

TRISTAN-C

Schlussbericht

Erstellung	Verantwortlichkeit + handschriftliche Unterschrift falls kein elektronisches DMS
Fabian Steinmetz, Patrick Rosenthal Olaf Reichmann Florian Hermsdorf Michael Steffens	(Thales Alenia Space Deutschland GmbH) (HPS GmbH) (Universität der Bundeswehr München) (Fraunhofer INT)
Geprüft durch	
Fabian Steinmetz	Project Design Authority 
Eduarne Cañada	Quality Manager 
Freigabe	
Patrick Rosenthal	Project Manager 

Freigabenachweis im Dokumenten Management System (DMS).

Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie unter dem Förderkennzeichen 50RM1704 gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.

TAS OPEN

ÄNDERUNGSPROTOKOLL

AUSG.	DATUM	§ ÄNDERUNGEN	AUTOR
01	28.11.2019	Erstausgabe, zur Veröffentlichung	F. Steinmetz, P. Rosenthal

TAS OPEN

INHALTSVERZEICHNIS

1. ZUSAMMENFASSUNG.....	6
1.1 Hintergrund, Ziele und Umfang.....	6
1.2 An der Erstellung beteiligte Firmen.....	6
1.3 Referenzen	6
1.3.1 Vertragliche Dokumente	6
1.3.2 Referenz-Dokumente	6
1.4 Definitionen und Abkürzungen	7
1.4.1 Definitionen	7
1.4.2 Abkürzungen	7
2. KURZDARSTELLUNG.....	8
2.1 Aufgabenstellung	8
2.2 Voraussetzungen des Projekts	8
2.3 Kurzdarstellung der beteiligten Partner	10
2.3.1 Thales Alenia Space Deutschland GmbH (TASD)	10
2.3.2 High Performance Structures (HPS) GmbH (HPS)	10
2.3.3 Universität der Bundeswehr München (UniBw M)	11
2.3.4 Fraunhofer INT (INT).....	11
2.4 Planung und Ablauf	12
2.5 Wissenschaftlicher und technischer Stand.....	14
2.6 Zusammenarbeit mit anderen Stellen	17
3. EINGEHENDE DARSTELLUNG.....	18
3.1 Verwendung der Zuwendung mit Gegenüberstellung der Ziele und Ergebnisse	18
3.1.1 AP2000 – Anforderungen und Untersuchungen	20
3.1.1.1 Missionen	20
3.1.1.2 Materialwahl	21
3.1.1.3 Gehäusekonstruktion	24
3.1.1.4 Modularität der Elektronik.....	24
3.1.1.5 Dokumentation der Anforderungen	24
3.1.2 AP3000 – Bordrechner Untersuchung & Integration	25
3.1.3 AP4000 – Material Tests.....	29
3.1.3.1 Zugversuche.....	30
3.1.3.2 4-Punkt-Biegeversuche	32
3.1.3.3 3-Punkt-Kurzbiegeversuche	35
3.1.3.4 Messung des Wärmeausdehnungskoeffizienten	38
3.1.3.5 Messung der Wärmeleitfähigkeit.....	39
3.1.3.6 Empfehlungen zum CFK-Design.....	41
3.1.4 AP5000 – Gehäuse Untersuchungen, Entwurf & Fertigung	44

3.1.4.1	Design	44
3.1.4.2	Durchgeführte Simulationen	50
3.1.4.3	Fertigung	52
3.1.5	AP6000 – Labormuster Test & Auswertung	53
3.1.5.1	Funktionstests	56
3.1.5.2	Schock Tests	57
3.1.5.3	Vibrations-Tests	58
3.1.5.4	Thermal Vakuum (TVAC) Test	59
3.1.5.5	EMV Tests	61
3.1.5.6	ESD Tests	62
3.2	Die wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises	63
3.3	Notwendigkeit und Angemessenheit des Projekts	63
3.4	Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit	64
3.5	Während der Durchführung des Projekts bekannt gewordener Fortschritt bei anderen Stellen ...	65
3.6	Veröffentlichungen	66

LISTE DER BILDER

Abbildung 1:	Arbeitsstrukturplan	12
Abbildung 2:	Ablauflogik	13
Abbildung 3:	Balkenplan	14
Abbildung 4:	Lagenaufbau der Materialkandidaten	21
Abbildung 5:	Ausgewähltes TRISTAN-C Material	22
Abbildung 6:	Mögliche Gehäusekonzepte	24
Abbildung 7:	SDRC Top-Level Funktionen und Abbildung auf die SDRC Module	25
Abbildung 8:	SDRC Verbindungen auf der 6-Slot Backplane (ohne Shelf-Controller)	26
Abbildung 9:	Delamination einer CC-Ta-CC Probe nach der Herstellung	30
Abbildung 10:	Versuchsaufbau Zugversuche	30
Abbildung 11:	Spannungs-Dehnungs-Diagramm einer C-Ta-C Probe	31
Abbildung 12:	Versuchsaufbau 4-Punkt-Biegetests	33
Abbildung 13:	Druckversagen der 0°-Lagen einer CCC-Ta-CCC Längsprobe infolge der 4-Punkt-Biegebelastung	35
Abbildung 14:	Druckversagen der äußeren 0°-Lage einer CCC-Ta-CCC Querprobe infolge der 4-Punkt-Biegebelastung	35
Abbildung 15:	Versuchsaufbau 3-Punkt-Biegetest	36
Abbildung 16:	Gültiges interlaminares Schubversagen einer CCC-Ta-CCC Querprobe	38
Abbildung 17:	Versuchsvorrichtung zur Bestimmung von Wärmeausdehnungskoeffizienten	38
Abbildung 18:	Versuchsaufbau zur Bestimmung von Wärmeleitfähigkeiten	40
Abbildung 19:	Versuchsaufbau für Wärmeleitfähigkeitsmessung in der Vakuumkammer	41
Abbildung 20:	Schichtreihenfolge des C-Ta-C Laminates für Vorversuche (links) und Materialtests (rechts)	43
Abbildung 21:	Design Alternativen des TRISTAN-C Gehäuses	45
Abbildung 22:	Front und Rückseite	47
Abbildung 23:	interne Zwischenwände und Frontabdeckungen	47

TAS OPEN

Abbildung 24: Aluminium Gehäuse Profile.....	47
Abbildung 25: Aluminiumprofile für das backplane PCB	48
Abbildung 26: Aluminium Kühlkörper	48
Abbildung 27: Ausgeführte PCB Konfiguration (CAD).....	49
Abbildung 28: RF PCB Einheit.....	50
Abbildung 29: TRISTAN-C Gehäuse	50
Abbildung 30: FEM Modell der TRISTAN-C Gehäuse	51
Abbildung 31: Möglichkeit der Formenwerkzeug Skalierung.....	52
Abbildung 32: Ausgeführtes Formenwerkzeug	52
Abbildung 33: Montiertes TRISTAN-C Gehäuse.....	53
Abbildung 34: Logik der Umwelt Testkampagne.....	55

LISTE DER TABELLEN

Tabelle 1: An der Erstellung beteiligte Firmen	6
Tabelle 2: Vertragliche Dokumente.....	6
Tabelle 3: Referenz-Dokumente	6
Tabelle 4: Gegenüberstellung Gesamtziel / Ergebnisse	18
Tabelle 5: Gegenüberstellung Arbeitsziele / Ergebnisse.....	19
Tabelle 6: Dosis Ergebnisse für das TRISTAN-C Material "mat5c", 5 Jahre	23
Tabelle 7: Gewicht (Vollkonfiguration)	26
Tabelle 8: Gewicht (TRISTAN-C Konfiguration).....	27
Tabelle 9: Elektrische Leistungsaufnahme (Vollkonfiguration)	27
Tabelle 10: Elektrische Leistungsaufnahme (TRISTAN-C Konfiguration).....	28
Tabelle 11: Laminat für die Materialtests	29
Tabelle 12: Dehnungen für die Berechnung der E-Moduln der CFK-Tantal-Proben.....	31
Tabelle 13: Ergebnisse der Zugversuche bezogen auf den Referenz-Faservolumengehalt $\varphi F, ref$	32
Tabelle 14: Ergebnisse der 4-Punkt-Biegetests	34
Tabelle 15: Mittlere Probendicken und Lagerabstände der 3-Punkt-Biegetests	36
Tabelle 16: Ergebnisse der 3-Punkt-Kurzbiegeversuche	37
Tabelle 17: Mittelwerte der gemessenen Wärmeausdehnungskoeffizienten bei ca. 40 °C.....	39
Tabelle 18: Mittelwerte der gemessenen Wärmeleitfähigkeiten λ aus n Versuchen.....	41
Tabelle 19: Experimentelle und theoretische E-Moduln der TRISTAN-C Laminat.....	42
Tabelle 20: Empfohlene Materialeigenschaften für Strukturberechnungen	42
Tabelle 21: Experimentelle und theoretische Biegesteifigkeiten der TRISTAN-C Laminat	43
Tabelle 22: Experimentelle interlaminare Schubfestigkeiten an der Grenzschicht CFK-Metall.....	44
Tabelle 23: Ausgeführtes Laminat	46
Tabelle 24: PCB Konfiguration	49
Tabelle 25: Zusammenfassung der Rechenergebnisse	51
Tabelle 26: Schock-Lasten	57
Tabelle 27: Sinus Anregung	58
Tabelle 28: ‚Random Vibration‘ Anregung	59
Tabelle 29: Temperaturbereiche der TVAC Tests.....	60

1. ZUSAMMENFASSUNG

1.1 Hintergrund, Ziele und Umfang

Dieses Dokument ist der Schlussbericht des TRISTAN-C Projekts.

In einer Kurzdarstellung wird ein Überblick über die Zielsetzung, der beteiligten Projektpartner, der Planung und den wissenschaftlich-technischen Stand zu Beginn des Projekts gegeben.

In der eingehenden Darstellung werden die erzielten Ergebnisse dargestellt und der Fortschritt bei anderen Stellen diskutiert, auf Notwendigkeit und Angemessenheit des Projekts eingegangen sowie der voraussichtliche Nutzen und die Verwertbarkeit dargestellt.

1.2 An der Erstellung beteiligte Firmen

Die nachfolgenden Firmen haben zu diesem Dokument beigetragen:

Tabelle 1: An der Erstellung beteiligte Firmen

Firma	Kapitel
Thales Alenia Space Deutschland GmbH (TASD)	Alle Kapitel in diesem Dokument
<u>Mit Beiträgen von:</u> HPS GmbH (HPS)	§2.3, §3.1.4
Universität der Bundeswehr, München (UniBwM)	§2.3, §3.1.3
Fraunhofer-Institut für Naturwissenschaftlich-Technische Trendanalysen (INT)	§2.3, §3.1.1.2 (Radiation Beitrag)

1.3 Referenzen

Dieses Unterkapitel listet die relevanten vertraglichen und Referenzdokumente auf.

1.3.1 Vertragliche Dokumente

Tabelle 2: Vertragliche Dokumente

ID	Referenz	Titel
[AD1]	FKZ 50RM1704	Zuwendungsbescheid
[AD2]	-	Vorhabenbeschreibung „Technologie der Rechner-Integration In Satellitenstrukturen Aus Nichtmetallen – Carbon“

1.3.2 Referenz-Dokumente

Tabelle 3: Referenz-Dokumente

ID	Referenz	Titel
[RD1]	TN-513-1	Vishay Precision Group, Micro-Measurements: Measurement of Thermal Expansion Coefficients

TAS OPEN

ID	Referenz	Titel
		Using Strain Gages, 2010

1.4 Definitionen und Abkürzungen

1.4.1 Definitionen

Nachfolgend sind Definitionen für grundlegende, in diesem Dokument verwendete Begriffe zusammengestellt.

-keine-

1.4.2 Abkürzungen

Dokument-spezifische Abkürzungen sind nachfolgend aufgeführt.

CADMP	Configuration and Documentation Management Plan
CDR	Critical Design Review (finale Entwurfsdurchsicht)
CI	Configuration Item
CLI	Configuration List
CM	Configuration Management or Configuration Manager
CNT	Carbon Nano Tubes (MW-CNT: Multi-Wall CNT)
COTS	Commercial of the shelf
EMC	Electromagnetic Compatibility (Elektromagnetische Verträglichkeit)
ESD	Electrostatic Discharge (Hochspannungstest)
FP	Final Presentation (Abschlusspräsentation)
Gbps	Gigabit je Sekunde
GEO	Geostationary Orbit
GFLOP	Giga Floating Point Operations (10 ⁹ Gleitpunktoperationen je Sekunde)
GSPS	Giga-Samples je Sekunde (10 ⁹ Datenwerte je Sekunde)
HW	Hardware
LEO	Low Earth Orbit
MFLOP	Mega Floating Point Operations (10 ⁶ Gleitpunktoperationen je Sekunde)
MPSOC	Multi Processor System On Chip
OBC-SA	On-board Computer – System Architektur
PDR	Preliminary Design Review (erste Entwurfsdurchsicht)
PCB	Printed Circuit Board (Platine)
PRR	Preliminary Requirements Review (Durchsicht und Konsolidierung der Anforderungen)
SDR	Software Defined Radio
SDRC	SDR – Carbon (TRISTAN-C spezifische Konfiguration)
SW	Software
TBC	To be clarified
TBD	To be defined
TRR	Test Readiness Review (Freigabe einer Testkampagne)
TVAC	Thermal Vakuum
WS	Workshop

2. KURZDARSTELLUNG

2.1 Aufgabenstellung

Wesentliches Charakteristikum von elektronischen Komponenten für die Raumfahrt ist deren zuverlässiger Betrieb im Ultrahoch-Vakuum und unter hochenergetischer Weltraumstrahlung nach einem mechanisch stark belastenden Transport und Aussetzen in die vorgesehene Umlaufbahn.

„Elektronische Komponente“ umfasst dabei die Analog- und Digitalelektronik sowie das umfassende Gehäuse und alle mechanischen, thermalen, elektrischen Schnittstellen zu den signalliefernden Sensoren und dem Satelliten. Beispiele für elektronische Komponenten sind optische oder Radar-Nutzlasten (ohne deren Kamera/Antenne), der On-board Rechner, der Nutzlastkontrollrechner, das Lageregelungsuntersystem (ohne dessen Sensoren und Aktuatoren).

Die übliche technische Lösung basiert auf einem missionsspezifischen Thermaldesign, Leichtbauweise sowie der Verwendung von strahlungsgehärteter Elektronik bei den missionskritischen Bauelementen, neben vielen weiteren technischen Maßnahmen und Berücksichtigung weiterer raumfahrtspezifischer Randbedingungen (beispielsweise Schnittstellendefinitionen und andere Standardisierungen).

Das primäre Ziel von TRISTAN-C ist, hierbei eine deutliche Kostenreduktion, sowie eine neue Leistungsklasse von Bordrechnern zu ermöglichen. Ein weiteres Ziel ist, Entwurf und Fertigung der Komponente für die Kleinserienfertigung (im Bereich von wenigen 10-100 Einheiten, beispielsweise für New Space Konstellationen) zu optimieren.

Der Ansatz von TRISTAN-C ist, durch eine Kombination von Leichtbaumaterialien mit geeigneten Schwermetallen ein neues Schichtmaterial mit deutlich verbesserter Strahlungsabschirmung bei gleichzeitiger hoher Strukturfestigkeit zu entwickeln, und eine modulare Rechnerarchitektur auf Basis neuester, terrestrischer Elektronik zu entwickeln. Letzteres stellt höchste Rechenleistung bei geringster elektrischer Leistungsaufnahme sicher¹.

2.2 Voraussetzungen des Projekts

Die wesentlichen Voraussetzungen, unter denen TRISTAN-C durchgeführt wurde, sind:

- a) Bedarf einer solchen Komponente
- b) Vorkenntnisse zu Entwicklung, Herstellung und Tests
- c) Verfügbarkeit von Testeinrichtungen

¹ Der in der Raumfahrt verwendete Standardprozessor ein LEON3 mit einem Prozessorkern und 40MHz Taktfrequenz. Derzeit wird der LEON4 als Quadcore mit 800MHz entwickelt. TRISTAN-C zielt auf die Verwendung von ARM Cortex A9 (quadcore mit >1GHz) sowie Ultrascale+ FPGAs ab. Bei Software Defined Radio (SDR) Anwendungen kann mit einem solchen Ein-Platinen Computer ein Mehrfaches der Rechenleistung modernster Gaming-PCs erreicht werden.

a) Bedarf:

Für die sich abzeichnenden ‚Mega Konstellationen‘ aus mehreren hundert bis tausend Satelliten wird eine Reduktion der Herstellkosten auf ungefähr 1 MEuro je Satellit angestrebt. Die Herstellkosten für die Rechnerkomponenten liegen dann bei 50-200kEuro. Dies ist mit den bisher üblichen HiRel-Elektronikbauteilen nicht erreichbar. Auch die Qualifikationsprozesse müssen vereinfacht werden.

Weiterhin zeichnet sich ein zunehmender Bedarf an Rechenleistung im Orbit ab: Bei Mega Konstellationen müssen die Satelliten teilautomatisierte Funktionen zur Fehlererkennung und -beseitigung bereitstellen, bei den kommenden Erdbeobachtungs- und Satellitenkommunikationssatelliten werden eine in-Orbit Rekonfigurierbarkeit, bordseitige Datenvorverarbeitung und ein sehr hoher Datendurchsatz erforderlich. Die benötigte Rechenleistung liegt dann je nach Anwendung oberhalb von mehreren GFLOPs, der Datendurchsatz oberhalb von 1Gbps, und die Umwandlungsrate analog/digital bei 0,1-10GSPS je Datenkanal, die von derzeit bereits verfügbaren terrestrischen Elektronikbauteilen bereitgestellt wird, nicht aber HiRel Elektronik.

Auch der wachsende Cubesat Markt sowie Mikro-Satelliten würden von einer verbesserten Abschirmung und höherer Rechenleistung an Bord profitieren.

b) Vorkenntnisse

Zu Entwurf und Realisierung der TRISTAN-C Komponente sind eine Reihe von Fachkenntnissen erforderlich:

- CFK Material-, Herstellungs-, Verarbeitungskennntnisse
- Konstruktionstechnik (mechanisch, thermal, elektrisch)
- Stand der Technik bei Hochleistungs-Digitalelektronik
- Kenntnisse der Hochenergiephysik, der Auswirkungen der hochenergetischen Strahlung auf elektronische Bauelemente sowie möglicher Abhilfemaßnahmen
- Modulare Elektronik-Architekturen
- Kenntnisse der Schnittstellen zwischen Komponente und Satellit
- Belastungen der Komponente beim Start und Transport in die Umlaufbahn, sowie durch die Weltraumumgebung in der Umlaufbahn und zugehörige Testverfahren

Die an TRISTAN-C beteiligten Partner decken alle Bereiche in sich ideal ergänzender Weise ab.

c) Verfügbarkeit von Testeinrichtungen

Im Rahmen der Herstellung der TRISTAN-C Komponente und zum Nachweis der Funktionstüchtigkeit sind eine Reihe von Mechanik-, Strahlungs- und Umwelttests erforderlich, die nur in entsprechenden Testeinrichtungen durchgeführt werden können.

Die TRISTAN-C Partner verfügen über den notwendigen Zugang zu den entsprechenden Testeinrichtungen, sowie die erforderliche Erfahrung, die entsprechenden Tests zu definieren, vorzubereiten, durchzuführen, auszuwerten und die für TRISTAN-C relevanten Schlussfolgerungen zu ziehen.

2.3 Kurzdarstellung der beteiligten Partner

An diesem Projekt sind neben verschiedenen Lieferanten die folgenden Partner beteiligt.

2.3.1 Thales Alenia Space Deutschland GmbH (TASD)

Aufgaben: Hauptauftragnehmer, Systementwurf, Thermischer Entwurf, Elektronik, Software/Firmware, Komponenten-Tests.

Thales Alenia Space Deutschland (TASD) ist in der Systemintegration des Galileo Ground Mission Segments wie auch der Entwicklung von SDR-basierten Nutzlastrechnern tätig.

Im Rahmen der Aktivitäten zur weltraumgestützten Luftraumüberwachung unter anderem mit ESA Förderung (SABIP) hat TASD bereits ein erstes Software Defined Radio zur Hochleistungs-Signalverarbeitung in der Umlaufbahn entwickelt und Raumfahrt-qualifiziert. Hierin kommen HiRel-Bauteile zum Einsatz.

Im Rahmen des Projektes „High Performance Parallel Payload Processor“ (HP4) hat TASD erhebliche Eigenmittel in die Entwicklung eines modularen Hochleistungsrechners für Anwendung im Weltraum investiert, und arbeitete daran in enger Zusammenarbeit mit dem Fraunhofer Institut FOKUS in Berlin. Hierin sind sowohl HiRel- als auch COTS Bauteile eingesetzt, sowie eine cPCI Serial Backplane.

In Strahlungsanalysen hat TASD die Wirksamkeit von Low-Z/High-Z Materialien zur Strahlungsabschirmung untersucht sowie das Verhalten von aktuellen Hochleistungs-Chipsätzen unter Bestrahlung mit den Herstellern untersucht.

Die inzwischen weiterentwickelte Soft- und Firmware für die weltraumgestützte Luftraumüberwachung wird auf den für TRISTAN-C vorgesehenen, vollständig COTS-basierten Chipsatz portiert, um für die Komponententests eine leistungsfähige Anwendung samt Testumgebung ohne zusätzlichen Entwicklungsaufwand zu nutzen.

2.3.2 High Performance Structures (HPS) GmbH (HPS)

Aufgaben: Mechanischer Entwurf des Gehäuses, Materialproben- und Gehäusefertigung.

Die HPS GmbH, mit Sitz in München und Tochterunternehmen in Bukarest, Rumänien, ist im Bereich Technologieentwicklung für die Raumfahrt tätig und liefert flugreife Bauteile bis hin zu Subsystemen. Unsere Schwerpunkte sind Produkte & Innovative Technologien für Weltraumanwendungen:

- Reflektor-Antennen
- Große entfaltbare Reflektor-Subsysteme
- Entfaltbare Bremssegel zum De-orbit
- Thermale Hardware
- Nanosatellitenkomponenten

- Leichtgewichtige Composite- & Metallstrukturen
- Strahlungsschutzkomponenten
- Mechanische Bodenvorrichtungen MGSE.

Um den vielschichtigen, äußerst anspruchsvollen Anforderungen gerecht zu werden, arbeiten wir sowohl auf nationaler als auch internationaler Ebene erfolgreich mit den unterschiedlichsten Firmen und einer Vielzahl von Universitäten zusammen. Unsere Auftraggeber sind die europäische und die deutsche Raumfahrtbehörde (ESA und DLR) sowie eine Vielzahl namhafter europäischer Raumfahrtfirmen.

2.3.3 Universität der Bundeswehr München (UniBw M)

Aufgaben: Materialproben Tests, Empfehlungen.

Das Institut für Leichtbau der UniBw M befasst sich mit der Entwicklung analytischer und numerischer Auslegungs- und Nachweisverfahren für Leichtbaustrukturen aller Art sowie der experimentellen Verifikation dieser Berechnungsmethoden. Einen großen Schwerpunkt bildet dabei die Anwendung von Hochleistungsfaserverbundwerkstoffen (FVW). Hier werden Detailprobleme bei der Auslegung und dem Nachweis von CFK-Strukturen betrachtet, die im Rahmen von Forschungsprojekten nutzbringend eingebracht werden können. Genannt seien an dieser Stelle insbesondere Untersuchungen zur generellen Auslegung von FVW-Strukturen, insbesondere aber auch zur Verbindung von Lasteinleitungselementen mit flächigen Strukturen, zum Delaminations- und lokalen Stabilitätsverhalten von FVW-Strukturen sowie zur Festigkeit und Steifigkeit von Sandwichstrukturen.

Im Rahmen des Projektes ist die UniBw M für die Planung, Durchführung und Auswertung der mechanischen und thermischen Materialtests verantwortlich. Aus den Ergebnissen der Materialtests werden wichtige Empfehlungen zum CFK-Design abgeleitet und Kennwerte für Struktursimulationen bereitgestellt.

2.3.4 Fraunhofer INT (INT)

Aufgaben: Planung, Durchführung, Auswertung und Analysen der Material-Bestrahlungstests.

Das Fraunhofer-Institut für Naturwissenschaftlich-Technische Trendanalysen INT² bietet wissenschaftlich fundierte Urteils- und Beratungsfähigkeit über das gesamte Spektrum technologischer Entwicklungen und betrachtet deren Wechselwirkung mit sozialen und ökonomischen Fragestellungen.

Zusätzlich zu diesen Kompetenzen betreibt das Institut eigene experimentelle und theoretische Forschung zur Einwirkung ionisierender und elektromagnetischer Strahlung auf elektronische Bauelemente und Systeme und zur Strahlungsdetektion.

² Quelle: https://www.int.fraunhofer.de/de/im_profil.html und Institutsflyer

Das Geschäftsfeld Nukleare Effekte in Elektronik und Optik (NEO) im Fraunhofer INT arbeitet auf dem Gebiet der Wirkung ionisierender Strahlung auf elektronische, opto-elektronische und optische Komponenten und Systeme und stützt sich dabei auf die über 40-jährige Erfahrung des Institutes.

Das INT führt Bestrahlungstests nach anerkannten Standards durch und berät Unternehmen bei der Strahlungsqualifizierung und -härtung von Komponenten und Systemen. Die durch Bestrahlungstests gewonnenen Erkenntnisse werden auch zur Entwicklung von Strahlungssensoren verwendet. Die für diese Aufgabenstellungen nötigen Bestrahlungsanlagen wurden entweder im INT installiert oder stehen in externen Einrichtungen zur Verfügung.

