

ENTWICKLUNG UND BAU DES PRIMÄRSPIEGELS FÜR DEN FLYING LAPTOP

F. Härtel, A. Erber, Prof. K. Drechsler,
Institut für Flugzeugbau (IFB), Pfaffenwaldring 31, 70569 Stuttgart, Deutschland

M. Lengowski, U. Beyermann, Prof. H.-P. Röser
Institut für Raumfahrtssysteme (IRS), Pfaffenwaldring 31, 70569 Stuttgart, Deutschland

Zusammenfassung

In Kooperation des Instituts für Raumfahrtssysteme (IRS) und des Instituts für Flugzeugbau (IFB) wurde das Strukturkonzept für den Primärspiegel der Universitätssatelliten Flying Laptop (FLP) und Lunar Mission BW-1 untersucht. Für den FLP wird der Primärspiegel zur Kommunikation im Ka-Band (20 GHz) genutzt. Für den Satelliten Lunar Mission BW-1 soll das Einsatzspektrum auf thermische Infrarotaufnahmen erweitert werden. Ziel dieser Arbeit war es einen reinen CFK Spiegel von der Auslegung der Faserarchitektur über die Wahl der Beschichtungsverfahren bis hin zur Validierung der mechanischen und thermischen Eigenschaften zu entwerfen. Im Gegensatz zu gängigen Ansätzen sollte durch eine funktionelle Oberfläche das Gewicht weiter reduziert werden. Ultra-Hochmodul-Fasern (UHM) wurden genutzt um die thermische Ausdehnung durch eine homogene Temperaturverteilung zu begrenzen. Spezielles Augenmerk wurde auf die Fertigungstechnologien gelegt. Hier wurden vor allem die „Tailored Fiber Placement“ (TFP) Technologie und ihre Oberflächenqualität untersucht. Zur Oberflächenbeschichtung wurde ein physikalisches Gasphasenabscheidungsverfahren gewählt. Die Eigenschaften des Spiegels wurden mit Hilfe der Finiten Elemente Methode und anhand von experimentellen Versuchen validiert. Mit dem entwickelten Konzept konnte ein möglicher Ansatz zur Fertigung von hochwertigen, leichten Antennenstrukturen aufgezeigt werden. Dieser Ansatz wird an der Universität Stuttgart für die Universitätssatelliten weiterverfolgt werden, bietet aber auch die Möglichkeit für andere Institute diese Art von Strukturen in Eigenverantwortung zu fertigen.

1. EINFÜHRUNG

Universitätssatelliten bieten auf der einen Seite hervorragende Möglichkeit zur studentischen Aus- und Weiterbildung, wegen ihrem sehr interdisziplinären Ansatz. Auf der anderen Seite bieten sie eine einzigartige Plattform für die Erforschung, Untersuchung und Validierung neuer Technologien und Verfahren. Aufgrund der Risikodefinition durch die Universität kann auf Universitätssatelliten viel mehr geforscht und untersucht werden, trotz eines erhöhten Risikos. Nichtsdestotrotz spielt Geld für die Universitätssatelliten stets eine große Rolle. Speziell die Startkosten sind ein großer Kostenfaktor im Gesamtbudget. Dieser Faktor wird vor allem durch das Gewicht und die gewählten Startbedingungen bestimmt. Im Falle der beiden Stuttgarter Satelliten soll jeweils ein Huckepack-Start mit einer indischen Trägerrakete gefunden werden. Um also die Gesamtkosten der Satelliten gering zu halten, muss stets eine gewichtskritische Konstruktion verfolgt werden. Für das Ka-Band System des FLP wird deswegen ein neues Antennendesign und die Nutzung einer innovativen Fertigungstechnik angestrebt. Der nachfolgende Satellit Lunar Mission BW-1 wird den

