl. ECRT) zeigen, dass physikalische Prozesse im Triebwerksplasma ein breitbandiges elektromagnetisches Rauschen ausstrahlen. Effekte, die ein solches Rauschen erzeugen, wurden in anderen Veröffentlichungen identifiziert und sind hier aufgeführt, um die Beobachtungen einzuordnen. Ein langfristiges Ziel an der JLU ist es, weitere elektrische Raumfahrtantriebe zu untersuchen, um ein tieferes Verständnis der zugrunde liegenden Physik zu erlangen und die Triebwerke im Hinblick auf ihre EMV einzuordnen.

ABSTRACT

Electromagnetic Compatibility (EMC) is a requirement for all devices that use electricity and is therefore an important issue for space activities. This includes electric thrusters, a thriving option for satellite propulsion. Because these systems typically operate only in vacuum, studying their EMC during operation is challenging. To enable these investigations, two facilities have been built at Justus Liebig University (JLU) in Giessen, Germany. One is based on a semi-anechoic chamber (SAC) and the other on an alternative approach called reverberation chamber (RVC). The focus is on the measurement of radiated emissions (RE), a special subcategory of EMC. This dissertation presents the construction of these facilities, the first RE results obtained, and the scientific context in which they operate. Measurements with a pulsed plasma thruster (PPT) are used to compare the SAC and RVC approaches. Additional studies on an electron cyclotron resonance thruster (ECRT) show that physical effects of the thruster plasma radiate broadband electromagnetic noise. Effects that produce such noise have been identified in other publications and are listed to help classify the observations. It is a long term goal at JLU to study additional electric thrusters to gain a deep understanding of the physics behind their RE and thus to classify the thrusters in terms of their EMC.

INHALTSVERZEICHNIS

1	Motivation	13
2	Grundlagen der EMV	15
2.1	Bedeutung der elektromagnetischen Verträglichkeit	15
2.2	Normen und Anwendungsbereiche	16
2.3	Fokus: Gestrahlte Störaussendung	20
2.4	Charakteristik von Störquellen	23
3	Stand der Technik	27
3.1	Störaussendung elektrischer Raumfahrtantriebe messen	27
3.1.1	Hybride Vakuum-Absorberkammer	28
3.1.2	Vakuum-Modenverwirbelungskammer	28
3.1.3	Sonstige Messverfahren	29
3.1.4	Messablauf und technische Grenzen	29
3.2	Einfluss elektrischer Raumfahrtantriebe auf die EMV	33
3.2.1	Publikationen zur EMV nach Triebwerkstyp	34
3.2.2	Bekannte (Stör-)Effekte nach Triebwerkstyp	36
3.3	Forschungsgegenstand	44
4	Publikation: PPT mit Fokus Vakuum-Modenverwirbelungskammer	45
4.1	Hintergrund der Publikation	45
4.2	Beiträge zur Publikation	46
4.3	Publikation vom 02. März 2023	48
5	Publikation: ECRT mit Fokus Vakuum-Absorberkammer	63
5.1	Hintergrund der Publikation	63
5.2	Beiträge zur Publikation	64
5.3	Publikation vom 02. Mai 2024	66
6	Fazit und Ausblick	87

EIDESSTATTLICHE ERKLÄRUNG

Ich erkläre: Ich habe die vorgelegte Dissertation selbstständig und ohne unerlaubte fremde Hilfe und nur mit den Hilfen angefertigt, die ich in der Dissertation angegeben habe. Alle Textstellen, die wörtlich oder sinngemäß aus veröffentlichten Schriften entnommen sind, und alle Angaben, die auf mündlichen Auskünften beruhen, sind als solche kenntlich gemacht. Ich stimme einer eventuellen Überprüfung meiner Dissertation durch eine Antiplagiat-Software zu. Bei den von mir durchgeführten und in der Dissertation erwähnten Untersuchungen habe ich die Grundsätze, wie sie in der ‚Satzung der Justus-Liebig-Universität Gießen zur Sicherung guter wissenschaftlicher Praxis‘ niedergelegt sind, eingehalten.

DANKSAGUNG

Zuerst danke ich allen, die mich auf dem Weg bis zum Abschluss dieser Promotion begleitet und unterstützt haben – ob im beruflichen oder privaten Kontext. Dieser Dank gilt auch all denjenigen, die mir auf meinem Lebensweg begegnet sind und diesen so – ob bewusst oder unbewusst – bereichert, mitgestaltet und geprägt haben. Erst durch die vielfältige Einflussnahme und Unterstützung auf unzähligen Ebenen wurde die Entwicklung meiner Persönlichkeit möglich, die zum erfolgreichen Abschluss meines bisherigen Bildungsweges führte.

Im unmittelbaren Zusammenhang meiner Tätigkeit an der Justus-Liebig-Universität danke ich allen Kollegen des I. Physikalischen Instituts und insbesondere meiner Arbeitsgruppe, die mir viel Hilfsbereitschaft und stets ein Gefühl des Willkommenseins entgegengebracht haben. Gleiches gilt auch den Kollegen unseres Projektpartners, der auch die von mir zuvor besuchte Bildungsstätte darstellt: Der Fachbereich Elektro- und Informationstechnik der Technischen Hochschule Mittelhessen. Auch hier wurde mir stets demonstriert, dass ich ein respektierter Teil des Kollegiums bin.

Meinen ganz persönlichen Dank richte ich an dieser Stelle an meinen Doktorvater, Professor Peter J. Klar, der neben seinen vielfältigen Funktionen im Institut stets viel Energie in unsere Arbeitsgruppe und so auch in meine Projekte investierte. Insbesondere seine konstruktiven und stets ergebnisorientierten Rückmeldungen empfand ich als wertschätzenden Umgang mit dem von mir bearbeiteten Themengebiet wie auch meiner Person. Auch den Professoren Uwe Probst und Chris Volkmar der Technischen Hochschule Mittelhessen danke ich ganz besonders für die Unterstützung der von mir bearbeiteten Projekte wie auch die stetige Offenheit für den persönlichen Austausch. Zuletzt richte ich meinen persönlichen Dank an Rainer Thüringer, der nicht nur einen Grundstein für meine Projekte legte, sondern bereits als betreuender Professor während meines Bachelor- und Masterstudiums sich als mein Mentor etablierte.

MOTIVATION

Seit der Jahrtausendwende steigt die kommerzielle Nutzung des Weltraums [1], was sich nicht nur an zunehmenden Starts von Kleinsatelliten messen lässt [2], sondern auch an der steigenden Nachfrage nach elektrischen Antrieben [3]. Die Besonderheit dieser Antriebe ist, dass durch den Einsatz von elektrischer Energie eine Effizienzsteigerung bei der Treibstoffnutzung erreicht wird, wodurch eine geringere Treibstoffmasse an Board eines Raumfahrzeugs benötigt wird, was wiederum eine Kostenersparnis für ein gegebenes Projektziel ermöglicht [4]. Tausende dieser Systeme werden bereits im Weltraum betrieben, wobei mehrere tausend Starts von Kleinsatelliten mit elektrischen Antrieben im Rahmen von Satellitenformationen geplant sind [2–4]. Die Kategorie der elektrischen Antriebe umfasst dabei eine Vielzahl verschiedener Triebwerkstypen [4], bei deren (Weiter-)Entwicklung unterschiedliche Herausforderungen zu Grunde liegen [1, 3].

Steigende Taktfrequenzen und Integrationsdichten elektrischer Komponenten [5] rücken auch bei Raumfahrtssystemen die Elektromagnetische Verträglichkeit (EMV) zunehmend in den Fokus der Entwicklungsprozesse [6]. Durch den zunehmenden Einsatz von elektrischen Triebwerken steigt auch das Interesse an der EMV dieser Subsysteme mit dem Raumfahrzeug [1, 6]. Da diese Triebwerke typischerweise nur unter Weltraumbedingungen uneingeschränkt betrieben werden können, ist die Untersuchung der EMV dieser Systeme nur mit größeren Anstrengungen möglich [6], verglichen mit den normativ vorgeschlagenen EMV-Prüfungen an Atmosphäre.

Weltweit sind nur wenige Anlagen bekannt, die EMV-Untersuchungen von Ionenstrahltriebwerken im Betrieb erlauben und dabei möglichst normgerechte Prüfungen ermöglichen [7–9]. Weitere Anlagen könnten hinzukommen, wenn deren Existenz aus militärischen oder strategischen Gründen geheim gehalten wird. Dazu kommen zahlreiche alternative Messverfahren und ihre jeweiligen Anlagen [10–13].

Elektrische Raumfahrtantriebe, wie besonders das Radiofrequenz-Ionenstrahltriebwerk (RIT), sind ein Forschungsschwerpunkt des I. Physikalischen Instituts der Justus-Liebig-Universität Gießen [14]. Da die EMV zunehmend an Bedeutung gewinnt, wurden in Kooperation mit der Technischen Hochschule Mittelhessen (THM) die bundesweit ersten beiden Anlagen errichtet, welche die Untersuchung der EMV von elektrischen Triebwerken

im Betrieb ermöglichen: Eine Vakuum-Modenverwirbelungskammer (engl. RVC für *reverberation chamber*) und eine Absorberkammer (engl. SAC für *semi-anechoic chamber*) mit Zugang zu Vakuum. Der Fokus der bisher durchgeführten Untersuchungen liegt dabei auf der gestrahlten Störaussendung von Plasmaquellen im Betrieb, um auf der Basis vielfältiger Studien langfristig ein tieferes Verständnis über die zugrundeliegende Plasmaphysik zu erhalten. Die hier vorgestellten Ergebnisse beschreiben und vergleichen die zwei Anlagenkonzepte und zeigen ferner, dass Plasma eine Quelle für elektromagnetische (EM) Störungen ist.

Um sich diesem Thema schrittweise zu nähern, ist diese Arbeit wie folgt aufgebaut: In Kapitel 2 wird zunächst die Notwendigkeit und Bedeutung der EMV-Prüfungen umrissen (Abschnitt 2.1) und wie EMV normativ sichergestellt wird (Abschnitt 2.2). Der Fokus liegt dabei auf der gestrahlten Störaussendung (Abschnitt 2.3), wobei ferner auf die Charakteristik des Auftretens verschiedener Störquellen eingegangen wird (Abschnitt 2.4). In Kapitel 3 wird der aktuelle Stand der Technik dargelegt, indem zunächst Möglichkeiten aufgezeigt werden, wie die Störaussendung von elektrischen Triebwerken im Betrieb gemessen werden kann (Abschnitt 3.1). Danach folgt eine Übersicht von elektrischen Triebwerken nebst Publikationen mit Bezug zur EMV oder etwaigen Störeffekten, wobei letztgenannte explizit dargestellt werden (Abschnitt 3.2). Auf dieser Basis wird das Ziel der Forschung formuliert (Abschnitt 3.3).

Die beiden darauffolgenden Kapitel zeigen zwei Publikationen, welche aus dem zuvor beschriebenen Forschungsansatz entsprungen sind. Dabei zeigt Kapitel 4 Messergebnisse eines sogenannten *pulsed plasma thruster* und fokussiert sich auf die Modenverwirbelungskammer sowie den Vergleich dieses alternativen Anlagenkonzepts mit dem gängigeren Ansatz der Absorberkammer. Danach beleuchtet Kapitel 5 den Ansatz der Absorberkammer detaillierter und zeigt Ergebnisse eines Elektronen-Zyklotronresonanz Triebwerks, welche Störungen nachweisen, die im Zusammenhang mit dem generierten Plasma des Triebwerks stehen. Abschließend wird der erreichte Forschungsstand in Kapitel 6 zusammengefasst und ein Ausblick für weitere Forschungsvorhaben gegeben.

GRUNDLAGEN DER EMV

2.1 BEDEUTUNG DER ELEKTROMAGNETISCHEN VERTRÄGLICHKEIT

Nach dem *International Electrotechnical Vocabulary*, welches als IEC 60050 publiziert wurde [5], ist EMV wie folgt definiert: „Fähigkeit einer Einrichtung oder eines Systems, in ihrer/seiner elektromagnetischen Umgebung zufriedenstellend zu funktionieren, ohne in andere Einrichtungen in dieser Umgebung unzulässige elektromagnetische Störgrößen einzubringen.“ (aus [15] entnommen: Definition „EMV“)

Ihren Ursprung haben Anforderungen der EMV im Funkschutz, welcher die störungsfreie Nutzung von z. B. Radio, Fernsehübertragung, Behördenfunk, (Flug-)Navigation, Mobil- und Amateurfunk sicherstellen soll. Das Maß für Überlegungen hinsichtlich einzuhaltender Grenzwerte sind diese Funkempfänger, da sie die empfindlichsten Geräte bezüglich EMV darstellen [5]. Funksysteme nutzen üblicherweise den uns umgebenden freien Raum zur Signalübertragung. Im Gegensatz zur leitungsgebundenen Übertragung wird der Freiraum von einer unbekanntem Vielzahl von funktechnischen Teilnehmern als Transportmedium genutzt und erfordert daher eine besondere Beachtung [16].

Die EMV ist dabei eine Anforderung der Neuzeit. Seit 1995 sind Hersteller gesetzlich verpflichtet nachzuweisen, dass ein in Handel gebrachtes Gerät die Anforderungen einschlägiger EMV-Standards einhält. Grund hierfür ist die kontinuierlich steigende Anzahl, Leistungsfähigkeit und Integrationsdichte von Bauteilen, Geräten und Systemen, welche durch eine hinzukommende Verringerung verwendeter Spannungspegel eine zunehmende Störempfindlichkeit aufweisen. [5]

Grundsätzlich wird EMV dadurch sichergestellt, dass jedes elektrische System auf zwei Arten charakterisiert werden muss: Seiner **Störfestigkeit** (d.h. Immunität) und **Störaussendung** (d.h. Emission) [17], wobei zwischen beiden sogenannten Grenzstörpegeln ein zusätzlicher Störsicherheitsabstand liegt [18]. Diese Aufteilung basiert auf dem Grundsatz, dass jedes elektrische Gerät zugleich Quelle und Senke für elektromagnetische Felder und Wellen sein kann. Die zur EMV-Qualifizierung etablierten Prüfungen werden im folgenden Abschnitt genauer betrachtet.

2.2 NORMEN UND ANWENDUNGSBEREICHE

Wie bereits erwähnt muss für jedes elektrische Gerät, welches in diesem Zusammenhang auch Prüfling (engl. DUT für *device under test* oder EUT für *equipment under test*) genannt wird, nachgewiesen werden, dass es in seiner elektromagnetischen Umgebung bestimmungsgemäß funktioniert ohne andere Geräte zu stören. Um dies sicherzustellen, wurden EMV-Normen entwickelt, deren Strukturierung in aller Regel anhand konkreter Prüfverfahren erfolgt. Für Raumfahrtanwendungen sind insbesondere die Standards MIL-STD-461G [19] (kurz: MIL) und ECSS-E-ST-20-07C [20] (kurz: ECSS) hervorzuheben. Im US-amerikanischen MIL-Standard [19] sind diese Prüfverfahren konsequent in vier Kategorien eingeteilt, welche so benannt sind, dass die beiden Buchstaben ihres Kürzels direkt Auskunft über den Kopplungsmechanismus (erster Buchstabe: C oder R) und die auf den Prüfling bezogene Wirkungsrichtung (zweiter Buchstabe: E oder S) geben:

- **Leitungsgeführte Störaussendung** (engl. CE für *conducted emission*) und **Leitungsgeführte Störfestigkeit** (engl. CS für *conducted susceptibility*)

Bei leitungsgeführter Kopplung treten gleichzeitig elektrische (kapazitive) und magnetische (induktive) Wechselwirkungen zwischen zwei oder mehreren Leitungen auf, die teils unabhängig voneinander betrachtet werden können. Sofern bei „elektrisch langen“ Leitungen der Wellenwiderstand zum Tragen kommt, sind (Stör-)Spannungen und Ströme nicht mehr unabhängig voneinander. [18]

Bei EMV-Prüfungen dieser Kopplungsart werden Störungen in die Anschlussleitungen bzw. elektrisch leitfähigen Teile des Prüflings ein- respektive von ihnen ausgekoppelt. Erreicht wird das mit speziellen Kopplungsapparaturen, die sich, wie generell der Messaufbau, nach Standard und Prüfungsart unterscheiden können.

Bei Messung der Störaussendung, auch Emissionsmessung genannt, wird identifiziert und quantifiziert welcher elektromagnetische Feldstärkepegel in welchen Frequenzbereichen von Sendern bzw. Störquellen an die Umwelt abgegeben wird. Der Prüfling wird dabei als Quelle betrachtet, dessen abgegebene Feldstärke in einem definierten Messabstand einen entsprechenden Grenzwert nicht überschreiten darf. [18]

Umgekehrt wird bei Messung der Störfestigkeit, auch als Immunität bezeichnet, die Resistenz elektronischer Geräte gegenüber der am Einsatzort zu erwartenden Störgrößen geprüft. Von einer künstlichen Störquelle aus gilt die Wirkungsrichtung hin zum Prüfling als Senke. Als Quelle dienen typischerweise Generatoren, welche definierte Signalformen erzeugen, wie z. B. Impulse aber auch konstante Frequenzen, durch deren Variation (engl. *sweep*) ein zu untersuchendes Frequenzband abgedeckt wird. Eine absolute Störfestigkeit kann dadurch zwar

nicht garantiert werden, jedoch eine Verfügbarkeit des Prüflings mit größtmöglicher Wahrscheinlichkeit, solange die Störgrößen am späteren Einsatzort die künstlich erzeugten nicht überschreiten. [18]

- **Gestrahlte Störaussendung** (engl. RE für *radiated emission*) und **Gestrahlte Störfestigkeit** (engl. RS für *radiated susceptibility*)

Bei gestrahlter Kopplung, auch Strahlungskopplung genannt, treten Wechselwirkungen durch elektromagnetische Wellenfelder auf. Befindet sich die Senke im Fernfeld des Quellen-Signals, treten elektrisches und magnetisches Feld immer gekoppelt in Form einer Welle auf. Leiteranordnungen bzw. leitfähige Teile führen dabei zu Reflexionen, welche sich mit dem Ausgangssignal im gesamten Raum zu einem Nettofeld überlagern. [18]

Messaufbauten dieser Kopplungsart verwenden Antennen oder andere Wandler (Transducer), um Signale ein- und auszukoppeln. Die Wirkungsrichtungen, also Störaussendung und Störfestigkeit, entsprechen den zuvor beschriebenen Wegen. Da ein Fokus unserer Untersuchungen auf der gestrahlten Störaussendung eines Ionenplasmas liegt, folgt mit Abschnitt 2.3 ein eigenes Kapitel zu diesem Thema.

Bei der Eingruppierung in diese Kategorien bilden im europäischen ECSS-Standard [20] die elektrostatische Entladung (engl. ESD für *electrostatic discharge*) sowie die Emission statischer Magnetfelder eine Ausnahme. Tabelle 2.1 fasst diese Untergliederung für den US-amerikanischen MIL-Standard [19] und den europäischen ECSS-Standard [20] zusammen und gibt, sofern möglich, die zu untersuchenden Frequenzbereiche an. Aus Gründen der Übersicht wurde in Tab. 2.1 darauf verzichtet, weitere Standards wie z. B. die IEC- bzw. ISO-Normreihen aufzuführen.

Das europäische Gegenstück [20] zum US-amerikanischen MIL-Standard [19], welcher für Subsysteme eines Raumfahrzeugs angewendet werden kann, ist der bereits genannte ECSS-Standard [20], der zusätzlich noch Prüfungen auf Ebene des Gesamtsystems beschreibt. Da dessen Grenzwert für gestrahnte Störaussendung jedoch über dem im MIL-Standard [19] definierten liegt und damit automatisch eingehalten wird, orientieren sich unsere Untersuchungen primär an letztgenanntem. Im Bereich der Raumfahrt sind dennoch weitere Standards nennenswert [6]:

- **MIL-STD-464C** [21] spezifiziert, im Gegensatz zum als MIL [19] abgekürzten Standard, die EMV des gesamten Systems, was im europäischen Pendant [20] enthalten ist.
- **MSFC-SPEC-521C** [22] ist die aktuellste Version eines raumfahrtspezifischen Zuschnitts der beiden zuvor genannten MIL-Standards [19, 21] und wurde von der NASA veröffentlicht um kostenintensive Überspezifikationen aufgrund von EMV-Anforderungen zu vermeiden [22].

- **SMC-S-008** [23] ist ein EMV-Standard der US Luftwaffe, der verschiedene MIL-Standards referenziert und insbesondere raumfahrtbezogene Anpassungen vom MIL-Standard [19] beschreibt.
- **GSFC-STD-7000A** [24] ist ein weiterer Standard der NASA, der allgemeine Prüfungen von Raumfahrtkomponenten beschreibt und EMV beinhaltet.
- **AIAA S-121A** [25] stammt vom US-amerikanischen Berufsverband für Luft- und Raumfahrttechnik und beschreibt insbesondere die EMV-Anforderungen auf der Ebene des Gesamtsystems.

An dieser Stelle sind zusätzlich die IEC- und ISO-Normreihen zu nennen. Dem IEC (engl. *International Electrical Commission*), welche mit der ISO (engl. *International Organization for Standardization*) kooperiert, obliegt die Normung der gesamten Elektrotechnik. Die entwickelten Normreihen sind international anerkannt und haben damit globale Relevanz. Auf diesen Publikationen basieren die regionalen und nationalen Vorschriften der Mitgliedsländer, welche beispielsweise auf europäischer Ebene in drei Klassen eingeteilt werden können: Fachgrundnormen (engl. *generic standards*), Grundnormen (engl. *basic standards*) und Produktfamilien- oder Produktnormen (engl. *product standards*). [18]

Da diese Normreihen vielfältige Anwendungsbereiche abdecken, konnte mit der IEC61000-04-21: „Prüf- und Messverfahren – Verfahren für die Prüfung in der Modenverwirbelungskammer“ [26] ein industriell akzeptiertes Verfahren auf unsere raumfahrtspezifischen Untersuchungen angewendet werden. Weiterführend ist auch die ISO 14302 [27] zu nennen, welche EMV-Anforderungen speziell für Raumfahrtsysteme reguliert, indem sie Bezug auf zuvor genannte Standards nimmt [27].

category	standard:chapter	subject area, additional information	frequency range
CE	MIL:CE101	power leads, audio frequency currents	30 Hz–10 kHz
	ECSS:5.4.2, A.2	power leads, differential mode (1st)	30 Hz–100 kHz
	MIL:CE102	power leads, radio frequency potential	10 kHz–10 MHz
	ECSS:5.4.3, A.2	power leads, differential mode (2nd)	100 kHz–100 MHz
	ECSS:5.4.4, A.3	power leads, in-rush currents	N/A
	ECSS:5.4.3, A.2	power leads, common mode	100 kHz–100 MHz
	ECSS:A.5	antenna ports	N/A
	MIL:CE106		10 kHz–40 GHz
	MIL:CS101	power leads	30 Hz–150 kHz
	ECSS:5.4.7, A.10	power leads, differential mode	30 Hz–100 kHz
CS	ECSS:5.4.8, A.11	power leads, common mode	50 kHz–100 MHz
	MIL:CS103	antenna port, intermodulation	15 kHz–10 GHz
	MIL:CS104	antenna port, rejection of undesired signals	30 Hz–20 GHz
	MIL:CS105	antenna port, cross modulation	
	MIL:CS109	structure current	60 Hz–100 kHz
	MIL:CS114	bulk cable injection	10 kHz–200 MHz
	MIL:CS115	bulk cable injection, impulse excitation	N/A
	MIL:CS116	cables and power leads, damped sinusoidal transients	10 kHz–100 MHz
	MIL:CS117	cables and power leads, lightning induced transients	N/A
	ECSS:5.4.9, A.12	power leads, short spike transients	N/A
RE	MIL:CS118	personnel borne electrostatic discharge	N/A
	ECSS:5.4.12, A.15	susceptibility to electrostatic discharge	N/A
	MIL:RE101	magnetic field	30 Hz–100 kHz
	ECSS:A.7	low-frequency magnetic field	undefined–50 kHz
	ECSS:A.8	low-frequency electric field	undefined–30 MHz
	MIL:RE102	electric field	10 kHz–18 GHz
	ECSS:5.4.6, A.9		30 MHz–18 GHz
	MIL:RE103	antenna spurious and harmonic outputs	10 kHz–40 GHz
	ECSS:5.4.5, A.6	DC magnetic field emission	static
	RS	MIL:RS101	magnetic field
ECSS:5.4.10, A.13			
MIL:RS103		electric field	2 MHz–40 GHz
ECSS:5.4.11, A.14			30 MHz–18 GHz

Tab. 2.1: Übersicht der Testprozeduren nach MIL-STD-461G und ECSS-E-ST-20-07C.

2.3 FOKUS: GESTRAHLTE STÖRAUSSENDUNG

Im Zentrum dieser Arbeit steht die gestrahlte Störaussendung, auch Emission genannt (engl. EMI für *electromagnetic interference*, wobei auch RFI *radio frequency interference* in Standards wie z. B. dem SMC-S-008 [23] als Synonym verwendet wird). Da ein Ziel das erweiterte Verständnis der Physik von Plasma(-quellen) ist, liegt der primäre Fokus auf der Erforschung gestrahlter Emissionen eben dieses Plasmas und nicht auf vollumfänglicher Qualifizierung eines elektrischen Antriebs hinsichtlich seiner EMV.

Diese Emissionsmessungen werden typischerweise in speziellen Kammern durchgeführt, alternativ im Freifeld (engl. OATS für *open area test site*), insbesondere wenn der Prüfling zu groß oder unbeweglich für Messungen im Labor ist [5]. Die Funktion einer Prüfkammer ist die Abschirmung des Messortes gegenüber den allgegenwärtigen Funkwellen, um Wechselwirkungen zu vermeiden. Diese Kammern besitzen in aller Regel eine elektrisch vollkommen geschlossene Metallhülle, die Funkwellen nicht durchdringen können [5]. Anhand ihres Funktionsprinzips kann der Aufbau dieser Anlagen unterschieden werden:

- **Absorberkammern**, auch -räume bzw. -hallen genannt, besitzen auf der Innenseite der abschirmenden Hülle die namensgebenden Absorber. Diese sind zumeist pyramidenförmig und nehmen EM Wellen auf um diese in Wärme umzuwandeln, sodass deren weitere Ausbreitung nicht zu schwankenden Feldamplituden oder Polarisationsrichtungen aufgrund von Interferenzen führt [17]. Abhängig von der Installation dieser Absorber können die Kammern in zwei Kategorien unterteilt werden:

Bei vollständigen Absorberkammern (engl. FAC für *fully anechoic chamber*) werden alle Innenflächen, inklusive Boden, mit Absorbern ausgekleidet. Es entstehen idealerweise keine Reflexionen, welche das Testareal störend überlagern [17]. Im Gegensatz dazu wird in Teil-Absorberkammern (engl. SAC für *semi-anechoic chamber*) auf das Bestücken des Bodens verzichtet und dieser durch Metallisierung gezielt als EM Spiegelfläche ausgeführt. Dieser Aufbau entspricht näherungsweise Messungen an der Erdoberfläche im sogenannten Freifeld und wird von den von uns betrachteten Standards empfohlen [19, 20, 23, 24].

- **Modenverwirbelungskammern** (engl. RVC oder RC für engl. *reverberation chamber* oder auch *reverberating, reverb, mode-tuned* oder *mode-stirred chamber* genannt [28]) basieren auf dem Prinzip des Hohlraumresonators und benötigen keine Absorber. Reflexionen im Inneren der Kammer führen zur Bildung von Moden oder stehenden Wellen, also Resonanzen, die allgemein von der Geometrie der Kammer abhängen [29]. Durch Nutzung des Resonanzprinzips haben derartige Kammern in ihrem Nennfrequenzbereich zumeist eine höhere Messemp-

findlichkeit verglichen mit Absorberkammern. Aufgrund der Resonanzstellen ist ihr Frequenzspektrum diskret und stark nichtlinear, wobei die Modendichte zu höheren Frequenzen hin steigt. Der diskreten Modenverteilung wird durch den Einbau von einem oder mehreren Modenrührern entgegengewirkt. Diese ändern die EM Randbedingungen schrittweise oder kontinuierlich, sodass sich die Resonanzstellen der Kammergeometrie verschieben. Durch Kalibrierung mit bekannter Leistungseinkopplung und ausreichender Anzahl von Rührerpositionen kann mit diesem Messprinzip Rückschlüsse auf die abgestrahlte Leistung eines Prüflings im nutzbaren Frequenzbereich gezogen, und so ein mittleres Spektrum errechnet werden, welches einer Abstrahlung im freien Raum ähnelt.

Der qualitative Unterschied zu Messungen in Absorberkammern bzw. dem Freifeld wird im Folgenden kurz beschrieben: Die räumliche Abstrahlcharakteristik eines Prüflings ist in aller Regel nicht homogen, also entspricht nicht einem isotropen Kugelstrahler. Bei Freifeldmessungen wird deswegen idealerweise in Richtung der ungünstigsten Abstrahlung („Worst Case“) gemessen. In Modenverwirbelungskammern ist dies aufgrund der Reflexionen nicht möglich, weswegen deren Ergebnisse vielmehr einer Integration der abgestrahlten Leistung über alle Raumrichtungen entsprechen. Da normativ nicht die integral abgestrahlte Leistung sondern die maximal abgestrahlte Feldstärke (richtungsbezogen) reguliert wird, können Messergebnisse einer RVC nicht unmittelbar auf Grenzwertlinien angewendet werden. Gelöst wird dieser Umstand dadurch, dass man die gemessene Leistung so umgerechnet, als würde sie von einer idealen Antenne (mit höherem Gewinn als ein isotroper Kugelstrahler) abgestrahlt werden, deren erzeugte Feldstärke im geforderten Messabstand berechnet werden kann [26]. Diese Umrechnung ist jedoch nur eine Näherung und bildet nicht die richtungsabhängige Abstrahlcharakteristik eines Prüflings ab, wobei über den angewendeten Antennengewinn eine gewisse Richtcharakteristik des Prüflings einkalkuliert wird.

