

Abschlussbericht zum Verbundprojekt

## Optical Metrology Terminal (OMT)

Gefördert durch:

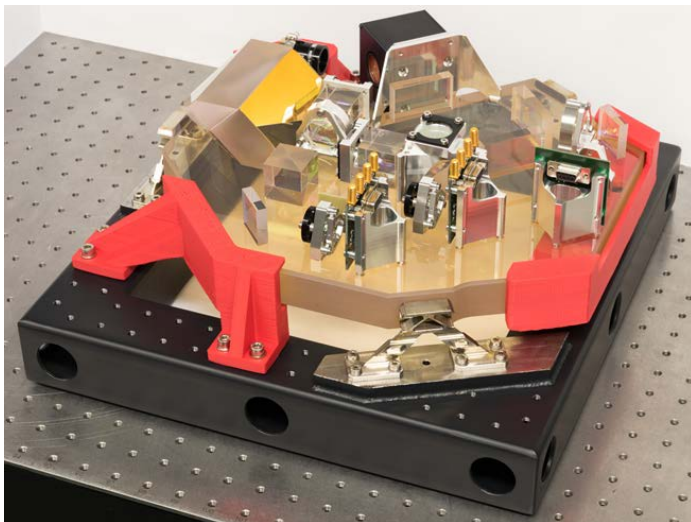


aufgrund eines Beschlusses  
des Deutschen Bundestages

Michael Chwalla

Oliver Mandel

Dennis Weise



Airbus Defence and Space GmbH Antrag Nr. A.2014-4238-0-1

Förderkennzeichen 50EE1409

18. Dezember 2019

# Inhaltsverzeichnis

Inhaltsverzeichnis.....	2
1 Kurzdarstellung.....	3
1.1 Aufgabenstellung.....	3
1.2 Voraussetzungen.....	4
1.3 Planung und Ablauf.....	4
1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand.....	7
1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen.....	7
2 Eingehende Darstellung.....	9
2.1 Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse.....	9
2.1.1 Designkonzept: Mono-axialer Retroreflektor.....	9
2.1.2 Das optische Instrument.....	11
2.1.3 Aufbau des Labormodells.....	26
2.1.4 Dedizierte Testumgebung.....	34
2.1.5 Verifikation und Ergebnisse.....	39
2.2 Zahlenmäßiger Nachweis.....	46
2.3 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit.....	46
2.4 Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit des Ergebnisses.....	47
2.5 Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens während der Durchführung.....	47
2.6 Erfolgte bzw. geplante Veröffentlichung der erzielten Ergebnisse.....	47

# 1 Kurzdarstellung

## 1.1 Aufgabenstellung

Im Zuge der Mission GRACE Follow-On wurde mit dem Laser Ranging Instrument (LRI) die prinzipielle Machbarkeit der optischen Interferometer-Technologie demonstriert, sodass optische Verfahren für die Abstands- und Winkelsensorik als Ausgangsbasis für künftige Gravitationsfeld-Missionen angesehen werden können. Satelliten-Interferometrie wurde in den vergangenen Jahren vor allem im Kontext der geplanten LISA-Mission bzw. LISA Pathfinder zur Detektion von Gravitationswellen intensiv studiert. Der weltraumbasierte Gravitationswellen-Detektor „Laser Interferometer Space Antenna“ (LISA) wurde nun von der ESA als dritte große (L3) Mission im Cosmic-Vision-Plan der ESA ausgewählt.

Das **Hauptziel** dieser Aktivität daher war es, ein Labormodell eines Optical Metrology Terminals (OMT) als Heterodyn-Interferometer im Transponder-Betrieb mit Pointing-Mechanismus für zukünftige SST-Missionen zu entwickeln und experimentell zu untersuchen. Als Ausgangsbasis der Untersuchungen sollten die Anforderungen für NGGM dienen, der Anwendungsbereich aber nicht ausschließlich auf diese Mission begrenzt sein. NGGM, eMotion, GRACE-FO etc. verfolgen alle im Wesentlichen das gleiche Ziel, Requirements und Payload Design sollten also unmittelbar übertragbar sein.

Bei diesem Vorhaben sollte der Fokus auf dem opto-mechanischen Design und der Ausrichtungs-Performance liegen und angestrebt werden, ein möglichst kompaktes, einfach zu handhabendes Subsystem mit einem Volumen von  $300 \times 400 \times 150 \text{ mm}^3$  und einer Masse von 20 kg (optische Bank) zu realisieren. Den Hintergrund hierzu lieferte das LRI von GFO mit seinem verteilten Ansatz des Retroreflektors, den es hier zu vermeiden galt, um eine optimale thermomechanische Anbindung ans Akzelerometer zu gewährleisten. Dabei galt es zunächst zu klären, welche Interferometer-Variante - Michelson oder Mach-Zehnder wie beim LRI, aber dafür kompakter - gewählt werden soll.

Zur Messung einer möglichen Verkippung/Fehler in der Ausrichtung der beiden Satelliten sollte DWS als effiziente Detektionsmethode eingesetzt werden und dazu genutzt werden, die Ausrichtung des Instruments aktiv zu stabilisieren. Außerdem sollte ein Grundkonzept zur Strahlerfassung sowohl im Frequenz- als auch im räumlichen Bereich demonstriert werden.

Um zu gewährleisten, daß die potentiellen Vorteile dieses Ansatzes als Baseline für künftige SST-Missionen umgesetzt werden, ist ein experimenteller Performance-Nachweis zwingend erforderlich. Der OMT ist im Rahmen der Anstrengungen zu einer kosteneffektiven Mission besonders attraktiv, weil es prinzipiell die Realisierung einer kompakten und somit minimierten Nutzlast erlaubt.

Das Vorhaben deckt damit einen wesentlichen Teil für eine robuste/alternative Realisierung von Laserinterferometrie im Kontext von SST und Geodäsie ab und schließt direkt an die von Airbus DS vorgeschlagene Studie von NG2 an. Die Ergebnisse dieses Vorhabens werden somit direkt in einer Implementierungsphase von NGGM/e.motion verwertbar sein und insbesondere in Vorbereitung dazu bei der Konsolidierung einer robusten und kosteneffektiven Systembaseline Anwendung finden. Das Vorhaben setzt damit das Engagement der DLR für Laserinterferometrie konsequent fort und stärkt den Anspruch Deutschlands und Airbus DS für die industrielle Führung. Besonders hinsichtlich des von Tha-

Das von Alenia Space vorgeschlagene Retroreflektor-Konzept mit seiner aufwendigen Metrologie bietet der hier vorgeschlagene Ansatz deutliche Vorteile und mehr Flexibilität und soll die Absicherung der Konkurrenzsituation gewährleisten.

## 1.2 Voraussetzungen

Die Arbeiten im Rahmen dieser Aktivität wurden in einem Verbundprojekt durchgeführt. Die Partner dieses Verbunds Airbus DS und ZARM waren und sind gemeinsam an vielen der in Kapitel 2.1 genannten Vorarbeiten erfolgreich beteiligt. Es ist daher nur eine natürliche Konsequenz, diese fruchtbare Zusammenarbeit mit der Entwicklung und Verifikation des Optical Metrology Terminals fortzuführen. Dies gilt insbesondere deshalb, da beide Partner ihre komplementäre Expertise hinsichtlich ultrapräziser Laser-Interferometrie und dem dazu notwendigen Messequipment sowie der damit verbundenen Verifikationsstrategie einfließen lassen konnten. Dazu wurde auch eine formale Kooperationsvereinbarung in Ergänzung einer bereits bestehenden abgeschlossen.

Die Erfahrung von Airbus DS zum Beispiel bei der Entwicklung des EMs der optischen Bank von LTP oder den Vorarbeiten zum Prototypen des LISA Interferometers bzw. Phasenmeters lieferten eine ausgezeichnete Basis zur Konzeption und Bau des Optical Metrology Terminals als Fortführung der Studie zu NGGM. Der Großteil der experimentellen Arbeiten wurde im Kooperationslabor "Laboratory for Enabling Technologies" (LET) bei der Airbus DS durchgeführt.

Zur Durchführung der experimentellen Arbeiten stand die Infrastruktur von Airbus D&S "Laboratory for Enabling Technologies" in Friedrichshafen zur Verfügung, welches aus zwei Laborräumen mit entsprechender Einrichtung insbesondere für Forschung und Entwicklung im Bereich der Quantenmetrologie besteht. Dies beinhaltet insbesondere allgemeine Messgeräte wie Oszilloskope, Spektrumanalysatoren, optische Detektoren, einen voll eingerichteten Lötplatz, Vakuuminfrastruktur etc. Gegebenenfalls konnten auch Optische Facilities und OGSE von Airbus DS am Standort in Ottobrunn genutzt werden.

Das ZARM brachte dabei seine Expertise im Design optischer Systeme ein, insbesondere seine Erfahrungen in der Realisierung der OGSE für die Mission GRACE-FO. Bei den Trade-Offs lag ein Schwerpunkt der ZARM-Aktivitäten auf der Ausarbeitung der Strategien zu Pointing und Acquisition.

Ein Zusammenwirken beider Partner mit ihren jeweiligen spezifischen Expertisen wurde als essentiell für das Gelingen dieses Vorhabens angesehen.

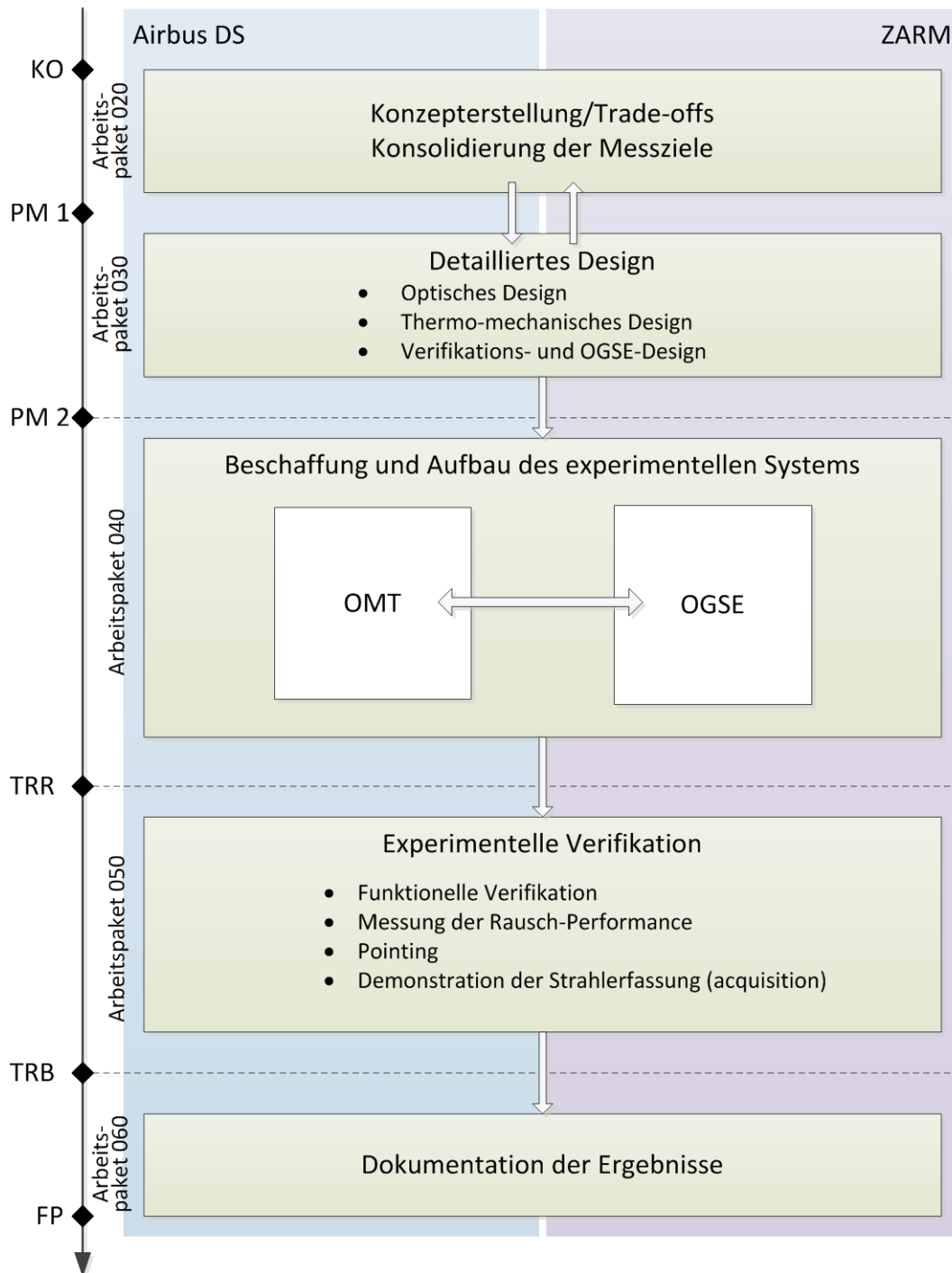
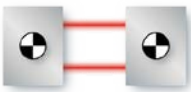
## 1.3 Planung und Ablauf

Aus den oben beschriebenen Zielen des Vorhabens ergab sich eine Projektplanung, die sich im Wesentlichen in folgende vier Phasen gliedert:

- Nach einer einleitenden Überprüfung der wesentlichen Messziele und Konzepte erfolgte das detaillierte Design des experimentellen Aufbaus. Das schließt insbesondere das optische wie thermo-mechanische Design des Interferometers als auch das Design des OGSE ein. Die Arbeiten wurden in enger Abstimmung mit den entsprechenden Experten bei ASD und ZARM durchgeführt.



- Anschließend wurden die erforderlichen Komponenten beschafft, die für den Aufbau des experimentellen Systems relevant sind. Es wurde versucht, bereits vorhandene Komponenten so weit wie möglich zu nutzen. Das Lasersystem mit Stabilisierung auf einen Hochfinesse-Resonator sind im LET bereits vorhanden und konnten genutzt werden. Dadurch konnte ein Großteil der Anschaffungskosten gespart werden. Allerdings wurde es notwendig, aufgrund der Fertigungstoleranzen von Strahlteilerwürfeln ein aufwändigeres opto-mechanisches Konzept als ursprünglich angenommen zu realisieren.
- Die eigentliche experimentelle Verifikation des Optical Metrology Terminals fand im Rahmen der dritten Phase des Projektes statt. Dabei wurden OMT und OGSE zunächst getrennt charakterisiert, bevor die beiden Teile zusammen vermessen wurden. Hauptaugenmerk lag hierbei auf der Pointing-Performance. Außerdem wurde das Grundkonzept zur Strahlerfassung erfolgreich getestet.
- Abschließend wurden die wesentlichen Ergebnisse und Lessons-Learned zusammengefasst und die entsprechenden Implikationen für eine Nutzung des OMT im Kontext von Laser-Ranging Missionen abgeleitet. Die erzielten Ergebnisse werden im Rahmen einer Dissertation bzw. in dezidierten Artikeln in Fachzeitschriften publiziert.



**Abbildung 1: Projektablauf**

Ein wesentlicher Teil der Arbeiten dieses Vorhabens wurde im Rahmen einer eigens installierten und von Airbus DS finanzierten Promotion, in Zusammenarbeit mit der Universität Bremen (Prof. C. Braxmaier, ZARM) abgewickelt. Diese wurde direkt vom Projektleiter dieses Vorhabens angeleitet, und wo erforderlich durch Einbeziehen verschiedener Airbus-Experten für optisches und optomechanisches Design sowie Analysen zur Systemperformance unterstützt. Dies erlaubte eine sehr kos-

teneffektive Umsetzung des Vorhabens, die aufgrund umfangreicher früherer Erfahrungen bei Airbus, und insbesondere im LET, als erfolversprechend und zielführend zu bewerten ist.

#### **1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand**

Laserinterferometrie ist Grundlage für eine Vielzahl vorgeschlagener bzw. geplanter Weltraummissionen in Erdbeobachtung und Wissenschaft:

- NGGM (Next Generation Gravity Mission), e.motion (Earth System Mass Transport Mission): Missionen zur hochgenauen Vermessung des Erdgravitationsfeldes
- eLISA (evolved Laser Interferometer Space Antenna), NGO (New Gravitational Wave Observatory): Missionen zur Beobachtung von Gravitationswellen
- Darwin, SIM (Space Interferometry Mission): Weltraumteleskope unter Verwendung von Apertursynthese zur Detektion und Charakterisierung erdähnlicher Planeten; Mission im Formationsflug (Darwin) bzw. unter Verwendung großer Strukturen (SIM)

Die Mission GFO wird momentan umgesetzt und wurde im Mai 2018 erfolgreich gestartet. Zusätzlich zum bestehenden Mikrowellenlink wird dabei ein Laser Ranging Instrument (LRI) zur Abstandsmessung zwischen den beiden Satelliten eingesetzt. Bei LISA Pathfinder mit einem Starttermin im Dezember 2015 kam eine hochsensitive Lasermetrologie zur Abstandsmessung zwischen zwei frei schwebenden Testmassen (auf dem gleichen Satelliten) zum Einsatz.

Airbus Defence and Space kann auf eine umfassende Heritage auf Missions-, System- und Instrumentenebene zurückgreifen. Dabei war Airbus D&S in führender Rolle an diversen "Gravity Field Recovery" Missionen und Studien beteiligt:

- Aristoteles, CHAMP (Prime), GRACE (Plattform prime), GOCE (Plattform Prime), Solid Earth System Study, LISA Mission Formulation/NGO (Study Prime), Lunar Exploration Orbiter, GRACE-FO (Plattform Prime, LRI)

Außerdem verfügt Airbus Defence and Space über hinreichende System-Kompetenz für optische Präzisionsmetrologie:

- Optical/Infrared Space Interferometry Breadboard, LISA Technology Package (Industrieller Prime), High Stability Laser Breadboard (Prime), High-Precision Optical Metrology System, Optical Bench Development für LISA (Prime), HSL for NGGM & Laser Stabilization (System Verification).

#### **1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen**

Das Vorhaben wurde als Verbundprojekt der Partner Airbus Defence and Space GmbH und der Universität Bremen (Zentrum für Angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation, ZARM) durchgeführt. Die Koordination lag dabei bei Airbus DS unter Leitung von Dr. Michael Chwalla. Projektleiter an der Universität Bremen war Prof. Dr. Claus Braxmaier.

Die Expertisen der beiden Partner ergänzten sich für das hier vorgeschlagene Vorhaben auf ideale Weise. Eine erfolgreiche langjährige Kooperation beider Partner wurde bereits in einer Vielzahl von erfolgreich abgeschlossenen Projekten bewiesen. Hierbei lag der Schwerpunkt der Arbeiten von Airbus DS beim OMT selbst, das ZARM hingegen konzentrierte sich auf das Performance-



/Verifikationsengineering und das zugehörige OGSE. Die experimentellen Arbeiten fanden im "Laboratory for Enabling Technologies" (LET) statt, welches als Kooperationslabor in Zusammenarbeit mit Prof. C. Braxmaier vom ZARM geführt wird.

Prof. Braxmaier übernahm die hochschulseitige Betreuung des von Airbus DS eingestellten Doktoranden, der damit über die Universität Bremen promoviert.

## 2 Eingehende Darstellung

### 2.1 Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse

#### 2.1.1 Designkonzept: Mono-axialer Retroreflektor

Nach der erfolgreichen Inbetriebnahme des LRI in GRACE Follow-On und der damit verbundenen deutlichen Steigerung der Messgenauigkeit wird der Einsatz eines Laserinterferometers als Hauptinstrument für künftige Schwerkraftmissionen immer wahrscheinlicher. Hierfür wurden bereits in der Vergangenheit verschiedene Instrumentenarchitekturen vorgeschlagen, die ganz unterschiedliche Anforderungen an die Satelliten-Plattform stellen. Ein LRI-ähnliches optisches Instrument reagiert aufgrund des enthaltenen Retroreflektors weitestgehend unempfindlich auf Lageänderungen und Richtungschwankungen der beiden Satelliten. Allerdings lässt sich ein solches bi-axiales Instrument nicht beliebig weiter in der Baugröße verkleinern (etwa bis 30 cm Strahlabstand), da andernfalls der virtuelle Referenzpunkt des Retroreflektors nicht mehr mit einem Beschleunigungssensor im Satellitenschwerpunkt überlagert werden kann.