Ebenso stehen eine Vielzahl moderner Geräte zur Messung elektrischer und optischer Parameter zur Verfügung sowie eine mechanische Werkstatt und ein elektronisches Labor. Daher können viele Tests ohne Mitarbeiter oder Geräte der Auftraggeber durchgeführt werden.

Die für TRISTAN-C durchgeführten Protonen-Bestrahlungen wurden am Forschungszentrum Jülich durchgeführt.

2.4 Planung und Ablauf

Das folgende Diagramm zeigt den Arbeitsstruktur Plan, der dem TRISTAN-C Projekt zugrunde liegt.

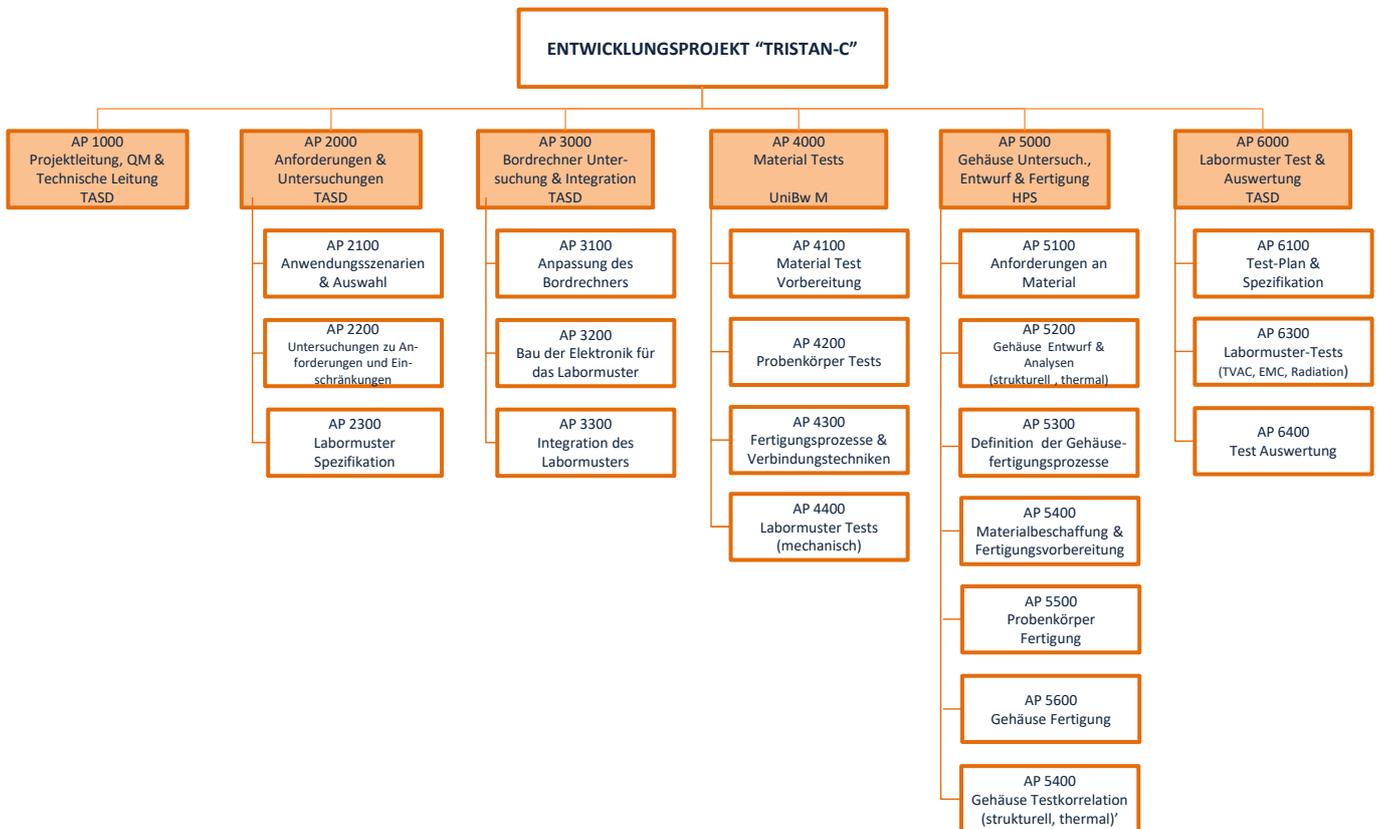


Abbildung 1: Arbeitsstrukturplan

TAS OPEN

Der Arbeitsstrukturplan ist nach Themengebieten untergliedert wodurch auch eine eindeutige Zuordnung der Arbeiten und Verantwortlichkeiten sichergestellt ist. Innerhalb eines Arbeitspakets sind die Aufgaben chronologisch angeordnet.

UniBwM ist für AP 4000 verantwortlich, HPS für AP5000, Fraunhofer INT wurde im Rahmen von AP6300 beauftragt, alle übrigen Arbeiten sind TASD zugeordnet.

Das folgende Diagramm zeigt die Ablauflogik, nach der das Projekt durchgeführt wurde.

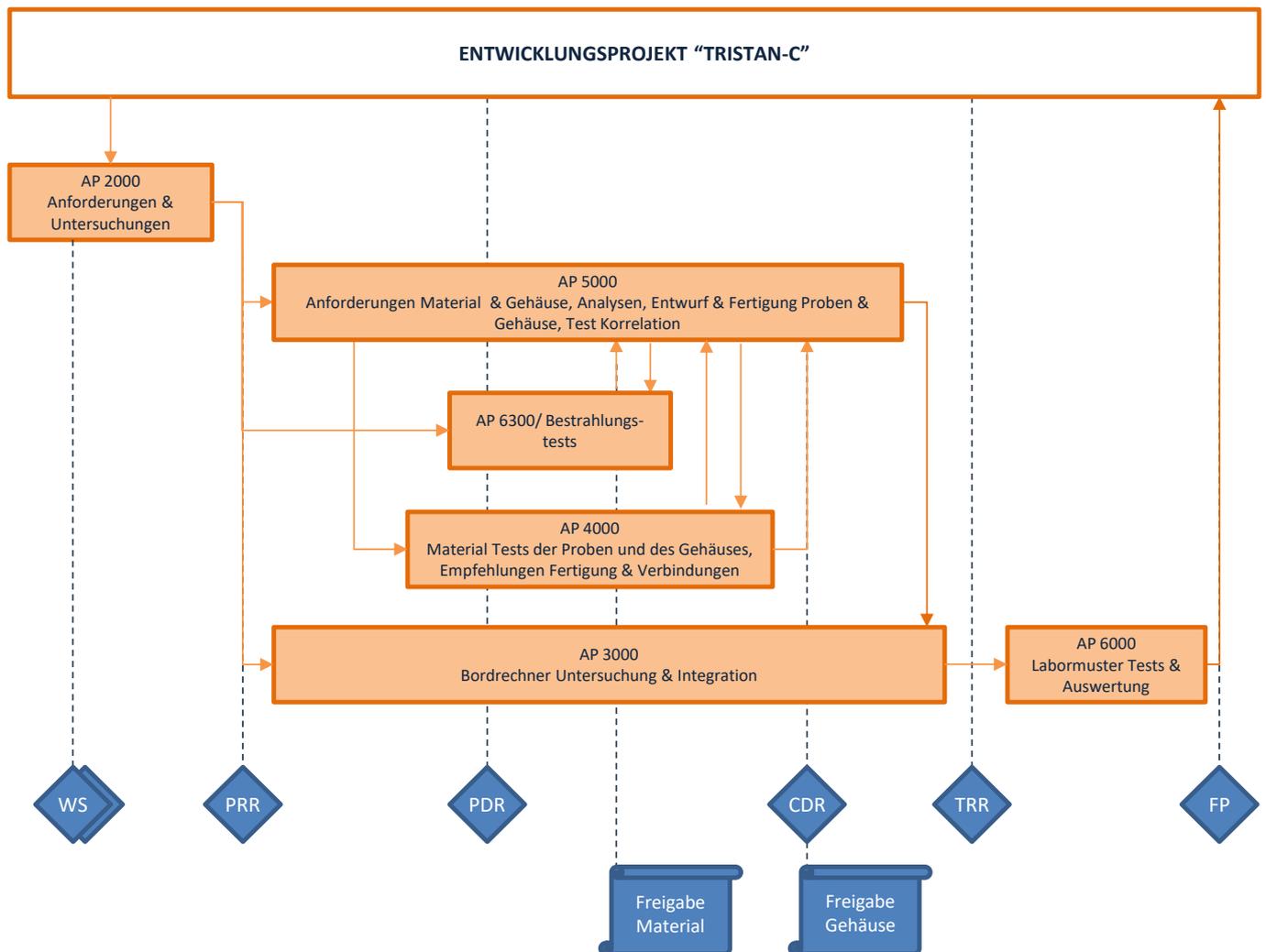


Abbildung 2: Ablauflogik

Zu Beginn wurden zwei Workshops durchgeführt, einerseits um das grundlegende Gehäusekonzept (Anordnung der Platinen, Modularität), andererseits um die TRISTAN-C Anforderungen mit denen seitens OBC-SA abzustimmen.

Nach ausführlichen Dosis-Untersuchungen für unterschiedliche Schichtmaterialien und Zusammensetzungen wurde entschieden, die Bestrahlungstests auf Materialproben auszuführen, die baugleich mit den Proben für die mechanischen Tests sind. Die Ergebnisse konnten somit in die Materialauswahl mit einfließen. Das Risiko einer Iteration der Ergebnisse mit weiteren Tests konnte damit reduziert werden.

Die ursprünglich geplante Gehäusefreigabe wurde zu einem CDR erweitert, um die eigentliche Gehäusefreigabe davon zu entkoppeln.

Das nachfolgende Balkendiagramm stellt den zeitlichen Ablauf von TRISTAN-C dar.

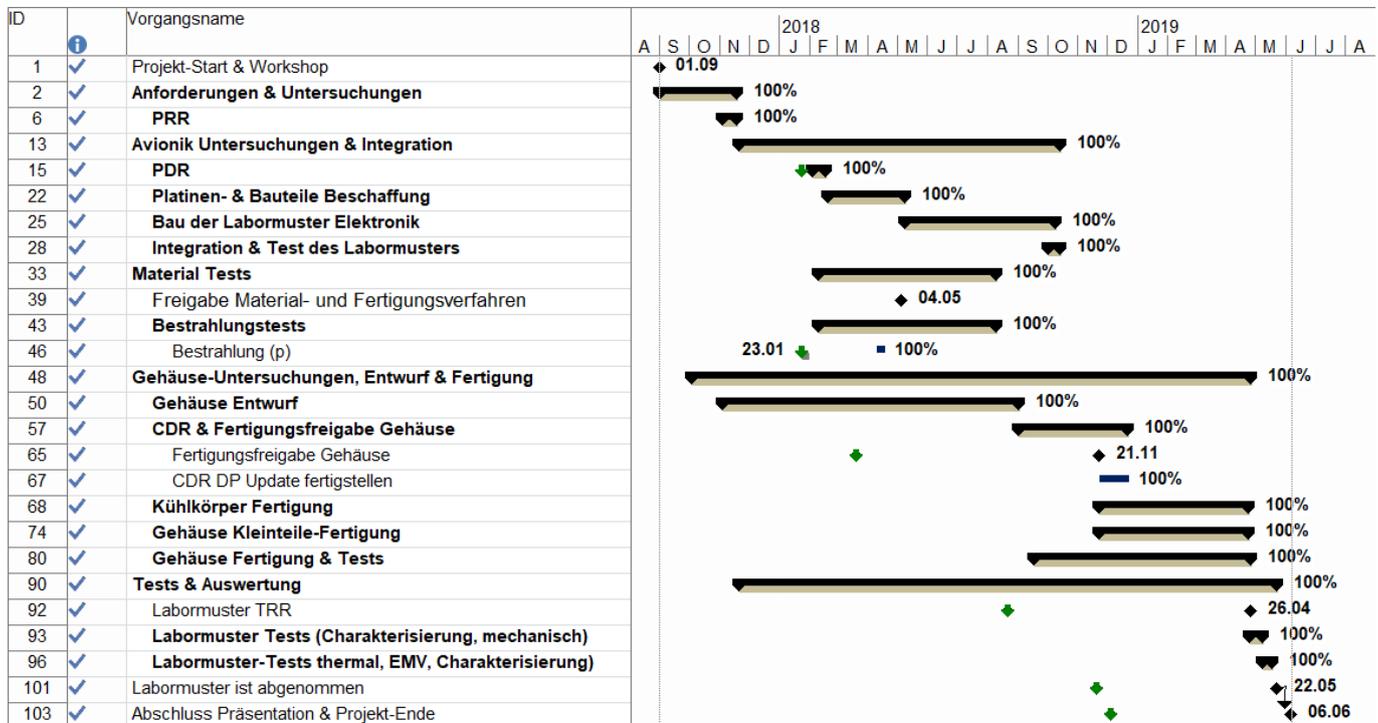


Abbildung 3: Balkenplan

Die grünen Pfeile zeigen die ursprüngliche Planung, die Balken den tatsächlichen Verlauf dar. Ursache für die teilweise erheblichen Verzögerungen waren Wartezeiten auf Lieferanten, aber auch die Bestrahlungstests waren von einer Verzögerung der Messzeit betroffen.

Die Labormuster Tests (Umwelttests) verliefen nahezu fehlerfrei, so dass keine wesentlichen Nacharbeiten erforderlich waren.

2.5 Wissenschaftlicher und technischer Stand

Für Elektronikgehäuse werden in der Raumfahrt üblicherweise schwarz eloxierte Aluminiumgehäuse mit 2mm Wandstärke eingesetzt. Dies sind entweder kastenförmige Gehäuse mit Kasseteneinschieben, die die Platinen halten, oder aus Einzelmodulen zusammengesetzte Gehäuse.

Diese Gehäuse sind vergleichsweise leicht und lassen sich einfach, präzise und relativ günstig herstellen. Als Vollmetallgehäuse bieten sie auch eine gute Abschirmung gegen Hochfrequenz-Ein- und Auskopplungen, sowie Funkenentladungen. Die Gehäuse werden mit Winkeln auf Satellitenpaneelen angeschraubt und bieten eine gute thermale Kopplung. Bei größeren Temperaturunterschieden zur Montagetemperatur kommt es allerdings zu mechanischen Spannungen, da Satellitenpaneele aus Gewichtsgründen in der Regel aus CFK-Platten bestehen.

Zumindest bei Missions-kritischen Bauteilen werden HiRel-Bauteile eingesetzt, deren Preis oft das 10-fache der funktional gleichwertigen COTS-Version beträgt. HiRel-Bauteile müssen bei der Bestellung vollständig bezahlt werden und haben oft Lieferzeiten von 6 Wochen bis mehr als 6 Monate. Üblicherweise werden deswegen ein paar Ersatzexemplare für jeden Typ gekauft, falls bei der Entwicklung oder Tests solche Bauteile beschädigt werden. Aus diesen Gründen schließen sich in der Regel mehrere Raumfahrtunternehmen bei HiRel-Bestellungen zusammen und übertragen die Sammel-Beschaffung sogenannten ‚Central Parts Procurement Agencies‘. Hinzu kommt, dass die Auswahl bei HiRel-Bauteilen und somit auch bei der verfügbaren Funktionalität eingeschränkt ist.

All diese Nachteile haben kommerzielle (COTS) Elektronikbauelemente nicht. Zudem ist die Entwicklung deutlich weiter fortgeschritten hinsichtlich Rechenleistung je elektrischer Leistungsaufnahme und der funktionalen Integration. Allerdings überstehen solche Bauteile die Weltraumstrahlungsbedingungen nicht sehr lange oder die Dauer der Funktionstüchtigkeit kann kaum zuverlässig vorhergesehen werden.

Bei speziellen Missionen (z.B. JUICE zum Jupiter mit seinen enormen Strahlungsfeldern) müssen auch HiRel-Bauteile zusätzlich geschirmt werden. Hier kommen üblicherweise dünne Tantalplatten oder -plättchen als sogenanntes ‚Spotshielding‘ zum Einsatz.

CFK wird in der Raumfahrt für große Strukturen eingesetzt, da sich dort weitere Gewichtseinsparungen gegenüber Aluminium bei mindestens gleichwertigen mechanischen Eigenschaften realisieren lassen (z.B. Sandwich Paneele). Aufgrund der äußerst geringen thermischen Ausdehnung wird CFK auch für Antennenreflektoren eingesetzt, da diese in der Regel großen Temperaturunterschieden ausgesetzt sind, ihre Form dabei aber nur minimal ändern dürfen.

Carbon Nano Tubes (CNT) werden in der Raumfahrt nur experimentell eingesetzt, da es noch kein Material größerer Ausdehnung aus CNTs gibt. Buckypaper sind noch recht klein und dünn und somit für Strukturteile ungeeignet. Beimengungen zu anderen Materialien (CFK) erlauben eine leichte Verbesserung der Materialeigenschaften, Mischungsverhältnisse bis 6 Volumen-% in Epoxidharz konnten bisher realisiert werden.³

³ A. Albrecht, J. Welzel: Carbon Nanotubes, Vortrag Theorie der kondensierten Materie, 2009
S. Greßler et al.: Kohlenstoff-Nanoröhrchen (Carbon Nanotubes) – Teil I: Grundlagen, Herstellung, Anwendung, Institut für Technikfolgen-Abschätzung Wien (Hrsg.), NanoTrust-Dossier Nr. 022, März 2011
K. Balasubramanian, M. Burghard: Funktionalisierte Kohlenstoffröhren, Chem. Unserer Zeit, 2005, 39, 16 – 25
H. P. Monner et al.: Carbon Nanotubes – ein multifunktionaler Leichtbauwerkstoff für die Adaptronik, Adaptronic Congress 2003, 01.-03. April

Hinsichtlich der Serienfertigung aber auch aus Produktüberlegungen sind modulare Architekturen sinnvoll. In den USA wird der VPX-Standard eingesetzt, der auch bei Militärelektronik verwendet wird. VPX ist allerdings vergleichsweise kompliziert und aufwendig. Daher wurde in Europa, im Wesentlichen durch Airbus Defense & Space mit Fraunhofer FOKUS, MEN und weiteren Firmen im Rahmen vom OBC-SA Projekt der compact PCI Serial Standard als Ausgangspunkt gewählt. cPCI Serial wird auch in der Eisenbahntechnik eingesetzt, ist erheblich einfacher aufgebaut und bietet je Slot etwas mehr Signalanschlüsse („pins“) als VPX. Der Vorteil der geringeren Reglementierung ist allerdings auch ein Nachteil: Es könnten so Inkompatibilitäten zwischen Platinen entstehen. OBC-SA hat im August 2017 den cPCI Serial Space Standard auf den Weg gebracht, hierin ist die Zweifach-redundante Auslegung des „Systemslots“ festgehalten, sowie die Definition einiger terrestrischer Busse (SATA), die in der Raumfahrt nicht eingesetzt werden, verallgemeinert worden. Auch die Slot-Auswahl („board enable“) wurde Raumfahrt-gemäß umdefiniert.

Bei hochintegrierten Bauelementen setzen sich sogenannte MPSOCs (Multi-Processor System-on-Chip) durch: Bei dem für TRISTAN-C bevorzugten Chips sind in einem Gehäuse ein großer FPGA, eine Quad-Core CPU, eine Dual-Core CPU und eine kleine GPU vereint. Hinzu kommen noch 20 und mehr Hochgeschwindigkeitsschnittstellen (für Datenraten von 6 .. 32 Gbps). Damit ist ein ein-Platinen Computer (Abmessung 10cm x 16cm) mit der Rechenleistung von bis zu 10 modernen PCs möglich – womit aufwendige Signalverarbeitung im Orbit möglich wird.

Die Weltraumstrahlung ist in ihren physikalischen Eigenschaften gut verstanden, allerdings ist die Modellierung der Teilchenspektren und Ausfallarten noch ungenau (Überschätzung in den Teilchenflüssen und berechneten Ausfallraten gegenüber den tatsächlich beobachteten Ausfällen, soweit sie Strahlungseffekten zugeordnet werden können).

Beim ESA-Projekt „RAPRO“ konnte HPS erste Erfahrungen mit einem Sandwich-Abschirmmaterial aus CFK und dünnen Tantal Blechen gewinnen. Mit der von ESA bereitgestellten Software MULASSIS kann die Wechselwirkung von hochenergetischen Teilchen mit Schichtmaterialien berechnet werden. Hierin kommt GEANT 4 zum Einsatz, welches beim CERN für die Berechnung und Auslegung der Teilchendetektoren entwickelt wurde. Alternativ kann auch mit den PSTAR- und ESTAR-Tabellen der Bremsenergie in einer Vielzahl von Materialien gerechnet werden, allerdings werden dabei Sekundäreffekte nicht automatisch berücksichtigt.

Die Effektarten, die die Weltraumstrahlung bei COTS-Elektronik verursachen kann, sind die gleichen wie bei HiRel-Elektronik, allerdings sind die Raten und die Degradation höher als bei HiRel-Bauteilen, wobei die Datenbasis zur Berechnung der Effekte sehr gering und unvollständig ist.

(Klein-)Serienfertigung wird in bereits seit Globalstar (1995) praktiziert, allerdings bisher nur für wenige Konstellationen (z.B. Globalstar 2, Iridium, IridiumNEXT, Galileo), jeweils mit weniger als 100 Satelliten je Konstellation. Die derzeit diskutierten oder in der Realisierung befindlichen Megakonstellationen mehrere 100 bis 1000 Satelliten, so dass in der Produktion (nach einer Anlaufphase) 10-20 Satelliten je Monat in parallelen, eventuell sogar roboterisierten Fertigungsstraßen montiert und Flug-getestet werden müssen. Elektronikkomponenten müssen dann in

wenigen Tagen einschließlich Flug-/Abnahmetests gefertigt werden können, weswegen in der Konstruktion Klebungen und Kabelbäume vermieden werden sollten.

Die Veröffentlichung „Shields-1, A SmallSat Radiation Shielding Technology Demonstration“, von D.L. Thomson III, W. Kim, J. W. Cutler, 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, beschreibt die Shields CubeSat Initiative des NASA Langley Research Center, „to develop a configurable platform that would allow lower cost access to Space for materials durability experiments, and to foster a pathway for both emerging and commercial-off-the-shelf (COTS) radiation shielding technologies to gain spaceflight heritage in a relevant environment. The Shields-1 will be Langley’s first CubeSat platform to carry out this mission.“. Das verwendete Material basiert auf einem in Plasmaabscheidung hergestellten Sandwich verschiedener Metalle, um einen Z-Gradienten zu realisieren. In der Präsentation „Shields-1 Technology Demonstration on ELaNaXIX“ von D. L. Thomsen III, M. L. Jones, S. C. Bowen, W. Girard, J. W. Cutler wird als Verbesserung durch das Z-grade Material „A 100x reduction of total ionizing dose and removal of internal charging effects.“ genannt. In der Präsentation „Shields-1, a CubeSat with a radiation shielding research payload“ von D. L. Thomsen III, W. Kim, N. A. Miller, A. M. Cutright, J. W. Cutler wird eine Dosis Reduktion um >100 in den Protonen- und Elektronengürteln durch ein Material mit einer Flächendichte von 3g/cm² (dies entspricht ~1.8mm reinem Tantal) gegenüber einem Material mit 0,5 g/cm² in Silizium berichtet⁴.

Shields-1 wurde im Dezember 2018 in einen zirkularen, polaren LEO mit 500-600km Höhe gebracht. Langley hält für das Z-Grade Material und dessen Herstellung ein US und ein Europäisches Patent. Der TRISTAN-C Ansatz, CFK und Tantal zu einem Strukturmaterial zu kombinieren ist nach derzeitigem Kenntnisstand nicht patentiert.

2.6 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Während der Bearbeitung dieses Projektes erfolgte über die als Unterauftragnehmer eingebundenen Projektpartner und Lieferanten hinaus keine Zusammenarbeit mit anderen Stellen.

Im Rahmen der Projektbearbeitung wurde allerdings mit möglichen Anwendern (innerhalb von TAS, aber auch Airbus-D, German Orbital Systems und Fraunhofer INT) über die Verwendung von TRISTAN-C als Komponente, aber auch nur der Elektronik oder des Materials gesprochen.

⁴ Das TRISTAN-C Material hat eine Flächendichte von 1,15g/cm² (Tantal-Anteil 0,66g/cm²), und liefert eine 2-3-fache Dosisreduktion gegenüber Aluminium mit der gleichen Flächendichte. Aus den Ergebnissen der Bestrahlungstests ergibt sich eine ~50-fache Dosisreduktion gegenüber 0.5g/cm² (1.9mm Aluminium). Durch den Einsatz von Zwischenwänden im TRISTAN-C Gehäuse vervielfacht sich die Flächendichte für die Platinenslots #2-#8 auf mindestens das doppelte für Teilchen, die quer zur Platinen Orientierung eintreffen. Damit wird ebenfalls eine Dosisreduktion von mindestens 100 erreicht.

3. EINGEHENDE DARSTELLUNG

3.1 Verwendung der Zuwendung mit Gegenüberstellung der Ziele und Ergebnisse

Die Zuwendung wurde nahezu wie ursprünglich geplant verwendet. Die Abweichungen bestanden in:

- a) geringeren als ursprünglich angenommene Materialkosten, aber höheren Personalaufwänden: Dies wurde durch eine kostenneutrale Mittelumwidmung aufgefangen,
- b) sehr hohen Anforderungen an den Thermalentwurf aufgrund von sehr hohen Temperaturvorgaben auf Satellitenseite: Die Ausarbeitung des Thermalentwurfs wurde von HPS auf TASD übertragen, was zu einer kostenneutralen Mittelverschiebung von ‚Fremdvergabe‘ auf ‚Personalkosten‘ führte,
- c) Erheblichen Verzögerungen bei Lieferanten und den Bestrahlungstests, die trotz Pufferzeiten nicht ausgeglichen werden konnten.

