

Untersuchung von Strukturvarianten für den Kleinsatelliten *Perseus*

Analysis of different structural design concepts for the small satellite *Perseus*

Jochen Noll

Universität Stuttgart
Institut für Raumfahrtssysteme

1 Einleitung

Kleinsatelliten öffnen den Weltraum für Universitäten. Weltweit werden an vielen Hochschulen unterschiedliche Kleinsatelliten entwickelt, welche der Erforschung der Erde und des Weltalls dienen. Am Institut für Raumfahrtssysteme (IRS) der Universität Stuttgart wurde im Jahr 2002, unter der Leitung von Prof. Dr. Röser, ein Programm ins Leben gerufen, welches den Bau und Betrieb von vier Kleinsatelliten zum Ziel hat. Geplant sind Satelliten mit Startmassen zwischen 100 kg und 200 kg, welche wissenschaftliche Missionen in verschiedenen Bereichen der Raumfahrt ausführen sollen.

Der erste Satellit des Programms trägt den Namen *Flying Laptop* und soll 2009+ in einen niedrigen polaren Orbit gestartet werden. Neben multispektraler Erdbeobachtung und Experimenten mit Ka/Ku-Band-Kommunikation wird der Satellit mit einem neuartigen Bordcomputer ausgerüstet sein [1]. Die Erfahrung bei der Entwicklung und der Integration dieses Satelliten bildet die technologische Grundlage für die folgenden Missionen.

Perseus, der zweite Kleinsatellit, soll in erster Linie als Testplattform für die Erprobung von zwei elektrischen Triebwerkssystemen dienen, die am IRS entwickelt werden. Nach der Durchführung der Triebwerktests beginnt eine zweite Missionsphase, in der astronomische Beobachtungen im UV-Bereich erfolgen.

Mit dem dritten Kleinsatelliten namens *Cermit* werden Experimente im Bereich der Wiedereintrittstechnologie und der autonomen Flugregelung durchgeführt.

In der vierten und zugleich umfangreichsten Mission ist es geplant, einen Satelliten zum Mond zu schicken. Die Sonde *Lunar Mission BW1* soll ab dem Jahr 2010+ mit den zuvor auf *Perseus* erprobten elektrischen Antrieben die Erdumlaufbahn verlassen und in einen niedrigen Mondorbit einschwenken. Auf ihrem Weg zum Mond und im Mondorbit selbst sammelt die Sonde wissenschaftliche Daten und überträgt diese zur Erde [2; 3].

Die Mission *Perseus*

Das erste Missionsziel des etwa 150 kg schweren Kleinsatelliten *Perseus* ist es, die Komponenten der Antriebseinheit für die Mondmission unter Weltraumbedingungen zu betreiben und zu qualifizieren. Die Mondsonde *Lunar Mission BW1* verwendet als Hochschubtriebwerk ein thermisches Lichtbogen-Triebwerk (Arcjet) mit einer elektrischen Eingangsleistung von 1 kW, um sich spiralförmig aus dem Schwerefeld der Erde heraus zu beschleunigen. Vier bis sechs instationär gepulste magnetoplasmodynamische Triebwerke (IMPDs) dienen als Marschtriebwerke für den translunaren Flug zwischen Erde und Mond.

Beide Antriebsysteme werden am Institut für Raumfahrtssysteme entwickelt und derzeit in Vakuumkammern erprobt. Um die Funktionalität der Triebwerksysteme zu untersuchen, genügt es, von jedem Typ jeweils ein Exemplar auf *Perseus* einzusetzen. Eine Messelektronik überwacht an verschiedenen Stellen des Arcjet-Triebwerks Druck, Temperatur und Durchflussmenge sowie elektrische Größen wie Spannung und Stromstärke. Beim IMPD werden unter anderem Daten der Leistungselektronik, die Zündfrequenz und die Funktionalität des Fördermechanismus erfasst. Ferner soll während der Triebwerktests untersucht werden, ob und wie stark die Satellitenoberfläche an verschiedenen Stellen durch Rückstände der Triebwerksgase kontaminiert werden.