Alternative Designs, bei denen sich der empfangene und der gesendete Strahl einen gemeinsamen Pfad entlang der Sichtlinie teilen (mono-axial), erfordern eine wesentlich genauere Ausrichtung der Satelliten. Zudem hat die Strahlrichtungsnachführung dabei, anders als die Retroreflektor-basierten Konzepte, einen direkten Einfluss auf das Messsignal.

Ein detaillierter Vergleich der oben genannten Architekturen fiel aus fertigungstechnischer Sicht, wegen finanzieller Gesichtspunkte (großer Retroreflektor), einer guten Anbindung an die Plattform und einer möglichst kompakten Bauweise zu Gunsten eines mono-axialen Instruments aus.

Der im Zuge dieser Zuwendung entwickelte Messkopf kombiniert die Vorteile beider Architekturen zu einem neuen verbesserten Designkonzept, das die inhärente Strahlrichtungsnachführung eines Retroreflektors mit einer mono-axialen Bauweise vereint. Dieses Konstruktionsprinzip umgeht die geometrischen Beschränkungen eines einzelnen Retroreflektors, so dass der externe Strahlversatz unabhängig von der tatsächlichen Retroreflektorgröße und -position frei einstellbar wird. Mit dieser Flexibilität kann das optische Instrument perfekt auf eine bestimmte Anwendung zugeschnitten werden. Dieses hohe Maß an Flexibilität und weitere wesentlichen Eigenschaften werden im Folgenden hergeleitet und erörtert.

##### 2.1.1.1 Referenzpunkt in einer Baugruppe mit Retroreflektor

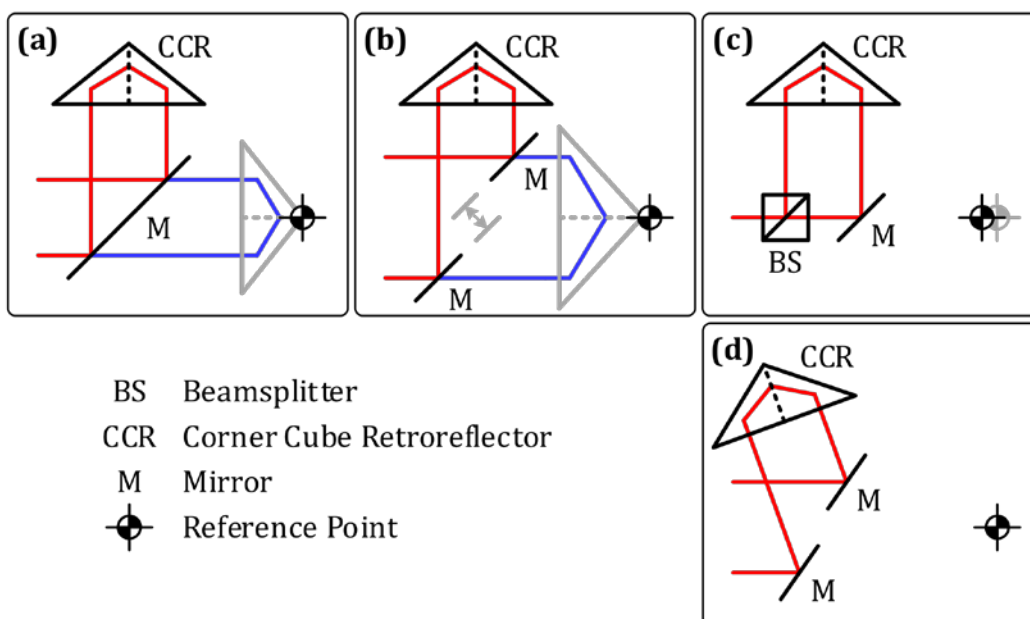
Der Referenzpunkt eines Retroreflektors ist unempfindlich gegenüber Änderungen des Einfallswinkels und definiert dadurch den Referenzpunkt für (dynamische) Abstandsmessungen. GRACE Follow-On ist die erste Satellitenmission, die Retroreflektoren für die interferometrische Laserentfernungsmessung zwischen zwei Satelliten einsetzt. Der verwendete hohle Retroreflektor besteht lediglich aus drei flachen

Spiegeln, die senkrecht aufeinander stehen. Der Referenzpunkt des optischen Instruments sitzt im (virtuellen) Schnittpunkt der Spiegelflächen und bietet ausreichend Abstand für die Überlagerung mit einem Beschleunigungssensor im Satellitenschwerpunkt.

Die Position des Referenzpunkts und sein Abstand zum tatsächlichen Strahlengang hängen jedoch eng mit dem bi-axialen Strahlversatz zusammen. Deshalb werden zusätzliche optische Komponenten einbezogen, um diese Abhängigkeit zu umgehen und den Retroreflektor virtuell in Größe und Position zu verändern.

### Umlenkung mittels Spiegel

Ein einziger Faltspiegel vor dem Retroreflektor entkoppelt die Position des Referenzpunktes von der tatsächlichen Retroreflektorposition. Dieser erste Schritt ist in Abbildung 2 (a) dargestellt. Die externen Strahlen sehen den Retroreflektor in seiner gespiegelten Position. Eine Drehung des Spiegels verschiebt den Referenzpunkt entlang der Oberfläche einer Kugel, wobei eine Längsverschiebung den Radius ändert. Somit ist auch die tatsächliche Größe des Retroreflektors vom Abstand um den Referenzpunkt entkoppelt.



**Abbildung 2 Designkonzept des optischen Instruments**

Bei zwei parallelen Spiegeln (wie in Abbildung 2 (b)) kann durch Variation des Abstands beider Spiegelflächen der Versatz zwischen den externen Strahlen und der Strahlversatz am Retroreflektor unabhängig voneinander eingestellt werden. Der interne Strahlversatz und die Größe des Retroreflektors können jetzt so klein sein, dass die Strahlen gerade genug Abstand zur nächsten Spiegelkante haben, um nicht davon in mehrere Segmente aufgeteilt zu werden. Insgesamt können die beiden Spiegel also bewirken, dass sich ein kleiner Retroreflektor wie ein größerer verhält.

### **Mono-axialer Retroreflektor**

Anstatt einen größeren Retroreflektor nachzuahmen, minimiert die in Abbildung 2 (c) dargestellte Konfiguration den externen Strahlversatz, wobei der erste Spiegel durch einen Strahlteiler ersetzt wird. Solange der einfallende Strahl auf den Referenzpunkt zeigt, ist der reflektierte Strahl entgegengesetzt überlagert, so dass sich beide Strahlen die direkte Sichtlinie teilen. Für eine bessere Transmissionseffizienz und eine stärkere Unterdrückung von Interferenzerscheinungen, können Polarisationsoptiken verwendet werden, wie z.B. ein Polarisationsstrahlteiler mit einer Wellenplatte. Obwohl es sich nun nach außen hin um eine mono-axiale Implementierung handelt, ermöglicht die intern verwendete bi-axiale Strahlführung ein Transpondersystem ähnlich dem des LRI.

Im Gegensatz zum Bezugspunkt des äquivalenten Retroreflektors befindet sich der physikalische Retroreflektor nicht unbedingt in der Mitte des Strahlengangs, sondern kann auch vor oder hinter der optischen Kopie des Referenzpunkts platziert werden. Variationen des Einfallswinkels verursachen daher einen variablen Versatz auf den optischen Komponenten. Außerdem können beliebige Ablenkwinkel der Faltspiegel verwendet werden (siehe Abbildung 2 (d)).

### **Kompensation von Glasdurchgängen**

In vielen Anwendungen ist die Verwendung eines hohlen Retroreflektors vorteilhaft, da der gesamte optische Weg von Luft umgeben ist und alle nachteiligen Auswirkungen des durch Glas gehenden Strahls (z. B. Dispersion, Inhomogenitäten, Wärmeausdehnung,  $dn/dT$ ) vermieden werden. Manchmal ist jedoch ein Glasdurchgang unvermeidbar (Strahlteiler, Wellenplatte) oder vereinfacht den Herstellungsprozess (Tripelprisma). Infolge des höheren Brechungsindex der Glaskomponente steigt die optische Weglänge gegenüber der geometrischen Weglänge an, und der Drehpunkt eines verkippten Strahls bewegt sich entlang der optischen Achse. Ohne Kompensation führt dies zu einer Kopplung von Verkippungen in die optische Weglänge, d.h. das Instrument wird empfindlich gegenüber dem Einfallswinkel. Ein Versatz der Retroreflektorposition nach hinten (in Strahlrichtung) liefert einen Kompensationsmechanismus gegen diese Winkelabhängigkeit.

## **2.1.2 Das optische Instrument**

In einem mono-axialen Instrument breiten sich die Laserstrahlen auf der direkten Sichtlinie aus und erfordern nur einen Pfad vom Instrument zur Außenseite des Satelliten. Die umschlossene Fläche zwischen den Laserstrahlen ist Null und daher ist die Messung unempfindlich gegen den Sagnac-Effekt, insbesondere falls das Instrument in einem Pendulum-orbit eingesetzt wird. Der größte Nachteil bisher war das Fehlen eines einfachen Transponderschemas, das nicht Teil des Messpfades ist. Durch den hohen Grad an Flexibilität des hier entwickelten Konzepts zusammen mit der bi-axialen Strahlführung direkt am Retroreflektor wird dieser Nachteil vermieden und erleichtert gleichzeitig die Unterbringung des Instruments in einer zukünftigen Mission.

### **2.1.2.1 Anforderungen und erwartete Umwelteinflüsse**

Das optische Instrument ist nicht speziell für eine konkrete Mission mit genau definierten Anforderungen konzipiert, sodass zunächst eine Reihe von Zielen und äußeren Einflüssen aus in-orbit Messungen und Studien zu zukünftigen Schwerefeldmissionen abgeleitet wird.

#### **Abstand der Satelliten**

Ein großer Arbeitsbereich von 50 km bis 300 km ermöglicht vielseitige Konstellationen. Um die erforderliche Laserleistung auf einem moderaten Niveau zu halten, soll ein Transpondersystem mit einer lokalen Laserquelle in beiden Satelliten integriert werden.

#### **Dynamische Messgenauigkeit**

Bei einem Abstand der von 300 km ist die Auswirkung des Laserfrequenzrauschens auf die Entfernungsgenauigkeit erheblich. Bei der in GRACE Follow-On verwendeten Frequenzstabilitätsanforderung von 30 Hz/VHz beträgt der Fehlerbeitrag bereits 32 nm/VHz. Dadurch limitiert soll das gesamte Messrauschen weniger als 50 nm/VHz betragen. Das Messband von 1-200 mHz ist im Vergleich zu GRACE Follow-On geringfügig erweitert, jedoch nicht streng begrenzt. Es wird erwartet, dass sich das optische Instrument ohne den Einfluss von Laserfrequenzrauschen signifikant besser verhält.

#### **Ausrichtungsgenauigkeit und Lageschwankungen**

Ein vergleichsweise großes field of regard von 5 mrad erleichtert die Integration des optischen Instruments im Satelliten und lässt kleine Richtungsabweichungen, die durch das Lageregelungssystem verursacht werden, zu. In-Band-Jitter von bis zu 100  $\mu$ rad/VHz muss dabei toleriert werden können. Diese Annahme ist etwa halb so groß wie Messungen aus der Mission GRACE (absolute Neigung weniger als  $\pm 4$  mrad), einer Plattform, die vor fast 20 Jahren gebaut wurde. In einer zeitgemäßen Mission wird die Plattform nicht nur modernere Gyroskope und Sternenkameras bereitstellen, sondern es wäre sogar denkbar, das optische Instrument als Sensor zu verwenden. Die gegenüber einigen Missionsstudien sehr konservative Betrachtung birgt ein wesentlich geringeres Risiko als die Annahme, im niedrigen Erdorbit trotz Restatmosphäre eine Ausrichtungsgenauigkeit von einzelnen  $\mu$ rad/VHz gewährleisten zu können. Die Strahlrichtungsnachführung mit einem kleinen Kippspiegel ermöglicht hohe Regelbandbreite bei minimaler Auswirkung auf den Satelliten und andere verbaute Instrumente.

#### **Temperaturstabilität**

Das Messsystem und die erwartete Leistungsfähigkeit werden außerdem durch Temperaturschwankungen beeinträchtigt, die zu einer Wärmeausdehnung des optischen Instruments sowie der tragenden Strukturelemente führt. In einer erdnahen Umlaufbahn kann das Instrument auf Raumtemperatur gehalten werden, d. h. in einem Fenster von etwa 10°C bis 30°C. Flugdaten von GOCE erreichen Temperaturstabilitäten von 4 mK/VHz, und die e<sup>2</sup>.motion-Studie legt sich auf eine Anforderung von 10 mK/VHz fest. Daher scheinen in einer zukünftigen Mission Stabilitäten von wenigen mK/VHz realisierbar zu sein, obwohl dies durch ein geeignetes Instrumentendesign und Materialien mit niedrigem Wärmeausdehnungskoeffizienten nicht zwingend erforderlich ist.

### Geometrische Eigenschaften

Davon ausgehend, dass der Beschleunigungssensor einer würfelförmigen Box mit einer Kantenlänge von 20 cm entspricht, soll der Abstand zum virtuellen Referenzpunkt mindestens 15 cm betragen. Die Gesamtabmessungen des Instruments sollten kompakt ausfallen und eine Größe von  $40 \times 30 \times 15 \text{ cm}^3$  nicht überschreiten.

Die Anforderungen und Umwelteinflüsse sind in Tabelle 1 zusammengefasst. Optional kann ein Akquisitionssensor verbaut werden, um den erforderlichen Zeitraum für den Aufbau der Laserverbindung zu minimieren.

**Tabelle 1 Anforderungen und erwartete Umwelteinflüsse**

Parameter	Value	Unit
Abstand der Satelliten	50 – 300	km
Messgenauigkeit	50	nm/ $\sqrt{\text{Hz}}$
Frequenzband	1 – 200	mHz
Laser Wellenlänge	1064	nm
Laser Frequenzstabilität	30	Hz/ $\sqrt{\text{Hz}}$
Field of regard	5	mrad
Spacecraft jitter	100	$\mu\text{rad}/\sqrt{\text{Hz}}$
Strahlabweichung	50	$\mu\text{rad}$
Temperaturbereich	10 – 30	°C
Temperaturstabilität	4	mK/ $\sqrt{\text{Hz}}$
Abstand um Referenzpunkt	> 15	cm
Maximale Abmessungen	$40 \times 30 \times 15$	$\text{cm}^3$

#### 2.1.2.2 Optisches Design und kritischer Messpfad

Für die oben genannten Spezifikationen und Anforderungen wird nun ein optisches Instrument vorgestellt, bestehend aus einem kompakten Retroreflektor, einem zweidimensionalen Kippspiegel, polarisationsabhängiger Strahlführung, einem Pupillenabbildungssystem und einem (optionalen) Akquisitionssensor. Das Design des optischen Instruments ist in Abbildung 3 dargestellt. Die Sichtlinie zum anderen Satelliten verläuft senkrecht zur Zeichenebene und der empfangene Strahl (rot eingefärbt) trifft nahezu mittig zur die Grundplatte auf M1. Die Strahlen zwischen den Satelliten sind zirkular polarisiert. Am Eingang des Instruments durchlaufen der empfangene und der gesendete Strahl eine Wellenplatte oberhalb von M1 zur Umwandlung in und von linearer Polarisation. M1 ist ein  $45^\circ$  Faltspiegel, der die Strahlen in die Zeichenebene reflektiert. Bei PBS1 sind der empfangene und der gesendete Strahl senkrecht bzw. parallel zur Grundplatte polarisiert. Der empfangene Strahl wird in Richtung des Spiegels

M2 reflektiert und der Strahlteiler BS lässt nur einen kleinen Teil des Lichts zum Akquisitionssensor auf der rechten Seite des Instruments durch. Die Apertur A1 befindet sich mit Ausnahme des Glasdurchgangs durch PBS2 auf der Hälfte der Hin- und Rückweglänge und repräsentiert eine optische Kopie des Laserstrahls vom Referenzpunkt. Die Blende muss nicht notwendigerweise physisch im Instrument platziert werden. Bei PBS2 findet die Strahlregeneration statt und der Strahl eines lokalen Lasers (blau) setzt den kritischen Messpfad parallel zum empfangenen Strahl durch den kleinen Retroreflektor CCR fort. Vor PBS1 dreht eine weitere Wellenplatte die Polarisationsachse parallel und gleicht so den durch den Retroreflektor verursachten statischen Polarisationsversatz aus. Schließlich verlässt der gesendete Strahl das Instrument über M1 und die darüberliegende Wellenplatte in Richtung des anderen Satelliten. Der Referenzpunkt befindet sich 300 mm unterhalb der Grundplatte auf der direkten Sichtlinie.

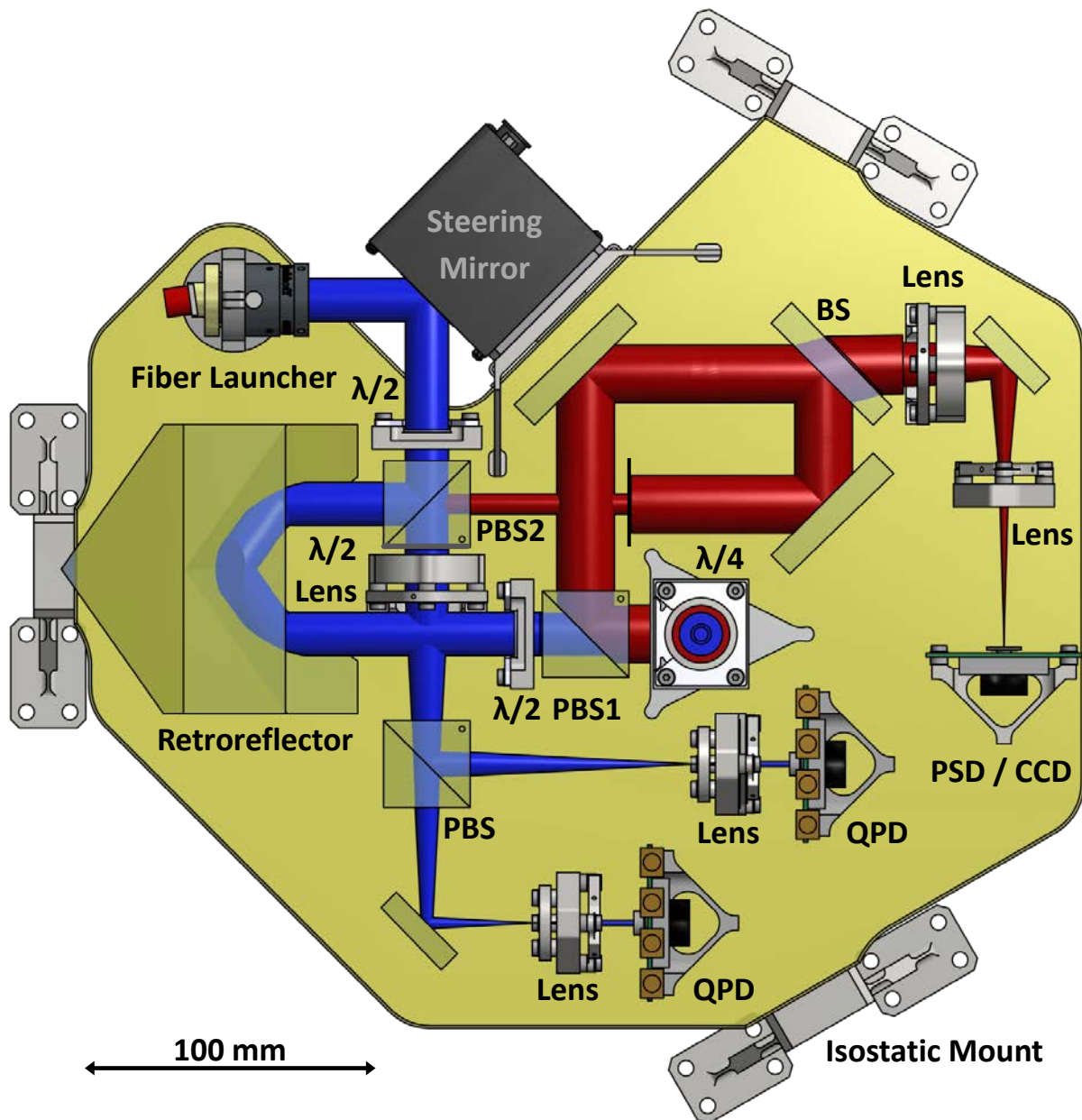


Abbildung 3 Optisches Design des interferometrischen Messkopfes

### **Planoptiken im kritischen Messpfad**

Mit einem gemeinsamen Teleskop für den empfangenen und gesendeten Strahl, kann die Signalstärke am entfernten Satelliten deutlich gesteigert werden, da es sowohl die Strahldivergenz als auch die Empfangsapertur positiv beeinflusst. Hier wurde jedoch auf ein Teleskop bewusst verzichtet, da dadurch gekrümmte Oberflächen im Messpfad benötigt würden, die gegenüber planen Oberflächen nur schwierig in vergleichbarer Qualität fertigbar sind. Oberflächen- und Ausrichtungsfehler würden sich gleichermaßen auf beide Laserstrahlen auswirken und dabei ergänzen. Da bereits GRACE Follow-On zeigen konnte, dass mit einem Strahldurchmesser von 5 mm selbst ohne Teleskop brauchbare Lichtpegel erzielt werden können, beschränkt sich der kritische Messpfad ausschließlich auf plane Oberflächen und gewährleistet dadurch eine exzellente Wellenfronqualität.