Diese integrale Messung der abgestrahlten Leistung anstelle der richtungsbezogenen Messung des Feldstärkepegels ist ein Nachteil der Modenverwirbelungskammer. Ein weiterer Nachteil ist, dass die Geometrie der Kammer eine untere Grenzfrequenz festlegt, unterhalb der die Modendichte zu gering ist, um normkonforme Messungen durchzuführen. Diese Prüfkammer darf gemäß des MIL-Standards [19] nur als Alternative zur Untersuchung der gestrahlten Störfestigkeit eingesetzt werden, nicht aber für Emissionsmessungen. Demgegenüber wird diese Kammer im ECSS-Standard [20] für kein Prüfverfahren als Alternative zur Absorberkammer genannt.

- **TEM- oder GTEM-Zellen** (engl. GTEM für *gigahertz transverse electromagnetic*) sollen preisgünstige und raumsparende Alternativen zur Absorberkammer darstellen. Aufgrund geringerer Abmessungen können in ihnen meist nur Prüflinge mit begrenzter Größe vermessen werden, wobei deren Anwesenheit die Homogenität der Felder in der Messzelle meist stärker stören, als es in einer Absorberkammer der Fall ist [17]. Der Aufbau dieser Zellen gleicht einer großen Hornantenne deren Öffnung in Hauptstrahlrichtung entweder durch eine von innen mit Absorbern bestückten Wand (GTEM-Zelle) verschlossen ist, oder auch mit einer vergleichbaren (wie z. B. spiegelsymmetrischen) Hornantenne, deren Fußpunkt ebenfalls in ein koaxiales Kabelsystem übergehen kann (TEM-Zelle). Sie können als geschlossener Wellenleiter angesehen werden und erzeugen in ihrem Inneren relativ deterministische Feldbedingungen und eignen sich hervorragend, um quasistatische elektrische und gekoppelte transversale elektrische (\vec{E}) und magnetische (\vec{B}) Felder zu erzeugen. Diese Messzellen sind besonders für Störfestigkeitsmessungen geeignet, ermöglichen aber auch unter bestimmten Voraussetzungen Emissionsmessungen bei relativ hohem, mehrfachem Messaufwand [18]. Sie sind insbesondere für reproduzierbare Tendenzmessungen ausreichend [17], allerdings nicht im normativen Bereich, weswegen sich „ab einer gewissen Größe eher der Bau einer Absorberhalle“ lohnt (aus [5] entnommen).

2.4 CHARAKTERISTIK VON STÖRQUELLEN

Bei Analyse der Emissionen eines Prüflings wird generell zwischen zwei Arten von Störgrößen unterschieden: Signale von periodischen und nicht-periodischen Emittlern, wobei beide im Frequenzbereich schmal- wie auch breitbandig in Erscheinung treten können [30]. Periodische Störungen, das heißt jene, die ununterbrochen durch dieselbe Grundfrequenz angeregt werden, zeigen sich im Emissionsspektrum in Form von schmalbandigen „Nadeln“ (Maxima) mit vergleichsweise hoher Amplitude. Sie können entstehen, wenn für die technische Umsetzung einer Funktion eine feste Frequenz erforderlich ist. Im Zusammenhang von Raumfahrtssystemen sind folgende Beispiele als Ursache dieser Störungen denkbar:

- Schaltregler zur Energieversorgung, wie z. B. Solar-Laderegler und andere DC/DC-Wandler.
- (Digital gesteuerte) Anregung des Plasmas ausgewählter elektrischer Triebwerke, wie z. B. beim Radiofrequenz-Ionenstrahltriebwerk (RIT) oder dem Elektronen-Zyklotronresonanz Triebwerk (engl. ECRT).
- Kommunikation auf z. B. Komponenten- bzw. Modulebene, insbesondere wenn zur Datenübertragung eine Taktleitung kontinuierlich aktiv sein muss.

Schmalbandige Störungen periodischer Art haben ihren Ursprung in analogen Schwingungen und spielen deswegen heutzutage eher eine untergeordnete Rolle. Sofern digitale (Schalt-)Prozesse mitwirken, sind nicht nur eine Grundfrequenz sondern auch verschiedene Oberwellen im Spektrum erkennbar. Ihr Erscheinungsbild wird dann als breitbandig bezeichnet [30].

Bei breitbandigen Störern können alle Harmonischen des Quellensignals hohe Amplituden aufweisen, was bei EMV-Konformitätsprüfungen problematisch sein kann. Um die Amplituden zu reduzieren, gibt es Lösungen wie z. B. das zyklische Variieren der Grundfrequenz der Störquelle. Dieses Verfahren hat sich bereits bei der EMV-Optimierung von z. B. Schaltreglern etabliert. Beim Takt auf Kommunikationsleitungen ist dies nur selten möglich. Da jedoch Signalübertragungen im Vergleich dazu nur geringe Leistungen erfordern, können EMV-Probleme häufig mittels durchdachter Leitungsführung umgangen werden. Bei der Einordnung von Kommunikationsleitungen muss beachtet werden, dass diese phasenweise inaktiv sein können und, je nach Schnittstelle, auch keine dedizierte Taktleitung besitzen. Aus diesen Gründen können derartige Emittler selten eindeutig in der Kategorie der periodischen Störer verortet werden, als teilweise auch in die Kategorie der nichtperiodischen Störer fallen.

Nichtperiodische Störquellen besitzen demgegenüber, wie der Name vermuten lässt, eine bedingt zyklische bzw. stochastische Komponente. Die Transformation zeigt, dass gegenüber periodischen Störern, das Spektrum

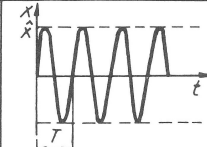
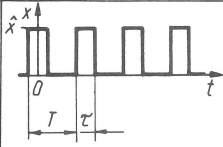
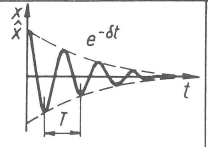
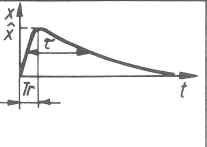
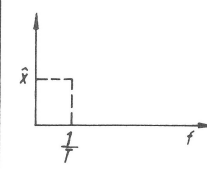
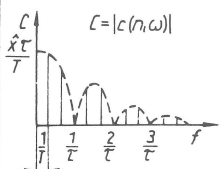
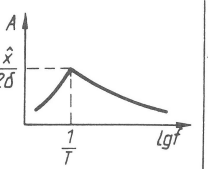
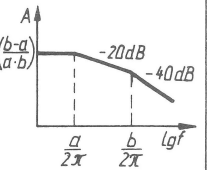
Systematisierungsaspekte	Störgrößen			
	periodische		nichtperiodische, zufällig verteilt	
• zeitliches Erscheinungsbild				
• Bandbreite	schmalbandige	breitbandige	schmalbandige	breitbandige
Typische Beispiele				
• dargestellt im Zeitbereich	$x = \hat{x} \sin \omega_0 t$ $\omega_0 = 2\pi/T$	$x = \frac{\hat{x}\tau}{T} + \sum_{n=1}^{\infty} c(n, \omega) \cos(n\omega t)$ $\omega_0 = 2\pi/T$	$x = \hat{x} e^{-\delta t} \cos \omega_0 t$ $\omega_0 = 2\pi/T$	$x = k(e^{-at} - e^{-bt})$ $k = f_1(\hat{x}, \tau, \tau)$ $a = f_2(\tau, \tau)$ $b = f_3(\tau, \tau)$
• dargestellt im Frequenzbereich				
	Amplitudenspektren		Amplitudendichtespektren	

Abb. 2.1: Grundtypen von Störgrößen in der EMV nach Habiger (aus [30] entnommen, Beschriftung geringfügig bearbeitet).

nichtperiodischer prinzipiell quasi-kontinuierlich sein kann. Durch die breitbandigere Energieverteilung und das seltenere Auftreten haben solche Emissionen geringere Amplituden im gemessenen EM Spektrum, weisen dafür aber ein quasi-kontinuierliches Spektrum auf, verglichen mit periodischen Emittieren und deren diskreten Oberwellen. Abbildung 2.1 bietet eine Übersicht zur Typisierung von Störgrößen.

Unabhängig der Art verschiedener Störer ist es beim Messen der EMV problematisch, dass unterschiedliche Emittierer bzw. Effekte aufgrund ihrer Überlagerung im Transportmedium des freien Raums womöglich nicht eindeutig identifiziert werden können. Dies trifft insbesondere dann zu, wenn zu Störungen führende Effekte gekoppelt sind und deswegen immer simultan auftreten. Ein Beispiel dafür ist das Plasma eines elektrischen Triebwerks, in welchem verschiedene physikalische Prozesse gleichzeitig ablaufen und deswegen nur selten unabhängig voneinander untersucht werden können.

Obwohl bei elektrischen Triebwerken Wechselwirkungen häufig bekannt bzw. physikalisch klar definiert sind, ist deren messtechnische Untersuchung eine Herausforderung. Zwar weisen alle Arten von Emissionen typischerweise Bandbreiten auf, die möglichst durch Hüllkurven beschrieben werden, jedoch können gekoppelte Effekte zu Überlagerungen führen, deren Summe keinem offensichtlichen Trend folgt und somit keine nachvollziehbare Hüllkurve erkennbar ist. Hinzu kommt, dass zugrundeliegende Effekte in aller Regel von den Betriebs- und Designparametern eines Triebwerks abhängig sind. Unabhängig vom Prüfling sind Angaben absoluter Zahlenwerte von beobachteten Grenzfrequenzen deswegen kritisch zu hinterfragen.

Der einfachste Fall ist die Beobachtung einer Emission deutlich oberhalb des Grundrauschens ab bzw. bis zu einer Grenzfrequenz, bei welcher die Emission unter die Messbereichsuntergrenze fällt. So beeinflusst die Messbereichsuntergrenze wo die messbare Grenzfrequenz liegt. Die Sensitivität des Messsystems in Kombination mit der Abschirmung gegenüber äußeren Störungen beeinflusst folglich die beobachtbaren Grenzen einer Störquelle mit breitbandigem Spektrum.

Der Fokus unserer Untersuchungen liegt primär auf den Emissionen des Plasmas von elektrischen Raumfahrtantrieben. Effekte, die damit im Zusammenhang stehen, können in aller Regel den stochastischen Impulsstörungen zugeordnet werden. Grund hierfür sind insbesondere die vielfältigen Effekte [31] und Wechselwirkungen in einem Plasma, die nicht zuletzt aufgrund der quasi-stationären Eigenschaften einer gewissen Wahrscheinlichkeit unterliegen, also wann und wo sie auftreten. Insbesondere die Ergebnisse in Kapitel 5 verdeutlichen, dass ein Plasma in einem spezifischen Frequenzband als Quelle für breitbandiges Rauschen angesehen werden kann. Dieses Rauschen kann, abhängig von seiner Intensität, negative Auswirkungen auf den Projekterfolg einer Raumfahrtmission haben, weswegen die zuvor beschriebenen Prüfverfahren entwickelt wurden.

STAND DER TECHNIK

3.1 STÖRAUSSENDUNG ELEKTRISCHER RAUMFAHRTANTRIEBE MESSEN

Zur Schuberzeugung stoßen elektrische Raumfahrtantriebe häufig Ladungsträger (bzw. geladene Teilchen) aus, in vielen Fällen in Form einer Plasmawolke oder eines (mit Elektronenstrahl neutralisierten) Ionenstrahls. Mehr dazu in Kapitel 3.2. Dieser Ionenstrahl ist dabei vergleichbar mit sich bewegenden Ladungsträgern auf Leitungen und kann elektromagnetische Störungen verursachen. Die Triebwerke sind dabei für den Betrieb unter Welt-raumbedingungen konzipiert. Ihre elektrischen Grundfunktionen können zwar an Atmosphäre betrieben und untersucht werden, allerdings in aller Regel nicht die Plasmaerzeugung und der zur Schuberzeugung erforderliche Ionenstrahl. Für Tests auf der Erde wird deswegen ein künstliches Vakuum in entsprechenden Testkammern erzeugt. Diese Kammern werden typischerweise aus (Edel-)Stahl gefertigt, um größtmögliche Widerstandsfähigkeit und Dichtigkeit gegenüber der umgebenden Atmosphäre zu besitzen. Im Vergleich zu Überdruck-Tanks sind dazu größere Wandstärken oder zusätzliche Versteifungen erforderlich, damit diese nicht implodieren.

Bei der Messung der Störaussendung eines Triebwerks muss dieses möglichst in einer der in Abschnitt 2.3 genannten Prüfkammern betrieben werden. Die (rechteckige) Hülle einer Absorberkammer zusätzlich als Vakuumkammer zu konzipieren ist kein praktikabler Lösungsansatz, da hierzu eine hohe Masse an (Edel-)Stahl erforderlich wäre, um dem Atmosphärendruck widerstehen zu können. Vergleichbare Anlagen mit zylindrischem Tank [32, 33] wurden realisiert aber zeigen ferner, dass der Ionenstrahl die Absorber bereits vor dem Ende einer kompletten Messreihe zerstören kann [34]. Um dieses Problem zu umgehen wurde am Standort Gießen einerseits ein hybrider Lösungsansatz verfolgt, sowie andererseits die normativ bekannte Alternative in Form einer Modenverwirbelungskammer, wie sie in den folgenden zwei Abschnitten beschrieben werden.

3.1.1 *Hybride Vakuum-Absorberkammer*

Um in einer Absorberkammer Zugang zu Vakuum zu erhalten, wird vorwiegend eine hybride Lösung verfolgt [8, 35, 36]. Die von Vara Prasad *et al.* [37] präsentierte Vakuumkammer scheint ebenfalls zum Betrieb an einer Absorberkammer vorbereitet zu sein. Die am Standort Gießen errichtete Kammer wird im Detail in Kapitel 5 beschrieben. Zur Übersicht eine Zusammenfassung ihrer Konstruktion: Eine für industrielle Nutzung an Atmosphäre konzipierte Absorberkammer wird mit einer angrenzenden, speziell darauf zugeschnittenen Vakuumkammer kombiniert. Durch eine Öffnung in der Wand der Absorberkammer wird dabei der Zugang zur Vakuumkammer ermöglicht. Auf dieser Öffnung wird ein glockenförmiger Tank montiert, welcher in die Absorberkammer ragt und in dem der Prüfling unter Welt-raumbedingungen betrieben werden kann. Damit durch die Öffnung keine elektromagnetischen Störungen von z. B. der Pumptechnik oder der Umgebung des Vakuumtanks in die Absorberkammer gelangen, ist ein Wabenkamin-Filter im Vakuumtank integriert. Dieser Wabenkamin hat keinen nennenswerten Einfluss auf das erzeugte Vakuum, ermöglicht aber eine störungsfreie Messung des EM Spektrums im Inneren der Absorberkammer und stellt ein Alleinstellungsmerkmal dieser Anlage dar. Damit der glockenförmige Tankabschnitt für elektromagnetische Felder und Wellen durchlässig ist, wird er ausschließlich aus Nichtmetallen gefertigt. Der Strahl des darin betriebenen Triebwerks ist dabei typischerweise in die angrenzende Vakuumkammer gerichtet [38], kann jedoch auch in entgegengesetzter Richtung zeigen [39]. In der Absorberkammer kann dabei an Atmosphäre mit Hilfe von Antennen das abgestrahlte Spektrum des Prüflings gemessen werden. Vereinfachte Messungen dieser Art können auch in einer unmodifizierten Absorberkammer durchgeführt werden, insofern der Prüfling in einer mobilen, EM transparenten Vakuumkammer betrieben wird [38]. Dieser Ansatz birgt jedoch den Nachteil, dass Störungen von z. B. der Vakuum-Pumptechnik sich den Emissionen des Prüflings überlagern wie auch die zusätzlichen Metallteile mit der zu messenden Emission wechselwirken können. Ein anderer Ansatz, der Einflüsse durch Wechselwirkungen und Überlagerungen birgt, ist der Verzicht auf die schirmende Absorberkammer [40].

3.1.2 *Vakuum-Modenverwirbelungskammer*

Als Alternative zur Absorberkammer wird z. B. im MIL-Standard die sogenannte Modenverwirbelungskammer genannt. Ein Beispiel, wie diese als Vakuum-Modenverwirbelungskammer konstruiert werden kann, wird im Detail in Kapitel 4 beschrieben. Diese Idee ist jedoch nicht neu und wurde z. B. bereits von Giambusso *et al.* [10] erwähnt wie auch in besonderer Bauart patentiert [41]. Es folgt eine Zusammenfassung ihrer Konstruktion: Ein Vakuumtank wird für diese Kammer als Basis genutzt. Da für das Messprin-

zip keine voluminösen Absorber erforderlich sind, kann quasi eine beliebige Größe des Vakuumtanks gewählt werden. Größere Tanks sind jedoch vorteilhaft, da bei Ihnen die untere Grenze des messbaren diskreten Frequenzspektrums niedriger ist sowie die Moden im Spektrum dichter. Letzteres erlaubt mittels Rührern eine leichtere Verwirbelung der Moden um im Mittel ein quasi-kontinuierliches Spektrum zu erhalten. Neben den für das Vakuum erforderlichen Komponenten müssen prinzipiell nur Antennen, die das zu untersuchende Frequenzband abdecken, im Tank montiert werden, sowie mindestens ein mechanischer Modenrührer. Diese Modenrührer sind bewegliche Metallgebilde bzw. im einfachsten Fall nur Platten, welche durch Bewegung die elektromagnetische Feldverteilung in der Kammer beeinflussen können.

3.1.3 *Sonstige Messverfahren*

Neben den zuvor genannten Ansätzen, die auf bekannten Standards basieren, sind auch andere Verfahren zur Messung der gestrahlten Störaussendung denkbar. Eine Variante wird von An *et al.* [42] beschrieben und nutzt eine Rogowskispule anstelle von Antennen. Nach einem Test an Atmosphäre wurde der Prüfling dabei mittels Rakete in ausreichende Höhe gebracht um temporär betrieben werden zu können. Üblicher sind jedoch Messungen in einer Vakuumkammer ohne Absorber oder Modenrührer, wie z. B. von Zafra *et al.* [11] beschrieben, wobei in diesen Fällen eine Kalibrierung ratsam ist [12]. Ein ähnlicher Ansatz wird auch von Mazières *et al.* [13] verfolgt, bei dem durch Nutzung eines Zeitbereichs-Messempfängers und anschließender Fouriertransformation die Messzeiten auf die doppelte Zykluszeit verkürzt werden können [5].

3.1.4 *Messablauf und technische Grenzen*

Der Messablauf wird üblicherweise mittels Software über einen Computer gesteuert. An der JLU Gießen wurde beispielsweise Hardware von Rohde & Schwarz beschafft, deswegen war es naheliegend auch deren Mess-Softwarepaket einzusetzen um somit im selben „Ökosystem“ zu bleiben. Bei Erwerb der Messtechnik wurden alle geforderten Funktionen lediglich von der Software „EMC32“ abgedeckt, welche installiert und bisweilen eingesetzt wird. Der Verkauf dieser Software wurde jedoch von Rohde & Schwarz während der Projektlaufzeit eingestellt, da das Nachfolgeprodukt „ELEKTRA“ erschien. Alternativ dazu bieten auch andere Hersteller passende Softwarepakete an. Obwohl sich die Grundfunktionen beider Softwarepakete von Rohde & Schwarz ähneln, wird auf eine detailliertere Beschreibung verzichtet. Grund ist der genannte Umstand, dass die bei unseren Messungen eingesetzte Software bereits abgekündigt ist.

Die darüber hinaus erforderlichen Prozeduren unterscheiden sich je nach Anlage. Eine Messreihe in der Modenverwirbelungskammer erfordert in unserem Fall keinen händischen Eingriff, da der Ablauf vollautomatisiert ist. Der Prüfling sollte lediglich in einen stabilen Betriebspunkt gebracht werden, was üblicherweise durch einen zweiten Computer sichergestellt bzw. überwacht werden kann. Im Gegensatz dazu ist in der verfügbaren Absorberkammer manuelles Eingreifen erforderlich, um eine vergleichbare Messreihe zu vollenden. Die Arbeitsschritte beschränken sich hierbei auf das Arrangieren der eingesetzten Antennen, also insbesondere Positionswechsel zur winkelabhängigen Emissionsmessung um die Vakuumlampe sowie Polarisationswechsel, sofern normativ gefordert. Ferner ist die Stabilität des Betriebspunktes des Prüflings wünschenswert.

Neben dem abgedeckten Frequenzspektrum, welches durch die verfügbaren Antennen festgelegt wird, ist die Sensitivität der Messkette ein wichtiger Faktor, der entscheiden kann, wie detailliert der Einblick in die wissenschaftlich zu untersuchenden Effekte ist. Sie wird auch als Messempfindlichkeit bezeichnet. Mit einer hohen Sensitivität ist hier gemeint, dass es wünschenswert ist, geringe EM Feldstärken messen zu können, die vom Prüfling ausgesendet werden. Sie wird insbesondere von folgenden Faktoren bestimmt:

- Eingangsempfindlichkeit und Eigenrauschen des Spektrumanalysators (bzw. Messempfängers).
- Richtcharakteristik bzw. Gewinn der Antennen (Antennenfaktoren in Hauptstrahlrichtung).
- Gewinn, Bandbreite und Rauschen optionaler Vorverstärker (bzw. Antennenverstärker).
- Kabel- und sonstigen Dämpfungen (z. B. von (Vakuum-)Durchführungen, Konnektoren und Adaptern).
- Interferenzen durch z. B. Bodenreflexionen in einer Absorberkammer mit reflektierendem Boden (bei Bauart: *semi-anechoic chamber*).
- Charakteristik der Modenverwirbelungskammer (Kalibrierung).
- Elektromagnetische Undichtigkeiten der Kammerhülle (welche zur Überlagerung der Emission des Prüflings durch externe Störungen führen können).
- Dämpfungen und Wechselwirkungen (Nahfeld) durch die metallfreie Vakuumlampe (bei Bauart: hybride Vakuum-Absorberkammer).

Obrige Auflistung nennt für unsere Messung bekannte Einflussfaktoren. Dabei sind jene Faktoren unterstrichen, die per Mess-Software korrigiert werden. Dazu erforderliche Kalibrierkurven sind entweder bereits implemen-

Gerätetyp	Bezeichnung	Frequenzbereich
Messempfänger	ESW44	1 Hz–44 GHz
	ESW26	1 Hz–26.5 GHz
Feldsonde	EP604	300 kHz–26.5 GHz
	SMA100B	8 kHz–67 GHz / > 30 mW 6 GHz–18 GHz / 2 W 2.5 GHz–6 GHz / 15 W
Generator / Verstärker	BBA-System	690 MHz–3.2 GHz / 30 W 80 MHz–1 GHz / 70 W 9 kHz–250 MHz / 75 W
	AE7224	DC–40 kHz / 900 W
Antennenverstärker	BBV9721	18 GHz–40 GHz / 35 dB
	BBV9718C	500 MHz–18 GHz / 30 dB
Antenne	BBHA9170	14 GHz–40 GHz
	(Horn) BBHA9120L	3 GHz–40 GHz
	HF907	800 MHz–18 GHz
	(log.-per.) STLP9148	700 MHz–20 GHz
	(bikonisch) VULB9162	30 MHz–7 GHz
(Stab) SBÄ9113	500 MHz–3 GHz	
	VAMP9243B	9 kHz–50 MHz

Tab. 3.1: Am Standort Gießen verfügbare Hardware, die für Messungen der EMV geeignet ist (Stand Q3/2024).

tiert (Vorverstärker und Dämpfungsglieder im Messempfänger) bzw. werden vom Hersteller bereitgestellt (Antennenfaktoren, Gewinn externer Verstärker) oder müssen selbst kalibriert werden (Kabeldämpfungen, Charakteristik der Modenverwirbelungskammer). Der Einfluss durch Bodenreflexionen wird in Kapitel 5 zwar aufgegriffen, es ist jedoch unüblich Messwerte um diesen zu korrigieren, wenn normative Grenzwertlinien angewendet werden sollen. Der Einfluss durch die metallfreie Vakuummantel konnte im Rahmen dieser Arbeit nicht quantifiziert werden.

Viele dieser Faktoren sind nach Wahl des Messequipments festgelegt. So kann die Empfindlichkeit des Messempfängers in unserem Fall zwar durch integrierte Dämpfungsglieder und Vorverstärker per Software angepasst werden, jedoch nur in festgelegten Grenzen. Dem ist hinzuzufügen, dass auch die maximale Eingangsleistung (Dynamik) des Messempfängers indirekt ein begrenzender Faktor sein kann. Ist im zu untersuchenden Frequenzbereich ein Signal vorhanden, welches zum Überschreiten dieser oberen Grenze führt, muss dieses Signal durch (programmierbare) Filter oder Dämpfungsglieder reduziert werden. Im betreffenden Frequenzbereich wird die Empfindlichkeit der Messkette infolgedessen reduziert. Programmierbare Filter und Dämpfungsglieder im Messempfänger können dabei schmalbandig auf die Störung angepasst werden, wohingegen externe Dämpfungsglieder die Empfindlichkeit über das gesamte Spektrum am jeweiligen Eingang des Messempfängers reduzieren. Es ist folglich naheliegend bekann-

te Einflussfaktoren entlang der Messkette herauszurechnen, sodass dieselbe Feldstärke an der Antenne zu gleichen Anzeigewerten führt, also unabhängig von Aufbau und Einstellungen der Messkette. Tabelle 3.1 zeigt die Hardware, welche von den Kooperationspartnern JLU und THM für Messungen der EMV beschafft wurde.

3.2 EINFLUSS ELEKTRISCHER RAUMFAHRTANTRIEBE AUF DIE EMV

Zur Schuberzeugung wurden verschiedene Bauarten von Triebwerken entwickelt. Bei deren Auswahl entsprechend des Einsatzzwecks rücken unterschiedliche technische Parameter in den Fokus. Aufgrund geringer Gravitationskräfte wird für Anwendungen außerhalb unserer Atmosphäre selten ein größtmöglicher Schub angestrebt als vielmehr ein kosten- und masseneffizientes Antreiben des Raumfahrzeugs. Aus diesem Grund rücken Parameter wie Gesamtmasse des Treibstoffs, dessen Kosten sowie die Effizienz bei dessen Verbrauch in den Fokus. In diesem Zusammenhang ist der spezifische Impuls

$$I_{\text{sp}} = \frac{F_s}{\dot{m} g} = \frac{v_a}{g} \quad (3.1)$$

Symbol	Einheit	Bedeutung
I_{sp}	s	Spezifischer Impuls
F_s	N	Schubkraft des Triebwerks
\dot{m}	kg/s	Ausgestoßene (Treibstoff-)Masse pro Sekunde
v_a	m/s	Ausstoßgeschwindigkeit des Treibstoffs
g	9.807 m/s ²	Normierte Erdbeschleunigung

Tab. 3.2: Legende zu Gleichung 3.1.

ein wichtiges Kriterium, das angibt, wieviel Schub pro ausgestoßener Treibstoffmasse erzeugt werden kann [4].

Die sogenannten elektrischen Triebwerke haben gemeinsam, dass erst durch den (direkten) Einsatz von elektrischer Energie der Prozess der Schuberzeugung ermöglicht wird beziehungsweise zu einer signifikanten Effizienzsteigerung führt. Gegenüber chemischen Triebwerken können Ausströmgeschwindigkeiten um grob einen Faktor 10 erhöht werden, jedoch ist der maximal erreichbare Schub begrenzt, weswegen elektrische Triebwerke nicht zum Starten von Trägerraketen geeignet sind [43]. Da auf einem Raumfahrzeug nur eine begrenzte elektrische Leistung zur Verfügung steht, ist neben dem I_{sp} auch das Verhältnis von Schub pro Leistung ein wichtiges Auswahlkriterium [1, 44]. Elektrische Raumfahrtantriebe werden typischerweise in drei Klassen eingruppiert. Im Gegensatz zu den sogenannten „elektrothermalen“ Triebwerken ermöglichen insbesondere die „elektrostatischen“ und die „elektromagnetischen“ (bzw. „elektrodynamischen“ [45]) Triebwerke hohe spezifische Impulse [4]. Die Funktionsweise der letztgenannten beiden basiert darauf, dass geladene Teilchen durch elektrostatische oder elektromagnetische Kräfte beschleunigt werden können.

Damit die zuvor genannten Kräfte auf einen, in aller Regel neutralen, Treibstoff wirken, muss dieser zuerst geladen, das heißt ionisiert, werden. Erreicht wird dies durch Ionisationsprozesse wie z. B. Lichtbogenentladun-

gen (Funken) oder andere physikalisch-technische Prozessen, die zur Erzeugung eines temporären oder (quasi-)stationären Plasmas führen. Dabei stellt ein Plasma eine Ansammlung geladener Teilchen dar, die sich als Reaktion auf die von ihnen erzeugten Felder oder auf Felder, die an sie angelegt werden, frei bewegen können. Es ist zumeist räumlich begrenzt und wird als quasi-neutral bezeichnet, insofern in diesem Volumen die Anzahl der positiven Ladungsträger (ein- oder mehrfach geladene Ionen) in etwa der Anzahl der negativen Ladungsträger (Elektronen) entspricht. Um die Quasi-Neutralität im ausgestoßenen Ionenstrahl zu erreichen, erfordern manche Triebwerkstypen einen zusätzlichen Neutralisator. [4]

Gleichung 3.1 zeigt, dass der I_{sp} eines Triebwerks direkt proportional zur Ausstoßgeschwindigkeit des Treibstoffs ist. Das heißt, dass durch Erhöhung dieser Geschwindigkeit eine Steigerung des I_{sp} erreicht wird. Um dieses Ziel zu erreichen, wurden verschiedene Arten von elektrischen Triebwerken entwickelt, auf die in den folgenden Abschnitten eingegangen wird. Da die Zusammensetzung und Prozesse innerhalb eines Plasmas jedoch komplex sind und nicht alle Teilchen im Plasma gleichermaßen beschleunigt werden, sollte Gleichung 3.1 nur als rudimentärer Einstieg in das Thema angesehen werden.

