

TECHNISCHE UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Lehrstuhl für Leichtbau

**Integrierte Modellierung für
Strukturentwurf und thermoelastische Auslegung
von Satellitenreflektoren**

Michael Lang

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen der Technischen Universität München zur Erlangung des akademischen Grades eines

Doktor – Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigten Dissertation.

Vorsitzender:

Univ.-Prof. Dr.-Ing. Wolfgang A. Wall

Prüfer der Dissertation:

1. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Horst Baier
2. Univ.-Prof. Dr. rer. nat. Ulrich Walter

Die Dissertation wurde am 08.01.2009 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 20.05.2009 angenommen.

Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

ISBN 978-3-86853-151-0

© Verlag Dr. Hut, München 2009
Sternstr. 18, 80538 München
Tel.: 089/66060798
www.dr.hut-verlag.de

Die Informationen in diesem Buch wurden mit großer Sorgfalt erarbeitet. Dennoch können Fehler nicht vollständig ausgeschlossen werden. Verlag, Autoren und ggf. Übersetzer übernehmen keine juristische Verantwortung oder irgendeine Haftung für eventuell verbliebene fehlerhafte Angaben und deren Folgen.

Alle Rechte, auch die des auszugsweisen Nachdrucks, der Vervielfältigung und Verbreitung in besonderen Verfahren wie fotomechanischer Nachdruck, Fotokopie, Mikrokopie, elektronische Datenaufzeichnung einschließlich Speicherung und Übertragung auf weitere Datenträger sowie Übersetzung in andere Sprachen, behält sich der Autor vor.

1. Auflage 2009

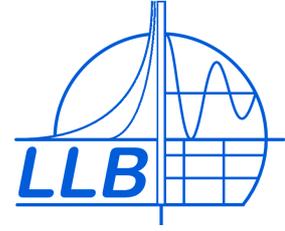
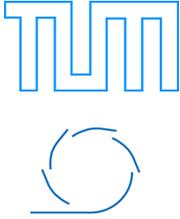
Danksagung

Herrn Prof. Dr.-Ing. Horst Baier danke ich für die interessante und lehrreiche Zeit während meiner Tätigkeit am Lehrstuhl für Leichtbau, deren Ergebnis diese Dissertation darstellt.

Des Weiteren danke ich Herrn Prof. Dr. rer. nat. Ulrich Walter für die Erstellung des Zweitgutachtens sowie Herrn Prof. Dr.-Ing. Wolfgang A. Wall für die Übernahme des Prüfungsvorsitzes.

Mein Dank gilt ebenfalls den Mitarbeitern und Kollegen am Lehrstuhl für Leichtbau für fachliche Diskussionen, moralische Unterstützung und freundschaftliche Verbundenheit.

Diese Arbeit widme ich meinen Eltern.



Integrierte Modellierung für Strukturentwurf und thermoelastische Auslegung von Satellitenreflektoren

Autor: Michael Lang
Datum: 07.01.2009

Kurzfassung:

Neu entwickelte Methoden zur integrierten Modellbildung im Strukturentwurf für Satellitenreflektoren werden vorgestellt und angewendet. Der Schwerpunkt liegt dabei auf der Berechnung thermoelastischer Deformationen unter Berücksichtigung von stochastischer Materialparameterverteilung und Fertigungsungenauigkeiten.

Die integrierte Modellierung ermöglicht eine gleichzeitige Betrachtung der wesentlichen Entwurfsaspekte, wodurch eine Zeit- und Kostenersparnis erreicht wird. Zusätzlich erlaubt die Trennung zwischen parametrischem Strukturmodell und Berechnungsmethoden eine Anpassung der Modelle an missionsspezifische Anforderungen, die Untersuchung einzelner Modelle durch Parametervariation und -optimierung sowie den Vergleich verschiedener Modelle untereinander.

Schlagwörter:

Strukturauslegung; integriertes, parametrisches Modell; Satellitenantenne; Reflektor; thermoelastische Verformungen; Oberflächengenauigkeit; dünnwandiges CFK-Laminat

Abstract:

Newly developed methods for the integrated modelling of the structural design of satellite reflectors are presented and applied. The major focus is on the calculation of thermoelastic deformations taking stochastic scattering of material data and manufacturing errors into account.

Integrated modelling enables the concurrent consideration of all substantial aspects of design and development, resulting in time and cost savings. Additionally, the separation of parametric structural model and simulation methods allows the adaption of models to mission specific requirements, the examination of individual models by parameter variation and optimisation as well as direct comparison of different models.

Keywords:

structural design, integrated parametric model, satellite antenna, reflector, thermoelastic deformations, surface accuracy, thin walled CFRP laminate

Inhaltsverzeichnis

Inhaltsverzeichnis	III
Abbildungsverzeichnis	IX
Tabellenverzeichnis	XIII
Abkürzungsverzeichnis	XV
1 Einleitung	1
1.1 Motivation der Arbeit	1
1.2 Grundlagen über Reflektoren für Satellitenantennen	2
1.2.1 Klassifizierung von Reflektoren nach Sender-/Empfänger- Anordnung	2
1.2.2 Systematik der verwendeten Frequenzbänder	3
1.2.3 Klassifizierung von Reflektoren nach Größe	3
1.2.4 Klassifizierung von Reflektoren nach Art der reflektierenden Oberfläche	4
1.3 Radioelektrische Charakterisierung von Antennen	6
1.3.1 Strahlungsdiagramm	6
1.3.2 Antennengewinn (Gain) und Reflexionsverluste (Reflection Loss)	6
1.3.3 Öffnungswinkel / Strahlbreite (Beam Width)	7
1.3.4 Pointing Stability und Pointing Error	8
1.3.5 Nebenkeulen (Sidelobes)	8
1.3.6 Depolarisation	8
1.3.7 Unterschied zwischen zwei orthogonalen Polaritätsebenen	8
1.3.8 Strahlungsdurchgang (Transmission)	9
1.3.9 Passive Intermodulation (PIM)	9
1.3.10 Elektrostatische Aufladung (Electrostatic Discharge (ESD))	9
1.4 Umsetzung der radioelektrischen Missionsanforderungen in mechanische Anforderungen an die Antennenstruktur	10
1.4.1 Oberflächengenauigkeit / thermoelastische Stabilität	10
1.4.2 Elektrische Leitfähigkeit der reflektierenden Oberfläche	11
1.4.3 Masse	11
1.4.4 Steifigkeit / Eigenfrequenzen	12
1.4.5 Festigkeit	12
1.4.6 Faltbarkeit / Entfaltbarkeit	12
1.4.7 Umwelteinflüsse im Weltraum	12