Inhaltlich wurden alle Ziele erreicht. Im Folgenden werden die Ziele von TRISTAN-C und die erzielten Ergebnisse gegenübergestellt.

Die Ziele sind in der Vorhabenbeschreibung [AD2] in Kapitel 2 enthalten. Kapitel 1.2 geht darin noch zusätzlich auf die Komponenteninitiative des DLR ein, deren übergeordnete Ziele in die Ziele des Kapitels 2 eingearbeitet worden waren.

Das Gesamt Ziel ist, die Machbarkeit eines COTS-basierten Hochleistungsrechners für Raumfahrtanwendungen in einem innovativen CFK-Gehäuse mit verbesserter Strahlungsabschirmung nachzuweisen, sowie die erzielbare mechanische und thermische Belastbarkeit, und die Abschirmwirkung gegen über elektromagnetischen Wellen und Teilchenstrahlung zu ermitteln.

Tabelle 4: Gegenüberstellung Gesamtziel / Ergebnisse

Nr.	Gesamt Ziel: Einzelziele	Ergebnis
1	Einbau eines hochleistungs-SDR in ein CFK-Gehäuse	SDRC ist aufgebaut und betriebsfertig (S/N 001 und S/N 002), Materialzusammensetzung und -aufbau durch Probestests ermittelt (TRC-TN-UniBwM-SBS-00004, v2.0, „Material Sample Test Report“; Radiation Berichte NEO-17-034, Report 017/2018 „Proton shielding tests for Tristan C“, und NEO-17-034, Report 018-2018, v2.0, „Radiation transport simulations for Tristan-C“)
2	Nutzen von CNT	Eigenschaften und Nutzbarkeit von CNTs wurden untersucht: Nutzen von Buckypaper für EMV Schirmung und/oder Thermal design (TRC-TN-TASD-SBE-00003, v2.1, „SDRC Electronics Design“)
3	Modularer Aufbau von Elektronik und Gehäuse	SDRC basiert auf cPCI Serial Space, Gehäuse aus anpassbaren Einzelteilen (TRC-TN-TASD-

Nr.	Gesamt Ziel: Einzelziele	Ergebnis
		SBE-00003, v2.1, „SDRC Electronics Design“; TRC-TN-HPS-SBH-00006, V2.3, „Housing Design & Manufacturing“; S/N 001, S/N 002)
4	Verbesserte Abschirmeigenschaften und Gewichtsreduktion	In Silizium deponierte Energie ist bei LEO/GEO um den Faktor 2-3 gegenüber gleichschweren Aluminiumgehäusen reduziert, Nachweis durch Protontest und Analysen (Radiation Berichte NEO-17-034, Report 017/2018 „Proton shielding tests for Tristan C“, und NEO-17-034, Report 018-2018, v2.0, „Radiation transport simulations for Tristan-C“)
5	Tauglichkeit des Entwurfs für Kleinserienproduktion	Minimierung der Gehäuseeinzelteile auf 11 (plus Schrauben), Elektronikzusammenbau in wenigen Minuten durch Einstecken auf Basis von cPCI Serial Space (TRC-TN-HPS-SBH-00006, V2.3, „Housing Design & Manufacturing“; S/N 001, S/N 002)
6	Nachweis der grundsätzlichen Weltraumtauglichkeit durch Umwelttests	Qualifikations-Umwelttests für eine typische LEO Umlaufbahn erfolgreich abgeschlossen (TRC-TN-TASD-SB-00008, v2.0, „SDRC Test Report“)

Dies wurde in 5 wissenschaftlich-technische Arbeitsziele untergliedert:

Tabelle 5: Gegenüberstellung Arbeitsziele / Ergebnisse

Nr.	Arbeitsziel	Ergebnis
1	Untersuchung von Anwendungsmöglichkeiten & Definition von Anforderungen	Dokumentiert in: <ul style="list-style-type: none"> • TRC-TN-TASD-SB-00002, v1.6, „SDRC Technical Requirements“
2	Machbarkeitsuntersuchung über Designmethoden und Auslegungskriterien für Elektronik und Umhausung	Dokumentiert in: <ul style="list-style-type: none"> • Entwurfsuntersuchungen siehe Nr. 3 • Untersuchungen zur Verwendung von CNT (TRC-TN-TASD-SBE-00003, v2.1, „SDRC Electronics Design“) • TRC-TN-UniBwM-SBS-00004, v2.0, „Material Sample Test Report“ • Nach technischer Beurteilung mit HPS ist die Verwendung von Aluminiumwinkeln optimal, siehe TRC-TN-HPS-SBH-00006, V2.3, „Housing Design & Manufacturing“
3	Detaillierter Entwurf von Labormustern	Dokumentiert in: <ul style="list-style-type: none"> • TRC-TN-TASD-SBE-00003, V2.1, „Breadboard Electronics Design“ • TRC-TN-HPS-SBH-00006, V2.3, „Hous-

Nr.	Arbeitsziel	Ergebnis
		ing Design & Manufacturing“ <ul style="list-style-type: none"> • Testprogramm siehe Nr. 4 • Radiation Berichte NEO-17-034, Report 017/2018 „Proton shielding tests for Tristan C“, und NEO-17-034, Report 018-2018, v2.0, „Radiation transport simulations for Tristan-C“ • Fertigungsunterlagen und Dokumentation der Fertigungsprozesse (TRC-TN-HPS-SBH-00006, V2.3, „Housing Design & Manufacturing“, ohne Zeichnungen und Prozeduren)
4	Fertigung & Test auf Materialebene und des Labormusters	Dokumentiert in: <ul style="list-style-type: none"> • Materialkennwerte siehe Nr. 2 • Aufgebaute SDRC S/N 001 und 002 • TRC-TN-TASD-SB-00007, V2.1, „SDRC Test Plan“ • TRC-TN-TASD-SB-00008, v2.0, “SDRC Test Report”
5	„Lessons Learned“	Dokumentiert in den Schlussversionen der obigen Dokumente, sowie dem fortgeschriebenen Verwertungsplan.

Die nachfolgenden Unterkapitel stellen die wesentlichen Ergebnisse der einzelnen Arbeitspakete dar.

3.1.1 AP2000 – Anforderungen und Untersuchungen

Anfänglich wurden die folgenden Fragen geklärt:

- Festlegung der Missionen zur Dimensionierung und Auswertung
- Materialwahl: Wahl des Prepregs, Schichtfolge und Dicken, Verwendung von CNT
- Gehäusekonstruktion: Platinengröße und -orientierung, Realisierung der Modularität
- Modularität der Elektronik, Auswahl der wesentlichen elektronischen Bauteile

Sämtliche Anforderungen wurden in einer technischen Spezifikation zusammengefasst und bildeten die Grundlage für die weiteren Entwurfs-, Fertigungs- und Testarbeiten.

3.1.1.1 Missionen

Es wurden die folgenden Missionen zur Auslegung der Komponente festgelegt:

- LEO Orbit: Zirkular, 1400km Höhe, Sonnen-synchron mit Wiederholungszyklus ca. alle 3 Tage (Erdbeobachtung), Inklination 68°deg, Dauer 5 Jahre bei 95% Zuverlässigkeit (Telekom)
- GEO Orbit: Zirkular, 35786km Höhe, Inklination 0°deg, Dauer 15 Jahre bei 95% Zuverlässigkeit (Telekom oder Erdbeobachtung)

Für die thermalen Randbedingungen wurde IridiumNEXT sowie ein neuerer Konstellationsatellit herangezogen.

3.1.1.2 Materialwahl

Für die mechanischen und Bestrahlungsproben wurden die folgenden Schichtfolgen untersucht:

No.	Composite Material	Production	Heat	Area Mass	E-Module	Flexural Rigidity	CTE	Total Thickness
		Effort	Conductivity					
		low 1 – high 10	[W/m/K]	[g/m ²]	[MPa]	[MPa]	[1/K]	[mm]
1a	C-Ta-C 0.32-0.1-0.32 (RAPRO)	3	47.08	2701.8	133528	125479	4.21E-04	0.740
2	C-Ta-C 0.32-0.2-0.32	3	47.90	4366.8	139775	126148	4.93E-04	0.840
5a	C-C-Ta-C-C 0.32-0.32-0.3-0.32-0.32	4	47.52	7068.6	136847	125745	4.79E-04	1.580
5b	C-C-Ta-C-C 0.32-0.32-0.43-0.32-0.32	4		9229.3				1.710
5c'	C-C-C-Ta-C-C-C 0.32-0.32-0.32-0.3-0.32-0.32-0.32	4	47.08	8105.4			4.79E-04	2.220
5c	C-C-C-Ta-C-C-C 0.32-0.32-0.32-0.4-0.32-0.32-0.32	4	47.38	9770.4				2.320
10	C-Ta-C-Ta-C 0.32-0.3-0.32-0.3-0.32	6	49.08	11545.2	148665	137250	5.37E-04	1.560
11	C-W-C 0.32-0.259-0.32	10	81.72	6035.5	207653	132165	4.42E-04	0.899

Abbildung 4: Lagenaufbau der Materialkandidaten

Insbesondere bestand eine große Unsicherheit in der Vorgehensweise zur Ermittlung des optimalen Materials, da unbekannt war, ob die mechanisch beste Zusammensetzung auch die beste Abschirmung bietet, oder ob dies gegenläufige Eigenschaften sind. Hinsichtlich „besten Abschirmung“ war wiederum unklar, ob als Auswahlkriterium die Abschirmeffizienz (Dosisreduktion bezogen auf Materialdichte, sofern eine Mindestreduktion erreicht würde) oder die absolute Dosisreduktion gewählt werden sollte. Schließlich wurden die folgenden Kriterien verwendet:

- (1) Abschirmungseffizienz: Niedrigste Dosis in Silizium dividiert durch die Flächendichte („equivalent thickness“) und im Vergleich zu Aluminium mit äquivalenter Dicke
- (2) Absolute Abschirmung: Niedrigste Dosis in Silizium
- (3) Kosten: Niedrigster Herstellungs- und Verarbeitungsaufwand

Mit Hilfe umfangreicher Dosissimulationen (SPENVIS/MULASSIS, OMERE) wurden vier verschiedene Schichtungen bestimmt, die die vermuteten Wertebereiche der Kriterien überdecken sollten.

Als Probenmaterialien wurden schließlich gewählt (mit Lagendicke):

- (2) C-Ta-C 0.32-0.2-0.32
- (5a) C-C-Ta-C-C 0.32-0.32-0.3-0.32-0.32
- (5c) C-C-C-Ta-C-C-C 0.32-0.32-0.32-0.4-0.32-0.32-0.32
- (11) C-C-W-C-C 0.32-0.32-0.26-0.32-0.32

Für die Bestrahlungstests kamen noch die äquivalent-dicken Aluminium Proben hinzu.

Damit konnten die Bestrahlungstests quasi zeitgleich mit den mechanischen Tests ausgeführt werden, mit minimiertem Risiko aus den gewonnenen Testergebnissen eine neue Schichtung zu ermitteln und erneut testen zu müssen.

Für das CFK wurde das Karbonfaser Prepreg M46J mit Epoxidharz (150g/cm²) eingesetzt.

Dichte (%wt) (Massenanteil)	C	N	O	H
M46J Massenanteil je Element	1	0	0	0
Epoxidharz (generisch) Massenanteil je Element	0,68	0,09	0,15	0,08

Source: PERSEO: PErsonal Radiation Shielding for interplanetary missions

	Fibre M46J	Epoxy (generic)		
CFK Faser/Harz Anteil (Vol%)	0,42	0,58	Source: Cytac CYCOM® 950-1 Epoxy Prepreg with 42%-M46J-Plain Weave-280 GSM	
Dichte [g/cm ³]	1,84	1,12	Source: PERSEO: PErsonal Radiation Shielding for interplanetary missions	
	C	N	O	H
CFK Masse / Volumen ('rho') [g/cm ³]	1,215	0,058	0,097	0,052

Mit diesen Werten und den Messergebnissen kann die Dosis für eine 5-jährige Mission in niedrigem, höherem, hohem LEO und im GEO für alle Proben in 400µm Silizium bestimmt werden.

Bei den Mess- und Analyseergebnissen weist das am effizientesten abschirmende Material die geringste absolute Dosisreduktion auf. Nur die dickste Schichtung liefert eine Zwei- bis Dreifache absolute Dosisreduktion gegenüber äquivalent-dickem Aluminium, die im typischen LEO und einer Missionsdauer von bis zu 5 Jahren zu einer für COTS-Elektronik hohen, aber für kostenmäßig bedeutsame Bauteile erträglichen Dosisbelastung führt. Für GEO ist eine Verdoppelung der Elektronik notwendig (kalte Redundanz), um eine Verfügbarkeit von 95% über 15 Jahre zu erreichen.

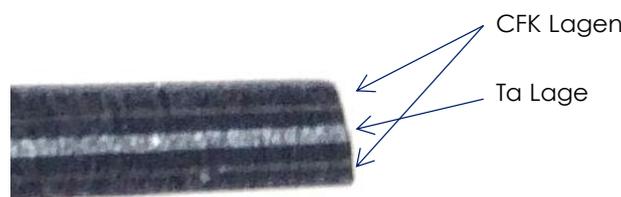


Abbildung 5: Ausgewähltes TRISTAN-C Material

Die nachfolgende Tabelle zeigt die Detailergebnisse für das schließlich für das Gehäuse ausgewählte Material „mat5c“ und zum Vergleich die Ergebnisse für äquivalent-dickes Aluminium (4.24.mm). Darin bedeuten sp – solare Protonen, te – Gürtel-Elektronen, tp – Gürtel-Protonen.

Tabelle 6: Dosis Ergebnisse für das TRISTAN-C Material “mat5c”, 5 Jahre

Material	Orbit	Particle	Material		Aluminium		Ratio		Material		Aluminium		Ratio	
			Total Dose	Dose Error	Total Dose	Dose Error	Ratio	Error	Total Dose	Dose Error	Total Dose	Dose Error	Ratio	Error
mat5c	Orbit-Geostationary-35800-1Orbit	sp	10387	53	9821	55	105,8%	0,8%	14913	1913	40942	5485	36,4%	6,8%
		te	4526	1912	31121	5484	14,5%	6,7%						
		tp	0	0	0	0	#DIV/0!	#DIV/0!						
	Orbit-Heliosync-300km-1Orbit	sp	2039	10	1933	11	105,5%	0,8%	3525	34	8241	74	42,8%	0,6%
		te	1465	33	6289	73	23,3%	0,6%						
		tp	21	0	19	0	113,1%	2,6%						
	Orbit-Heliosync-1400km-1Orbit	sp	2764	14	2617	15	105,6%	0,8%	37559	307	65167	613	57,6%	0,7%
		te	8271	260	36602	589	22,6%	0,8%						
		tp	26524	163	25948	169	102,2%	0,9%						
	Orbit-Heliosync-2000km-1Orbit	sp	2849	15	2699	15	105,6%	0,8%	121155	879	167338	1601	72,4%	0,9%
		te	14716	670	64673	1489	22,8%	1,2%						
		tp	103590	569	99966	591	103,6%	0,8%						

Bei diesem Material reduziert sich die Dosis in Silizium im GEO im Vergleich zu einer Aluminium-Abschirmung äquivalenter Dicke um einen Faktor ~3, und im LEO unterhalb von 1400km um einen Faktor ~2, je höher je niedriger die Umlaufbahn.

Aus der Tabelle ist auch ersichtlich, dass das Material weniger abschirmt als äquivalent-dickes Aluminium – aufgrund des sehr geringen Wasserstoff-Anteils in der Gesamtdichte, die wesentlich vom Tantal bestimmt ist welches Protonen nicht so gut abbremst als Aluminium. Allerdings ist bei hohen Protonenenergien auch die in Silizium übertragene Energie geringer, was sich bei den untersuchten Protonenspektren nahezu kompensiert. Dickere CFK Lagen könnten die Protonenabschirmung verbessern, damit wird das Material aufgrund von ungewöhnlich hoher Gesamtdicke aber für den Bau kompakter Gehäuse weniger interessant.

Die mechanischen Testergebnisse (siehe §3.1.3) zeigen, dass alle Schichtungen ausreichende Festigkeiten aufweisen. Somit wurde mat5c für das Gehäuse ausgewählt⁵.

Nach den Bestrahlungstests mit Protonen wurde eine Abklingzeit von fast 3 Monaten beobachtet. Allerdings wurden alle Proben zusammen betrachtet und auch kein Energiespektrum aufgenommen. Hier ist die Vermutung, das Wolfram deutlich stärker als Tantal durch die Protonenbestrahlung (>6MeV) aktiviert wurde und die lange Abklingzeit durch die folgenden Aktivierungsreaktionen hervorgerufen wurde: $p + W \rightarrow Re + \gamma$, der angeregte ¹⁸⁵Re-Zustand zerfällt unter Aussendung von γ -Strahlen innerhalb von 70 und 160 Tagen, was ungefähr mit der beobachteten Abklingzeit übereinstimmt.

⁵ In den Proben wurde aus Kostengründen 0.381mm Tantal verwendet, das Gehäusematerial verwendet 0.4mm Tantal, wodurch die Dosisreduktion noch geringfügig zunimmt.

3.1.1.3 Gehäusekonstruktion

Die folgende Abbildung zeigt die möglichen modularen Gehäuse Varianten.

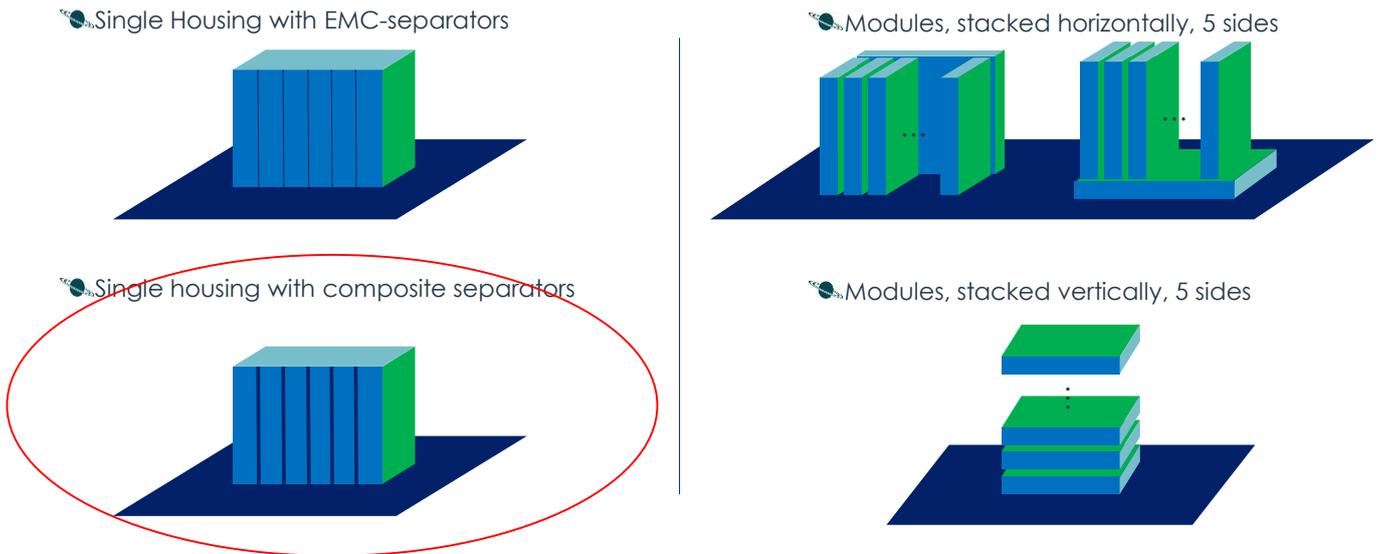


Abbildung 6: Mögliche Gehäusekonzepte

Es wurde das Konzept der stehenden Platinen mit stehender Backplane gewählt, da hier alle Platinen am besten entwärmt werden können.

3.1.1.4 Modularität der Elektronik

Für die Elektronik wurde bereits bei der Antragstellung festgelegt, dass sie ein Software Defined Radio (SDR) realisieren soll, wodurch ein weiterer Einsatzbereich der Hardware erreicht wird. Die Anpassung an eine spezielle Mission erfolgt durch das Front-/Backend (zum Sensor) sowie durch die Firm- und Software hinsichtlich der Signal- und Datenverarbeitung und der Schnittstellen zum Satelliten und der Datenverarbeitung am Boden.

Um den Aufwand für die Firm- und Softwareentwicklung auf ein Minimum zu reduzieren, wurde das SDR für space-based ADS-B ausgelegt, für das die notwendige Firm- und Software bei TASD bereits vorhanden ist.

Es wurde lediglich die grundsätzliche Modularität und Erweiterbarkeit festgelegt, sowie die Vermeidung von internen Kabelbäumen durch den Einsatz einer Backplane empfohlen.

3.1.1.5 Dokumentation der Anforderungen

Insgesamt wurden 93 Anforderungen für die Komponente spezifiziert (TRC-TN-TASD-SB-00002, „SDRC Technical Requirements“, v1.6).

3.1.2 AP3000 – Bordrechner Untersuchung & Integration

Der Entwurf des Bordrechners ist aus den SDR-C Anforderungen abgeleitet. Die Integration ist in §3.1.5 beschrieben.

Die SDR-C Elektronik besteht aus 4 Modulen:

1. Backplane: Verkabelung
2. SoC Modul: Digitale Signal- und Datenverarbeitung
3. RF-ADC Modul: HF-Front- und Backend
4. PSU Modul: Stromversorgung

Die funktionale Gliederung ist im folgenden Diagramm dargestellt:

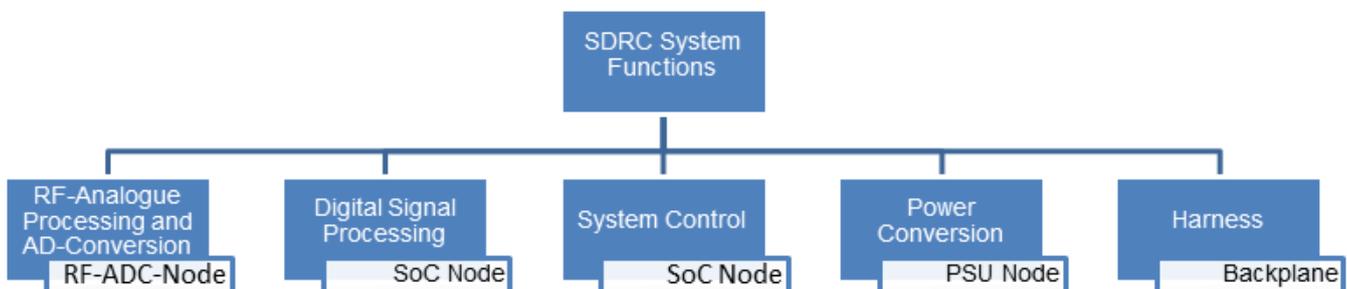


Abbildung 7: SDR-C Top-Level Funktionen und Abbildung auf die SDR-C Module

Das RF-ADC Modul hat 4 unabhängige HF-Eingangskanäle (1090+/-10 MHz, 50 Ohm) und einen HF-Ausgang (Kalibrationssignal 1090 MHz, 50 Ohm).

Beim SoC Modul kommt eine geringfügig modifizierte kommerziell erhältliche Platine mit dem MPSOC ZU15EG zum Einsatz.

Für die Stromversorgung ist aus Kostengründen nur ein Adapter vorgesehen, da dies für die Demonstration der Machbarkeit unerheblich ist. Zu einem späteren Zeitpunkt kann ein Raumfahrt-tauglicher DC/DC Wandler eingesetzt werden.

Für die interne Verkabelung wird eine Backplane nach dem cPCI Serial Space Standard eingesetzt. Bei maximal 9 Einschüben entspricht diese Platine einem Kabelbaum von 90 Kabeln mit jeweils 2 bis 19 Litzen. Es sind Fully-meshed und Double-Star Topologien vorhanden, sowie mehrere Bussysteme (CAN, SPI/I2C, Stromversorgung). Über die Backplane werden auch die Digitalsignale der Hochgeschwindigkeits-ADCs/DACs (mit bis zu 6 Gbps je Lane) sowie das zentrale Zeitgebersignal (100 MHz) übertragen.