3.2.1 Publikationen zur EMV nach Triebwerkstyp

In Tabelle 3.3 werden ausgewählte Publikationen zum Thema der gestrahlten Störaussendung aufgelistet. Diese beschäftigen sich häufig damit, ob der jeweilige Prüfling eine anwendbare Norm mit Grenzwerten zu EMV-Messungen einhält, was aus Sicht einer gewünschten Kompatibilität ein zielführender Ansatz ist. Im Fokus dieser Arbeit steht jedoch die Untersuchung des zur Schuberzeugung generierten Plasmas von Raumfahrtantrieben, um dessen Einfluss auf die EMV besser verstehen zu können. Neben der Emission elektromagnetischer Strahlung kann ein Plasma auch über Absorption, Streuung und Transport mit solcher wechselwirken [46]. Die in Tabelle 3.3 zusammengefassten Publikationen werden deswegen nicht nur nach Triebwerkstyp (bzw. auch Neutralisator) sortiert, sondern es wird zusätzlich unterschieden, ob primär Bezug auf eine EMV-Norm genommen wird, oder ferner die Untersuchung bzw. Beschreibung von physikalischen Prozessen im Vordergrund steht. Des Weiteren wird eine Auswahl sonstiger themenbezogener Studien aufgelistet, die zum Beispiel andere Aspekte der EMV aufgreifen, ausgewählte (schmalbandige) Frequenzspektren untersuchen oder Hinweise auf plasmabezogene Effekte des jeweiligen Triebwerks geben.

Die Bedeutungen der in Tabelle 3.3 verwendeten Abkürzungen werden im darauffolgenden Abschnitt 3.2.2 erklärt. Die Eingruppierung der Triebwerkstypen erfolgt dabei in Anlehnung an Holste *et al.* [1], wobei ein zusätzlicher Tabelleneintrag einen entsprechenden Einstieg in das Themenfeld der Neutralisatoren (im Speziellen der Hohlkathoden) bietet.

Betreff	mit EMV-Normbezug	fokussiert Plasmaeffekte	weitere Studien
Resistojet	–	–	[47]
Arcjet	[11, 48, 49]	[34]	[50, 51]
MET	–	[52]	[53]
GIE	[40, 54, 55]	[56–58]	[33, 59]
ECRT	–	[60, 61]	[62–64]
HT	[65–71]	[8, 31, 72–75]	[76]
HEMPT	[77]	–	[78, 79]
MPDT	[80, 81]	[82]	[83]
PPT	[84–86]	[87]	[42]
VAT	–	[88]	[89]
FEEP	–	–	[90]
NTR	[91]	[92, 93]	[94, 95]

Tab. 3.3: Zusammenstellung von Publikationen mit Bezug zur breitbandigen Störaussendung von elektrischen Antrieben, geordnet nach untersuchtem Triebwerkstyp (bzw. Neutralisator), sowie einerseits Vorhandensein eines EMV-Normbezugs, sofern andererseits kein Fokus auf physikalische Prozesse im Plasma erkennbar ist, wie auch eine Auswahl weiterer Studien, die z. B. andere EMV-Aspekte und schmalbandige (Funk-)Störungen untersuchen oder Hinweise auf plasmabezogene Effekte liefern.

Tabelle 3.3 zeigt, dass bereits seit den Anfängen der Entwicklung von elektrischen Raumfahrtantriebe ein Interesse an deren EMV besteht. Die Einträge der linken Spalte zeigen Publikationen, die breitbandige gestrahlte Störaussendungen zumeist mit Norm-Grenzwertlinien vergleichen (in aller Regel wird der MIL-Standard [19] angewendet). Trotz intensiver Recherche können relevante Publikationen in dieser Zusammenstellung fehlen. Dennoch zeigt die linke Spalte, dass für etwa die Hälfte der präsentierten Triebwerkstypen scheinbar noch keine entsprechenden Untersuchungen publiziert wurden. Beim *Resistojet*, MET und FEEP System kann das damit begründet werden, dass für deren Betrieb kein Plasma benötigt wird und entsprechende Störungen auch nicht erwartet und infolgedessen untersucht wurden. Zum VAT wurden detaillierte Untersuchungen zur Störaussendung von Mazières *et al.* [88] präsentiert, jedoch ohne Bezug zu einer Norm. Die Lücke des ECRT wird mit der Publikation in Kapitel 5 geschlossen, was die Bedeutung dieser Publikation unterstreicht.

In den in der mittleren Spalte aufgeführten Publikationen werden unter Anderem Effekte beschrieben, die im Zusammenhang mit dem vom jeweiligen Triebwerkstyp ausgestoßenen Plasma stehen. Dabei muss nicht zwingend ein Bezug zur EMV gegeben sein. Die gebotenen Hinweise auf plasmabezogene Effekte, werden in Abschnitt 3.2.2 zusammengestellt. Des Weiteren listet die rechte Spalte zusätzliche Publikationen auf, welche ebenfalls Hinweise auf diese Effekte liefern oder sich dem Thema der EMV auf andere Weise widmen.

Ziel aktueller und zukünftiger Forschungsvorhaben an der Physik der JLU Gießen ist das erweiterte Verständnis der EMV von Plasma(-quellen). Die Messung der gestrahlten Störaussendung ist dabei eine mögliche Art, mit der elektromagnetische Effekte von bewegenden Ladungsträgern gemessen werden können. Zur Durchführung dieser Messungen wurden zwei Anlagen am Standort Gießen errichtet, welche in der Publikation in Kapitel 4 verglichen werden. Die errichteten Anlagen sind aufgrund ihrer Konstruktion einzigartig. Weltweit existiert voraussichtlich nur eine einstellige Anzahl von Anlagen, die vergleichbare Messungen zulassen.

3.2.2 Bekannte (Stör-)Effekte nach Triebwerkstyp

Im Folgenden werden Ursachen für elektromagnetische Emissionen wie z. B. Oszillationen im Plasma bei verschiedenen elektrischen Triebwerken und ähnlichen Plasmaquellen zusammengefasst. Dazu wird das Funktionsprinzip einer Vielzahl bekannter Triebwerkstypen möglichst kurz beschrieben. Zur Übersicht dieser EM Effekte werden die in den Publikationen verwendeten Beschreibungen genutzt. Eine Reduktion dieser Ursachen auf die zu Grunde liegenden physikalischen Prozesse kann dabei nicht geleistet werden, nicht zuletzt, da verschiedene Prozesse häufig simultan ablaufen. Aus diesem Grund wurde, wie schon in Tabelle 3.3, deren Sortierung anhand der Triebwerkstypen vorgenommen.

Resistojets zählen zu den elektrothermalen Triebwerken. Ihr Name stammt vom charakteristischen Heizelement, mit welchem der Treibstoff bis auf weit über 1000 °C erhitzt wird [47]. Durch dessen thermische Expansion erhöht sich die Geschwindigkeit des dann generell gasförmigen Treibstoffs beim Austritt aus einer Düse [4]. Diese Funktionsweise erzeugt kein Plasma [32], was derartige Triebwerke zur Studie eines Plasmas ungeeignet macht und auch keine Aufzählung von zugehörigen Effekten ermöglicht. Da es sich um einen der ersten elektrischen Antriebe handelt, wurde der *Resistojet* dennoch in Tabelle 3.3 aufgenommen.

Arcjets zählen ebenfalls zu den elektrothermalen Triebwerken und arbeiten ähnlich der *Resistojets* jedoch mit dem einzigen Unterschied, dass zum Heizen der namensgebende Lichtbogen (engl. *arc*) genutzt wird. Obwohl es dadurch zur schwachen Ionisation des Treibstoffs kommt, sollen Plasmaeffekte vernachlässigt werden können [4]. Dennoch wird im Bezug zum Plasma eines *Arcjets* festgestellt, dass Signale von Elektroden, die in dessen Kontakt stehen, den Charakter des Plasmas widerspiegeln und nicht den der elektrischen Felder [34]. Ferner wird vermutet, dass die ausgestoßene Treibstoffwolke auch gestrahlte Emissionen erzeugen kann [32].

METs (für engl. *microwave electrothermal thruster*) sind auch elektrothermale Triebwerke. Anstelle vom Widerstandselement oder Lichtbogen wird bei diesen per elektromagnetischer Welle geheizt [96–98]. Anstelle von Mikrowellen können auch andere Frequenzen zum Heizen genutzt werden, wie z. B. Radiofrequenzen, die beim *radio frequency coupled electrothermal (plasma) thruster* namensgebend sind [99, 100]. Wie bereits im Zusammenhang des *Resisto-* und *Arcjets* beschrieben, erzeugen elektrothermale Triebwerke kein klassisches Plasma. Aus diesem Grund spielen sie für Untersuchungen zum Verständnis von Plasma bislang keine Rolle an der Physik der JLU Gießen.

GIEs (für engl. (*gridded*) *ion engine*) zählen zu den elektrostatischen Triebwerken und bieten, im Vergleich zu anderen Triebwerkstypen, sehr hohe spezifische Impulse [4]. Charakteristisch für diese Kategorie sind die namensgebenden Gitter (typischerweise zwei oder drei), welche die positiv geladenen Ionen elektrostatisch beschleunigen. Dadurch, dass diese sogenannte „Ionenoptik“ lediglich positive Ladungsträger ausstößt, muss ein zusätzlicher Neutralisator (Elektronenquelle) dafür sorgen, dass sich der Satellit nicht negativ auflädt und der Ionenstrahl, nach dessen Ausstoß, idealerweise neutralisiert wird. Die Erzeugung des Plasmas, aus dem die Ionen extrahiert werden, kann dabei auf sehr verschiedene Arten geschehen [4]. An der JLU ist ein Forschungsschwerpunkt das RIT (dt. für Radiofrequenz-Ionenstrahltriebwerk, engl. für *radio-frequency ion thruster*), bei welchem eine Induktivität genutzt wird, um eine Frequenz im typischen Bereich von kHz–MHz in den generell gasförmigen Treibstoff einzukoppeln, sodass ein Plasma aufrecht erhalten wird. Andere Ionisationsvarianten sind z. B. Elektronenbeschuss (engl. *electron bombardment*), Lichtbögen (engl. *vacuum arcs*) zum Abtragen einer Elektrode [101] oder die Elektronen-Zyklotronresonanz (engl. *electron cyclotron resonance*). Die zwei letztgenannten werden im Folgenden erneut als eigene Triebwerksklasse (ohne Gitter) aufgegriffen. Unabhängig von der Erzeugung des Plasmas, die zusätzliche Störungen überlagern kann, werden für GIEs folgende Effekte als mögliche Quelle für elektromagnetische Störungen genannt:

- Plasmafrequenz der Elektronen (z. B. im kHz-Bereich oder darunter) [58].
- Zyklotronfrequenzen (z. B. im Bereich vieler hundert Hz) [57].
- Störungen durch Teilchenbewegungen im Plasma [57], aufgrund der Bestrebung einen Gleichgewichtszustand zu erreichen [102].
- Wechselwirkungen mit lokalen Magnetfeldern ($\vec{E} \times \vec{B}$) erzeugen oszillierende Moden z. B. mit Frequenzen < 100 kHz (welche möglicherweise von der Länge der Plasmasäule abhängen) [102].

ECRTs (für engl. *electron cyclotron resonance thruster*) als eigenständige Kategorie in dieser Aufstellung zählen ebenfalls zu den elektrostatischen Triebwerken, wenn zur Beschleunigung der Ionen anstelle von Gittern, wie z. B. von Kuninaka *et al.* [54] beschrieben, eine magnetische Düse (z. B. als Permanentmagnet oder Spule) verwendet wird. Bei dieser Bauart wird kein Neutralisator benötigt. Resonantes Einkoppeln von Energie bei der Zyklotronfrequenz (der Elektronen) [4]

$$f_{c,e} = \frac{\omega_{c,e}}{2\pi} = \frac{|q_e| B}{2\pi m_e} \quad (3.2)$$

Symbol	Einheit	Bedeutung
$f_{c,e}$	Hz	Zyklotronfrequenz der Elektronen
$\omega_{c,e}$	Hz	Zyklotron-Kreisfrequenz der Elektronen
q_e	$1.602176634 \times 10^{-19}$ As	Elementarladung eines Elektrons
m_e	$9.1093837139 \times 10^{-31}$ kg	Elektronenmasse
B	$T = \frac{\text{kg}}{\text{As}^2} = \frac{\text{Vs}}{\text{m}^2}$	Magnetische Flussdichte
π	3.1415926535...	Kreiszahl

Tab. 3.4: Legende zu Gleichung 3.2.

heizt das Elektronensystem auf und sorgt durch Stöße zwischen Elektronen und Neutralgasteilchen, bei denen Ionen entstehen, für die Aufrechterhaltung des Plasmas. Wird eine elektromagnetische Welle mit $f_{c,e}$, welche typischerweise im GHz-Bereich liegt, in den Bereich des Magnetfeldes eingekoppelt, kann in der Ebene mit passender magnetischer Flussdichte ein üblicherweise gasförmiger Treibstoff ionisiert werden [44]. Die Beschleunigung des Plasmas erfolgt simultan, indem zunächst die thermische Expansion beim Aufheizen des Treibstoffs eine ungerichtete Teilchenbewegung erzeugt, die aufgrund der Geometrie des Entladungskanals zu einer ersten Beschleunigung führt. In einem zweiten Schritt wandelt die magnetische Düse diese ungerichtete thermische Bewegung der Elektronen mittels elektromagnetischer Kräfte in Richtung schwächerer magnetischer Flussdichten (Gradient des magnetischen Flusses $\nabla \cdot \vec{B}$) in eine gerichtete Strahlbewegung um. Die Ionen folgen daraufhin den Elektronen elektrostatisch durch ambipolare Diffusion. Der Einfluss des Magnetfeldes auf die schwereren Ionen ist verhältnismäßig gering, sodass die beschleunigten Ionen das Triebwerk ungehindert verlassen können. Die Ablösung des Plasmastrahls von der magnetischen Düse erfolgt ebenfalls durch ambipolare Diffusion, wobei die Elektronen elektrostatisch den Ionen folgen [103]. Beim ECRT mit magnetischer Düse bzw. Plasmaquellen diesen Typs wurden störende Schwingungen vornehmlich im einstelligen kHz-Bereich wie auch in der Dekade darunter nachgewiesen [63]. Folgende mögliche Ursachen werden dafür genannt:

- Oszillationen im Zusammenhang mit der Ausdünnung der Neutraldichte [64].
- Oszillationen durch Ausbrüche energiereicher Elektronen aus dem Plasma [62].
- Kinetische Instabilitäten, die sich aus der Anisotropie der Elektronenenergieverteilungsfunktion ergeben [61].
- Magnetohydrodynamische Instabilitäten, die durch die Struktur des Magnetfelds verursacht werden [61].

HTs (für engl. *Hall thruster*), auch teilweise *Hall effect thruster* oder *stationary plasma thruster* (SPT) genannt, können zu den elektrostatischen Antrieben gezählt werden, wobei sie teilweise auch als elektromagnetische eingruppiert werden. Die Ionen werden bei diesem durch elektrostatische Effekte beschleunigt, weswegen diese Klassifizierung von Goebel *et al.* [4] bevorzugt wird. Es besteht eine Wechselwirkung zwischen den Ionen und dem Triebwerkskörper über die elektromagnetische Lorentzkraft [4], wobei diese primär auf die Elektronen im Entladungskanal des Triebwerks wirkt, was eher als Effizienzsteigerung für die ansonsten elektrostatische Beschleunigung angesehen werden kann [4, 104]. Eine „durch den Hall-Effekt beschriebene Querfeldentladung“ (aus [4] übersetzt) dient beim HT zur Ionisation des Treibstoffs und erfordert eine Elektronenquelle, die in aller Regel auch Neutralisator für den Ionenstrahl ist [4]. Der Hall-Effekt hat jedoch keinen bekannten Einfluss auf die Funktion dieses Triebwerks [104], was Diskussionen über den Namen dieses Triebwerks verursacht. Diese in der Literatur, z. B. von Holste *et al.* [1], aufgegriffene Diskussion zeigt, dass die Arbeitsweise des HT auf einer „deutlich komplizierteren Physik beruht“ (aus [4] übersetzt), verglichen mit der GIE. Die detaillierte Funktionsweise des HT wird z. B. von Goebel *et al.* [4] beschrieben. Im Bereich der elektrischen Antriebe ist das HT der am häufigsten geflogene Triebwerkstyp [3]. Nachdem Choueiri [31] Oszillation im Plasma dieser Triebwerke beschreibt, hat insbesondere Mazières *et al.* [72] folgende Effekte zusammengestellt, die Ursache für gestrahlte Emissionen sein können:

- Durch periodische Ionisierung (bzw. Massenentladungen nach Choueiri [31]) im Bereich der höchsten Magnetfelder im sogenannten Atmungsmodus (z. B. Emissionen um 10–30 kHz) [72, 74, 75].
- Durch Strömungsungleichförmigkeiten lokal erhöhte Neutralgasgeschwindigkeiten, oder außeraxiale Oszillationsmoden der Kathode, welche mit der Triebwerksentladung gekoppelt sind, führen zu Schwingungen im Frequenzband knapp oberhalb der Emissionen des Atmungsmodus [73].

- Azimutale Schwingungen, bekannt als *rotating spokes* (z. B. Emissionen vornehmlich im kHz-Bereich) [72].
- Aufgrund der Ausbreitung von Schallwellen sogenannte *transit time oscillations* (z. B. um 100–500 kHz) [72, 74].
- Azimutale Oszillationen durch Instabilitäten des $\vec{E} \times \vec{B}$ -Drifts von Elektronen bzw. Störungen in der Elektronendichte (z. B. um 1–100 MHz) [72, 74].
- Allgemein Elektronenwege auf verschiedenen Bahnen zwischen Neutralisator, Triebwerk und Ionenstrahl [8].
- Nicht identifizierte bzw. unbekannte Effekte (z. B. Emissionen bis in den GHz-Bereich) [72].

HEMPTs (für engl. *high efficiency multistage plasma thruster*) zählen zu den elektrostatischen Triebwerken und benötigen einen Neutralisator. Sie arbeiten auf vergleichbare Weise wie das zuvor beschriebene HT, jedoch mit dem Unterschied, dass ihr Entladungskanal linear ist und nicht zylindrisch wie beim HT [1]. In diesem Kanal wird der Treibstoff ionisiert, also das Plasma generiert. Die magnetische Konfiguration des HEMPT erfolgt typischerweise durch eine mehrstufige Anordnung, sodass sich ein Felddiagramm mit sogenannten *cusp fields* einstellt [1, 105]. Als eine ähnliche Variante dieses Triebwerks wird auch *advanced cusp field thruster* (ACFT) genannt, wobei dieses Triebwerk mit einem magnetischen Polpaar auskommt [105]. Im Zusammenhang mit dem HEMPT wird ein störender Effekt genannt, der auch beim HT identifiziert wurde:

- Zyklischer Ionisationsprozess im Bereich des Gaseinlasses, bekannt als Atmungsmodus (z. B. im Bereich 100 kHz–500 kHz) [78, 79].

MPDTs (für engl. *magnetoplasmadynamic thruster*) zählen zur Kategorie der elektromagnetischen Antriebe und benötigen keinen Neutralisator. Sie nutzen eine kontinuierliche Lichtbogenentladung um den Treibstoff zu ionisieren. Der hohe Entladungsstrom führt zu einem eigeninduzierten Magnetfeld, welches den geladenen Treibstoff beschleunigt („Eigenfeldantrieb“). Es können jedoch auch (zusätzlich) starke externe Magnetfelder zur Beschleunigung angelegt werden („Fremdfeldantrieb“). Beide Verfahren erfordern keinen Neutralisator. Zusätzlich zur elektromagnetischen wirkt auch eine elektrothermale Beschleunigung, wie beim Resisto- bzw. Arcjet [45]. MPDTs

haben tendenziell einen hohen Leistungsbedarf, erzeugen jedoch auch relativ hohe Schübe im Vergleich zu anderen elektrischen Antrieben [4]. Im Zusammenhang mit MPDTs werden folgende Ursachen für Störungen genannt:

- Erzeugung von Alfvén-Wellen durch die Plasmawolke [83].
- Modifizierte Zweistrominstabilität in Verbindung mit Phänomenen der kritischen Geschwindigkeit der Anregung und Ionisierung des Treibstoffgas-Atoms durch das ionosphärische Plasma und der Anregung und Ionisierung ionosphärischer Atmosphäre durch das Triebwerks-Plasma [83].
- Übergang von diffusiver zu punktueller Stromanlagerung an der Anode [106].

Ob insbesondere der erste Punkt dieser Aufzählung dieselben Effekte beschreibt, die im Zusammenhang mit möglichen magnetohydrodynamischen Instabilitäten [107] (z. B. auch mit spiralförmiger Gestalt [82]) stehen, kann im Kontext dieser Übersicht nicht bewertet werden.

PPTs (für engl. *pulsed plasma thruster*) zählen zu den elektromagnetischen Triebwerken und benötigen keinen Neutralisator. Wie beim MPDT nutzen sie Lichtbogenentladungen (Funken), um Teile eines Feststoffs zu verdampfen und zu ionisieren, damit diese durch elektromagnetische Effekte des Pulses beschleunigt werden. Im Gegensatz zum MPDT ist der Lichtbogen beim PPT jedoch gepulst, wodurch diese Triebwerke mit nur einigen Watt auskommen können [45]. Die Wiederholungsrate der Pulse ist dabei proportional zur Schubkraft [4]. Diese Triebwerke zeigen wegen der gepulsten Anregung ein breitbandiges Emissionsverhalten, welches nicht nur auf die Entladung sondern auch auf das so erzeugte Plasma zurückgeführt wird [87]. Aufgrund der erstgenannten Abhängigkeit sollte das Störspektrum zusätzlich von Designparametern abhängig sein, die Länge, Verlauf und Variation der Funkenstrecke im Betrieb eines PPT beeinflussen [108]. Bei diesen Triebwerken werden folgende Effekte als Quelle für elektromagnetische Störungen genannt:

- Erforderliche Funkenentladungen zum Zünden des Treibstoffs (erzeugen im Betrieb variierende Spektren [86], teilweise mit charakteristischen Grundfrequenzen sowie Oberwellen [84, 108]).
- Zyklotronfrequenzen, welche durch die Magnetfelder infolge der Entladungsstrom-Spitzen entstehen können [87].
- Plasmafrequenzen, insbesondere der äußeren Plasmabereiche [87].

VATs (für engl. *vacuum arc thruster*) können, wie PPTs, zu den elektromagnetischen Triebwerken gezählt werden, wobei die elektrothermale Beschleunigung einen ausschlaggebenden Einfluss zu haben scheint [109]. Ihre Funktionsweise ähnelt den PPTs, jedoch mit dem Unterschied, dass, anstelle eines Feststoffs, die Kathode selbst abgetragen wird und als Treibstoff dient [110]. Dabei kann nicht nur auf den Neutralisator, sondern auch auf eine Treibstoffnachführung verzichtet werden oder sogar der Rahmen des Satellits als Treibstoff dienen [111]. Aufgrund der verhältnismäßig einfachen Konstruktions- und Funktionsweise ist dieser Triebwerkstyp besonders für Kleinstsatelliten interessant [2]. Zur Erhöhung des Schubs kann zusätzlich ein magnetisches Feld eingesetzt werden [112], was in mancher Entwicklungsform als *micro-cathode arc thruster* (μ CAT) bezeichnet wird [2]. Es scheinen keine Publikationen zu Emissionsmessungen dieser Triebwerksart mit direktem Normbezug zu existieren [88]. Nach allgemeiner Untersuchung der Störaussendung dieses Triebwerks werden folgende Effekte als mögliche Störquellen genannt:

- Zeitliche Entwicklung des Entladestroms (z. B. Emissionen im kHz-Bereich) [88].
- Emissionen, die mit zuvor genannten gekoppelt sind (z. B. im einstelligen MHz-Bereich) [88].
- (Funke der) Auslöse- und Hauptentladung (z. B. Emissionen im GHz-Bereich) [88].

FEFP (für engl. *field emission electric propulsion*) Systeme, auch *electrospray* oder *colloid thruster* [90] genannt, sind elektrostatische Antriebe. Sie erzeugen sehr geringe Schübe mit einem hohen spezifischen Impuls [45] und nutzen typischerweise leitfähige Flüssigkeiten als Treibstoff. Mittels elektrischem Feld wird der Treibstoff durch eine Öffnung beschleunigt, wobei Spitzen am Treibstoffemitter die Feldstärken erhöhen [4]. Der verwendete Treibstoff kann dabei bereits eine ionische Flüssigkeit sein und in Form von Ionen oder geladenen Tropfen extrahiert werden [4] oder neutral als Metall vorliegen und spontan ionisiert werden, z. B. infolge hoher Feldstärke an der Spitze [45]. Die beschriebene Funktionsweise bezieht sich dabei auf einen einzelnen Emitter, welcher typischerweise im Sub-mm-Bereich gefertigt wird und aufgrund dieser Größe zur Skalierung des Schubs vielfach parallel verwendet werden kann [113]. Bei unipolarer Extraktion erfordert dieses Triebwerk einen Neutralisator, wobei die Entwicklung von Systemen bestrebt wird, die positive und negative Ladungsträger (abwechselnd) extrahieren. Wie in Tabelle 3.3 dargestellt wurden keine Publikationen gefunden, die eine gestrahlte Störaussendung an diesem Antriebssystem untersuchen.

NTRs (Kurzform für engl. *neutralizer*) sind keine elektrischen Antriebe, sondern stellen die zum Betrieb verschiedener Triebwerktypen erforderlichen Elektronenquellen dar. Verbreitet sind insbesondere Hohlkathoden-Neutralisatoren [1], welche hier stellvertretend für die Gruppe dieser Systeme beschrieben werden. Herzstück dieses NTR ist der Hohlzylindereinsatz, welcher aus einem Material mit niedriger Austrittsarbeit für Elektronen besteht. Um eine ausreichende Emissivität zu erreichen, müssen die Einsätze typischerweise aufgeheizt werden [4]. Ein darin gezündetes Plasma kann die Betriebstemperatur erhalten und ermöglicht den Elektronenfluss zwischen NTR und Ionenstrahl, um letzteren zu neutralisieren und dadurch eine Aufladung des Raumfahrzeugs zu verhindern. Für mögliche Störung im Plasma von Neutralisatoren werden folgende Effekte genannt:

- Instabilitäten der Plasmadichte und -temperatur, die zu sogenannten *ion acoustic turbulences* (IAT) führen (z. B. im Bereich 200 kHz–10 MHz) [92].
- Energiereiches Rauschspektrum besonders im sogenannten *plume mode* welches voraussichtlich im Zusammenhang mit der Ionisation steht (auch *predator-prey* Oszillationen genannt [4]) und wohl als niederfrequente Modulation der IAT verstanden werden kann (z. B. im Bereich 10–500 kHz) [92].
- Elektrostatische Instabilitäten (im Plasmapotential) bzw. Plasmaentladungen nahe der NTR-Blende (z. B. Emissionen im Bereich 50 kHz–1 MHz und darüber) [4, 114].

Ob magneto hydrodynamische Oszillationen (die spiralförmige Merkmale aufweisen und z. B. bei 58 kHz auftreten [94]) auf zuvor genannten Effekten basieren, kann erneut nicht bewertet werden.

3.3 FORSCHUNGSGEGENSTAND

In der Physik der Justus-Liebig Universität (JLU) Gießen wird seit den 1960er Jahren an elektrischen Triebwerken geforscht [115]. Im Vordergrund stand dabei zunächst das RIT, jedoch werden mittlerweile auch andere Arten von Triebwerken untersucht. Ziel ist dabei das Verständnis von physikalischen Prozessen rund um elektrische Raumfahrtantriebe und deren Charakterisierung. Seit wenigen Jahren ist in diesem Kontext auch die Erforschung der elektromagnetischen Wechselwirkungen von Plasma(-quellen) in den Fokus gerückt [1]. Mit dem Ziel ein tieferes Verständnis für die plasmabezogenen Prozesse zu gewinnen, wurden am Standort der JLU in Kooperation mit der THM zwei Anlagen errichtet, die insbesondere die Messung der gestrahlten Störaussendung ermöglichen. Einerseits wurde einer Absorberkammer (engl. SAC) mit Zugang zu Vakuum errichtet, welche solche Messungen mit größtmöglicher normativer Übereinstimmung erlaubt. Andererseits wurde eine Modenverwirbelungskammer (engl. RVC) auf Basis eines Vakuumtanks errichtet, die auf einem alternativen Messansatz basiert und ebenfalls normative Akzeptanz besitzt. Diese Anlagen eröffnen zusätzlich die Möglichkeit der entwicklungsbegleitenden Bewertung der EMV von elektrischen Triebwerken im Betrieb. Weltweit sind nur wenige Institutionen bekannt, die vergleichbare Anlagen betreiben und entsprechende Bewertungen durchführen können, weswegen Publikationen das Themengebiet eher lückenhaft abdecken. Als Diagnostik für elektromagnetische Felder und Wellen eingesetzt, ergeben sich folgende Forschungsfragen im Zusammenhang dieser Anlagen und den darin zu untersuchenden Triebwerken:

- Welche elektromagnetische Abstrahlcharakteristik besitzt das Plasma von elektrischen Triebwerken?
- Wie unterscheiden sich die Signaturen der Störaussendungen verschiedener Triebwerkstypen und von welchen Parametern hängen diese ab?
- Können aus den Erkenntnissen zu Grunde liegende, physikalische Prozesse abgeleitet werden, und wenn ja, welche?
- Wie vergleichbar sind die Ergebnisse alternativer Messverfahren zu denen des normativ empfohlenen Standards der Absorberkammer?

PUBLIKATION: PPT MIT FOKUS
VAKUUM-MODENVERWIRBELUNGSKAMMER

4.1 HINTERGRUND DER PUBLIKATION

Im Mittelpunkt der ersten Publikation steht die errichtete RVC auf Basis eines Vakuumentanks, wobei die verfügbare SAC als Referenz herangezogen wird. Messungen wurden dabei mit dem PPT namens PETRUS 1J des Instituts für Raumfahrtsysteme (IRS) der Universität Stuttgart durchgeführt. Dieses PPT stellt aus folgenden Gründen einen geeigneten Prüfling für die Vergleichsmessungen dar: Einerseits emittiert dieser Triebwerkstyp prinzipbedingt ein breitbandiges EM Spektrum, welches den Vergleich der Messergebnisse beider Anlagen in einem entsprechend breitbandigem Frequenzspektrum zulässt. Grund hierfür ist der erforderliche Lichtbogen, der breitbandige Funkstörungen zur Folge hat [51], welche namensgebend vom Funken abstammen. Des Weiteren ist für dessen Betrieb nur eine geringe Leistung erforderlich und keine externe Treibstoffzuführung. Beides ist vorteilhaft, da so thermische Drifts geringer ausfallen sollten und sein Betrieb zu vernachlässigbaren Einflüssen auf das erzeugte Vakuum führt. Hinzu kommt, dass dieser Prüfling als betriebsfertiges Modul besonders geeignet ist, insofern er neben einer Spannungsversorgung lediglich eine Kommunikationsleitung zum Betrieb erfordert. Er arbeitet folglich als ein in sich abgeschlossenes System, welches unabhängig von externer Hardware, die potentielle Störquellen darstellen, betrieben werden kann. Neben den Emissionen dieses Prüflings steht insbesondere die Vergleichbarkeit beider Messverfahren im Vordergrund dieser Publikation, in deren Zusammenhang die Stärken und Schwächen des alternativen Messverfahrens der RVC beleuchtet werden. Die Ergebnisse dieser Messungen wurden auf der internationalen Konferenz für elektrische Antriebe (engl. IEPC) vorgestellt.