Spiegel zusätzlich für Beobachtungen mit einem Infrarotkamarasystem nutzen. Dies führt dazu, dass die Anforderungen an die thermische Stabilität und die Oberflächenqualität des Spiegels während der Missionszeit des Satelliten, sehr hoch sind. Ein Standardspiegel (Glas) wäre eine mögliche Lösung in einem mittleren Preisniveau und einem mäßigen Gewicht. Um dies zu optimieren, entschied sich das Institut für Raumfahrtssysteme zu einer Kooperation mit dem Institut für Flugzeugbau um gemeinsam eigenverantwortlich einen CFK Spiegel mit Hilfe der Sticktechnik zu fertigen. Neben der Fertigung sollte auch ein Großteil der Lasten bereits mit der Finiten Elemente Methode (FEM) vorhergesagt werden. Hauptaugenmerk waren hier vor allem der Ablagepfad, die thermische Ausdehnung und das mechanische Verhalten in Reaktion auf die verschiedenen Lastbedingungen. Die Sticktechnologie sollte auch zu einer weiteren Gewichtseinsparung gegenüber bestehenden Satellitenspiegelkonzepten ermöglichen. In BILD 1. ist eine standardmäßig verwendete Isogrid Versteifungsstruktur zu sehen. Durch die Verwendung einer gestickten steifen Fläche sollte die Versteifungsstruktur vereinfacht und gewichtsreduziert werden.



BILD 1. Isogrid Versteifungskonzept

Um die CFK Technologie nutzen zu können, war eine der entscheidenden Herausforderungen, die zu lösen waren, die elektrisch leitfähige Oberfläche, die für die Reflektion elektromagnetischer Wellen benötigt wird. CFK besitzt von Natur aus kaum die Eigenschaften eines Spiegels, weder im optischen, noch im elektromagnetischen Spektrum, deshalb wurde hier sehr eng mit dem Institut für Produktionstechnik und Automatisierung (IPA) zusammengearbeitet, um eine geeignete Beschichtung zu finden.

2. STUTTGARTER KLEINSATELLITEN-PROGRAMM

Im Stuttgarter Kleinsatellitenprogramm des Institutes für Raumfahrtssysteme sollen verschiedene Raumfahrzeuge geplant, gebaut und betrieben werden. Das Programm beginnt mit dem Erdbeobachtungssatellit Flying Laptop, einer von zwei Demonstrationsmissionen für die Lunar Mission BW-1 – einer Mondsonde.

2.1. Flying Laptop

Der Flying Laptop wurde als 600 x 700 x 800 mm³ Würfel mit einer Masse von 120 kg entworfen. Der Start ist als Piggy Back Last in einen 700 km, sonnensynchronen erdnahen Orbit geplant. Es ist geplant verschiedene wissenschaftliche Experimente und technologische Demonstrationen durchzuführen.

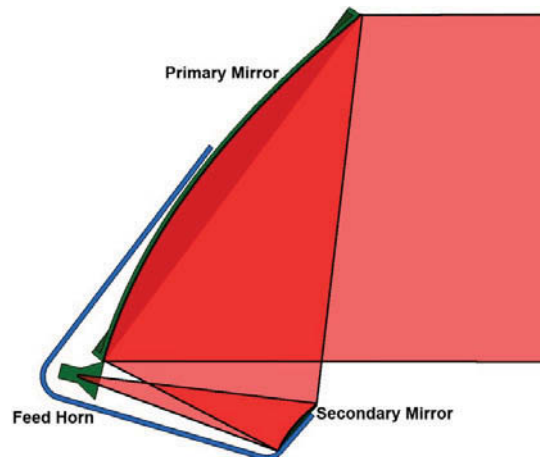


BILD 2. Konzept für das duale Ka-/Ku-Band System des Flying Laptops

Eine der wichtigsten Nutzlasten des Satelliten ist das Ka-/ Ku-Band System. Dieses System soll sowohl die Möglichkeit der Highspeed Kommunikation mit 500 Mbit/s demonstrieren, als auch ein satellitengestütztes Niederschlag-Messungssystem durchführen. Um die hohe Datenrate zu erreichen, wird ein Wanderfeld-röhrenverstärker mit einer Leistung von 120 W genutzt. Die Daten werden mit 20 GHz gesendet. Als Antenne wird ein Offset Cassegrain System (BILD 2.), mit einem Durchmesser des Primärspiegels von 500 mm, verwendet. Durch die Nutzung eines Offset Systems erreicht man eine große Verstärkung. Die Oberflächenanforderung an den Spiegel beträgt 0,1 mm für die Oberflächengenauigkeit und Formgenauigkeit der elektrisch leitfähigen Schicht. Diese Genauigkeit muss über den gesamten Temperaturbereich von -80°C → 120°C garantiert werden.