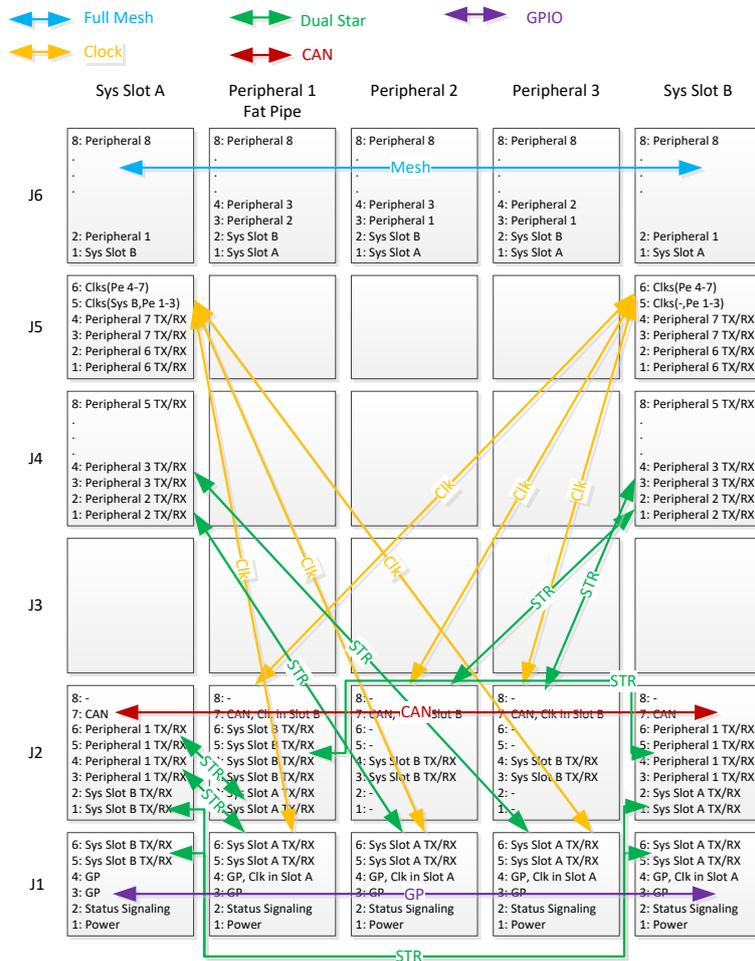


Abbildung 8: SDRC Verbindungen auf der 6-Slot Backplane (ohne Shelf-Controller)

Die folgenden Abbildungen zeigen die einzelnen Module. Sie sind alle als 3U-Europakarten (100 mm x 160 mm) realisiert. Dies entspricht eine Halbierung der Größe gegenüber dem üblicherweise in der Raumfahrt verwendeten 6U Formfaktor (233,35 mm x 160 mm).

Tabelle 7: Gewicht (Vollkonfiguration)

Component	Remarks	Number	kg/Component	kg/Total	Margin +/-kg/Total	Ref.
Full Configuration incl. Redundancy						
31.07.2019						
RF-ADC board		4	0.153	0.611	0.001	measured board excl. frontpanel
SOC board		2	0.167	0.335	0.000	measured board excl. frontpanel excl. fan
PSU		2	0.080	0.160	0.000	measured board
Backplane	9 slot	1	0.470	0.470	0.005	measured board
Housing	rho 2.96g/cm³	1	4.150	4.150	0.004	measured
Alu parts		1	0.959	0.959	0.010	calculated
Heat Spreader		1	7.698	7.698	0.008	measured
				Estimate / kg:	14.38	0.03 0.2%
				Upper Limit / kg:	14.41	

TAS OPEN

Tabelle 8: Gewicht (TRISTAN-C Konfiguration)

Component	Remarks	Number	kg/Component	kg/Total	Margin		Ref.
					+/-kg/Total		
TRISTAN-C Configuration							
31.07.2019							
RF-ADC board		1	0.153	0.153	0.000	measured	board excl. frontpanel
SOC board		1	0.167	0.167	0.000	measured	board excl. frontpanel excl. fan
PSU		1	0.080	0.080	0.000	measured	board
Backplane	6 slot	1	0.301	0.301	0.003	measured	board
Housing	rho 2.96g/cm ³	1	4.150	4.150	0.042	measured	
Alu parts	Difference to 8.8kg total weight	1	0.959	0.959	0.010	calculated	
Heat spreader		1	2.990	2.990	0.003	measured	
				Estimate / kg:	8.80	0.06	0.6%
				Upper Limit / kg:	8.86		

Die folgenden Tabellen zeigen die Gewichte und Leistungsaufnahme.

Tabelle 9: Elektrische Leistungsaufnahme (Vollkonfiguration)

Component	Remarks	Number	W/Component	W/Total	Margin		Ref.
					+/-W/Total		
Nominal							
31.07.2019							
RF-ADC board	LNA, ADC, PoL, LDO	2	6.85	13.70	0.69	calculated	from measurement
SOC board	SOM, PoL, PHY, Osc	1	9.95	9.95	0.50	calculated	from measurement
PSU	DC/DC, diode, LVDS,	1	1.67	1.67	0.33	PR estimate	
Backplane	passive	1	0.03	0.03	0.00	calculated	from measurement
				Sub-Total / W:	25.35	1.52	
DC/DC	efficiency 75%	1	8.45	8.45	0.85		
				Estimate / W:	33.80	2.36	6.5%
				Upper Limit / W:	36.17		
Standby							
31.07.2019							
SOC board		1	9.95	9.95	0.00		
Backplane		1	0.03	0.03	0.00		
				Sub-Total / W:	9.98	0.00	
DC/DC	efficiency 75%	1	3.33	3.33	0.33		
				Estimate / W:	13.31	0.33	2.4%
				Upper Limit / W:	13.64		
Combined							
12.02.2018							
5 min Standby (e.g. at Pole)							
95 min Nominal							
100			Estimate / W:	32.78	2.26		
				Upper Limit / W:	35.04		

TAS OPEN

Tabelle 10: Elektrische Leistungsaufnahme (TRISTAN-C Konfiguration)

Component	Remarks	Number	W/Component	W/Total	Margin +/-W/Total	Ref.
Nominal						31.07.2019
RF-ADC board	LNA, ADC, PoL, LDO	1	6.85	6.85	0.34	calculated from measurement
SOC board	SOM, PoL, PHY, Osc	1	9.95	9.95	0.50	calculated from measurement
PSU	DC/DC, diode, LVDS,	0	1.67	0.00	0.00	PR estimate
Backplane	passive	1	0.03	0.03	0.00	calculated from measurement
			Sub-Total / W:	16.83	0.84	
DC/DC	efficiency 75%	0	5.61	0.00	0.00	
			Estimate /W:	16.83	0.84	4.8%
			Upper Limit / W:	17.68		
Standby						31.07.2019
SOC board		1	9.95	9.95	0.00	
Backplane		1	0.03	0.03	0.00	
			Sub-Total / W:	9.98	0.00	
DC/DC	efficiency 75%	0	3.33	0.00	0.00	
			Estimate /W:	9.98	0.00	0.0%
			Upper Limit / W:	9.98		
Combined						12.02.2018
5 min Standby (e.g. at Pole)						
95 min Nominal						
100	Estimate /W:			16.49	0.80	
			Upper Limit / W:	17.29		

Weitere Daten des SDRCs:

Empfänger:

Kanäle 4
 Frequenz 1090 +/- 10 MHz
 Empfindlichkeit < -95 dBm @50 Ohm
 ADC 4x 14bit @100MSPS
 DAC 1x 16bit @100MSPS

Rechner-Einheit:

CPU 1332 MFLOPS (herunter getaktet auf 667MHz, max. 1.5GHz)
 FPGA 3528 DSP, 747000 Logik Zellen, 24 GTH-Transceiver (à 16.3Gbps)
 RAM 8 GB DDR4
 Flash 512 MB (boot-fähig)

Zum Vergleich: Die auf der Rechner-Einheit ablaufende ADS-B Anwendung benötigt eine Rechenleistung, für die mehr als 5 moderne PCs mit 3.6GHz Taktrate erforderlich wären.

TAS OPEN

3.1.3 AP4000 – Material Tests

Die mechanische und thermische Charakterisierung der potentiellen TRISTAN-C Laminats umfaßt die folgenden Materialtests:

- Zugversuche nach DIN EN ISO 527-4 zur Bestimmung des Elastizitätsmoduls (E-Modul) und der Zugfestigkeit,
- 4-Punkt-Biegeversuche nach DIN EN ISO 14125 zur Bestimmung der Biegesteifigkeit und -festigkeit in Längs- und Querrichtung,
- 3-Punkt-Kurzbiegeversuche nach DIN EN ISO 14130 zur Bestimmung der interlaminaren Schubfestigkeit in Längs- und Querrichtung,
- Messungen des Wärmeausdehnungskoeffizienten und
- Messungen der Wärmeleitfähigkeit.

Die Materialtests werden an der UniBw M durchgeführt. Insgesamt sind drei CFK-Tantal-Laminats und ein CFK-Wolfram-Laminat zur Prüfung sowie jeweils ein weiteres für Vorversuche vorgesehen, Tabelle 11. Die geplante Probenanzahl beträgt sechs Probekörper je Prüferserie der mechanischen und zwei Probekörper je Prüferserie der thermischen Tests. Die Versuchszeit beläuft sich auf 29 Werkstage.

Alle Laminats besitzen bzgl. einer Membranbeanspruchung einen quasi-isotropen Lagenaufbau und bestehen aus einer zentralen, unterschiedlich dicken Tantal- (Ta) oder Wolfram- (W) Schicht $h_{Ta/W}$ und einer verschiedenen Anzahl von CFK-Lagen. Für letztere werden M46J Kohlefasern Prepregs vom Hersteller Toray (Flächengewicht: 150 g/m²) verwendet. In der Laminatsbezeichnung werden vier CFK-Lagen mit einem „C“ abgekürzt.

Tabelle 11: Laminats für die Materialtests

#	Laminat	Lagenaufbau	$h_{Ta/W}$ [mm]
1	C-Ta-C (nur für Vorversuche) C-Ta-C	[0/45/-45/90/Ta] _s [0/90/45/-45/Ta] _s	0,200 0,200
2	CC-Ta-CC	[(0/45/-45/90) _{x2} /Ta] _s	0,300
3	CCC-Ta-CCC	[(0/45/-45/90) _{x3} /Ta] _s	0,381
4	CC-W-CC	[(0/45/-45/90) _{x2} /W] _s	0,254
5	C-W-C (nur für Vorversuche)	[0/45/-45/90/W] _s	0,254

Die Laminatsfertigung erfolgt am Lehrstuhl für Produktentwicklung und Leichtbau der TU München (ehemals Lehrstuhl für Leichtbau). Im Handlegeverfahren werden mit einem Autoklaven bei einer Aushärtetemperatur von 180 °C Platten hergestellt. Die Materialproben werden aus den Platten mit einer Wasserstrahlschneidemaschine bzw. kleine Proben mit einer Trennmaschine herausgeschnitten. Aufgrund einer Unachtsamkeit bei der Herstellung des CC-Ta-CC Laminats wurde eine Trennfolie zwischen der letzten und vorletzten CFK-Lage nicht entfernt. Das Laminat ist nach der Aushärtung vollständig delaminiert und somit für die Materialtests unbrauchbar, Abbildung 9. In Absprache mit den Projektpartnern wurde entschieden auf dieses Laminat zu verzichten, da die Laminatsigenschaften mithilfe der klassischen Laminattheorie

und den zurückgerechneten Kennwerten der unidirektionalen Einzelschicht (UD-Schicht) der restlichen Laminat sehr gut vorhersagbar sind.



Abbildung 9: Delamination einer CC-Ta-CC Probe nach der Herstellung

3.1.3.1 Zugversuche

Die Zugversuche werden nach DIN EN ISO 527-4 durchgeführt, Abbildung 10. Es wird eine tailierte Probekörpergeometrie (Typ 1B) mit einer Gesamtlänge von 250 mm verwendet. Die Prüfung erfolgt mit einer Zugprüfmaschine von Zwick (Typ Z150) mit einer Nennkraft von 150 kN. Sowohl die Zugkraft als auch die Dehnung werden mit den Aufnehmern der Zugprüfmaschine ermittelt (Standardkraftmessdose und Ansetzwegaufnehmer mit 30 mm Messlänge). Die Prüfungsgeschwindigkeit beträgt 1 mm/min.

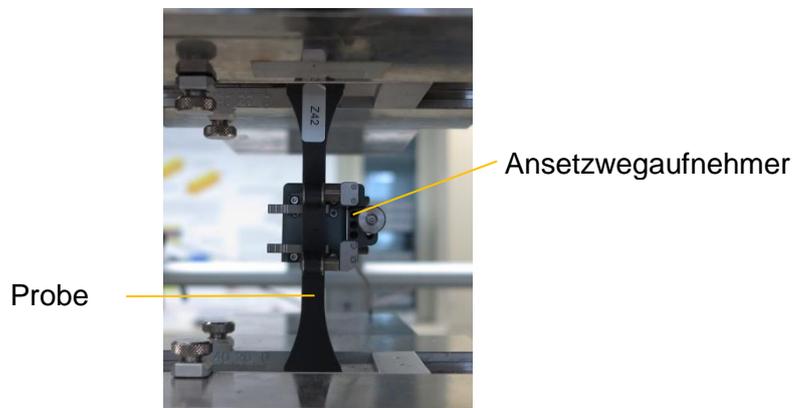


Abbildung 10: Versuchsaufbau Zugversuche

Die Zugeigenschaften werden für jedes Laminat auf einen Referenz-Faservolumengehalt $\varphi_{F,ref}$:

$$\varphi_{F,ref} = \frac{M_F \cdot n_C}{(h_{ref} - h_{Ta/w})\rho_F} \quad (3-1)$$

welcher aus den gemittelten Probendicken einer Prüfserie h_{ref} :

$$h_{ref} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n h_i. \quad (3-2)$$

bestimmt wird, bezogen. Darin bezeichnen M_F das Flächengewicht einer UD-Schicht, n_C die Anzahl der CFK-Lagen, ρ_F die Dichte der Faser und n die Anzahl der Probekörper je Prüferserie.

Die Zugversuche der CFK-Ta-Laminat zeigen im Gegensatz zu den CFK-W-Laminaten ein bilineares Spannungs-Dehnungs-Verhalten bis zum Bruch, Abbildung 11. Der Übergang vom ersten linearen Bereich (Bereich A) in den zweiten linearen Bereich (Bereich B) mit geringerer Steigung tritt bereits bei geringen Dehnungen bzw. Spannungen ein. Eine mögliche Ursache für dieses Verhalten ist die geringe Fließgrenze von Ta mit 170 N/mm² [1]. Die Dehnungen ε' und ε'' zur Berechnung des E-Moduls (E_A) werden entsprechend dem Materialverhalten angepasst und sind Tabelle 12 zu entnehmen. Darüber hinaus wird ein „E-Modul“ für den Bereich B (E_B) angegeben. Die Zugfestigkeit σ_{max} entspricht dem Maximum im Spannungs-Dehnungs-Diagramm und kennzeichnet den Bruch der Probe.

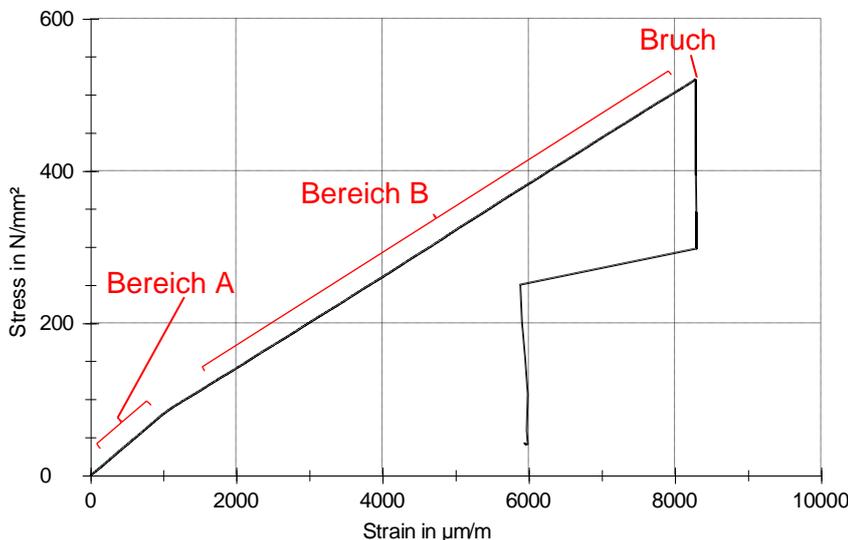


Tabelle 12: Dehnungen für die Berechnung der E-Moduln der CFK-Tantal-Proben

#	Bereich A	Bereich B
	$\varepsilon' / \varepsilon''$ [µm/m]	$\varepsilon' / \varepsilon''$ [µm/m]
1	200 / 700	2000 / 3000
3	200 / 1200	2500 / 3500

Abbildung 11: Spannungs-Dehnungs-Diagramm einer C-Ta-C Probe

Die Mittelwerte \bar{x} und die Standardabweichungen s werden berechnet nach

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad \text{und} \quad (3-3)$$

$$s = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} . \quad (3-4)$$

In Tabelle 13 sind die Mittelwerte und die Standardabweichungen der E-Moduln und der Zugfestigkeiten der getesteten Laminat in Bezug auf den jeweiligen Referenz-Faservolumengehalt aufgeführt. Die Ta-Laminat zeigen sehr ähnliche E-Moduln (83,8 – 86,6 GPa) und Zugfestigkeiten (527,8 – 578,1 GPa). Einen deutlich höheren E-Modul von 130,3 GPa und 100,4 GPa

weisen die W-Laminat C-W-C und CC-W-CC auf. Die Zugfestigkeit von C-W-C ist mit 587,8 GPa nur geringfügig größer als die der Ta-Laminat, wohingegen die Zugfestigkeit von CC-W-CC mit 713,4 GPa deutlich größer ist verglichen mit den Ta-Laminaten.

Tabelle 13: Ergebnisse der Zugversuche bezogen auf den Referenz-Faservolumengehalt

$$\varphi_{F,ref}$$

#	Laminat	h_{ref} [mm]	$\varphi_{F,ref}$ [%]	Ergebnis	E_A or E [N/mm ²]	E_B [N/mm ²]	σ_{max} [N/mm ²]
1	C-Ta-C Vorversuch ($n = 3$)	1,385	55,0	\bar{x}	86854,8	65594,5	554,8
				s	1220,1	856,4	37,1
5	C-W-C Vorversuch ($n = 3$)	1,466	53,8	\bar{x}	130335,0	n/a	587,8
				s	2745,9	n/a	28,7
1	C-Ta-C ($n = 6$)	1,431	53,0	\bar{x}	83766,1	60822,1	527,8
				s	1492,9	2097,1	26,8
2	CC-Ta-CC ($n = 0$)	n/a	n/a	\bar{x}	n/a	n/a	n/a
				s	n/a	n/a	n/a
3	CCC-Ta-CCC ($n = 6$)	3,848	56,4	\bar{x}	85398,0	67935,8	578,1
				s	870,4	679,5	38,9
4	CC-W-CC ($n = 6$)	2,662	54,1	\bar{x}	100372,2	n/a	713,4
				s	1673,3	n/a	55,6

3.1.3.2 4-Punkt-Biegeversuche

Im Rahmen von 4-Punkt-Biegetests nach DIN EN ISO 14125 werden die Biegesteifigkeit und -festigkeit ermittelt, Abbildung 12. Dabei werden die Probekörperabmaße und die Lagerabstände der Materialklasse IV zugrunde gelegt. Die Prüfung erfolgt mit einer Zugprüfmaschine (Zwick Z150) unter Verwendung des unteren Prüfraumes für Druckversuche. Der obere Teil des Aufbaus ist durch eine Kugelkalotte gelenkig gelagert und kann sich somit genau an die Probekörpergeometrie anpassen und die Last gleichmäßig in die Probe einleiten. Die Lasteinleitung in den Probekörper selbst erfolgt mit Passstiften (Radius 2 mm).

Aufgrund von geringen Prüfkraften wird eine zusätzliche Kraftmessdose mit einer Nennkraft von 12,5 kN (Typ U10M) vom Hersteller Hottinger Baldwin Messtechnik (HBM) eingesetzt. Die Verformung in der Mitte des Probekörpers wird mit einem Wegaufnehmer von HBM (Typ W5TK, Nennweg: ± 5 mm) gemessen. Die Messdatenerfassung erfolgt mit einem MGCplus Messverstärker von HBM.

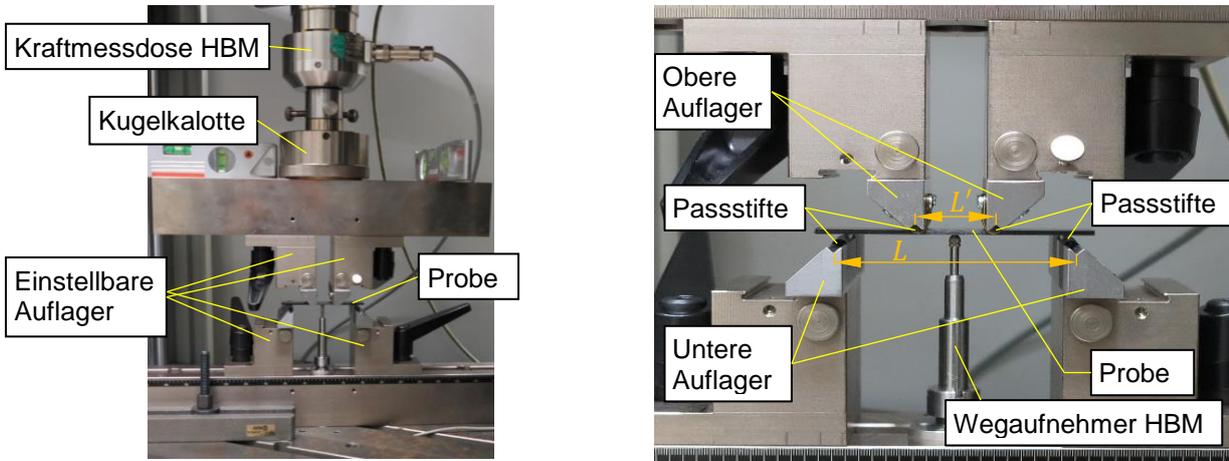


Abbildung 12: Versuchsaufbau 4-Punkt-Biegetests

Die Biegesteifigkeit EI wird aus zwei Punkten der Kraft-Verschiebungs-Kurve bestimmt (siehe Norm) und auf die Probenbreite b normiert:

$$EI/b = \frac{1}{b} \frac{(F'' - F')}{(w'' - w')} \left(\frac{1}{4} ac^2 + \frac{1}{6} a^3 + \frac{1}{2} a^2 c \right) \quad (3-5)$$

$$\text{mit } a = \frac{L-L'}{2} \quad \text{und } c = \frac{L'}{2}.$$

Hierin kennzeichnet w die Verformung der Probe in der Mitte. Die Biegefestigkeit $m_{b,max}$ entspricht dem maximalen Biegemoment bei Versagen der Probe und wird ebenfalls auf die Probenbreite b normiert:

$$m_{b,max} = \frac{F_{max} (L - L')}{4b} \quad (3-6)$$

Insofern ein Erstversagen vor dem Totalversagen erkennbar ist, wird das Biegemoment $m_{b,FPF}$ für diesen Punkt angegeben. Die Berechnung der Mittelwerte \bar{x} und der Standardabweichungen s erfolgt nach den Gleichungen (3-3) und (3-4).

Die Ergebnisse der 4-Punkt-Biegeversuche sind Tabelle 14 zu entnehmen. Die Längsrichtung kennzeichnet die Richtung mit außenliegender 0° -Lage und die Querrichtung die mit außenliegender 90° -Lage. Gemäß den Erwartungen, weisen alle Laminare in Längsrichtung aufgrund der außenliegenden 0° -Lage eine höhere Biegesteifigkeit als in Querrichtung auf. Der Einfluss der Metallschicht auf die Biegesteifigkeit ist sehr gering, da diese in der neutralen Ebene liegt. Die Biegesteifigkeit hängt sowohl in Längs- als auch in Querrichtung im Wesentlichen von der Probekörperdicke ab, da alle Laminare aus einer unterschiedlichen Anzahl von $[0/45/-45/90]$ Lagen bestehen. Eine Ausnahme stellt das C-Ta-C Laminat dar, da sich der Lagenaufbau von $[0/45/-45/90/Ta]_s$ in den Vorversuchen zu $[0/90/45/-45/Ta]_s$ geändert hat. Daraus resultiert in Querrichtung eine deutlich höhere Biegesteifigkeit des C-Ta-C Laminates im Vergleich zu C-Ta-C im Vorversuch.

Tabelle 14: Ergebnisse der 4-Punkt-Biegetests

#	Laminat	Richtung	Ergebnis	h [mm]	b [mm]	EI/b [Nmm]	$m_{b,FPF}$ [N]	$m_{b,max}$ [N]
1	C-Ta-C Vorversuch ($n = 2$)	Längs	\bar{x}	1,387	15,234	21309,7	148,0	186,3
			s	-	-	-	-	-
		Quer	\bar{x}	1,367	15,232	5962,5	141,5	141,6
			s	-	-	-	-	-
5	C-W-C Vorversuch ($n = 2$)	Längs	\bar{x}	1,447	15,310	25739,4	178,3	237,8
			s	-	-	-	-	-
		Quer	\bar{x}	1,442	15,279	8229,4	181,2	181,3
			s	-	-	-	-	-
1	C-Ta-C ($n = 6$)	Längs	\bar{x}	1,424	14,949	21963,5	159,6	159,6
			s	0,006	0,014	872,3	9,5	9,5
		Quer	\bar{x}	1,435	14,945	14922,2	151,1	153,4
			s	0,008	0,051	367,7	6,3	8,5
2	CC-Ta-CC ($n = 0$)	Längs	\bar{x}	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
			s	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
		Quer	\bar{x}	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
			s	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
3	CCC-Ta-CCC ($n = 6$)	Längs	\bar{x}	3,820	15,078	382870,7	854,6	1242,0
			s	0,025	0,041	9744,0	50,4	24,1
		Quer	\bar{x}	3,878	15,068	260499,3	957,8	967,5
			s	0,012	0,011	3508,2	8,5	12,6
4	CC-W-CC	Längs ($n = 3$)	\bar{x}	2,658	15,027	131527,1	411,9	680,3
			s	0,015	0,077	2536,8	12,8	44,5
		Quer ($n = 5$)	\bar{x}	2,671	n/a	72664,7	466,4	473,8
			s	0,008	n/a	1232,6	9,1	5,4

Die Längsproben zeigen ein Druckversagen in den äußeren 0°-Lagen, Abbildung 13 unten. An der Probenoberfläche entstehen während des Versuches im Bereich der oberen Auflager quer über die Probe verlaufende Risse (Abbildung 13 oben). Im Kraft-Verschiebungs-Diagramm können diese Risse geringen Kraftabnahmen mit einer anschließenden Laststeigerung mit geringerer Steigung bzw. Steifigkeit zugeordnet werden. Die Risse entstehen durch das Ausknicken der druckbelasteten Fasern infolge eines lokalen Versagens der elastischen Bettung (Matrix). Angrenzende Schichten der 0°-Lage ermöglichen mittels Schubkräften eine Lastumleitung um die geschädigte Stelle und damit eine Laststeigerung. Dieser Prozess setzt sich solange fort bis auch diese angrenzenden Schichten geschädigt sind und keine zusätzliche Kraft mehr übertragen können. Es kommt zum vollständigen Versagen der äußersten 0°-Lage und damit zum Bruch der Probe.