4.2 BEITRÄGE ZUR PUBLIKATION

Wichtige Voraussetzungen für diese Publikation wurden durch Vorarbeiten im Zusammenhang der zwei Projekte, die zum Bau von RVC und SAC führten, geschaffen. Zur Beleuchtung dieser Beiträge werden zwei Aufzählungszeichen mit den nebenstehenden Bedeutungen angewendet:

- * Notwendige (projektbezogene) Vorarbeiten zur Bereitstellung der Anlage
- Tätigkeiten mit direktem Bezug zur Publikation bzw. Messkampagne

Es folgt die Auflistung der Beiträge zur Publikation. Die Inhalte der Aufzählungspunkte sind dabei qualitativ zu betrachten, da sich der quantitative Aufwand stark unterscheiden kann und schwer zu bemessen ist.

Beiträge von F. Kiefer:

- * Durchführung allgemeiner Tätigkeiten zum Erreichen des Projektziels, sowie z. B. auch:
- * Spezifikation von Sonderkomponenten (z. B. Vakuumtank, Messequipment) und Koordinierung der Beschaffung
- * Planung und Aufbau des Modenrührers mit neuartiger Idee des Kettenantriebs
- * Aufbau (teilweise unterstützt durch Labormitarbeiter), Inbetriebnahme und Kalibrierung der Anlage
- * Entwicklung und Realisierung von anlagenbezogener Hard- und Softwarekomponenten
- * Einrichten der Mess-Software
- Vorbereitungen und Durchführung der Messkampagne
- Aufarbeitung und Bereitstellung der Messdaten
- Durchführung von Simulationen
- Diskussion der Ergebnisse
- Entwurf und Revisionsverwaltung des Manuskripts

Beiträge von K. Holste:

- * Antragstellung des Projekts zur Organisation von Drittmitteln
- Diskussion der Ergebnisse
- Feedback zum Manuskript

Beiträge von P. J. Klar:

- * Antragstellung des Projekts zur Organisation von Drittmitteln
- * Koordination des Projektverlaufs und Freigabe der Finanzen seitens JLU
- * Bereitstellung von Infrastruktur, (Anlagen-)Komponenten und Peripherie
- Umfangreiche Diskussion der Ergebnisse
- Umfangreiches Feedback zum Manuskript

Beiträge von Y. Rover:

- Begleitung und Unterstützung bei der Durchführung der Messkampagne
- Nutzung der Messergebnisse für eine eigene Publikation im selben Journal

Beiträge von U. Probst:

- * Antragstellung des Projekts zur Organisation von Drittmitteln
- * Freigabe der Finanzen seitens THM
- * Beschaffung und Bereitstellung von Messequipment
- Feedback zum Manuskript

Beiträge von C. Volkmar:

- * Beschaffung und Bereitstellung von Messequipment
- Feedback zum Manuskript

4.3 PUBLIKATION VOM 02. MÄRZ 2023

Es folgen 14 Seiten der Publikation im *Journal of Electric Propulsion* mit ihrem entsprechenden Erscheinungsbild.

REVIEW

Open Access

Reverberation chamber for electromagnetic compatibility testing of electric thrusters



F. Kiefer^{1*}, K. Holste¹, P. J. Klar¹, Y. Rover², U. Probst² and C. Volkmar²

Presented at the 37th International Electric Propulsion Conference Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA USA June 19-23, 2022

*Correspondence: felix.kiefer@exp1.physik.uni-giessen.de

¹Institute of Experimental Physics I, Justus Liebig University, Heinrich-Buff-Ring 16, Giessen 35392, Germany

²Center of Competence for Nanotechnology and Photonics (NanoP), TH Mittelhessen - University of Applied Sciences, Wiesenstrasse 14, Giessen 35390, Germany

Abstract

The need for electromagnetic compatibility (EMC) of electrical devices on satellites increases dramatically as the number of satellites is rapidly growing and the density of electrical devices on the satellite increases due to their miniaturization. Thus, EMC of the electric propulsion system becomes an important issue for a safe and reliable operation of the satellite. In particular, this also concerns the electric propulsion system. Since electric thrusters usually need to be operated in vacuum, dedicated facilities are required to assess their EMC. Here, we present how a common cylindrical vacuum vessel can be converted into a reverberation chamber suitable for EMC pre-compliance testing of electric thrusters. We describe and validate its operation principle and discuss its limitations. Finally, we show first measurement results of radiated emission measurements of a thruster and compare those with data obtained for the same thruster in a semi-anechoic chamber where the thruster is operated inside a metal-free vessel and fires into a larger vacuum chamber outside the semi-anechoic chamber.

Keywords: Electromagnetic interference testing, Electric propulsion, Electromagnetic compatibility, Reverberation chamber, Semi-anechoic chamber

Motivation and background

The demand for electric propulsion (EP) grows as space launches get more affordable and the number of satellite formations successfully commissioned increases rapidly. Commercialization drives this sector. On the one hand, time-to-market of space devices drastically needs to be reduced in order to be more cost effective. On the other hand, safe operation of devices, such as thrusters, on satellites in space must be ensured. Corresponding proofs of product quality and durability require exhaustive testing. In this context, interoperability becomes a major requirement as the density of electronic devices on satellites increases and the satellites themselves are further miniaturized [1]. EP systems like any other electronic devices also need to fulfill electromagnetic compatibility (EMC) requirements. The EMC properties of most electronics can be analyzed under ambient conditions. This is different in case of EP systems as electric thrusters need a space like vacuum environment for operation [2]. It is of particular interest to measure radiated emissions of an ion thruster in operation to assess its impact on the entire satellite system. The EP/EMC test laboratory operated by Justus Liebig University in cooperation with the University of Applied Sciences in Giessen (THM) comprises two

test facilities for assessing the EMC of electric thrusters and cube sat systems. Besides a semi-anechoic chamber (SAC) connected to a dedicated vacuum chamber, we have converted a cylindrical vacuum vessel into a reverberation chamber (RVC). Here, we describe the operation principle and design of our RVC test facility and present initial radiated emission measurements of a thruster.

Radiated EMC tests are typically performed in an anechoic chamber or a SAC. Furthermore, the relevant standards name RVCs as an alternative test facility, especially for electromagnetic susceptibility (EMS) testing [3]. In EMS investigations, the equipment under test (EUT) is exposed to electromagnetic (EM) radiation. To realize the specified EM field strength at the position of the EUT in a RVC, less power is needed compared to the same experiment inside a SAC. Thus, testing in a RVC facility becomes an interesting alternative, especially, if high field strengths are demanded [4]. However, when it comes to electromagnetic interference (EMI) tests, standards like MIL-STD [3] and ECSS [5], which apply for space applications, do not mention RVCs as suitable means for testing, but just SACs. Nevertheless, we will demonstrate that, in case of electric thrusters, a RVC facility has its merits when it comes to EMI measurements of EP systems. Furthermore, a metallic vacuum chamber used for standard testing of EP devices can be converted into a RVC with less effort and at a considerably lower price than setting up a SAC facility for EMC characterization of EP systems [2].

The operating principle of a RVC is based on a resonant cavity whose EM mode spectrum is perturbed by using stirring elements. The EM mode spectrum of a resonant cavity consists of discrete modes corresponding to standing waves or eigenmodes. The spatial dimensions of the cavity essentially determine these resonance frequencies or eigenfrequencies. To obtain a quasi-continuous frequency spectrum as a time-average, at least one stirring element is needed. It is typically a rotating metallic stirrer. Whilst rotating, it continuously changes the EM boundary conditions and thus alters the resonance frequencies [4]. Built-in broadband antennas convert EM fields into measurement signals, so that the entire RVC works as a nonlinear transducer for input power to internal field strength (EMS measurement). Alternatively, internal field strength can be converted to output power (EMI measurement). In both cases, the mode spectra measured and averaged for different stirrer positions yield a continuous mode spectrum, which, after an appropriate response correction, corresponds to an integral free-space spectrum. Thus, after proper calibration, the measured data can be converted into field strength measured at a specified distance in free space [6]. Since IEC61000 [7] designates a RVC an applicable facility for EMI measurements, the procedure described in this particular document can be applied for calibration. The main disadvantage of such a facility is the low cutoff frequency, which is given by its geometry. For a cylindrically shaped resonant cavity with a length l greater than its diameter d , the lowest frequency is determined by the TE_{111} mode [8, 9] and can therefore be approximated by

$$f_0 = \frac{1}{2\pi\sqrt{\mu_0\varepsilon_0}} \sqrt{\left(\frac{1.841}{d/2}\right)^2 + \left(\frac{\pi}{l}\right)^2} \quad (1)$$

For simplicity, we ignore that components like stirrers, antennas, the EUT itself and other built-in elements may affect this frequency. The lowest frequency f_{\min} to perform EMI tests in a RVC is recommended to be at least three times its first resonant frequency, i.e., $f_{\min} > 3 f_0$ [7]. Another definition for the low cutoff frequency demands at least 100 modes to evolve [3], which can be approximated using Weyl's equation [8]. It must be noted that Eq. (1) corresponds to a cylinder with flat caps and not torispherical heads, which are common for vacuum vessels. Hence, the length l in Eq. (1) must be considered an effective length. Ratios of $l/d = 1.5$ to 2.5 are typical for vacuum chambers of EP test facilities such as our vacuum vessels [10]. Figure 1 shows the dependence of f_0 on chamber diameter d assuming the given ratios of l/d .

Approach

A typical lower boundary of the transition frequency in EMI test procedures is 30 MHz [3, 5, 7]. This value should, in principle, be the aim for f_{\min} when designing a new chamber. Figure 1 reveals that large chambers with a diameter of 5 m and a length of 7.5 m reach $f_0 \approx 40$ MHz allowing reliable RVC measurements to be performed above $f_{\min} > 120$ MHz. Even extending the chamber's length to 12.5 m does not reduce f_{\min} below 100 MHz. Thus, a RVC with $f_{\min} \approx 30$ MHz is still challenging, but a f_{\min} value of 100 MHz may be realized based on larger existing chambers. Thus, a restriction of the accessible frequency range (i.e., f_{\min} defines the lower boundary) needs to be conceded when setting up a RVC for EMI measurements of thrusters.

To assess the feasibility of EMI testing in a RVC, we designed the cylindrical vacuum RVC shown in Fig. 2. The chamber has a diameter of 1.6 m and a length of about 2.4 m. The dedicated pumping system comprises of two backing pumps and one turbo-molecular pump and reaches an initial pressure lower than 10^{-6} mbar which rises to about 3×10^{-5} mbar at $Q = 0.25$ sccm Xe propellant flow into the chamber.

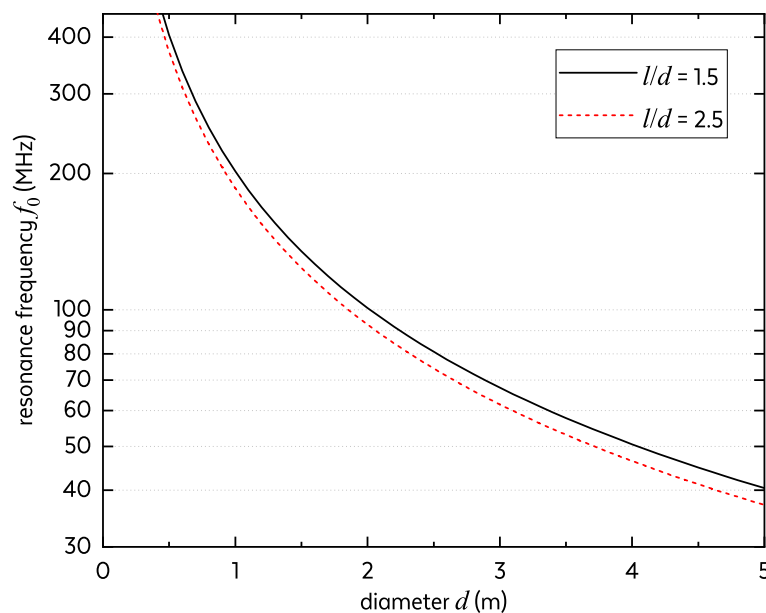


Fig. 1 Frequency f_0 of the TEM_{111} mode in a cylindrical RVC calculated as a function of chamber diameter d for different ratios of length to diameter l/d

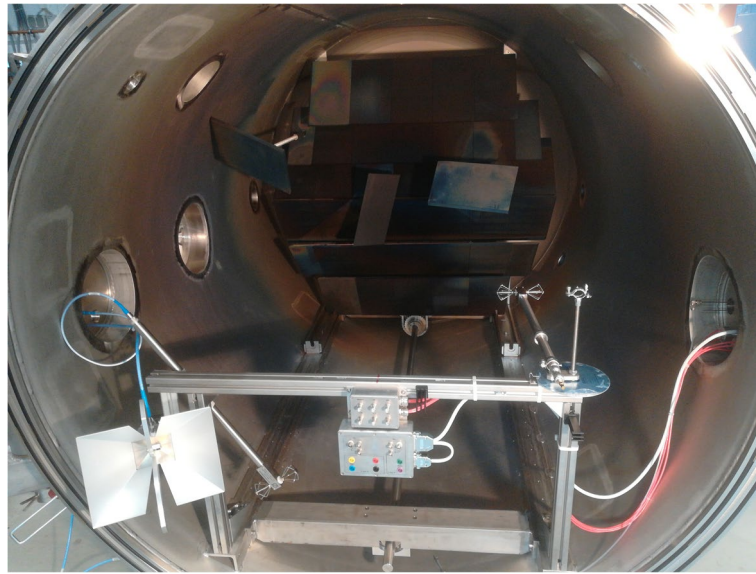


Fig. 2 View inside the vacuum RVC without EUT at Justus Liebig University Gießen

The laboratory is air-conditioned to minimize temperature influences on facility and feed system. According to Eq. (1), the lowest resonance is $f_0 \approx 126$ MHz for our vacuum chamber without installations, which corresponds to $f_{\min} \approx 378$ MHz. The vacuum chamber is equipped with a graphite beam dump, which is required for accommodating the power of the expelled ion plume of electric thrusters. To save space and cost, the RVC's field stirrers are part of the beam dump. Dedicated antennas rated for the range of 500 MHz to 18 GHz are available. However, these antennas allow measurements already starting from 300 MHz when conceding a lower gain. In our measurements, we focus on the range above 500 MHz, as the installations, in particular the beam dump, will increase f_0 and thus f_{\min} slightly. Nevertheless, the RVC is calibrated over the entire frequency range from 300 MHz to 18 GHz. The calibration was performed according to IEC61000 [7] since MIL-STD [3] and ECSS [5] do not qualify RVCs for EMI measurements. The calibration procedure was managed by the commercial software EMC32 provided by Rohde & Schwarz just as the measurement procedure itself.

Figure 3 depicts a simplified simulation model of our RVC representing EMS measurement. Typically, the EUT will be an operating thruster and it will be mounted with its plume facing the beam dump with the stirrer unit. The stirrer unit consists of three mechanically coupled stirrer panels arranged such that the axial symmetry of the chamber is broken. Each stirrer panel is designed as a single plate with graphite protection. Despite its simplicity, this design ensures field turbulence as well as full-surface protection of each stirrer when in contact with the ion plume. The required antennas and the optional field probe are positioned next to or behind the EUT for protection.

The chamber response was simulated based on the computer-aided design (CAD) model shown, which allowed us to study the design of the stirrer unit before it was

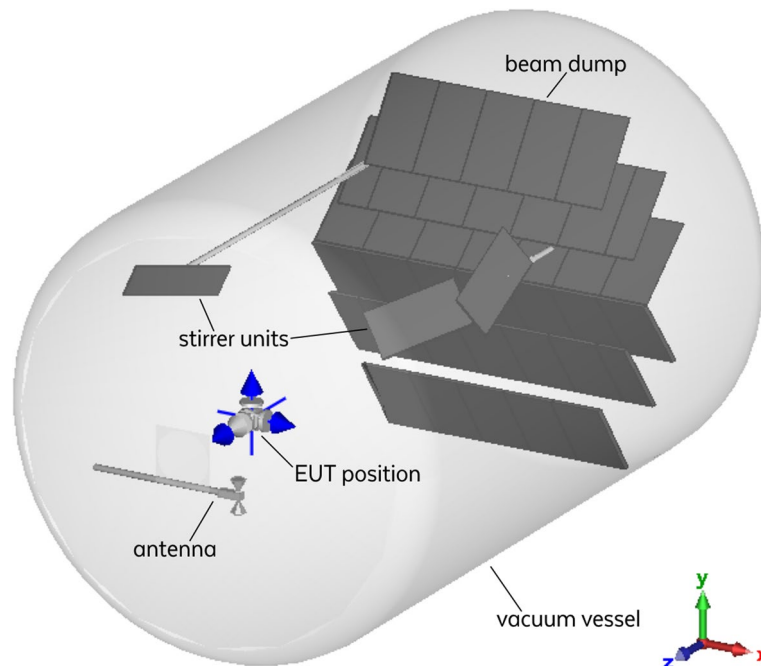


Fig. 3 Simplified EMS simulation model of our RVC with a stirrer angle defined as 18°

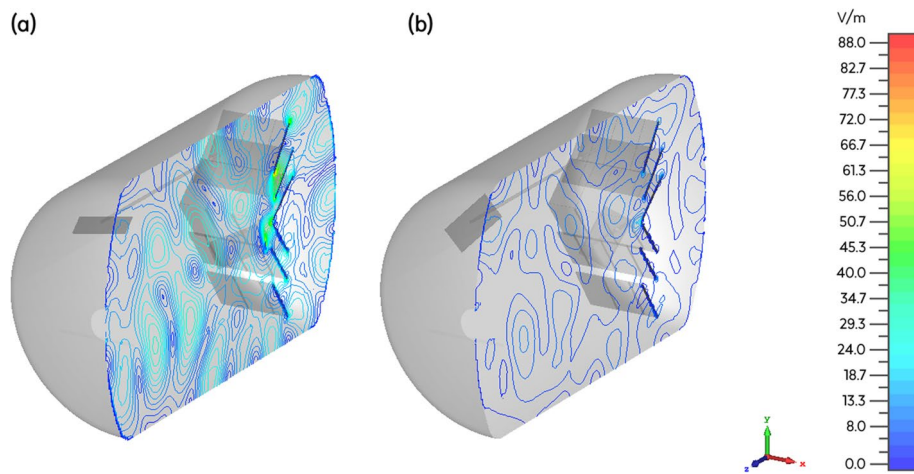


Fig. 4 E field plot of averaged absolute values for 475 MHz excitation on x_0 -plane **a** for a stirrer angle of 18° and **b** of 22°

built and assembled. The simulation was carried out using Dassault Systèmes’ Simulia software CST Studio Suite®. Broadband transient analyses were performed using the transmission-line matrix (TLM) method, which offers an octree-based meshing algorithm reducing the overall cell count [11] to about 100,000 in our model. Assuming all materials as perfect conductors and using a discrete face port, which replaces the antenna shown in Fig. 3, this software can efficiently solve single frequency problems for electrically large models using multilevel fast multipole method (MLFMM) calculations [11]. Results of the modelled EM behavior of the novel RVC chamber design and its stirrer unit are depicted in Fig. 4. As examples, two stirrer unit positions,

referred to as positions 18° and 22° , were chosen to demonstrate the effect of the stirrers on the response of the RVC. The stirrer arrangement depicted in Fig. 3 corresponds to the 18° position.

Figure 4 shows the averaged amplitude in the central plane of the cylindrical test chamber for an excitation at a frequency of 475 MHz for the stirrer unit positions 18° and 22° . The average field strength at stirrer angle 18° is higher compared to that at stirrer angle 22° . The increase is caused by the fact that for the selected stirrer angle the mode spectrum of the RVC exhibits a resonance close to 475 MHz. Moving the stirrer position to 22° shifts this resonance to adjacent frequencies, so that 475 MHz is then off-resonance. A resonance situation for a given frequency leads to higher field strengths at positions where constructive interference occurs (antinodes) when using the same amplifier power in a RVC compared to a SAC. The mode spectrum for the standing EM waves inside a resonator is discrete. The movement of the stirrer unit changes the resonance condition, basically, by wobbling this mode spectrum in frequency. Since antinodes and nodes (where destructive interference occurs, i.e., the field strength is low) alternate in the spatial intensity pattern for a given frequency, the stirring moves the spatial positions of nodes and antinodes during a measurement. This stirrer movement to the different discrete positions is supposed to ensure that antinodes of ideally all frequencies under study should occur in the spatial volume where the EUT is located. This has two purposes, first, to create a rather flat function of the time-averaged absolute EM field strength as a function of frequency at the position of the EUT and, second, to keep the average intensity level at the EUT position as high as possible during EMS measurement.

The influence of the stirrer unit becomes clearer when analyzing the behavior of the spectrum of maximum absolute field strength of the local E field at the location of the EUT. Figure 5 shows two such maximum amplitude spectra for the stirrer positions of 18° and 22° . The fact that moving the stirrer unit changes the electrical boundary conditions is reflected especially well by the behavior of the minima positions in the two plots. The frequencies corresponding to the minima, i.e., low field strength, vary between both stirrer positions. Most of the minima shift in frequency or vary in amplitude. Shifts in frequency imply that the resonance frequencies in the cavity resonator vary due to the stirrer motion. Changes in amplitude show that the intensities of the interfering waves yielding extinction at this frequency are somewhat different for the two stirrer positions,

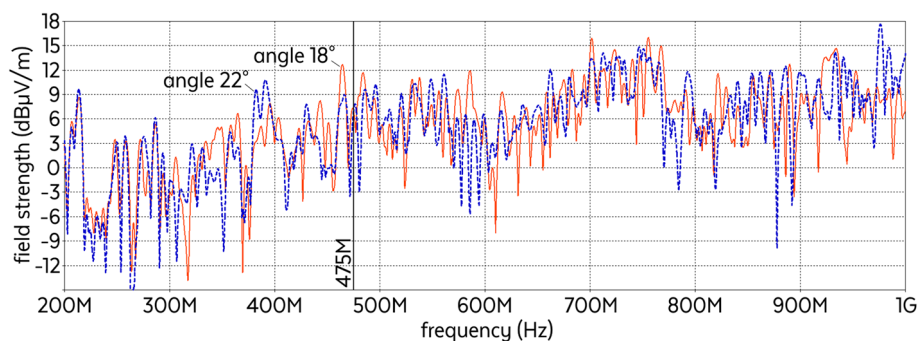


Fig. 5 Simulated spectrum of maximum absolute values of the E field at the location of the field probe in Fig. 3 for stirrer position 18° and 22° corrected for the antenna response

but not the actual condition for extinction itself. These two effects are coupled and cannot be considered independently of one another. The fact that minima can be shifted and their field amplitude changed by varying the stirrer position, indicates that the concept proposed for the stirrer unit here is viable.

The applied standard IEC61000 [7] specifies a minimum number of stirrer positions, which need to be incorporated in the chamber’s calibration depending on the desired frequency range. One goal, when obtaining the chamber’s response, is to validate whether the number of stirrer positions considered is sufficient for obtaining a smooth average spectrum, which is quasi continuous above f_{min} . That way, it can be ensured that a significant field strength is realized at all frequencies in the desired operating range of the RVC.

The process of signal generation and detection in the calibration procedure is given in IEC61000 [7]. Figure 6 depicts the setup deployed for this purpose. At each sampling point in the frequency range of 300 MHz to 18 GHz, the following procedure is performed for 20 different discrete positions of the mode stirrer unit S_{RVC} . At each frequency f , a defined power P_{Tx} is coupled into the cavity resonator, i.e., the vacuum chamber. Amplitude of P_{Tx} is metered through P_{FWD} and P_{REV} with the help of a directional coupler. This power is transduced into an E field by a set of antennas E_{Tx1} (in the EMI measurements discussed in what follows, the EUT serves as the transducer, which couples its radiative power into the cavity resonator, instead of the antenna set E_{Tx1}). Internal reflections inside the cavity resonator lead to a standing wave field. A second set of built-in antennas E_{Rx1} connected to the spectrum analyzer receives the measurement signal P_{Rx} (which later will be dependent on the EMI of an EUT). In addition, an E field probe E_{Rx2} is installed, which measures the broadband field strength in the volume where the EUT will be placed. Following this procedure, a response $R_i(f)$ is recorded for each stirrer position i ($i = 1$ to 20). The system response $R(f)$ based on the collected calibration data is then computed as explained in IEC61000 [7] according to

$$R(f) = \max_{i=1 \text{ to } 20} \{R_i(f)\}. \tag{2}$$

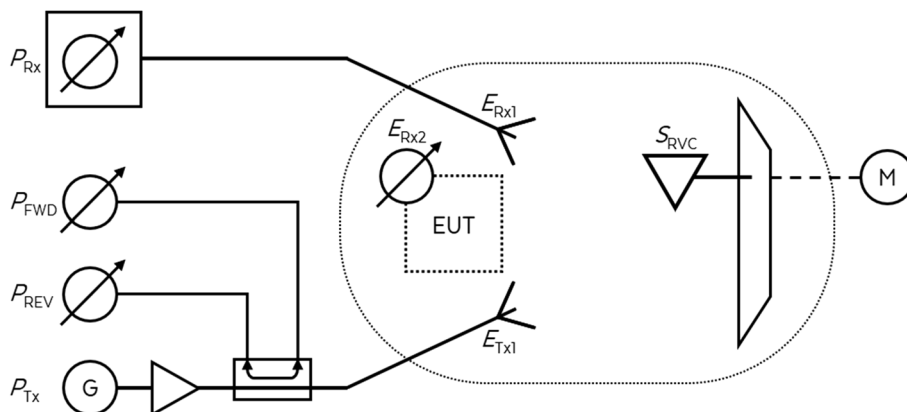


Fig. 6 Simplified schematic of the setup which was applied to calibrate the RVC according to IEC61000 utilizing EMC32 software from Rohde & Schwarz

The same measurement procedure is then performed for the radiated emission of the EUT inside the chamber yielding the raw EMI spectrum (not corrected for the cavity resonator response)

$$S_{EUT,raw}(f) = \max_{i=1 \text{ to } 20} \{S_i(f)\}. \quad (3)$$

The radiated emission spectrum S_{EUT} of the EUT is then obtained by normalizing to the system response

$$S_{EUT}(f) = \frac{S_{EUT,raw}(f)}{R(f)}. \quad (4)$$

In Fig. 7, we show two response spectra $R_{15}(f)$ and $R_{16}(f)$ corresponding to two stirrer positions, which are comparable with the positions used in the simulations leading to Figs. 4 and 5. Stirrer position 15 corresponds to simulation angle 18° and position 16 to angle 22° . The two measured response spectra exhibit the anticipated behavior. Maxima and minima occur as a function of frequency and the positions of the maxima and minima differ for the two stirrer positions in agreement with the simulations. The envelope of the simulated and the measured curves differs. However, this is anticipated as the simulations assume perfect materials and the underlying CAD model is simplified. Nevertheless, the comparison proves that the mode stirrer unit functions as desired.

Electrical tightness is another special requirement of a RVC besides its resonance frequency and field turbulence [2]. To shield EM fields from the surroundings, e.g., originating from radio stations, the measurement volume needs to be fully sealed and enclosed by highly conductive material. Copper gaskets, e.g. known from CF-flanges, are a suitable means to achieve both, vacuum and electrical tightness. For doors, which are opened frequently, e.g., to setup the EUT inside the chamber, rubber gaskets are more common since they do not need to be replaced after every opening of the chamber. The disadvantage is that rubber does usually not conduct electricity. Thus, a rubber seal provides a gap which allows EM waves from the outside to enter the vacuum chamber and possibly to interfere with measurement signals on the vacuum side. Such gaps

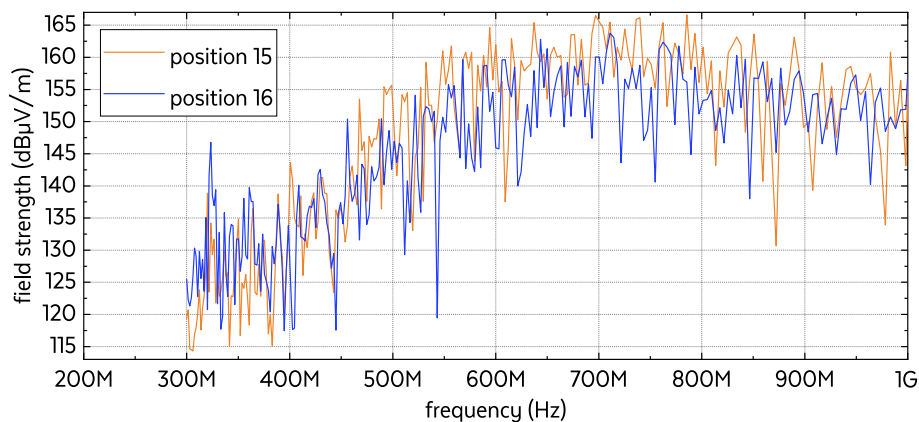


Fig. 7 Amplitude at receiving antenna E_{Rx1} during calibration, measured by spectrum analyzer ESW26 and transduced into field strength via antenna factor and cable losses for 2W RF power input at each excitation frequency point

can be closed by using special EMC gaskets, placed next to the rubber sealing. Figure 8 shows the measured noise floor inside the RVC translated into a virtual 1 m measurement distance in free space. The shape of this graph is characteristic for the frequency dependence of the sensitivity, since the transducer factor of the RVC (including cable losses, antenna factors and receiver parameters) is nonlinear and already corrected as mentioned above. Despite the electric sealing efforts, there are strong signals at two discrete frequencies visible in Fig. 8, one at about 840 MHz and the other at about 1.7 GHz, which correspond to leaks into our chamber. However, as the signals are very sharp, their impact on the analysis of the EM emission of the EUT is relatively small. Noting that the design focus was on using standardized flanges instead of best electrical shielding, this result is satisfactory.