### **Kompakter, hohler Retroreflektor**

Die externen Strahlen breiten sich direkt auf der Sichtlinie aus, während im Inneren des Instruments eine bi-axiale Strahlführung verwendet wird. Der interne Strahlversatz und die Größe des Retroreflektors werden nun so klein gewählt, dass der Strahl gerade noch genügend Abstand zu den nächstgelegenen Spiegelkanten hat. Während das Strahlprofil der lokalen Laserquelle bekannt ist, wird der empfangene Strahl mit nahezu konstanter Intensität an der Eintrittsöffnung abgeschnitten. Die Größe der folgenden optischen Komponenten wird deshalb so gewählt, dass weitere Beugungsartefakte minimiert werden. Zu diesem Zweck ist es vorteilhaft, den lokalen Strahl anstelle des empfangenen Strahls durch den Retroreflektor zu führen. Die Ausrichtung des kleinstmöglichen Retroreflektors ist symmetrisch zur Mittelebene zwischen einfallendem und reflektiertem Strahl (bei nominalem Einfallswinkel), und kann über die Neigung der Raumdiagonalen weiter optimiert werden.

Abbildung 4 zeigt den Abstand der Auftrettsflächen des Laserstrahls zur nächstgelegenen Spiegelkante für einen Strahlabstand von 45 mm und einer freien Apertur mit Durchmesser 22 mm. Bei einer horizontal gelegenen Raumdiagonale beträgt der Winkel zwischen dem Normalenvektor des mittleren Spiegels und der Grundplatte  $54.74^\circ$ . Bei einer Ausrichtung der Raumdiagonalen von  $9.74^\circ$  gegenüber der Grundplatte wird der oben genannte Winkel zu exakt  $45^\circ$  und der Abstand vergrößert sich um etwa 2 mm. Eine noch größere Neigung führt zu sehr flachen Auftrettswinkeln am Spiegel und vergrößert den Abstand nur unwesentlich.

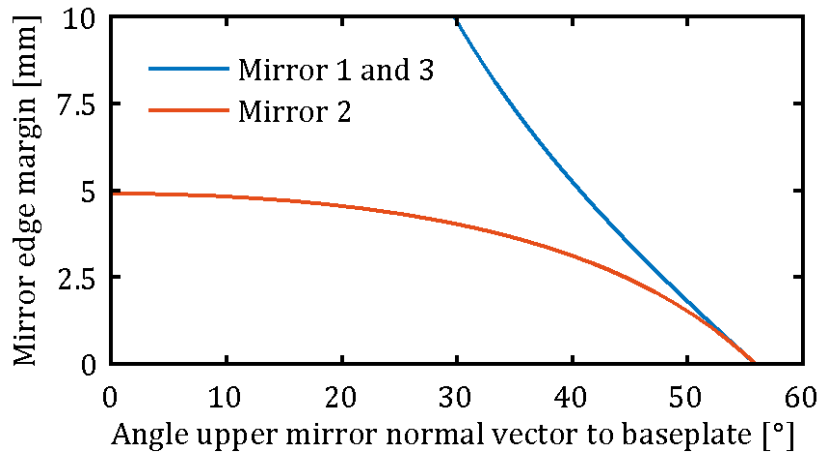
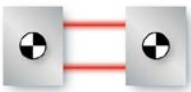


Abbildung 4 Abstand des Laserstrahls zu den nächstgelegenen Spiegelkanten

### 2.1.2.3 Integrationstechnologie und Materialien

Im Betrieb wird das Instrument von Temperaturschwankungen beeinflusst, die eine Wärmeausdehnung und Änderungen des Brechungsindex verursachen. Der gesamte Messweg innerhalb des optischen Instruments hat eine Länge von 75,8 cm. Um die Störeinflüsse im Bereich von wenigen Nanometern zu halten, muss das Grundplattenmaterial einen Wärmeausdehnungskoeffizienten in der Größenordnung von  $1e-6/K$  oder darunter aufweisen. Da dieser Wert mit Metall kaum erreichbar ist, wird eine Zerodur-Grundplatte verwendet. Zerodur ist eine Glaskeramik mit einer extrem geringen Wärmeausdehnung, so dass eine hohe thermoelastische Stabilität der optischen Bank erreicht werden kann.

In der jüngeren Vergangenheit wurde ein neues Integrationsverfahren für weltraumgestützte Laserinstrumente entwickelt, bei denen alle optischen Komponenten an einer Zerodur-Grundplatte befestigt sind, wie beispielsweise in LISA Pathfinder verwendet und im Flug erprobt. Als Alternative zu damals dem verwendeten Hydroxid-bonding, können die Komponenten mittels Zweikomponenten-Epoxidharz verklebt werden. Die Dicke der Verbindungsschicht zwischen der Grundplatte und den Bauteilen ist in beiden Fällen so gering, dass sich eine quasi-monolithische Glasstruktur ergibt. Daher kann eine Fehlanpassung der Wärmeausdehnung zwischen den Bauteilen kaum ausgeglichen werden und es müssen geeignete Materialpaare verwendet werden, um die thermische Belastung auf ein Minimum zu beschränken.

Die Strahlteiler und Spiegelsubstrate im Messpfad sind allesamt aus Quarzglas gefertigt, dessen Wärmeausdehnung ebenfalls sehr gering ausfällt. Andere Gläser, wie z.B. BK7, reagieren zwar aus optischer Sicht insgesamt schwächer auf Temperaturänderungen, würden sich aber gegenüber der Grundplatte im erwarteten Temperaturfenster bei 5 cm Kantenlänge um mehr als  $7 \mu m$  differentiell ausdehnen und damit möglicherweise die Verbindung aufbrechen.

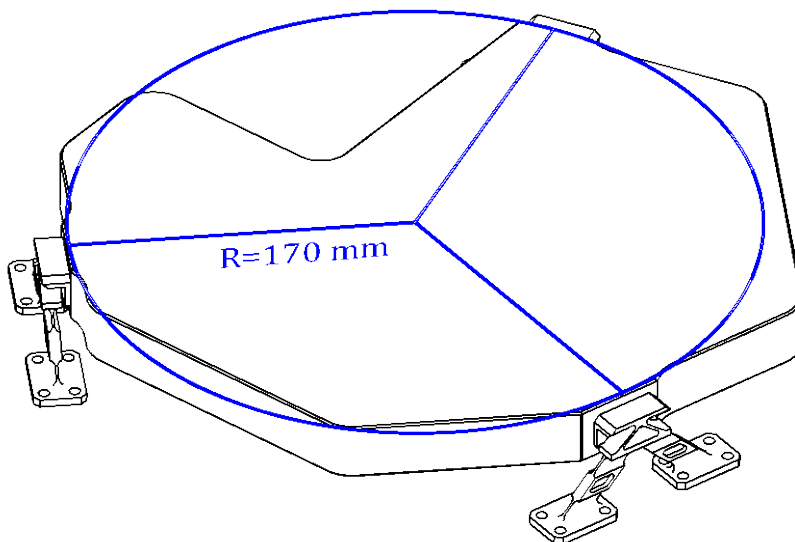
Andere Komponenten, die nicht unmittelbar zum kritischen Messpfad beitragen, sind für eine verbesserte Justierbarkeit aus mehreren Bauteilen zusammengesetzt und werden aneinander geschraubt.

Dabei kommen abziehbare Shims zum Einsatz, die mit Schichtdicken von 50 µm präzise abgestimmt werden. Für alle metallischen Teile wird die Klebeschichtdicke zur Grundplatte hin auf 0.2 mm eingestellt, um thermische Belastungen besser abführen zu können.

### **Befestigung der Grundplatte**

Ein typisches Material für Strukturelemente eines Satelliten ist kohlefaserverstärktes Polymer. Es ist ein starker und dennoch leichter Kunststoff, der sich aufgrund diskreter Faserschichten mit unterschiedlichen Orientierungen stark anisotrop verhält. Infolgedessen kann sich der Wärmeausdehnungskoeffizient von einer Richtung zur anderen deutlich unterscheiden. Im Laboraufbau wird das Instrument auf einem optischen Tisch aus Stahl getestet. Auch hier muss die von der Zerodur-Grundplatte abweichende Wärmeausdehnung kompensiert werden.

Die verwendete Befestigungsmethode benutzt drei kinematische Füße, die gleichmäßig um den Mittelpunkt der Grundplatte angeordnet sind. Jede der kinematischen Aufhängungen hat den gleichen radialen Abstand zum Mittelpunkt und ist senkrecht dazu ausgerichtet. Das System ist damit statisch so bestimmt, dass bei Änderungen der Umgebungstemperatur seitliche Verschiebungen des Mittelpunkts verhindert werden. Die Füße haben eine Höhe von 40 mm parallel zum Messpfad und bestehen aus Invar, dem Metall mit der geringsten Wärmeausdehnung, um die Längsbewegung zu minimieren. Das kinematische Montagekonzept ist in Abbildung 5 dargestellt.



**Abbildung 5** Isostatische Befestigung des Instruments

### **2.1.2.4 Transpondersystem**

Das implementierte Transpondersystem lenkt den einfallenden Laserstrahl auf die beiden redundanten Quadrantenphotodioden und ersetzt ihn mit einem neuen, stärkeren Laserstrahl. Das Transpondersystem ist in beiden Satelliten identisch aufgebaut. Die Strahlregeneration findet am PBS2 statt. Ein kleiner Teil des lokalen Laserstrahls wird ebenfalls auf die Photodioden gelenkt, während der Großteil

den kritischen Messpfad fortführt. Das Transpondersystem besteht aus einem Faserkoppler (FC), einem 2-dimensionalen Kippspiegel (SM), zwei Wellenplatten, zwei polarisierenden Strahlteilerwürfeln (PBS), einem Linsensystem (L1-L3), zwei Streulichtblenden (A2, A3) und den Photodetektoren (QPD).

### **Pupillenabbildung und Strahlanpassung**

Der Kippspiegel und die Apertur A1 werden gemeinsam auf die Photodetektoren abgebildet, um die Laserstrahlen fest auf der Diodenmitte zu behalten. Die Vergrößerung des Pupillenabbildungslinsensystems hat einen signifikanten Einfluss auf die empfangene Signalleistung. Der schwache empfangene Flat-Top-Strahl wird mit dem lokalen gaußförmigen Strahl überlagert, dessen Taille einen Radius von 2,5 mm aufweist.

Die Vergrößerung des Abbildungssystems wird hinsichtlich des Signal-Rausch-Verhältnisses (SNR) optimiert, wobei aufgrund der viel höheren Leistung des lokalen Strahls von einer durch Schrotrauschen limitierten Detektion ausgegangen wird. Das SNR ist proportional zu dem Produkt aus heterodyner Effizienz, ein Maß für den geometrischen Überlapp der beiden Strahlen, und der empfangenen Lichtleistung.

Der Durchmesser der Photodetektoren hängt aufgrund der Kapazität der Sensorfläche eng mit ihrem Frequenzgang zusammen und erfordert eine relativ geringe Größe. Daher haben die Quadrantenphotodetektoren QPD1 und QPD2 einen Durchmesser von 1 mm mit einem Spalt von rund 20 µm zwischen den einzelnen Quadranten. An der Eintrittspupille des Abbildungssystems skaliert der äquivalente Diodendurchmesser mit der inversen Vergrößerung  $1/M$ .

Die heterodyne Effizienz und die normierte Leistung des empfangenen Laserstrahls  $P_{RX}$  sind in Abbildung 6 (a) als Funktion des Vergrößerungsfaktors dargestellt. Für eine sehr starke Strahlkompression nimmt das SNR aufgrund der unempfindlichen Schlitze zwischen den Quadranten leicht ab, und eine relative Neigung zwischen beiden Strahlen wirkt sich stärker auf die Leistung des mit den Photodioden zu messenden Schwebungssignals aus. Die optische Leistung bei der Schwebefrequenz ist in Abbildung 6 (b) für verschiedene relative Fehlausrichtungen gezeigt. Aufgrund dieser Ergebnisse wird das Pupillenabbildungssystem mit einem Vergrößerungsfaktor von  $M = 1 / 8,7$  aufgebaut.

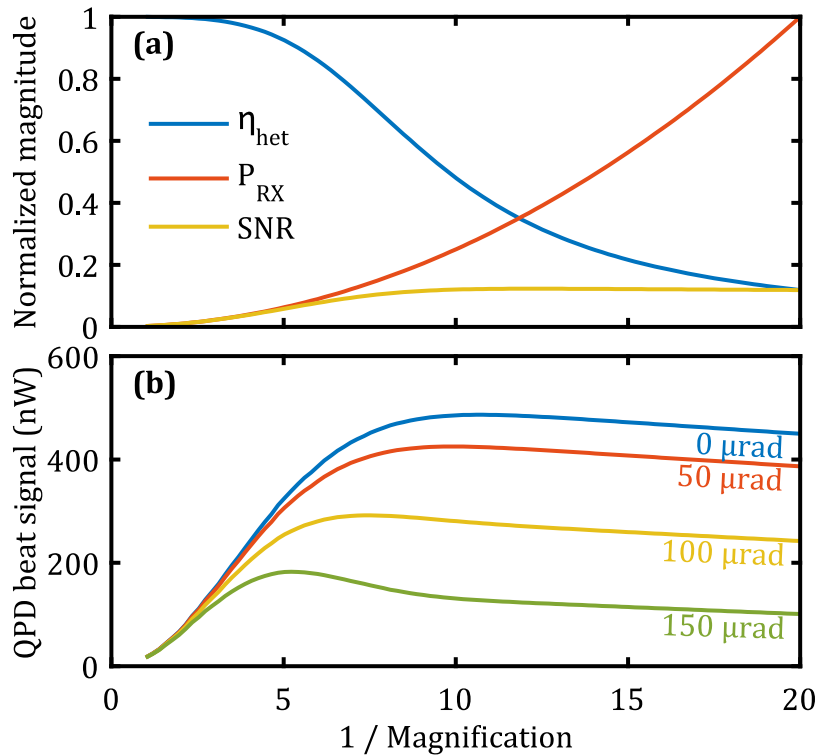


Abbildung 6 Optimierung der Vergrößerung des Abbildungssystems

Das Linsensystem wurde mittels Zemax OpticStudio optimiert und ist in Abbildung 7 dargestellt. Es handelt sich dabei um ein afokales Kepler-Teleskop. Die Ausrichtung der zweiten Linse erklärt sich durch die asphärische Oberflächenform, die zu einer deutlich besseren Abbildungsqualität als mit einer ähnlich großen sphärischen Linse führt.

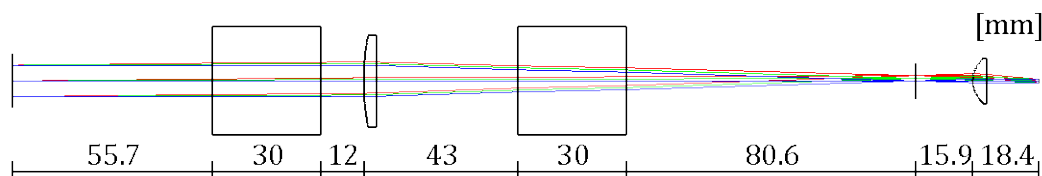


Abbildung 7 Optisches Design des Pupillenabbildungssystems

### Optisches Linkbudget und Messsignal

Optische Weglängenänderungen werden an den Photodetektoren aus der relativen Phasenlage zwischen dem empfangenen und dem lokalen Laserstrahl ermittelt. Am PBS2 wird der lokale Laserstrahl in Sendestrahl und Photodiodenstrahl aufgeteilt. Im Gegensatz zu GRACE Follow-On wird das Teilungsverhältnis über die Polarisation eingestellt und hat keinen Einfluss auf den empfangenen Strahl. Dennoch ist es für das SNR und die Verstärkung relevant. Daher wird nachfolgend ein Linkbudget mit den in Tabelle 2 aufgeführten Parametern abgeleitet.

**Tabelle 2 Parameter für das optische Linkbudget**

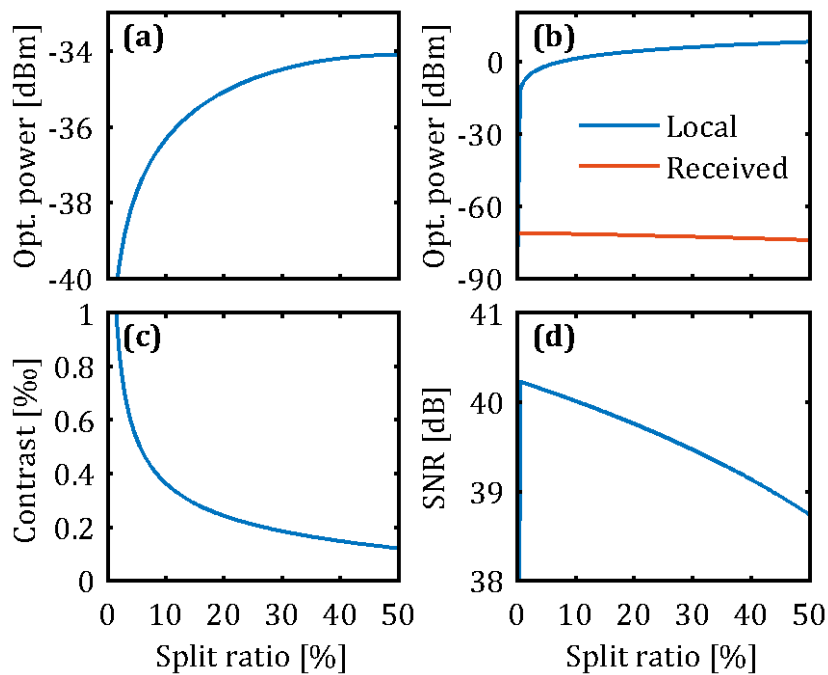
Parameter	Symbol	Value	Unit
Laserleistung	$P_{\text{Laser}}$	50	mW
Laserwellenlänge	$\lambda$	1064	nm
Strahltaile	$w_0$	2.5	mm
Strahlqualität	$M^2$	1.1	
Abstand der Satelliten	$\Lambda_{\text{max}}$	300	km
Winkelfehler	$\theta_{\text{offset}}$	50	$\mu\text{rad}$
QPD Radius	$r_{\text{QPD}}$	0.5	mm
QPD Spaltbreite	$s_{\text{QPD}}$	20	$\mu\text{m}$
Vergrößerung	$M$	1/8.7	

Die Laserquelle liefert eine optische Ausgangsleistung von 50 mW, das über einen Lichtleiter mit einer Übertragungseffizienz von  $\eta_{\text{Fiber}} = 75\%$  verbunden ist. Ein Polarisator am Faserausgang lässt  $\eta_{\text{Pol}} = 85\%$  des Strahls passieren. Die polarisierenden Strahlteilerwürfel bieten in Transmission ein hohes Auslöschungsverhältnis mit einem Wirkungsgrad von  $\eta_{\text{PBS}} = 95\%$ . Das Teilungsverhältnis am PBS2 ist variabel, wobei ein Anteil von  $\alpha_{\text{LO}}$  der Strahlleistung auf die zwei redundanten Photodetektoren geführt wird. Der Faktor  $\eta_{\text{QPD}}$  repräsentiert den Leistungsverlust des gaußförmigen Strahls aufgrund der endlichen QPD-Ausdehnung und inerter Schlitze zwischen den Quadranten.