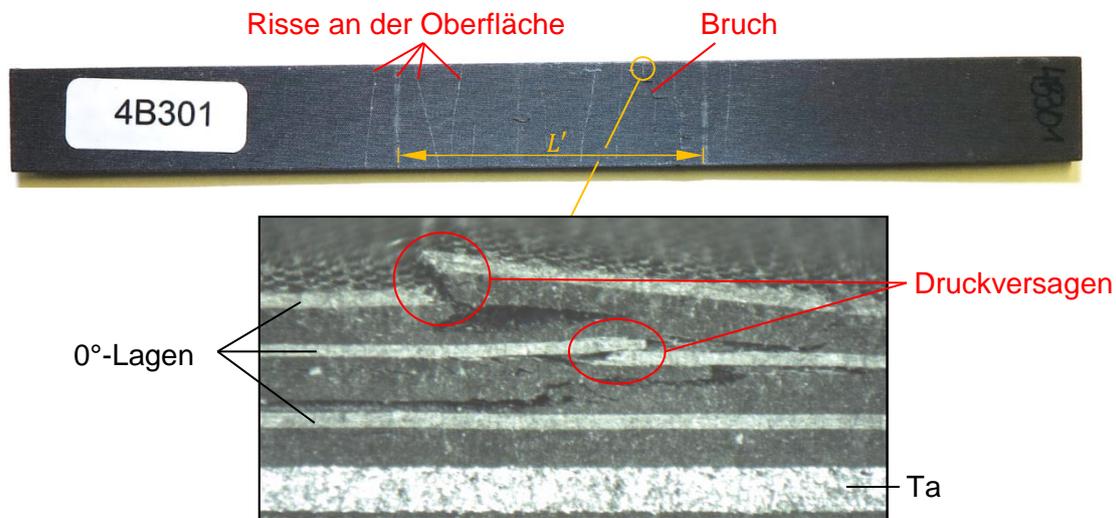


Abbildung 13: Druckversagen der 0°-Lagen einer CCC-Ta-CCC Längsprobe infolge der 4-Punkt-Biegebelastung

Die Querproben versagen ebenfalls infolge eines Druckversagens der äußersten 0°-Lage, Abbildung 14. Im Gegensatz zu den Längsproben entstehen an der Oberfläche vor dem Bruch der Probe keine Risse. Dies steht im Einklang mit den Kraft-Verschiebungs-Kurven, die bis zum Bruch einen weitestgehend linearen Verlauf ohne eine vorherige Kraftabnahme zeigen. Ein vorzeitiges Ausknicken der äußersten 0°-Lage wird durch die angrenzenden Schichten verhindert. Das Versagen tritt somit in erster Linie einem Druckversagen als einem Stabilitätsversagen zuzuordnen.

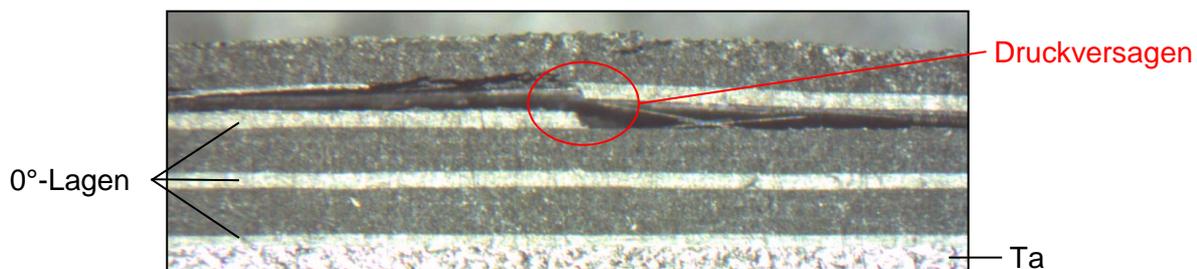


Abbildung 14: Druckversagen der äußeren 0°-Lage einer CCC-Ta-CCC Querprobe infolge der 4-Punkt-Biegebelastung

3.1.3.3 3-Punkt-Kurzbiegeversuche

Zur Bestimmung der interlaminaren Schubfestigkeit werden 3-Punkt-Kurzbiegetests nach DIN EN ISO 14130 durchgeführt. Der Versuchsaufbau wird analog zu den 4-Punkt-Biegeversuchen in den unteren Prüfraum der Zugprüfmaschine integriert, Abbildung 15. Die Lasteinleitung in die Probe erfolgt über Passstifte. Sowohl die Kraft als auch die Verschiebung werden mit den Standardaufnehmern der Prüfmaschine gemessen. Die Prüfgeschwindigkeit beträgt 1 mm/min. Die mittleren Probendicken \bar{h} und die Lagerabstände L sind Tabelle 15 zu entnehmen.

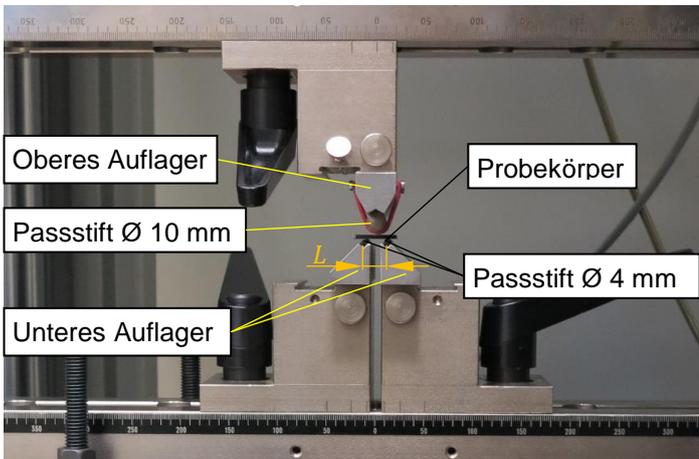


Abbildung 15: Versuchsaufbau 3-Punkt-Biegetest

Tabelle 15: Mittlere Probendicken und Lagerabstände der 3-Punkt-Biegetests

#	Laminat	\bar{h} [mm]	L [mm]
1	C-Ta-C	1,478	6,35
	C-Ta-C Vorversuch	1,385	6,35
2	CC-Ta-CC	n/a	n/a
3	CCC-Ta-CCC	3,866	15,00
4	CC-W-CC	2,551	10,40
5	C-W-C Vorversuch	1,459	6,35

Die Berechnung der interlaminaren Schubfestigkeit erfolgt im Gegensatz zur Norm mithilfe der Balkentheorie unter Berücksichtigung der Inhomogenität der Lamine. Die kritische Stelle ist die Verbindung zwischen der Metall- und der CFK-Schicht. An dieser Stelle wird der kritische Schubspannungsüberhöhungsfaktor κ_{C-M} für jedes Laminat und jeder Prüfrichtung (längs/quer) aus theoretischen Schubspannungsverläufen ermittelt. Zu beachten ist die starke Richtungs- bzw. Materialabhängigkeit der Schubspannungsverteilung bzw. des -überhöhungsfaktors. Die interlaminare Schubfestigkeit τ_{C-M} kann somit aus der maximalen Kraft F_{max} und der Querschnittsfläche A im 3-Punkt-Biegetest berechnet werden:

$$\tau_{C-M} = \kappa_{C-M} \frac{F_{max}}{2A} \quad (3-7)$$

In Tabelle 16 sind die gemittelten interlaminaren Schubfestigkeiten τ_{C-M} , die zugehörigen Schubspannungsüberhöhungsfaktoren κ_{C-M} an der Grenzschicht CFK-Metall und die mittleren Schubspannungen τ_m aufgeführt. Die Berechnung der Mittelwerte \bar{x} und der Standardabweichungen s erfolgt nach den Gleichungen (3-3) und (3-4).

Für die Querproben ergeben sich plausible interlaminare Schubfestigkeiten von 59 bis 79 N/mm² und ein zulässiges interlaminare Schubversagen in Form von Delaminationen, Abbildung 16. Eine Ausnahme stellt das C-Ta-C Laminat mit gegenüber zum Vorversuch geänderter $[0/90/\pm 45/Ta]_s$ Lagenaufbau dar. Bei diesem Laminat ist die ermittelte interlaminare Schubfestigkeit in Querrichtung mit 40 N/mm² vergleichsweise gering und es kann kein eindeutiges interlaminare Schubversagen festgestellt werden (Kennzeichnung mit **). Die Längsproben aller Lamine zeigen mit Werten zwischen 33 und 39 N/mm² ebenfalls geringe interlaminare Schubfestigkeiten trotz Berücksichtigung der Inhomogenität des Lagenaufbaus in der Berechnung von τ_{C-M} (Kennzeichnung mit *).

Aus einer Analyse der Spannungsverteilung im Laminat geht hervor, dass in der äußeren 0°-Lagen der Längsproben (und der C-Ta-C Proben Querproben) hohe Druckspannungen zum Zeitpunkt des Versagens auftreten. Aus dem Vergleich mit den experimentellen Biegefestigkeiten kann geschlossen werden, dass diese Proben auf Druck versagen. Diese Versuche sind

somit ungültig, da kein interlaminares Schubversagen eingetreten ist (Kennzeichnung mit *). Durch eine Verringerung des Lagerabstandes für die CCC-Ta-CCC und CC-W-CC Proben auf 6,4 mm können die auftretenden Druckspannungen reduziert und dadurch ein interlaminares Schubversagen sowie konsistente interlaminares Schubfestigkeiten von 59 bis 65 N/mm² erreicht werden (Kennzeichnung mit ***).

Die ermittelten interlaminares Schubfestigkeiten an der Grenzschicht CFK-Metall liegen zwischen 59 und 79 N/mm². An der Grenzschicht CFK-Metall können keine Delaminationen festgestellt werden. Dies steht für eine gute Klebefestigkeit. Versuche mit geringeren interlaminares Schubfestigkeiten sind ungültig, da kein interlaminares Schubversagen eingetreten ist. Diese Versuche sollten mit geringeren als in der Norm angegebenen Lagerabständen durchgeführt werden. Die Norm DIN EN ISO 14130 ist somit nicht anwendbar.

Tabelle 16: Ergebnisse der 3-Punkt-Kurzbiegeversuche

#	Laminat	Richtung	Ergebnis	b [mm]	κ_{C-M} [-]	τ_m [Nmm ²]	τ_{C-M} [Nmm ²]	
1	C-Ta-C Vorversuch (n = 4)	Längs	\bar{x}	6,245	1,1337	(34,2)*	(38,8)*	
			s	0,007	n/a	1,9	2,1	
		Quer	\bar{x}	6,221	2,6886	25,3	67,9	
			s	0,009	n/a	1,4	3,9	
	C-Ta-C	Längs (n = 8)	\bar{x}	6,174	1,1356	(29,6)*	(33,6)*	
		Quer (n = 4)	\bar{x}	6,212	1,4663	(27,3)**	(40,0)**	
2	CC-Ta-CC (n = 0)	Längs	\bar{x}	n/a	n/a	n/a	n/a	
			s	n/a	n/a	n/a	n/a	
		Quer	\bar{x}	n/a	n/a	n/a	n/a	
			s	n/a	n/a	n/a	n/a	
3	CCC-Ta-CCC	Längs (n = 0)	\bar{x}	n/a	1,3395	n/a	n/a	59***
			s	n/a	n/a	n/a	n/a	2,9***
		Quer (n = 6)	\bar{x}	15,249	1,6901	34,9	59,0	
			s	0,009	n/a	1,4	2,4	
4	CC-W-CC	Längs (n = 5)	\bar{x}	10,168	1,2787	(27,6)*	(35,3)*	65***
			s	0,008	n/a	1,5	1,9	1,3***
		Quer (n = 5)	\bar{x}	10,001	1,8270	33,1	60,4	
			s	0,113	n/a	2,1	3,8	
5	C-W-C Vorversuch (n = 4)	Längs	\bar{x}	6,310	1,1147	(35,1)*	(39,1)*	
			s	0,000	n/a	2,0	2,2	
		Quer	\bar{x}	6,280	2,3944	32,9	78,8	
			s	0,007	n/a	0,9	2,2	

* Ungültig, Biegeversagen

** Ungültig, Biegeversagen aufgrund geänderten Lageraufbaus

*** Aus separaten Versuchen ermittelt

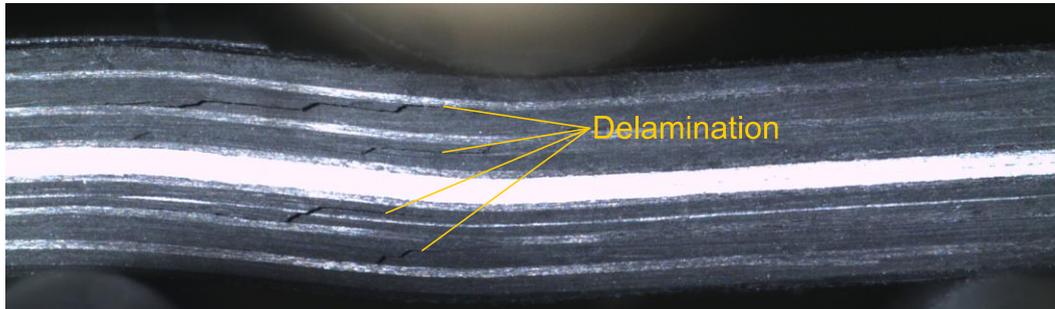


Abbildung 16: Gültiges interlaminares Schubversagen einer CCC-Ta-CCC Querprobe

3.1.3.4 Messung des Wärmeausdehnungskoeffizienten

Der Wärmeausdehnungskoeffizient wird mit einem Dehnungsmessstreifen (DMS) -basierten Verfahren ermittelt [RD1]. Dabei werden die Temperaturgänge von einem DMS auf einer Referenzprobe mit bekannten Wärmeausdehnungskoeffizient (Titansilikat mit $\alpha = 0,03 \times 10^{-6} \text{ 1/K}$) und einem auf der zu untersuchenden Testprobe (150 x 25 mm) applizierten DMS bestimmt. Aus der Differenz beider Temperaturgänge kann der Wärmeausdehnungskoeffizient der zu testenden Probe berechnet werden.

Mit einem eigens entwickelten Versuchsaufbau können mehrere Proben horizontal eingespannt und gleichzeitig getestet werden, Abbildung 17. Jede Probe wird mit einem DMS (350 Ohm) in Probenlängsrichtung und einem Temperatursensor (PT100) jeweils auf der Ober- und Unterseite bestückt. Damit ist es möglich den Wärmeausdehnungskoeffizient auf beiden Seiten zu bestimmen und somit Aussage über etwaige Biegeeinflüsse abzuleiten. Der Versuchsaufbau wird zusammen mit den Probekörpern in einem regelbaren Ofen auf 40 °C aufgeheizt und die Temperaturgänge gemessen. Der Gleichgewichtszustand ist erreicht, wenn die Temperaturänderung der Referenz- und der Testprobe(n) $\pm 0,3 \text{ °C}$ innerhalb von 2 Stunden nicht übersteigt.

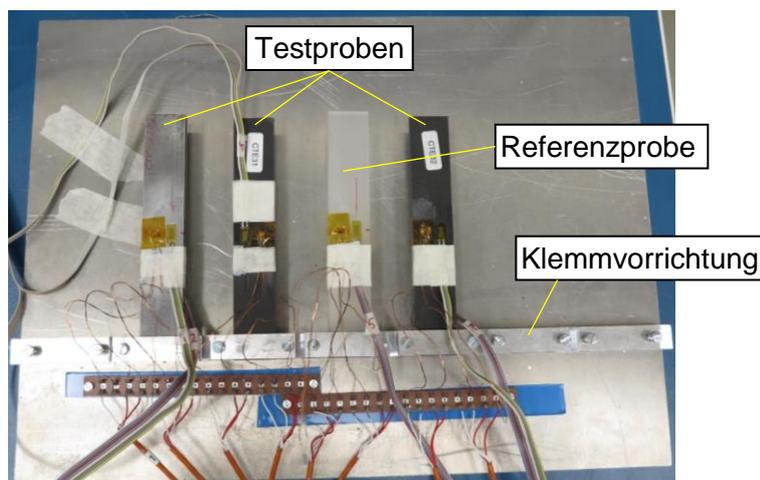


Abbildung 17: Versuchsvorrichtung zur Bestimmung von Wärmeausdehnungskoeffizienten

Das Messaufbau und die Durchführung werden zunächst mit Baustahlproben (St37) validiert. Der Wärmeausdehnungskoeffizient beträgt $11,219 \cdot 10^{-6} \text{ 1/K}$ und zeigt damit eine sehr gute Übereinstimmung mit Literaturwerten. Die Unterschiede des Wärmeausdehnungskoeffizienten zwischen Ober- und Unterseite sind vernachlässigbar gering.

Die meisten CFK-Proben zeigen ebenfalls einen geringen Unterschied zwischen den Wärmeausdehnungskoeffizienten auf der Ober- und Unterseite. Jedoch gibt es einige Proben die trotz gleicher Temperaturdifferenz einen etwas größeren Unterschied von bis zu $0,6 \cdot 10^{-6} \text{ 1/K}$ aufweisen. Dies kann durch einen nicht exakt symmetrischen Lagenaufbau, der zu einer Biegung des Probekörpers infolge der Erwärmung führt, hervorgerufen werden. Ein Vergleich der gemittelten Wärmeausdehnungskoeffizienten zwischen Ober- und Unterseite mit den Werten anderer Proben ohne Biegeeinflüsse zeigt eine gute Übereinstimmung. Aus diesem Grund werden nur die gemittelten Wärmeausdehnungskoeffizienten aufgeführt, s. Tabelle 17. Die gemessenen Wärmeausdehnungskoeffizienten zeigen eine gute Übereinstimmung mit den theoretischen Werten aus der Klassischen Laminattheorie.

Tabelle 17: Mittelwerte der gemessenen Wärmeausdehnungskoeffizienten bei ca. 40 °C

#	Laminat	n [-]	$\bar{\alpha}$ [1/K]
1	C-Ta-C Vorversuch	1	$2,354 \cdot 10^{-6}$
	C-Ta-C	2	$2,744 \cdot 10^{-6}$
2	CC-Ta-CC	n/a	n/a
3	CCC-Ta-CCC	2	$2,277 \cdot 10^{-6}$
4	CC-W-CC	2	$2,029 \cdot 10^{-6}$
5	C-W-C Vorversuch	1	$2,567 \cdot 10^{-6}$

3.1.3.5 Messung der Wärmeleitfähigkeit

Die Wärmeleitfähigkeitsmessungen werden mit einem eigens entwickelten Versuchsaufbau unter Vakuumbedingungen durchgeführt, Abbildung 18. Dazu wird der Temperaturgradient entlang einer einseitig eingespannten Probe (200 x 20 mm) bei einem konstanten Wärmestrom gemessen. Relevante Wärmeleitungsverluste werden in der Berechnung berücksichtigt und Wärmestrahlungsverluste durch den Einsatz einer multi-layer insulation (MLI) Folie weitestgehend minimiert (vgl. Abbildung 19).

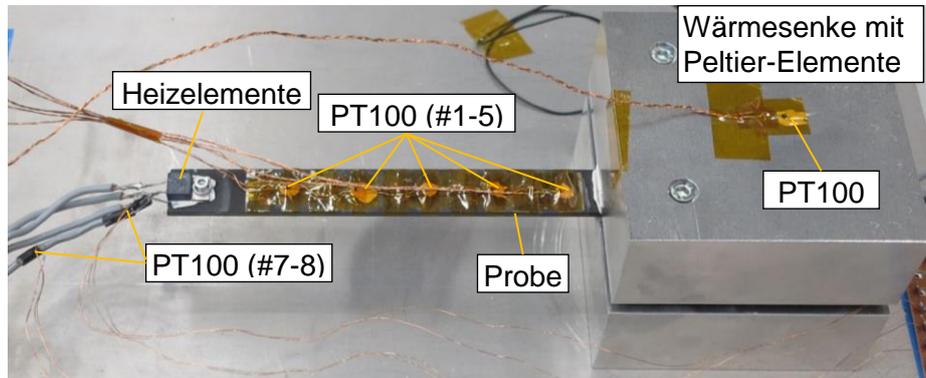


Abbildung 18: Versuchsaufbau zur Bestimmung von Wärmeleitfähigkeiten

Das Aufheizen der Probe erfolgt am freien Ende mit zwei elektrischen Widerständen, die durch eine Schraube mit der Probe fest verbunden sind. Das eingespannte Ende wird mit zwei Peltier-Elementen auf eine definierte Temperatur gekühlt. Die massiven Aluminiumblöcke dienen – neben der Klemmung der Probe – insbesondere der Aufnahme der abgegebenen Wärme der Peltier-Elemente. Die Temperaturverteilung der Probe wird mit fünf PT100 Temperatursensoren im Abstand von 25 mm auf der Oberseite gemessen. Um den über ein Anschlusskabel zurückfließenden Wärmeleitungsstrom $\dot{Q}_{\lambda,w}$ eines Heizelementes ermitteln zu können, werden zwei PT100 in einem Abstand von 50 mm an einem Anschlusskabel befestigt. Die zugeführte elektrische Leistung P_e wird mit einem leistungsgeregelten Labornetzgerät durch Messung der elektrischen Spannung und der Stromstärke bestimmt. An allen relevanten Kontaktflächen wird vakuumtaugliche Wärmeleitpaste aufgebracht.

Aus einer Energiebilanz an der Probe folgt unter Vakuumbedingungen und Vernachlässigung von Strahlungsverlusten und der Wärmeleitungsverluste durch die Temperatursensoren der Wärmeleitungsstrom der Probe $\dot{Q}_{\lambda,Probe}$ zu

$$\dot{Q}_{\lambda,Probe} = P_e - 4 \dot{Q}_{\lambda,w} \quad \text{mit} \quad (3-8)$$

$$\dot{Q}_{\lambda,w} = \lambda_w A_w \left(\frac{\Delta T}{\Delta x} \right)_w \quad \text{und} \quad (3-9)$$

$$\dot{Q}_{\lambda,Probe} = \lambda_{Probe} A_{Probe} \left(\frac{\Delta T}{\Delta x} \right)_{Probe} \quad (3-10)$$

Darin sind λ_{Probe} und λ_w die Wärmeleitfähigkeiten, A_{Probe} und A_w die Querschnittsflächen und $(\Delta T / \Delta x)_{Probe}$ und $(\Delta T / \Delta x)_w$ die Temperaturgradienten der Probe und des Anschlusskabels der Heizelemente. Der Temperaturgradient der Probe wird aus einer linearen Regression der Temperaturen der Sensoren # 2-4 ermittelt.

Der Versuche werden unter Verwendung der Vakuumkammer des Instituts für Raumfahrttechnik der UniBw M durchgeführt. Um die Verluste durch Wärmestrahlung möglichst klein zu halten, wird die Probe mit einer strahlungsreflektierenden MLI Folie umwickelt, Abbildung 19. Das Aufheizen und Kühlen der Probe beginnt kurz nach dem Start des Evakuierungsvorganges. Die

zugeführte elektrische Leistung beträgt 1 W und die Temperatur am „kalten Ende“ wird auf 15 °C eingestellt. Der stationäre Zustand der Temperaturen wird nach ca. 1,5 h erreicht (Temperaturänderungen sind geringer als ± 0.15 °C). Eine Referenzmessung mit einer Baustahlprobe (St37) liefert eine Wärmeleitfähigkeit von 56,27 W/m-K und damit eine gute Übereinstimmung zu Literaturwerten. Die gemittelten Wärmeleitfähigkeiten der Laminat sind Tabelle 18 zu entnehmen. Die Messungen zeigen lineare Temperaturverteilungen entlang der Proben. Die Unterschiede zwischen den Proben eines Laminates sind kleiner als 6 % des Maximalwertes.

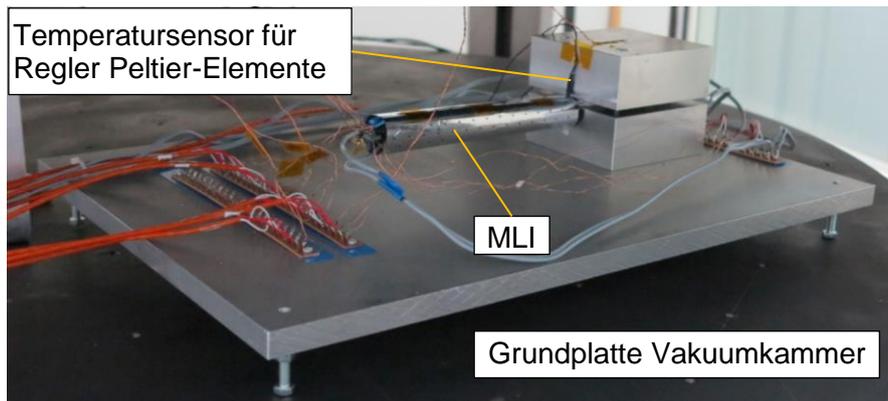


Abbildung 19: Versuchsaufbau für Wärmeleitfähigkeitsmessung in der Vakuumkammer

Tabelle 18: Mittelwerte der gemessenen Wärmeleitfähigkeiten $\bar{\lambda}$ aus n Versuchen

#	Laminat	n [-]	$\bar{\lambda}$ [W/m-K]
1	C-Ta-C	2	27,39
2	CC-Ta-CC	n/a	n/a
3	CCC-Ta-CCC	2	23,91
4	CC-Wo-CC	2	34,69

3.1.3.6 Empfehlungen zum CFK-Design

Elastizitätsmodul (E-Modul)

Die Zugversuche der CFK-Ta-Laminat zeigen ein bilineares Spannungs-Dehnungs-Diagramm mit einem linearen Bereich bei geringen Dehnungen und einem zweiten linearen Bereich bei höheren Dehnungen. Der angegebene E-Modul des ersten Bereiches (A) sollte für mechanische Analysen verwendet werden (dies betrifft insbesondere Modalanalysen). Das Spannungs-Dehnungs-Verhalten der CFK-W-Laminat ist weitestgehend linear bis zum Bruch. Da alle TRISTAN-C Laminat einen quasi-isotropen Lagenaufbau aufweisen, ist der E-Modul in der Laminatenebene richtungsunabhängig.

