

CFK STRUKTUR EINER LEICHTEN INTER-SATELLITEN-ANTENNE (LISA)

S. Rapp¹, M. Lang¹, J. Letschnik², N. Nathrath³, M. Trümper³,
D. Fasold⁴, U. Walter², H. Baier¹, L. Krämer¹

¹Lehrstuhl für Leichtbau, Technische Universität München
Boltzmannstr. 15, 85747 Garching

²Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München
Boltzmannstr. 15, 85747 Garching

³NTP, Netzwerk Technischer Partner

Lena-Christ-Str. 22a, 85579 Neubiberg

⁴Labor für Nachrichtensatellitentechnik, Hochschule München
Lothstr. 64, 80335 München

ZUSAMMENFASSUNG

Das vom DLR unterstützte Projekt LISA (Leichte Inter-Satellitenantenne) mit der Fördernummer 50-YB-0602, umfasste die Entwicklung einer leichten, kompakten und raumfahrtqualifizierten S-Band Antenne zur Inter-Satelliten Kommunikation. Sie diente als „Vorstudie“ für die Entwicklung einer Antenne ähnlicher Geometrie im Ka-Band. Um die thermo-elastische Stabilität zu garantieren, was vor allem im Hinblick auf die Ka-Band Antenne eine entscheidende Rolle spielen wird, sollte die Antenne in CFK-Bauweise realisiert werden. Dieser Artikel befasst sich in erster Linie mit der Entwicklung und Fertigung der CFK Antennen Struktur.

1. MOTIVATION

Der Bedarf nach immer höheren Datenübertragungsraten zwischen Satelliten und Bodenstationen erfordert größere Bandbreiten, die im Ka-Band zur Verfügung stehen. Speziell für kleine Satelliten müssen hier leichte, kompakte Hochleistungsantennen entwickelt werden, um diesen Anforderungen gerecht zu werden. LISA wurde konkret für den Einsatz auf dem Mikro-Satelliten BayernSat [1], welcher vom Lehrstuhl für Raumfahrttechnik (LRT), entwickelt wird, konzipiert. Dabei arbeitet LISA im S-Band und sollte somit als Technologiedemonstrator und Vorstudie für weitere Entwicklungen für das Ka-Band dienen.

2. ANFORDERUNGEN

LISA soll einen 'forward' und 'return-link' zwischen BayernSat und dem Relais-Satelliten ARTEMIS zur Verfügung stellen. Um die Abmessungen des Mikro-Satelliten BayernSat (50 x 50 x 50 cm) nur minimal ansteigen zu lassen, sind die geometrischen Abmessungen stark eingeschränkt. Ebenso soll die Masse möglichst gering gehalten werden. Um eine hohe thermo-elastische Stabilität über einen großen Temperaturbereich von -100°C bis +100°C zu erreichen, soll CFK als Material verwendet werden. Dadurch sollte die thermo-elastische Stabilität gegenüber einer Aluminiumbauweise stark ansteigen.

3. ANTENNEN KONZEPT

Der Designtreiber von LISA war die Anforderung, eine maximale Verstärkung des Sende-/Empfangssignals in Hauptstrahlrichtung zu erreichen bei limitierten Abmessungen und minimaler Antennenhöhe. Aus diesem

Grund wurde ein direkt strahlendes Array aus quadratischen offenen Hohlleitern gewählt. Dieses wird von einem BFN (Beam Forming Network) gespeist. Es ist bekannt, dass diese Bauweise eine hohe Aperturreffizienz und niedrige Verluste mit sich bringt. Außerdem bietet die angestrebte Bauweise eine hohe strukturelle und thermo-elastische Stabilität. Die Apertur des Arrays sollte eine Größe von 400 x 400 mm nicht übersteigen. Um diese Aperturgröße im definierten Frequenzband von 2,076 GHz bis 2,255 GHz optimal auszunutzen, wurde eine Anordnung von 4 x 4 Strahlern mit einer Seitenlänge von jeweils 98 mm und einer Höhe von 50 mm gewählt [2], [3]. Jedes Strahlerelement wird von zwei rechtwinkligen, magnetischen Strahlerelementen gespeist. Diese werden für die beiden fundamentalen Moden über einen 3dB Koppler gespeist. Aus struktureller Sicht besteht LISA aus einem Strahlergehäuse mit 4 x 4 rechteckigen Strahlertöpfen, welche die rechtwinkligen Strahlerbrücken und runde Aperturringen aufnehmen. Auf der Rückseite des Strahlergehäuses befindet sich das zweigeteilte Verteilnetzwerk. Die Antenne wird von einer Rückplatte verschlossen, welche auch die Funktion der Lasteinleitung in den Satelliten während des Starts und des Betriebes übernimmt. Das 3D-Modell und die Fotografie in Bild. 1 zeigen die Architektur der Antenne.

Um das Antennenkonzept zu verifizieren, wurde zunächst eine Referenzantenne aus Aluminium entwickelt, gefertigt und vermessen. Diese Antenne sollte als Referenz für die Leistungsfähigkeit der CFK-Antenne dienen. Weiterhin wurde als Vorstufe der CFK-Antenne ein skaliertes 2x2 Modell der CFK-Struktur entwickelt und gefertigt, um die Fertigungstechnologie zu verifizieren.

Im vorliegenden Artikel wird jedoch nur auf die Struktur der 4 x 4 CFK Antenne eingegangen.



BILD 1. 3D-Modell und Fotografie der CFK LISA

4. CFK STRUKTUR

4.1. Strukturelle Anforderungen

Bei der vorliegenden Antennenstruktur und vor allem im Hinblick auf eine Antenne für das Ka-Band ist die thermo-elastische Stabilität, neben den obligatorischen Anforderungen wie der thermischen Beständigkeit, der mechanischen Stabilität, der Leichtbauweise und den Geometrierestriktionen, das Kernkriterium. Auf Grund dieser primären Anforderung ist ein thermo-elastisch isotropes Laminat notwendig, welches einen thermischen Ausdehnungskoeffizienten α_T aufweist, der nahe bei null liegt.

Da bei CFK Strukturen der Werkstoff mit dem Bauteil entsteht, muss schon in einer sehr frühen Phase der Entwicklung auch das Fertigungskonzept festgelegt werden. Dieses geht dann in die strukturelle Architektur, welche im nächsten Abschnitt beschrieben wird, ein.

4.2. Strukturelle Architektur

Die Geometrie von LISA wird durch die elektrische Auslegung bestimmt, weshalb ein Strukturkonzept entwickelt werden musste, welches diesen Vorgaben entspricht. LISA besteht grundsätzlich aus vier Komponenten: Das Strahlergehäuse, die Rückplatte, die Einbauteile und das, in Bild 2 nicht dargestellte, Verteilernetzwerk, welches zwischen Rückplatte und Strahlergehäuse liegt.