Das zweite Missionsziel von *Perseus* besteht darin, den Satelliten für astronomische Beobachtungen im UV-Bereich einzusetzen. Zu diesem Zweck ist es vorgesehen, ein Teleskop mit einem Spektrometer als wissenschaftliche Nutzlast mitzuführen. Das Instrument soll einen Wellenlängenbereich von 120 nm bis 180 nm mit einer spektralen Auflösung von 500 bis 1000 abdecken [4]. Die Entwicklung des Instruments, sowie die wissenschaftliche Betreuung und Auswertung der UV-Beobachtungen erfolgt in Zusammenarbeit mit dem Institut für Astronomie und Astrophysik der Universität Tübingen (IAAT).

Ziel der Arbeit

Ziel dieser Arbeit war es die Anforderungen der Mission in mechanischer Hinsicht zu analysieren und daraus mögliche Konzepte für eine tragende Struktur des Satelliten zu entwickeln. In einem iterativen Prozess sollten die Konzepte ausgehend von groben, geometrischen Entwürfen bis hin zu einer sinnvollen Detailtiefe verfeinert werden. Um die Strukturmasse zu minimieren, empfahl sich der Einsatz von Leichtbaustrukturen und neuartigen Verbundmaterialien, die in Zusammenarbeit mit dem Institut für Flugzeugbau (IFB) der Universität Stuttgart entwickelt werden. Parallel sollten Möglichkeiten untersucht werden, die Struktur mittels Integralbauweise zu entwerfen. Neben der mechanischen Analyse sollte ein grobes Thermalkonzept für ausgewählte Varianten erstellt werden, um kritische Merkmale zu identifizieren und hervorzuheben.

Die Konzepte sollten miteinander verglichen und anschließend bewertet werden. Das Resultat der mechanischen Analyse war die Identifikation einer Variante, die für die Erfüllung der Anforderungen am besten geeignet ist.

2 Systementwurf

Der Bau eines Raumfahrzeugs stellt einen sequenziellen Prozess dar, der in der Regel in mehrere Phasen gegliedert ist. Nach einer Machbarkeitsstudie erfolgt die Planungs- und Entwicklungsphase, auf die die Bauphase folgt. Die Planungs- und Entwicklungsphase lässt sich wiederum in Abschnitte einteilen. Im Bereich des System-Engineering wird für diese Projektabschnitte oft das so genannte V-Modell angewandt. Die Analyse und die Entwicklung des Systems erfolgen nach der „Top down“-Methode. Man beginnt die Untersuchung auf der Ebene der höchsten Priorität und setzt den Vorgang sukzessive in absteigender Reihenfolge bis zur niedrigsten Systemebene fort. Eine solche Vorgehensweise wurde in dieser Arbeit angewandt. Es wurde zuerst die gesamte Mission betrachtet, danach der Satellit und schließlich die Struktur selbst. Nach jeder Stufe erfolgte eine Überprüfung mit dem vorherigen Abschnitt. Analysen und Trade-Off-Studien halfen eine Lösung zu finden, die detailliert genug war, um damit zu prüfen, ob die Anforderungen eingehalten werden können.

Im Fall der tragenden Struktur war es unzureichend, nur das Kriterium des „Nicht-Versagens“ zu erfüllen. Die Struktur verbindet vielmehr die Summe der Subsysteme miteinander und sorgt dafür, dass die verschiedenen Bauteile an den dafür vorgesehenen Stellen angebracht werden können. Das Gerüst gewährleistet die Verteilung der Massen und die Orientierung der Instrumente. Seitenwände, optische Bänke und andere Befestigungselemente sollen so steif gebaut sein, dass die vektorbehafteten Instrumente ihre Ausrichtgenauigkeit beibehalten. Andererseits dürfen Strukturteile nicht zu schwer sein, um die Gesamtmasse des Satelliten gering zu halten. Das anzustrebende Optimum war die sichere Gewährleistung der Stabilität bei einer möglichst geringen Masse der Struktur.

Jedoch zählt zu jeder Mission nicht nur der eigentliche Betrieb im Weltall, sondern auch die Integration, die Testprozeduren, der Transport zum Startplatz und der Start selbst. All diese Faktoren haben einen Einfluss auf die Auslegung des Satelliten und schließlich auf den Entwurf der Struktur.