2.2. Lunar Mission BW-1

Lunar Mission BW-1 ist die wohl anspruchsvollste Mission des Satellitenprogramms. Der Satellit, der ein Volumen von einem m³ besitzt, wird mit Hilfe elektrischer Antriebe, die ebenfalls vom IRS entwickelt werden, zum Mond fliegen. Die Flugzeit wird mit 1,5 bis 2 Jahren veranschlagt und der Satellit wird anschließend in einem 100 km Orbit die

Art der Forderung	Merkmal	FLP	Lunar Mission BW 1
Fertigung	Durchmesser	ca. 450 mm	ca. 1000 mm
		Formgenauigkeit < 0,1mm	Formgenauigkeit < 10 ⁻³ mm
Allgemein	Verformung in Z	0,5 mm	2 x 10 ⁻³ mm
Startlasten	70g in allen drei Achsen	4 ‰ Dehn-Grenze	
	Dynamische Schwingungen	Eigenfrequenzen > 130 Hz	
Thermische Lasten	-40°C -> 100°C	4 ‰ Dehn-Grenze	
		CTE _{max} 1 x 10 ⁻⁶ mm	
Weltraum-atmosphäre	Vakuum	Geringe Ausgasrate	
	Atomarer Sauerstoff	hohe Sicherheitsfaktoren	
	Strahlung	geringe Absorption im opt. Bereich	
Kommunikations-anforderung	Elektromagn. Welle	Elektr. Leitfähigkeit, max. Rauigkeit von 0,1mm	Elektr. Leitfähigkeit, max. Rauigkeit von 10 ⁻³ mm
		Schichtdicke von mind. 4 µm	

TAB 1. Übersicht der Anforderungen an den Satellitenspiegel für FLP [1] und Lunar Mission BW-1 [2]

Mondoberfläche erkunden. Die Infrarotkamera verarbeitet Wellenlängen im Spektrum von 8-14 μm . Da es sehr wichtig ist ein kompaktes Gesamtdesign zu verwirklichen, wird die Ka-Band Antenne sowohl zur Kommunikation als auch für die Optik verwendet.

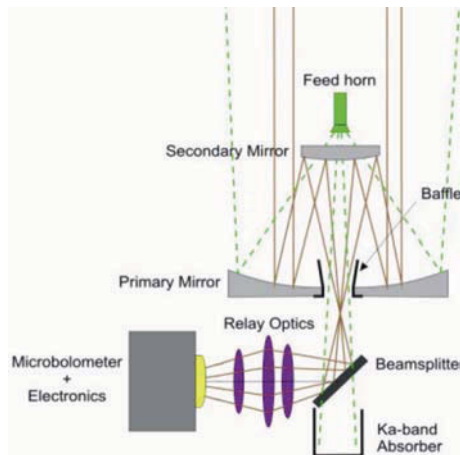


BILD 3. Konzept für das duale Ka-Band IR System der Lunar Mission BW-1

3. SPIEGELSYSTEME

Die Nutzung des Systems für beide Anwendungen führt zu sehr hohen Anforderungen (TAB 1.). Um die Anforderungen für ein optisches System im infraroten Bereich zu erfüllen muss eine Oberflächengenauigkeit von einem nm gewährleistet werden.

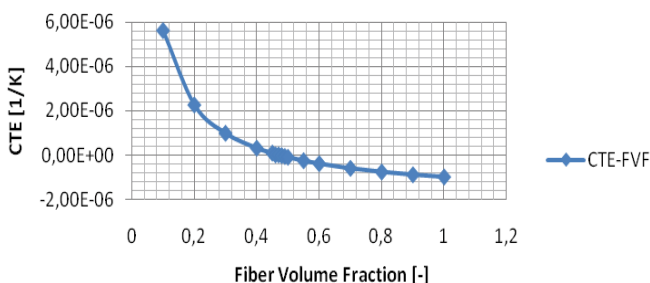


BILD 4. Verhältnis Faservolumengehalt zu Ausdehnungskoeffizient

Für die beiden Missionen werden zwei verschiedene Lösungen verfolgt („Klassisches Cassegrain Konzept“ & „Offset Konzept“) (siehe BILD 2. & BILD 3.). Wegen des kleinen Durchmessers des Spiegels der FLP Mission wurde der „Offset“-Ansatz gewählt. Da es in diesem Ansatz keine Verschattung gibt, ist die Gesamteffizienz höher. Dafür muss in Kauf genommen werden, dass die Abbildungsfehler (Lunar Mission BW-1), die nachträglich korrigiert werden müssen, größer sind. Für größere Spiegel spielt die Verschattung eine kleinere Rolle.