Da die zahlreichen Einbauteile komplexe, leitfähige Einzelteile sind, werden diese auch in der CFK Variante der Antenne aus Aluminium bzw. dem elektrisch isolierenden Material Rexolite gefertigt. Da diese keine strukturelle Funktion übernehmen, sollen sie, wie auch das Verteilernetzwerk, hier nicht näher betrachtet werden. Das Strahlergehäuse ist die primäre strukturelle Komponente und übernimmt zusätzlich, zusammen mit den Einbauteilen, die Funktion des Strahlerarrays. Dieses Bauteil soll fast vollständig aus CFK in einer integralen Bauweise gefertigt werden. Inserts aus Titan, welche zwischen den Strahlertöpfen eingebracht werden, sollen die mechanische Verbindung zur Rückplatte herstellen. Die Rückplatte wurde auf Grund geometrischer Restriktionen als Doppelsandwich mit Aluminiuminlays für die Verbindung der Antenne mit dem Satelliten konzipiert. In den folgenden Kapiteln wird detailliert auf diese beiden primären Komponenten eingegangen.

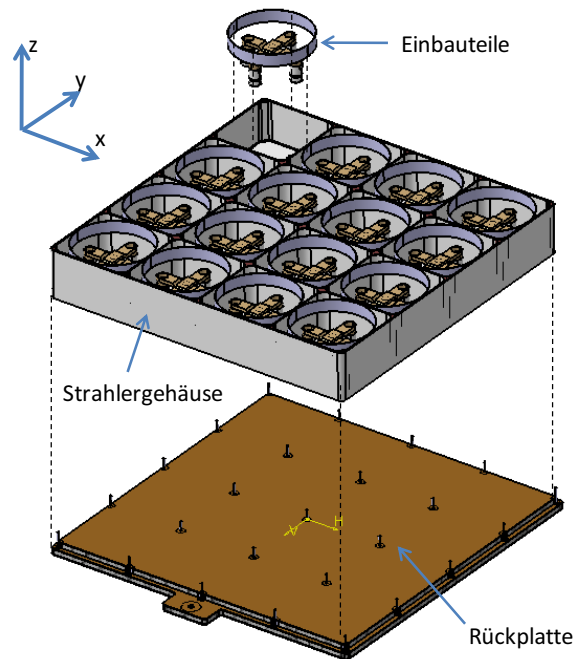


BILD 2. Komponenten der LISA CFK Struktur

4.3. Integrales CFK Strahlergehäuse

Da es bei der Entwicklung von CFK-Bauteilen zu einer starken Interaktion zwischen der Laminatauslegung, der Konstruktion, sowie des Fertigungskonzeptes kommt, soll dieses hier zunächst vorgestellt werden.

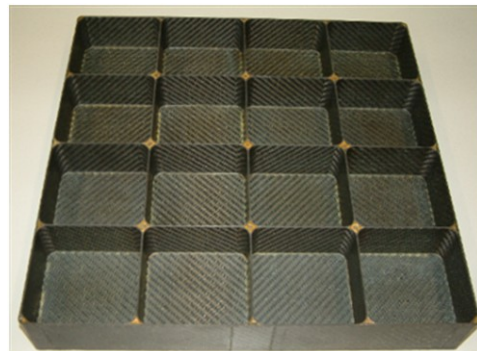


BILD 3. Integrales Strahlergehäuse aus CFK

4.3.1. Fertigungskonzept

Neben der Geometrie und einer hohen Genauigkeitsanforderung bestimmten zwei weitere Anforderungen das entwickelte Fertigungskonzept. Dabei handelt es sich um die Forderung nach einem thermo-elastisch isotropen Lagenaufbau und das Einbringen der Lasteinleitungen um das Strahlergehäuse mit der Rückplatte zu verbinden. Das entwickelte Fertigungskonzept sieht das Einlaminieren der einzelnen Stahlkerne, sowie das Laminieren der Grundplatte vor, ohne diese zunächst auszuhärten. Die einlaminieren Stahlkerne werden dann zusammen mit den Titaninserts auf dem Grundplattenlaminat positioniert. Dieser Schritt ist in Bild 4 illustriert.

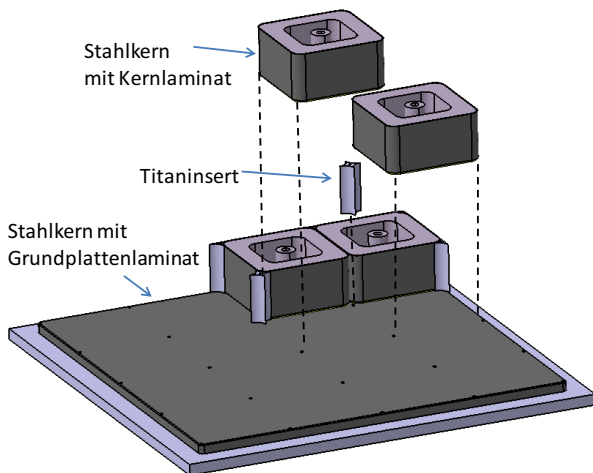


BILD 4. Fertigungskonzept des Strahlergehäuses

Anschließend werden die Kernlaminat und die Grundplatte gemeinsam mit dem Außenwandlaminat umwickelt um den Zusammenhalt am Umfang zu gewährleisten und die am Rand liegenden Titaninserts zu integrieren (Bild 5).



BILD 5. Laminiertes Strahlergehäuse

Man kann erkennen, dass die Stahlkerne Taschen beinhalten. Diese steigern durch die Massenreduktion die Aufheizrate beim Aushärteprozess und dienen, nach dem Aushärten, durch Einfüllen von flüssigem Stickstoff der bessern Entformbarkeit. Erst im letzten Arbeitsschritt vor dem Aushärteprozess wird die Außenform angebracht, welche das Verrutschen der Strahlertöpfe gegeneinander verhindern soll. Damit der erhebliche Setzweg von ca. 1,5 mm ausgeglichen und ein gleichmäßiger Anpressdruck am gesamten Umfang gewährleistet werden kann, musste eine 16-teilige Außenform entwickelt werden. Die Außenform ist, zusammen mit dem Laminat und den anderen 17 Formteilen aus Stahl, in Bild 6 dargestellt. Neben dem Autoklavenüberdruck von 1 bar, erzeugten, auf dem Umfang angeordnete Kräftehebel mit Spiralfedern, 8 Kräftepaare von je 2 kN Anpresskraft. Die gesamte Stahlform wurde so ausgelegt, dass sie in warmem Zustand, während des Aushärtevorgangs, die Sollmaße in x- und y-Richtung (vgl. Bild 2) der Antenne annimmt. Die Höhe der Form (z-Richtung) hingegen wurde für Raumtemperatur ausgelegt. Damit wurde erreicht, dass die Apertur, vor dem Entformen, in der Höhe präzise mechanisch auf Maß nachbearbeitet werden konnte, wobei die Form als Anschlag diente.