1.5	Vorangegangene Arbeiten	13
1.5.1	Integrierte Modellierung - Allgemein.....	13
1.5.2	Satellitenantennen – Stand der Technik und zukünftige Trends.....	18
2	Integrierte Modelle	21
2.1	Anforderungen und Methoden	22
2.2	Modellerstellung - Methodisches Vorgehen	23
2.2.1	Bottom-Up Methode	23
2.2.2	Top-Down Methode.....	23
2.3	Integration mehrerer Disziplinen	24
2.3.1	Spezialisiertes Vorgehen	24
2.3.2	Vereinfachendes Vorgehen.....	25
2.3.3	Modellhierarchie.....	25
2.4	Weiteres Vorgehen innerhalb dieser Arbeit	26
3	Kurzvorstellung des HSASS-Reflektors	27
3.1	Vorgaben und Anforderungen.....	27
3.2	Konstruktionsprinzip des Thin-Shell-Konzepts.....	29
3.3	Konstruktionsprinzip des Sandwich-Konzepts	31
4	Parametrische Modellbeschreibung und Modellbildung	33
4.1	Methoden zur Geometrieerzeugung	33
4.1.1	Modellkonsistenz	33
4.1.2	Modellvarianten.....	35
4.2	Parametrisierung der Geometrieerzeugung	36
4.2.1	Geometrieparameter	36
4.2.2	Topologieparameter	39
4.3	Materialdaten in parametrischen Modellen	43
4.3.1	Materialien für dünnwandige thermoelastische Raumfahrtstrukturen	44
4.3.2	Fasermaterialien	45
4.3.3	Harzsysteme	47
4.3.4	Faserhalbzeuge	48
4.4	Laminataufbauten für dünnwandige thermoelastische Faserverbundstrukturen.....	51
4.4.1	Parametrische Modellierung des Wandaufbaus dünnwandiger Strukturen	51

4.5	Vernetzung parametrisch definierter Strukturgeometrien.....	54
4.5.1	Vernetzungsaspekte für extrem dünnwandige Strukturen.....	54
4.6	Grundlagen zur Modellierung von Thermallastfällen.....	56
4.6.1	Wärmeübertragung	56
4.6.2	Wärmestrahlung.....	57
4.6.3	Berechnung von kombinierten Strahlungs- und Wärmeleitungsproblemen mit der Radiosity-Solver-Methode	58
4.6.4	Berechnung von Viewfaktoren	61
4.7	Methoden zur Modellierung von Thermallastfällen zur Untersuchung der thermoelastischen Stabilität.....	63
4.7.1	Übernahme von Thermallastfällen aus spezialisierten Thermalanalysen	63
4.7.2	Modellierung von Thermallastfällen durch Hot/Cold Case Annahmen.....	63
4.7.3	Berechnung von T_{\min}/T_{\max} über Gleichgewichtstemperaturen.....	64
4.7.4	Berechnung von Thermallastfällen mittels Radiosity-Solver-Methode	68
4.8	Fazit.....	70
5	Quantitative Bewertung von thermoelastischen Deformationen.....	71
5.1	Berechnung von RMS-Werten	72
5.2	Berechnung des Abstands zwischen Messpunkt und Oberfläche eines Referenz-Paraboloids.....	73
5.3	Kalkulation von Flächenwichtungsfaktoren für unregelmäßige Messpunktverteilungen	76
5.3.1	Manuelle Methode zur Ermittlung von Flächenwichtungsfaktoren	77
5.3.2	Ermittlung von Flächenwichtungsfaktoren für FE-Netze	78
5.4	Berechnung von Best-Fit-RMS-Werten.....	79
5.5	Fazit.....	81
6	Modellierung von stochastischen Verteilungen für Materialparameter und deren Einfluss auf die thermoelastische Stabilität	83
6.1	Systematische und stochastische Fehler.....	84
6.2	Modellierung mit stochastischen Variablen.....	85
6.2.1	Modellierung auf Ebene der einzelnen Lagen.....	85
6.2.2	Modellierung auf Laminebene in oberer und unterer Hälfte	85

6.3	Verteilungsfunktion der stochastischen Variablen	87
6.3.1	Berechnung der Verteilungsparameter durch numerische Stichproben.....	88
6.3.2	Ableitung der Verteilungsparameter aus Materialprüfungen	89
6.3.3	Modellierung von systematischen Fehlern.....	90
6.4	Berechnung der Deformationsfelder stochastisch variiertes Modelle	91
6.4.1	Monte-Carlo-Methode	91
6.4.2	Gradientenbasierte Superpositionsmethode	92
6.5	Quantitative Auswertung der stochastischen Deformationsfelder.....	94
6.6	Fazit.....	95
7	Anwendungsbeispiele - Einleitung	97
8	Anwendungsbeispiel – Strukturgenerierung eines Antennenreflektors	99
8.1	Parametrische Modellerstellung.....	99
8.1.1	Erzeugende Parabel	99
8.1.2	Rotationsparaboloid	99
8.1.3	Layout der rückseitigen Versteifung als Linienmuster.....	99
8.1.4	Verschnitt von reflektierender Oberfläche und Stützstruktur	103
8.1.5	Extrudieren der Rippenflächen.....	103
9	Anwendungsbeispiel - Parameteruntersuchungen der rückseitigen Stützstruktur eines Antennenreflektors	105
9.1	Parallele Berechnung von Parametervarianten auf einem Rechencluster.....	106
9.2	Topologieoptimierung	107
9.3	Ergebnisse der durchgeführten Berechnungen	108
9.3.1	Materialdaten und Lagenaufbau	108
9.3.2	Parametervariation Versteifungshöhe.....	109
9.3.3	Variation der Radienparameter	110
9.3.4	Parameteroptimierung der Basistopologien	113
9.3.5	Betrachtungen zu einer verbesserten Herstellbarkeit der Versteifungsstruktur von Basistopologie 3	116