Analyse der Missionsziele

Der Ausgangspunkt dieses Satellitenentwurfs war die Analyse der Missionsziele. Die Ziele gaben vor, was der Satellit, in welcher Weise und innerhalb welcher Toleranzen leisten soll, um die Mission zu erfüllen. Die primären und sekundären Missionsziele wurden extrahiert und tabellarisch zusammengefasst. Daraus ließen sich die Funktionen des Satelliten ableiten. Um diese geforderten Funktionen auszuführen, war es notwendig, Betriebsmodi und Zustände des Satelliten zu definieren. Dies ging einher mit der Definition eines körperfesten Koordinatensystems. Mit den erarbeiteten Definitionen war es nun möglich, die Leistungen des Satelliten genauer zu spezifizieren.

Zunächst wurde erörtert, in welcher Weise die Erprobung der Triebwerkssysteme erfolgen soll. Da sich beide Systeme noch im Entwicklungsstadium befinden, war es nicht möglich, endgültige Prozeduren festzulegen. Prinzipiell sollen die physikalischen Parameter wie Druck, Temperatur, elektrische Kennwerte, Treibstoffverbrauch und die Funktionalität der Treibstoffördersysteme mittels einer separaten Messelektronik erfasst werden.

Ein wichtiger Parameter für die astronomische Mission ist die Apertur des Teleskops. Die Lichtsammelleistung der Optik steigt quadratisch mit dem Durchmesser der Öffnung. Je größer die Öffnung ist, desto mehr Photonen werden auf den Detektor fokussiert und desto geringer kann die Integrationszeit gewählt werden. Das heißt, mit dem letztendlich zur Verfügung stehenden Bauraum kann das Teleskop auf den maximalen Primärspiegel-Durchmesser optimiert werden. Der minimale Durchmesser soll 20 cm nicht unterschreiten, um noch mit sinnvollen Integrationszeiten wissenschaftliche Beobachtungen durchzuführen. [4]

Um die Entwicklungszeit von *Perseus* so gering wie möglich zu halten, ist es vorgesehen, Bauteile oder Subsysteme, die bereits für den Satelliten *Flying Laptop* spezifiziert und entwickelt werden, zu verwenden. Für die genaue Festlegung, inwiefern sich dedizierte Komponenten des *Flying Laptop* für den Einsatz auf *Perseus* eignen, müssen jedoch detaillierte Untersuchungen folgen. Dies betrifft vor allem die Energieversorgungseinheit und die Erweiterung der ACS Komponenten für die Bahnbestimmung und Bahnregelung. Im Bereich der S-Band Kommunikation und des Bordrechner-Systems ist jedoch eine technologische Übereinstimmung abzusehen und vorteilhaft. Die für die Verwendung in Frage kommenden Subsysteme wurden zusammengefasst.

Anforderungen

Aus den oben erörterten Funktionen des Satelliten ließen sich nun die direkten Anforderungen an die Struktur ableiten. Zunächst wurde erörtert, wie viel Bauraum für die jeweiligen Systeme zur Verfügung stehen. Das größte Volumen benötigt das Antriebssegment. Für das Arcjet-System muss unter anderem ein Tank mit einem Volumen von circa 4,5 Litern untergebracht werden. Dabei war es wichtig den Tank möglichst im Massenmittelpunkt des Satelliten unterzubringen, damit sich die Störungen durch den Treibstoffverbrauch während des Betriebs nicht zu stark auf das Trägheitsmoment und die Lage des Schwerpunktes auswirken. Die genaue Kenntnis der Massenverteilung ist von entscheidender Wichtigkeit für die Präzision der Lageregelung. Daraus entstand die feste Vorgabe, welche die Platzierung des Tanks im Zentrum des Satelliten vorsieht.

Beim Betrieb der Antriebseinheit entstehen Abwärme und Vibrationen, die bei der Auslegung berücksichtigt werden müssen. Gerade durch die unterschiedlichen Toleranzbereiche in der Betriebstemperatur der Komponenten, und die zum Teil erhebliche Wärmedissipation der Antriebe, ist es notwendig die Sektionen thermisch voneinander zu entkoppeln. So musste eine sinnvolle Konfiguration dafür sorgen, dass eine möglichst geringe Wärmeleitung oder nur ein geringfügiger Austausch von Wärmestrahlung zwischen der Antriebseinheit und den temperatur-kritischen Bauteilen möglich ist. Dies wurde durch eine räumliche Trennung und die Verwendung von Isolatoren erreicht. Eine mechanische Entkopplung von der Hauptstruktur soll verhindern, dass die Vibrationen auf andere Systeme übertragen werden.