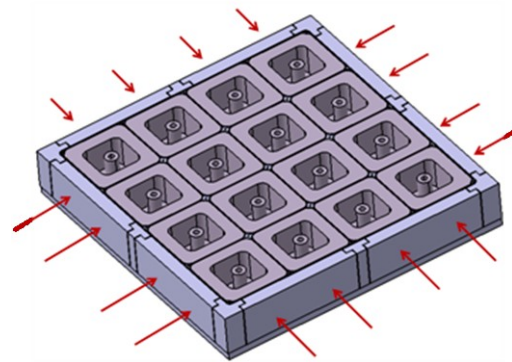


BILD 6. 33-teilige Stahlform

4.3.2. Laminatauslegung

Die geforderte thermo-elastische sowie mechanische Quasiisotropie wurde durch die Laminatauslegung, welche in Kombination mit der vorgestellten Fertigungstechnologie entwickelt wurde, erreicht. Das verwendete Prepregmaterial von der *Advanced Composite Group (ACG)* bestand aus dem *ACG LTM 123 Cyanatester* Harzsystem und M55J Fasern. Das verwendete Harzsystem hat gute mechanische, hervorragende radioelektrische Eigenschaften und ist raumfahrtqualifiziert. Um ein thermo-elastisch isotropes Laminat zu erhalten ist ein orthotroper Aufbau des Laminates ausreichend, jedoch wird für die mechanische Isotropie ein Aufbau mit 0° , 90° , $+45^\circ$ und -45° Lagen benötigt, da hier auch Schubspannungseffekte eine Rolle spielen. Aus Symmetriegründen ist es jedoch nicht möglich, einen solchen Lagenaufbau für die Zwischenwände des Strahlergehäuses zu realisieren. Aus diesem Grund wurde bei den Zwischenwänden auf einen mechanisch quasi-isotropen Aufbau verzichtet und „nur“ ein orthotroper Aufbau mit thermo-elastischer Quasiisotropie gewählt. Dazu wurden 8 Lagen des Gewebeprepreps verwendet. Jeweils vier Lagen wurden dabei auf jeden Stahlkern laminiert. Beim Zusammensetzen des gesamten Strahlergehäuses entstanden dadurch 8-lagige orthotrope Lamine an den Zwischenwänden. Dieses Laminat wird im Folgenden als Gewebe bezeichnet. Für das Außenwandlaminat und das Grundplattenlaminat waren zusätzlich 8 Lagen UD-Prepreg in $[0 \mid +45 \mid -45 \mid 90]_s$ Orientierung zwischen den Gewebeprepreps vorgesehen. Dadurch wurde in diesen Bereichen auch eine mechanisch quasi-isotrope Eigenschaft erzielt. Dieser Aufbau wird im Folgenden als UD+Gewebe bezeichnet. Bild 7 zeigt den Laminataufbau des Strahlergehäuses schematisch im Schnitt.

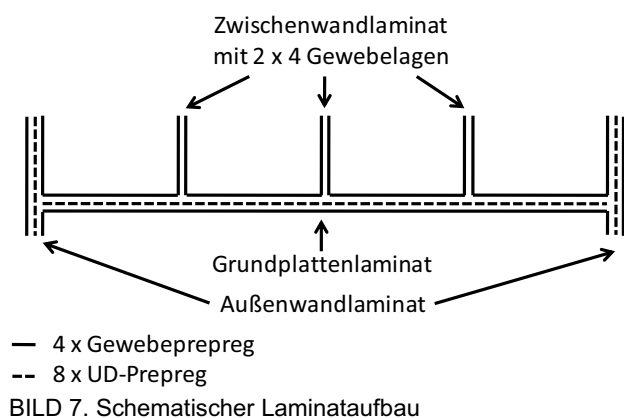


BILD 7. Schematischer Laminataufbau

Um die exakten Werkstoffdaten der Lamine zu bestimmen wurden Proben gefertigt, mit welchen Zugversuche durchgeführt und thermische Ausdehnungen gemessen wurden. Die ermittelten Steifigkeiten und Wärmeausdehnungskoeffizienten sind in den Tabellen 1 und 2 zusammengefasst.

[N/mm ²]	Gewebe	UD + Gewebe
E-Modul	151433	144000
Schubmodul G	57690	55385

TAB 1. Steifigkeiten der Lamine

In Tabelle 2 sind, neben den Wärmeausdehnungskoeffizienten α_T , die Standardabweichungen σ von den Messwerten notiert. Damit liegen alle Wärmedehnungskoeffizienten im Bereich von $\alpha_T < |-0.5 \cdot 10^{-6}|$ [m/mK], was die hohe thermelastische Stabilität des ausgelegten Laminates zeigt.

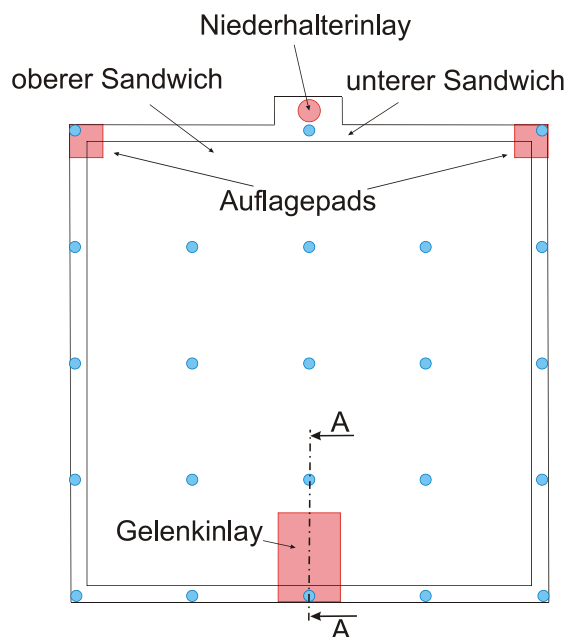
[m/mK ^{10⁻⁶}]	UD + Gewebe 0°	UD + Gewebe 90°	Gewebe 0°	Gewebe 90°
α_T	-0,35	-0,33	-0,36	-0,30
σ	0,04	0,08	0,04	0,10

TAB 2. Wärmeausdehnungskoeffizienten

4.4. CFK Sandwich Rückplatte

4.4.1. Strukturkonzept

Die Rückplatte schließt die Antenne ab und stellt das mechanische Interface zur Antenne dar. Um die geometrischen Randbedingungen zu erfüllen, ist sie als Doppelsandwich ausgeführt. Drei CFK Deckschichten werden dabei durch zwei Aluminiumwabenkerne voneinander getrennt. Bild 8 zeigt eine Grundriss-Skizze der Rückplatte. Man kann erkennen, dass der untere Sandwichteil etwas größer ist als der obere. Damit kann der obere Sandwichteil im Hinterschnitt des Strahlergehäuses platziert werden, während der untere Teil die Antenne abschließt.



- Aluminiuminlays im oberen Sandwichteil
- Komponenten im unteren Sandwichteil

BILD 8. Grundriss-Skizze der Rückplatte mit Einbauteilen

In Bild 9 ist dieses Konzept, in Verbindung mit dem Strahlergehäuse, im Schnitt A-A (Bild 8) als 3D Ansicht illustriert.