10	Anwendungsbeispiel – Berechnung von Temperaturfeldern und thermoelastischen Verformungen im geostationären Erdorbit	123
10.1	Ablauf.....	124
10.1.1	Erstellung des Strukturmodells	124
10.1.2	Konvertierung des Strukturmodells in ein Thermalmodell	125
10.1.3	Berechnung der Viewfaktoren der äußeren Einstrahlungen.....	125
10.1.4	Generierung der äußeren Strahlungsbelastung	128
10.1.5	Berechnung der resultierenden Orbittemperaturen	129
10.1.6	Berechnung der thermoelastischen Verformungen	129
10.1.7	Nachlaufprogramme zur Ergebnisauswertung	129
10.2	Ergebnisse der durchgeführten Berechnungen	130
10.2.1	Materialdaten	130
10.2.2	Temperaturverlauf über den Orbit.....	131
10.2.3	RMS-Verlauf	133
10.2.4	Detailbetrachtung einzelner Orbitpositionen	134
11	Anwendungsbeispiel Stochastische Analyse	143
11.1	Berechnung der Verteilungsfunktion der stochastischen Variablen für ein quasiisotropes CFK-Laminat.....	144
11.1.1	Materialdaten	144
11.1.2	Verteilungsfunktion von Faservolumengehalt und Lagenwinkelfehler	144
11.1.3	Stichprobenerzeugung.....	145
11.1.4	Mechanische Kennwerte der einzelnen UD-Lagen	146
11.1.5	Mechanische Kennwerte des Laminats.....	147
11.2	Auswahl des Verfahrens zur Deformationsberechnung	150
11.3	Ablauf und Implementierung der gradientenbasierten Superpositionsmethode	151
11.3.1	Modellgenerierung	151
11.3.2	Implementierung der stochastischen Variablen ins FE-Modell	152
11.3.3	Berechnung der Verformungen des Basismodells	154
11.3.4	Aufbau der Gradientenmatrix	154
11.3.5	Erzeugen von stochastischen Stichproben	156
11.3.6	Superposition	156
11.3.7	Quantitative Auswertung der stochastischen Deformationsfelder.....	157

11.4	Ablauf und Implementierung der Monte-Carlo-Methode	158
11.5	Ergebnisse der durchgeführten Berechnungen	159
11.5.1	Materialdaten und Lagenaufbau	159
11.5.2	Verteilungsparameter der stochastischen Variablen	160
11.5.3	Ergebnisse der Simulation rein stochastischer Fehler	161
11.5.4	Ergebnisse der Simulation von systematischen Fehlern.....	162
12	Zusammenfassung und Ausblick	165
Anhang A	Anhangkapitel.....	169
A.1	Berechnung der Offsetgröße x_0 aus dem Offsetwinkel ϑ	169
A.2	Berechnung des Neigungswinkels der Randebene	171
A.3	Berechnung von Gradienten senkrecht zur Reflektorschale	172
Anhang B	Literaturverzeichnis	175

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1.1:	Ausführungsarten von parabolischen Reflektorantennen.....	3
Abbildung 1.2:	Charakteristisches Strahlungsdiagramm einer Antenne	6
Abbildung 2.1:	Integriertes Modell mit Parametern und Methoden	21
Abbildung 2.2:	Disziplinspezifische Programmsysteme	24
Abbildung 3.1:	Topologiemodell mit zentraler Sechseckwabe	29
Abbildung 3.2:	Topologiemodell mit Radial- und Umfangsrippen	29
Abbildung 3.3:	HSASS-Reflektor in Testvorrichtung [Quelle: HPS-GmbH].....	31
Abbildung 3.4:	FE-Modell des HSASS-Reflektors [Quelle: HPS-GmbH]	31
Abbildung 3.5:	Sandwichaufbau mit CFK-Honeycomb-Kern [Quelle: HPS-GmbH].....	32
Abbildung 4.1:	Beispiel Namenskonventionen HSASS-Reflektormodell.....	34
Abbildung 4.2:	Variantenprogrammierung durch alternativen Programmcode	35
Abbildung 4.3:	Verschnitt von Paraboloid mit Aperturzylinder	37
Abbildung 4.4:	Geometrie der Apertur	38
Abbildung 4.5:	Parametrisierung von Radialrippen	40
Abbildung 4.6:	Parametrisierung von Radialrippen bei stark unterschiedlichen Hauptachsenlängen	40
Abbildung 4.7:	Topologie mit parametrisierten Radial- und Umfangsrippen	41
Abbildung 4.8:	Parametrische Rippenerzeugung durch Extrusion und Spiegelung	42
Abbildung 4.9:	Bindungsarten von Geweben.....	49
Abbildung 4.10:	Struktur des Triaxialgewebes	50
Abbildung 4.11:	Parametrischer Lagenaufbau eines CFK-Laminats	52
Abbildung 4.12:	Eintrag in der Laminatdatenbank	52
Abbildung 4.13:	Aufbringen einer Membranvorspannung bei schlecht konditionierter Steifigkeitsmatrix	55
Abbildung 4.14:	Radiosity-Solver-Methode.....	60
Abbildung 4.15:	Viewfaktorberechnung – Definitionen.....	61
Abbildung 4.16:	Definitionen von Temperaturgradienten	64
Abbildung 5.1:	Definitionen RMS-Wert	72
Abbildung 5.2:	Knotenverformung - Abstand	73
Abbildung 5.3:	Definitionen Abstandsberechnung Punkt - Paraboloid	74
Abbildung 5.4:	Unregelmäßige Messpunktverteilung.....	77
Abbildung 5.5:	Zerlegung in Dreiecke	77