Preliminary results

First measurements were performed with a PPT thruster as pre-compliance tests. This EUT was an engineering model of the PETRUS 1J propulsion module designed by the Institute of Space Systems (IRS) at the University of Stuttgart for the CubeSat Green-Cube. The propulsion module contains a cluster of four PETRUS pulsed plasma thrusters with a shared 1 J capacitor bank. As a fully integrated system, this EUT does not need a complex external feeding system apart from a voltage source and two communication wires.

Measurements in our RVC and SAC were performed with an EMI test receiver ESW26 from Rohde & Schwarz and controlled by appropriate software EMC32. As in the RVC, the initial pressure of our SAC is lower than 10^{-6} mbar, which rises to about 7×10^{-6} mbar at $Q = 0.25$ sccm Xe propellant flow. Since the PPT burns its onboard solid propellant, pulsed extractions, at here 2 Hz, have a rather negligible influence on the chamber's background pressure compared to systems with constant propellant inlet like a RIT. As mentioned above, the RVC was calibrated to be used in the range of 300 MHz to 18 GHz

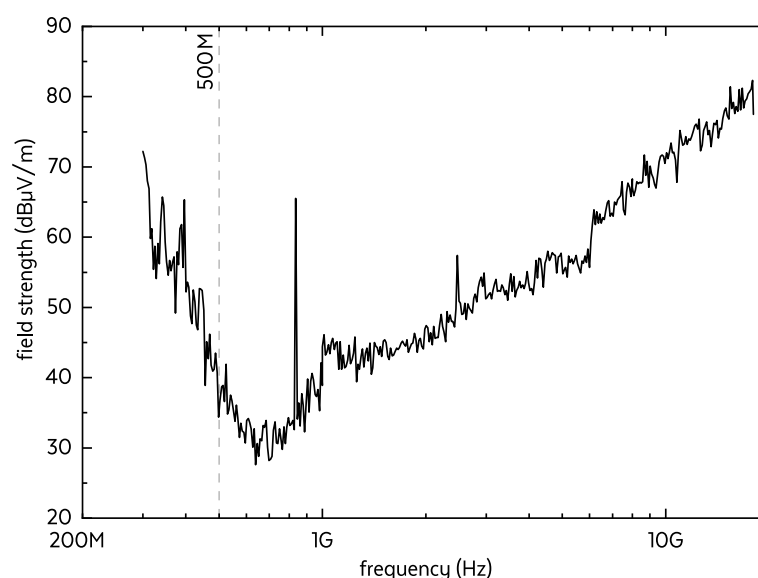


Fig. 8 Obtained RVC background noise at a virtual free space measurement distance of 1 m

based on IEC61000 [7] using 20 discrete stirrer positions. The measurement setup in the SAC is based on a logarithmic periodic broadband antenna covering 30 MHz to 8 GHz whose distance was 1.5 m from the EUT and was performed with the same instrument and software.

When considering the RVC as a calibrated transducer, the measurement result approximates the total radiated power of the EUT [8] integrated over all solid angles, converted into a measurable fraction at a virtual distance under free space conditions [6]. The RVC emissions were initially derived for 1 m virtual distance, which does not correspond to the utilized measurement distance of 1.5 m in the SAC. Therefore, the RVC emission data needed to be corrected for additional free space loss

$$\alpha(\Delta r) = \left(\frac{c_0}{4\pi f \Delta r} \right)^2 \quad (5)$$

over the distance $\Delta r = 0.5$ m [12]. Noise floors and data with the operating EUT measured with the RVC and SAC setups are depicted in Fig. 9. The EUT was operated under the same conditions in both facilities. The data of the RVC measurements are corrected for the additional free space loss as described above. Comparing both plots, the SAC's emissions are slightly above the RVC's, which already reflects the good correlation of the two data sets. The noise backgrounds of SAC and RVC facilities are different, in particular, due to differences of the procedures used for calculating the field strength. The lower noise floor of the RVC implies that this facility is more sensitive than the SAC setup in its current configuration. In particular, this seems to be the case at frequencies above about 2.2 GHz, where the measured field strengths of the operating EUT in the SAC measurement approaches and is comparable to the noise floor. In contrast, the field strengths of the EUT's EM emission can be reliably detected at frequencies above 2.2 GHz in the RVC measurement. It is not clear at the moment whether the sensitivity issue of the SAC setup can be improved significantly by using a preamplifier attached to the antenna or whether additional loss of sensitivity arises due to attenuation of EM waves with $f = 2.2$ GHz by the walls of the metal-free vessel surrounding the EUT. Currently, the EUT's emissions above 2.2 GHz seem to be below the noise floor of the SAC. Therefore, we cannot assure further assertions on data correlation above this frequency

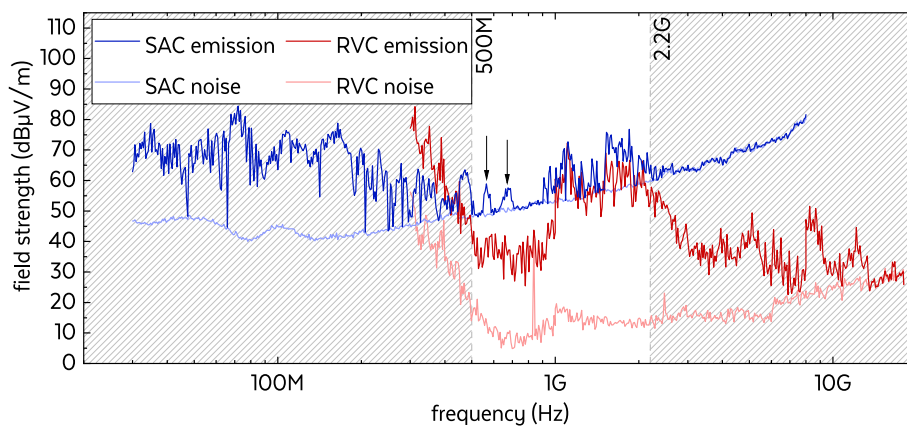


Fig. 9 Measured emissions of PPT Petrus 1 J (IRS) engineering model in SAC and RVC with related noise floors

by using those results. As pointed out above, the data of the RVC are only reliable above 500 MHz. Nevertheless, the data of both setups should be comparable in the intermediate range between 500 MHz and 2.2 GHz. It is worth noting that interference-like features are visible in this range in the SAC data: signals of the EUT rise above the noise floor at several narrow frequency bands (marked by the vertical arrows in Fig. 9) even though the RVC measurement does not indicate emissions with comparable magnitude. We will come back to this point in the discussion below.

The RVC response at the EUT at every frequency f above f_{\min} arises from eigenmodes of the chamber for particular stirrer positions, if an antinode of the field occurs at the position of the EUT. As these eigenmodes are standing waves, the measured field strength corresponds to an integration over all solid angles yielding a spectrum of a virtual field strength derived for a specified distance to the EUT. On the one hand, the virtual field strength usually has a higher signal-to-noise ratio (SNR) with respect to the noise floor than in a SAC setup, which is advantageous. However, if the EUT's emission towards the receiving antenna inside the SAC has a high gain, the measured field strength may still in some cases exceed that measured inside the RVC. On the other hand, angle-resolved information is lost in the RVC, which is, in principle, accessible in a SAC measurement as the field strength measured inside a SAC represents the emission of the EUT into a solid angle segment along a specified spatial direction towards the antenna by varying the antenna position on a hemisphere about the EUT. In conventional EMI measurements in SACs, the EUT shall be rotated stepwise around all spatial axes in order to capture the worst case EMI of the EUT. This is not possible in case of the SAC systems used for studying electric thrusters. The reason is that there are not enough degrees of freedom for rotating the thruster inside the vacuum chamber needed for thruster operation. This reflects that the measurement principles in RVC and SAC setups are intrinsically different.

In what follows we will more carefully compare the measurement data of both setups in the intermediate frequency range between 500 MHz and 2.2 GHz. Since we are dealing with field strengths, the subtraction of the corresponding background noise from the two sets of emission data of operating EUT can be performed according to

$$\Delta E_{dB} = |E_{1,dB} - E_{2,dB}| = 20 \log \left| 10^{E_{1,dB}/20} - 10^{E_{2,dB}/20} \right|. \quad (6)$$

The background-corrected data obtained are plotted in Fig. 10. We have highlighted data values with a signal-to-noise ratio $SNR > 110\%$, defined as

$$SNR = \frac{E_{emission}}{E_{noise}}, \quad (7)$$

in the plot. Both sets of corrected data agree very well in this intermediate frequency range given by the limitations of both setups, i.e., lower frequency boundary of 500 MHz in case of the RVC and a higher frequency boundary of 2.2 GHz in case of the SAC. The variation between the two curves is rather small, when considering that both measurement approaches operate on different principles. As already pointed out above, these are an integral measurement of the total emitted energy of the EUT [8] inside the RVC, which is translated into a field strength at a specific measurement distance in free space,

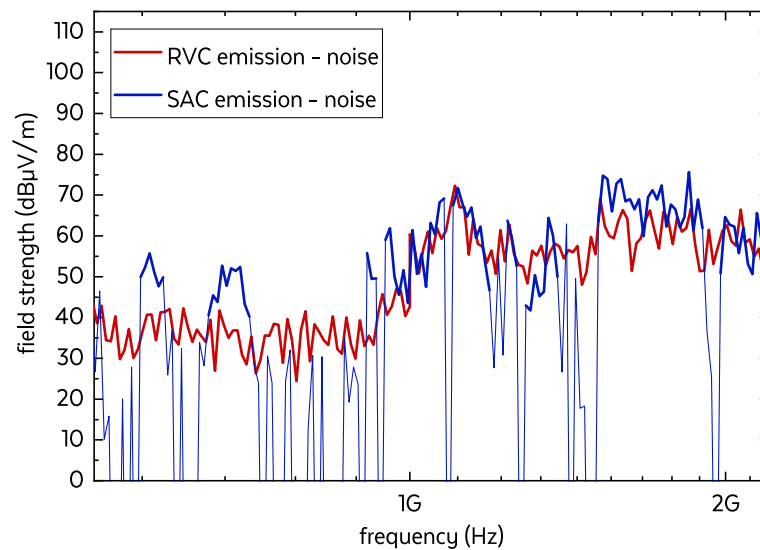


Fig. 10 Extraction of emission results with $SNR > 110\%$ (bold lines) and $SNR \leq 110\%$ (narrow lines) of PPT Petrus 1 J (IRS) engineering model in SAC and RVC with subtracted noise floors

and a direct measurement at this distance under free space-like conditions inside a SAC. A possible explanation of the interference-like features in the SAC data is the following. Since the SAC has no absorbers mounted on the floor, ground reflections may occur. This corresponds to an additional path for the radiated emission, which may interfere constructively or destructively at the position of the receiving antenna with the radiated emission travelling directly along the free space path towards the antenna. The phase shift between the two paths depends on frequency (wavelength) leading to the interference oscillations in measured spectra [12]. An alternative explanation may be that the metal-free vessel surrounding the EUT inside the SAC plays a role in this context, as its walls need to be passed by the radiated emission of the EUT. Our long-term goal is further improving measurement procedures including correction methods in order to allow us to extract the free-space radiated emission of the EUT from measurements under laboratory conditions.

Conclusion

A vacuum chamber transformed into a RVC offers suitable means of assessing the radiated emissions of an EUT that requires vacuum conditions for operation. The EUT may be an electric thruster or even a small cubesat system with an EP system. The dimensions of the vacuum chamber converted into the RVC define the lower boundary f_{\min} of the accessible frequency range of the EMI measurement inside the RVC. Essentially, it holds, the larger the chamber, the lower is the cutoff frequency f_{\min} . Due to its operating principle, a RVC is more sensitive regarding low emission power compared to approaches using (semi-) anechoic chambers. Despite the different noise margin, both facilities studied here, the RVC setup and SAC setup used as reference, deliver comparable results of the same thruster used as EUT running at the same defined operating point in both setups. The measurement procedures for assessing the EMI properties of electric thrusters defined in the relevant standards are based on SAC facilities. However,

our preliminary results suggest that EMI measurements of electric thrusters in RVCs can yield similar results than SAC-based approaches. Thus, RVC measurements turn out to be a useful approach for pre-compliance testing of EMI and a viable alternative to SAC experiments. Despite these promising first results, further experiments are needed to clarify whether EMI measurements of electric thrusters in RVCs are fully equivalent to SAC approaches and may be treated on an equal level in future standards referring to EP testing and qualification.

Nomenclature

f_0	lowest resonance frequency of a cavity resonator
f_{\min}	lowest working frequency to comply EMC requirements
d	diameter of a cylindrical cavity
l	length of a cylindrical cavity
$\alpha(\Delta r)$	free space attenuation pending on distance difference
SNR	signal-to-noise ratio adapted on electric field results

Acknowledgements

This project is supported by funds of "Bundesministerium für Wirtschaft und Energie" (BMWi) under grant no 50RS1903 and „Bundesministerium für Bildung und Forschung" (BMBF) under grant no 13FH173PX8. Furthermore, EU regional funding via the EFRE scheme of the State of Hesse is gratefully acknowledged. Special thanks go to F. Schaefer from the Institute of Space Systems (IRS) at the University of Stuttgart for providing the EUT and authorizing the publication of the measurement data.

Code availability

Simulations were performed using Dassault Systèmes' (3DS) Simulia software CST Studio Suite on release version 2021.02. Measurements were performed using Rohde & Schwarz' software EMC32 on version 11.40.00.

Authors' contributions

F. Kiefer gathered simulation and measurement results and drafted the manuscript. P. J. Klar provided facilities and equipment through EFRE as well as BMWi funds 50RS1903, supervised the project and contributed to the final version of the manuscript. K. Holste and Y. Rover supported the project organization. So did U. Probst and C. Volkmar and provided additional measurement equipment through BMBF funds 13FH173PX8. The authors read and approved the final manuscript.

Funding

Open Access funding enabled and organized by Projekt DEAL. This project is supported by funds of "Bundesministerium für Bildung und Forschung" (BMBF) under grant no 13FH173PX8, "Bundesministerium für Wirtschaft und Energie" (BMWi) under grant no 50RS1903 and EU regional funding via the EFRE scheme of the State of Hesse.

Availability of data and materials

<https://doi.org/10.22029/jlupub-4187>

Declarations

Competing interests

The authors declare that they have no known competing financial interests or personal relationships that could have influenced the work reported in this paper.

Received: 5 August 2022 Accepted: 23 January 2023

Published: 2 March 2023

References

- Holste K et al (2020) Ion thrusters for electric propulsion: Scientific issues developing a niche technology into a game changer. *Rev Sci Instrum* 91:061101. <https://doi.org/10.1063/5.0010134>
- Zhang H et al (2020) *Spacecraft Electromagnetic Compatibility Technologies – Space Science and Technologies Series*. Beijing Institute of Technology Press and Springer Nature Singapore Pte Ltd., pp 65–66 473–474
- Interface Standard (2015) MIL-STD-461G: Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment. Department of Defense, USA

4. Gustrau F, Kellerbauer H (2015) Elektromagnetische Verträglichkeit, Berechnung der elektromagnetischen Kopplung, Prüf- und Messtechnik, Zulassungsprozesse. Carl Hanser Verlag, Munich, pp 235–236
5. European Cooperation for Space Standardization (2012) ECSS-E-ST-20-07C Rev. 1: Space engineering – Electromagnetic compatibility. ECSS Secretariat ESA-ESTEC, Noordwijk
6. Boyes SJ, Huang Y (2016) Reverberation Chambers – Theory and Applications to EMC and Antenna Measurements. John Wiley & Sons Ltd., Chichester, pp 114–117
7. International Standard (2011) IEC61000-4-21: Electromagnetic compatibility (EMC) – Part 4-21: Testing and measurement techniques – Reverberation chamber test methods. International Electrotechnical Commission
8. Hill DA (2009) Electromagnetic Fields in Cavities – Deterministic and Statistical Theories. IEEE Press published by John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, pp 25–47 122–127
9. Zinke O, Brunswig H (2000) Hochfrequenztechnik 1 – Hochfrequenzfilter, Leitungen, Antennen, 6th edn. Springer-Verlag GmbH, Berlin Heidelberg, pp 354–356
10. Justus-Liebig-University Website (2022) Testanlagen Übersicht – Testanlagen an der JLU Gießen. URL: <https://www.uni-giessen.de/fbz/fb07/fachgebiete/physik/institute/ipi/raumfahrtphysik/ionentriebe/testanlagen> (retrieved June 1, 2022)
11. 3DS SIMULIA Software Package (2021) CST Studio Suite® Help – Electromagnetic Field Simulation Software, Release Version 2021.02, Dassault Systèmes
12. Detlefsen J, Siart U (2012) Grundlagen der Hochfrequenztechnik, 4th edn. Oldenbourg Wissenschaftsverlag GmbH, Munich, pp 229–233

Publisher's Note

Springer Nature remains neutral with regard to jurisdictional claims in published maps and institutional affiliations.

PUBLIKATION: ECRT MIT FOKUS
VAKUUM-ABSORBERKAMMER

5.1 HINTERGRUND DER PUBLIKATION

Im Mittelpunkt der zweiten Publikation stehen, neben dem Ansatz der hybriden SAC, auch plasmabezogene Störaussendungen. Dazu wurde das ECRT aus dem MINOTOR-Projekt untersucht, welches federführend von ONERA, dem französischen Institut für Luft- und Raumfahrt, entwickelt wurde. Es zeichnet sich aus folgenden Gründen als besonders geeigneter Prüfling für unsere Studien aus: Mittels magnetischer Düse beschleunigt es das quasi-neutrale Plasma, wodurch auf einen zusätzlichen Neutralisator verzichtet werden kann. Aufgrund von Ähnlichkeiten in der Beschleunigung der Teilchen wäre alternativ dazu auch das HT denkbar. Dieses erfordert jedoch prinzipbedingt einen externen Neutralisator dessen Wechselwirkung mit dem Plasma sowie ferner dessen Einfluss auf die gemessene EM Charakteristik nur schwer abgeschätzt werden kann. Die vermehrten Einflussfaktoren stellen beim HT zusätzliche Unsicherheitsfaktoren dar, weswegen Messungen am ECRT präferiert wurden. Beim ECRT wird zur Anregung der Elektronen-Zyklotronresonanz eine Hochfrequenz von, in diesem Fall, 2.4 GHz genutzt. Dass dadurch Störungen bei dieser Frequenz sowie ihren Oberwellen erwartet werden, schien zunächst ein Nachteil dieses Triebwerks gegenüber dem HT zu sein. Tatsächlich wurde im Frequenzbereich um die Anregung ein weiterer Effekt beobachtet, dessen Analyse zum besseren Verständnis der Prozesse im Plasma beitragen kann. Des Weiteren scheint es zuvor keine Publikationen gegeben zu haben, welche die gestrahlten Emissionen eines ECRT untersuchen, sodass diese Publikation eine Lücke schließt.

5.2 BEITRÄGE ZUR PUBLIKATION

Vorarbeiten werden erneut durch Aufzählungszeichen hervorgehoben, wie in Abschnitt 4.2 beschrieben. Es folgt die Auflistung der Beiträge zur Publikation, wobei die beschriebenen Inhalte auch hier qualitativ zu betrachten sind.

Beiträge von F. Kiefer:

- * Durchführung allgemeiner Tätigkeiten zum Erreichen des Projektziels, sowie z. B. auch:
- * Spezifikation von (Detail-)Anforderungen an die Absorberkammer
- * Mitwirkung am Aufbau der Absorberkammer und der dazugehörigen Vakuumanlage
- * Definition und Fertigstellung von Anschlussterminals inkl. Verkabelung
- * Inbetriebnahme der Anlage und Einrichten der Mess-Software
- * Durchführung von Vorstudien (z. B. Vermessung anderer Prüflinge, Messung des Druckunterschieds am Wabenkamin, Erarbeitung eines Konzepts zur Messung des EM Einflusses der Vakuumglocke)
- Vorbereitungen und Durchführung der Messkampagne
- Aufarbeitung der Messdaten
- Diskussion der Ergebnisse
- Entwurf und Revisionsverwaltung des Manuskripts

Beiträge von K. Keil:

- Unterstützung bei der Vorbereitung der Messkampagne
- Durchführung von verwandten bzw. zugehörigen Messreihen
- Umfangreiche Diskussion der Ergebnisse

Beiträge von K. Holste:

- * Antragstellung des Projekts zur Organisation von Drittmitteln
- Diskussion der Ergebnisse
- Feedback zum Manuskript

Beiträge von P. J. Klar:

- * Antragstellung des Projekts zur Organisation von Drittmitteln
- * Koordination des Projektverlaufs und Freigabe der Finanzen seitens JLU
- * Bereitstellung von Infrastruktur, (Anlagen-)Komponenten und Peripherie
- Umfangreiche Diskussion der Ergebnisse
- Umfangreiches Feedback zum Manuskript

Beiträge von R. Thüringer:

- * Ausarbeitung des Konzepts der hybriden SAC
- * Antragstellung der Projekte zur Organisation von Drittmitteln
- Diskussion der Ergebnisse
- Feedback zum Manuskript

5.3 PUBLIKATION VOM 02. MAI 2024

Es folgen 20 Seiten der Publikation im *Journal of Electric Propulsion* mit ihrem entsprechenden Erscheinungsbild.

REVIEW

Open Access



Analysis of the radiated emission of an ECR thruster with magnetic nozzle in terms of its EMC

F. Kiefer^{1*}, K. Keil¹, K. Holste¹, P. J. Klar¹ and R. Thüringer²

*Correspondence:
felix.kiefer@exp1.physik.uni-
giessen.de

¹ Institute of Experimental
Physics I, Justus Liebig University,
Heinrich-Buff-Ring 16, Giessen
35392, Germany

² Center of Competence
for Nanotechnology
and Photonics (NanoP), TH
Mittelhessen - University
of Applied Sciences,
Wiesenstraße 14, Giessen 35390,
Germany

Abstract

The demand for space propulsion systems is increasing due to the rising number of satellite launches. Electric thrusters gain considerable importance as highly efficient systems in space. As the thrust generation process involves electrically charged particles in motion, ion and plasma thrusters can cause electromagnetic noise, which may interfere with satellite electronics or radio communication. Our objectives are to quantify such emissions and to better understand their origin. We use two facilities to achieve this goal: a semi-anechoic chamber (SAC) with a dedicated vacuum chamber and a mode-tuned vacuum chamber, also known as a reverberation chamber (RVC). Here, we conduct measurements in both facilities on an electron-cyclotron resonance (ECR) thruster with a magnetic nozzle in order to assess its electromagnetic compatibility (EMC). This thruster emits a quasi-neutral plasma plume without requiring an additional neutralizer, thus, is especially suitable for conducting our studies. The thruster in operation acts as an electromagnetic noise source contributing to different frequency ranges. In addition to the excitation frequency band, the data reveals emissions occurring approximately one decade lower in frequency. These emissions depend on propellant mass flow, background pressure and excitation power, i.e., vary with the electron density of the plasma generated inside the ECR thruster. The thruster was characterized following primarily MIL-STD-461G and further ECSS-E-ST-20-07C.

Keywords: Electromagnetic interference testing, Plasmas electromagnetic noise, Electric propulsion, Semi-anechoic chamber

Introduction

The commercial use of space and the increasing integration of the space sector with the traditional economy, known as NewSpace, is progressing rapidly [1–3]. More and more companies from a wide range of industries are using satellite-based technology for a wide variety of applications [4]. Examples include smart agriculture, weather monitoring, remote surgery, the digitalization of industrial production (Industry 4.0) and autonomous driving [3, 4]. Competition between private players is driving innovation that is lowering the barriers to entry into space and reducing the cost of satellites [1]. For example, the cost of putting a satellite into orbit is being significantly reduced by the use of electric space propulsion systems, which use mass-efficient thrusters to enable electric

orbit raising, leading to significant propellant savings. Another trend is the use of small satellites, often in low Earth orbits. This approach is based on technology miniaturization [5].

Space systems can always be classified as complex systems [6]. The functionality and robustness of a satellite, including its functional units, must be proven in a large number of tests on Earth, as it is almost impossible to repair a malfunction in orbit [6]. By accepting a higher risk of failure, development cycles can be shortened to further reduce costs and accelerate the payback of such an investment. Despite this paradigm shift, general requirements such as reliability, robustness and efficiency remain important requirements for mission success and concern not only the propulsion system but also its interaction with other electronic components [2, 3].

Safety requirements—where they exist—are assured by standardized test procedures. However, such test standards are not fully implemented for all components of a satellite. For example, ion thrusters only operate under vacuum conditions and therefore need a special test environment during electromagnetic compatibility (EMC) testing [7]. Test facilities that provide both a vacuum and an EMC test environment are rare. Although the measurement methods used in EMC assessment are based on common standards, they are not construed for EP systems operating in vacuum, but for testing under atmospheric conditions.

It is of particular interest to study the EMC of space systems [6] including electrical propulsion systems in operation [7–9] to reduce the risk of failures of entire satellites or spacecraft systems caused by the propulsion system. EM radiation originating from plasma generation by a thruster or plume extraction can affect sensitive subsystems such as sensors or radio communications by causing unwanted electromagnetic interference (EMI) or changing the subsystems' characteristics [7]. Mission restrictions or failures may occur [6] even if the interference is reversible and only occurs during thruster operation, e.g., attitude control, station keeping or orbit raising. Up to now, in contrast to all other subsystems of a spacecraft, the EMI caused by an operating ion thruster cannot be assessed in a conventional standardized EMC test environment, i.e., specific test facilities are required which enable an operation of the device under test (DUT) or the equipment under test (EUT) in a space-like vacuum environment.

The aim of this study is to estimate the impact of plasma-related effects on the EMI of a spacecraft in case of a specific DUT, an electron cyclotron resonance (ECR) thruster with a magnetic nozzle built by ONERA [10–14], and to distinguish between the plasma-related emissions and those of the electronics required to operate the thruster. For this purpose, we measure the emission spectrum of the same operating thruster using two different dedicated setups. One is a vacuum reverberation chamber (RVC) [15], and the other a semi-anechoic chamber (SAC) connected to a vacuum system [16].

The used ECR thruster with a magnetic nozzle was one of the prototypes of the MINOTOR project and was developed and lent to us by ONERA. It is further described in [10–14]. This type of thruster is particularly suited for establishing procedures for studying EM effects of electric thrusters in operation. The reasons are manifold. First, it emits a quasi-neutral plasma. Therefore, the use of an additional neutralizer, whose power electronics may also interfere with the operation of the thruster itself or with other components of the system, is not required. Second, because of the absence of an

additional neutralizer, the rotational symmetry of the ECR thruster about the thrust direction implies that its EM emission characteristics possesses the same symmetry. The high symmetry simplifies a complete assessment of the EM characteristics of the thruster. Third, the microwave frequency of $f_x = 2.45$ GHz used for exciting the plasma of the ECR thruster during operation is quite high compared to those, for example, used in radio frequency ion thrusters (RIT), which typically operate in the lower MHz or upper kHz range [2]. According to the standards, the radiated EMI should be measured in a frequency range from at least 30 MHz to 18 GHz [17, 18]. Thus, an excitation frequency of $f_x = 2.45$ GHz means that the most only six harmonics are observable in the frequency range of interest. As a consequence, the effects of the excitation signal should be well distinguishable from superimposed plasma-related effects caused by the excitation. In contrast, RIT operation in the MHz range can have hundreds of harmonics superimposed on the plasma-related emission. These advantages make the ECR thruster ideally suited for investigating the electromagnetic emissions of a plasma-based ion source in operation.

This paper is organized as follows: “[Experimental approach](#)” section outlines the experimental methods used, covering the SAC and the RVC facility, the selected thruster, as well as data management procedures. “[Measurement results](#)” section presents and compares EMI data of the ECR thruster obtained in both facilities using different measurement approaches. We systematically studied the EM emission of the thruster in dependence on the three main operational parameters, the propellant mass flow Q , the excitation power P_x and excitation frequency f_x . In “[Conclusion](#)” section, we conclude by providing a brief summary of our findings and an outlook on future work needed to better understand the EM behavior of electric thrusters.

Experimental approach

Standards used in the qualification of equipment for space applications are, for example, the MIL-STD [17] or the ECSS-E-ST [18]. In these documents, EM assessment is divided into subsections, primarily distinguishing between conducted and radiated disturbances, which are secondarily specified by susceptibility and emission, also called interference. By means of susceptibility measurements, a DUT, in our case the electric thruster with or without corresponding electronics, has to prove that it is not susceptible to external EM disturbances. Conversely, emission tests are performed to quantify the EM fields emitted by the DUT to potential receivers. Both tests can be either performed in conducted mode, which primarily probes the lower frequency ranges down to kHz, or in radiated mode, which typically addresses the MHz frequency range and above. Since a plasma plume of an ECR thruster consists of charged particles that are not intentionally associated with the spacecraft, we focus on the radiated emissions (RE) from the operating electric thruster. In order to obtain data that meets the requirements of the above standards, we use the RVC test facility and the SAC test facility described in [15, 16], respectively. More details about the measurement approach based on the SAC test facility are given in Fig. 1. Basically, it can be compared to the one employed at The Aerospace Corporation (USA) [19, 20], at Aerospazio Tecnologie S.r.l. (Italy) [21, 22] and at Moscow Aviation Institute (Russia) [23–26].