Aluminiumkerne wurden aufgrund der guten Wärmeleitfähigkeit gewählt um die entstehende Wärme auf dem Verteilernetzwerk im Inneren der Antenne, abzuführen. Zusätzlich sorgt eine Silikonmatte zwischen Rückplatte und Verteilernetzwerk für einen gleichmäßigen Anpressdruck um eine großflächige Wärmeübertragung nach draußen zu ermöglichen. Die Rückplatte wird an 25 Punkten, welche gleichmäßig auf der Antenne verteilt sind, (siehe blaue Punkte in Bild 8), mit dem Strahlergehäuse verschraubt. Um den Platzbedarf der Antenne zu minimieren sind die Schraubenköpfe im unteren Teil des Doppelsandwiches versenkt. Zwischen der mittleren Deckschicht und der oberen Deckschicht wurden Aluminiuminlays vorgesehen, welche die axialen Schraubenkräfte aufnehmen sollen um den druckschwachen Kern zu entlasten. Bild 8 zeigt schematisch die Position der Aluminiuminlays. In der 3D-Schnittansicht in Bild 9 sind die Versenkung der Schraubenköpfe und die integrierten Inlays nochmal illustriert.

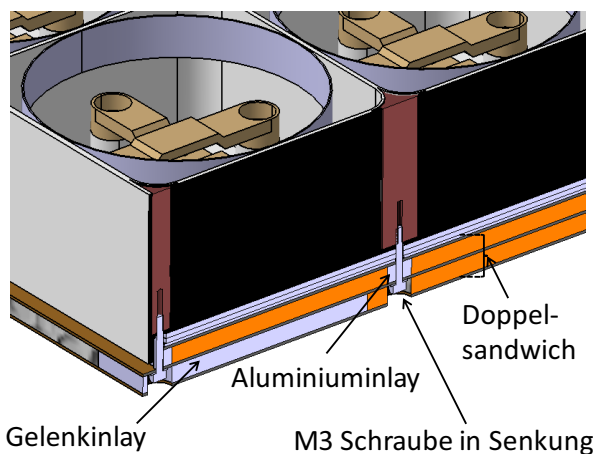


BILD 9. Schnittdarstellung des Verbindungskonzepts mit dem Doppelsandwich

Das Gelenkinlay und das Niederhalterinlay aus Aluminium sowie die Auflagepads, stellen die mechanischen Interfaces zum Satelliten dar. Sie sind im unteren Sandwichteil eingebracht (Bild 8,9). Das Gelenkinlay wird mit dem Schwenkmechanismus (2Dof) verbunden, welcher die Antenne um $\pm 180^\circ$ im Azimuth und $0-90^\circ$ in der Elevation schwenken kann [4]. Das Niederhalterinlay wird mit einem Hold-down-release-Mechanismus auf dem Satelliten verbunden. Im Orbit wird die Antenne an dieser Stelle freigegeben um die notwendigen Schwenks durchführen zu können.

4.4.2. Auslegung

Als Sandwichkern wurde ein perforierter Aluminiumwabenkern mit einer Folienstärke von 0,038 mm, einer Zellenweite von 3,4 mm, einer Höhe von 6 mm und einer Dichte von $54,5 \text{ kg/m}^3$ (PAMG – XR1 -3,4-1/4-P-5052) der Firma Plascore verwendet. Der Aluminiumkern hat gute Wärmeleiteigenschaften und die notwendige Höhe um die geometrischen Randbedingungen zu erfüllen. Die CFK-Deckschichten bestehen aus folgendem Lagenaufbau: $[0/90 \text{ Gewebe} \mid +45_{UD} \mid 0_{UD} \mid 90_{UD} \mid -45_{UD}]_s$. Mit diesem Lagenaufbau und den ermittelten Materialkennwerten, wurde für den Doppelsandwich mit dem Laminat-Analyse-Tool LAP eine Plattensteifigkeit von $4,786 \cdot 10^9 \text{ [Nmm}^2\text{]}$ ermittelt. Die Plattensteifigkeit der gerippten Aluminium-Rückplatte beträgt an ihrem günstigsten Querschnitt $EI=1,595 \cdot 10^9 \text{ [Nmm}^2\text{]}$. Die FE Analyse der Aluminium-Rückplatte zeigte, dass diese Steifigkeit ausreicht um den notwendigen, gleichmäßigen Anpressdruck auf die Platinen zu realisieren. Damit erfüllt auch die Sandwich-Rückplatte diese Anforderungen. Die Erfüllung der weiteren mechanischen Anforderungen wurde in einer Finite-Element-Analyse zusammen mit dem Strahlergehäuse nachgewiesen.

4.5. Finite Element Analyse

Mit dem entwickelten Strukturkonzept und den ermittelten Materialdaten konnte eine detaillierte Finite Element Analyse der CFK-Antennenstruktur durchgeführt werden um die kritischen Lastfälle in der Start- und Betriebskonfiguration zu untersuchen. Dabei wurde das Laminat des Strahlergehäuses über Schalenelemente modelliert. Die Titaninserts wurden über Solidelemente dargestellt und mit den Schalenelementen verbunden. Die Sandwich-Rückplatte wurde durch mehrlagige

Schalenelemente modelliert. Ein Ausschnitt aus dem FE Modell ist in Bild 10 dargestellt.

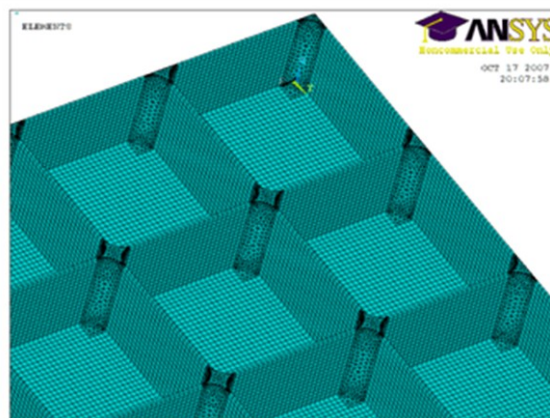


BILD 10. Finite Element Model der LISA CFK-Struktur

Die untersuchten Lastfälle können in mechanische und thermische Lastfälle unterteilt werden. Während des Starts des Trägersystems wird die Antenne hohen dynamischen Lasten ausgesetzt. Für die dynamische Belastung wurde eine statische Ersatzlast von 30 g in alle drei Raumrichtungen angenommen. Während des Starts nimmt die Antenne die Startkonfiguration ein, bei welcher diese mit dem Niederhalterinlay und dem Gelenkinlay am Satelliten fest verbunden ist und an zwei Ecken, mittels Pads, auf dem Satelliten aufliegt (siehe Bild 8). Beispielhaft ist in Bild 11 die Verformung der Antenne während einer Belastung mit 30g in positiver x-Richtung dargestellt.