Abbildung 5.6:	Zuordnung der Teilflächen	77
Abbildung 5.7:	Flächenwichtung FE-Netz	78
Abbildung 5.8:	Best-Fit-RMS durch Optimierung der Referenzoberfläche	79
Abbildung 6.1:	Stochastische Variation von E und α_T auf Laminebene	86
Abbildung 6.2:	Zufällige räumliche Verteilung und zugehörige Häufigkeitsverteilung	87
Abbildung 6.3:	Ablaufdiagramm Berechnung der Verteilungsparameter	89
Abbildung 6.4:	Modellierung systematischer und stochastischer Fehler	90
Abbildung 6.5:	Stochastische Variation der Elementparameter einer Stichprobe	91
Abbildung 8.1:	Erzeugen des Rotationsparaboloids aus einem Spline	99
Abbildung 8.2:	Parametrisierung Topologievariante 1	100
Abbildung 8.3:	Parametrisierung Topologievariante 2	101
Abbildung 8.4:	Parametrisierung Topologievariante 3	101
Abbildung 8.5:	Sonderform Hexagramm	102
Abbildung 8.6:	Fertiges Layout der Stützstruktur als Linienmuster und Flächenkörper	102
Abbildung 8.7:	Erzeugte Schnittlinien auf reflektierender Oberfläche	103
Abbildung 8.8:	Modellierung mit/ohne Umfangsrippe	103
Abbildung 9.1:	Modellmethode zum Vergleich von Eigenfrequenzen und Masse	105
Abbildung 9.2:	Parallelisierung von Parametervariationen	106
Abbildung 9.3:	Anbindung an Optimierungsalgorithmus	107
Abbildung 9.4:	Konstruktion Kreuzungspunkt der Rippen	117
Abbildung 9.5:	Rippenenden ohne Verbindung	119
Abbildung 9.6:	Haupttragrichtung der Rippen	119
Abbildung 9.7:	1. Eigenform der selektierten Strukturtopologie	120

Abbildung 10.1:	Definition des Einfallswinkels der Sonne.....	123
Abbildung 10.2:	Ablaufdiagramm Orbitsimulation	124
Abbildung 10.3:	Reflektor mit Earthdeck.....	125
Abbildung 10.4:	Viewfaktoren Rückseite der reflektierenden Oberfläche	127
Abbildung 10.5:	Sichtbarkeitsberechnung Rückseite der reflektierenden Oberfläche	128
Abbildung 10.6:	Thermoelastischer Ausdehnungskoeffizient des quasiisotropen Laminats	130
Abbildung 10.7:	Temperaturverläufe für reflektierende Oberfläche und Versteifungsrippen	131
Abbildung 10.8:	Temperaturverläufe im Orbit für die Gesamtstruktur	133
Abbildung 10.9:	Verlauf des Oberflächenfehlers über den Orbit.....	134
Abbildung 10.10:	Temperaturfeld Orbitposition 130°	135
Abbildung 10.11:	Deformationsfeld Orbitposition 130°	136
Abbildung 10.12:	Temperaturfeld Orbitposition 90°	137
Abbildung 10.13:	Deformationsfeld Orbitposition 90°	138
Abbildung 10.14:	Temperaturfeld Orbitposition 250°	139
Abbildung 10.15:	Deformationsfeld Orbitposition 250°	140
Abbildung 10.16:	Temperaturfeld Orbitposition 350°	141
Abbildung 10.17:	Deformationsfeld Orbitposition 350°	142
Abbildung 11.1:	Häufigkeitsverteilung für E-Modul und Wärmeausdehnungskoeffizient.....	148
Abbildung 11.2:	Häufigkeitsverteilung für Querdehnzahl und Schubmodul	149
Abbildung 11.3:	Ablaufdiagramm gradientenbasierte Superpositionsmethode....	151
Abbildung 11.4:	Definition der Komponenten der Gradientenmatrix	152
Abbildung 11.5:	Zuweisung Materialdatensatz k für Element l.....	153
Abbildung 11.6:	Häufigkeitsverteilung, Kombination E / α_T für $\sigma=30\%$	161
Abbildung A.1:	Verschnitt von Paraboloid mit Aperturzylinder	169
Abbildung A.2:	Berechnung des Neigungswinkels α	171
Abbildung A.3:	Berechnung des vertikalen Abstands zur Reflektoroberfläche	172

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1.1:	Bezeichnungen der in der Satelliten- und Radartechnik verwendeten Frequenzbänder	3
Tabelle 1.2:	Einteilung von entfaltbaren Reflektoren anhand ihrer Größe	4
Tabelle 3.1:	Anforderungen an den HSASS-Reflektor	28
Tabelle 4.1:	Parametrisierung beliebiger Rippenanordnung	41
Tabelle 4.2:	Aufbau der Materialdatensätze	43
Tabelle 4.3:	Fasereigenschaften	47
Tabelle 4.4:	Harzsysteme	48
Tabelle 4.5:	Thermooptische Eigenschaften und Gleichgewichtstemperaturen	67
Tabelle 8.1:	Parametrisierung des Geometriemodells	104
Tabelle 9.1:	Materialdaten des verwendeten Prepregs	108
Tabelle 9.2:	Materialdaten der Aluminiumbeschichtung	109
Tabelle 9.3:	Lagenaufbau	109
Tabelle 9.4:	Einfluss der Rippenhöhe	110
Tabelle 9.5:	Ergebnisse Variante 1	111
Tabelle 9.6:	Ergebnisse Variante 2	112
Tabelle 9.7:	Ergebnisse Variante 3	113
Tabelle 9.8:	Basistopologie 1 nach Parameteroptimierung	114
Tabelle 9.9:	Basistopologie 2 nach Parameteroptimierung	115
Tabelle 9.10:	Basistopologie 3 nach Parameteroptimierung	115
Tabelle 9.11:	Modell ohne Umfangssteife	116
Tabelle 9.12:	Ergebnisse Hexagrammform	118
Tabelle 9.13:	Variation der Rippenhöhe h für Hexagrammform	118
Tabelle 9.14:	Parametervariation der Rippenhöhe h ohne Endpunktverbindung	119
Tabelle 9.15:	Rippenverbindung Ergebnisse	121