Für den Sendestrahle wird ein Anteil  $(1 - \alpha_{\text{LO}})$  an PBS2 reflektiert. Der Retroreflektor hat drei vergoldete Spiegel mit einem Gesamreflexionsvermögen von 90%. In einer Entfernung von  $\Lambda = 300$  km mit einer Strahlqualität von  $M^2 = 1.1$  und einem Winkelfehler von  $\theta_{\text{offset}} = 50 \mu\text{rad}$  wird das zweite Instrument mit einer konstanten Intensität  $I_{\text{RX}}$  angeleuchtet. Der Strahlteiler BS entnimmt 10% der Empfangsleistung für den Akquisitionssensor, während  $\eta_{\text{CCD}} = 90\%$  der Strahlleistung an die Photodetektoren gehen. Aufgrund der Vergrößerung des Abbildungssystems wird der empfangene Strahl in einem Bereich ausgewertet, der dem 1/M-fachen der tatsächlichen Photodetektorgröße entspricht. Ein zusätzlicher Wirkungsgrad  $\eta_{\text{RX}} = 50\%$  im Empfangspfad deckt alle weiteren Verluste durch Absorption, parasitäre Reflexion, Polarisation und Kontamination ab. Die Hälfte der verbleibenden Leistung kommt schließlich an beiden Photodetektoren an.

Abbildung 8 (a) zeigt die optische Leistung des Schwebungssignals. Da der empfangene Strahl an PBS2 nicht ein weiteres Mal dem Teilungsverhältnis unterliegt, ist das Maximum bei  $\alpha_{\text{LO}} = 50\%$ . Nahe bei 0% und 100% fällt die Leistung des optischen Schwebungssignals  $P_{\text{beat}}$  stark ab, da entweder der lokale oder der empfangene Strahl  $P_{\text{QPD,LO}}$  bzw.  $P_{\text{QPD,RX}}$  keinen Beitrag mehr leistet (siehe  $\alpha_{\text{LO}} = 0\%$  in Abbildung 8 (b)). Der Kontrast C (Abbildung 8 (c)) ist das Verhältnis des dynamischen Schwebungssignals gegenüber der mittleren optischen Leistung und bleibt aufgrund des großen Unterschieds in den Signalleis-

tungen zwischen beiden Laserstrahlen sehr niedrig. Das durch das Schrotrauschen begrenzte SNR hat sein Maximum bei gleichen Leistungen und nimmt zu höheren Leistungspegeln des lokalen Strahls hin ab (Abbildung 8 (d)). Der flache Gradient im SNR ermöglicht jedoch einen weiten Arbeitsbereich des Teilungsverhältnisses und eine wesentlich höhere Schwebungssignalleistung. Daher wird im Versuchsaufbau eine drehbare Wellenplatte zwischen dem Kippspiegel und PBS2 verbaut, so dass das Teilungsverhältnis flexibel abgestimmt werden kann.



**Abbildung 8** Optisches Linkbudget in Abhängigkeit des Teilungsverhältnis an PBS2

Detailliertere Berechnungen zum Linkbudget sind in Tabelle 3 aufgeführt, einschließlich Werte für  $\alpha_{LO} = 10\%$ , was einer lokalen Strahlleistung von  $P_{QPD,LO} = 1,3 \text{ mW}$  pro Photodetektor entspricht. Die optische Leistung des empfangenen Strahls beträgt ungefähr  $P_{QPD,RX} = 71 \text{ pW}$ . Dies führt bei einer heterodynischen Effizienz von  $\eta_{het} = 60\%$  zu einer Schwebungssignalleistung von  $P_{beat} = 233 \text{ nW}$  und einem Kontrast von  $C = 3,64 \cdot 10^{-4}$ .

**Tabelle 3 Parametrisches Linkbudget**

Parameter	Formel	Wert	Einheit
Lokaler Strahl an PBS2	$P_{\text{PBS2}} = P_{\text{Laser}} \eta_{\text{Fiber}} \eta_{\text{Pol}}$	31.9	mW
Lokaler Strahl pro QPD	$P_{\text{QPD,LO}} = \frac{1}{2} P_{\text{PBS2}} \eta_{\text{PBS}}^2 \eta_{\text{QPD}} \alpha_{\text{LO}}$	1.3	mW
Sendeleistung	$P_{\text{TX}} = P_{\text{PBS2}} (1 - \alpha_{\text{LO}}) \eta_{\text{CCR}} \eta_{\text{PBS}}$	24.5	mW
Strahldivergenz	$\theta_{\text{div}} = \frac{0.2428 \lambda M^2}{w_0} \sqrt{\frac{e}{1 - \exp\left(-\left(\frac{r_A}{1.0271 w_0}\right)^2\right)} - 1}$	160	μrad
Intensität im Fernfeld	$I_{\text{RX}} = \frac{2 P_{\text{TX}}}{\pi \theta_{\text{div}}^2 \Lambda_{\text{max}}^2} \exp\left(-2 \left(\frac{\theta_{\text{offset}}}{\theta_{\text{div}}}\right)^2\right)$	5.57	$\frac{\text{pW}}{\text{mm}^2}$
Empfangsleistung pro QPD	$P_{\text{QPD,RX}} = \frac{1}{2} A'_{\text{QPD}} I_{\text{RX}} \eta_{\text{CCD}} \eta_{\text{RX}}$	71	pW
Heterodyne Effizienz	$\eta_{\text{het}}$	0.6	
Schwebesignalleistung	$P_{\text{beat}} = \sqrt{\eta_{\text{het}} P_{\text{QPD,LO}} P_{\text{QPD,RX}}}$	233	nW
Kontrast	$C = \frac{2 P_{\text{beat}}}{P_{\text{LO}} + P_{\text{RX}}}$	364	ppm

### Quadrantenphotodetektoren

Zwei redundante Quadrantenphotodetektoren wandeln das optische Schwebungssignal in eine elektrische Spannung um, die direkt an einen analog/digital-Wandler angeschlossen ist. Die restliche Signalverarbeitungskette ist vollständig in der digitalen Domäne ausgeführt und unterliegt keinen Alterungseffekten elektrischer Komponenten, die das Phasenverhalten verändern könnten. Die Verstärkung muss an die optische Signalleistung sowie den Eingangsbereich des ADC angepasst sein. Um trotz geringem Kontrast eine vollständige Modulation des AC-Signals am ADC zu erreichen, wird der vom lokalen Strahl herrührende konstante Offset bereits in der ersten Verstärkerstufe abgespalten. Da die Weglängenstabilität des optischen Instruments und die Kopplung des Einfallswinkels zur Weglänge nicht von der optischen Laserleistung abhängen, sind realistische Lichtpegel für eine Labordemonstration nicht zwingend erforderlich.

Abbildung 2 Abbildung 9 zeigt die fertig aufgebaute Photodektorschaltung. Die Quadrantendiode Q6849-01 von Hamamatsu hat eine gemeinsame Kathode und ist mit 2,5 V in Sperrrichtung vorgespannt, um ihre Kapazität auf etwa 20 pF zu senken und damit die Bandbreite zu erhöhen.

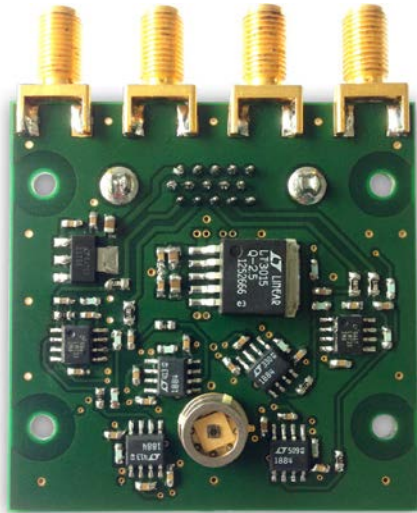


Abbildung 9 Quadrantenphotodetektor

Die Leiterplatte des Photodetektors besteht aus zwei Signallagen, einer Lage für die Versorgungsspannungen und einer Massefläche. Aufeinander abgestimmte Leiterbahnlängen für die einzelnen Quadranten minimieren relative Phasenverschiebungen aufgrund von Temperaturschwankungen. Die Platine hat eine Größe von  $54 \times 54 \text{ mm}^2$ . Der Frequenzgang wurde aus dem Schwebesignal zweier unabhängiger Laser gemessen und ist in Abbildung 10 dargestellt.

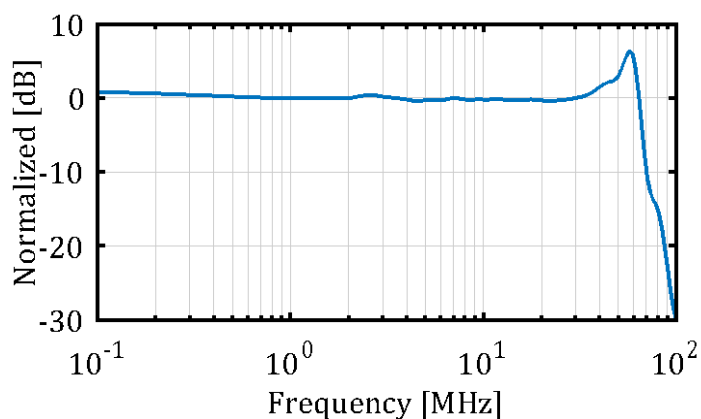


Abbildung 10 Frequenzgang Photodetektor

Die aktive Fläche der Photodioden ist in vier Quadranten unterteilt. Die interferometrische Weglängenmessung wird über die gesamte Diodenfläche ermittelt, wobei eine relative Winkel zwischen den beiden Laserstrahlen je nach Quadrant zu einer unterschiedlichen Phasenverschiebung führt. Mittels Differential Wavefront Sensing (DWS) werden die horizontalen und vertikalen Winkel ermittelt und aktiv über den schnellen Kippspiegel nachgeregelt.

### Schneller Kippspiegel

Der schnelle Lenkspiegel korrigiert Fehlausrichtungen zwischen der optischen Achse des Instruments und der direkten Sichtlinie, sodass der kollimierte Laserstrahl genau auf den entfernten Satelliten zeigt.

Kommerzielle Kippspiegel sind in verschiedenen Technologien erhältlich, wie z. B. motorisierte Spiegelhalter, Galvanometer, Piezoaktuatoren, Piezo-Stepper und Voice-Coils.

Im Labormodell des optischen Messkopfes wird ein FSM-300 von Newport eingesetzt, der einen Arbeitsbereich von  $\pm 26$  mrad (mech.) bei einer Kleinsignalbandbreite von 600 Hz bietet. Im Science-Modus erhält der Lenkspiegel seine Antriebssignale vom DWS-Regelkreis. Während der anfänglichen Signalerfassung wird jedoch ein Muster ohne optische Rückkopplung abgefahren. Für diesen Fall bietet der FSM-300 Dehnmessstreifen als interne Positionssensoren an. Da insgesamt nur ein kleiner Teil des Arbeitsbereichs des FSM-300 verwendet wird, verfeinert die analoge Ansteuerung mit  $\pm 2,5$  V-Signalen anstelle von  $\pm 10$  V die Granularität des 16 bit digital/analog Wandlers auf  $0,4 \mu\text{rad}$ .

### 2.1.2.5 Akquisitionssensor

GRACE Follow-On hat erfolgreich gezeigt, dass ein dedizierter Sensor für die anfängliche Signalerfassung nicht zwingend erforderlich ist, jedoch dauert ein vollständiger Scan des Parameterraums etwa 8,5 Stunden. Aus diesem Grund bietet der hier vorgestellte Messkopf einen optionalen Akquisitionssensor, der die Anzahl der Freiheitsgrade, die gleichzeitig abgefahren werden müssen, von fünf auf nur noch zwei Strahlwinkel reduziert. Sobald der Strahl vom entfernten Satelliten auf die Eingangsapertur des Instruments fällt, erkennt der Akquisitionssensor die Anwesenheit und ebenfalls den Einfallswinkel. Die Ausrichtung des Sendestrahls erfolgt über die integrierten Positionssensoren des Kippspiegels. Sobald die Quadrantenphotodetektoren während des Frequenzscans ein Schwebungssignal detektieren, kann die aktive Regelung mittels DWS beginnen.

Abbildung 11 zeigt den optischen Aufbau des Akquisitionssensors mit einer Apertur, zwei Linsen und einem Detektor. Ausgehend vom Linkbudget beträgt die empfangene Intensität hinter dem Strahlteiler BS etwa  $0,28 \text{ pW/mm}^2$ , einschließlich 50% Verlust durch Kontamination. Bei einem Blendenradius von 7,5 mm ergibt das am Detektor eine optische Leistung von  $P_{\text{AQ}} = 49 \text{ pW}$  für einen perfekt ausgerichteten Strahl oder weniger als  $0,1 \text{ pW}$  für einen Richtungsfehler von  $0,5 \text{ mrad}$ . Die Apertur vermeidet Streuung am Rand der nachfolgenden Optiken und bietet eine konstante Strahlleistung über das gesamte Sichtfeld.

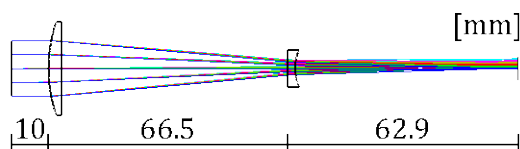
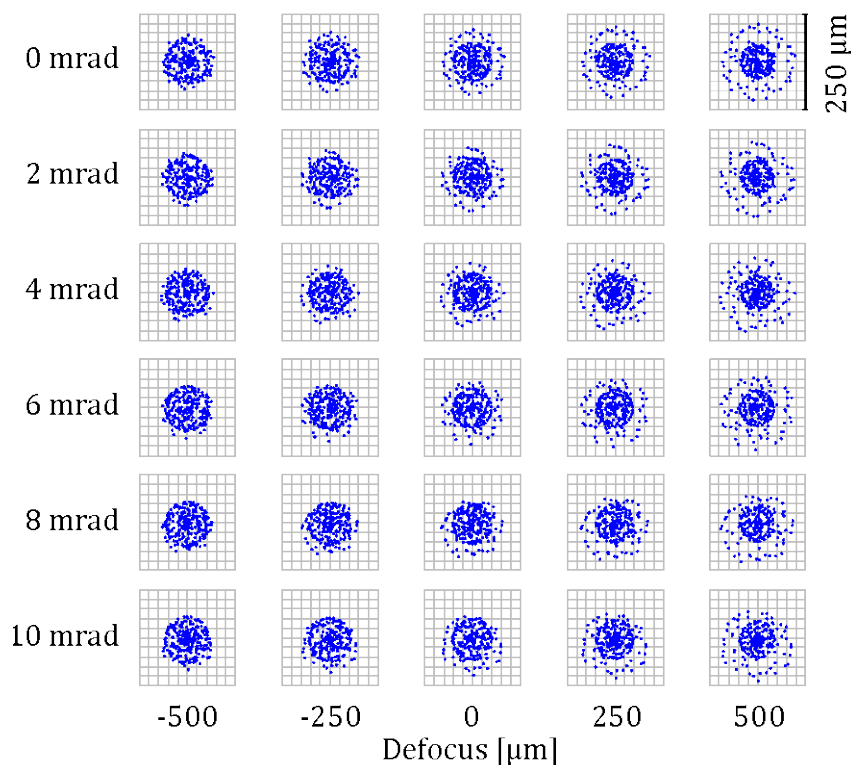


Abbildung 11 Linsensystem des Akquisitionssensors

Das Linsensystem verhält sich wie eine Sammellinse, die die gesamte Strahlleistung des im Brennpunkt konzentriert. Abweichungen des Einfallswinkels von der nominalen optischen Achse verschieben den Brennpunkt entlang einer Kugeloberfläche. Der Mittelpunktstrahl einer idealen dünnen Linse breitet

sich geradlinig ohne Ablenkung aus. Der seitliche Versatz des Strahls auf einem flachen Detektor, der auf der optischen Achse um den Brennpunkt zentriert ist, entspricht näherungsweise dem Produkt aus Brennweite und Einfallswinkel. Ein 4 mm großer Detektor mit einem leicht vergrößertem Sichtfeld von 7 mrad (gegenüber 5 mrad für das gesamte Instrument) benötigt somit eine Brennweite von  $f = 286$  mm. Um die Abmessungen des Akquisitionssensors möglichst kompakt zu halten, werden statt einer einzelnen Sammellinse zwei Linsen kombiniert, um trotz gleicher effektiver Brennweite den Abstand zum Brennpunkt auf weniger als die Hälfte zu reduzieren.

Das Spot-Diagramm in Abbildung 12 zeigt das Strahlprofil am Detektor für verschiedene Einfallswinkel und longitudinale Verschiebungen. Ein Längsversatz von der Fokusebene führt nur zu moderaten Schwankungen im Durchmesser. Die Ausrichtung in Bezug auf die optische Achse des Instruments erfolgt durch seitliche Verschiebung des Detektors.



**Abbildung 12 Spot-Diagramm des Akquisitionssensors**

Der Detektor misst die Position des Laserstrahls auf der aktiven Fläche. Die naheliegende Wahl als Detektortechnologie ist ein Matrixsensor (Kamera) mit vielen Pixeln. Das Pixelraster liefert eine stabile Referenz für die Positionsmessung und ermöglicht die Anwendung eines geometrischen Filters, um den größten Teil des Sensorrauschens und externes Streulicht bei der Berechnung der Position, d. h. des Schwerpunkts oder des Mittelpunkts, zu unterdrücken. Hierbei muss zwischen Pixelabstand und Messgenauigkeit unterschieden werden, da ein regelmäßiger Punkt, der sich über mehrere Pixel erstreckt, auch mit Subpixelgenauigkeit bestimmt werden kann. Selbst ohne Subpixel-Interpolation

reicht eine Auflösung von  $320 \times 256$  Pixel (Akquisitionssensor aus einem LISA-Prototyp) und einem Pixelabstand von  $25 \mu\text{m}$  aus, um eine bessere Auflösung als die Strahldivergenz zu erreichen.

Als alternative Detektortechnologie liefert ein zweidimensionales Position Sensitive Device (PSD) vier Ausgangssignale, aus denen die Position des einfallenden Strahls berechnet werden kann. Das PSD weist eine gleichmäßige Widerstandsschicht über die aktive Fläche auf, die die positionsabhängige Aufteilung des Photostroms übernimmt. Daher sammelt der PSD mehr Rauschen als ein Matrixsensor und kann nicht ohne weiteres zwischen Streulicht und dem empfangenen Strahl unterscheiden. Das PSD erfordert jedoch nur eine Vierkanal-Photodetektorschaltung und ermöglicht eine einfache Positionsberechnung ohne viel Rechenleistung oder Echtzeit-Bildverarbeitung.

Die Detektorelektronik besteht aus einem  $4 \times 4 \text{ mm}^2$  S5990 PSD von Hamamatsu, einem LTC6082 als Transimpedanzverstärker und einem LTC2344-18 ADC. Wie später aus den Messergebnissen ersichtlich, reicht die Empfindlichkeit und Linearität des gegenüber einer Kamera wesentlich unkomplizierteren PSD für den Einsatz als Akquisitionssensor nicht aus. Daher wurde zur Vermessung des Akquisitionssensors letztendlich der blanke Sensor einer Logitech C615 Webcam verwendet.