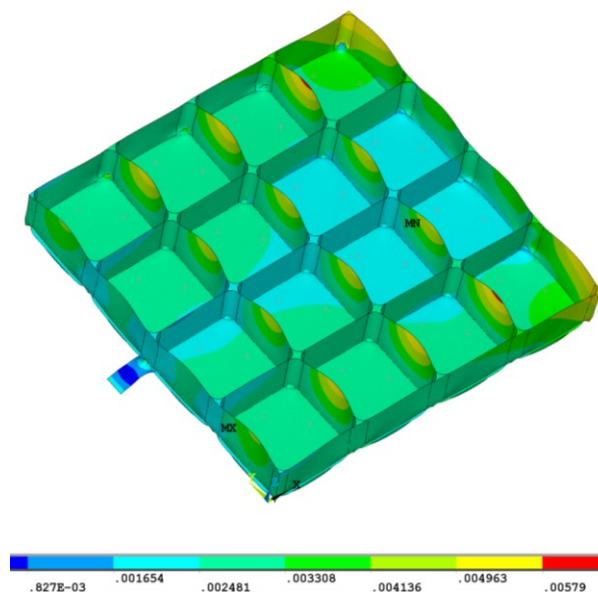


BILD 11. Vektorsumme der qualitativen Verschiebungen [mm] bei 30g in positiver x-Richtung

Für die mechanische Auslegung von Luft- und Raumfahrt-Strukturen wird als Auslegungskriterium eine maximal zulässige Bruchdehnung von 0,4% angenommen, was für Verbundwerkstoffe realistisch ist. Zum Vergleich soll hier die Bruchdehnung der verwendeten M55J Kohlefaser mit 0,5 % angegeben werden. Bei allen untersuchten mechanischen Lastfällen wurde diese Grenze nicht

erreicht. Die maximal aufgetretene Hauptspannung war 0,102% bei 30 g Beschleunigung in positiver z-Richtung.

Im Betriebsfall ist die Antenne nur am Gelenkinlay mit dem Satelliten verbunden. Dabei ist der thermische Lastfall der kritische, da hier keine nennenswerten mechanischen Lasten auftreten. Die Temperaturbelastung im Orbit wurde aus der Thermalauslegung der Satellitenantenne [6] übernommen. Dabei wurde das übernommene Temperaturfeld auf die 8 Eckpunkte der Antenne übertragen und dazwischen linear interpoliert. 3 kritische Temperaturlastfälle wurden untersucht: Der „Hot Case“, der „Cold Case“ und der Fall des größten Temperaturgradienten über der Antenne. Die Lastfälle sind in Tabelle 3 zusammengefasst.

Thermal-Lastfall	$T_{\min}$ [°C]	$T_{\max}$ [°C]
Hot Case	65,7	67,96
Cold Case	-65,73	-60,51
Max. Gradient	3,16	17,56

TAB 3. Thermal-Lastfälle

Beispielhaft ist in Bild 12 die Temperaturverteilung im „Cold Case“ auf der CFK Antenne dargestellt.

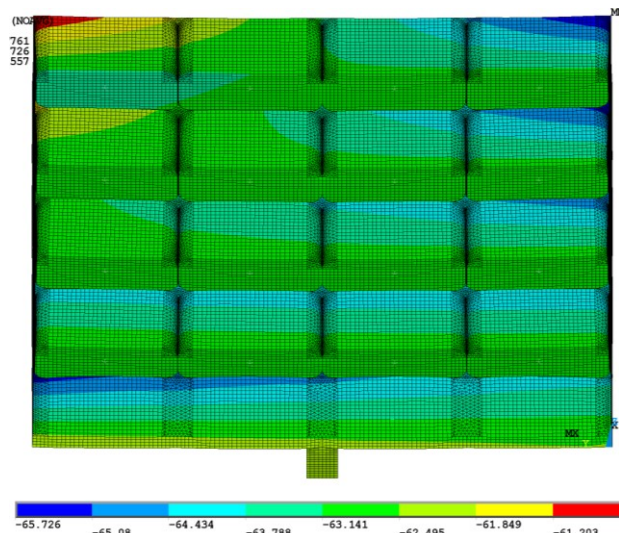


BILD 12. Temperaturverteilung [°C] im Cold Case

Dieser Fall stellt für die CFK Antenne auch den kritischen Lastfall dar, da als Referenztemperatur die Aushärtetemperatur von 80°C verwendet wird, was bei tiefen Temperaturen zu den größten Wärmedehnungen führt. Dennoch liegen die maximalen Hauptdehnungen im Laminat in allen Fällen mit maximal 0,269 % im zulässigen Bereich. Jedoch kommt es in den Titaninserts zu Wärmedehnungen von maximal -0,624 %, was aber für Titan einen akzeptablen Wert darstellt. Bild 13 zeigt die 3. Hauptdehnung im „Cold Case“. Es ist zu erkennen, dass im Laminat sehr kleine positive Wärmedehnungen auftreten, in den Titaninserts aber große negative Werte erreicht werden.

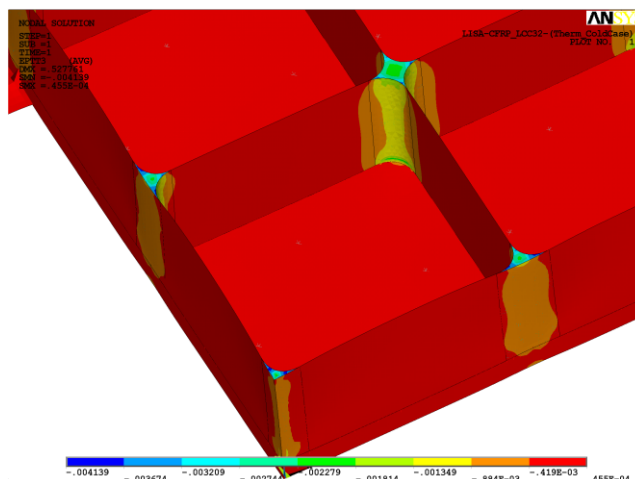


BILD 13. 3. Hauptdehnung [m/m] im "Cold Case"

Für die elektrische Funktion ist die Verformung der Antenne entscheidend. Die Verformung der Antenne in x- und y-Richtung ist für den kritischen „Cold Case“ Lastfall mit $\Delta L < |0,01|$ mm sehr gering, da in der x-y-Ebene die Materialeigenschaften des CFK entscheidend sind. In der z-Richtung werden größere Verformungen von maximal 0,318 mm erreicht, was auf die Wärmeausdehnung der Aluminium- und Titanbauteile sowie eine Deformation der Antenne durch die Schraubenvorspannkkräfte zurückzuführen ist. Dennoch ist dieser Wert gegenüber der maximalen Verformung der Aluminiumantenne von 0,85 mm sehr gering. Bild 14 zeigt die Vektorsumme der Verformung der CFK Antenne im „Cold Case“.