Tabelle 10.1:	Viewfaktoren für parallele Einstrahlung konstanter Stärke.....	126
Tabelle 10.2:	Minimale und maximale Temperaturen der reflektierenden Oberfläche	132
Tabelle 10.3:	Minimale und maximale Temperaturen der Versteifungsrippen	132
Tabelle 10.4:	Minimale und maximale Temperaturen der Gesamtstruktur	133
Tabelle 10.5:	Ergebnisse RMS-Auswertung	134
Tabelle 10.6:	Ergebniszusammenfassung Orbitwinkel 130°	135
Tabelle 10.7:	Ergebniszusammenfassung Orbitwinkel 90°	136
Tabelle 10.8:	Ergebniszusammenfassung Orbitwinkel 250°	138
Tabelle 10.9:	Ergebniszusammenfassung Orbitwinkel 350°	140
Tabelle 11.1:	Materialdaten Fasern	144
Tabelle 11.2:	Materialdaten Matrix.....	144
Tabelle 11.3:	Stichprobe - Faservolumengehalt	145
Tabelle 11.4:	Stichprobe - Winkelfehler	145
Tabelle 11.5:	Stichprobenelement Nr. 5 - Materialdaten der UD-Lagen	147
Tabelle 11.6:	Materialdaten des nominellen quasiisotropen Laminats.....	147
Tabelle 11.7:	Prozentuale Abweichungen der Materialdaten der Stichprobenelemente	148
Tabelle 11.8:	Beschreibung der Eingabeparameter.....	153
Tabelle 11.9:	Modifizierte Materialdatensätze	154
Tabelle 11.10:	Matrix der Eingabeparameter zur Gradientenerzeugung	155
Tabelle 11.11:	Mechanische Kennwerte des quasiisotropen Laminats	159
Tabelle 11.12:	Lagenaufbau mit homogenisiertem, quasiisotropem CFK-Laminat	160
Tabelle 11.13:	Verteilungsparameter der stochastischen Variablen.....	160
Tabelle 11.14:	Untersuchte Kombinationen der stochastischen Variablen.....	161
Tabelle 11.15:	Oberflächenfehler bei stochastischem Fehler	162
Tabelle 11.16:	Oberflächenfehler bei systematischem Fehler	163

Abkürzungsverzeichnis

CAD	=	Computer Aided Design
CFK	=	karbonfaserverstärkter Kunststoff
dB	=	Dezibel
dB _i	=	Dezibel (isotrop)
EOL	=	End of Life
ESA	=	European Space Agency
FEM	=	Finite Element Methode
GEO	=	Geostationary Earth Orbit
HPS	=	High Performance Space Structure Systems GmbH
HSASS	=	Highly Stable Antenna Surfaces and Structures
LEO	=	Low Earth Orbit
MEO	=	Medium Earth Orbit
MLI	=	Multilayer Insulation (Mehrschichtisolation)
PIM	=	Passive Intermodulation
QI	=	quasiisotrop
RMS	=	Root mean Square
RTM	=	Resin Transfer Moulding
SOL	=	Start of Life
SW	=	Sandwich
TS	=	Thin Shell
TV-Kammer	=	Thermal-Vakuum-Kammer
UD	=	Unidirektional
v_f	=	Faservolumenanteil

1 Einleitung

1.1 Motivation der Arbeit

Der Entwicklungsprozess neuer Weltraumstrukturen ist in der heutigen Zeit bei kontinuierlich steigenden Anforderungen immer mehr einem straffen Zeit- und Kostenmanagement unterworfen, so dass neue Ansätze notwendig sind, die vorgegebenen Ziele innerhalb der zur Verfügung stehenden Ressourcen zu erreichen. Dies trifft im Wesentlichen auf kommerzielle Projekte zu, in steigendem Maße aber auch auf nichtkommerzielle Forschungsprojekte.

Durch immer besser werdende Konstruktions- und Simulationstools und die Verknüpfung von Planung, Berechnung und Fabrikation hilft eine ganzheitliche Betrachtung der Entwurfsaspekte, beginnend beim 1. Planungsvorschlag und dessen Berechnungsmodell bis hin zum Prototypentest und dessen Auswertung.

Diese ganzheitliche Betrachtung kann durch eine integrierte Modellierung erfolgen. Hierbei definieren die wesentlichen Eingangs- und Ausgangsparameter, welche aus allen zu ermöglichenden Geometrie- und Topologievarianten sowie den durchzuführenden Nachweisberechnungen für die Missionsanforderungen abgeleitet werden, das Simulationsmodell der Struktur.

Die Anforderungsliste an Weltraumstrukturen ist natürlich sehr groß und für jede Art von Struktur und Mission speziell, weshalb im Rahmen dieser Arbeit die integrierte Modellierung von parabolischen Antennenreflektoren als typisches Anwendungsbeispiel für extrem dünnwandige Leichtbaustrukturen im Weltraum herangezogen werden soll. Wie in den nachfolgenden Kapiteln gezeigt wird, wurde der Modellierungsaufwand für einen solchen Reflektor auf ein Minimum beschränkt, so dass alle notwendigen Auslegungsberechnungen, insbesondere der Nachweis der thermoelastischen Stabilität, basierend auf einem einzigen parametrisierten Geometriemodell durchgeführt werden konnten. Für das begleitende Anwendungsbeispiel besteht dieser Nachweis aus einer Thermalberechnung im vorgesehenen Orbit, einer thermoelastischen Verformungsberechnung sowie der Abschätzung des Einflusses von Fertigungsungenauigkeiten und Materialparametervariation durch stochastische Verfahren.

1.2 Grundlagen über Reflektoren für Satellitenantennen

Nahezu jede Struktur im Weltraum wird mit einer oder mehreren Sende-/Empfangsantennen ausgestattet. Diese können unterschiedlichen Zwecken dienen; für die Aufrechterhaltung und Überwachung des Betriebs von Satelliten ist zum Beispiel die Übermittlung von Signalen zur Bahnbestimmung, der Austausch von Telemetriedaten und Steuersignalen mit einer Bodenstation oder der Datenaustausch mit anderen Raumflugkörpern per Inter-Satellite-Link zwischen LEO und GEO Satelliten durchzuführen.

Das bei weitem größte Anwendungsfeld für leistungsfähige Satellitenantennen ist heutzutage jedoch die Telekommunikation, die auch in Zukunft noch eine weiter steigende Bedeutung einnehmen wird und schon heute zu den Hauptkunden von Satellitenträgerherstellern zählt.

Als weiteres Anwendungsgebiet sind außerdem (Erd-)beobachtungsmissionen mit Anwendungen in unterschiedlichsten Frequenzbändern zu nennen.

Da durch die in der Raumfahrt üblichen langen Übertragungswege (Freidämpfung) und durch atmosphärische Dämpfungen hohe Verluste auftreten, ist man auf Antennen angewiesen, die in der Lage sind, ein- beziehungsweise abgestrahlte Leistung effektiv zu bündeln. Dazu werden fast ausschließlich parabolische Reflektorantennen mit einer Sender-/Empfängereinheit, welche im Weiteren nur Feed genannt werden soll, am Ort des Fokus verwendet. Dabei sind die im nachfolgenden Unterkapitel beschriebenen Feed-Anordnungen am gebräuchlichsten.