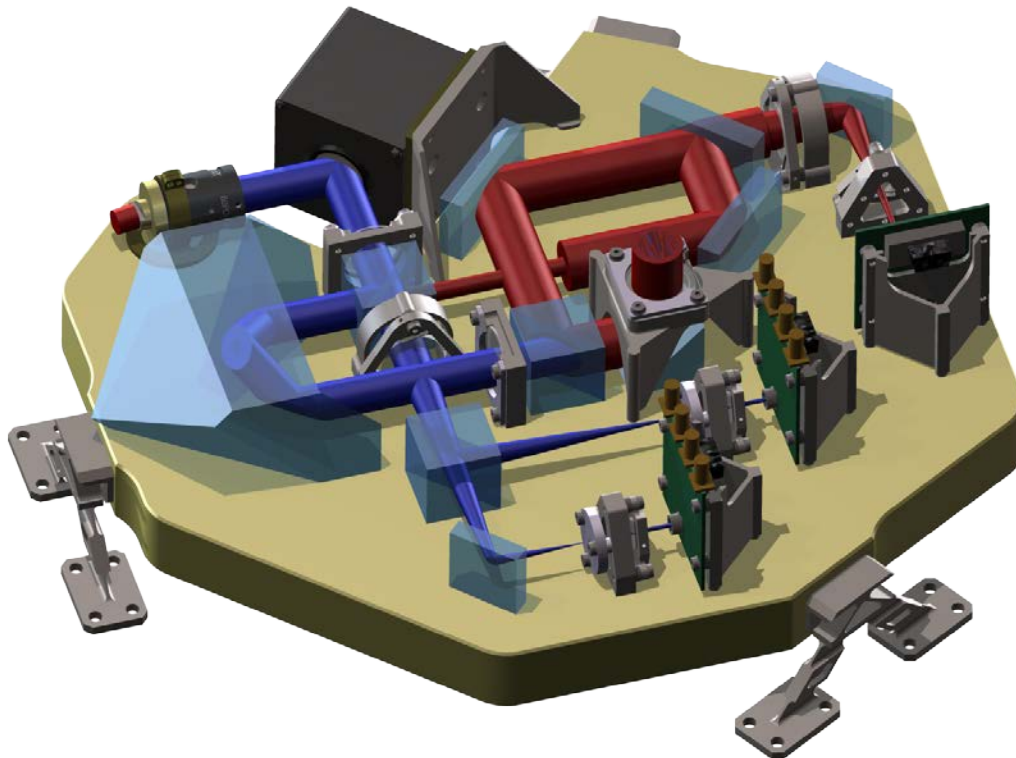


Abbildung 13 Akquisitionssensor: Position Sensitive Device (PSD) und Matrix Sensor

### 2.1.3 Aufbau des Labormodells

Das Design des optischen Messkopfes unterscheidet sich in vielen Details erheblich vom LRI in GRACE Follow-On. Eine experimentelle Demonstration der Leistungsfähigkeit soll daher zeigen, ob die theoretische Genauigkeit realisierbar ist oder ob eventuell gravierende Probleme identifiziert werden können. Die Implementierung als Elegant-Breadboard-Model (EBB) ermöglicht eine repräsentative Charakterisierung mit spezifisch dafür gefertigten Komponenten. Aus Kostengründen wurden für Faserkoppeler und Kippspiegel kommerzielle Komponenten eingesetzt, die weder Startlasten ertragen noch den rauen Umgebungsbedingungen standhalten können. Allerdings sind auch hierfür flugtaugliche Alternativen erhältlich.

Abbildung 14 zeigt eine Darstellung des optischen Instruments im CAD. Der Aufbau erfolgt in drei Phasen. Die erste Phase konzentriert sich darauf, den kritischen Messpfad auf die Zerodur-Grundplatte zu kleben, d. h. den Retroreflektor samt Umlenkspiegel und Strahlteiler. Nach der Implementierung des Transpondersystems in der zweiten Phase, können erste Messungen durchgeführt werden. Die letzte Phase umfasst alle verbleibenden Komponenten, einschließlich der kinematischen FüÙe, die das gesamte Instrument an einen Stahlrahmen anbinden, um eine einfache Handhabung während der Testkampagne zu gewährleisten.



**Abbildung 14 CAD Rendering des optischen Instruments**

### **2.1.3.1 Ausrichtung mittels Schablone**

Der Ausgangspunkt für den Montageprozess ist eine leere Grundplatte und mehrere Einzelkomponenten. Da für die exakte Ausrichtung der ersten Teile kaum Referenzpunkte zur Verfügung stehen, gibt eine Schablone die Positionierung vor. Die Schablone aus 5 mm Aluminiumblech hat eine Tasche für jedes Bauteil mit drei Löchern, in denen kleine Kugeln als Auflagefläche dienen. Ein kleiner Spalt von wenigen Millimetern zwischen Grundplatte und Schablone verhindert ein versehentliches Verkleben der Schablone. Abbildung 15 zeigt die Befestigung der Grundplatte (a), der ausgerichteten Schablone (b) und eines dafür entworfenen Werkzeugs (c) zum Aufbringen einer konstanten vertikalen Kraft während des Aushärtungsprozesses des Harzes.

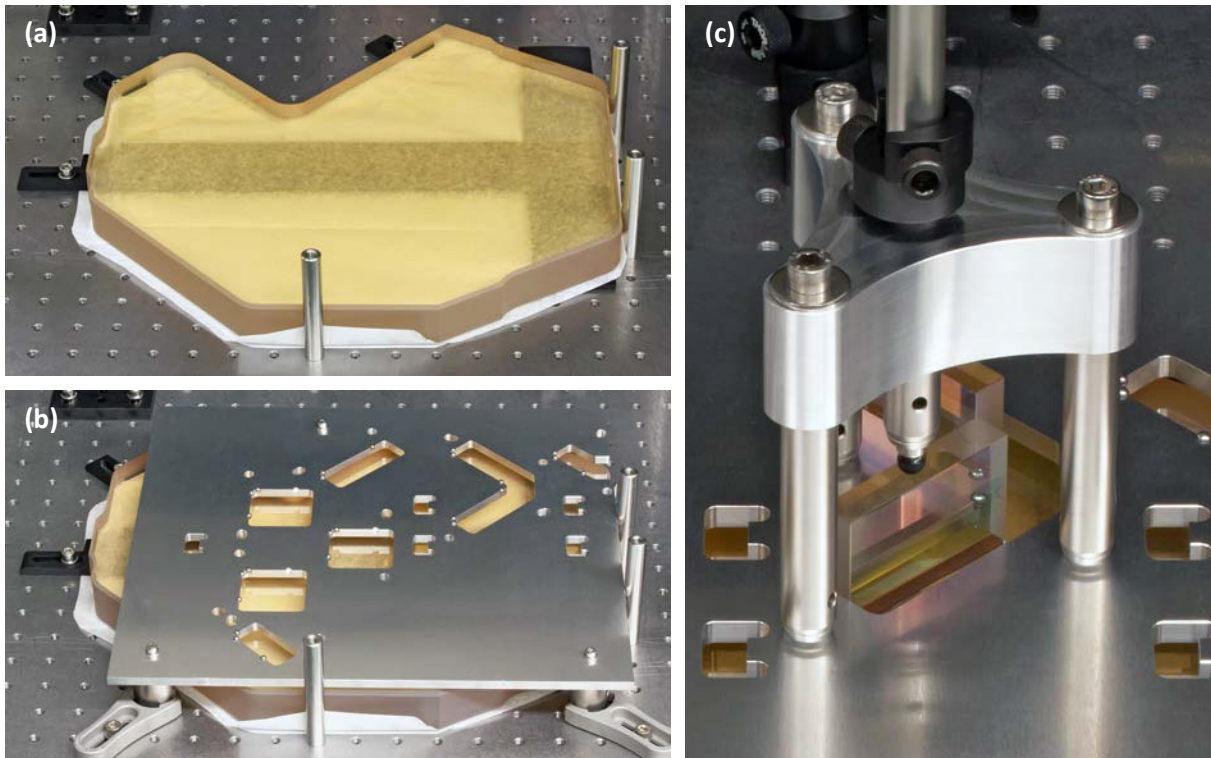


Abbildung 15 Schablone zur Positionierung der ersten Komponenten

Mit Hilfe der Schablone wurden außerdem zwei Laserstrahlen als Referenz für die Retroreflektorposition ausgerichtet. Der Retroreflektor ist aus drei Glassteilen gefertigt und besitzt eine vergoldete Spiegelfläche. Abbildung 16 zeigt den Retroreflektor nach der Verklebung mit der Grundplatte.

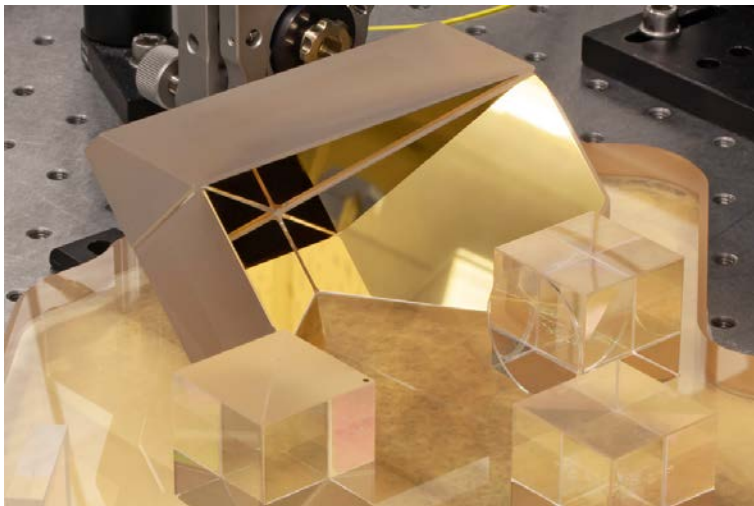


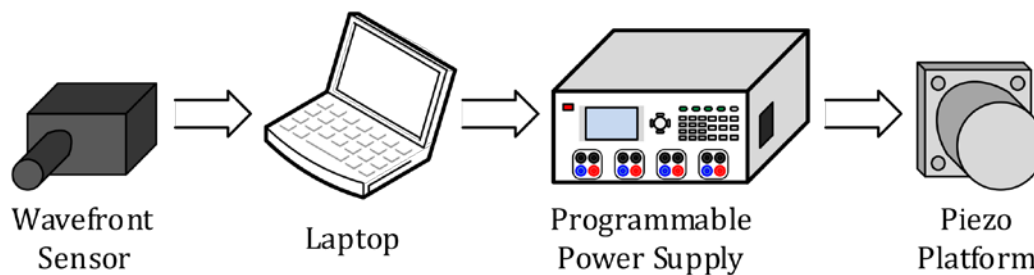
Abbildung 16 Auf die Grundplatte geklebter Retroreflektor

### 2.1.3.2 Aktive Ausrichtung des letzten Spiegels

Die Schablone ermöglicht eine Ausrichtungsgenauigkeit nahe der Fertigungstoleranz im Hundertstelbereich. Ausrichtungsfehler aufgrund einer Abweichung des Winkels zwischen der Klebefläche und der

Spiegelfläche, die den Strahl aus der Ebene heraus lenken, können mit der Schablone nicht korrigiert werden. Der letzte Spiegel im Messpfad ermöglicht es jedoch die Winkelfehler aller zuvor montierter Komponenten zu kompensieren und bestimmt mit seiner Ausrichtung unmittelbar die Parallelität der externen Strahlen. Eine Drehung des Spiegels mit einer Länge von 50 mm um  $10 \mu\text{rad}$  entspricht einer linearen Bewegung von einem halben Mikrometer am Rand des Spiegels. Für die Feinausrichtung kommt eine Vorrichtung zum Einsatz, die auf einer zweidimensionalen Piezo-Plattform aufbaut und entsprechend kleine Verfahrwege umsetzen kann.

Ein speziell für die aktive Ausrichtung des letzten Spiegels geschriebenes Computerprogramm setzt den Regler auf Standard-PC-Hardware um. Abbildung 17 zeigt das Blockdiagramm der Signalverarbeitungskette. Das Computerprogramm ermittelt den Ist-Wert der Strahlabweichung über einen Wellenfrontsensor. Zwei Regler berechnen die Stellgröße in horizontaler und vertikaler Richtung und steuern die Piezo-Plattform direkt über ein programmierbares Labornetzteil an. Mit einer maximalen Ausgangsspannung von 32 V deckt die Piezo-Plattform einen mechanischen Bereich von  $450 \mu\text{rad}$  ab. Manuelle Mikrometerschrauben übernehmen die Grobausrichtung der Plattform im Vorfeld.



**Abbildung 17 Signalverarbeitungskette für die aktive Ausrichtung des letzten Spiegels**

Abbildung 18 zeigt das Werkzeug zur aktiven Ausrichtung des letzten Spiegels im Messpfad. Drei Metallkugeln in der Rückseite der Halterung bieten einen präzisen Anschlag für den Spiegel. Eine Magnetklemme zieht die Vorderseite des Spiegels mit drei Viton-Kugeln nach hinten und lässt dabei genügend Platz für den Laserstrahl. Zwei Nylon-Madenschrauben geben die seitliche Position vor. Ähnlich zum Kleben mittels Schablone wird eine vertikale Kraft auf den Spiegel ausgeübt. Nachdem Aushärten des Klebers, kann die Magnetklemme an der Vorderseite entfernt werden und das Werkzeug nach Hinten gezogen werden, ohne den Spiegel zu belasten.

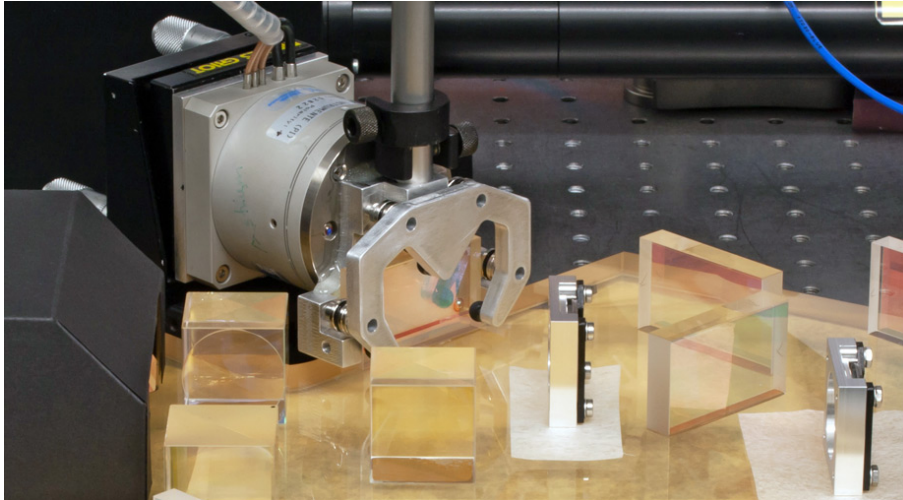


Abbildung 18 Spiegelhalter für die aktive Ausrichtung

Während des Aushärtungsprozesses schrumpft das Harz und verändert den für die Kompensation erforderlichen Keil in der Klebeschicht. Die Software für den Regler ermöglicht deshalb eine Vorkompensation mit einem von Null verschiedenen Sollwert, der während des Aushärtens allmählich reduziert werden kann. Die verbleibende Strahlabweichung des Instruments nach dem aktiven Kleben des letzten Spiegels wurde mit  $10,2 \mu\text{rad}$  vertikal und  $33,2 \mu\text{rad}$  horizontal vermessen. Anschließend konnte der Kippspiegel und der Faserkoppler ausgerichtet und montiert werden.

### 2.1.3.3 Aufbau des Linsensystems

Der Zusammenbau des Pupillenabbildungssystems erfolgt komponentenweise unter Verwendung eines Laserstrahls, einer Kamera und eines Wellenfrontsensors zur Feinausrichtung. Sobald die richtige Position für eine Komponente gefunden wurde, kann eine kleiner Anschlagswinkel (Abbildung 19 (a)) vorübergehend durch Vakuumklemmung an der Grundplatte befestigt werden und liefert eine stabile Referenz während des Klebens. Zwei  $0,2 \text{ mm}$  Nylonfäden definieren die Dicke der Klebeschicht (Abbildung 19 (b)). Ein kleiner Abstand zwischen der Anlegefläche und der Grundplatte verhindert, dass der Klebstoff in Kontakt mit dem Werkzeug kommt (Abbildung 19 (c)). Nach dem Aushärten wird die Führung wieder entfernt und die Nylonschnüre durchtrennt bis einzig der fertig geklebte Linsenhalter zurückbleibt (Abbildung 19 (d)).

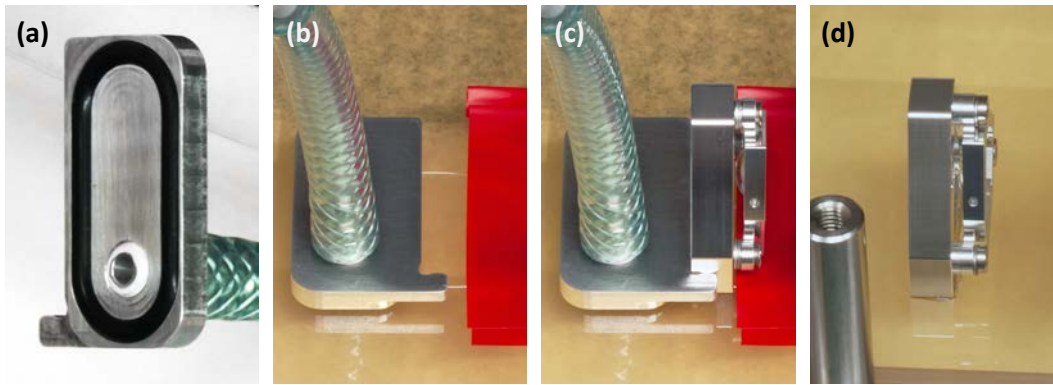


Abbildung 19 Klebprozess für die Linsenhalter

Für eine nachträgliche Feinausrichtung der Linsen besitzen die Halterungen neben dem an die Grundplatte geklebten Teil ein zweites Stück aus Metall, das die eigentliche Linse mittels drei Blattfedern spannungsarm befestigt (Abbildung 20 (a)). Über eine Schraubverbindung lässt sich die Linse seitlich verschieben und mittels fein geschichteter Unterlegscheiben auch in Längsrichtung präzise einstellen (Abbildung 20 (b)).

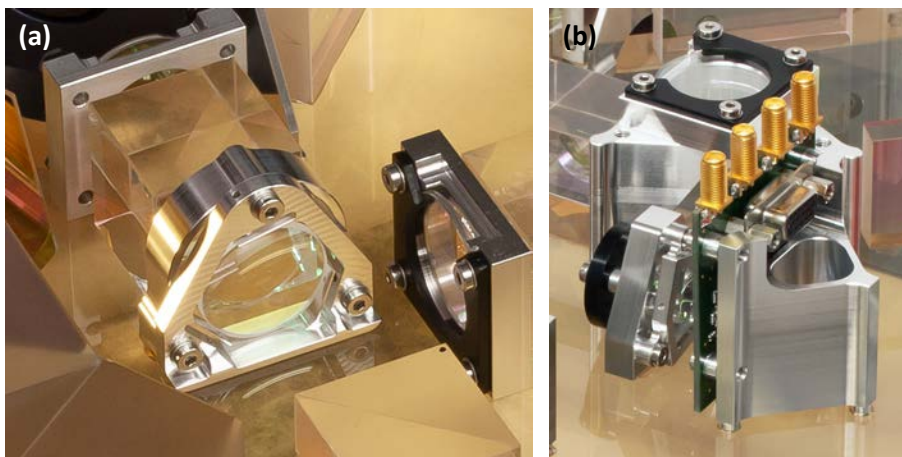


Abbildung 20 Linsenhalter mit Schraubverbindung zur nachträglichen Feinjustage

Die erforderliche Dicke der Unterlegscheiben wird in einem iterativen Prozess ermittelt, wobei Wellenfrontfehler über einen Shack-Hartmann-Wellenfrontsensor gemessen und minimiert werden. Da die erste Linse in beiden Pupillenabbildungen gemeinsam vorkommt, wird die jeweils zweite Linse in fünf Freiheitsgraden ausgerichtet. Abbildung 21 zeigt die gemessenen RMS-Wellenfrontfehler von weniger als  $\lambda/50$ . Da die beiden Laserstrahlen, die das Abbildungssystem durchlaufen, bereits sehr genau überlagert sind, wirken sich aufgrund einer starken Gleichtaktunterdrückung nur differenzielle Fehler auf das Messsignal aus.