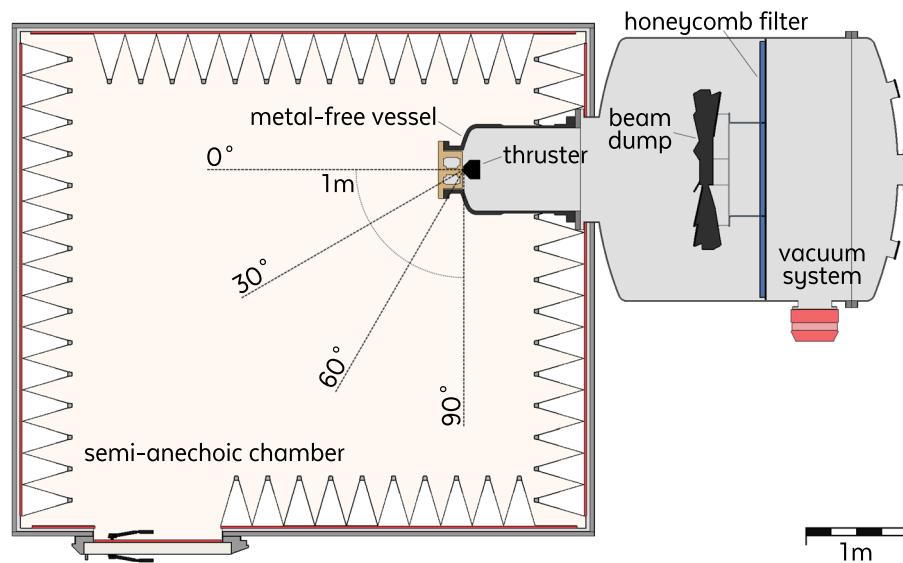


Fig. 1 Schematic layout of the facility consisting of the SAC with pyramidal absorbers on ferrite-covered walls, references to the antenna positions used to measure RE, the inner EM transparent vessel surrounding the mounted thruster. The thruster expels its plasma plume into the outer vacuum vessel with the beam dump, honeycomb filter, and vacuum pump system

The main component of this facility is a SAC that was designed to meet MIL-STD-461G (MIL) and ECSS-E-ST-20-07C (ECSS). It consists of a metal enclosure that shields the interior from ambient EM noise caused by radio stations or communications infrastructure etc. To allow for a free-space-like propagation of EM waves emitted by the DUT inside the SAC, internal reflections of EM waves from the walls need to be avoided. This is achieved by pyramidal absorbers mounted on the walls and the ceiling. As there are no absorbers on the floor, the room is semi-anechoic rather than completely anechoic. To further improve the attenuation of the walls, ferrite plates are placed between the absorber structure and the conductive enclosure. A vacuum chamber is attached to the SAC, as this standardized facility alone does not provide the vacuum conditions required for the operation of electric propulsion (EP) systems. It consists of a large metal vessel placed behind an opening in the shielding of the SAC and is attached to its conductive walls. A metal-free cylinder made of glass reinforced plastic (GRP) is connected to the metal vessel and extends into the SAC. Its epoxy resin can stand temperatures of up to 130 °C and is transparent for EM waves. The vacuum chamber consisting of metal vessel and GRP cylinder is equipped with a pumping system. The thruster is mounted in the GRP cylinder in such a way that the expelled plasma plume hits the beam dump made of graphite, which reduces sputtering effects [27, 28]. The internal diameter of the GRP cylinder is 0.8 m whose cylindrical length is below 1.2 m from the thrusters mounting flange towards the beam dump and is therefore primarily suitable for relatively small DUT. However, the opening in the SAC wall allows to mount a cylinder or cone with a flange diameter of up to 1 m in the SAC wall.

The pumping infrastructure comprises a turbomolecular pump with a N_2 pumping speed of up to 4300 l/s. It is complemented by an additional cryogenic vacuum pump, which has been put into service at the end of our test series. The achieved background

pressures inside the SAC as well as RVC facility in dependence on the propellant mass flow used are summarized in Table 1. A circular honeycomb filter with a diameter of about 2 m and 60 mm in depth, which is placed behind the beam dump, divides the vacuum vessel into two compartments. Thus, it separates the pumping system from the thruster. The honeycomb structure behaves like a conducting wall and shields EM waves. Furthermore, it exerts such a low flow resistance on the vacuum system that we were not able to measure any significant pressure difference at mass flows of up to $Q=5$ sccm propellant flow. It damps EM noise coming from the pumps below the measurement sensitivity up to at least 40 GHz. Therefore, the measurements of background noise described in [7] could be neglected in our measurements, since background noise should be reduced far below the noise floor of the measurement system.

The cylindrical GRP vessel inside the SAC must be metal-free so that the EM fields and waves generated by the thruster and its plasma can pass through it with negligible absorption losses and be measured by suitable antennas inside the facility. To identify the spatial direction in which a DUT exhibits the strongest EM emission, DUT and antenna arrangement should ideally be freely rotatable about each other. However, as the thruster's plume needs to be directed towards the beam dump, the thruster can at most be rotated about one axis, so that two degrees of freedom are lost. If instead the antenna is rotated in a quadrant about the DUT, all solid angles can be captured that lie on the hemisphere opposite the plume direction. Any thruster that has a rotational symmetry about the plume direction (which is the case for most common thruster designs) should exhibit an EM emission of rotational symmetry about the plume direction. If a neutralizer is employed, the neutralizer may break the rotational symmetry of the EM emission of the thruster system. However, the plasma plume of the ECR thruster studied is quasi-neutral. Therefore, it does not require a neutralizer and the assumption of its EM emission being symmetric about the plume direction should be valid. For this reason, we believe that the rotation of the antenna about the DUT is more relevant for the investigation of the EM emissions of the plasma-related emission of the thruster than the rotation of the ECR thruster about the plume direction. We recorded data at the four discrete antenna positions, at a distance of 1 m from the thruster mounting flange, shown in Fig. 1. The rotation axis of the antenna is centered close to the mounting flange rather than at the exit plane of the thruster. The reasons are, first, the same position can be used for different thrusters as DUT and, second, reproducibility of the antenna positions is facilitated.

Table 1 Typical background pressures in vacuum vessels of EMC test facilities SAC and RVC obtained using a turbomolecular pumping system or, if available, turbomolecular and cryogenic pumping system for given propellant mass flows Q

Q	SAC		RVC
	turbo	turbo + cryo	turbo
0 sccm	$\approx 3 \times 10^{-7}$ mbar	$\approx 4 \times 10^{-8}$ mbar	$\approx 5 \times 10^{-7}$ mbar
1 sccm Xe	2.2×10^{-5} mbar	3.6×10^{-6} mbar	3.3×10^{-5} mbar
1.5 sccm Xe	3.2×10^{-5} mbar		5.3×10^{-5} mbar
2 sccm Xe	4.3×10^{-5} mbar		6.9×10^{-5} mbar

In each position, two linear sweeps were performed over the frequency range from 30 MHz to 18 GHz, one for horizontal (H) and the other for vertical (V) antenna polarization, as demanded in MIL [17] and ECSS [18]. Most standards, such as ECSS [18], require 30 MHz as lower limit for radiated emission measurements. However, MIL [17] demands measurements down to 10 kHz for space applications. This requires the use of an additional rod antenna. Since such an antenna was not available, we focused on measurements above 30 MHz in accordance with ECSS [18]. At each frequency point f , the measuring receiver records the amplitude data $A(f)$ for the recommended detector, which in our case was a maximum peak (max.-peak) detector. Thus, a complete data set contains several sweeps $A_{p,a}(f)$, where the subscript p represents the antenna polarization H or V and a denotes the angular position 0, 30, 60 or 90 degrees. The angular resolution can be further increased, if a turntable is used to rotate the antenna inside the SAC. We used an ESW26 measuring receiver from Rohde & Schwarz, which also supplied the corresponding software EMC32 for the acquisition of $A_{p,a}(f)$. In a second step, the data sets obtained are reduced according to

$$A_{\max}(f) = \max\{A_{p,a}(f) | p \in \{H, V\}, a \in \{0, \dots, 90\}\} \quad (1)$$

which represents a reduction of the highest field strength values at each f to a single frequency sweep $A_{\max}(f)$. If the frequency-dependent transfer function of the antenna including the connecting cable is known, the electric field strength at the antenna can be reconstructed from this data set.

Any manual placement of an antenna is associated with a certain degree of uncertainty in position and orientation. Three antennas are required to cover the broadband spectrum from 30 MHz to 18 GHz [17, 18], four if the spectrum is extended to 40 GHz, and a fifth if it is extended down to 10 kHz [17]. Therefore, several antenna rearrangements and polarization changes are required for a full-range investigation. Reducing the number of rearrangements can indirectly reduce the adjustment uncertainties and additionally speed up the measurement cycles, which in turn should reduce effects of drift in the operating parameters of the DUT.

Our antenna arrangement consisted of two antennas only. First, a logarithmic-periodic antenna was used between 30 and 700 MHz (although an additional biconical antenna should be used below 200 MHz). Second, a logarithmic-periodic antenna was also used above 700 MHz. It should be noted that MIL [17] and ECSS [18] recommend a horn antenna above 1 GHz instead. Unfortunately, logarithmic-periodic antennas are not recommended by MIL [17] but other antennas were not available at the beginning of our study which is why those antennas were chosen. The non-conformal transition frequency of 700 MHz was chosen because the preamplifier used can improve the sensitivity of the second antenna even below the required transition at 1 GHz. According to MIL [17], the measurement bandwidth (BW) should be 100 kHz below and 1 MHz above the antenna transition at 1 GHz, using a linear sweep with half the BW step size. However, even though we chose to use a reduced crossover at 700 MHz, the measurement bandwidth was changed at 1 GHz. Covering the entire frequency range from 30 MHz to 18 GHz with two antennas only, allowed us to use a tripod to mount the two antennas and to simultaneously align them with the DUT. The arrangement used, shown in Fig. 2a, with only two instead of three antennas, is not in full accordance with the

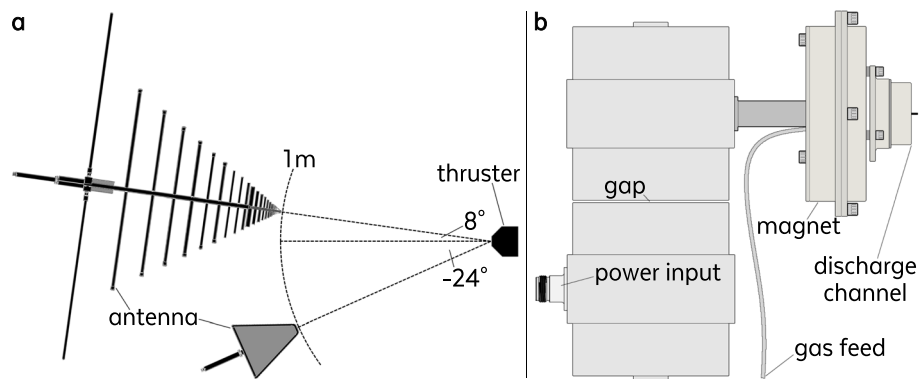


Fig. 2 Antenna setup and DUT, **a** side view of antenna arrangement for vertical polarization to measure 30 MHz to 18 GHz at 1 m tip to thruster and **b** ECR thruster illustration with gapped waveguide to isolate thruster (DUT) against ground

named standards. Both antennas were mounted comparatively close to each other and, thus, may influence each other's antenna factors, especially in the lower frequency range. However, the main advantages of this arrangement are faster measurements, which reduce thermal drifts, and increase reproducibility of the setup. Furthermore, in position 90° the antennas are located relatively close to the absorbers due to the dimensions of the GRP vessel. Increasing the length of the GRP vessel and using smaller absorbers in this area may overcome this issue.

The ECR thruster used as the plasma source, which was one of the prototypes developed by ONERA during the course of the MINOTOR project and was lent for our study, is described in detail in [10–14]. Its magnet provides a flux density of 0.0875 T to achieve ECR excitation at $f_x = 2.45$ GHz. The ECR thruster is shown schematically in Fig. 2b. It consists of a waveguide through which the applied radio frequency (RF) power is transmitted. Its symmetrical structure is separated by an air gap of < 1 mm, which avoids mechanical interaction of the RF feed line during measurements on a thrust balance [29]. Another function of the gap is to isolate the thruster from ground, allowing simplified measurement of the thruster potential with respect to the vacuum chamber. As a mechanical isolation of the supply line is not a prerequisite for EMC measurements, the gap was sealed using a combination of insulating and conductive tape. This was realized in such way, that the thruster is on floating potential whereby the gap is almost RF closed for the operating frequency. The sealing avoids EM radiation of the RF excitation to leak through the gap and to interfere with the radiated EM emissions of the operating thruster.

The ECR thruster was operated using operating parameters as close as possible to those given in [10]. Xenon was used as propellant and the propellant mass flow was varied in the range of $Q = 0.7$ sccm to 2 sccm. Three different excitation powers $P_{f_r} = 20$ W, 25 W, and 30 W were initially studied, but since their influence on the EMI spectrum appears to be small, only data for $P_x = 10$ W (corresponding to $P_{f_r} = 20$ W) are presented here. The plasma density of $n_e \approx 1 \times 10^{15} \text{m}^{-3}$ at $Q = 1$ sccm and $P_x = 15$ W at a distance of 11 cm from the thruster exit plane was determined using Langmuir probe measurements as recommended in [30]. The value is in an expected range considering that it was measured at a background pressure which was an order

of magnitude higher [10]. It should be noted that we distinguish between simplified excitation power P_{f-r} and corrected excitation power P_x . The former is defined as

$$P_{f-r} = P_f - P_r \quad (2)$$

where P_f represents the forward power and P_r the reflected power measured by power sensors via a directional coupler in between the RF generator and the thruster. To obtain the corrected excitation power P_x , we also have to take into account the total cable attenuation A_c of the line section between the directional coupler and the waveguide at the thruster yielding

$$P_x = P_f^* - P_r^* = (P_f - A_c) - (P_r + A_c) \quad (3)$$

We used Huber + Suhner SF104 and SF106 RF cables with an attenuation of about 0.34 dB/m, Cellflex LCF 12–50 with an attenuation of about 0.12 dB/m at 2.4 GHz, and comparable types. The attenuation A_c was determined for each setup, including all connectors, adapters and feedthroughs, and the measured P_x values were corrected accordingly using Eq. (3). For our setups, the correlation between the two quantities was approximately $P_x \approx \frac{1}{2} P_{f-r}$, i.e., $A_c \approx 1.5$ dB, since our feeding line was at least 4 m in length. The power values given in [10–14] were corrected in a similar fashion. In the context of our measurements, lower P_x values were chosen because a less powerful generator was used, providing calibrated power measurement capabilities.

There are no absorbers on the ground of a SAC. Thus, in contrast to a full anechoic system, the reflections from the ground of the SAC can alter the measurement results compared to the free-space situation, since two-way propagation reflections can lead to constructive or destructive interference at the antenna. The IEC61000-04–21 standard provides formulas for estimating the maximum change in amplitude $g_{\max,p}(f)$ for each polarization p caused by such ground reflections [31]. Applying Eq. (1), the influence of $g_{\max,p}(f)$ on the measurement results in the SAC is combined and can be estimated by

$$\widehat{g}_{\max}(f) = \max\{g_{\max,p}(f) | p \in \{H, V\}\} \quad (4)$$

The influence of $\widehat{g}_{\max}(f)$ for the antenna arrangement shown in Fig. 2a is plotted in Fig. 3 along with $g_{\max,H}(f)$ and $g_{\max,V}(f)$ which serves as reference. If relative values in dB are used for both $\widehat{g}_{\max}(f)$ and the measured values, the ground reflection is corrected by subtracting $\widehat{g}_{\max}(f)$ from the measured data set.

In addition to EM radiative measurements using the SAC test facility as described above, we also performed corresponding measurements using our RVC test facility. The measurement procedures using the RVC test facility are described in detail in [15]. In brief, its principle of operation can be summarized as follows: The DUT is operated in a metallic vacuum chamber which also acts as a cavity resonator for electromagnetic modes. Stirrers in the RVC detune its resonance and discrete mode distribution such that a quasi-continuous spectrum can be investigated. This operating principle provides the radiated power spectrum of a DUT integrated over all solid angles, especially, if the DUT acts as a periodic emitter. The power spectrum is converted into a field strength as it would be radiated by an antenna and then measured

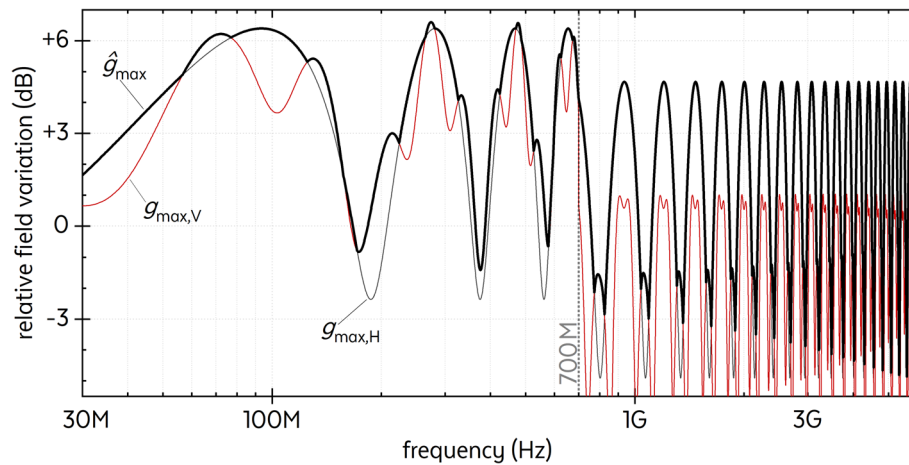


Fig. 3 Potential influence of ground reflections on results of field measurements in the SAC, estimated according to IEC61000-04-21 for H and V polarization plotted as $g_{\max,H}$ and $g_{\max,V}$ as well as \hat{g}_{\max} in bold line for the deployed antenna arrangement

at a defined distance in the SAC test facility, e.g., 1 m to comply with MIL [17] or ECSS [18] setups. We corrected all our RVC measurements accordingly to be able to compare those with the SAC measurements. The RVC approach can then be used for pre-compliance emission measurements above its low cutoff frequency which is $f_{\min} \approx 500$ MHz in our case. However, our facility provides additional emission data down to 300 MHz. This low-frequency data does not comply with the underlying IEC61000 standard and also has a lower measurement gain [15], but still is shown for comparison in what follows. In both facilities, a max-peak detector was used for data acquisition.

Measurement results

The measurement results of the ECR thruster driven at $f_x = 2.45$ GHz with $Q = 1$ sccm and $P_x = 10$ W are shown in Fig. 4a. Radiated emission data was collected based on MIL [17] section RE102 which meets ECSS [18] section A.9 [32] and shows significant peaks at f_x and its harmonics as well as broadband emission below approximately 300 MHz. The insets 4b and c show the highlighted sections of those results corrected for \hat{g}_{\max} . In addition, the associated noise plots are also shown in light colors, representing the sensitivity limit of the measurement system that can be observed for selected measurement parameters in the respective facility. We supply the limit lines for MIL [17] and ECSS [18], even though we cannot use them to evaluate whether the thruster complies with those standards. The reason is that different modifications compared to the standards, e.g., antenna arrangement, were utilized and the thruster was operated at reduced power only. Additionally, the MIL [17] standard is usually not applied directly, but in a form such as the MSFC-SPEC-521 [33] or GSFC-STD-7000A [34] standard. For example, the MSFC-SPEC-521 is tailoring the MIL specifications in order to prevent over-specification of requirements and still maintain EMC [33].

The discontinuous shape of the noise plots is characteristic because various aspects have to be taken into account which are discussed in what follows. The abrupt jump in

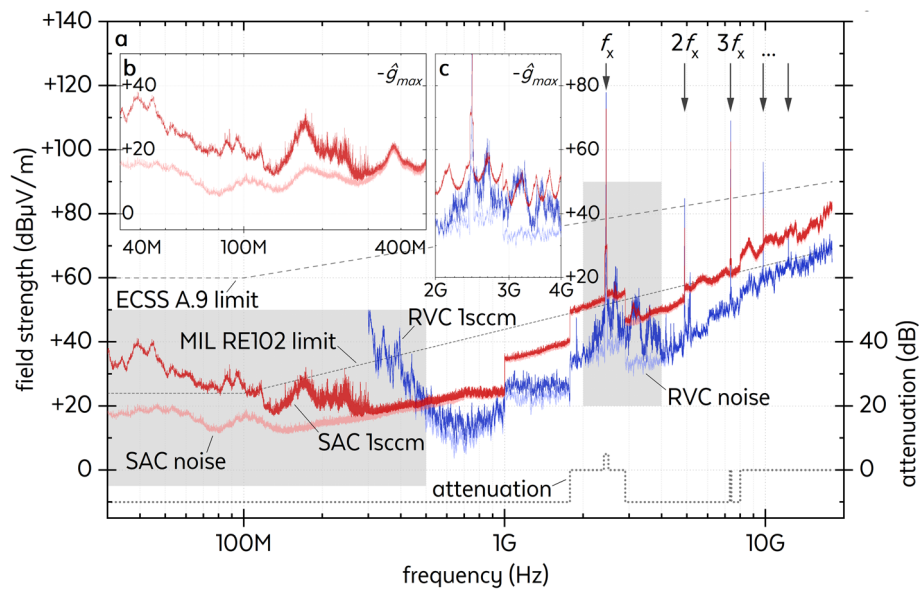


Fig. 4 Electromagnetic radiated emissions of the ECR thruster operated with $P_x = 10$ W excitation at $f_x = 2.45$ GHz and $Q = 1$ sccm xenon propellant flow measured by max.-peak detector in SAC and RVC at 1 m antenna distance with corresponding noise floors and added attenuations. **a** shows the broadband result measured according to MIL-STD and ECSS-E-ST and **b** and **c** show different sections of this result corrected for \hat{g}_{max}

the measured curves at 1 GHz is a consequence of the bandwidth parameter change recommended by MIL [17] and ECSS [18]. The abrupt jumps at 1.8 GHz and 2.4 GHz and the subsequent plateaus up to 2.5 GHz and 3 GHz, respectively, which are particularly visible in the SAC data, are the result of programmable attenuations for the corresponding discrete frequency bands. These narrowband attenuations were needed to prevent the measurement receiver from saturation at high DUT emissions. The dashed lines in Fig. 4a illustrate the programmed attenuations. Values below zero represent activation of the ESW26 measurement receiver's internal preamplifier which reduces the noise floor to lower values, which means higher measuring sensitivity. Since this amplifier has an upper cut-off frequency at 8 GHz, an abrupt jump can be observed at that frequency in the SAC data. The reason is that the actual gain of this amplifier is calibrated internally. It appears to be nonlinear, so the amplitude of the described jump does not match the amplitude in the attenuations shown. It should be noted that the programmed attenuations used for the measurements inside the RVC facility were optimized for the thruster operating point discussed. The same attenuations were also used in the measurements inside the SAC test facility for comparability. The attenuations were chosen such that the measurement receiver does not exceed its input limit regardless of the DUT operating point.

The overall increasing trend in the data of EM emission vs frequency shown in Fig. 4 is a result of Maxwell's law. Antenna factor tables typically enhance these nonlinearities. The reason is a higher frequency of the constant system noise measured in dBm results in increasing magnitudes when converted to field values such as dBμV/m. For a constant noise power, the field values will increase by 20 dB per decade because this transformation is proportional to f . Furthermore, the cable attenuation increases at higher

frequencies. Both effects together account for the observed trend. The attenuation may be reduced by using shorter cables. However, this would affect the overall setup, as the antennas in the SAC require relatively long connections that they can be moved about the GRP cylinder on a circular arc. In principle, a pre-amplifier attached to the antenna may be used as another option. However, such a broadband amplifier cannot be employed in case of DUT with high EM excitation power in a narrow frequency band, as such a high input signal may overload the output emission signal, no matter how narrow the latter is. This is the case with the ECR thruster as DUT, which is operated with $f_x = 2.45$ GHz excitation.

A preliminary conclusion is that all nonlinearities appearing in the noise plots, even without an emitting DUT, are a consequence of fluctuations in the calibration curves used to correct the raw values at the end of the measurement chain for the system response. In addition to the attenuations or gains mentioned above, these corrections account for the antenna factors and the system gain of the RVC.

We now turn to the results of the DUT's radiated emission, shown in Fig. 4. Readings of the field strengths were calculated as commonly performed in such measurements. However, absolute values captured with our setups may not represent the field strengths a DUT emits in its far field. The reasons for that are different assumptions of field uniformities in the setups used. These are, e.g., the calculation of the field strength in the RVC and the measurement of the field strength inside the SAC at 1 m distance, which is in the near field of the DUT below 700 MHz for a broadband spectrum in case of the antenna used [35]. For this reason, we focus on qualitative effects that can be observed in our data, rather than a quantitative interpretation of the measured values.

As expected, the dominant frequency peak at $f_x = 2.45$ GHz and its associated harmonics, marked by arrows, can be observed. Sidebands above f_x appear to be an effect of the generation and transmission of the excitation signal. Some of these sidebands appear to have a harmonic band at $2f_x$, supporting the assumption that they are generator emissions. However, even though we cannot apply the limit lines, our data of the emission behavior, apart from that at the excitation frequency and its harmonics, seems to be in accordance with ECSS [18] limit for radiated emission while operating the DUT at the chosen parameters. Exceeding the limits at the excitation frequency and its harmonics is permissible, as the ECR thruster can be regarded as a radio-technical device and these frequencies are required for its operation.

In order to assess the influence of the excitation generator, we collected data sets at high resolution, which are shown in Fig. 5. In graph 5a, we focus on the side bands of the peak corresponding to the excitation frequency f_x already indicated in Fig. 4. In addition to the noise floor, measurements at $Q = 0$ sccm serve as a reference to determine the emissions of the generator without plasma. These measurements were conducted at $P_x = 2$ W, which should correspond to an attenuation of 14 dB μ V/m on the logarithmic scale. However, the peak corresponding to f_x at $Q = 0$ sccm and $P_x = 2$ W without plasma has the same amplitude than that recorded with plasma at $Q = 1$ sccm and $P_x = 10$ W. A possible reason is that in the latter case about 80 % of the excitation power is transferred to the ignited plasma, which reduces the peak at $Q = 1$ sccm accordingly. This correlates with our observation that excitation with $P_x = 10$ W at $Q = 0$ sccm (without plasma)

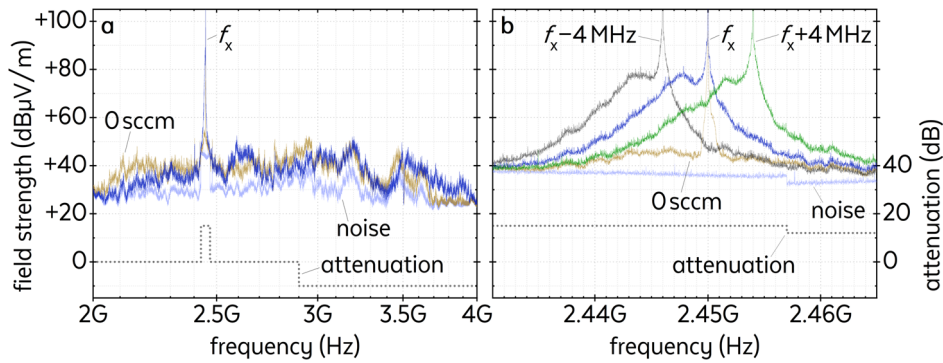


Fig. 5 Electromagnetic emission spectra of the ECR thruster operating at $Q=1$ sccm xenon propellant and $P_x=10$ W in the RVC test facility. The spectra are measured by a max.-peak detector and correspond to 1 m antenna distance. **a** of side bands of the peak corresponding to the excitation frequency $f_x=2.45$ GHz in a larger range from 2 to 4 GHz. **b** in the vicinity of the peak corresponding to the excitation frequency f_x for three different values $f_x=2.45$ GHz, and 2.45 GHz \pm 4 MHz. In both graphs we also show the curves representing noise floor, added attenuation, and an excitation reference without plasma at $Q=0$ sccm and $P_x=2$ W at $f_x=2.45$ GHz

leads to overloading of the measurement receiver, so P_x had to be reduced in order to obtain reference data with the same attenuation settings for comparing the plots.

The aforementioned sidebands are not as clearly visible in Fig. 5a as in Fig. 4. The main reason is the reduced measurement BW, which is set to twice the step size in the high-resolution scan. The noise and emission levels seem to increase with the BW, since EMC measurements are not normalized for the BW used. As a result, the sidebands in the vicinity of f_x have a higher amplitude in Fig. 4 and are less pronounced in the high resolution measurement depicted in Fig. 5. We assume that the sidebands are mainly due to generator effects because the EM emissions without plasma in Fig. 5a are at some frequencies higher than the corresponding measured values with plasma and show no clear trend.

A plasma-related emission is clearly visible only in the vicinity of f_x , which can be seen in Fig. 5b, when zooming in further. It consists of a well-defined Gaussian band overlapping with the sharp peak at $f_x=2.45$ GHz. The maximum of the Gaussian band is located at a lower frequency than the excitation frequency f_x . When tuning the excitation frequency, the Gaussian band follows the frequency shift, as can be seen in the measured curves plotted in blue and ocher where the ECR thruster is excited with $f_x=2.446$ GHz and 2.454 GHz, respectively. On the basis of the comparison with the EM emission spectra of the ECR thruster obtained without plasma where the Gaussian-type band is not observed, we believe that this feature is not a generator effect. The origin of this effect could be the frequency shift that occurs for damped oscillators in the regime of weak damping [36] given by

$$\omega' = \omega_0 \sqrt{1 - \frac{1}{4q_s^2}} \quad (5)$$

The quality of the oscillating system is expressed by the quality factor q_s . The lower the value of q_s , the more the fundamental oscillation of the system is shifted to lower frequencies. Since an ignited plasma absorbs energy from the f_x excitation, the plasma

can be considered as the load of the f_x oscillating ECR thruster system, thus reducing q_s . It is expected that the reduced q_s of the system will be accompanied by a broadening of the distribution of excited oscillations, since a system is generally capable of operating over a wider bandwidth as q_s decreases. All three curves measured for different excitation frequencies f_x and ignited plasma exhibit a secondary maximum just below the excitation frequency, which is attributed to the aforementioned damped plasma oscillation. From the observed frequency shifts, we estimate $q_s \approx 12$ using Eq. (5). In contrast to that, the 0 sccm measurement series in Fig. 5b shows that the q_s of the system without plasma must be so high that no shift of the excitation frequency $f_x = 2.45$ GHz can be detected.