Weiterhin war es wichtig die Struktur des Satelliten so zu gestalten, dass eine maximale Nutzfläche für Solarzellen zur Verfügung steht. Auch in diesem Bereich war eine technologische Übereinstimmung mit *Flying Laptop* vorteilhaft. Da *Perseus* ebenfalls über eine Dreiaachsen-Stabilisierung verfügt, stellte die starre Befestigung der Solarzellen an den zur Verfügung stehenden Außenflächen des Satelliten nicht die optimale Lösung dar. Analog

zum *Flying Laptop* wurden faltbare Solarpaneele verwendet, um eine möglichst große Sammelfläche zu gewährleisten. Dabei musste die Normale der Solarflächenebene in ausgeklapptem Zustand möglichst weit entfernt vom Blickfeld der Sternkameras und des Teleskops sein. Sowohl die Solarzellen als auch der Entfaltungsmechanismus entsprechen der Technologie des *Flying Laptop*.

Der Bau und die Integration des Satelliten werden hauptsächlich am IRS erfolgen. Somit musste der Entwurf von *Perseus* mit dem Mechanical Ground Support Equipment (MGSE) des IRS kompatibel sein. Zur Infrastruktur des IRS gehört ein drehbares Montagegestell, das für die Integration und den Transport der Kleinsatelliten vorgesehen ist. An der Struktur von *Perseus* sollten Halte- und Befestigungspunkte angebracht werden, um eine sichere Verbindung mit dem Montagegestell herzustellen.

Identifikation der Randbedingungen

Die maßgeblichen Randbedingungen wurden durch den Raketenbetreiber festgelegt. Um als Sekundärnutzlast an Bord der indischen Trägerrakete PSLV eine Startgelegenheit zu erlangen, musste der Entwurf die Kriterien der indischen Raumfahrt Organisation ISRO erfüllen. Dazu gehörten die Einhaltung der maximalen Abmessungen und Eigenfrequenzen sowie Widerstehen der nominellen Startlasten. Außerdem wurden mechanische Schnittstellen, wie der Startadapter vom Raketenbetreiber vorgegeben.

Identifikation der Designtreiber

Ein Satellit ist ein technisches Produkt, bei dem ein Höchstmaß an komplexer Technologie auf einem sehr begrenzten Raum untergebracht ist. Diese Eigenschaften machen es notwendig, dass alle Komponenten optimal aufeinander abgestimmt und räumlich angeordnet sind. Die Aufteilung und Anordnung der Subsysteme sollte so geschehen, dass alle Bauteile zu jeder Zeit der Integration zugänglich sind.

Ein weiterer Design-Treiber für die Struktur des Satelliten *Perseus* ist das Thermalkonzept. Speziell bei diesem Satelliten herrscht im Inneren der Antriebssektion eine enge Anordnung von Bauteilen mit einer relativ großen volumenspezifischen Wärmedissipation. Die Struktur muss Möglichkeiten bieten eine adäquat große Radiatorfläche zur Verfügung zu stellen. Die Verwendung von Materialien mit einer entsprechenden thermischen Trägheit, Wärmekapazität und Wärme leitenden Eigenschaften hilft auftretende Spitzenlasten vorübergehend aufzunehmen und über einen langen Zeitraum abzugeben.

Die Tatsache, dass der Satellit über zwei Nutzlasten verfügt, die signifikant unterschiedliche thermale Eigenschaften und Anforderungen besitzen, ließ zunächst das Thermalkonzept als äußerst komplex erscheinen. Da der Missionsablauf jedoch vorsieht die Antriebe und die optische Nutzlast nicht simultan zu betreiben, wurde dadurch die thermale Auslegung entschärft.