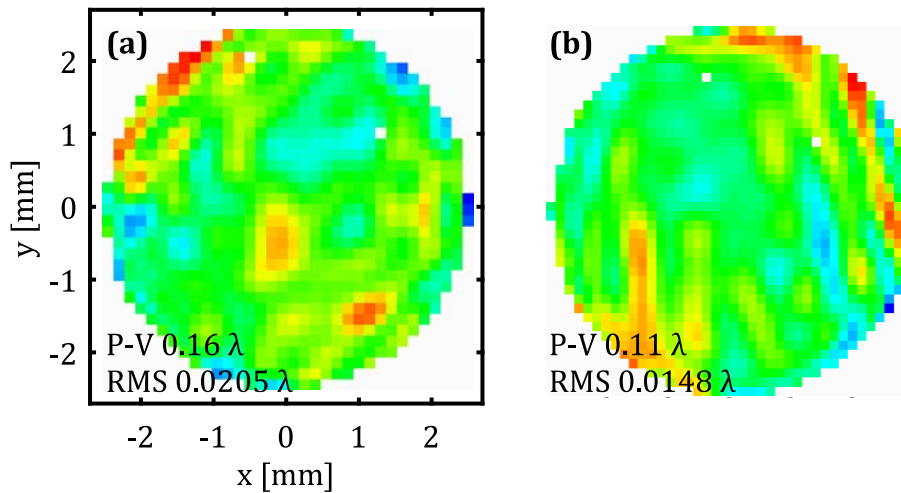


Abbildung 21 Wellenfrontfehler der beiden Linsensysteme

Abschließend erfolgt die Ausrichtung der Photodetektoren. Ein seitlicher Versatz kann direkt über die Verteilung der Signalleistung des lokalen Laserstrahls identifiziert werden. Für die Ausrichtung in Strahlrichtung wird der Kippspiegel bewegt und die seitliche Auslenkung des Strahls auf den Dioden gemessen. Mittels eines einfachen geometrischen Modells lässt sich daraus die notwendige Dicke der Unterlegscheibe ermitteln.

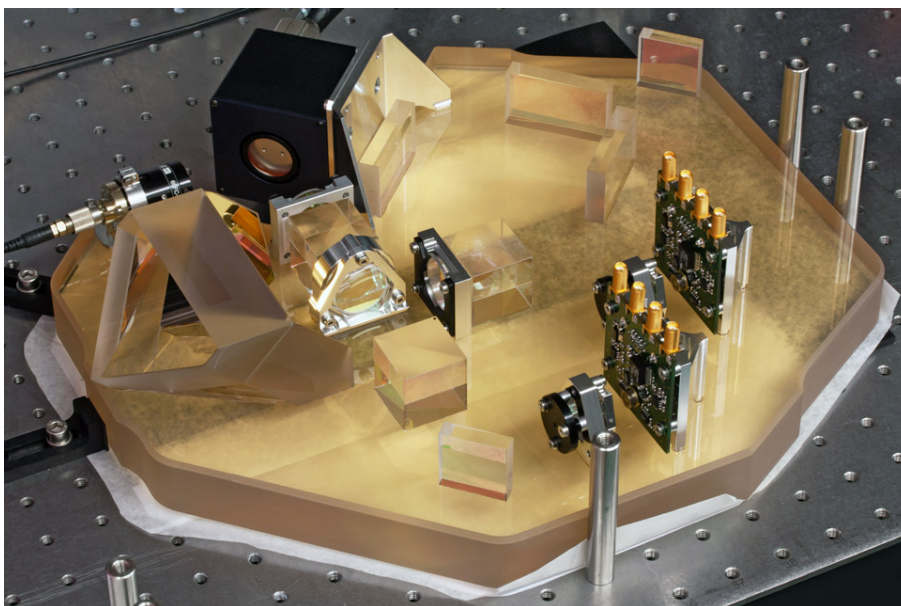
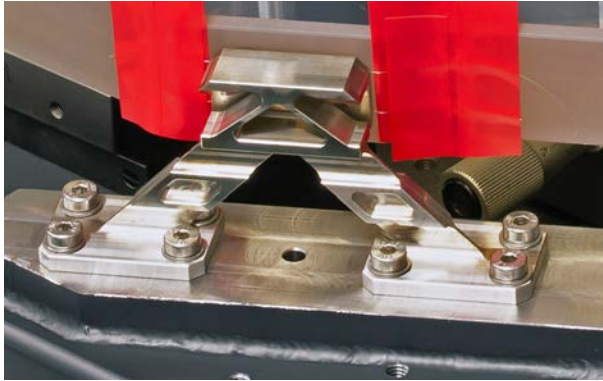


Abbildung 22 Optischer Messkopf mit vollständig integriertem Transpondersystem

#### 2.1.3.4 Kinematische Halterung

Die kinematischen Halterungen bestehen aus drei Invar-Füßen mit mehreren Federelementen, die thermische Spannungen in der Grundplatte minimieren und gleichzeitig eine stabile Positionierung sicherstellen. Die Füße befestigen den optischen Messkopf im Versuchsaufbau an einem Stahlrahmen. Durch eine Laserbehandlung der Kontaktfläche an den Invar-Füßen entsteht ein hervorragender Haft-

grund für die Klebung. Drei Belüftungslöcher minimieren die Menge der in der Klebeschicht eingeschlossenen Luft. Die Schichtdicke beträgt wiederum 0,2 mm, um die Fehlanpassung in der Wärmeausdehnung zwischen Zerodur und Invar ausgleichen zu können. Alle drei kinematischen Halterungen werden gleichzeitig verklebt und vor dem Aushärten des Klebstoffs am Stahlrahmen befestigt. Abbildung 23 zeigt das Kleben einer der kinematischen Halterungen.



**Abbildung 23** Klebung der kinematischen Halterung

Die Klebefläche jeder kinematischen Halterung umfasst etwa  $692 \text{ mm}^2$ , so dass der Klebstoff unter idealen Bedingungen einer Kraft von 11,7 kN standhält. Sollte dennoch etwas schief gehen und sich die Halterungen vom Instrument lösen, hält eine 3D-gedruckte Stützstruktur die Grundplatte zurück und verhindert so schwere Beschädigungen. Die Stützstruktur hat einen Spalt von mindestens 2 mm und beeinträchtigt damit die thermische Stabilität des Instruments unter normalen Bedingungen nicht. Abbildung 24 zeigt das fertige aufgebaute Labormodell des optischen Messkopfes. Es enthält alle Funktionen, die für eine umfassende Messkampagne benötigt werden, sowie einen Akquisitionssensor und die 3D-gedruckte Auffangvorrichtung (rot). Der Referenzpunkt für die Weglängenmessung befindet sich mittig zur horizontalen Wellenplatte 30 cm unterhalb der Grundplatte.

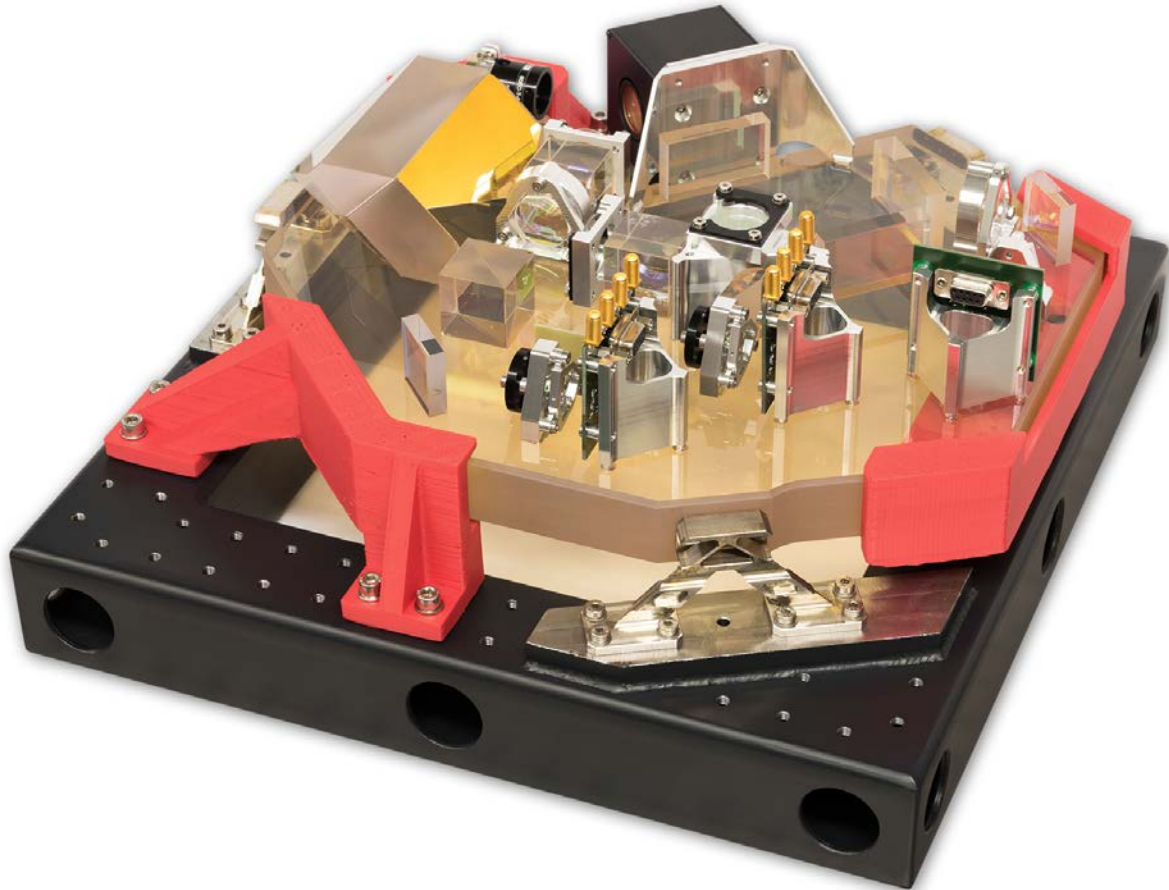


Abbildung 24 Der fertig aufgebaute optische Messkopf

## 2.1.4 Dedizierte Testumgebung

Nach erfolgter Integration wird die Leistungsfähigkeit des optischen Instruments in einer eigens dafür vorgesehenen Messumgebung untersucht. Die Testumgebung liefert vier Laserstrahlen mit jeweils einstellbarem Frequenzversatz. Ein digitales Phasenmeter wertet die optischen Schwebungssignale an den Photodetektoren aus und vergleicht sie gegen eine interne Referenz. Die ersten Messungen zielen auf die Analyse der Langzeitstabilität ab. Aktuatoren zur Strahlstellung ermöglichen Variationen des Einfallswinkels und damit die Quantifizierung von Kopplungen in die Weglängenmessung. Darüber hinaus soll die Funktionsweise des Akquisitionssensors überprüft werden.

### 2.1.4.1 Optisches Design

Die Messumgebung stellt das Gegenstück zum optischen Messkopf dar, um einen vollständigen Laserlink aufbauen zu können. Auf beiden Seiten stehen gültige Photodiodensignale für die Auswertung zur Verfügung. Der optische Aufbau umfasst einen Flat-Top-Strahl-Generator, zwei motorisierte Spiegel, Photodioden zur Positions- und Lagemessung, sowie ein Referenzinterferometer. Abbildung 25 zeigt den optischen Aufbau der Messumgebung. In Abbildung 26 ist der optische Messkopf bereits in die dedizierte Messumgebung eingebaut und von außen her thermal isoliert.

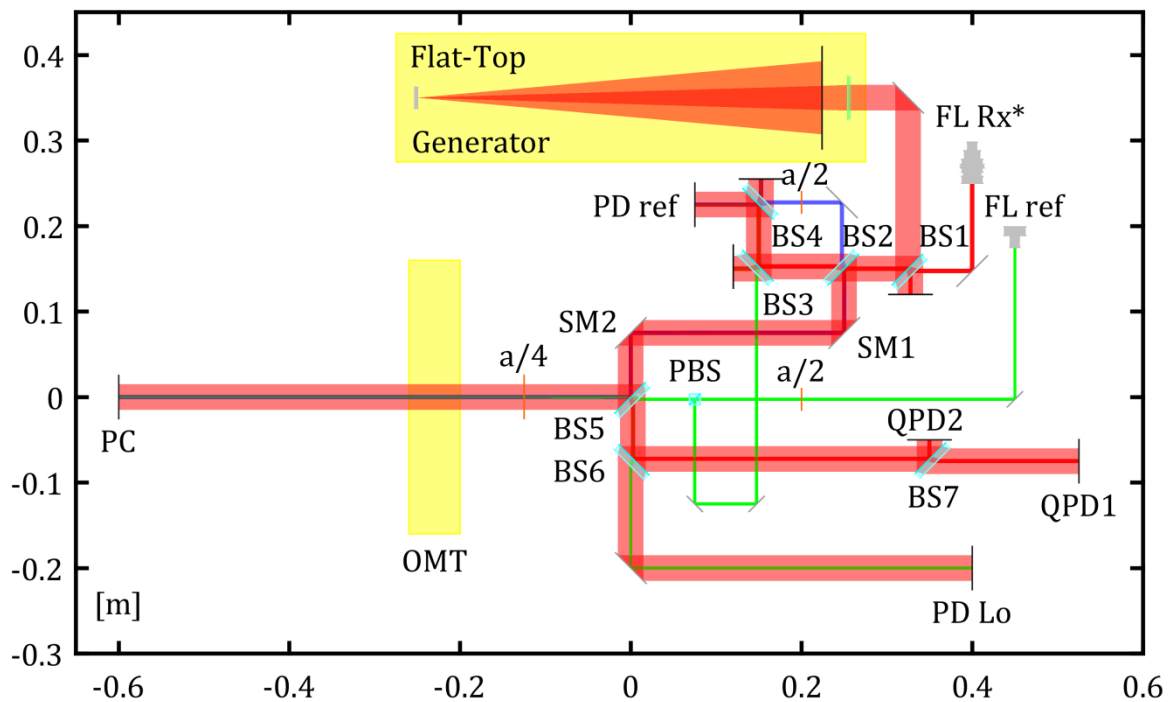


Abbildung 25 Optisches Design der Messumgebung

### Laserlink

Der Flat-Top-Strahl simuliert experimentell die Eigenschaften des Laserstrahls, der vom entfernten Satelliten empfangen wird. Der Flat-Top-Strahl durchläuft den Aufbau in Richtung des optischen Messkopfes, das die relative Phase gegenüber seinem lokalen Laser misst. Unter Verwendung von DWS richtet es den eigenen Sendestrah (blau eingefärbt) über den Kippspiegel antiparallel zum einfallenden Strahl aus. Am anderen Ende des Aufbaus misst der Referenzphotodetektor PD ref ebenfalls die relative Phasenlage zwischen den beiden Strahlen. Zusammen mit den Quadrantenphotodetektoren im optischen Messterminal liefert das Ausgangssignal von PD ref das Messsignal für die dynamische Weglängenmessung zwischen PC und BS2.

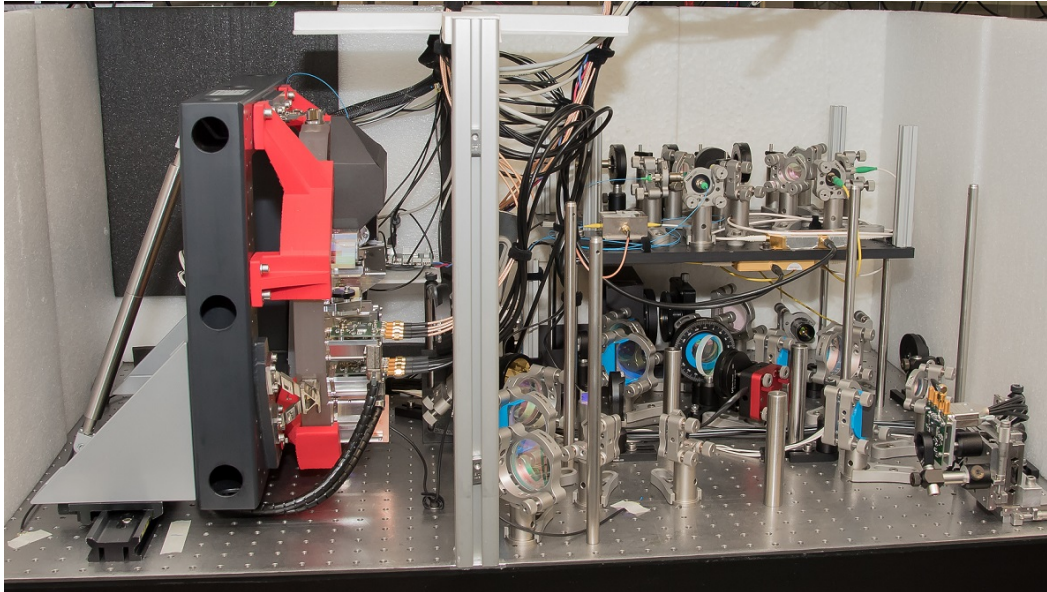


Abbildung 26 Optical Metrology Terminal (links) in dedizierter Verifikationsumgebung (rechts).

### Strahlstellung

Ein Strahlstellungssystem mit zwei motorisierten Spiegelhaltern SM1 und SM2 ermöglicht die Messung von Weglängenänderungen aufgrund Änderungen des Einfallswinkels. Der Flat-Top-Laserstrahl dreht sich dabei um den Referenzpunkt des optischen Messkopfes PC, während er statisch auf PD ref verbleibt. Dieser Effekt entspricht einer Rotation des gesamten Instruments um seinen Referenzpunkt, bietet jedoch Vorteile gegenüber der Implementierung mit einem Hexapod in Bezug auf die Positionsbestimmung im Nanometerbereich. Für die Regelung von SM1 und SM2 messen QPD1 und QPD2 die Position eines  $\varnothing 5$  mm gaußförmigen Hilfsstrahls Rx\*, der präzise mit dem Flat-Top-Strahl überlagert wurde. Mittels Intensitätsmodulation kann Rx\* auf den Photodetektoren von allen anderen Strahlen unterschieden werden. QPD1 liegt auf einer optischen Kopie von PC und misst die seitliche Strahlposition am Referenzpunkt. Die Weglänge in Richtung QPD2 ist etwas kürzer ausgeführt, so dass aus beiden beiden Messungen auch der Strahlwinkel bestimmt werden kann.

### Referenzinterferometer

Die Strahlstellung hat allerdings einen erheblichen Einfluss auf die Pfadlänge zwischen BS2 und PC. Deshalb ist ein zusätzliches Referenzinterferometer implementiert, um Weglängenänderungen innerhalb der Messumgebung von Effekten des optischen Messkopfes unterscheiden zu können. Ein statischer 2 mm Referenzlaserstrahl (grün eingefärbt) ist auf PD ref und PD Lo, einer weiteren lokalen optischen Kopie des Referenzpunkts PC, überlagert. Durch eine  $\varnothing 0,1$  mm Lochblende vor PD Lo bleibt das Referenzinterferometer unempfindlich auf Winkeländerungen des Flat-Top-Strahls.

### Temperaturkompensation

Die ungleiche Weglänge des Referenzstrahls vom Faserkoppler hin zu PD ref und PD Lo trägt entscheidend dazu bei, dass gleichmäßige Temperaturänderungen nicht direkt ins Messsignal koppeln. Aufgrund der Anbindung des optischen Messkopfes an den optischen Tisch und seines virtuellen Referenzpunkts

renzpunkts 30 cm hinter der Grundplatte, besitzt der letzte Abschnitt des Strahlengangs die Wärmeausdehnung des optischen Instruments, während der Rest auf Stahl aufgebaut ist. Dieser Effekt wird über das Referenzinterferometer ausgeglichen.

### **Mehrton-Schwebung**

Die Messumgebung benötigt insgesamt vier verschiedene Laserstrahlen: den Flat-Top-Strahl, den gaußförmigen Strahl für die Messung der Strahlage, den Referenzstrahl und den vom optischen Messkopf ausgesendeten Strahl. Alle Strahlen verwenden gemeinsam von einem Mephisto 500 Nd:YAG NPRO-Laser bei einer Wellenlänge von 1064 nm erzeugt und zusätzlich in der Frequenz stabilisiert. Fasergekoppelte akusto-optische Modulatoren (AOM) verschieben die Laserfrequenz für jeden Strahl individuell. An mehreren Stellen, wie z.B. bei PD ref, interferieren alle Strahlen gleichzeitig miteinander und erzeugen Schwebungssignale bei sechs verschiedenen Frequenzen.

### **Digitale Signalverarbeitung**

Für erweiterte Regelfunktionen wie Phasenlock und Intensitätsstabilisierung erfolgt die Signalverarbeitung in einem Field Programmable Gate Array (FPGA). Das FPGA stellt auch die Signalgeneratoren für die AOMs bereit, die vielseitig und breitbandig moduliert werden können. Darüber hinaus enthält das FPGA alle Regelkreise für die Strahlstellung und das digitale Phasemeter, mit dem die Mehrton-Schwebungssignale von bis zu 20 Fotodioden-Kanälen gemessen werden können.