Another noticeable effect in the EM emission spectra at $Q = 1$ sccm in Fig. 4 is the EM emission between 30 and 300 MHz. It is clearly detectable inside the SAC test facility as this frequency range is below the lower frequency boundary of the RVC test facility. Additional data sets of the EM emission of the operating ECR thruster in this frequency range are shown in Figs. 6, 7 and 8. It is important to note that these broadband emissions are particularly evident when the max.-peak detector is used. Using an average detector instead may only provide a signal that does not rise significantly above the noise floor. This indicates that these emissions are due to sporadic, semi-continuous effects of the plasma. Even in an gliding arc plasma reactor, which generate arcs that have an inherently intense and broadband EMI, average detector measurements are typically less than one-fourth the amplitude of max-peak measurements in the same frequency range [37].

These emission bands are only measurable if a plasma is burning. Since such behavior could not be detected without a plasma inside the thruster, we attribute these emissions to plasma-related effects. We assume that there is additional emission below 30 MHz, but this is not accessible for us because it is outside the range of our current setup. Similar data on an ECR thruster with a neutralizer generating broadband noise in [8] reveal emissions down to at least 14 kHz. With an excitation power of about 30 W plus 10 W neutralizer, the radiated emissions of [8] may be comparable to our results by assuming a linear downscaling of up to a factor 4 equals 12 dB respectively. Even if subtracting 12 dB from the ordinate, the emissions of that EP system still not fall below our data in most of the frequency range, since that system exhibits broadband emissions that reach higher frequencies. This suggests that linear scaling is not applicable for assessing the magnitude of a DUT's emission at another operating point. Therefore, we believe that the main reason for the difference in emission behavior is the very different topology of the two DUTs. Thus, their emitting behavior cannot be compared directly. Although both thrusters use ECR excitation, ours has a magnetic nozzle instead of a grid system, which requires an additional neutralizer [8]. One possible explanation for our plasma-related emissions are the $E \times B$ drift instabilities (EDI), which may occur in the 1 – 100 MHz frequency range [38], despite our emissions reaching 300 MHz. Another explanation could be that these emissions may be associated with plasma oscillations, which depend mainly on the electron density of the plasma generated.

Figure 6 shows three EM emission spectra of the ECR thruster operated with the same operational parameters ($f_x = 2.45$ GHz, $P_x = 10$ W, $Q = 1$ sccm Xe), but recorded in three

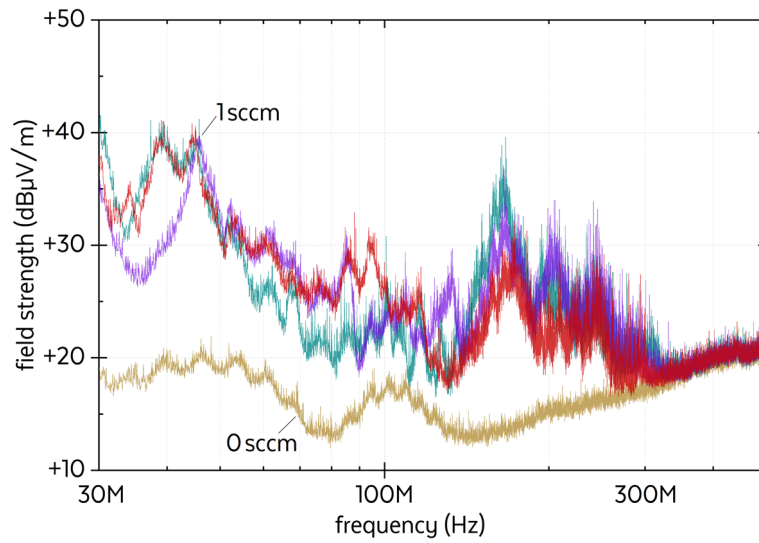


Fig. 6 Electromagnetic emission spectra of the ECR thruster operated with the same operational parameters ($f_x = 2.45$ GHz, $P_x = 10$ W, $Q = 1$ sccm Xe). The spectra were recorded with the same setup during different measurement campaigns. A reference spectrum recorded without plasma ($Q = 0$ sccm) is shown for comparison. The spectra are recorded by max.-peak detector at 1 m antenna distance inside the SAC test facility

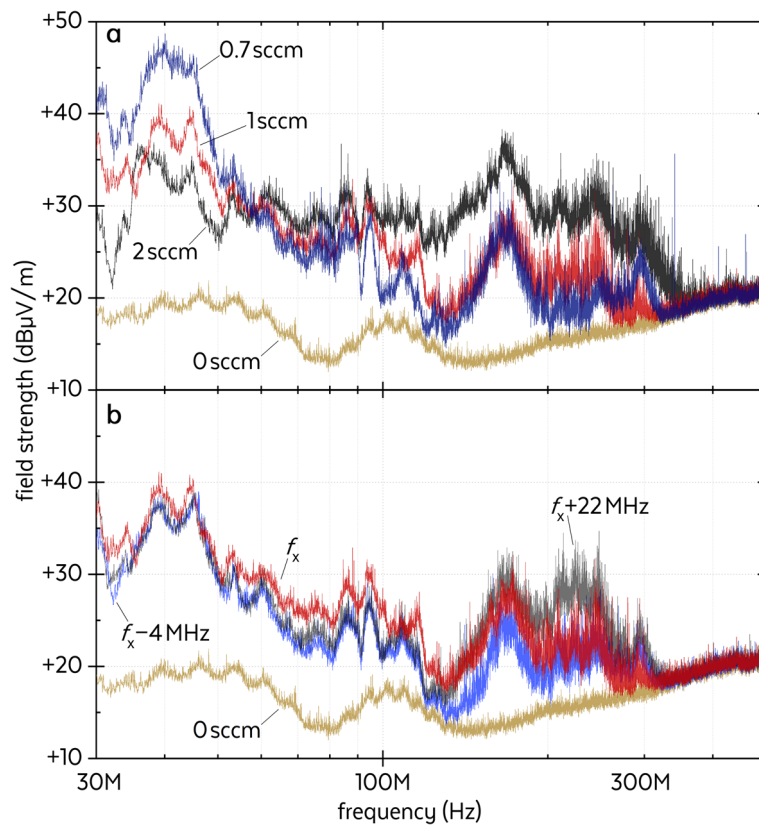


Fig. 7 Electromagnetic emission spectra of the ECR thruster operated with $f_x = 2.45$ GHz and $P_x = 10$ W excitation **a** for various mass flows Q of xenon propellant and **b** for a variation of f_x at constant P_x and constant $Q = 1$ sccm xenon propellant mass flow. The spectra are measured by max.-peak detector at 1 m antenna distance inside the SAC test facility

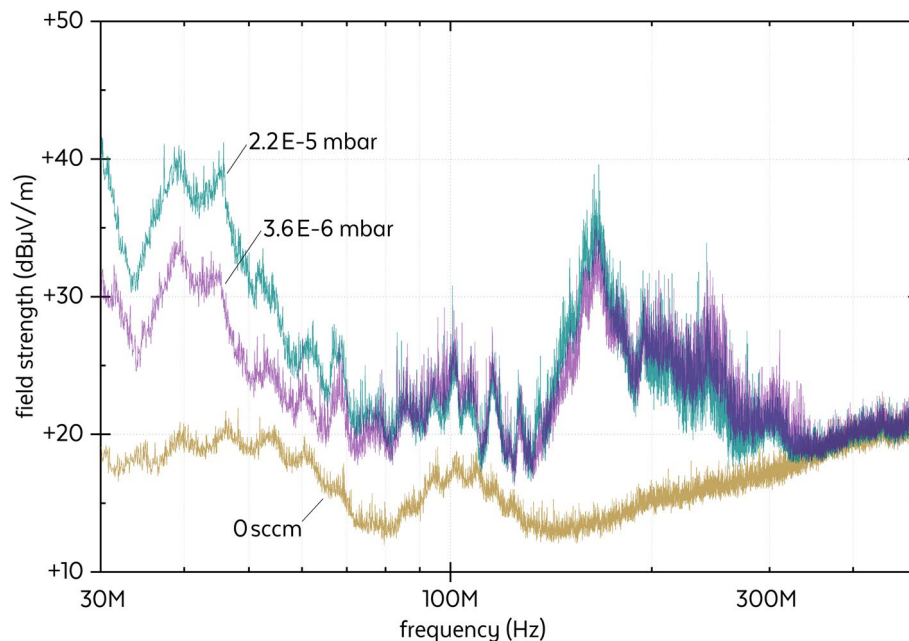


Fig. 8 Electromagnetic emission spectra of the ECR thruster operated with the same operational parameters ($f_x = 2.45$ GHz, $P_x = 10$ W, $Q = 1$ sccm Xe) for two different background pressures achieved by operating the pumping system without and with an additional cryogenic pump. The spectra are measured by max.-peak detector at 1 m antenna distance inside the SAC test facility

different measurement runs, together with a reference spectrum of the ECR thruster without plasma ($Q = 0$ sccm). Between the runs, the thruster was dismantled, disassembled and cleaned, reassembled and remounted. To avoid the effects of thermal drift, the thruster fired at its operating point for at least half an hour before starting a measurement, which in turn was performed as quickly as possible. It can be clearly seen that the field strength in the reference spectrum in the frequency range below 300 MHz is always lower than that in the spectra of the operating thruster. Furthermore, the mounting and remounting of the thruster between the measurement runs affects the reproducibility of the measurements, despite an identical setup. The spectra recorded in the three different runs show significant differences in their appearance. The reason are unavoidable small changes in the setup which lead to more or less pronounced changes in the emission characteristics. Observing the average received power would decrease the level of uncertainty [39], but it would not yield results significantly higher than the noise floor. In this case, it is therefore difficult to evaluate individual maxima and minima. Overall, however, it can be stated that the generated plasma leads to broadband emissions in this frequency range. Furthermore, the correction for \hat{g}_{\max} was omitted because the MIL-STD-461G limits are intended to be checked over reflective ground and shall not be further corrected for ground reflections.

Further evidence that the emissions below 350 MHz are due to plasma-related effects is given by their strong dependence on the operational parameters of the thruster. Figure 7a shows the emission spectra for various propellant mass flows Q for a given excitation frequency $f_x = 2.45$ GHz and power $P_x = 10$ W. Lower values of Q lead to higher emission amplitudes in the range of lower frequencies below 60 MHz. The situation is

reversed at higher frequencies where the emission bands increase with increasing Q , in particular in the range between 80 and 300 MHz. However, the dependence on Q in this higher frequency up to the upper cut-off frequency of about 350 MHz is less pronounced. Changing the excitation power P_x was only possible in a window of about $\pm 40\%$ with the chosen setup and had only a small influence on the emission behavior compared to changing Q . Changing the excitation frequency f_x also has only a very small influence on the emission behavior compared to Q . Besides the depicted emission spectra recorded at the nominal operating frequency $f_x = 2.45$ GHz, the operation at the boundaries of the possible operating frequencies of this ECR thruster, i.e., 2.446 and 2.472 GHz, are shown in Fig. 7b for a constant $Q = 1$ sccm and constant $P_x = 10$ W.

As the cryogenic pump was put into service at the end of our measurement campaign, we could study the effect of different background pressures. Corresponding results are presented in Fig. 8. The performance of the ECR thruster depends on background pressure [14], which again seems to have an influence on the plasma-related electromagnetic emission. Below 80 MHz, the magnitude of the emissions rises significantly with increasing pressure. Above 80 MHz, both results differ only slightly. However, from 200 MHz up to the point where the plasma-related effects fall below the noise floor, the emissions at the lower pressure are slightly above the ones measured at higher pressure. An explanation for these findings may be the following: A lower pressure leads to lower propellant gas densities inside the discharge channel and the surrounding chamber, which again may influence the overall particle interactions.

In addition, Fig. 9 shows the influence of measurement angle and antenna polarization on the plasma-related emission of the ECR thruster in the frequency range below 300 MHz. The corresponding series of measurements was recorded while the thruster was operated at $f_x = 2.45$ GHz, $P_x = 10$ W, and $Q = 1$ sccm. The polarized spectra are combined according to Eq. (1) in order to obtain max.-peak emission spectra of the kind shown in Figs. 6, 7 and 8. Figure 9 shows the ECR thrusters orientation and polarization dependent emission in this range. As mentioned earlier and shown in Fig. 6, it is difficult to interpret the shape of individual peaks, for example, because of the limited reproducibility of the emission measurement. Apart from that, if we compare the vertical measurement series, we can see that their shape and amplitude differ only slightly at all measurement angles. In contrast, horizontal polarization emissions tend to increase with measurement angle for this broadband measurement subrange. A reason for the origin of this behavior in horizontal polarization may lie in differences in the electromagnetic visibility for the antenna of different plasma regions, which act as source of the radiated emission. Especially in antenna position 0° , e.g., two supply cables of the thruster (DUT) itself are located between the ion plume and the antenna. These cables may influence the measurements at positions corresponding to lower angles.

Conclusion

Measurements conducted on an ECR thruster in both a semi-anechoic and reverberation test facility have demonstrated that a plasma inside the operating device functions as a source of electromagnetic radiation causing electromagnetic interference. Specifically, the plasma of the ECR thruster studied is quasi-neutral as it uses a magnetic nozzle

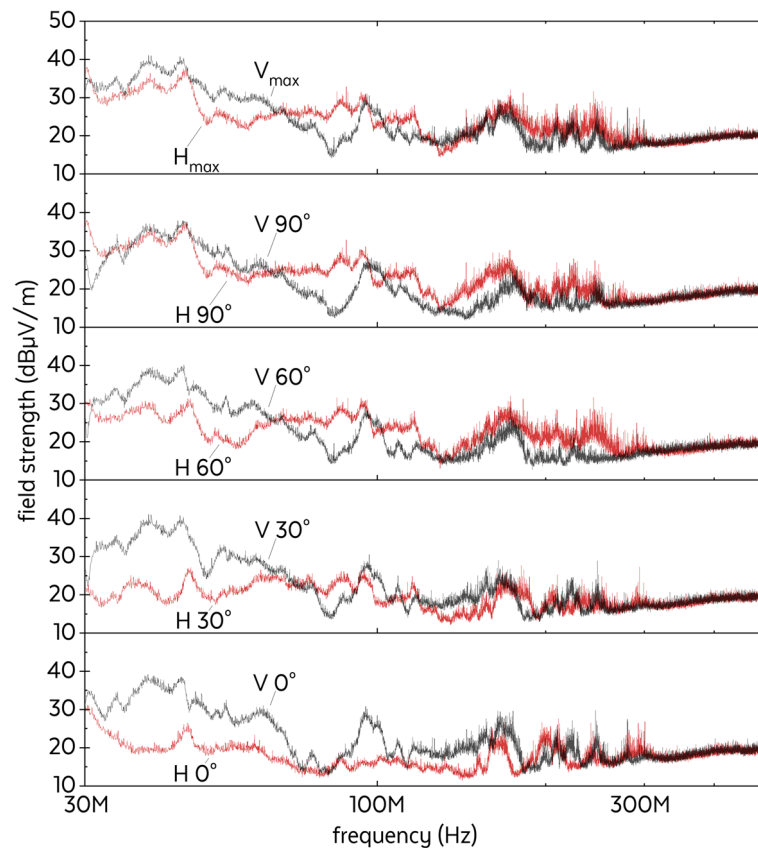


Fig. 9 Series of the electromagnetic emission spectra of the ECR thruster for horizontal H and vertical V antenna polarization for four different measurement angles. The top graph shows the combination to the maximum values per polarization for $f_x = 2.45$ GHz and $P_x = 10$ W excitation at $Q = 1$ sccm xenon propellant mass flow, measured by max.-peak detector at 1 m antenna distance in the SAC test facility

for plume extraction. This is advantageous as it eliminates the need for an external neutralizer, which can cause additional interference in the emission measurement.

A vacuum-accessible SAC is suitable for broadband studies, particularly at the lower frequency limit for radiated emission measurements, as per the MIL standard, respectively at 30 MHz in our case. Conversely, the RVC approach is better suited for higher frequency investigations because of its system gain that may provide a lower noise floor, especially when studying DUTs that are periodic emitters. However, it has a low cutoff frequency that limits its usage at frequencies below 500 MHz. Nonlinearities in all noise plots primarily result from correction tables and attenuation settings associated with the chosen setup. Moreover, one should estimate setup effects such as floor reflections or material properties of the vacuum system since they may affect the measurements adopted by the standard. Despite different measurement principles, both facilities yield comparable results in the usable frequency range of 500 MHz to 18 GHz in our case. It should be noted that small changes in the setup may lead to significant variations in the measured emission results.

Radiated emissions from a device under test occur as a combination of effects attributable to the plasma and its excitation-related effects, e.g. during signal generation and transmission. Plasma-related emissions can occur in various frequency ranges,

depending on the plasma excitation process utilized—in our study, electron cyclotron resonance excitation. We observed broadband electromagnetic emissions approximately a decade below the excitation frequency and even lower. The emissions' amplitude and shape depend mainly on the mass flow of the propellant, rather than the frequency or power of the excitation. An explanation of the broadband plasma related emissions could lie in the $E \times B$ electron drift instabilities [38] or plasma oscillations, depending primarily on the electron density of the plasma.

Another plasma effect becomes apparent in the vicinity of the excitation frequency. Electron oscillations are stimulated not only at the excitation frequency but also within a narrow range around this frequency, lying primarily below the excitation frequency peak reflecting the quality factor of the thruster with ignited plasma as a resonator. Harmonics of this frequency can be observed in the emission spectrum, too, but their origin appears to be a generator effect rather than plasma induced. As for the plasma emission directivity, there is no significant polarization or orientation dependence in terms of field strength. Since the ECR thruster can be regarded as a radio-technical device, exceeding the limit values for the operating frequency and its harmonics is permissible. This means that the thruster emission behavior in the measured frequency range at the operational points studied is below the limit set by the ECSS-E-ST-20-07C standard.

Nomenclature

f_x excitation frequency of the ECR thruster

P_x input power of the excitation frequency of the ECR thruster

P_{f-r} same as P_x when neglecting metering errors through cable losses

Q mass flow of xenon propellant inlet of the ECR thruster

$A(f)$ amplitude spectra of e.g. electromagnetic emission

$g_{\max,H}(f)$ estimated influence through ground reflections on horizontal polarized waves in SAC

$\hat{g}_{\max}(f)$ estimated maximum influence through ground reflections in SAC

f_{\min} lowest working frequency of the RVC to comply EMC requirements

A_c total cable attenuation in dB of the feed line section between directional coupler and thruster

q_s quality of a damped oscillator system, here the ECR thruster

Acknowledgements

We would like to thank the Center of Competence for Nanotechnology and Photonics of the THM—University of Applied Sciences in Gießen, which supported the design of the semi-anechoic chamber and financed part of the measurement equipment and software. We would also like to thank ONERA, on the one hand, for lending us the ECR thruster developed in the MINOTOR project and, on the other hand, for granting permission to publish the results of the EMC measurements.

Code availability

Measurements were performed using Rohde & Schwarz' software EMC32 on version 11.40.00.

Authors' contributions

F. Kiefer conducted measurements and drafted the manuscript. K. Keil conducted measurements and characterized the plasma. K. Holste and R. Thueringer discussed the data and supported the project organization. P. J. Klar provided facilities and equipment and supervised the project. ONERA has granted approval for the utilization of the DUT and has authorized the publication of our investigation outcome. All authors read and approved it.

Funding

Open Access funding enabled and organized by Projekt DEAL. This project is supported by funds of "Bundesministerium für Bildung und Forschung" (BMBF) under grant no 13FH173PX8, "Bundesministerium für Wirtschaft und Energie" (BMWi) under grant no 50RS1903 and EU regional funding via the EFRE scheme of the State of Hesse.

Availability of data and materials

Data available from F. Kiefer upon reasonable request and subject to ONERA's permission.

Declarations**Competing interests**

The authors declare no competing interests.

Received: 13 December 2023 Accepted: 8 April 2024

Published: 2 May 2024

References

1. Denis G et al (2020) From new space to big space: How commercial space dream is becoming a reality. *Acta Astronaut* 166:431–443. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.08.031>
2. Holste K et al (2020) Ion thrusters for electric propulsion: Scientific issues developing a niche technology into a game changer. *Rev Sci Instrum* 91:061101. <https://doi.org/10.1063/5.0010134>
3. Kodheli O et al (2021) Satellite communications in the new space era: a survey and future challenges. *IEEE Commun Surv Tutor* 23(1):70–109. <https://doi.org/10.1109/COMST.2020.3028247>
4. Chrysaki M (2020) The sustainable commercialisation of space: the case for a voluntary code of conduct for the space industry. *Space Policy* 52:101375. <https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2020.101375>
5. Curzi G, Modenini D, Tortora P (2020) Large constellations of small satellites: a survey of near future challenges and missions. *Aerospace* 07(9):133. <https://doi.org/10.3390/aerospace7090133>
6. Ciccolella A, Marliani F (2009) EMC in space systems: current practices and future needs - The ESA perspective. *URSI Radio Sci Bull.* 328:9–19. <https://doi.org/10.23919/URSI-RS-B.2009.7909537>
7. Zhang H et al (2020) *Spacecraft Electromagnetic Compatibility Technologies*. Beijing Institute of Technology Press and Springer Nature Singapore Pte Ltd, Singapore, p 65 473–474. <https://doi.org/10.1007/978-981-15-4782-9>
8. Nishiyama K et al (2007) Ground chamber measurements of the electromagnetic emissions from the Hayabusa ion engine. *J Propuls Power* 23(3):513–521. <https://doi.org/10.2514/1.19473>
9. Bogorad AL et al (2008) Radiated emissions and magnetic field characterization of a 2-kW electrothermal propulsion system. *IEEE Trans Electromagn Compat* 50(3):466–475. <https://doi.org/10.1109/TEMC.2008.927941>
10. Correyero S, Jarrige J, Packan D, Ahedo E (2019) Plasma beam characterization along the magnetic nozzle of an ECR thruster. *Plasma Sources Sci Technol* 28:095004. <https://doi.org/10.1088/1361-6595/ab38e1>
11. Correyero S, Merino M, Elias P-Q, Jarrige J, Packan D, Ahedo E (2019) Characterization of diamagnetism inside an ECR thruster with a diamagnetic loop. *Phys Plasmas* 26:053511. <https://doi.org/10.1063/1.5093980>
12. Sánchez-Villar A et al (2021) Coupled plasma transport and electromagnetic wave simulation of an ECR thruster. *Plasma Sources Sci Technol* 30:045005. <https://doi.org/10.1088/1361-6595/ab38e1>
13. Sánchez-Villar A et al (2023) Comparison of a hybrid model and experimental measurements for a dielectric-coated coaxial ECR thruster. *Plasma Sources Sci Technol* 32:014002. <https://doi.org/10.1088/1361-6595/acb00c>
14. Désangles V et al (2023) ECR thruster advances: 30W and 200W prototypes latest performances. *J Electr Propuls* 2:10. <https://doi.org/10.1007/s44205-023-00046-x>
15. Kiefer F, Holste K, Klar PJ et al (2023) Reverberation chamber for electromagnetic compatibility testing of electric thrusters. *J Electr Propuls* 2:9. <https://doi.org/10.1007/s44205-023-00038-x>
16. Rover Y, Thüringer R, Volkmar C et al (2023) Semi-anechoic chamber for electromagnetic compatibility tests of electric propulsion thrusters. *J Elec Propuls* 2:3. <https://doi.org/10.1007/s44205-023-00039-w>
17. Interface Standard (2015) MIL-STD-461G: Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment. Department of Defense, USA
18. European Cooperation for Space Standardization (2012) ECSS-E-ST-20-07C Rev. 1: Space engineering – Electromagnetic compatibility. ECSS Secretariat ESA-ESTEC, Noordwijk
19. Beiting EJ, Garret ML (2012) Facility for high-fidelity electromagnetic compatibility studies of electric thrusters. *AIAA* 2007–5329. <https://doi.org/10.2514/6.2007-5329>
20. Beiting EJ (2012) Design and performance of a facility to measure electromagnetic emissions from electric satellite thrusters. *AIAA-2001–3344*. <https://doi.org/10.2514/6.2001-3344>
21. Albani M et al (2018) High-frequency characterization of EMI/EMC ground test facility for the measurements of electric propulsion thruster emissions. 12th European Conference on Antennas and Propagation (EuCAP 2018). <https://doi.org/10.1049/cp.2018.1048>
22. Albani M et al (2017) Modeling and dielectric characterization of EMI/EMC ground test for the evaluation of the electric propulsion thruster emissions. 2017 IEEE International Symposium on Antennas and Propagation & USNC/URSI National Radio Science Meeting, pp. 2599–2600. <https://doi.org/10.1109/APUSNCURSINRSM.2017.8073342>
23. Plokhikh AP, Vazhenin NA, Merkurev DV (2023) Propellant influence on electromagnetic environment generated by stationary plasma thrusters. *Cosmic Res* 61(5):396–403. <https://doi.org/10.1134/S0010952523700375>
24. Plokhikh AP et al (2022) Spectral characteristics of self-emission from electric thrusters with closed electron drift in the radio-frequency band for various propellants. *Cosmic Res* 60(5):405–411. <https://doi.org/10.1134/S0010952522050069>
25. Plokhikh AP, Vazhenin NA, Popov GA (2019) Analysis of the influence of electromagnetic emission from stationary plasma thrusters on the interference immunity of the earth-spacecraft communication channel. *Cosmic Res* 57(5):317–324. <https://doi.org/10.1134/S0010952519050071>
26. Baranov SV et al (2018) Electromagnetic emission from electric propulsions under ground conditions. *Therm Eng* 64(13):959–970. <https://doi.org/10.1134/S0040601517130043>

27. Doerner R, White D, Goebel DM (2003) Sputtering yield measurements during low energy xenon plasma bombardment. *J Appl Phys* 93(9):5816–5823. <https://doi.org/10.1063/1.1566474>
28. Kenmotsu T et al (2009) Enhanced sputtering yields of carbon due to accumulation of low-energy Xe ions. *Nucl Instrum Methods Phys Res, Sec B* 267:1717–1720. <https://doi.org/10.1016/j.nimb.2009.01.127>
29. Scharmann S et al (2022) Thrust measurement of an ion thruster by a force probe approach and comparison to a thrust balance. *AIP Adv* 12:045218. <https://doi.org/10.1063/5.0066401>
30. Lobbia RB, Beal BE (2017) Recommended practice for use of langmuir probes in electric propulsion testing. *J Propuls Power* 33:3. <https://doi.org/10.2514/1.B35531>
31. Detlefsen J, Siart U (2012) *Grundlagen der Hochfrequenztechnik* 4th edn. Oldenbourg Wissenschaftsverlag GmbH, Munich, pp 231–234. <https://doi.org/10.1524/9783486716238>
32. Nikolopoulos CD (2021) Recent trends on electromagnetic environmental effects for aeronautics and space applications. *IGI Global, Hershey*, p 107. <https://doi.org/10.4018/978-1-7998-4879-0>
33. NASA Technical Standard (2013) MSFC-SPEC-521C: electromagnetic compatibility requirements for equipment and subsystems. Marshall Space Flight Center, Alabama, p 35812
34. NASA Technical Standard (2013) GSFC-STD-7000A: general environmental verification standard. Goddard Space Flight Center, Maryland, p 20771
35. Industrial Technote (2010) AN-106 AF: Use of Antenna Factors in EMI Measurements. Com-Power Corporation, Silverado. (last checked: 2024-02-20) https://www.com-power.com/uploads/technote/AN-106_Antenna_Factor.pdf
36. Tipler PA, Mosca G (2019) *Physik*, 8th edn. Springer Spektrum, Berlin, p 450. <https://doi.org/10.1007/978-3-662-58281-7>
37. Mazurek P (2020) Chosen aspects of the electromagnetic compatibility of plasma reactors with gliding arc discharges. *Appl Sci* 10:3789. <https://doi.org/10.3390/app10113789>
38. Mazière V et al (2022) Broadband (kHz–GHz) characterization of instabilities in Hall thruster inside a metallic vacuum chamber. *Phys Plasmas* 29:072107. <https://doi.org/10.1063/5.0090774>
39. Boyes SJ, Huang Y (2016) *Reverberation chambers – theory and applications to EMC and antenna measurements*. Wiley, Chichester, p 120. <https://doi.org/10.1002/9781118906279>

FAZIT UND AUSBLICK

Im Rahmen des durchgeführten Forschungsvorhabens sind die beschriebenen Anlagen entstanden, welche bundesweit die Ersten ihrer Art sind: Eine hybride Vakuum-Absorberkammer (engl. SAC) und eine Vakuum-Modenverwirbelungskammer (engl. RVC). Dabei konnte mit dem Ansatz der RVC ein Konzept bestätigt werden, welches mit geringerem Aufwand, im Vergleich zur SAC, die Untersuchung der Störaussendung von Raumfahrtantrieben im Betrieb im Vakuum ermöglicht. Demgegenüber bietet die SAC in der verwendeten Konfiguration Einblicke in ein Frequenzspektrum von 30 MHz–18 GHz und kann die Emissionen abhängig von Richtung und Polarisation auflösen. Beide Anlagen funktionieren entsprechend der Erwartungen und liefern Erkenntnisse zur plasmabezogenen Störaussendung, wie sie exemplarisch publiziert wurden. Das allgemeine Ziel dieser Studien ist dabei, ein fundierteres Verständnis der physikalischen Prozesse zu erlangen, die im Zusammenhang mit der EMV von Plasma(-quellen) stehen. Erreicht wird dies durch die Untersuchung von elektrischen Triebwerken der Raumfahrt, deren vielfältige Bauarten ein Plasma auf verschiedene Weise generieren und beschleunigen. Die Erkenntnisse zur Störaussendung helfen ferner die elektromagnetische Verträglichkeit von Triebwerken mit Raumfahrzeugen zu optimieren.

Die übergeordnete Forschungsfrage dreht sich um die Abstrahlcharakteristik von Plasma(-quellen), wie sie elektrische Triebwerke darstellen. Durch Untersuchungen an einem Elektronen-Zyklotronresonanz Triebwerk (engl. ERCT) konnten Störaussendungen nachgewiesen werden, die in eindeutiger Verbindung mit dem quasi-neutralen Plasma stehen, welches dieses Triebwerk ausstößt. Es zeigte sich als breitbandige Quelle transienter Störungen, insbesondere im Bereich unterhalb von rund 500 MHz. Das Spektrum dieses Rauschens ist dabei ununterbrochen bis zur Messbereichsuntergrenze von 30 MHz, sowie wahrscheinlich auch darunter, da es an der Messgrenze noch eine signifikante Amplitude aufweist. Dieser Effekt könnte zu Erklärungen von Mazières *et al.* [72] passen, obwohl im Zusammenhang seiner Publikation ein Hall-Triebwerk untersucht wurde. Als Ursache für Emissionen in diesem Frequenzband werden dort Instabilitäten im $\vec{E} \times \vec{B}$ -Elektronendrift aufgeführt. Es kann jedoch nicht ausgeschlossen werden, dass andere Effekte, wie z. B. Plasmaoszillationen, einen Beitrag zu diesem Rauschen leisten.