4. KONZEPTENTWICKLUNG

In der Konzeptentwicklungsphase wurden drei verschiedene Konzepte verfolgt und untersucht. Eine CFK Version kombiniert mit einem sehr feinen

GFK Gewebe und einem PVD Verfahren zur Beschichtung der Oberfläche konnte sich für das FLP System durchsetzen. Es wurden noch eine Kombination mit Metallgeweben und ein reiner CFK Spiegel untersucht. Die thermische Verschiebung, Ausdehnung und Spannung aller Konzepte wurde mit dem Finiten Elemente Programm Ideas NX untersucht.

4.1. Analytische Untersuchungen

Der optimale Faservolumengehalt und der Stickpfad wurden anhand von analytischen Berechnungen optimiert. Der Stickpfad ist eine sogenannte logarithmische Spirale. Die logarithmische Spirale berechnet sich durch:

$$(1) \quad x_i = R_0 \cdot e^{\tan(\alpha_0 \cdot \varphi_i)} \cos \varphi_i$$

$$(2) \quad y_i = R_0 \cdot e^{\tan(\alpha_0 \cdot \varphi_i)} \sin \varphi_i$$

Gleichung zur Berechnung des Stickpfades

Dabei steht R_0 für den Radius, α_0 ist der Schnittwinkel und φ_0 ist die Laufvariable von $-\pi$ bis π . Wegen der Forderung nach höchster Oberflächenqualität wurde auf den optimalen quasiisotropen Aufbau von $[0^\circ/60^\circ/-60^\circ]_{\text{sym}}$ verzichtet und der folgender Aufbau wurde gewählt $[GF/0^\circ/60^\circ/-60^\circ]_{\text{sym}}$. Die analytische Berechnung für diesen Aufbau, unter Nutzung der klassischen Laminattheorie [3], ergab einen minimalen, fertigungstechnisch möglichen Ausdehnungskoeffizienten (CTE) von $1 \times 10^{-9} \text{ 1/K}$. Dies ist bei einem Faservolumengehalt von ca. 46% der Fall, wie man in BILD 4. erkennt. Ein geringer Ausdehnungskoeffizient führt dazu, dass die maximale Kraft die durch die thermische Ausdehnung entsteht kleiner ist, dadurch können die Versteifungselemente reduziert werden. Dies führt direkt zu einer Reduzierung des Gesamtgewichtes und somit zu einer größeren verfügbaren Masse für den restlichen Teil des Satelliten [4].

4.2. Tailored Fiber Placement

Verstärkungsfasern besitzen die größtmögliche Leistung und damit auch das bestmögliche Leichtbaupotential bei Belastung in axialer Richtung.

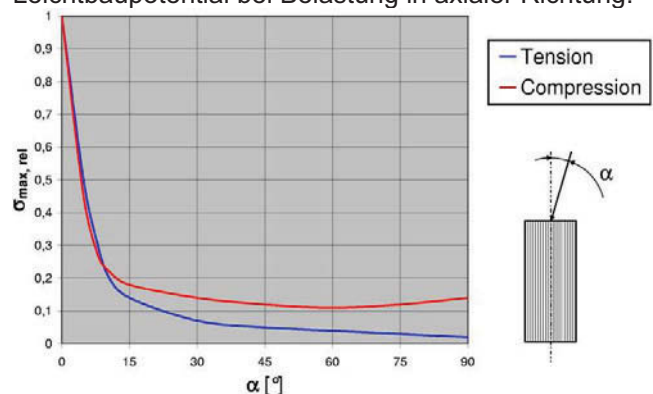


BILD 5. Zugkraft über Faserwinkel [6]

Wie in Bild 5. deutlich wird, führt bereits eine kleine Abweichung von 5° der Lastrichtung zu einem Einbruch von etwa 50% in der maximalen Zugkraft. Die TFP Technologie nutzt einen industriellen Stickprozess um den Roving auf einem textilen Grundmaterial zu fixieren. Dabei können sehr komplexe zweidimensionale Geometrien gestickt werden [6,7]. Die Verstärkungsfasern werden auf dem Grundmaterial mit Hilfe eines Stickfadens durch einen Zick-Zack-Stich fixiert, siehe BILD 6.