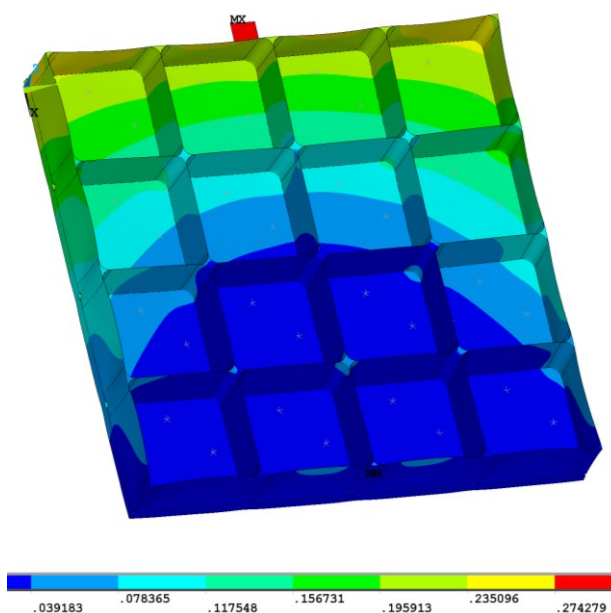


BILD 14. Vektorsumme der Verformung [mm] im "Cold Case"

Neben den Untersuchungen der mechanischen und thermischen Lastfälle wurden Modalanalysen durchgeführt um die Eigenfrequenzen der Antenne in der Start- und Betriebskonfiguration zu ermitteln. Bild 15 zeigt die 1. Eigenform in der Startkonfiguration, Bild 16 zeigt die 1. Eigenform in der Betriebskonfiguration. Die entsprechenden Eigenfrequenzen liegen bei 439,2 Hz und

173,1 Hz, was weit über den geforderten Größen von 80 Hz und 5 Hz liegt.

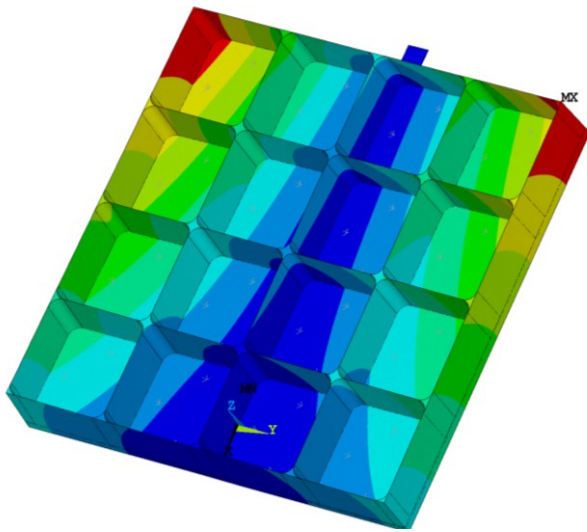


BILD 15. 1. Eigenform in der Startkonfiguration bei 432,9 Hz

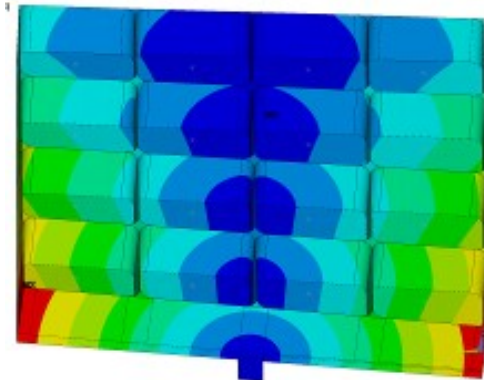


BILD 16. 1. Eigenform in der Betriebskonfiguration bei 439,2 Hz

5. FERTIGUNGSASPEKTE

Da die Herausforderung bei der Entwicklung dieser kompakten Hochleistungsantenne unter anderem in der Fertigungstechnologie lag, soll hier noch auf einige erwähnenswerte Fertigungsaspekte eingegangen werden. Neben dem komplexen Fertigungskonzept für das Strahlergehäuse, welches bereits in Kapitel 4.3 ausführlich beschrieben wurde, waren die Metallisierungstechnik und die Klebtechnik entscheidende Fertigungskriterien. Außerdem soll hier kurz auf die Fertigung der Titaninserts sowie der Rückplatte eingegangen werden.

5.1. Metallisierung

Um die Leitfähigkeit des Strahlergehäuses auf der Oberfläche zu steigern, sollte die CFK Struktur metallisiert werden. Da die Vakuum-Bedampfung mit einer Chrom-Aluminiumschicht, in Kombination mit dem verwendeten Cyanath-Esther Harzsystem (ACG LTM 123), in früheren Projekten am Lehrstuhl für Leichtbau (LLB) erfolgreich durchgeführt wurde [6,7], sollte diese Kombination hier wiederverwendet werden. Das Chrom dient dabei als

Vermittler, das Aluminium stellt die leitende Schicht, mit einer Schichtdicke von ca. 7000 Å dar. Auf der Vorderseite des Strahlergehäuses wurde die Beschichtung mit einer mechanischen Schutzschicht aus Plasil (Siliziumoxid) abgeschlossen. Um Rückstände des Teflon-Trennmittels auf der CFK Oberfläche vor der Beschichtung zu entfernen wurde die Oberfläche sandgestrahlt. Um die Haftung der Metallisierung zu überprüfen wurden beschichtete Proben einem Peel-Off-Test unterzogen. Dabei wurden unterschiedliche Adhäsionsstreifen auf die beschichtete Oberfläche appliziert und abgezogen. Die Klebekraft wurde dabei über eine Kraftmessdose festgehalten. Der Testaufbau mit Probe, Adhäsionsstreifen und Kraftmessdose ist plakativ in Bild 17 dargestellt. Die Prüfkraften der verschiedenen Adhäsionsstreifen lagen dabei zwischen 270 und 430 g/cm. Die Haftung zwischen CFK und Chrom-Vermittler aller Proben war gut, sodass kein Ablösen festgestellt werden konnte (siehe Bild 18).



BILD 17. Aufbau des Peel-Off-Tests



BILD 18. Gute Haftung zwischen Metallisierung und CFK

5.2. Klebeverbindung der Adapterelemente

Die Verklebung der Aluminium-Adapterelemente mit dem CFK Gehäuse war einer der kritischsten Konstruktionsmerkmale. Zur Verklebung der Adapterelemente wurde der raumfahrtqualifizierte Klebstoff Araldite AV 138 verwendet. Die Klebung wurde mit einem definierten Klebspalt von 0,1 mm, welcher durch einen in die Klebefuge eingelegten Silberdraht sichergestellt wurde, durchgeführt. Die Klebeverbindungen zwischen den Adapterelementen aus Aluminium und der CFK Oberfläche, wurden bei verschiedenen Aushärtetemperaturen von 65°C und 80°C getempert.

Anschließend wurden die Proben Temperaturzyklen von $\pm 100^\circ\text{C}$ ausgesetzt. Bild 19 zeigt die verklebte Strahlerbrücke auf einer Probenplatte bei -100°C in der Thermalkammer.