Das Blockschaltbild in Abbildung 27 gibt einen Überblick über die verschiedenen Schnittstellen zwischen dem FPGA und den anderen Komponenten der Testumgebung. Schwarze Pfeile kennzeichnen die Zuordnung zur Frequenzerzeugung. Rote Pfeile verbinden die Schwebungssignale von den Photodetektoren mit dem Phasenmesser. Grüne Pfeile stehen für Elemente, die im Zusammenhang mit der Strahlstellung stehen. Blaue Pfeile stehen für die übergeordnete Steuerung und Benutzerschnittstelle. Die umfassende Einbindung des rekonfigurierbaren FPGA in nahezu alle Bereiche des Setups bietet eine außergewöhnliche Flexibilität und minimiert gleichzeitig die Anzahl der benötigten externen Geräte.

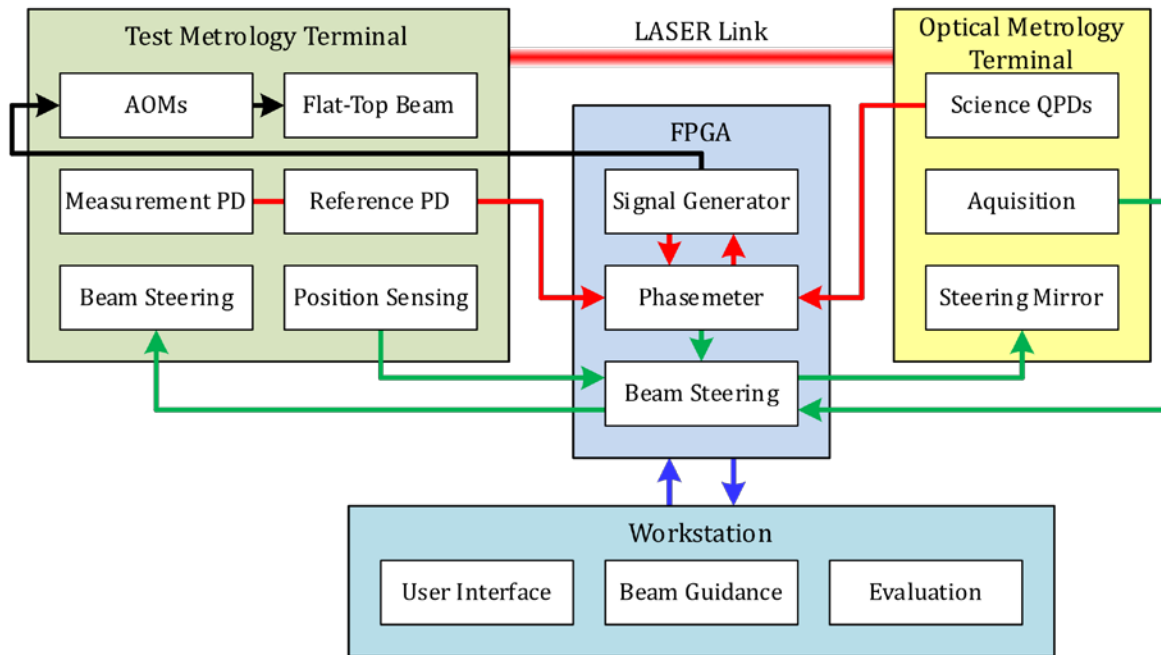


Abbildung 27 Blockschaftbild der Testumgebung

Während die Schwebungssignale und Regelkreise eine hochfrequente Signalverarbeitung erfordern, liegt das Messband im Sub-Hertz-Bereich. Daher ist für Messungen, die mehrere Stunden oder sogar Tage dauern können, eine Reduzierung der Abtastfrequenz eingebaut. Das Dezimierungsfilter ist als Cascaded Integrator-Comb (CIC) Struktur vierter Ordnung aufgebaut mit einem Dezimierungsfaktor von  $2^{16}$ . Ganzzahlige Vielfache der niedrigeren Ausgangsfrequenz enthalten dadurch Nullstellen in der Übertragungsfunktion, wodurch Aliasing bei sehr niedrigen Frequenzen vermieden wird. Schließlich wird ein kontinuierliches Signal zur Visualisierung, Speicherung und Auswertung an einen Computer übertragen.

#### 2.1.4.2 Flat-Top-Strahl-Generator

Bei einem Abstand der Satelliten von 50 km hat der Laserstrahl in der Nähe des anderen Satelliten bereits einen Durchmesser von ca. 15 m. Das Intensitätsprofil folgt immer noch einer Gaußkurve, aber der kleine Ausschnitt, der das optische Instrument erreicht, hat eine nahezu konstante Intensität mit einer ebenen Wellenfront. Zur experimentellen Verifikation des optischen Messterminals ahmt der Flat-Top-Generator diese Eigenschaften nach und dient bei allen relevanten Weglängenmessungen als Empfangsstrahl (Rx).

Der Flat-Top-Strahl-Generator basiert auf einer apodisierten Apertur, die das Intensitätsprofil eines kollimierten Laserstrahls formen kann, ohne dabei Beugungsartefakte nahe der Strahlmitte zu verursachen. Der Strahl behält ungefähr die Größe der Apertur bei und bietet einen weiten Arbeitsbereich entlang der Strahlrichtung. Die blütenblattförmige Öffnung erzeugt einen gaußförmigen Intensitätsabfall nach außen hin, und unterdrückt damit ringförmige Beugungsartefakte. Die Blendengeometrie ist

durch vier Parameter definiert: die Anzahl der Blütenblätter, ein innerer Kreis mit voller Transmission, die breite des gaußförmigen Abfalls und den Exponent der Gaußfunktion. Die Parameter wurden numerisch optimiert, wobei hierfür das Beugungsmuster im Arbeitsabstand berechnet wurde.

Abbildung 28 (a) zeigt die optimierte Blendenform. Die Laserquelle für den Flat-Top-Generator stellt das blanke Ende einer polarisationserhaltenden Glasfaser dar. Durch den kleinen Faserkern hat der Strahl eine Divergenz von etwa  $5,1^\circ$  und eine nahezu perfekte sphärische Wellenfront im Fernfeld. In einem Abstand von etwa 50 cm erfolgen die Strahlformung mittels Apertur sowie die Kollimation mit einer Plan-konvexen Glaslinse.

Eine von der Optimierung unabhängige Untersuchung mit Zemax OpticStudio zeigt eine hervorragende Strahlqualität, sowohl was die Intensität angeht (Abbildung 28 (b)) als auch hinsichtlich des Phasenprofils (Abbildung 28 (c),  $\lambda/50$  Peak-Valley). Die apodisierte Apertur ist aus geschwärztem Kupferblech gelasert (Abbildung 28 (d)). Abbildung 28 (e) zeigt die mit einer Linse auf die Kamerafläche verkleinerte Intensität und Wellefrontmessungen (Abbildung 28 (f)) bestätigen eine flache Wellenfront, die deutlich besser als die  $\lambda/10$ -Spezifikation der restlichen Optiken ausfällt.

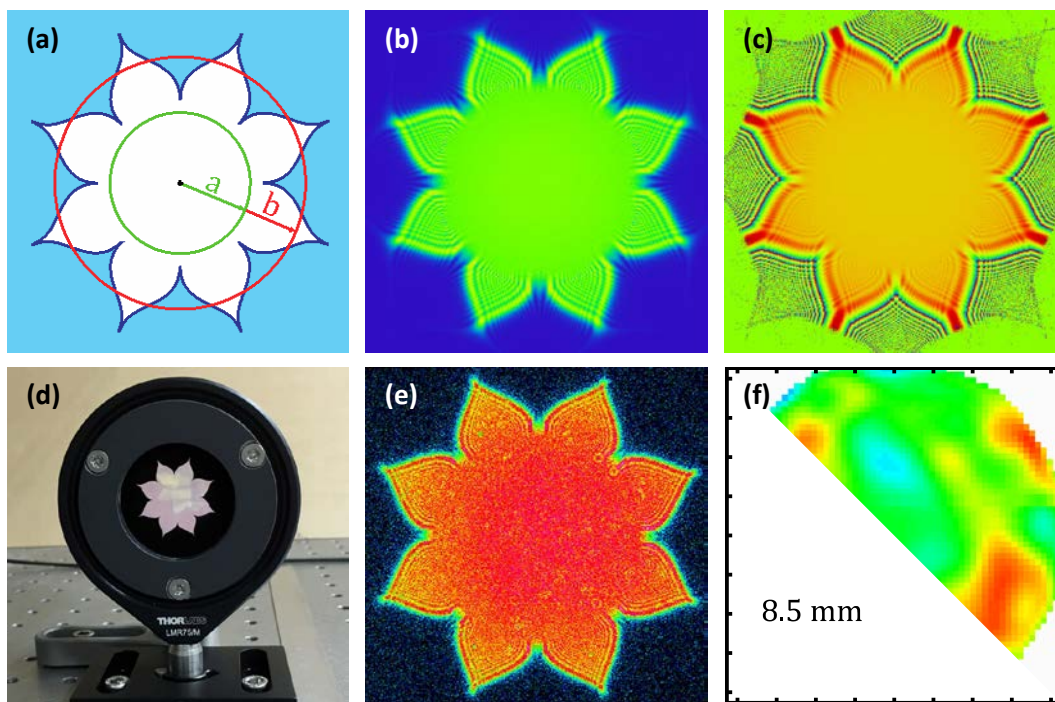


Abbildung 28 Apodisierte Apertur des Flat-Top-Strahl-Generators

## 2.1.5 Verifikation und Ergebnisse

Im Folgenden sind die verschiedenen Messungen aufgeführt, mit denen die Leistungsfähigkeit des optischen Messkopfes sowie der Testumgebung bewertet werden können.

### 2.1.5.1 Phasenmessgenauigkeit

Weglängenänderungen werden direkt aus der Phasenlage des optischen Schwebungssignals ermittelt. Die Messgenauigkeit des digitalen Phasenmeters ist deshalb ebenso wichtig wie ein langzeitstabiler Phasengang der analogen Elektronik. Das Phasemeter darf im Versuchsaufbau nicht limitierend sein und muss deutlich unterhalb des Nanometerbereichs liegen. Abbildung 29 zeigt die Ergebnisse der Phasenmessung mit drei verschiedenen Messmethoden, jedoch stets einschließlich der gesamten Signalverarbeitungskette mit Photodetektoren und ADCs.

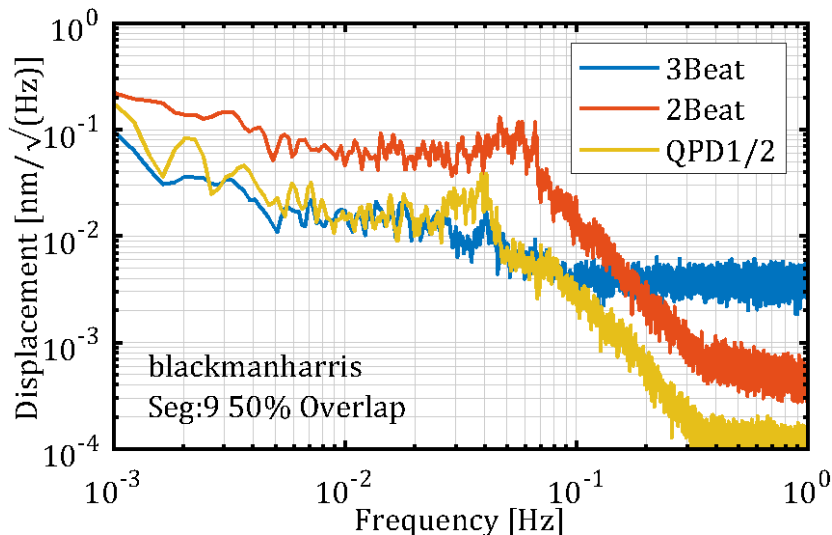


Abbildung 29 Messgenauigkeit des Phasenmeters samt Photodetektoren

Die 3Beat-Messung beinhaltet die Phasenmessungen zwischen insgesamt drei Laserstrahlen an einem einzelnen Photodetektor. Theoretisch ergibt die Berechnung der Phasendifferenzen  $\varphi_{01} + \varphi_{12} - \varphi_{02}$  ein Nullsignal und die Residuen von etwa 10 pm/√Hz geben die tatsächliche Leistung des Phasenmeters in dieser Konfiguration an. Da die einzelnen Signale unterschiedliche Schwebungsfrequenzen aufweisen, beinhaltet diese Messvariante die geringste Gleichtaktunterdrückung.

Die 2Beat-Messung vergleicht das gleiche Schwebungssignal zwischen zwei benachbarten Quadranten eines Quadrantenphotodetektors. Diese Art der Messung ist jedoch äquivalent zu DWS sehr empfindlich gegenüber dem relativen Winkel beider Laserstrahlen, d.h. 0,1 nm/√Hz entsprechen etwa 200 nrad/√Hz. Der Frequenzgang zeigt große Ähnlichkeiten mit Temperaturschwankungen des Versuchsaufbaus.

Die dritte Messung ist die Phasendifferenz zwischen den beiden redundanten Quadrantenphotodetektoren des optischen Messkopfes. Bei Frequenzen unterhalb von 0,1 Hz ist das Ergebnis der 3Beat-Messung sehr ähnlich. Der kleine Peak um 0,04 Hz taucht wiederum auch in den Temperaturdaten auf und beeinflusst die beiden Pfade des Pupillenabbildungssystems geringfügig unterschiedlich.

Insgesamt reicht die Phasenmessgenauigkeit für den Nanometerbereich gut aus und das obwohl hier mehr als nur je zwei Laserstrahlen auf die Photodetektoren treffen. Das führt dazu, dass sich die sechs Schwebesignale den Arbeitsbereich des ADC teilen müssen und somit etwas schlechter aufgelöst werden. Jedoch konnte genau dadurch das optische Design gegenüber einer paarweisen Messung der Laserstrahlen grundlegend einfacher und eleganter gestaltet werden.

### 2.1.5.2 Langzeitstabilität

Bei Langzeitmessungen der Weglängenstabilität verbleiben alle Laserstrahlen der Messumgebung statisch, während die Regelung des Kippspiegels im optischen Messkopf weiterhin aktiv ist. Weglängenvariationen zum Instrument hin werden im Nachhinein mit den Messdaten des Referenzinterferometers kompensiert. Abbildung 30 zeigt die spektrale Amplitudendichte von zwei unabhängigen Messungen über eine ganze Nacht. Die Ergebnisse sind gut reproduzierbar und bleiben unter  $10 \text{ nm}/\sqrt{\text{Hz}}$  multipliziert mit der NGGM-Rauschkurve. Luftbewegungen und Temperaturschwankungen sind die limitierenden Faktoren und mussten für die gemessene Stabilität mit zusätzlichen Schaumstoffbarrieren zwischen den Strahlen verringert werden. Die räumlich getrennte Weglänge der Interferometer von ca.  $60 \text{ cm}$  wird durch temperaturabhängige Änderungen der Brechzahl von Luft im Bereich von  $10^{-6}/\text{K}$  beeinträchtigt, so dass eine differenzielle Temperaturänderung von nur  $2 \text{ mK}$  bereits Nanometerschwankungen hervorruft. Der Peak bei etwa  $0,04 \text{ Hz}$  taucht auch in den Temperaturdaten auf.

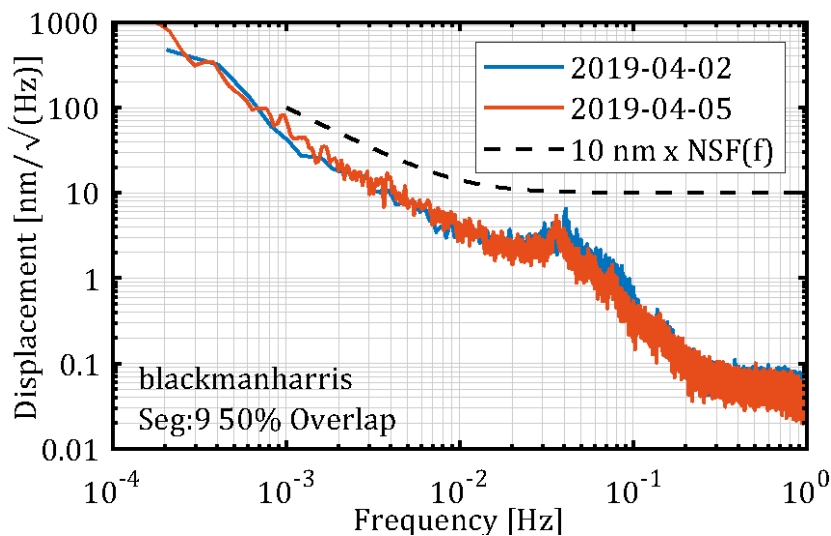
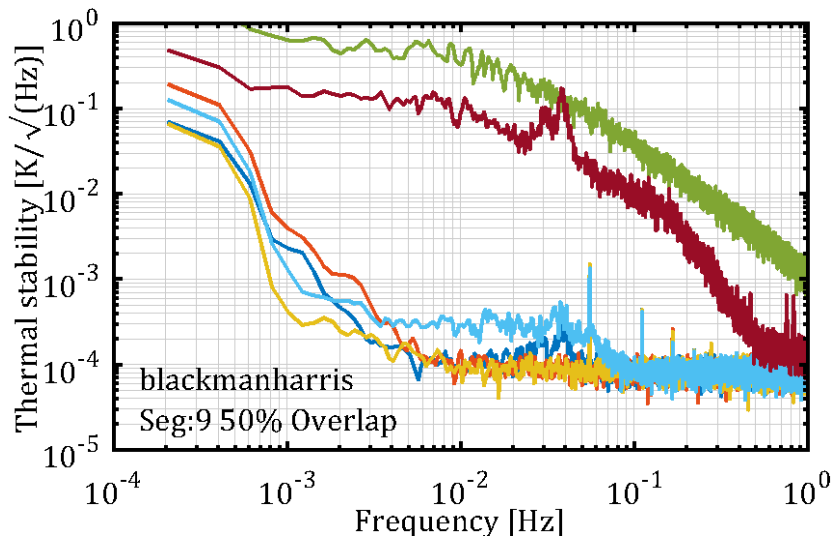


Abbildung 30 Messung der Langzeitstabilität

### 2.1.5.3 Temperaturstabilität

Ein eigenes 6-Kanal-Temperaturmessgerät mit einer Genauigkeit  $10^{-4} \text{ K}/\sqrt{\text{Hz}}$  gibt Auskunft über Temperaturschwankungen und -gradienten während der Pfadlängenmessungen. Die Sensorelemente bestehen aus einer Brückenschaltung mit einem  $10 \text{ k}\Omega$ -NTC-Thermistor. Abbildung 31 zeigt die spektrale Amplitudendichte der Langzeitmessung vom 02.04.2019. Die Temperatursensoren im Gehäuse zeigen eine thermische Stabilität von weniger als  $1 \text{ mK}/\sqrt{\text{Hz}}$  an. Bei höheren Frequenzen liegt das Signal auf

dem Messrauschen auf. Die diskreten Peaks 0,05 Hz und den entsprechenden Oberwellen sind ebenfalls Artefakte des Messsystems und unabhängig von der Temperatur. Bei Frequenzen unterhalb von 0,1 Hz zeigt die Messung die tatsächliche Temperaturstabilität. Ein Vergleich mit den Sensordaten außerhalb der Box zeigt eine deutliche Verbesserung aufgrund der passiven thermischen Isolierung. Der Peak bei 0,04 Hz im Temperatursignal ist im oberen Bereich der Box besonders deutlich koppelt auch in die gemessene Weglänge ein. Die Sensoren sind wie folgt angeordnet: hinten links (dunkelblau), vorne links (rot), Lichtverteilung (gelb), vorne rechts (hellblau), Deckel (braun) und über der Box (grün).