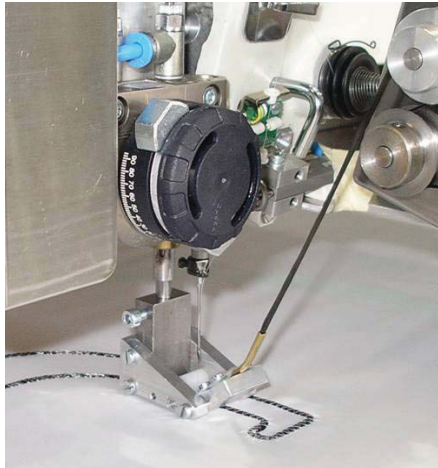


BILD 6. ZFP Stick Kopf

In Kapitel 4.1 wurde beschrieben, dass der optimale Aufbau eines Satellitenspiegels im Bezug auf die thermische Ausdehnung auf $\pm 60^\circ$ und 0° basiert. Um einen solch funktionalen Aufbau zu bewerkstelligen, bietet sich die Sticktechnik im Besonderen an. So wurde die Preform mit einer Maschine der Firma Tajima aufgebaut, wie man in BILD 7. & BILD 8. sehen kann.

Inhärenter Nachteil der verwendeten Sticktechnologie ist der benötigte Stickgrund und der Stickfaden, der zur Fixierung eingebracht wird. Beide beeinflussen die thermischen und mechanischen Eigenschaften.

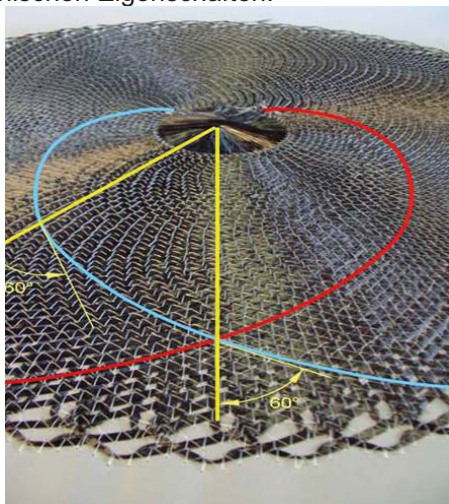


BILD 7. CFK Preform auf Glasgrund [7]



BILD 8. Stickmaschine der Firm Tajima

4.3. Beschichtung

Die Beschichtung ist für ein CFK-Spiegel ein entscheidendes Thema. Wie zuvor bereits in TAB 1. aufgezeigt gibt es viele unterschiedliche Forderungen durch die Optik oder die Kommunikationsaufgabe. Nichtsdestotrotz kommt bei einem Universitätssatellit allerdings zusätzlich ein relativ hoher Kostendruck zum Tragen. Dies führt dazu, dass kostenaufwendige Nachbearbeitungsprozesse soweit wie möglich vermieden werden sollten, da die mechanische Nachbearbeitung, wie zum Beispiel das Polieren einer zweifach gekrümmten Fläche, in der nötigen Qualität sehr kostenaufwendig ist. Wenn man diese Randbedingung in Betracht zieht, kommt man zu der Forderung einer hohen Oberflächengüte nach der Infiltration und einem Beschichtungsverfahren, dass diese Oberflächengüte gewährleistet. Nach ausführlichen Tests stellte sich das ARC-Verfahren, ein Verfahren, dass auf einer physikalischen Gasphasenabscheidung beruht, als das Verfahren mit dem höchsten Potential heraus.