Die theoretischen E-Moduln E_{th} werden mit der klassischen Laminattheorie aus Kennwerten von Datenblättern und der Literatur für jedes Laminat berechnet. Die erhaltenen Werte liegen

ca. 14 % über den experimentell ermittelten E-Moduln E_{ex} . Um eine brauchbare Datenbasis für Strukturberechnungen zu generieren, werden die theoretischen E-Moduln durch die Verringerung des E-Moduls der Faser in Längsrichtung von 436 auf 350 GPa an die experimentellen E-Moduln angepasst, Tabelle 19. Die Ergebnisse zeigen eine gute Übereinstimmung zwischen den theoretischen und experimentell ermittelten E-Moduln.

Tabelle 19: Experimentelle und theoretische E-Moduln der TRISTAN-C Laminare

#	Laminare	h_{ref} [mm]	$\varphi_{F,ref}$ [%]	\bar{E}_{ex} [N/mm ²]	E_{th} [N/mm ²]
1	C-Ta-C Vorversuch	1,385	55,0	86855	86898,9
5	C-W-C Vorversuch	1,466	53,8	130335	127954,7
1	C-Ta-C	1,431	53,0	83766	84146,0
2	CC-Ta-CC	n/a	n/a	n/a	n/a
3	CCC-Ta-CCC	3,848	56,4	85398	83293,5
4	CC-W-CC	2,662	54,1	100372	101620,0

Die daraus resultierenden empfohlenen Eigenschaften der UD-Schicht sind zusammen mit den Faser-, Matrix-, Tantal- und Wolfram-Eigenschaften in Tabelle 20 angegeben.

Tabelle 20: Empfohlene Materialeigenschaften für Strukturberechnungen

Faser	Matrix	UD-Schicht	Tantal [1]	Wolfram [2]
$E_{Fp} = 350$ GPa	$E_M = 3,5$ GPa	$E_p = 194,075$ GPa	$E_{Ta} = 186$ GPa	$E_W = 411$ GPa
$E_{FS} = 12$ GPa	$\nu_M = 0,35$	$E_s = 6,339$ GPa	$\nu_{Ta} = 0,35$	$\nu_W = 0,28$
$G_{ps} = 80$ GPa		$G_{ps} = 4,033$ GPa		
$\nu_{F,ps} = 0,2$		$\nu_{ps} = 0,267$		
		$\varphi_F = 55,0$ %		

Biegesteifigkeit

Die Biegesteifigkeit hängt maßgeblich vom Lagenaufbau und der Reihenfolge der Einzelschichten ab. Dies gilt auch für die (nur bei Membranbeanspruchung) quasi-isotropen TRISTAN-C Laminare. Faserverbundlaminare mit außenliegende 0°-Lagen erzeugen aufgrund der hohe Steifigkeit der 0°-Lagen in Längsrichtung und des Abstandes zur Mittelebene des Laminates eine hohe Biegesteifigkeit (vgl. Längsproben). Liegen die 0°-Schichten weiter innen nimmt die Biegesteifigkeit ab (vgl. Querproben). Dies zeigen sowohl die Versuchsergebnisse der 4-Punkt-Biegetests als auch die theoretischen Biegesteifigkeiten aus der Klassischen Laminattheorie. Die theoretisch ermittelten Biegesteifigkeiten mit den empfohlenen Materialeigenschaften aus Tabelle 20 liegen geringfügig über den experimentellen Werten, Tabelle 21. Trotz dieser geringen Unterschiede sind die Ergebnisse für Strukturberechnungen geeignet.

Tabelle 21: Experimentelle und theoretische Biegesteifigkeiten der TRISTAN-C Laminat

#	Laminate	Richtung	h [mm]	\overline{EI}_{ex}/b [Nmm]	EI_{th}/b [Nmm]
1	C-Ta-C Vorversuch ([0/±45/90/Ta] _s)	Längs	1,387	21310	24461
		Quer	1,367	5963	6829
5	C-W-C Vorversuch	Längs	1,447	25740	27844
		Quer	1,442	8230	8617
1	C-Ta-C ([0/90/±45/Ta] _s)	Längs	1,424	21964	25929
		Quer	1,435	14922	16382
2	CC-Ta-CC	Längs	n/a	n/a	n/a
		Quer	n/a	n/a	n/a
3	CCC-Ta-CCC	Längs	3,820	382871	412507
		Quer	3,878	260499	273965
4	CC-W-CC	Längs	2,658	131527	143128
		Quer	2,671	72665	76558

Aufgrund der Änderung des Lagenaufbaus des C-Ta-C Laminates von [0/±45/90/Ta]_s für die Vorversuche zu [0/90/±45/Ta]_s für die Materialtests (s. Abbildung 20), ist die Biegesteifigkeit in Querrichtung signifikant angestiegen. Dies verdeutlicht die starke Abhängigkeit der Biegesteifigkeit von Schichtreihenfolge des Laminates.

Lagenaufbau Vorversuch		Lagenaufbau Materialtest	
Längs	Quer	Längs	Quer
0°	90°	0°	90°
45°	-45°	90°	0°
-45°	45°	45°	-45°
90°	0°	-45°	45°
Ta	Ta	Ta	Ta
sym.	sym.	sym.	sym.

Abbildung 20: Schichtreihenfolge des C-Ta-C Laminates für Vorversuche (links) und Materialtests (rechts)

Interlaminare Schubfestigkeit

Interlaminare Schubfestigkeiten von Faserverbundlaminaten sind wichtige Kenngrößen zur Beurteilung der Festigkeit unter einer Querkraftbelastung sowie des Delaminationsrisikos. Typische Werte von CFK-Materialien liegen zwischen 60 und 80 N/mm². In Bezug auf die TRISTAN-C Laminat wird die Grenzschicht zwischen CFK und Tantal bzw. Wolfram als kritische Stelle identifiziert. Ein Schubversagen in der Metallschicht wird aufgrund der im Vergleich zu den CFK-Lagen deutlich größeren Schubfestigkeit nicht erwartet.

Die interlaminaren Schubfestigkeiten werden mit der Schubspannungsverteilung nach der Balkentheorie unter Berücksichtigung der Inhomogenität ermittelt. Diese Schubspannungsverteilung

lungen hängen von den Materialeigenschaften und der Schichtreihenfolge ab. Daraus resultieren unterschiedliche Verteilungen in Längs- und Querrichtung (vgl. Überhöhungsfaktoren κ_{C-M} in Tabelle 16). Die interlaminaren Schubfestigkeiten sollten in Längs- und Querrichtung identisch sein. Dies ist für das CCC-Ta-CCC Laminat der Fall. Weitere Vergleiche können aufgrund mangelnder Versuchsdaten nicht gezogen werden.

Tabelle 22: Experimentelle interlaminare Schubfestigkeiten an der Grenzschicht CFK-Metall

#	Laminat	τ_{C-M} [Nmm ²]	
		Längs	Quer
1	C-Ta-C Vorversuch	(39)*	68
	C-Ta-C	(34)*	(40)**
2	CC-Ta-CC	n/a	n/a
3	CCC-Ta-CCC	59***	59
4	CC-W-CC	65***	60
5	C-W-C Vorversuch	(39)*	79

* Ungültig, Biegeversagen

** Ungültig, Biegeversagen aufgrund geänderten Lagenaufbau

*** Aus zusätzlichen Versuchen ermittelt

Quellen:

- [1] Eagle Alloys Corporation, Tantal-Eigenschaften, <https://www.eaglealloys.com/de/tantalum-properties>, 14.06.2018
- [2] Plansee Composite Materials GmbH, Wolfram, <https://www.plansee.com/de/werkstoffe/wolfram.html>, 14.06.2018

3.1.4 AP5000 – Gehäuse Untersuchungen, Entwurf & Fertigung

3.1.4.1 Design

3.1.4.1.1 Designbetrachtungen bis PDR

Basierend auf Erfahrungen von früheren Projekten wurden neben der Laminatauswahl und Schichtmaterialien zur Abschirmung auch grundsätzlich unterschiedliche Design Ansätze untersucht. Um einen möglichst einfache Fertigung bei großer Modularität zu gewährleisten, wurde ein design als Plattenkonstruktion mit verklebten Randwinkeln einem integralen Ansatz mit einem Formenwerkzeug gegenübergestellt.

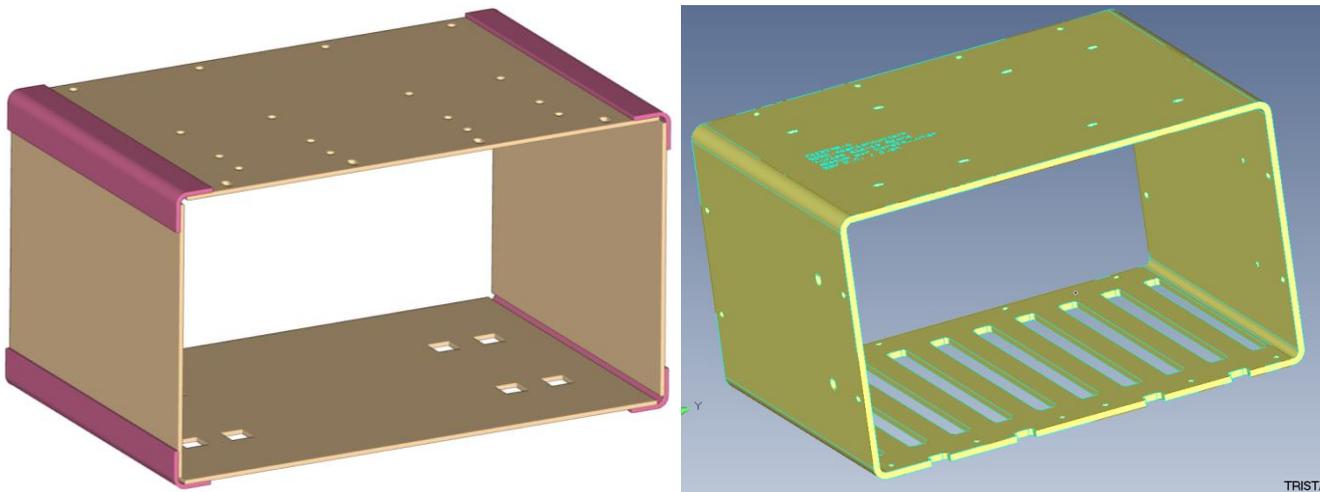


Abbildung 21: Design Alternativen des TRISTAN-C Gehäuses

Die Platten-Lösung hat in der Herstellung Vorteile, da man keine komplizierten Formwerkzeuge benötigt. Außerdem wäre es möglich, die Randwinkel rein aus CFK zu bauen, was ein Biegen der Shielding-Platten überflüssig gemacht hätte. Das Biegen wäre mit einem harten Wolfram-Shielding ein aufwendiger Prozess geworden. Da die Materialauswahl aber zu einem CFK-Tantal Laminat führte, konnte der Biegeprozess auf dem vorbelegten Formenwerkzeug durchgeführt werden, was zu sehr guten Ergebnissen führte. Ein weiterer Nachteil des Platten Designs wäre eine notwendigerweise komplizierte Klebevorrichtung. Mit einer in 3.1.4.3.1 beschriebenen Konfiguration des Formenwerkzeugs wurde auch in der integralen Bauweise die geforderte Skalierbarkeit des Gehäuses erreicht. Die integrale Lösung hat gegenüber der Platten-Lösung eine geringere Anzahl von Bauteilen und Arbeitsschritten und ist somit für eine (Klein-Serienfertigung) besser geeignet. Deshalb wurde die integrale Lösung gewählt.

3.1.4.1.2 Realisiertes Design

Die Werkstoffauswahl ergab ein quasiisotropes CFK Laminat mit einer 0.4mm dicken TA-Folie als Strahlungsschutz. Das Laminat ist in Tabelle 23 dokumentiert.

Tabelle 23: Ausgeführtes Laminat

layer	material	orientation	thickness
25	M46J-150-DT120-34 F	0°	0.144
24	M46J-150-DT120-34 F	45°	0.144
23	M46J-150-DT120-34 F	-45°	0.144
22	M46J-150-DT120-34 F	90°	0.144
21	M46J-150-DT120-34 F	0°	0.144
20	M46J-150-DT120-34 F	45°	0.144
19	M46J-150-DT120-34 F	-45°	0.144
18	M46J-150-DT120-34 F	90°	0.144
17	M46J-150-DT120-34 F	0°	0.144
16	M46J-150-DT120-34 F	45°	0.144
15	M46J-150-DT120-34 F	-45°	0.144
14	M46J-150-DT120-34 F	90°	0.144
13	Ta	n/a	0.4
12	M46J-150-DT120-34 F	90°	0.144
11	M46J-150-DT120-34 F	-45°	0.144
10	M46J-150-DT120-34 F	45°	0.144
9	M46J-150-DT120-34 F	0°	0.144
8	M46J-150-DT120-34 F	90°	0.144
7	M46J-150-DT120-34 F	-45°	0.144
6	M46J-150-DT120-34 F	45°	0.144
5	M46J-150-DT120-34 F	0°	0.144
4	M46J-150-DT120-34 F	90°	0.144
3	M46J-150-DT120-34 F	-45°	0.144
2	M46J-150-DT120-34 F	45°	0.144
1	M46J-150-DT120-34 F	0°	0.144

Die CFK Bauteile lassen sich in zwei Gruppen unterteilen: Das integrale Gehäuse und notwendige Platten:

- Äußeres Gehäuse
- Front und Rückseite
- Interne Zwischenwände für die einzelnen PCBs
- Frontabdeckungen für die einzelnen PCBs

TAS OPEN

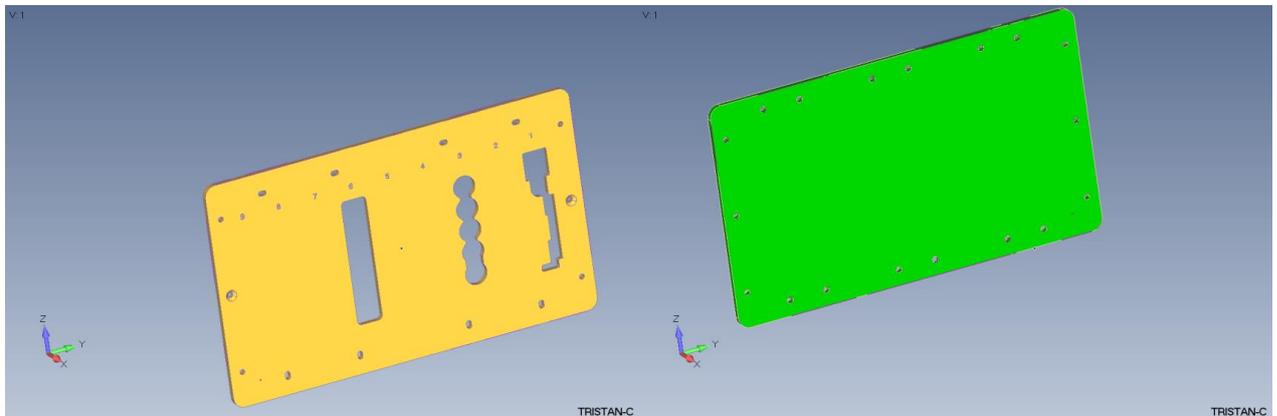


Abbildung 22: Front und Rückseite

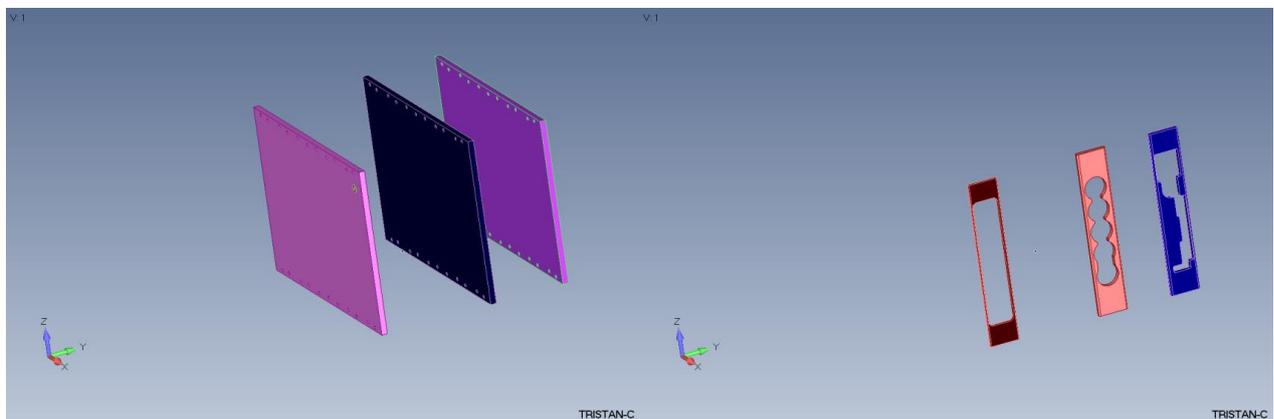


Abbildung 23: interne Zwischenwände und Frontabdeckungen

Diese Teile werden durch verschraubte Aluminiumprofile zusammengehalten. Für das backplane PCB werden ebenfalls zwei Aluminiumprofile verwendet.

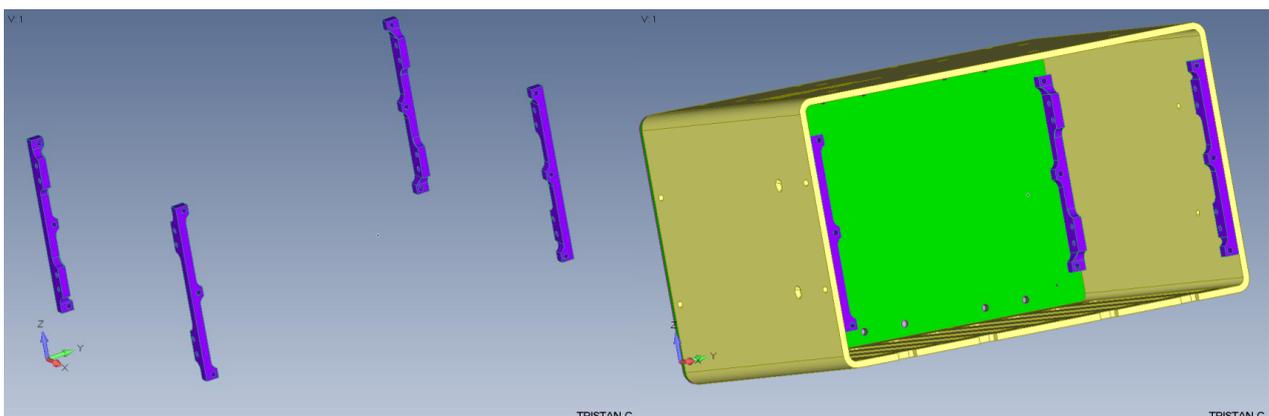


Abbildung 24: Aluminium Gehäuse Profile

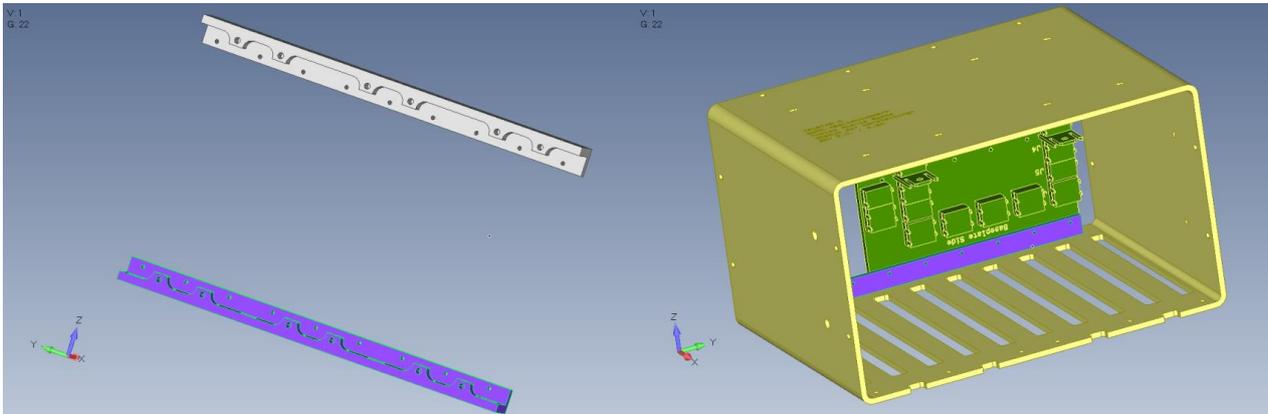


Abbildung 25: Aluminiumprofile für das backplane PCB

Für die notwendige Wärmeabfuhr und die geforderte Möglichkeit des PCB-Austauschs werden am Boden und an der Decke des Gehäuses gefräste Aluminiumteile benutzt. Diese sorgen in Verbindung mit auf den PCBs montierten Kühlkörpern aus Aluminium oder Kupfer für die notwendige Wärmeabfuhr.

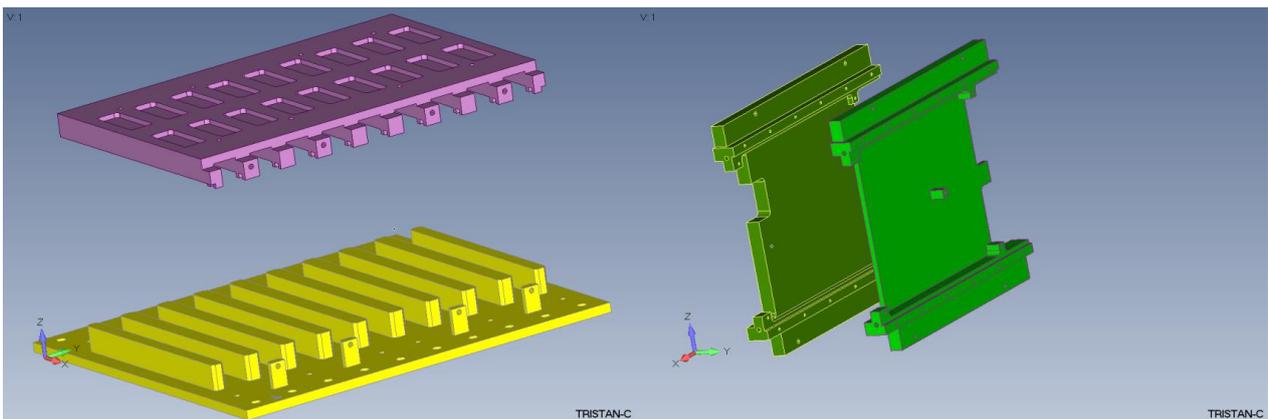


Abbildung 26: Aluminium Kühlkörper

Im Rahmen der TRISTAN-C Aktivität wurde keine vollbelegte und redundante Konfiguration realisiert, sondern nur eine Konfiguration mit drei PCBs für den Funktionsnachweis. Siehe Tabelle 24.

Tabelle 24: PCB Konfiguration

Slot	Full configuration	Slot	Tristan-C
1	SoC node	1	SoC node
2	RF - ADC node	2	none
3	RF - ADC node	3	none
4	RF - ADC node	4	none
5	RF - ADC node	5	RF - ADC node
6	RF - ADC node	6	PSU node
7	SoC node		
8	PSU node		
9	PSU node		

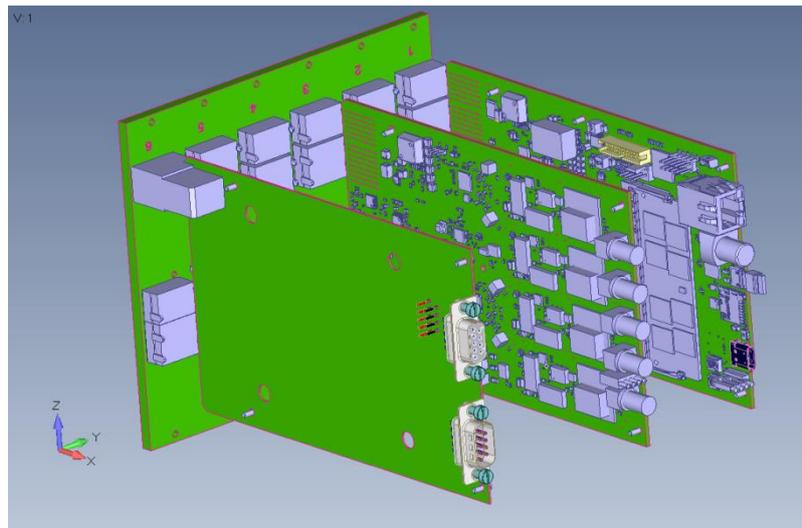


Abbildung 27: Ausgeführte PCB Konfiguration (CAD)

Die einzelnen PCB Einheiten bestehen aus dem Kühlkörper, dem PCB, der Zwischenwand, sowie den wedge locks für die Verklebung der einzelnen Einheiten. Als Beispiel ist im Folgenden die RF Einheit abgebildet. Das realisierte TRISTAN-C Gehäuse ist mit entfernter Frontplatte als CAD Modell und in der montierten Konfiguration abgebildet.