**Abbildung 31 Messung der Temperaturstabilität**

Der Zusammenhang zwischen Temperatur und Weglänge geht aus dem Zeitsignal noch deutlicher hervor. Abbildung 32 überlagert die interferometrisch gemessenen Weglängenänderungen mit dem Temperatursignal. Mit einer Pfadlänge von etwa 0,7 m entlang des optischen Tisches, kommt die Kopplung der erwarteten Wärmeausdehnung von Stahl sehr nahe und bestätigt dadurch auch die korrekte Auswertung der Photodiodensignale. Ungleichmäßig verteilte Wärmequellen im Labor sowie der Auslass der Klimaanlage auf der rechten Seite des Experiments führen zu Temperaturgradienten von mehr als 1 K innerhalb der Box. Daher gibt es bei niedrigen Frequenzen deutliche Unterschiede zwischen den beiden Interferometern von ungefähr 100 nm.

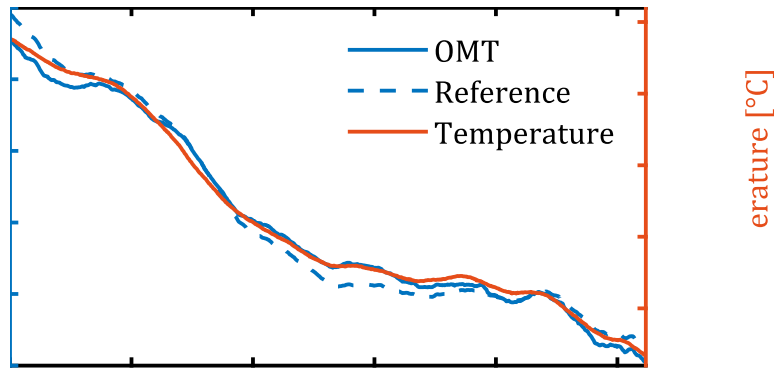
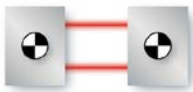


Abbildung 32 Vergleich Pfadlängenstabilität und Temperatur

#### 2.1.5.4 Abhängigkeit vom Einfallswinkel

Für die Messung der Kopplung zwischen Einfallswinkel und optischer Weglänge im Messkopf, wird der Einfallswinkel über die Messdauer schrittweise verändert und mit der optischen Weglänge verglichen. Hierfür wird der gesamte Winkelbereich gemäß dem in Abbildung 33 gezeigten Muster abgefahren.

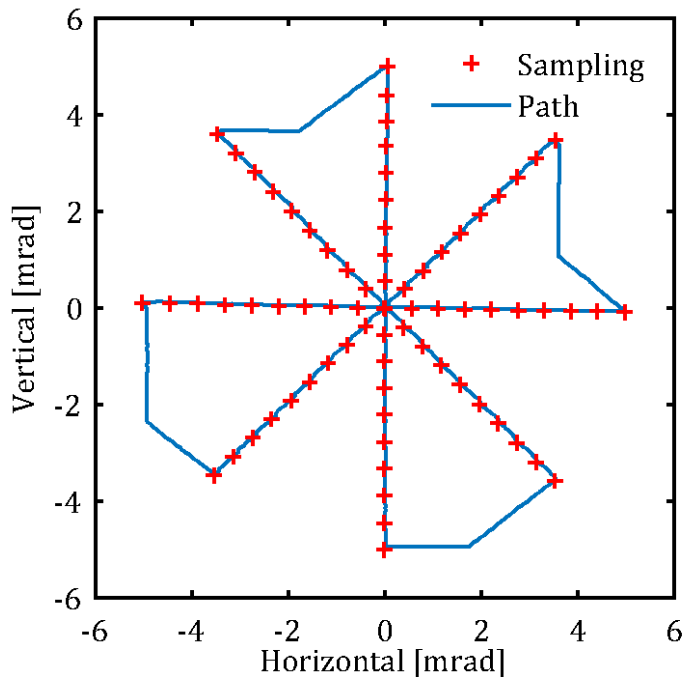
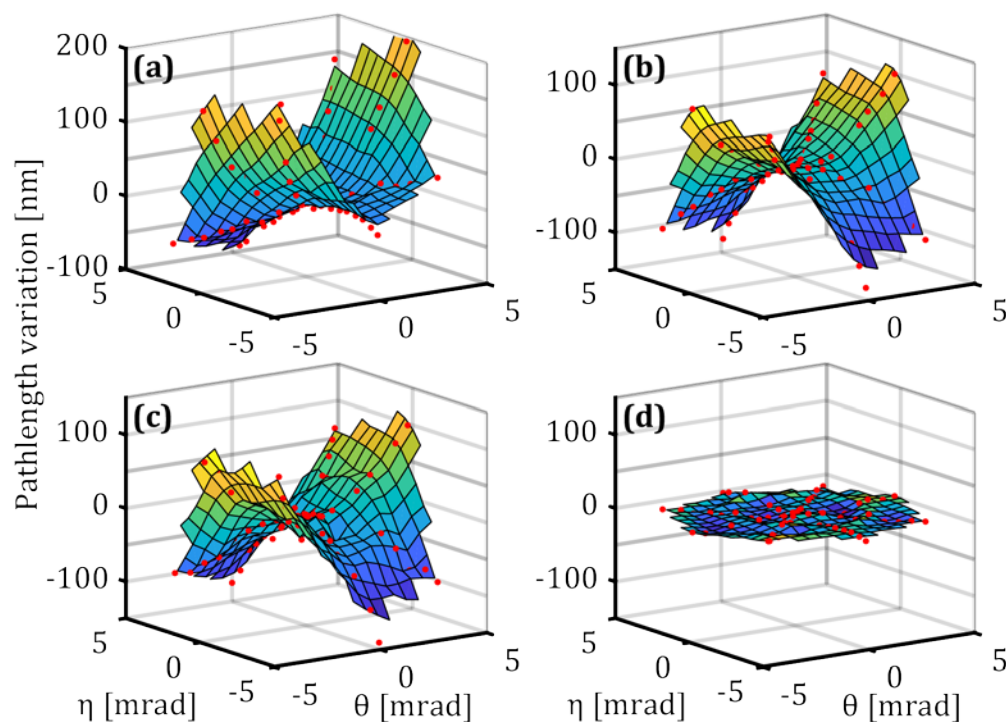


Abbildung 33 Scanmuster für Messungen der Abhängigkeit vom Einfallswinkel

Durch das Referenzinterferometer werden Weglängenänderungen aufgrund der Strahlstellung kompensiert. Abbildung 34 (a) zeigt die gemessenen optischen Weglängenänderungen als Funktion des Einfallswinkels zusammen mit einer Spline-Interpolation zwischen den Messpunkten. Zusätzlich zum Referenzinterferometersignal wurden langsame Drifts zwischen den wiederholt angefahrenen Messpunkten auf der nominellen Strahlachse stückweise linear bereinigt.

Ein geometrischer Versatz zwischen dem Referenzpunkt des Messkopfes und der Testumgebung führt zu einer überlagerten schiefen Ebene und einem Kosinus-förmigen Trichter. Eine lineare Regression des einfachen geometrischen Modells an die Messdaten liefert einen seitlichen Versatz von  $10\ \mu\text{m}$ . Der Versatz in Strahlrichtung beträgt etwa  $6\ \text{mm}$  und ist weitestgehend unkritisch. Nach Subtraktion des Referenzpunktoffsets ergibt sich Abbildung 34 (b). Der Großteil der dargestellten Kopplung repräsentiert jedoch nicht den optischen Messkopf, sondern den kompensierten Plattenstrahlteiler im Referenzinterferometer.

In einer vom optischen Instrument unabhängigen Kalibrationsmessung wurde der Einfluss des kompensierten Plattenstrahlteilerpaars vermessen und ist in Abbildung 34 (c) dargestellt. Auf die Kalibrationsmessung wurde wiederum ein einfaches Modell mit nur zwei Parametern gefittet und von den Messdaten aus (b) abgezogen. Nach Abzug der Kalibration in Abbildung 34 (d) lassen sich schließlich kein systematischen Effekte mehr erkennen und die verbleibenden Pfadlängenänderungen in Höhe von nur  $3,6\ \text{nm}$  sind in dieser Konfiguration (Messung an Luft) nicht mehr eindeutig dem Instrument oder der Messumgebung zuzuordnen.

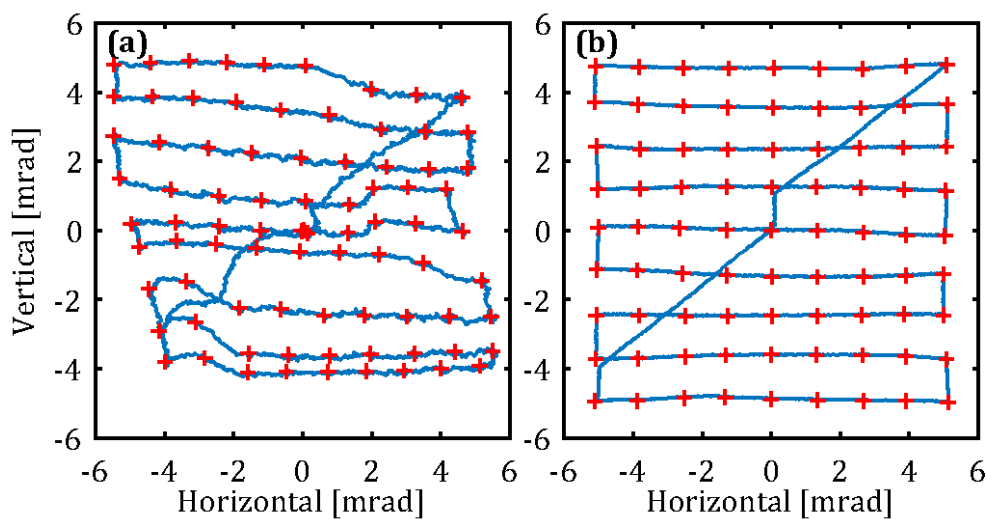


**Abbildung 34** Kopplung des Einfallswinkels in die Pfadlängenmessung

### 2.1.5.5 Akquisitionssensor

Der optionale Akquisitionssensor kann die Zeit reduzieren, die zum Herstellen einer Laserverbindung benötigt wird, indem er einen einfallenden Lichtstrahl erkennt und dessen Einfallswinkel bestimmt. Die

experimentelle Verifikation ähnelt den Messungen zur Kopplung von Winkeländerung in die Weglängenmessung. Der Flat-Top-Laserstrahl variiert gemäß einem Rechteckmuster im Winkel, und mit dem Akquisitionssensor verfolgt. Abbildung 35 (a) zeigt das gemessene Muster bei einer Strahlleistung von 100 nW am, was drei Größenordnungen mehr ist als vom Linkbudget für perfekt ausgerichtete Strahlen erwartet. Der Sensor ist damit leider unbrauchbar und leidet unter starken Nichtlinearitäten. Der Hersteller des PSD gab an, dass dieser Effekt möglicherweise am PSD selbst liegt, dessen Genauigkeit für so niedrige Lichtpegel nicht spezifiziert ist. Außerdem befindet sich werkseitig direkt auf der aktiven Fläche eine Schutzschicht aus Harz, die sich ebenfalls negativ auswirken kann. Messungen mit modulierten Lichtstrahlen brachten auch keine Besserung. Zum Vergleich ist in Abbildung 35 (b) das gleiche Muster aufgeführt, jedoch bei einer Lichtleistung am Sensor von 25  $\mu\text{W}$ .



**Abbildung 35** Messungen mit Position Sensitive Device (PSD) im Akquisitionssensor

Da der Akquisitionssensor mit PSD in einer realen Mission bei deutlich geringerer optischer Leistung so nicht sehr nützlich wäre, wird nun das Sensorelement ausgetauscht und mit einer Kamera ersetzt. Der verwendete Matrixsensor stammt aus einer Logitech C615-Webcam mit einer aktiven Fläche von  $5.5 \times 3.2 \text{ mm}^2$  und einer nativen Auflösung von  $1920 \times 1080$  Pixel. Infrarotfilter und Abbildungsoptik wurden entfernt, so dass der Laserstrahl auf den blanken Sensor trifft. Abbildung 36 zeigt die Vermessung des Akquisitionssensors mit einer optischen Leistung von ungefähr 4 nW am Detektor. Abgesehen von einem kleinen Winkelversatz von  $1^\circ$  im Uhrzeigersinn zeigt die Messung ein markantes rechteckiges Muster. Somit bietet der Matrixsensor eine wesentlich bessere Empfindlichkeit gegenüber dem zuvor getesteten PSD, ermöglicht räumliche Filter, um das Signal-Rausch-Verhältnis zu erhöhen, und erleichtert möglicherweise durch Beobachtung des Sternenhintergrunds eine In-Orbit-Kalibration der Ausrichtung des Instruments relativ zu den Sternenkameras der Plattform.

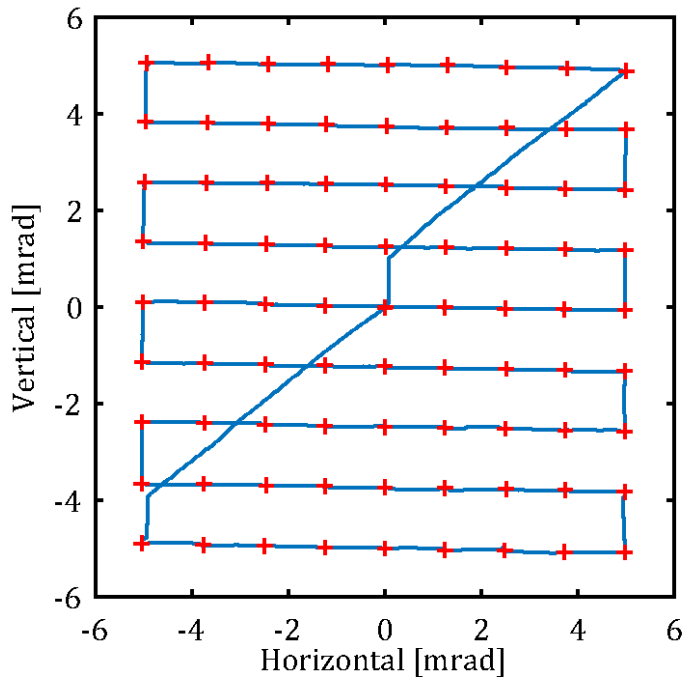
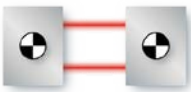


Abbildung 36 Messung mit Matrix Sensor im Akquisitionssensor

## 2.2 Zahlenmäßiger Nachweis

Der zahlenmäßige Nachweis wurde separat übermittelt. Die bereitgestellten Mittel wurden entsprechend der jeweils durchgeführten Arbeiten eingesetzt (s. dazu Punkt 2.3 „Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeiten“).

Ein erheblicher Anteil (155 k€) der bereit gestellten Mittel wurde in die Beschaffung der Bauteile für das Labormodell investiert, um schon von Beginn an ein möglichst an die zukünftigen, realen Herausforderungen einer Weltraummission angepasstes Design realisieren zu können (siehe auch 2.1.3).

## 2.3 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die bereitgestellten Mittel wurden entsprechend der jeweils durchgeführten Arbeiten eingesetzt. Ein Teil dieser Arbeiten konnte im Rahmen von Master- bzw. Bachelor-Arbeiten durchgeführt werden.

Der Anfang des Projektes war auf Ausarbeitung von Design-Konzepten und Festlegung auf ein Basis-Design konzentriert. Dabei standen zwei grobe Konzepte zum Vergleich:

- mono-statisches Interferometer mit virtueller Abbildung des Eingangstrahls auf das Phasenzentrum
- bi-statisches Interferometer mit Racetrack-Geometrie

Bei einem Vergleich der beiden Konzepte hinsichtlich Entwicklung, Aufbau, Test und Messgenauigkeit des optischen Instrumentes fiel die Entscheidung zu Gunsten eines mono-statischen Interferometers.

Danach folgte das detaillierte mono-statische optische Design und Simulation der zu erwarteten Performance hinsichtlich Ausrichtungsgenauigkeit und Stabilität der optischen Komponenten. Für die experimentelle Verifikation mußte sowohl die eigentliche Hardware für das Terminal sowie die Messum-

gebung (Messaufbau und -technik) konzipiert und beschafft werden, insbesondere ein Testaufbau, der die ebene Wellenfront der weit entfernten Satelliten simuliert. Ein weiterer, maßgeblicher Arbeitsschritt war dann die Integration des Terminals selbst. Während die meisten Spiegel und Strahlteiler mittels Schablone auf die Grundplatte geklebt wurden, mußte für die Integration der kritischen Elemente eigens eine aktive Positionsregelung entwickelt werden. Mit diesen Aufbauten konnte schließlich die Performance des Optical Metrology Terminals innerhalb der Vorgaben erfolgreich demonstriert werden.

## **2.4 Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit des Ergebnisses**

Im Rahmen von Beiträgen auf Konferenzen und in Fachzeitschriften erfolgte eine teilweise Veröffentlichung der Ergebnisse (s. Abschnitt 2.6). Außerdem ging aus dem Projekt eine Patentanmeldung bezüglich des Instrumentdesigns hervor.

Detailliertere Auskünfte zu Nutzen und Verwertbarkeit sind im Erfolgskontrollberichts separat enthalten.

## **2.5 Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens während der Durchführung**

Während der Projektlaufzeit des OMT wurde mit dem Start von GRACE Follow-On und LISA Pathfinder die prinzipielle Machbarkeit von Laser Ranging bzw. Laser Präzisionsmessung generell für zukünftige Weltraummissionen demonstriert. Das unterstreicht die allgemeine Bedeutung dieser Zuwendung zur Sicherung der deutschen Vorreiterrolle auf diesem Gebiet.

Auch eine Studie "Laser metrology concept consolidation for NGGM" im Rahmen der ESA Studie "Consolidation of the system concept for the Next Generation Gravity Mission" durchgeführt von STI im Auftrag von Thales Alenia Space Italy bestätigt weitestgehend die Validität des hier dargestellten Vorhabens.

## **2.6 Erfolgte bzw. geplante Veröffentlichung der erzielten Ergebnisse**

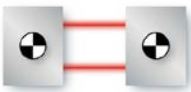
### **Wissenschaftliche Artikel**

- O. Mandel, A. Sell, M. Chwalla, T. Schuldt, J. Krauser, D. Weise, and C. Braxmaier, "Architecture and performance analysis of an optical metrology terminal for satellite-to-satellite laser ranging," manuscript accepted for publication in Applied Optics, December 2019.
- Ein Journal Paper mit Diskussion der Messergebnisse ist in Planung.

### **Patentanmeldung**

- O. Mandel, D. Weise and M. Chwalla, "Reflective device for use in an optical measuring system". U.S. Patent 10,317,277, 19 Oct 2017.

### **Konferenzen**



- O. Mandel, T. Schuldt, M. Chwalla, D. Weise, U. Johann, and C. Braxmaier, "Optical Metrology Terminal for Satellite-to-Satellite Laser Ranging," *11th International LISA Symposium Zurich*, 2016.
- O. Mandel, T. Schuldt, M. Chwalla, D. Weise, U. Johann, and C. Braxmaier, "Interferometrischer Messkopf zur dynamischen Laser-Entfernungsmessung," *DPG-Frühjahrstagung (SAMOP) Mainz*, 2017.
- O. Mandel, M. Chwalla, T. Schuldt, J. Krauser, D. Weise, and C. Braxmaier, "Optical Metrology Terminal for Satellite-to-Satellite Laser Ranging," in *International Conference on Space Optics - ICSSO 2018 (Vol. 11180, p. 1118049)*, International Society for Optics and Photonics, 2019.
- "Optical Metrology Terminal for Satellite-to-Satellite Laser Ranging," ESA Workshop on Innovative Technologies for Space Optics, 2019.

### Master/Bachelor Arbeiten

- Bisera Bogoevska, "Development of a Heterodyne Quadrant Photodetector," Hochschule Ravensburg-Weingarten - Bachelor Thesis, 2016.
- Stanislaw Ballardt, "Optical Environment for Verification of an Inter-Satellite Laser Ranging Interferometer," Hochschule Konstanz – Master Thesis, 2017.
- Ingrid Langrock, "Experimentelle Nachbildung des von einem entfernten Satelliten ankommenden Laserstrahls," Hochschule Ravensburg-Weingarten – Bachelor Thesis, 2017.

### Promotionen

- "Optical Metrology Terminal for Satellite-to-Satellite Laser Ranging", Dissertation an der Universität Bremen, geplant Mitte 2020