1.2.1 Klassifizierung von Reflektoren nach Sender-/Empfänger-Anordnung

Grundsätzlich wird unterschieden zwischen zentralerregten Antennen, deren Geometrie bei einem ebenen Schnitt senkrecht zur Rotationsachse eines Paraboloids entsteht und Offset-Antennen, die bei einem ebenen Schnitt schräg zur Rotationsachse des Paraboloids entstehen.

Man unterscheidet folgende Ausführungen:

- Prime-Focus: Feed im Primärbrennpunkt
- Cassegrain: Feed im Brennpunkt eines Sekundärspiegels vor dem Primärfokus
- Gregorian: Feed im Brennpunkt eines Sekundärspiegels hinter dem Primärfokus

Für zentralerregte und Offset-Antennen gelten die Bezeichnungen analog. Vorteil der Offsetkonfiguration ist jedoch, dass der Feed beziehungsweise die Strukturen, welche diese mit dem Reflektor verbinden, keine oder nur geringere Abschattungen auf der reflektierenden Oberfläche erzeugen. Dadurch vergrößert sich die effektive reflektierende Fläche, wie in Abbildung 1.1 zu sehen ist.

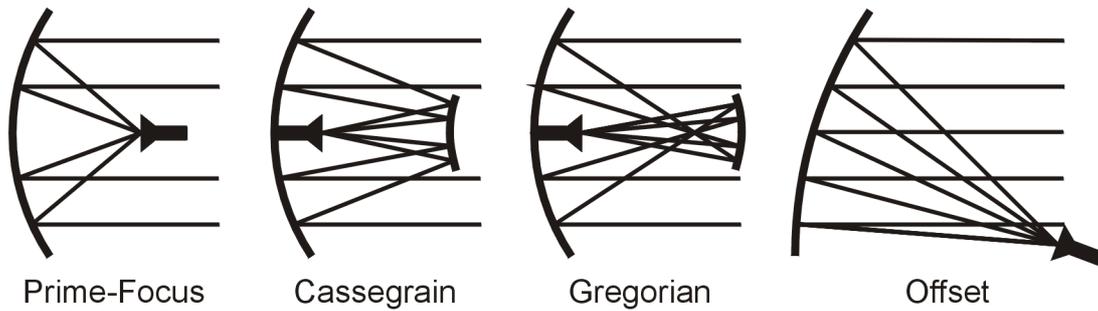


Abbildung 1.1: Ausführungsarten von parabolischen Reflektorantennen

1.2.2 Systematik der verwendeten Frequenzbänder

Die gegenwärtige Entwicklung der Nachrichtentechnik ist von wachsender Nachfrage nach hohen Datenraten gekennzeichnet. Es wird daher erwartet, dass die Auslastung der momentan für die Telekommunikation gebräuchlichen Ku und Ka Frequenzbänder innerhalb der nächsten Jahre so stark ansteigt, dass sich die Satellitentelekkommunikation in Richtung der höherfrequenten Q/V Bänder verlagert.

In Tabelle 1.1 sind die gebräuchlichen Frequenzbereiche der in der Satelliten- und Radartechnik verwendeten Frequenzbänder mit Angabe der Wellenlänge aufgeführt.

Tabelle 1.1: Bezeichnungen der in der Satelliten- und Radartechnik verwendeten Frequenzbänder

Band	Frequenzbereich [GHz]	Wellenlänge [mm]	Band	Frequenzbereich [Ghz]	Wellenlänge [mm]
P	0,22 - 0,30	1360 – 990	K	18,0 – 26,5	16,7 - 11,3
L	1,00 - 2,60	30 - 115	Ka	26,5 – 40,0	11,3 - 7,49
S	2,60 - 3,95	115 - 76	Q	33,0 – 50,0	9,08 - 6,00
C	3,95 - 5,80	76 - 51	U	40,0 – 60,0	7,49 - 5,00
J	5,85 - 8,20	51 - 37	V	50,0 – 75,0	6,00 - 4,00
X	8,20 - 12,4	37 - 24	E	60,0 – 90,0	5,00 - 3,33
Ku	12,4 - 18,0	24 - 16	W	75,0 – 110,0	4,00 - 2,73

Die Verschiebung zu höheren Frequenzen und die damit einhergehende Zunahme der Übertragungsverluste haben zur Folge, dass die Ansprüche an die Oberflächengenauigkeit der Reflektoren steigen, wie im späteren Kapitel 1.4.1 noch erläutert wird.

1.2.3 Klassifizierung von Reflektoren nach Größe

Nach Datashvili [84] erfolgte eine von der ESA als Standard akzeptierte Einteilung von entfaltbaren Reflektoren anhand ihrer Größe. Es wird dabei unterschieden in kleine, mittelgroße, große, sehr große und übergroße entfaltbare Reflektoren.

Bei größeren Durchmessern über 4-6m ist die Notwendigkeit der Entfaltbarkeit der Reflektoren anhand des begrenzt verfügbaren Raums in den momentan verwendeten Trägerraketen sofort einzusehen. Für Durchmesser im Bereich der kleinen entfaltbaren Reflektoren (SDR) ergibt sich die Notwendigkeit der Entfaltbarkeit meist aus den Missionsanforderungen, zum Beispiel bei Mikrosatellitenmissionen, deren erlaubtes Volumen in der Trägerrakete extrem limitiert ist.

Gerade in diesem Bereich sind neue Konzepte unbedingt erforderlich, da es meist einfacher ist, ein bestehendes Konzept durch wenig Mehraufwand hochzuskalieren, als es umgekehrt der Fall ist.

Tabelle 1.2: Einteilung von entfaltbaren Reflektoren anhand ihrer Größe

Small deployable reflectors (SDR)	Medium deployable reflectors (MDR)	Large deployable reflectors (LDR)	Very large deployable reflectors (VLDR)	Super large deployable reflectors (SLDR)
< 4 m	4 – 8 m	8 – 15 m	15 – 25/30 m	> 25/30 m

1.2.4 Klassifizierung von Reflektoren nach Art der reflektierenden Oberfläche

Eine weitere gebräuchliche Einteilung der Antennenreflektoren erfolgt anhand der Art ihrer reflektierenden Oberfläche.