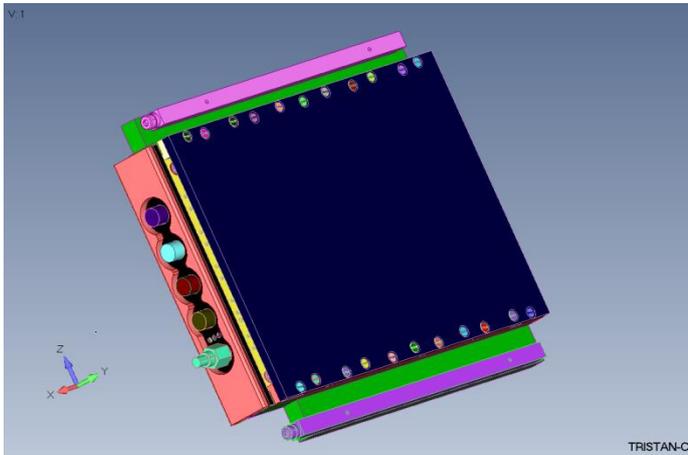


Abbildung 28: RF PCB Einheit

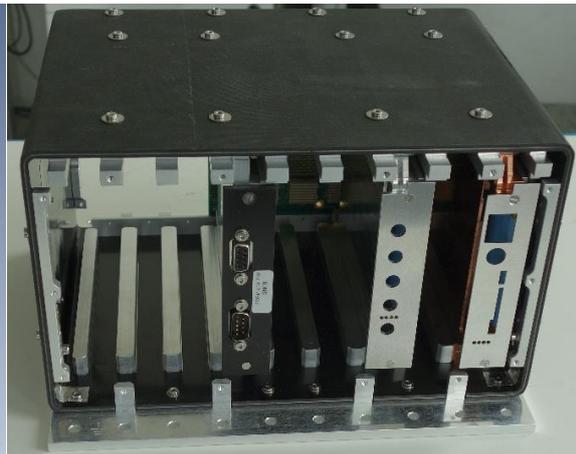
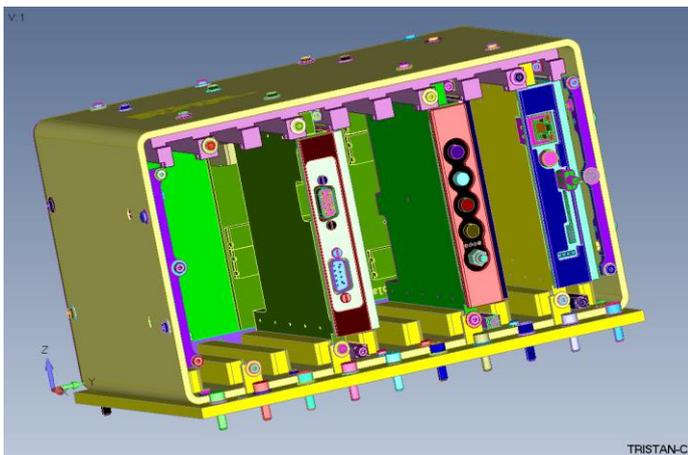


Abbildung 29: TRISTAN-C Gehäuse

3.1.4.2 Durchgeführte Simulationen

Für die Simulationen wurde als konservativer Ansatz ein voll bestücktes TRISTAN-C Gehäuse (siehe Tabelle 24) gerechnet. Durchgeführt wurden folgende Simulationen:

- Modalanalyse
- Sinusvibration in allen drei Achsen
- Random response in allen drei Achsen

Ebenfalls geforderte Schockbelastungen wurden nur getestet, da die Simulation mittels FEM die physikalische Realität nicht sauber abbildet und zu sehr ungenauen Ergebnissen führt. Das gebaute Gehäuse hat die Schockbelastungen im Test ohne Schäden überstanden. Das FEM modell ist in Abbildung 10 dargestellt. Es ist ein gemischtes Modell mit Laminat Platten Elementen Für die CFK Bauteile und Volumenelementen für die Aluminium/Kupfer Bauteile.

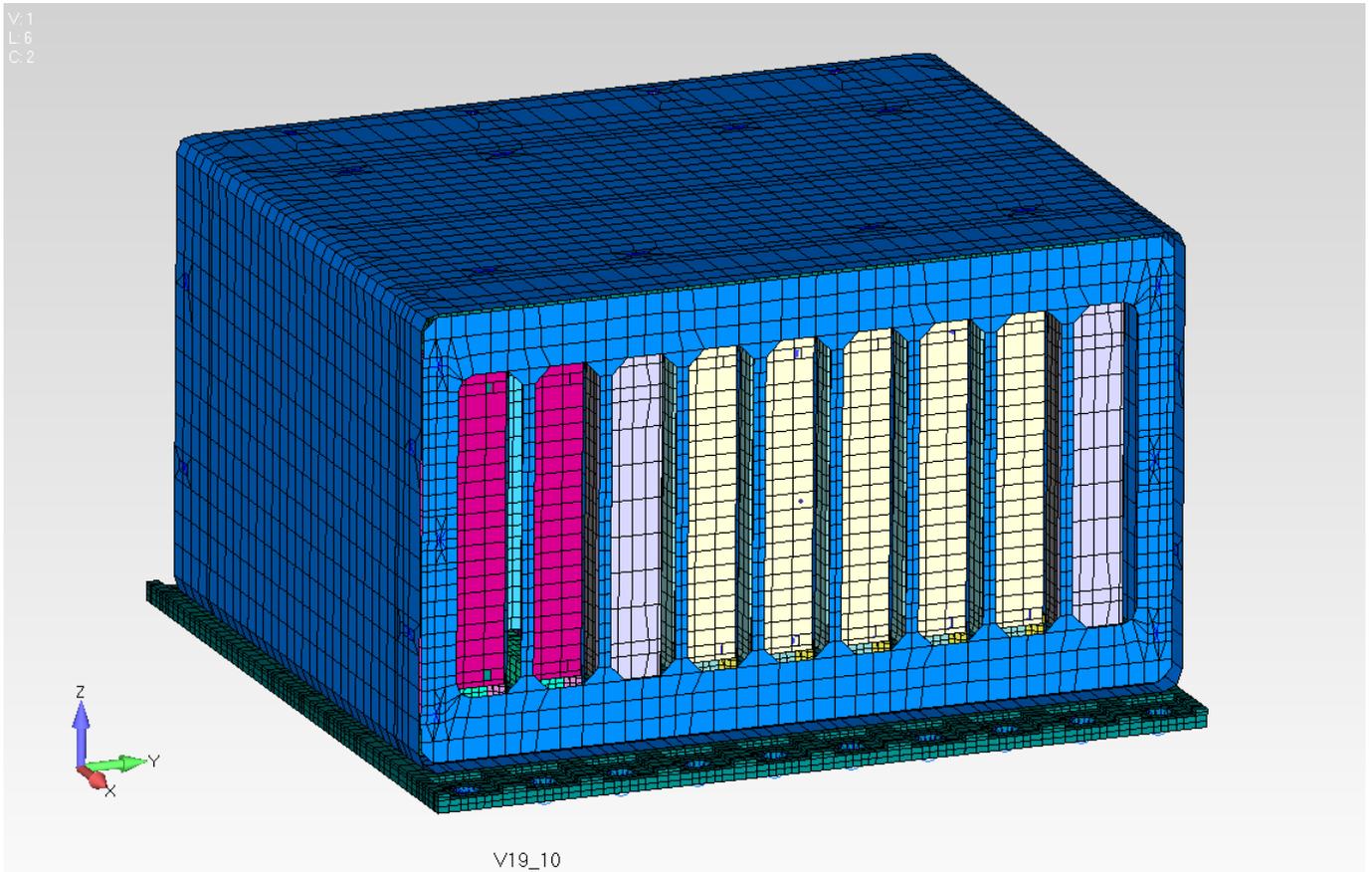


Abbildung 30: FEM Modell der TRISTAN-C Gehäuse

3.1.4.2.1 Ergebnisse der Simulationen

Alle Ergebnisse zeigten positive MoS wie in Tabelle 25 aufgeführt ist. Da bei den dynamischen Tests nur drei Kanäle gemessen wurden, wurde auf eine genaue Korrelation der Messergebnisse verzichtet. Trotzdem zeigte sich gerade in der Überhöhung der Antworten eine gute Übereinstimmung der gerechneten und gemessenen Werte.

Tabelle 25: Zusammenfassung der Rechenergebnisse

	AL		Copper		TA		PCB	CCC	
allowable	276	[N/mm ²]	200	[N/mm ²]	317	[N/mm ²]	50	[N/mm ²]	[N/mm ²]
KM	1.2		1.2		1.2		1.2		1.2
FOSY/FOSU	1.1		1.1		1.1		1.1		1.25
SINE	[N/mm ²]	MoS	TsaiWu						
X	22.40	8.33	8.90	16.02	17.92	12.40	1.82	19.81	0.14
Y	190.80	0.10	90.24	0.68	192.90	0.24	16.62	1.28	0.96
Z	27.88	6.50	12.19	11.43	25.40	8.45	2.25	15.84	0.18
RANDOM	[N/mm ²]	MoS	TsaiWu						
x	30.30	1.30	14.32	2.53	18.95	3.22	2.77	3.56	0.47
y	48.00	0.45	22.60	1.23	48.37	0.65	4.16	2.04	0.79
z	32.89	1.12	10.73	3.71	18.16	3.41	2.26	4.59	0.54

3.1.4.3 Fertigung

3.1.4.3.1 Realisiertes Formenwerkzeug

Obwohl im Design Prozess ein skalierbares Formenwerkzeug definiert wurde, wurde dies im Rahmen der TRISTAN-C Fertigung nicht berücksichtigt. Aus Kostengründen wurde für das TRISTAN-C Projekt ein einteiliges Formenwerkzeug benutzt. Dieses Werkzeug ist in Abbildung 32 dokumentiert.

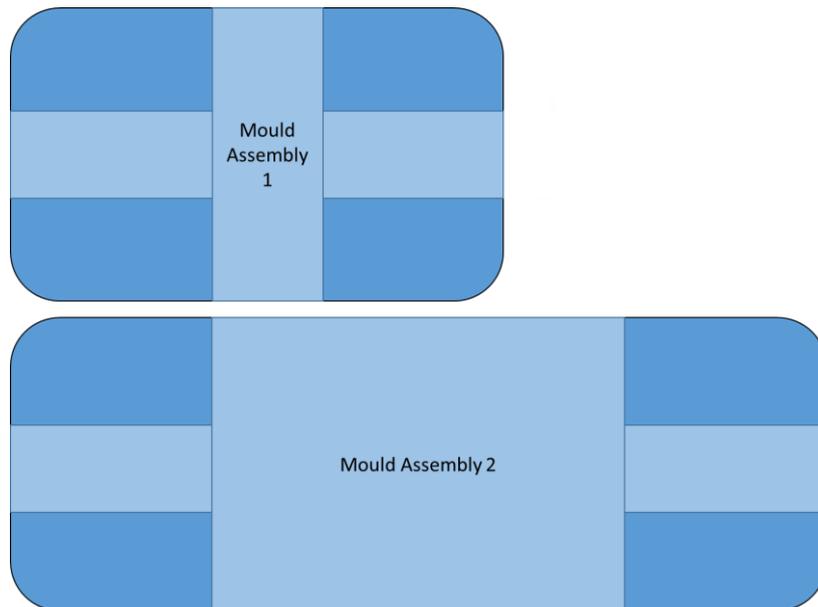


Abbildung 31: Möglichkeit der Formenwerkzeug Skalierung



Abbildung 32: Ausgeführtes Formenwerkzeug

TAS OPEN

3.1.4.3.2 Herstellungsprozess

Der Herstellungsprozess basiert auf einem Standardverfahren für CFK Prepregs mit zusätzlichen Arbeitsschritten für die Kombination mit dem Tantalblech zu einem Schichtmaterial.

Das Gehäuse kann entweder aus einzelnen ebenen Platten, oder aus komplexeren Formteilen (wie bei TRISTAN-C angewendet) hergestellt werden.

3.1.4.3.3 Zusammenbau

- Zusammenbau der PCB Einheiten
- Zusammenbau des Gehäuses ohne Front- und Rückplatte
- Einbau des backplane PCBs
- Installieren der Erdung
- Einfügen der PCB Einheiten
- Schließen des Gehäuses mit Front- und Rückplatte

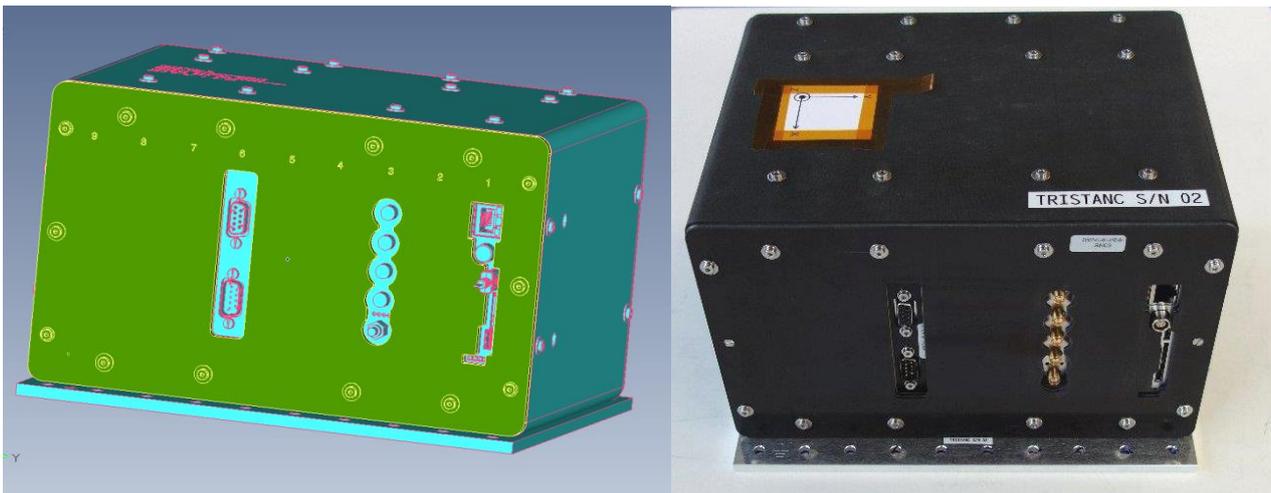


Abbildung 33: Montiertes TRISTAN-C Gehäuse

3.1.5 AP6000 – Labormuster Test & Auswertung

Die Tests des Labormusters sind in verschiedene Stufen untergliedert:

1. Materialtests: siehe §3.1.3
2. Bestrahlungstests: siehe §3.1.1.2
3. Gehäuseprüfung: Durch Eingangskontrolle
4. Kleinteileprüfung: Durch Eingangskontrolle
5. Elektronik Board-Tests:
 - Backplane (4 Tests),
 - PSU-Adapter (2+3 Tests),

TAS OPEN

-RF-ADC (12 Tests),
-SoC (8 Tests)
- 6. Elektronik Board-Integrationstests: 10 Tests
- 7. Zusammenbau: 1 Test
- 8. Umwelt Testkampagne:
 - ... Vibration,
 - ... Schock,
 - ... Thermal Vakuum,
 - ... EMV,
 - ... ESD

Gehäuse und Kleinteile werden beim jeweiligen Hersteller geprüft, und bei TASD im Rahmen einer Eingangsprüfung begutachtet.

Die Elektronik wird zunächst auf Board-Ebene beim jeweiligen Hersteller getestet, bei TAS wird dies mit eigener Testumgebung wiederholt und nach kleineren Korrekturen bestätigt. Das RF-ADC Board ist eine weitgehende Neuentwicklung, deswegen wird hier der Herstellungs- und Testzyklus zunächst nur für ein Board durchgeführt, so dass gefundene Korrekturen bei den restlichen Boards einfließen können.

Nach genauer Überprüfung insbesondere der elektrischen Schnittstellen und deren Pin-Zuordnung findet die Integration der einzelnen Boards auf der Backplane zur Gesamt-Elektronik statt, wobei ausgewählte Board-Tests im integrierten SDRC wiederholt werden und die Ergebnisse mit den vorigen Tests verglichen werden.

An dieser Stelle kann nun die Elektronik in das Gehäuse eingebaut werden. Hierbei zeigt sich die Korrektheit der Konstruktion und der erreichten geringen Fertigungstoleranzen. Weiterhin bestätigt sich die Eignung der Konstruktion für eine Serienfertigung: Für den Zusammenbau von den Einzelteilen bis zur vollständig aufgebauten und betriebsbereiten Komponente benötigt eine einzelne Person 7,2 Stunden, wobei lediglich Standardwerkzeuge verwendet werden. Insgesamt wurden zwei Komponenten aufgebaut.

In der Umwelt Testkampagne kann nun die Eignung der Komponente für einen typischen Raumfahrt Einsatz überprüft werden. Die Logik ist in der folgenden Abbildung dargestellt:

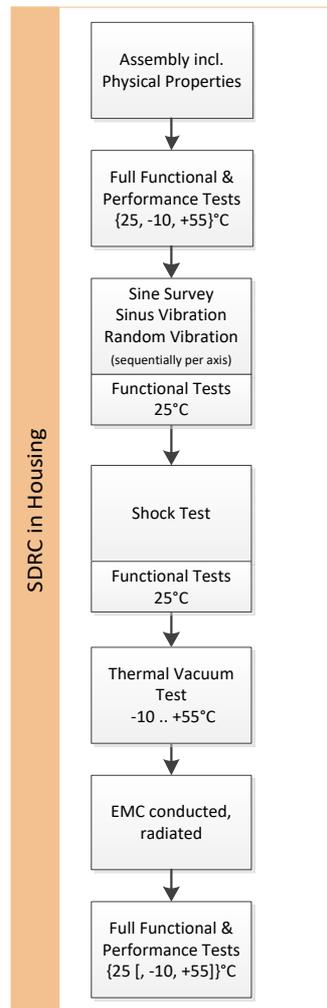


Abbildung 34: Logik der Umwelt Testkampagne

Die Logik spiegelt den Verlauf eines Satellitenstarts wider. Aus Termingründen musste allerdings der Schocktest vor den Vibrationstest vorgezogen werden. Da sich bei beiden Tests keine nennenswerten Veränderungen ergeben haben, ergibt sich nachträglich die Unerheblichkeit.

Für die Prüfung der Funktionalität während der Umwelttests wurde ein vereinfachter Ende-zu-Ende Funktionstest aus den Integrierten Board-Tests automatisiert und immer bei Bedarf ausgeführt.

Da die Stromversorgung nur als Adapter ausgeführt ist, besteht der ESD-Test nur aus der Messung des statischen Durchgangswiderstands über die maximal mögliche Entfernung zwischen allen Gehäuseeinzelteilen, für die beim Zusammenbau elektrische Übergänge geschaffen werden.

Die Umwelt Testkampagne wurde auf den folgenden Testanlagen in der Zeit vom 02.05.2019 bis 24.05.2019 mit der S/N 002 durchgeführt:

- Initialer Funktionstest
- Schock Test
 - Testanlage: STI, Immenstaad
 - Test Definition: IridiumNEXT
- Vibrations-Test
 - Testanlage: Thales SIX, Ditzingen
 - Test Definition: IridiumNEXT ('LEO')
- TVAC Test
 - Testanlage: Thales Alenia Space D, Ditzingen
 - Test Definition: IridiumNEXT, neuer Konstellationssatellit
- EMC Test
 - Testanlage: Thales SIX, Ditzingen
 - Test Definition: IridiumNEXT
- ESD Test
 - Testanlage: Thales Alenia Space D, Ditzingen
 - Test Definition: IridiumNEXT/Erdung
- Abschließender Funktionstest

Alle Tests wurden als Qualifikationstests durchgeführt, d.h. mit Qualifikationslevel und Qualifikationsdauer.

Insgesamt wurden 9 Fehler gefunden, 3 davon beziehen sich auf Fehler hinsichtlich der gelieferten Kleinteile. Bei den 6 in den Tests gefundenen Fehlern konnten drei auf Fehler beim ersten Zusammenbau und in den Testskripts zurückgeführt werden. Die restlichen Fehler beziehen sich auf eine bereits in den Board-Tests gefundene Verkoppelung im HF-Eingangsbereich, gelöste Schrauben zur Erdungsfixierung (Kontermuttern einführen), sowie eine HF-Einkopplung im S-Band, die durch ungenügende Abschirmung eines Frequenzgenerators sowie der HF-Eingänge ergibt. Alle Fehler lassen sich einfach beheben.

Somit wurde die Eignung der TRISTAN-C Konstruktion im Sinne der Zielsetzungen nach Tabelle 4 und Tabelle 5, sowie der SDRC Anforderungen nachgewiesen.

Die folgenden Unterkapitel beschreiben kurz die durchgeführten Umwelttests.

3.1.5.1 Funktionstests

Zu Beginn und im Anschluss an die Umwelttests wird ein Funktionstest ausgeführt, mit dem die wesentlichen Charakteristika, die durch die Umwelttests beeinflusst werden könnten ausgeführt. Eventuelle Unterschiede in den Testergebnissen erlauben einen Rückschluss auf Schwachstellen in der Konstruktion, die vor einem späteren Flug zu beheben wären, um Missionsbeeinträchtigungen oder sogar Missionsausfall zu vermeiden.

Da jeder Umwelttest unterschiedliche physikalische Eigenschaften prüft, wird im Laufe der Tests immer wieder ein verkürzter Funktionstest der Elektronik von ca. 1 Minute Dauer durchgeführt, um ohne das Gerät öffnen zu müssen die fortwährende Funktionstüchtigkeit des SDRCs

zu prüfen und im Fehlerfall die Testkampagne für eingehendere Untersuchungen zu unterbrechen oder bei Totalausfall ganz abzubrechen.

3.1.5.2 Schock Tests

Die Schock Tests simulieren die Trennung des Satelliten vom Träger nach Erreichen des Transfer- oder Zielorbits, die durch einen Sprengvorgang mit entsprechender Schockbelastung des Satelliten erfolgt. Die Belastung der Einbauten hängt von Ihrer Lage und der Konstruktion des Satelliten ab. Für diesen Test wird ein mittelgroßer LEO-Satellit (IridiumNEXT) und die Belastung für eine innenliegende Elektronikkomponente als typischer Fall gewählt. Dieser Test beansprucht besonders die Lötstellen der Elektronik. Neben einer Sichtprüfung wird im Anschluss an die Schocktests ein verkürzter Funktionstest der Elektronik ausgeführt, um das Bestehen nachzuweisen.

Für alle drei Hauptachsen werden Schocklasten mit folgendem Spektrum aufgeprägt:

Tabelle 26: Schock-Lasten

Parameter	Wert	
SRS Alle drei Achsen	Frequenz 100 Hz 1500 Hz 10000 Hz	Level 30 g 2000 g 2000 g
Schocks je Achse	3	
Abschwächung	D=5% /Q=10	
Toleranz	-3 dB / +6dB	
Auflösung	1/12 Oktave	
Weitere Kriterien	3 Schocks je Achse; 50% des SRS oberhalb der Referenz	

Die Schocklasten und Wiederholungen entsprechen Qualifikationsanforderungen.

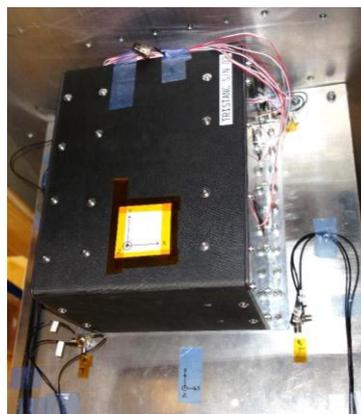


Bild 1: Prüfling montiert am Schocktisch

Der TRISTAN-C Prüfling ist bei diesem Test in der SDRC Konfiguration vollständig zusammengebaut und am Schocktest vergleichbar zum Satellit befestigt. Das SDCR hat die Schocktests ohne Fehler bestanden.

3.1.5.3 Vibrations-Tests

Die Vibrationstests simulieren die Rüttellasten vom Raketenstart bis zum Erreichen der Orbitalen Flugbahn. Auch hier hängt die Belastung der Einbauten von Ihrer Lage und der Konstruktion des Satelliten ab. Somit wird ebenfalls ein mittelgroßer LEO-Satellit (IridiumNEXT) und die Belastung für eine innenliegende Elektronikkomponente als typischer Fall gewählt. Dieser Test beansprucht die gesamte Gehäusekonstruktion, sowie auch den mechanischen Halt der einzelnen Elektronikbauelemente auf den Platinen. Trotz vorhergehender Mechanik Analysen birgt dieser Test ein hohes Versagensrisiko, da einerseits enorme Beschleunigungen auftreten und andererseits trotz der Analysen Unsicherheiten hinsichtlich der Modellierung und auch der Qualität des eigentlichen Zusammenbaus bestehen. Daher wird nach jedem Einzeltest ein verkürzter Funktionstest der Elektronik ausgeführt. Sollten sich Bauteile durch die Vibrationen gelöst haben, würde die Vibrations-Testkampagne abgebrochen und die Beschädigung sowie deren Ursache ermittelt werden müssen.