In einem physikalischen Gasphasenabscheidungsprozess wird das Beschichtungsmaterial verdampft und über eine angelegte Spannung am Bauteil abgeschieden. Bei diesem speziellen Verfahren beruht die Verdampfung auf einem Lichtbogen, der auf die Kathode gerichtet wird und zu einer Verdampfung der Metallionen führt. In diesem Fall wurde zur Beschichtung Chrom gewählt, da es sich hervorragend als Mittlerschicht eignet. Auf die im ARC-Verfahren ausgebildete Metallschicht wird anschließend in einem standardmäßigen Glavanisierungsprozess eine zweite finale Metallschicht aufgebracht. Daraus ergibt sich für die Mittlerschicht die Forderung nach guten Bindungseigenschaften zum Grundmaterial (hier : CFK) und zu der finalen Oberflächenschicht. In unserem Fall wurde für den FLP eine Kupferschicht gewählt, da der Spiegel für die Kommunikationsaufgabe vor allem eine elektrisch leitfähige Oberfläche benötigt um die elektromagnetischen Wellen störungsfrei zu reflektieren.

5. VERSUCHE

Um sowohl die Simulationen, als auch die analytischen Berechnungen zu verifizieren und um das globale Verständnis des Zusammenspiels von Oberflächenqualität und Spiegeleigenschaften herauszuarbeiten, wurden verschiedene experimentelle Versuche durchgeführt.

5.1. Dynamische Eigenschaften

Die dynamischen Eigenschaften des Spiegels wurden durch eine Überlagerung von 25 Messungen gemessen. Dabei wurde an jedem Punkt die dynamische Antwort auf eine Anregung per Laservibrometrie festgehalten. Die Messungen ergaben, dass die tatsächlichen Messwerte um 9% geringer als die berechneten waren. Allerdings war die dynamische Gesamtantwort des Systems immer noch mit ausreichender Sicherheit über der geforderten minimalen Eigenfrequenz von 130 Hz. Der Unterschied entsteht durch Vereinfachungen die im FE Modell getroffen wurden oder nicht anders darzustellen sind.

5.2. Thermische Ausdehnung

Das thermale Verhalten wurde mit dem optischen ARAMIS System aufgenommen. Aufgrund von Beschränkungen im Messvolumen, wurde nur die kritische Stelle, die von allen Versteifungen am weitesten entfernt, ist untersucht. An dieser Stelle ist die Steifigkeit minimal und somit sind hier die größten Verformungen zu erwarten. Das thermale Verhalten wurde an Hand eines Abkühlzyklus von ca. 70°C auf Umgebungstemperatur aufgenommen. Dabei wurde der Spiegel durch Heizfolien von der Unterseite auf Temperatur gebracht. Der Spiegel wurde Dreipunkt gelagert und anschließend seine thermische Verformung nach Abschaltung der Heizfolien gemessen. Dabei wurde eine maximale Verformung aus der Ebene von etwas unter 0,5 mm und Dehnungen von bis zu 0,3 % gemessen. Damit werden die Forderungen für den FLP erfüllt. Allerdings müssen für die Erfüllung der Forderungen der Lunar Mission BW-1 noch weitere Anstrengungen unternommen werden.

5.3. Oberflächenqualität

Anschließend an die experimentelle Verifikation des mechanischen und thermischen Verhaltens war die Oberflächenqualität die wichtigste Herausforderung. Die Frage, ob die Oberflächenqualität ausreichend für die Lunar Mission BW 1 ist, ließ sich nur durch optische Versuche und Messungen des α - und ε -Wertes beantworten. Eine Ulbricht Kugel (sichtbares Spektrum) wurde zum Test genutzt. Die ersten Proben, die mit einer 4 μm dicken Aluminiumschichten versehen wurden, hatten ein ε -Wert von 0,65. In optischen Reflektionstests wurde der Einfluss der Oberflächenstruktur eines Gestickes aufgezeigt. Vor allem die Stickstruktur der Oberfläche führte zu einer Absenkung des ε -Wertes.

Die Ergebnisse lagen unter den Erwartungen und zeigten die noch bestehenden Herausforderungen an den Prozess. E. Reinhold et al. wiesen in ihrer Arbeit [5] mögliche ε -Werte für PVD Prozesse bis zu 0,96 nach. Um solche hohe Werte zu erreichen, müssen weitere Versuche und Weiterentwicklungen durchgeführt werden.