1.2.4.1 Reflektoren mit starrer Oberfläche (solid surface reflectors)

Diese besitzen eine steife, geschlossene Oberfläche. Sie werden oft in Sandwichbauweise mit CFK-Deckschichten ausgeführt und erreichen somit extrem hohe Oberflächengenauigkeiten. Nachteil neben dem damit verbundenen hohen spezifischen Gewicht ist, dass für große entfaltbare Strukturen aufwendige Kinematiken und Entfaltmechanismen entwickelt werden müssen.

1.2.4.2 Reflektoren mit elastisch verformbarer, starrer Oberfläche (largely deformable shell reflectors)

Es handelt sich hierbei um eine starre, jedoch elastisch verformbare, geschlossene Oberfläche; das ganze System kann wie eine Feder verformt werden und entfaltet sich durch Freigabe der elastisch gespeicherten Energie in die Ausgangsform zurück. Diese Art von Oberfläche kann natürlich nur in begrenztem Maß verformt werden, bevor es zum Bruch kommt, so dass ebenso keine besonders hohe Packdichte erreicht werden kann, da gewisse Mindestbiegeradien je nach Art des verwendeten Materials eingehalten werden müssen. Zur Verbesserung der Eigendynamik solcher Systeme werden dabei oft zusätzliche Snap-Through-Mechanismen, beispielsweise durch Versteifungen der Oberfläche, eingebaut, wie in [7], [24] und [25] beschrieben ist. Diese werden beim Zusammenfallen in das labile Gleichgewicht einer Snap-Through-Eigenform gezwungen. Beim Entfaltvorgang kehren sie in den stabilen Gleichgewichtszustand auf niedrigerem Energiepotenzial zurück und bringen dadurch erhebliche zusätzliche Steifigkeit für das System.

1.2.4.3 Reflektoren mit Membranoberfläche (membrane surface reflectors)

Als reflektierende Oberfläche wird hier eine Membran, oft bestehend aus metallisiertem Polyimidfilm, eingesetzt. Diese Bauweise wird hauptsächlich für aufblasbare Strukturen verwendet, da eine geschlossene, luftundurchlässige Oberfläche vorliegt. Hauptproblem hierbei ist die geringe Eigensteifigkeit, welche eine dauerhafte Versorgung mit ausreichendem Überdruck oder eine nachträgliche Aushärtung notwendig macht. Durch die ihnen fehlende Schubsteifigkeit sind Membranen außerdem extrem anfällig für Knittern. Grundsätzlich eignen sich Membranoberflächen daher

weniger für hochgenaue Anwendungen sondern eher für Anwendungen mit sehr großen Durchmessern, für die eine extrem hohe Packdichte gefordert ist.

1.2.4.4 Reflektoren mit Netzoberflächen aus Metalldraht (metal mesh surface reflectors)

Dies ist die momentan gebräuchlichste Art von reflektierenden Oberflächen für sehr große Durchmesser. Sie besteht aus einem Metallnetz, welches durch äußere Vorspannung in die benötigte Paraboloidform gebracht wird. Vorteile sind die extreme Leichtigkeit und die damit erreichbaren hohen Packdichten; Nachteile sind der systematische Fehler infolge nichtkontinuierlicher Lasteinleitung der Vorspannkraft (Pillow-Effect, siehe auch [84]), wodurch das Paraboloid abschnittsweise durch einen Polygonzug abgebildet wird, sowie die relativ niedrigen nutzbaren Frequenzbänder, da mit steigender Frequenz schnell ein sehr dichtes Netz notwendig ist.

1.2.4.5 Oberfläche aus flexiblem Membranmaterial (flexible shell membrane reflecting surface)

Hierbei handelt es sich um eine neuentwickelte Art von Oberfläche, welche die Vorteile einer Membranbauweise mit denen der elastisch verformbaren starren Oberflächen vereint. Das Material hierfür basiert auf einem Verbundwerkstoff aus Kohlefasern und einer Matrix aus weltraumtauglichem Silikon, welches in einem großen Temperaturbereich elastisch verformbar ist und selbst nahezu keine Thermaldehnungen aufweist. Dadurch sind höhere Genauigkeiten als bei einer reinen Membranbauweise möglich, da die Eigensteifigkeit der Silikonmatrix ausreicht, die Paraboloidform ohne Pillow-Effect abzubilden. Gleichzeitig sind wenige bis überhaupt keine Vorspannkraften notwendig; außerdem können durch das flexible Zusammenfallen ähnlich einer Membran extrem hohe Packdichten erreicht werden.

1.3 Radioelektrische Charakterisierung von Antennen

In den folgenden Unterkapiteln sollen notwendige Begriffe zur Charakterisierung von Antennen und ihrer radioelektrischen Anforderungen, welche zum Verständnis der weiteren Teile dieser Arbeit notwendig sind, näher erläutert werden. Für weitere Grundlagen und Details sei zum Beispiel auf [65] und [66] verwiesen.

1.3.1 Strahlungsdiagramm

Die wesentlichen radioelektrischen Eigenschaften einer Antenne können dem charakteristischen Strahlungsdiagramm entnommen werden. Hierfür ist immer eine Betrachtung des Gesamtsystems, in unserem Fall aus Sende-/Empfangseinheit (Feedhorn) und Reflektor notwendig.