Risikoanalyse

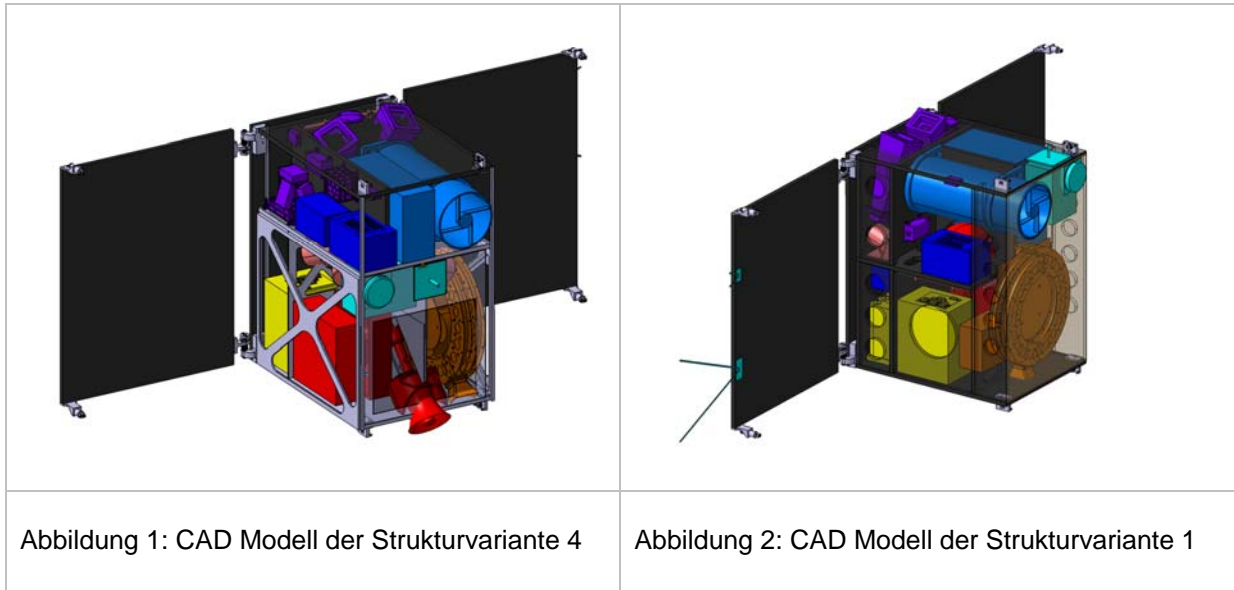
Der Einsatz von neuartigen, noch nicht weltraumqualifizierten Technologien bietet einerseits ein großes Potential, birgt aber auch ein hohes Risiko für eine Kleinsatellitenmission. Im Bereich der Struktur sollen bei den Kleinsatelliten des IRS neue Verbundbauweisen zum Einsatz kommen. Es handelt sich dabei um Kohlefaser-Sandwich Strukturen, die mit dem Institut für Flugzeugbau (IFB) der Universität Stuttgart entwickelt werden. Die ursprünglich für den Flugzeugbau entworfenen Faltschalen sollten nun auch für den Satellitenbau verwendet und qualifiziert werden. Das innovative Prinzip ist der Einsatz eines Kohlefaser-Faltschalenkerns, anstelle der bekannten Aluminium-Honigschalen Struktur. Sowohl die Deckschichten als auch das Kernmaterial der Faltschalen-Platte können am IFB hergestellt und verarbeitet werden.

Diese Technologie befand sich zum Zeitpunkt der Studie noch im Entwicklungsstadium. Prototypen der Faltschalen-Platte wurden im Rahmen der Diplomarbeit von R. Haarmann [5] hergestellt und auf ihre Materialeigenschaften untersucht. Um diese Verbundwerkstoffe zuverlässig mit gleich bleibender Beschaffenheit herzustellen, müssen jedoch Protokolle zur Qualitätssicherung bei der Herstellung entworfen und eingeführt werden.

3 Erstellung der Varianten

Mit den Ergebnissen der Missionsanalyse konnten nun verschiedene Entwürfe für die Satellitenstruktur der Mission *Perseus* generiert werden. Zur Visualisierung der Konzepte wurden dreidimensionale CAD Modelle mit dem Programm CATIA V5 R16 erstellt. In diesem ersten Schritt wurde zunächst festgelegt, wie und aus welchem Material eine Variante gebaut werden soll. Dazu diente eine einfache Geometrie, die ausgehend vom Startadapter mit primitiven Elementen die primäre, Last tragende Struktur darstellt. Die äußeren Maße waren den Vorgaben des indischen Raketenbetreibers angepasst. Anschließend wurden sukzessive alle Komponenten der Subsysteme in das Gerüst eingefügt.