Als ersten Schritt in diese Richtung wurde in einem zweiten Iterationsschritt ein sehr feines Glasgewebe (100 g/m²) in den Aufbau als Deckschicht integriert. Der Effekt der Stickstruktur konnte damit bereits deutlich gesenkt werden, wie man in BILD 8: Mitte erkennen kann. Ein ε von über 0,7 war damit möglich.

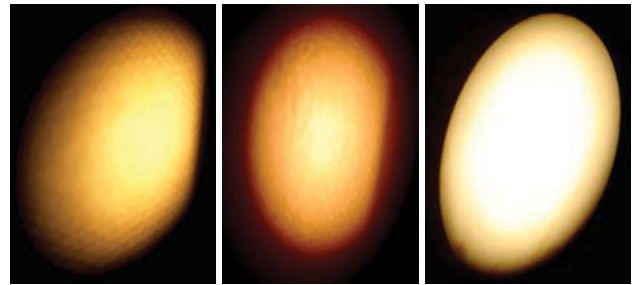


BILD 9. Erste Version (links), Zweite Iteration (Mitte) & Referenzspiegel (rechts)

6. AUSBLICK

Im Rahmen der Diplomarbeit wurde das Potenzial aufgezeigt. Es wurde jedoch auch festgestellt, dass der Stickprozess einige Probleme im Bezug auf die Oberflächenqualität mit sich bringt. Es scheint deswegen fraglich, ob mit der Sticktechnologie die geforderten Oberflächenqualitäten möglich sind. Deswegen wird die Entwicklung eines Tapelegers im Rahmen der Kooperation vorangetrieben. Der große Vorteil liegt in der geschlossenen Oberfläche und der dadurch zu erwartenden höheren Güte der Oberfläche.

7. ZUSAMMENFASSUNG

Während der hier durchgeführten Arbeit konnte ein sinnvolles Konzept für die Produktion von kostengünstigen Hochleistungsantennenspiegeln für die Raumfahrt nachgewiesen werden. Durch die Nutzung von textilen Prozessen kombiniert mit analytischen Berechnungsmethoden konnte ein Ausdehnungskoeffizient nahe an Null realisiert werden. Mit einem sehr feinen Glasgewebe konnte die Oberflächenqualität weiter verbessert werden, sodass eine ausreichende Qualität für die Nutzung in der Flying Laptop Mission erreicht werden konnte. Für die Nutzung auf der Mondmission muss die Arbeit fortgeführt werden, um noch bessere Oberflächenqualitäten zu erreichen. Abgesehen davon konnte die mechanische und thermische Eignung nachgewiesen werden.

Referenzen

Projektinformationen:

- [1] Institut für Raumfahrtssysteme, Project Information Flying Laptop,
<http://www.kleinsatelliten.de/flp/index.en.php>
- [2] Institut für Raumfahrtssysteme: Project Information Lunar Mission BW1,
http://www.kleinsatelliten.de/bw1/bw1_mission.en.php

Bücher:

- [3] Cyril A. Dostal., Engineererd Material Handbook: Composites, Vol. 1, ASM International, Metals Park, OH, USA 1989, ISBN: 978-0-871-70279-1
- [4] Wilfried Ley, Klaus Wittmann, Willi Hallmann, Handbuch der Raumfahrttechnik, Hanser Verlag; Ed. 3, 1999, p. ISBN: 978-3-446-21035-6

Magazine:

- [5] E. Reinhold; J. Richter, H. Waydbrink and E. Zschieschang; Thin Solid Films, 377-378 (2000);14-20; Reflection enhancement of aluminum strips by EB-PVD in highly productive industrial lines

Konferenzen:

- [6] I. Karb, S. Carosella, O. Rüger, H. Moldenhauer and K. Drechsler, SAMPE Conference, Long Beach, California, 2006, Design and Performance of Composite Structures made by Tailored Fiber Placement Technology
- [7] S. Segato, I. Karb, U. Köber, S. Carosella and K. Drechsler; SAMPE Europe, SETEC 2008, Added Design Opportunities and Cost Efficient Production using Tailored Fibre Placement and Thermoplastic Matrix Systems demonstrated in a Bicycle Saddle