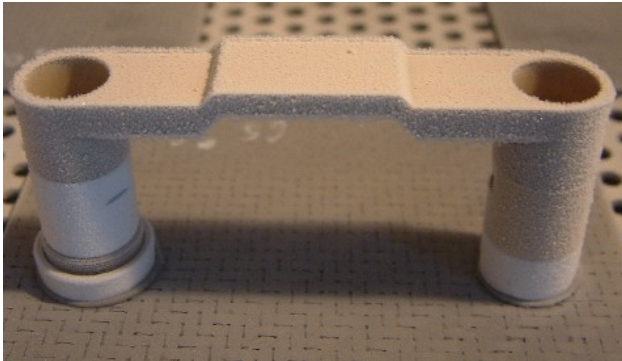


BILD 19. Klebprobe unter Thermallast (-100°C)

Nach dieser Zyklierung wurden die Adapterelemente über eine Biegebelastung bis zum Versagen der Klebung getestet (Bild 20).



BILD 20. Klebe-Biege-Versuch

Dabei wurde ein maximal ertragbares Biegemoment von 2,4 Nm ermittelt. Dieses Moment wurde von der Klebeverbindung mit der kleinsten Klebefläche (siehe Bild 19 rechts) ertragen, welche bei 80°C getempert wurde. Die Proben mit den größeren Klebeflächen, sowie die bei niedrigeren Temperaturen getemperten Proben wiesen höhere ertragbare Biegemomente auf. Dies ist auf die größere Klebefläche und die kleinere Temperaturdifferenz zwischen der maximalen Aushärtetemperatur und der minimalen Betriebstemperatur und den damit kleineren Spannungsspitzen zurückzuführen. Der kritische Lastfall ist die dynamische Anregung in Querrichtung zu den Strahlerbrücken. Dabei wird von einer statischen Ersatzlast von 100 g ausgegangen. Bei einer Masse von ca. 0,1 kg, welche als Punktmasse in der Höhe der Strahlerbrücke von 30 mm angenommen wird, führt dies zu einer Biegebelastung von 2,94 Nm pro Strahlerbrücke. Dieser Wert liegt deutlich unter der gemessenen zulässigen Biegelast von $2 \times 2,4 = 4,8$ Nm pro Strahlerbrücke.

5.3. Titaninserts

Um die Antenne mit der Rückplatte lösbar zu verbinden, wurde eine Schraubverbindung realisiert. Um Gewinde im Strahlergehäuse unterzubringen wurden Inserts vorgesehen, welche zwischen den einzelnen Strahlertöpfen eingebracht wurden (siehe Bild 4 und 9). Um die Unterschiede in den Wärmedehnungen zwischen CFK und Inserts klein zu halten, wurden die Inserts aus Titan ausgeführt, welches einen wesentlich kleineren Wärmeausdehnungskoeffizienten ($\alpha_T \sim 10 \cdot 10^{-6} \text{ [m/mK]}$) als Aluminium ($\alpha_A \sim 23 \cdot 10^{-6} \text{ [m/mK]}$) hat. Da die Titaninserts sehr filigrane Bauteile darstellen und der Werkstoff Titan schwer spanend bearbeitbar ist, war eine andere Fertigungstechnologie notwendig um diese Bauteile herzustellen. Die Inserts wurden aus diesem Grund drahterodiert. Bild 21 zeigt die Titaninserts.



BILD 21. Titaninserts

Um die Titaninserts mit dem Strahlergehäuse durch den Harzfluss bestmöglich zu verkleben, wurden diese chemisch vorbehandelt. Während des Aushärtezyklus wurden die Gewinde der Titaninserts mit Madenschrauben und Silikon verschlossen, damit sich diese nicht mit Harz füllen. Die Gewinde wurden nach dem Aushärten mechanisch freigelegt.

5.4. Rückplattenfertigung

Die Rückplatte wurde in differentieller Bauweise hergestellt. Das heißt, die Deckschichten wurden separat gefertigt und nach dem Aushärteprozess mit dem Kern verklebt. Einerseits hätte beim Aushärten des gesamten Sandwiches die Gefahr bestanden, dass das Wabenmuster sich durch die dünnen Deckschichten drückt, andererseits ist das verwendete Cyanathesether Harz nicht als Klebstoff geeignet. Die Verklebung der einzelnen Bauteile war relativ komplex, da 27 Inlays exakt positioniert und mit weiteren fünf Komponenten (3 Deckschichten und 2 Kerne) verklebt werden mussten (vgl. Bild 8). Aus diesem Grund wurde eine Klebeschablone entwickelt, welche die einzelnen Bauteile aufnehmen sollte. Die Schablone besteht aus einer Grundplatte mit 25 Passstiften, auf welchen die Inlays exakt positioniert werden konnten. Das Gelenkinlay und das Niederhalterinlay wurden ungebohrt integriert und erst nach der Aushärtung des Klebstoffs gemeinsam verbohrt. Dadurch wurde sichergestellt, dass die Bohrungspositionen dieser beiden Inlays, relativ zueinander, exakt stimmen, was zur Verbindung mit dem Satelliten notwendig ist. Bild 22 zeigt eine Fotografie der fertigen Doppelsandwichrückplatte.



BILD 22. Doppelsandwich-Rückplatte

6. LEISTUNGSMERKMALE

Aus strukturmechanischer Sicht können die Leistungsmerkmale wie folgt zusammengefasst werden: Durch den quasi-isotropen Lagenaufbau konnte ein Wärmeausdehnungskoeffizient in alle Richtungen von $\alpha_T < -0,5 \cdot 10^{-6}$ [m/mK] erreicht werden. Die Steifigkeiten verhalten sich ebenfalls quasi-isotrop und liegen im Bereich von 140000 N/mm². Die CFK Antenne kommt auf ein Gesamtgewicht von 4872.8g, während die Aluminium-Referenz Antenne bei 5568.7g liegt. Das bedeutet eine Massensparnis von 12,5%, wobei eine weitere Gewichtsoptimierung möglich ist. Die vorgestellte Fertigungstechnologie ermöglicht eine präzise und reproduzierbare Fertigung mit einer globalen Maßtoleranz von $\pm 0,1$ mm und den geforderten Oberflächengüten. Die elektrischen Leistungsdaten der Antenne können über einige Kennwerte zusammengefasst werden, welche in der Compact Range Messanlage (Bild 23) des Labors für Nachrichtensatellitentechnik an der Hochschule München ermittelt wurden. Beispielhaft seien der Gewinn mit +18,6 dBi für R_x und +19,1 dB für T_x (Bild 24), sowie ein VSWR von $< 1,13$ für R_x erwähnt. Weitere Kennwerte sind in Tabelle 4 zusammengefasst.