Dadurch konnte festgestellt werden, ob genügend Raum innerhalb des Satelliten für alle Bauteile vorhanden ist und welche Anordnung sich als günstig erweist. Es war darauf zu achten, dass vor allem schwere Komponenten, wie die Batterien, möglichst nahe an der Hauptstruktur oder am Startadapter befestigt werden.



4 FEM –Analyse

Die Untersuchung der mechanischen Stabilität der strukturellen Entwürfe wird mit Hilfe der Finiten Elementen Methode durchgeführt. Dieses Verfahren erlaubt es, verschiedene Vorgaben des Lastenheftes durch Simulationen zu quantifizieren und zu überprüfen. Die FEM-Analyse wird mit dem Programm I-DEAS erstellt.

Im Rahmen dieser Studie lag der Schwerpunkt auf der Beurteilung der unterschiedlichen Konzepte. Die Ausarbeitung eines endgültigen Designs erfordert eine detaillierte Simulation des Satelliten mit allen Baugruppen inklusive ihrer mechanischen Eigenschaften und Anbindungen. Für den Vergleich der Strukturvarianten mittels FEM werden vereinfachte Modelle benutzt um den Aufwand der Berechnung gering zu halten. In diesem Fall werden die Systemboxen nicht als dreidimensionale Gebilde mit strukturellen Funktionen modelliert. Man berücksichtigt lediglich ihre Masseneigenschaften. Die Strukturvarianten selbst behalten jedoch einen ausreichend hohen Grad an geometrischer Detailtreue, um Rückschlüsse auf deren statischen und dynamischen Eigenschaften zu erlauben.

Die Analyse wurde in drei Iterationsschleifen durchlaufen. Zunächst wurde anhand der CAD-Daten die Geometrie jeder Variante mit 2D-Elementen modelliert. Den strukturellen Bauteilen wurden ausschließlich zwei vordefinierte Materialien zugewiesen.

Für die zweite Iteration wurden Solarpaneele, Mechanismen und Versteifungen hinzugefügt. In diesem Schritt wurde die Geometrie so angepasst, dass alle Varianten die Vorgaben der Startlasten und der Eigenfrequenzen erfüllten, falls dies im ersten Schritt noch nicht erreicht werden konnte.

In der dritten Iterationsschleife erfolgte eine Reduktion der Strukturmasse. An wenig beanspruchten Bauteilen konnte das Material durch Aussparungen, Taschen und Reduktion der Dicke verringert werden. An Stellen hoher Belastung wurden zusätzliche Verstreben und Versteifungen hinzu- gefügt. Um die Eigenschaften der Kohlefaser Bauteile genauer zu simulieren wurde in I-DEAS ein so genannter Laminat-Generator verwendet, der den Aufbau der Sandwich Platten und Verbundwerkstoffe in die Simulation mit einbezog.

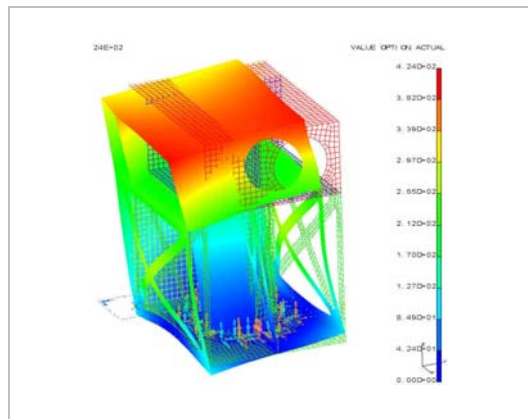


Abbildung 3: FEM Analyse, Deformation

5 Evaluation

Im letzten Abschnitt der Arbeit wurde die Evaluation der Strukturvarianten in Form einer Zielwertanalyse durchgeführt. Die Ergebnisse der Simulationen wurden dargestellt und die Analysen der jeweiligen Variante diskutiert. Anschließend wurden die Kriterien für die Bewertung der Entwürfe festgelegt. Jedes Kriterium wurde entsprechend seiner Relevanz mit einem Gewichtungsfaktor versehen. Schließlich folgte ein direkter Vergleich der Entwürfe, um die für die Mission am besten geeignete Struktur zu ermitteln.