Es werden für alle drei Hauptachsen die nachfolgenden Spektren aufgeprägt.
Sinus-Anregung:

Tabelle 27: Sinus Anregung

Pegel und Frequenz	
PSD Pegel (0 bis max.)	20 g (27 bis 100 Hz) 10 g (100 bis 200 Hz)
Änderungsrate	2 Oktaven/Minute Frequenz auf & ab
Richtung	X,Y & Z Achsen

Vor dem eigentlichen Test wird mit verringerter (zerstörungsfreier) Amplitude der Frequenzbereich auf Resonanzen abgesucht, da diese in der Regel zur Zerstörung des Prüflings führen. Beim eigentlichen Test werden dann diese Frequenz(en) in der Amplitude entsprechend gedämpft. In solchen Fällen wäre dann zu prüfen, welche baulichen Änderungen erforderlich sind, damit die Konstruktion das unveränderte Spektrum übersteht. Zusätzlich wurde die Sinus Anregung vor dem eigentlichen Testlauf zuerst mit geringerem Pegel ausgeführt. Nach jedem Lauf wurde mit dem verkürzten Funktionstest der Zustand des SDRC überprüft.

Beim SDRC wurden nur ungefährliche Resonanzen außerhalb des relevanten Frequenzspektrums gefunden, in guter Übereinstimmung mit den Mechanik Analysen.

„Random Vibration“ Anregung:

Tabelle 28: ‚Random Vibration‘ Anregung

Parameter	Wert	
PSD in allen drei Achsrichtungen	Frequenz 20-100 Hz 100-300 Hz 300-2000 Hz	Pegel +3 dB/Oktave 0,21 g ² /Hz -5 dB/Oktave
Dauer	180s alle drei Achsen	
Gesamt	10,95 g RMS	

Nach erfolgreichem Abschluss der Sinus Anregung in einer Achse unterzieht dieser Test den Prüfling einer Anregung, die der Last beim Raketenstart entspricht.

Die Vibrationspegel und -dauern entsprechen Qualifikationsanforderungen.



Bild 2: Prüfling montiert auf dem ‚Shaker‘ (hier Z-Achse)

Alle Vibrations-Testläufe wurden bestanden. Lediglich zwei Schrauben, die die Erdung über bestimmte Gehäuseteile sicherstellen, hatten sich nach Abschluss sämtlicher Vibrationstest etwas gelöst. Die Erdung war immer noch hinreichend, allerdings sollten diese Schrauben mit einer Kontermutter gesichert werden.

3.1.5.4 Thermal Vakuum (TVAC) Test

Der TVAC Test simuliert den Satelliten in seiner (thermalen) Weltraumumgebung, hier insbesondere das Ultrahochvakuum und den Thermalhaushalt. Bei TRISTAN-C handelt es sich um eine Elektronikkomponente, die auf entsprechenden Satelliten üblicherweise im Inneren montiert ist. Deswegen unterliegt das SDRC keiner direkten Sonneneinstrahlung, ebenso nicht dem anderen Extrem, der Ausrichtung auf ‚Cold space‘. Die Annahme des mittelgroßen LEO-Satelliten (IridiumNEXT) legt die Temperatur an der Befestigungsplatte für das SDRC fest. Trotz der Innenmontage gleicht ein Satellit die extremen äußeren Temperaturschwankungen nicht vollständig aus, so dass ein ‚Heißer Fall‘ (Satellit unterliegt dem ungünstigsten Fall direkter Sonneneinstrahlung) und ein ‚Kalter Fall‘ (Satellit befindet sich im Erdschatten mit minimaler externer Wärmeeinprägung). Dieser Test beansprucht die Gehäusekonstruktion hinsichtlich der Entlüftung, der Elektronik hinsichtlich der ausreichenden Kühlung unter den beiden Extrembe-

dingungen, sowie der gesamten Mechanik einschließlich der flächenmäßig größeren Bauteile hinsichtlich thermischer Spannung bei Temperaturwechseln. Die Vorgaben sind:

Tabelle 29: Temperaturbereiche der TVAC Tests

Qualifikations-Level	
Operationell	Nicht-operationell
-10°C ... +55°C (fehlerfreier Betrieb)	-50°C ... +85°C
-30°C ... +65°C (erweiterter Bereich)	

Trotz vorhergehender Thermal Analysen birgt dieser Test ein hohes Risiko hinsichtlich Überhitzung der Elektronik im ‚Heißen Fall‘ und des nicht-Anlaufens von Oszillatoren oder anderer Effekte im ‚Kalten Fall‘, insbesondere wegen der Unsicherheiten hinsichtlich der Modellierung und auch der Qualität des eigentlichen Zusammenbaus. Daher wird im Verlauf des TVAC Tests nach Erreichen des jeweiligen Temperaturplateaus ein verkürzter Funktionstest der Elektronik ausgeführt. Beim SDRC wurden zusätzlich erweiterte Extremtemperaturen, durchgängiger Funktionstest, sowie eine zeitliche Verlängerung der letzten Temperaturplateaus zur Beurteilung der stationären Temperaturen durchgeführt. Sollte der verkürzte Funktionstest Anomalien aufweisen, ist im Einzelfall hinsichtlich Fortsetzung oder Abbruch zu entscheiden. Das folgende Diagramm zeigt den zeitlichen Ablauf des mit dem SDRC durchgeführten TVAC Test.

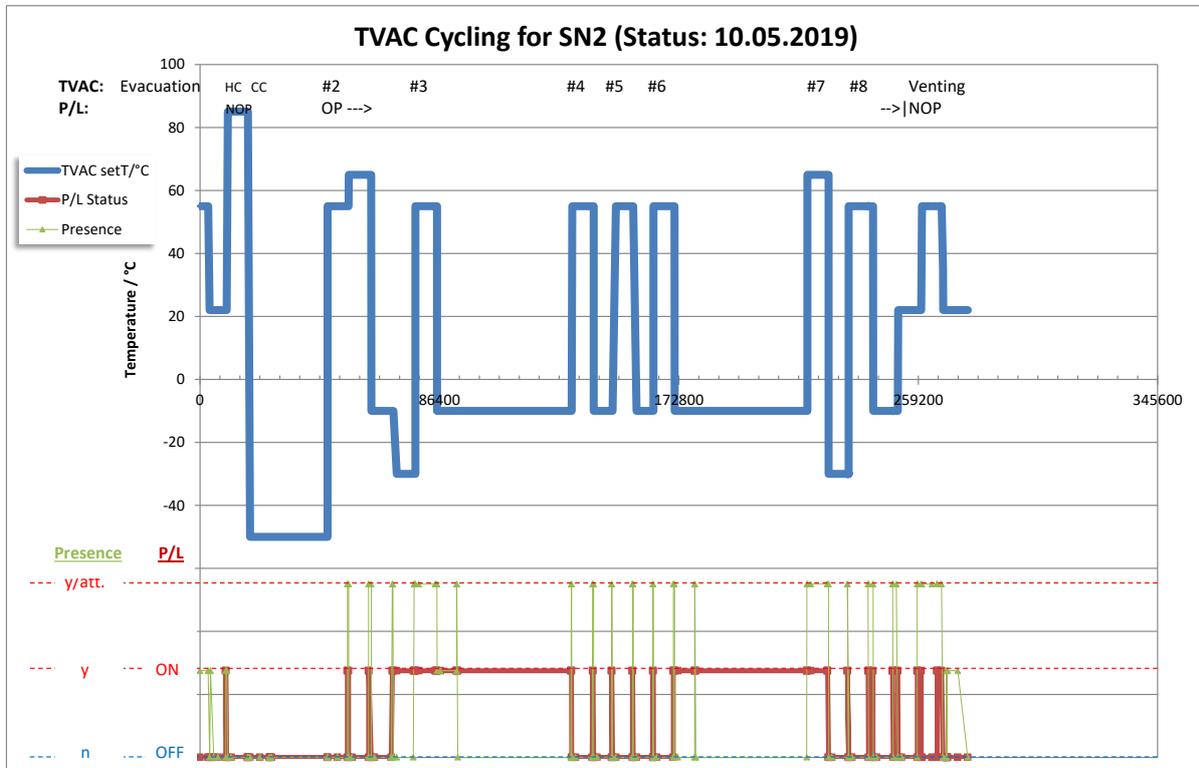


Bild 3: Durchgeführte Thermalvakuum Zyklen

Der TVAC Test umfasst 8 vollständige Zyklen und dauert eine Woche. Da zu jeder Zeit ein Fehler eintreten kann, werden TVAC Tests in der Regel im Drei-Schicht Betrieb durchgeführt. Nach dem ersten Zyklus zeigte sich, dass das SDRC während des Temperaturwechsels nicht eingeschaltet zu sein braucht. Somit wurden die Zyklen so gefahren, dass die tiefen Temperaturen (mit dem geringsten Risiko) über Nacht und unbeaufsichtigt ablaufen konnten. Dies war insbesondere auch wegen der vollautomatischen Steuerung der TAS-D TVAC-Kammer und deren umfangreichen Selbstüberwachung samt Notabschaltung möglich.

Die Höhe, Dauer und Anzahl der Zyklen entsprechen Qualifikationsanforderungen.



Bild 4: Prüfling montiert in der Thermalvakuum-Kammer bei TAS-D

Der TVAC Test wurden bestanden. Der Vergleich der gemessenen Temperaturen an kritischen Punkten mit den Ergebnissen der Thermalanalyse zeigt eine gute Übereinstimmung, teilweise sogar bessere Temperaturen als berechnet. Deswegen wurden während der Zyklen #2 und #7 die extremen Temperaturen eines weiteren LEO-Satelliten angefahren, um auch hierfür die Einsetzbarkeit des SDRC zu zeigen. Lediglich im Zyklus #8 wurde der Verlust einzelner Telegramme festgestellt. Die genauere Analyse zeigte allerdings, dass das SDRC vermeintliche Telegramm-Sequenzen im Rauschen nicht-beschalteter HF-Eingänge gefunden hatte. Im verkürzten Funktionstest werden aber weder der Pegel noch weitere Telegrammprüfungen durchgeführt, so dass im Normalbetrieb solche ‚Pseudo-Telegramme‘ sicher erkannt und ausgeschlossen werden. Allerdings wird hierdurch eine leichte Zunahme des Rauschpegels sichtbar, aufgrund dessen die Empfindlichkeit im realen Betrieb mit der Zeit abnehmen wird und dies in der Auslegung der HF-Stufen berücksichtigt werden muss.

3.1.5.5 EMV Tests

Die Tests zur elektromagnetischen Verträglichkeit (EMV) prüfen die vom Prüfling an die Umgebung abgegebene elektromagnetische Energie über elektrische Leitung oder durch Strahlung, sowie die Störempfindlichkeit durch elektromagnetische Energie von der Umgebung auf den Prüfling durch Leitung oder Strahlung. Hierdurch wird die Verträglichkeit mit den anderen Gerätschaften an Bord des Satelliten sowie am Boden überprüft. Die einzuhaltenden Vorgaben

TAS OPEN

sind in ECSS-E-ST-20-07C Rev. 1 „ECSS Space Engineering - Electromagnetic compatibility“ spezifiziert.

Da das SDRC keine eigene Stromversorgung hat, wurden die Leitungstest nicht durchgeführt, da sie eine konforme Stromversorgung benötigen. Der verkürzte Funktionstest wird hier im Dauerbetrieb verwendet, um einerseits Ausfälle bei der Einstrahlung, andererseits die Ausstrahlungen im Betrieb unter wechselnden Lastbedingungen zu messen.

Die Pegel und Dauern entsprechen Qualifikationsanforderungen.

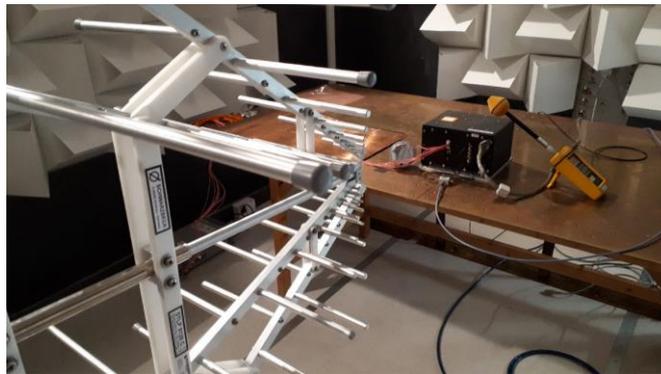


Bild 5: Prüfling aufgestellt in der EMV-Kammer

Die EMV Tests wurden mit einer Beobachtung bei der Störempfindlichkeit bestanden: Bei 2110MHz wurde die Datenverarbeitung erheblich gestört. Die Erklärung hierfür liegt in der Interferenz der intern erzeugten Mischfrequenz von 1020MHz, die mit bei der Einstrahlungsfrequenz ein Signal bei der Durchlassfrequenz der HF-Filter bei 1090MHz ergibt. Die Inspektion der HF-Leiterplatte ergab, dass der für die Erzeugung der Mischfrequenz verwendete Oszillator-Chip samt verbundener Bauelemente und Leiterbahnen nicht ausreichend abgeschirmt sind.

3.1.5.6 ESD Tests

Durch die UV- und höherenergetische sowie elektrisch geladene Teilchenstrahlung im Welt- raum werden Satelliten auf- und umgeladen, insbesondere in unterschiedlicher Weise der ver- schiedenen Oberflächen und deren Orientierung zur Sonne. Um die Ausbildung von Funkenstrec- ken zu vermeiden, müssen alle Oberflächen ausreichend leitfähig und geerdet sein. Da CFK einen hohen Anteil an elektrisch nicht leitfähigem Epoxidharz enthalten und das Gehäuse aus mehreren Einzelteilen besteht, ist diese Prüfung wesentlich. Wegen fehlender Stromversorgung wird allerdings nur die Erdung durch die gesamte Komponente geprüft. Hierfür genügt ein Ohmmeter mit Messbereich 10 m Ω .. 1 k Ω .

Alle gemessenen Werte einschließlich für das verwendete CFK liegen innerhalb der Spezifikati- on, teilweise sogar unter 0.2 Ω (bis auf die infolge der Vibrationstests gelockerten Erdungs- schrauben, dort wurden <0.6 Ω gemessen).

3.2 Die wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Der zahlenmäßige Nachweis ist in einer separaten Aufstellung aufgeführt.

3.3 Notwendigkeit und Angemessenheit des Projekts

Der neu entwickelte Verbundwerkstoff zum Einsatz als Strukturmaterial mit erhöhter Strahlungsabschirmung stellt eine neue, innovative Technologie dar. Durch entsprechende Gestaltung von Elektronikgehäusen wird die Strahlenbelastung der umschlossenen Elektronik soweit verringert, dass Elektronikbauelemente aus dem Massenmarkt für den Weltraumeinsatz auch in Missionen mit kommerzieller Dauer und Zuverlässigkeit einsetzbar werden.

Die technologischen Risiken hinsichtlich mechanischer Festigkeit nach Einbettung von Tantal in den neuen CFK-Verbundwerkstoff, erreichbare Strahlungsabschirmung, erzielbarem Grad bei der Abschirmung elektromagnetischer Felder, erreichbare Wärmeleitfähigkeit und Ausgestaltung der thermischen Schnittstelle zwischen Elektronik und Satellit konnten durch Probestests und ein neuartiges Gehäusekonzept gelöst werden. Auf Basis der Material-Messungen können zu Entwurf und Herstellung etablierte Verfahren angewendet werden. Die Umwelttests haben die erwünschten Eigenschaften der Komponente nachgewiesen.

Hierbei hat sich die Einbindung der in CFK-Verbundwerkstoffen erfahrenen Firma HPS GmbH und das in der Konstruktion und Untersuchung von Leichtstrukturen renommierte Institut für Leichtbau der Universität der Bundeswehr, München, als äußerst fruchtbar und effektiv herausgestellt, um die erwähnten Risiken erfolgreich in eine hoch-performante neuartige Komponente umzusetzen, die Maßstäbe hinsichtlich

- Abschirmung (zur Ermöglichung von COTS-Elektronik Bauelementen anstelle von HiRel-Bauelementen bei vergleichbarer Zuverlässigkeit),
- Rechenleistung (mehr als das 40-fache gegenüber einer Realisierung mit aktuellen HiRel Bauelementen bei 10% geringerer elektrischer Leistungsaufnahme) und
- Modularität (Zusammenbau in <1 Tag, vollständiger Modultausch in <5 Minuten)

setzt.

Damit trägt TRISTAN-C wesentlich dazu bei, in der Raumfahrt neueste Chip-Technologie zu erheblich geringeren Kosten im Vergleich zu HiRel-Bauteilen einsetzen zu können. Zusätzlich reduziert sich durch die Modularität der Aufwand beim Zusammenbau erheblich. Dies ermöglicht eine wirtschaftliche Kleinserienfertigung, wie sie beispielsweise für die derzeit geplanten „New Space“-Konstellationen benötigt wird. Anhand der im TRISTAN-C Projekt gebauten Komponente lässt sich der erreichbare erhebliche Kostenvorteil bereits beim Einzelgerät erkennen. Dies verschafft den beteiligten Parteien nationale und internationale Wettbewerbsvorteile bei derartigen Elektronikkomponenten.

Mit den gewonnenen Erkenntnissen ergeben sich viele Weiterentwicklungsmöglichkeiten hinsichtlich weiterer Optimierung der Strahlungsabschirmung, modulare Architekturen (Integration von Avionik und Nutzlasten), weitere Gewichtsoptimierung, Einsatz des Materials in Cubesats.

Im Gesamten wurden die beantragten Projektmittel somit angemessen eingesetzt, um die Ziele des Projektes zu bearbeiten und zu erreichen.

3.4 Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit

Die folgenden Punkte werden in einem separaten Verwertungsplan fortgeschrieben:

- Erfindungen und Schutzrechte

Eine Patentrecherche ergab ein Patent von NASA Langley Research Center über „Z-Grade Material“⁶, welches ähnliche bis leicht bessere Abschirmeigenschaften aufweist als das TRISTAN-C Material, allerdings deutlich aufwendiger in der Herstellung ist. Insofern unterscheidet sich TRISTAN-C (auf CFK Basis mit symmetrischem Schichtaufbau) davon erheblich. Derzeit wird eine Patentierbarkeit geprüft.

- Wirtschaftliche Erfolgsaussichten

Die erwähnten Kostenvorteile liegen oberhalb derer, die vereinzelt schon bei Bordrechnern erreicht werden. Es besteht daher bei mehreren Vorhaben von Universitäten und nano-Satelliten Herstellern das Interesse, das TRISTAN-C Material innerhalb der nächsten 1-2 Jahre in in-Orbit Demonstrationsmissionen einzusetzen. Eine in-Orbit Demonstration wird als notwendiger Zwischenschritt gesehen, bevor sich eine allgemeine Akzeptanz bei den etablierten Raumfahrtunternehmen durchsetzt.

Derzeit erarbeitet TASD die weitere Verkleinerung der Elektronik, so dass sich auch für die Elektronik zusätzlich der Cubesat-Markt erschließt. Dessen prognostizierte Wachstumsraten eröffnen den beteiligten Parteien eine Teilhabe mit entsprechender Ertrags- und Umsatzsteigerung.

- Wissenschaftliche Erfolgsaussichten

Mit SHIELDS-1 hat das NASA Langley Research Center seit Dezember 2018 einen 3U Cubesat in eine niedrige zirkuläre Erdumlaufbahn (LEO) gebracht, der mit dem Z-Grade Material ausgestattet ist. Für TRISTAN-C ist es ebenso der nächste Schritt, das Material in einer Erdumlaufbahn unter realen Einstrahlungsbedingungen zu vermessen. Interesse und Mitflugmöglichkeiten hierzu haben zwei Cubesat-Hersteller signalisiert.

Aus den Bestrahlungsmessungen des TRISTAN-C Materials ergab sich, dass der hier verfolgte Ansatz eines Low-Z/High-Z Verbundmaterials noch weiteres Potential birgt, insbesondere Protonen stärker abzuschirmen. Die erzielten Ergebnisse beflügeln somit die Suche nach weiteren Materialkombinationen und -ausprägungen, um weitere physikalische Effekte für eine Erhöhung der Wirksamkeit zu nutzen. Weiterhin könnte die Erhöhung der Strahlungsabschirmung zukünftige Missionen näher an oder in den Strahlungsgürteln der Erde oder weiterer Explorationen zur Sonne, Merkur oder den großen Gasplaneten des Sonnensystems ermöglichen.

⁶ U.S. Patent 8,661,653, 4 March 2014, "Methods of Making Z-Shielding.", D.L. Thomsen III et al., U.S. Patent 10,039,217, "Methods of making Z-shielding", Thomsen, III et al., July 31, 2018, und Erweiterung veröffentlicht am 22.8.2019 US20190256228A1

- Anschlussfähigkeit

Die in TRISTAN-C realisierte hohe Rechenleistung und die Rechenleistung pro Watt ermöglichen bisher kaum oder nur mit großem Aufwand mögliche Missionsaufgaben. Dies wird insbesondere benötigt für Satelliten-Konstellationen mit wenigen bis hunderten und mehr Mikro-Satelliten und dem zunehmendem Bedarf von an-Bord Datenverarbeitung, für (nahezu) Echtzeit-Erdbeobachtung, zukünftige Breitband-Telekommunikationskonstellationen, autonome Missionen, sowie Überwachungsmissionen (beispielsweise Flugzeuge, Schiffe, Frequenzbänder, Güter über große Gebiete und weitere IoT-Anwendungen). In ESA-Ausschreibungen, den Arbeiten an den New Space Konstellationen, sowie neuen Erdbeobachtungssatelliten mit höherer Bildauflösung und folglich steigender Datenmenge und bordseitigem Rechenaufwand zeichnet sich der Trend zu höherer Rechenleistung an Bord der Satelliten bereits ab.

Mit der realisierten Modularisierung der Elektronik, die im OBC-SA Projekt für die Avionik entwickelt wurde, zeigt TRISTAN-C den Weg auf, entsprechend leistungsfähige Module auch für die Nutzlasten zukünftiger Satelliten bereitstellen zu können. Hierbei wäre auch eine Integration der Avionik mit den Nutzlastrechnern vorstellbar.

Die Ausstattung von Cubesats mit dem TRISTAN-C Material würde dazu beitragen, dass sich Cubesat Hersteller durch zuverlässigere Cubesats am Markt stabilisieren können. Kontakte zu deutschen Cubesat Herstellern bestehen bereits.

Angesichts der erkennbaren, erheblichen Zunahme der Belegung der niedrigen Erdumlaufbahnen muss auch über die Entsorgung ausgedienter (Cubeat-)Satelliten nachgedacht werden. Ansätze zum Einfangen solcher Satelliten werden derzeit erarbeitet. Eine notwendige Fähigkeit ist hierbei die autonome Annäherung und der Einfangvorgang. Hierfür sind mehrere Sensoren und sehr viel Rechenleistung bei hoher Zuverlässigkeit im Orbit notwendig - Merkmale zu denen TRISTAN-C beitragen kann.

3.5 Während der Durchführung des Projekts bekannt gewordener Fortschritt bei anderen Stellen

Innerhalb von Thales Alenia Space wurden an zwei weiteren Standorten sogenannte ‚Smart Shielding‘ Materialien untersucht. Dank TRISTAN-C konnte in Deutschland nicht nur das Material realisiert werden, sondern dessen Verwendbarkeit durch den Aufbau einer vollständigen Komponente nachgewiesen werden. Eine interne Auswertung der Abschirmeigenschaften der drei Ansätze ergab, dass das TRISTAN-C Material bevorzugt weiterentwickelt werden sollte.

In den USA hat das Langley Research Center der NASA an einem Strahlungsschirmungskonzept basierend auf „Z-Grade material“ gearbeitet⁶. Im Dezember 2018 wurde mit der Mission SHIELDS-1 ein 3U Cubesat gestartet, bei dem die Außenwände einer Sektion mit dem Z-Grade Material realisiert worden waren. Die verschiedenen Publikationen deuten eine gegenüber TRISTAN-C etwas niedrigere Strahlungs-Dosis in Silizium bei der realisierten Wandstärke an. Für einen Vergleich hinsichtlich der Abschirmungseffizienz müsste aber auf gleiche Flächendichte umgerechnet werden, hierfür liegen allerdings keine klaren Informationen vor. Die Herstellung des Z-Grade Materials erfolgt in Plasmaabscheidung, sodass hier ein deutlich hö-

herer Herstellaufwand besteht. Es liegen auch keine Angaben vor hinsichtlich der mechanischen Eigenschaften, Bearbeitbarkeit (beispielsweise Bohrungen und Ausschnitte) und der möglichen Größe der Platten.

Schichtmaterialien wie TRISTAN-C wurden schon seit längerem, aber ausschließlich hinsichtlich der Abschirmeigenschaften untersucht. Die mechanischen Eigenschaften, wie bei TRISTAN-C untersucht, sind bei keinem der anderen Abschirmmaterialien in den Veröffentlichungen behandelt.

3.6 Veröffentlichungen

Während der Laufzeit wurden die folgenden Veröffentlichungen getätigt:

1. P. Rosenthal, Alternative Concept for cPCI Serial Space Compartments, 1st Workshop R&T/D for Future Avionic Products, Airbus DS, 28.11.2017, Immenstaad
2. P. Rosenthal, cPCI Serial Space Compliant Payload Computer TRISTAN-C, Eurospace, DASIA, 29-31.5. 2018, Oxford
3. P. Rosenthal, cPCI Serial Space Compliant Payload Computer TRISTAN-C, DLR-BDLI Workshop CompactPCI® Serial Space - Internationaler Standard für modulare Rechner in der Raumfahrt, 27.9.2018, Bonn

ENDE DES DOKUMENTS

TAS OPEN