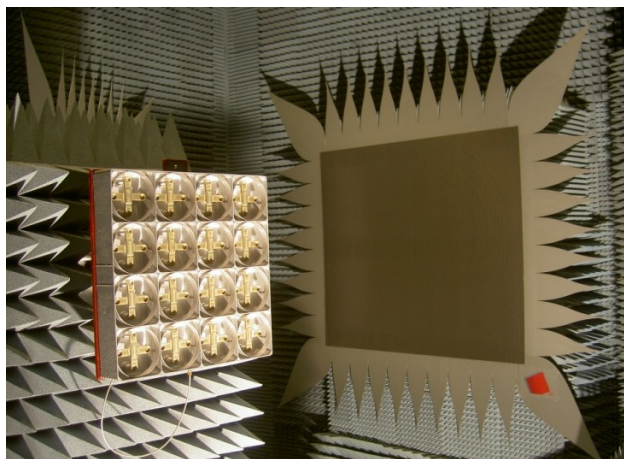


BILD 23. Vermessung von LISA in der Compact Range Messanlage

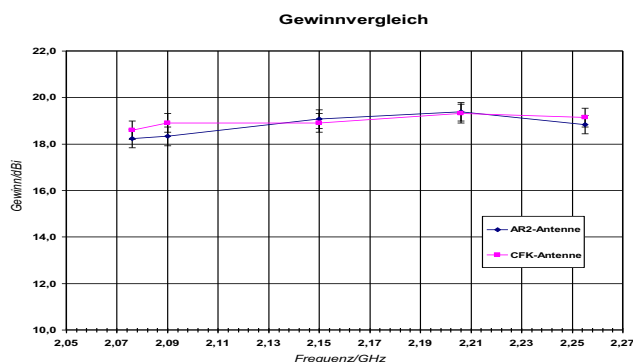


BILD 24. Gewinn über der Frequenz der Aluminium-Referenz- (AR2) und CFK-Antenne

Größe	Spezifikation	Messwert
Frequenzen	Rx: 2076-2082 MHz Tx: 2249-2255 MHz	2076-2255 MHz
Polarisation	LHC	LHC
Gewinn/dBi	16 dBi (17 dBi Goal)	Rx: 18,1dBi Tx: 19,2 dBi
1. Nebenkeule	-13 dB	-13 dB
Keuzpolarisation in Boresight	-18 dB	Rx: -21dB Tx: -16 dB
VSWR S11	$\leq 1,3$ $\leq -17,7$ dB	Rx: 1,13 / -24,5 dB Tx: 1,4 / -15,5 dB

TAB 4. Elektrische Leistungsdaten der CFK-Antenne

7. ZUSAMMENFASSUNG

LISA wurde entwickelt, um die Machbarkeit von leichten, kompakten, thermo-elastisch stabilen Inter-Satellitenantennen für das Ka-Band zu demonstrieren. Um die Anforderungen in dieser Phase zu beschränken, wurde LISA für das S-Band ausgelegt.

Das entwickelte Strukturkonzept und die damit verbundenen Auslegungen des Laminats und der Struktur sowie der Entwicklung der Fertigungstechnologie haben sich als erfolgreich erwiesen. Die Antennenstruktur erfüllt alle Genauigkeits- und Oberflächenanforderungen, ist mit einem globalen Ausdehnungskoeffizienten von $\alpha_T < -0,5 \cdot 10^{-6}$ [m/mK], thermo-elastisch äußerst stabil und erreicht eine Massensparnis von 12,5% gegenüber der Aluminiumreferenzantenne. Die Genauigkeiten sind durch die entwickelte Fertigungstechnologie reproduzierbar, was durch die präzise Fertigung des 2x2 und des 4x4 Strahlergehäuses, mit Maßtoleranzen von jeweils $\pm 0,1$ mm, demonstriert wurde.

Die elektrischen Leistungsdaten der Antenne entsprechen in vollem Umfang den Werten der Aluminium-Referenzantenne.

Vor allem auf Grund der hohen thermo-elastischen Stabilität hat die vorgestellte CFK-Technologie deutliche Vorteile gegenüber einer Aluminiumantenne, welche sich bei Temperaturlasten stark verformt, was bei Anwendungen in höheren Frequenzbereichen zu starken Beeinträchtigungen der elektrischen Leistungsdaten führen kann.

8. AUSBLICK

Das Projekt LISA diene als Technologiestudie für die Entwicklung einer leichten und kompakten Intersatelliten-antenne für das Ka-Band. Eine solche Antenne, welche mit Hohlleitertechnologie realisiert wird, wird im Folgeprojekt LISA_ms (LISA mechanisch steuerbar) mit der Fördernummer 50-YB-0802, entwickelt und gebaut. Dabei steigen weitgehend proportional mit der Frequenz die Anforderungen an Fertigungstoleranzen, Oberflächen-genauigkeiten und integraler Bauweise. Es wird eine Antenne in Hohlleitertechnologie in möglichst integraler Bauweise angestrebt, um die Verluste so gering wie möglich zu halten und eine kompakte, leichte, schwenkbare und leistungsstarke Antenne für Mikrosatelliten im Ka-Band zu erhalten.

DANKSAGUNGEN

Die Autoren möchten dem DLR für die Förderung dieses Projektes, Herrn Siegfried Voigt dem verantwortlichen Mitarbeiter beim DLR und Herrn Helmut Wolf (EADS-Astrium) für die Beratung im Projekt LISA, sowie allen weiteren am Projekt beteiligten Partnern danken.

9. LITERATUR

- [1] M. Raif, J. Letschnik, K. Pauly, U. Walter, BayernSat – How to Utilize Relay Satellites for Real-Time Data Acquisition on Small Satellites, 5th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, Berlin, Germany, April 2005
- [2] R. Lundin, J. Letschnik, U. Walter, N. Nathrath, M. Trümper, M. Lang, LISA – Lightweight Inter-Satellite Antenna, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2006
- [3] R. Lundin, N. Nathrath, D. Fasold, M. Trümper, J. Letschnik, W. Walter, A Compact and Lightweight Inter-Satellite Antenna for S-band, Proceedings of the Second European Conference on Antennas and Propagation (EUCAP 2007, EICC)
- [4] M. Czech, E. Stoll, U. Walter, Development of a Low-Cost, Medium Accurate 2-Axes Pointing Mechanism for Small Satellites, German Aerospace Congress, Braunschweig, Germany, November 2007
- [5] S. Höfner, LISA Thermal Control Analysis in Context of the BayernSat Mission, Diplomarbeit am LRT, RT-DA 2006/15
- [6] Lang, M., Baier, H., Ernst, T., "High Precision Shell Reflectors - Design Concepts, Structural Optimisation and Shape Adjustment Techniques", European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing, ESA/ESTEC, Noord-wijk, The Netherlands, May 2005.
- [7] Ernst, T., Lang, M., Lori, M., Schöppinger, C., Santiago-Prowald, J., Highly Stable Q/V Band Reflector Material Trade-Off and Thermo-Elastic Analysis, Proc. of 28th ESA Antenna Workshop on Space Antenna Systems and Technologies, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, May 2005.