In jeder Disziplin wurden die Varianten anhand quantifizierbarer Größen miteinander verglichen. Die beste Variante erhielt für die jeweilige Kategorie die maximale Wertung von 6 Punkten. In absteigender Reihenfolge wurde jeder Variante entweder ein Wertungspunkt weniger gegeben, oder die Punktzahl wurde linear zwischen dem höchsten und niedrigsten Wert interpoliert. Die Punkte einer Kategorie wurden addiert und anschließend mit dem entsprechenden Gewichtungsfaktor multipliziert. Die Endauswertung war die finale Addition und Zusammenfassung der Wertungen aller Kategorien.

6 Ergebnisse

Die Summe der gewichteten Wertungen führte zu einer Rangliste der Varianten. Als Resultat dieser Evaluation konnte ein Entwurf dieser sechs unterschiedlichen Konzepte für die Gestaltung der Struktur des Satelliten *Perseus* ermittelt werden, welcher für die Erfüllung der Mission die besten Voraussetzungen bietet.

Tabelle 1: Endauswertung der Evaluation

	Var 1	Var 2	Var 3	Var 4 alu	Var 4 cfk	Var 5
Startlasten	0,33	0,96	1,17	1,21	0,58	1,00
Strukturmasse	1,41	0,5075	1,3125	1,075	1,5	0,9675
Integration	0,83	0,918	0,918	0,874	0,874	0,962
Antriebe	0,50	0,48	0,43	0,55	0,55	0,53
Optische Nutzlast	0,6	0,492	0,495	0,495	0,495	0,495
Risiko	0,05	0,2	0,2	0,2	0,05	0,2
Termalkonzept	0,09	0,25	0,22	0,26	0,17	0,20
Summe	3,82	3,80	4,74	4,66	4,23	4,35
Prozent	63,60	63,39	79,00	77,71	70,43	72,45
Platzierung	5	6	1	2	4	3

In Zusammenhang mit der Entwicklung der Strukturvarianten konnte ein Ansatz für ein grobes Thermalkonzept des Satelliten *Perseus* erarbeitet werden. Die temperaturkritischen Komponenten wurden identifiziert und ihre Merkmale beschrieben. Lösungsansätze wurden diskutiert und eine Berechnung zur Wärmeaufnahme der Struktur im Bereich des Lichtbogentriebwerks durchgeführt.

Literatur:

- [1] Grillmayer, G., Lengowski, M., Walz, S., Röser, H.-P., Huber, F., v. Schönermark, M., Wegmann, T, *Flying Laptop - Micro-Satellite of the University of Stuttgart for Earth Observation and Technology Demonstration*, 55th International Astronautical Congress, Vancouver, Canada, October 4-8, 2004, IAC-04-IAA.4.11.P.08
- [2] Röser, H.-P., Laufer, R., Auweter-Kurtz, M., Lengowski, M., Nawaz, A., von Schoenermark, M. und Wagner, H., *An all Electrical Small Satellite for a Technology Demonstration and Science Mission to the Moon*, 55th International Astronautical Congress - Vancouver, Canada, 2004, IAC-04-IAF-Q.2.b.05
- [3] Laufer, R., Röser, H.-P., *Die Stuttgarter Mondmission BW1 – Ein Modell für universitäreindustrielle Public-Private-Partnership*, Technischer Bericht, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart, 2005
- [4] Knigge, T., *Wissenschaftliche Zielsetzungen in der UV Astronomie für einen astronomischen Kleinsatelliten und der Atmosphärenforschung mit SOFIA sowie der dazu nötigen Instrumentierung*, Universität Stuttgart, 2006, Studienarbeit, IRS-06-S06
- [5] Haarmann, R., *Entwicklung, Fertigung und Qualifikation der Primärstruktur der Lunar Mission BW1 aus CFK-Faltwaben*, Universität Stuttgart, 2007, Diplomarbeit IFB