Des Weiteren wurde festgestellt, dass um die Anregungsfrequenz des ECRT, welche bei 2.4 GHz liegt, eine Verbreiterung der ansonsten sehr schmalbandigen Emissionen der Anregung bei gezündetem Plasma messbar sind. Dieser Effekt wird darauf zurückgeführt, dass das Plasma als eine elektrische Last für das Triebwerk angesehen werden kann, indem es als Resonanzkreis betrachtet wird, dessen Güte sich verringert. Es wurden keine anderen Publikationen gefunden, die diesen Effekt in den elektromagnetischen Emissionen eines Triebwerks nachweisen. Auch zur Störaussendung dieses Triebwerkstyps sind keine Publikationen bekannt. Die am ECRT gewonnenen Erkenntnisse geben somit erste Hinweise auf physikalische Prozesse, die im Zusammenhang mit Plasma(-quellen) stehen, was die dritte Forschungsfrage betrifft.

Die zweite Forschungsfrage dreht sich um die Abhängigkeiten der Abstrahlcharakteristik, einerseits von der Art der Plasmaerzeugung aber auch von spezifischen (Betriebs-)Parametern. Am Beispiel des ECRT wurde gezeigt, dass Betriebsparameter einen Einfluss auf das Störspektrum des erzeugten Plasmas haben. Dabei zeigt insbesondere eine Variation des Massenflusses des zugeführten Treibstoffs einen Einfluss auf das Spektrum, wohingegen Änderungen der Anregungsfrequenz, der eingekoppelten Leistung und des Vakuum-Hintergrunddrucks eine eher untergeordnete Rolle zu spielen scheinen. Zusätzlich wurde festgestellt, dass die Ergebnisse von unterschiedlichen Messreihen, trotz eines möglichst gleichen Messaufbaus, Variationen mit ähnlicher Amplitude aufweisen, wie sie z. B. die Änderung der Anregungsfrequenz zur Folge hat. Diese Unsicherheiten zeigen, dass diese Messungen mit großer Sorgfalt durchgeführt werden müssen, um allgemeingültige Aussagen treffen zu können. Ferner könnte der Ursprung dieser Unsicherheiten durch Untersuchungen zu möglichen Einflussfaktoren, wie z. B. Anlagen-Effekten oder der Antennenpositionierung, gesucht werden. Denkbare Einflussfaktoren sind, neben Variationen in der Positionierung des Prüflings, besonders die Ausrichtung der Mess-Antennen, betriebsbedingte Ablagerungen oder Abnutzungen und thermale Drifts von Prüfling oder auch Kammer, insofern diese in Kontakt mit dem Plasma steht.

Gegenüber dem ECRT führen Messungen an einem *pulsed plasma thruster* (PPT) zu einem Emissionsspektrum mit anderem Erscheinungsbild. Eine Erklärung dafür sollte die unterschiedliche Funktionsweise beider Triebwerke sein. Beim PPT wird die prinzipbedingte Funkenentladung als Quelle für das Störspektrum angesehen, welches Anteile bis in den zweistelligen GHz-Bereich aufweist. Das zeigt, dass verschiedene Arten von Triebwerken auch individuelle Störspektren aussenden können. Im Rahmen dieses Forschungsvorhabens wurden ein ECRT und ein PPT genauer untersucht. Um die beschriebenen Erkenntnisse zu be- oder widerlegen und Gewissheit zu den bereits aufgegriffenen Forschungsfragen zu erhalten, sind Untersuchungen an weiteren Triebwerken sinnvoll.

Die vierte Forschungsfrage betrifft die Vergleichbarkeit alternativer Messverfahren zum normativ gewünschten Standard der SAC. Am Standort in Gießen wurde dazu eine RVC errichtet, bei welcher ein bekanntes Verfahren auf die Bedürfnisse der elektrischen Triebwerke angepasst wurde. Mit Hilfe des PPT konnten beide Anlagen verglichen werden, wobei sich zeigt, dass der Ansatz der RVC zur Messung der Störaussendung ebenfalls geeignet ist. Die verwendete Funktionsweise des Modenrührers ist dabei ein Alleinstellungsmerkmal, weswegen die Erkenntnisse zu diesem Anlagenkonzept von wissenschaftlichem Interesse sind. Es zeigt sich, dass durch die prinzipbedingte Eigenverstärkung der RVC eine niedrigere Messbereichsuntergrenze für die ermittelten Feldstärken erreicht werden kann, was eine höhere Messempfindlichkeit dieser Kammer bedeutet. Neben dem Mangel richtungsbezogener Informationen über die Störaussendung ist die wohl größte Einschränkung der RVC die untere Grenzfrequenz, welche das erforschbare Frequenzspektrum in diesem Fall auf rund 500 MHz–18 GHz limitiert. Ferner wurden beim Vergleich beider Anlagen Artefakte in der Messreihe der SAC beobachtet, die mit Bodenreflexionen erklärt werden. Durch Bestückung des Bodens mit Absorbern kann diese Theorie untersucht wie auch dem Effekt entgegengewirkt werden.

Zukünftige Messreihen in der SAC sollen in einem erweiterten Frequenzspektrum durchgeführt werden. Mit zusätzlicher Hardware wird der Messbereich auf 9 kHz–40 GHz ausgeweitet. Um die Stärken der RVC auch im niederfrequenteren Bereich anzuwenden, ist als zukünftige Projektidee der Umbau einer größeren Vakuumkammer im Gespräch. Dieser Ansatz bietet, als weiteren Vorteil, die Möglichkeit leistungsstärkere Triebwerke zu untersuchen, da größere Vakuumkammern typischerweise größere Pumpleistungen bieten und höhere Verlustleistungen abführen können. Der von Mazières *et al.* [13] vorgeschlagene Ansatz zur Messung im Zeitbereich soll ebenfalls untersucht werden, um einerseits die Messzeiten zu reduzieren und andererseits, sofern sinnvoll möglich, das nutzbare Frequenzband einer RVC im niederfrequenten Bereich zu erweitern. Leider wird die RVC in den in der Raumfahrt anzuwendenden Normen nicht für Emissionsmessungen genannt. Durch das Aufzeigen weiterer Erfolge könnte die Akzeptanz dieses Anlagentyps gesteigert werden, was zu einer Verbreitung der RVC insbesondere im Bereich der elektrischen Raumfahrtantriebe führen könnte.

Eine weitere Idee für zukünftige Forschungsvorhaben ist die Entwicklung einer standardisierten Plasmaquelle zum Vergleich von raumfahrtspezifischen EMV-Anlagen wie auch anderen Diagnostiken dieser Sparte. Da bekannte Anlagen dieser Art bisher individuell konstruiert wurden, können individuelle Einflussfaktoren nicht ausgeschlossen werden. Unter Zuhilfenahme einer Plasmaquelle, die unabhängig von bekannten Einflüssen, wie z. B. dem Hintergrunddruck des Vakuums, möglichst stabil betrieben werden kann, könnten Vergleiche angestellt werden, inwiefern gleichartige Anlagen auch

vergleichbare Ergebnisse liefern. Ein derartiges Bestreben würde nicht nur der EMV von elektrischen Triebwerken eine stabile Grundlage verschaffen, sondern kann auch zum Kalibrieren anderer Diagnostiken im Bereich der elektrischen Antriebe dienen.

LITERATUR

- [1] K. Holste et al. "Ion thrusters for electric propulsion: Scientific issues developing a niche technology into a game changer". In: *Review of Scientific Instruments* 91.6 (2020).
- [2] I. Levchenko et al. "Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers". In: *Applied Physics Reviews* 5.1 (2018).
- [3] B. Jorns, I. Mikellides, S. Mazouffre und H. Koizumi. "Physics of electric propulsion". In: *Journal of Applied Physics* 132.11 (2022).
- [4] D. M. Goebel, I. Katz und I. G. Mikellides. *Fundamentals of electric propulsion*. John Wiley & Sons, 2024.
- [5] F. Gustrau und H. Kellerbauer. *Elektromagnetische Verträglichkeit: Berechnung der elektromagnetischen Kopplung, Prüf- und Messtechnik, Zulassungsprozesse*. Carl Hanser Verlag, 2015.
- [6] H. Zhang, Y. Zhang, C. Huang, Y. Yuan und L. Cheng. *Spacecraft Electromagnetic Compatibility Technologies*. Springer, 2020.
- [7] E. Beiting und M. Garrett. "Facility for high-fidelity electromagnetic compatibility studies of electric thrusters". In: *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. 2007, S. 5329.
- [8] S. Baranov, N. Vazhenin, A. Plokhikh und G. Popov. "Electromagnetic emission from electric propulsions under ground conditions". In: *Thermal Engineering* 64 (2017), S. 959–970.
- [9] M. Albani, F. Puggelli, A. Toccafondi, G. Meniconi und F. Scortecci. "High-frequency characterization of EMI/EMC ground test facility for the measurements of electric propulsion thruster emissions". In: *12th European Conference on Antennas and Propagation (EuCAP)*. 2018, S. 1–5.
- [10] M. Giambusso et al. "A Plan to Study the Radiated Emissions from a VASIMR Engine Exhaust Plume". In: *33rd International Electric Propulsion Conference*. 2013.
- [11] S. Zafran. "Hydrazine arcjet propulsion system integration testing". In: *22nd International Electric Propulsion Conference*. 013. 1991.
- [12] A. D. Gallimore. *Development of a Methodology for conducting Hall Thruster EMI Tests in Metal Vacuum Chambers of Arbitrary Shape and Size*. Techn. Ber. NAG3-2091 Project Report. 2000.
- [13] V. Mazières et al. "Characterization of the electromagnetic behavior of PIVOINE-2G vacuum chamber in the microwave regime". In: *38th International Electric Propulsion Conference*. 232. 2024.

- [14] H. Löb. "Ionentriebwerke für Satelliten und Raumsonden". In: *Physikalische Blätter* 41.8 (1985), S. 292–294.
- [15] *International Electrotechnical Vocabulary (IEV), IEC 60050*. IEV No. 161-01-07. Verfügbar unter <https://www2.dke.de/de/Online-Service/DKE-IEV/Seiten/IEV-Woerterbuch.aspx>. VDE Verband der Elektrotechnik Elektronik Informationstechnik e.V. Offenbach am Main, Germany, Juni 2024.
- [16] K. Fränz und H. Lassen. *Lehrbuch der drahtlosen Nachrichtentechnik, Antennen und Ausbreitung*. Hrsg. von N. Korshenewsky und W. T. Runge. Bd. 2. Springer, 2013.
- [17] D. Stotz. *Elektromagnetische Verträglichkeit in der Praxis*. Springer, 2013.
- [18] A. J. Schwab und W. Kürner. *Elektromagnetische Verträglichkeit*. Springer, 2011.
- [19] *MIL-STD-461G: Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment*. Department of Defense. USA, Dez. 2015.
- [20] *ECSS-E-ST-20-07C Rev. 1: Space engineering – Electromagnetic compatibility*. European Cooperation for Space Standardization Secretariat ESA-ESTEC. Noordwijk, Netherlands, Dez. 2012.
- [21] *MIL-STD-464C: Electromagnetic Environmental Effects, Requirements For Subsystems*. Department of Defense. USA, Dez. 2010.
- [22] *MSFC-SPEC-521: Electromagnetic Compatibility Requirements For Equipment And Subsystems*. National Aeronautics und Space Administration (NASA). Alabama, USA, Juli 2013.
- [23] *SMC-S-008: Electromagnetic Compatibility Requirements For Space Equipment And Systems*. Air Force Space Command. California, USA, Juni 2008.
- [24] *GSFC-STD-7000A: General Environmental Verification Standard (GEVS)*. National Aeronautics und Space Administration (NASA). Maryland, USA, Apr. 2013.
- [25] *AIAA S-121A-2017: Electromagnetic Compatibility Requirements for Space Equipment and Systems*. American Institute of Aeronautics und Astronautics. Virginia, USA, Dez. 2017.
- [26] *IEC61000-4-21: Electromagnetic compatibility (EMC) – Part 4-21: Testing and measurement techniques – Reverberation chamber test methods*. International Electrotechnical Commission. Geneva, Switzerland, Jan. 2011.
- [27] *ISO 14302:2022: Space systems — Electromagnetic compatibility requirements*. International Organization for Standardization. Geneva, Switzerland, Juni 2022.

- [28] R. Serra et al. "Reverberation chambers a la carte: An overview of the different mode-stirring techniques". In: *IEEE Electromagnetic Compatibility Magazine* 6.1 (2017), S. 63–78.
- [29] S. J. Boyes und Y. Huang. *Reverberation chambers: theory and applications to EMC and antenna measurements*. John Wiley & Sons, 2015.
- [30] E. Habiger. *Elektromagnetische Verträglichkeit: Grundzüge ihrer Sicherstellung in der Geräte- und Anlagentechnik*. Hüthig, 1998.
- [31] E. Y. Choueiri. "Plasma oscillations in Hall thrusters". In: *Physics of Plasmas* 8.4 (2001), S. 1411–1426.
- [32] J. S. Sovey, L. M. Carney und S. C. Knowles. "Electromagnetic emission experiences using electric propulsion systems". In: *Journal of Propulsion and Power* 5.5 (1989), S. 534–547.
- [33] M. Carruth Jr. *Experimental and analytical evaluation of ion thruster / spacecraft interactions*. Techn. Ber. NASA-CR-163975 / JPL Publication 80-92. 1981.
- [34] L. Johnson et al. "Frequency-Domain Electromagnetic Characteristics of a 26-Kilowatt Ammonia Arcjet". In: *Journal of spacecraft and rockets* 33.1 (1996), S. 137–143.
- [35] M. Albani, F. Puggelli, A. Toccafondi, G. Meniconi und F. Scortecchi. "Modeling and dielectric characterization of EMI/EMC ground test for the evaluation of the electric propulsion thruster emissions". In: *IEEE International Symposium on Antennas and Propagation & US-NC/URSI National Radio Science Meeting*. IEEE. 2017, S. 2599–2600.
- [36] E. Beiting. "Design and performance of a facility to measure electromagnetic emissions from electric satellite thrusters". In: *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. 2001, S. 3344.
- [37] K. Vara Prasad, K. Senthilkumar, S. Mathew, M. Rafi und A. Anish. "Large Vacuum Test Facility for Electric Propulsion Thruster Testing". In: *38th International Electric Propulsion Conference*. 698. 2024.
- [38] V. Arbatskiy, S. Baranov, N. Vazhenin, A. Plokhikh und G. Popov. "Peculiarities of determination of electromagnetic interference emission from electric propulsion thrusters under ground conditions". In: *Procedia Engineering* 185 (2017), S. 97–104.
- [39] H. Azuma, Y. Nakamura, I. Kudo und T. Sasaki. "EMI test chamber for ion engine mounted on satellite". In: *AIAA/JSASS/DGLR 15th International Electric Propulsion Conference*. 1981.
- [40] S. Kitamura. *Development of the Engineering Test Satellite-3 (ETS-3) ion engine system*. Techn. Ber. NASA TM-77538. 1984.
- [41] *RU 2614454 C1: REVERBERATIONSKAMERA*. Bundesdienst für Geistiges Eigentum. Russische Förderung, Nov. 2015.

- [42] S.-M. An, H.-J. Wu, X.-Z. Feng und W.-X. Liu. "Space flight test of electric thruster system MDT-2A". In: *Journal of Spacecraft and Rockets* 21.6 (1984), S. 593–593.
- [43] T. F. Muetsch. *Lehrbuch der Raumfahrttechnik*. 3. Aufl. Muetsch, Thomas F, 2003.
- [44] E. Ahedo. "Plasmas for space propulsion". In: *Plasma Physics and Controlled Fusion* 53.12 (2011).
- [45] W. Ley, K. Wittmann und W. Hallmann. *Handbuch der Raumfahrttechnik*. Carl Hanser Verlag GmbH Co KG, 2019.
- [46] T. J. M. Boyd und J. J. Sanderson. *The Physics of Plasmas*. Cambridge University Press, 2003.
- [47] D. Briehl. *Magnetic emissions testing of the space station engineering model resistojet*. Techn. Ber. NASA-TH-100788. 1988.
- [48] A. L. Bogorad et al. "Radiated emissions and magnetic field characterization of a 2-kW electrothermal propulsion system". In: *IEEE transactions on electromagnetic compatibility* 50.3 (2008), S. 466–475.
- [49] E. Pencil, C. Sarmiento, D. Lichtin, J. Palchefskey und A. Bogorad. "Low power arcjet system spacecraft impacts". In: *29th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. 1993, S. 2392.
- [50] M. Dulligan, J. Zimmerman, D. Bromaghim, R. Salasovich und L. Johnson. "Electromagnetic effects of the ESEX 26 kW ammonia arcjet on normal spacecraft communications and operations". In: *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. AIAA, 1999, S. 2708.
- [51] S. Knowles und S. Yano. "Design, testing, and integration of a flight-ready hydrazine arcjet system". In: *25th Joint Propulsion Conference*. 1989, S. 2720.
- [52] S. Biswas. "An Investigation of Plasma Dynamics Within Microwave Electrothermal Thruster Cavities". Diss. The Pennsylvania State University, 2023.
- [53] D. E. Clemens. "Performance evaluation of the microwave electrothermal thruster using nitrogen, simulated hydrazine, and ammonia". Diss. The Pennsylvania State University, 2008.
- [54] H. Kuninaka und S. Satori. "Development and demonstration of a cathodeless electron cyclotron resonance ion thruster". In: *Journal of Propulsion and Power* 14.6 (1998), S. 1022–1026.
- [55] I. Kudo, K. Machida, Y. Toda und H. Murakami. "Electromagnetic noise from an ion engine system". In: *Journal of Spacecraft and Rockets* 20.1 (1983), S. 84–88.
- [56] K. Nishiyama, Y. Shimizu, I. Funaki, H. Kuninaka und K. Toki. "Ground chamber measurements of the electromagnetic emissions from the Hayabusa ion engine". In: *Journal of propulsion and power* 23.3 (2007), S. 513–521.

- [57] R. K. Cole, H. S. Ogawa und J. M. Sellen Jr. *Study of electric propulsion spacecraft plasmas and field interactions*. Techn. Ber. 12738-6016-R0-00. 1970.
- [58] J. M. Sellen Jr. "Interaction of spacecraft science and engineering subsystems with electric propulsion systems". In: *6th Annual Meeting and Technical Display*. 1969, S. 1106.
- [59] H. Bassner, G. Krülle und E. Zeyfang. "Development status and application of the electric propulsion system RIT-10 used for station-keeping". In: *Acta Astronautica* 7.10 (1980), S. 1143–1161.
- [60] I. Izotov et al. "Broadband microwave emission spectrum associated with kinetic instabilities in minimum-B ECR plasmas". In: *Physics of Plasmas* 24.4 (2017).
- [61] O. Tarvainen et al. "An experimental study of ECRIS plasma stability and oscillation of beam current". In: *Proc. 20th International Workshop on ECRIS*. 2012, S. 5–9.
- [62] O. Tarvainen et al. "Beam current oscillations driven by cyclotron instabilities in a minimum-B electron cyclotron resonance ion source plasma". In: *Plasma Sources Science and Technology* 23.2 (2014).
- [63] V. Toivanen, O. Tarvainen, J. Komppula und H. Koivisto. "Oscillations of ECR ion source beam current along the beam transport of the JYFL K-130 cyclotron". In: *Journal of Instrumentation* 8.02 (2013), T02005.
- [64] P.-W. Lee, S.-W. Lee und H.-Y. Chang. "Undriven periodic plasma oscillation in electron cyclotron resonance Ar plasma". In: *Applied Physics Letters* 69.14 (1996), S. 2024–2026.
- [65] S. Shilov et al. "Self-electromagnetic emission from a thruster with anode layer operating with krypton and xenon". In: *Journal of Physics: Conference Series*. Bd. 1925. 1. IOP Publishing. 2021, S. 012081.
- [66] W. G. Tighe et al. "Use of Real-Time Spectrum Analysis for EMI Characterization of a Safran Hall Thruster". In: *36rd International Electric Propulsion Conference*. 2019.
- [67] S. V. Baranov, A. Plokhikh, G. Popov et al. "Determination of Electromagnetic Emission from Electric Propulsion Thrusters under Ground Conditions". In: *35th International Electric Propulsion Conference*. Bd. 8. 2017.
- [68] E. Beiting, M. Garrett und J. Pollard. "Spectral and temporal characteristics of electromagnetic emissions from the BPT-4000 Hall thrusters". In: *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. 2006, S. 5262.
- [69] E. J. Beiting, J. E. Pollard, V. Khayms und L. Werthman. "Electromagnetic emissions to 60 GHz from a BPT-4000 EDM Hall thruster". In: *28th International Electric Propulsion Conference*. 2003, S. 17–21.

- [70] J. McVey et al. "Characteristics of the T-220 HT Hall-effect thruster". In: *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. 2003, S. 5158.
- [71] C. J. Sarmiento, J. M. Sankovic, J. Freitas und P. R. Lynn. "RHETT2/-EPDM Hall thruster propulsion system electromagnetic compatibility evaluation". In: *25th International Electric Propulsion Conference*. 1997.
- [72] V. Mazières et al. "Broadband (kHz–GHz) characterization of instabilities in Hall thruster inside a metallic vacuum chamber". In: *Physics of Plasmas* 29.7 (2022).
- [73] M. Baird, T. Kerber, R. McGee-Sinclair und K. Lemmer. "Plume Divergence and Discharge Oscillations of an Accessible Low-Power Hall Effect Thruster". In: *Applied Sciences* 11.4 (2021), S. 1973.
- [74] J. Kurzyna et al. "Spectral analysis of Hall-effect thruster plasma oscillations based on the empirical mode decomposition". In: *Physics of Plasmas* 12.12 (2005).
- [75] A. Lazurenko, V. Vial, M. Prioul und A. Bouchoule. "Experimental investigation of high-frequency drifting perturbations in Hall thrusters". In: *Physics of Plasmas* 12.1 (2005), S. 013501–013501.
- [76] R. E. Wirz et al. "Electric Propulsion Activities at the Plasma, Energy, and Space Propulsion Lab". In: *36th International Electric Propulsion Conference*. 2022.
- [77] E. Beiting et al. "EMI Tests of the HEMP Thruster Propulsion System". In: *33rd International Electric Propulsion Conference*. 2013.
- [78] D. Kahnfeld et al. "Breathing modes in HEMP thrusters". In: *Plasma Sources Science and Technology* 27.12 (2018), S. 124002.
- [79] G. Kornfeld, N. Koch und H.-P. Harmann. "Physics and evolution of HEMP-thrusters". In: *30th International Electric Propulsion Conference*. 2007, S. 17–20.
- [80] T. Yoshikawa. "Electric Propulsion Research and Development in Japan". In: *22nd International Electric Propulsion Conference*. 004. 1991.
- [81] K. Ijichi, T. Yoshida, I. Kudo und K. Kuriki. "Radiated emission noise of the plasma". In: *16th International Electric Propulsion Conference*. 1982, S. 1883.
- [82] F. Paganucci et al. "MHD instabilities in magneto-plasma-dynamic thrusters". In: *Plasma Physics and Controlled Fusion* 50.12 (2008).
- [83] K. Kuriki, N. Kawashima, S. Sasaki, M. Yanagisawa und T. Obayashi. "Space experiment with particle accelerators (SEPAC) performed in spacelab first". In: *AIAA/DGLR/JSASS 18th International Electric Propulsion Conference*. 1985, S. 1996.

- [84] S. Ciaralli, M. Coletti und S. Gabriel. "Results of the qualification test campaign of a Pulsed Plasma Thruster for Cubesat Propulsion (PPT-CUP)". In: *Acta Astronautica* 121 (2016), S. 314–322.
- [85] M. Hirata und H. Murakami. "Electromagnetic noise measurement study of pulsed plasma engine". In: *15th International Electric Propulsion Conference*. 1981, S. 722.
- [86] W. J. Guman und D. M. Nathanson. "Pulsed plasma microthruster propulsion system for synchronous orbit satellite". In: *Journal of Spacecraft and Rockets* 7.4 (1970), S. 409–415.
- [87] A. Plokhikh et al. "Electromagnetic emission of pulsed plasma thrusters". In: *20th International Zurich Symposium on Electromagnetic Compatibility*. IEEE. 2009, S. 21–24.
- [88] V. Mazières et al. "Broadband (kHz–GHz) characterization of instabilities in vacuum arc thruster inside a metallic vacuum chamber". In: *Physics of Plasmas* 29.12 (2022).
- [89] M. Pietzka. "Development and characterization of a propulsion system for CubeSats based on vacuum arc thrusters". Diss. Universität der Bundeswehr München, 2016.
- [90] J. Ziemer et al. "Delivery of colloid micro-newton thrusters for the space technology 7 mission". In: *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. 2008, S. 4826.
- [91] K. Nishiyama, Y. Shimizu, I. Funaki, H. Kuninaka und K. Toki. "Electromagnetic Noise from a Microwave Discharge Neutralizer and a Hollow Cathode". In: *Japan Society of Aeronautical Space Sciences* 49.566 (2002), S. 84–91.
- [92] G.-C. Potrivitu und S. Xu. "Evidence of the ionization instability and ion acoustic turbulence correlation in sub-ampere hollow cathodes". In: *Journal of Electric Propulsion* 1.1 (2022), S. 6.
- [93] N. Yanes et al. "Ion acoustic turbulence and ion energy measurements in the plume of the HERMeS thruster hollow cathode". In: *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. 2016, S. 5028.
- [94] G. Becatti, D. M. Goebel und M. Zuin. "Observation of rotating magnetohydrodynamic modes in the plume of a high-current hollow cathode". In: *Journal of Applied Physics* 129.3 (2021).
- [95] S. Sakai, T. Katayama, J. Aoyagi und H. Takegahara. "Discharge modes and characteristics of hollow cathode". In: *30th International Electric Propulsion Conference*. 2007.
- [96] K. D. Diamant, B. L. Zeigler und R. B. Cohen. "Microwave electrothermal thruster performance". In: *Journal of Propulsion and Power* 23.1 (2007), S. 27–34.
- [97] M. C. Hawley et al. "Review of research and development on the microwave electrothermal thruster". In: *Journal of Propulsion and Power* 5.6 (1989), S. 703–712.

- [98] S. Whitehair, J. Asmussen und S. Nakanishi. "Demonstration of a new electrothermal thruster concept". In: *Applied Physics Letters* 44.10 (1984), S. 1014–1016.
- [99] S. J. Doyle et al. "Spatio-temporal plasma heating mechanisms in a radio frequency electrothermal microthruster". In: *Plasma Sources Science and Technology* 27.8 (2018), S. 085011.
- [100] A. Greig, C. Charles, N. Paulin und R. Boswell. "Volume and surface propellant heating in an electrothermal radio-frequency plasma micro-thruster". In: *Applied Physics Letters* 105.5 (2014).
- [101] N. Qi et al. "A pulsed vacuum arc ion thruster for distributed small satellite systems". In: *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. 1998, S. 3663.
- [102] J. M. Sellen Jr. "Study of electric spacecraft plasmas and field interactions". In: *7th Electric Propulsion Conference*. 1969, S. 276.
- [103] D. Packan et al. "The MINOTOR H2020 project for ECR thruster development". In: *35th International Electric Propulsion Conference*. 2017.
- [104] K. Holste, K. Keil und A. R. Wölki. *Fachgespräch*. Einfluss des Hall-Effekts bei der Funktion des Hall-Triebwerks. Juni 2024.
- [105] H. Blättermann, N. G. Kottke, M. Vaupel, M. Tajmar und F. G. Hey. "Endurance testing and characterization of a novel candidate for CubeSat propulsion: The Advanced Cusp Field Thruster (ACFT)". In: *Acta Astronautica* 219 (2024), S. 906–916.
- [106] E. Choueiri und J. Ziemer. "Quasi-steady magnetoplasmadynamic thruster performance database". In: *Journal of Propulsion and Power* 17.5 (2001), S. 967–976.
- [107] H. Alfvén. "Magnetohydrodynamics and the thermonuclear problem". In: *2. United Nations international conference on the peaceful uses of atomic energy, Geneva, Switzerland*. 1958.
- [108] M. Coletti, F. Guarducci und S. Gabriel. "A micro PPT for Cubesat application: Design and preliminary experimental results". In: *Acta Astronautica* 69.3-4 (2011), S. 200–208.
- [109] S. Bai, N. Wang, K. Xie, L. Miao und Q. Xia. "Performance model of vacuum arc thruster with inductive energy storage circuit". In: *Acta Astronautica* 186 (2021), S. 426–437.
- [110] J. Schein et al. *Vacuum Arc Thruster for Small Satellite Applications*. Techn. Ber. NASA/CR-2001-211323. 2001.
- [111] J. Schein, A. Gerhan, F. Rysanek und M. Krishnan. "Vacuum arc thruster for cubesat propulsion". In: *28th International Electric Propulsion Conference*. 276. 2003.
- [112] M. Kuehn, M. Kuehn-Kauffeldt, L. Seipp und J. Schein. "Solid fuel vacuum arc thrusters-new concepts for space propulsion". In: *35th International Electric Propulsion Conference*. 2017.

- [113] F. L. Kunze, T. Henning und P. J. Klar. "3D micro printed capillary electrospray thruster with a fully modular integrated extraction electrode". In: *Journal of Electric Propulsion* 3.1 (2024), S. 3.
- [114] I. G. Mikellides, I. Katz, D. M. Goebel und K. K. Jameson. "Evidence of nonclassical plasma transport in hollow cathodes for electric propulsion". In: *Journal of Applied Physics* 101.6 (2007).
- [115] H. Meusemann et al. "Electric propulsion in Germany: Current program and perspectives". In: *29th International Electric Propulsion Conference*. 2005.