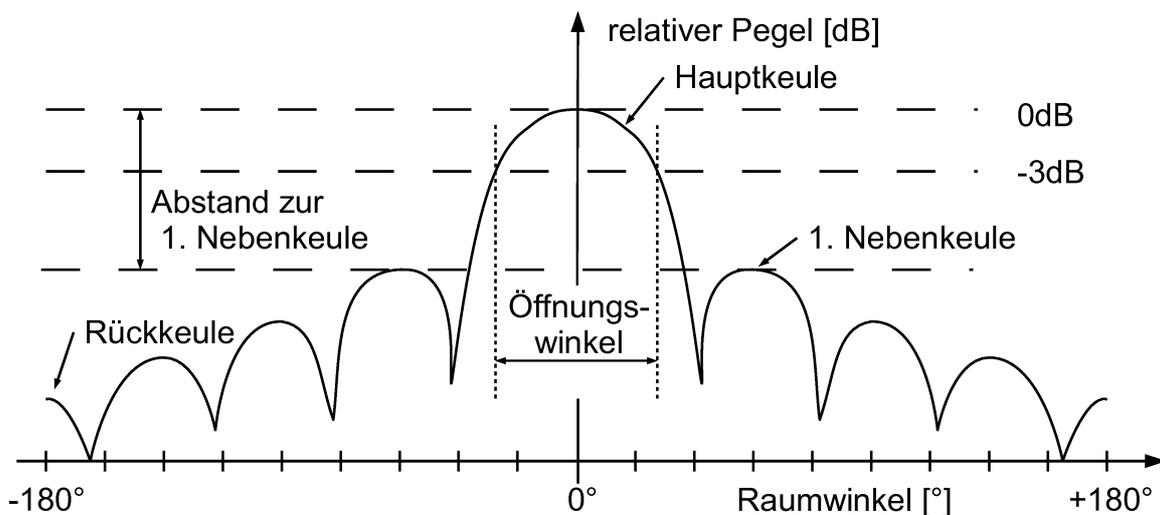


Abbildung 1.2: Charakteristisches Strahlungsdiagramm einer Antenne

Zur Erstellung des Diagramms wird kugelförmig um die Antenne die Strahlungsinintensität in die jeweilige Raumrichtung gemessen und in einem Polardiagramm in logarithmischer Dezibelskala aufgetragen. Üblich ist es hierbei, nur gewisse Ebenen wie Horizontal- und Vertikalebene sowie eine um 45° geneigte Ebene des so entstandenen 3D-Flächenkörpers zu betrachten. Die Ergebnisse werden dabei relativ zum Intensitätsmaximum der Hauptrichtung (Boresight), welches als 0dB definiert wird, als Pegel dargestellt. Aufgrund der Vertauschbarkeit der Antenne als Sender und Empfänger (Reziprozität) gilt das gemessene Diagramm sowohl für Sende- als auch Empfangspegel.

Die wichtigsten aus dem in Abbildung 1.2 dargestellten Strahlungsdiagramm ablesbaren Kenngrößen sollen im Folgenden kurz zum besseren Verständnis dieser Arbeit erläutert werden.

1.3.2 Antennengewinn (Gain) und Reflexionsverluste (Reflection Loss)

Der Empfang / die Abstrahlung einer Parabolantenne erfolgen zielgerichtet durch die Strahlungsbündelung der parabolischen Form, was am Maximum des Gewinns in Hauptrichtung (Boresight) im Strahlungsdiagramm ersichtlich ist.

Der Gewinn (Gain) einer Antenne gibt dabei die Verstärkung der gesendeten Strahlung in Bezug auf eine Referenzantenne an. Als Referenzantenne für Parabolanten-

nen dient im Regelfall eine so genannte isotrope Antenne, welche kugelförmig mit ideal konstanter Intensität in den umgebenden Raum abstrahlt und deren Bezugspegel als 0dBi definiert ist. Das logarithmische Verhältnis der Feldstärken von gemessener Antenne zur Referenzantenne ist somit der Antennengewinn, angegeben in Dezibel isotrop (dBi).

Die Strahlungscharakteristik und der Antennengewinn sind abhängig von der Betriebsfrequenz. Zur Ermittlung der optimalen Sende- und Empfangsfrequenzen wird daher zusätzlich der Gewinn in Hauptrichtung in Abhängigkeit der Betriebsfrequenz im vorgesehenen Frequenzbereich gemessen. Bei der Messung des Antennengewinns werden alle Systemverluste der Antenne (innerer elektrischer Widerstand) mit-erfasst.

Rechnerisch kann der Gewinn einer Antenne unter idealen Annahmen für Geometrie und elektrische Leitfähigkeit ermittelt werden. Der effektive Gewinn ergibt sich nach Abzug aller Verluste, welche im Rahmen einer Vorauslegung konservativ abgeschätzt werden können.

Der Gewinn einer idealen Antenne ohne Verluste, auch als Richtfaktor oder Direktivität bezeichnet, ist proportional zur Reflektorfläche A und kann nach Ruze [5] über die Formel (1-1) mit der Wellenlänge $\lambda = \frac{c}{f}$ aus Lichtgeschwindigkeit ($c = 3 \cdot 10^8 \frac{m}{s}$) und Betriebsfrequenz f abgeschätzt werden.

$$(1-1) \quad G_0 = 10 \log \left(\frac{\eta_{\text{eff}} \cdot 4\pi}{\lambda^2} \cdot A_{\text{eff}} \right) = 10 \log \left(\frac{\eta_{\text{eff}} \cdot \pi \cdot d}{\lambda} \right)^2$$

Der Wirkungsgrad η_{eff} liegt hierbei üblicherweise zwischen 0,6 und 0,8.

Die Verluste infolge statistisch verteilter Oberflächenungenauigkeiten ε des Reflektors, welche als Standardabweichung des Oberflächenfehlers (RMS) angegeben werden, können ebenfalls mittels einer Formel von Ruze abgeschätzt werden. Der resultierende Gewinn wird dabei durch Multiplikation des rechnerisch idealen Gewinns mit einem Verlustfaktor ausgedrückt.

$$(1-2) \quad G = G_0 \cdot e^{-(4\pi\varepsilon/\lambda)^2}$$

Die Verluste in Dezibel ergeben sich in Abhängigkeit des Oberflächenfehlers ε somit zu:

$$(1-3) \quad \Delta G = 10 \cdot \log \left(e^{-(4\pi\varepsilon/\lambda)^2} \right)$$

Weitere Verluste durch die innere Antennenelektrik müssen je nach Anwendungsfall abgeschätzt werden.

1.3.3 Öffnungswinkel / Strahlbreite (Beam Width)

Die Strahlbreite, auch Öffnungswinkel genannt, wird charakterisiert durch einen Intensitätsabfall des Strahls von 3dB im Strahlungsdiagramm (siehe Abbildung 1.2), was einer Halbierung der Intensität entspricht. Mit zunehmendem Antennengewinn steigt gleichzeitig die Strahlungsbündelung, der Öffnungswinkel α nimmt dadurch folglich ab.

1.3.4 Pointing Stability und Pointing Error

Das Empfangsgebiet einer Antenne wird definiert durch Strahlrichtung und Strahlbreite. Durch eine Missionsanforderung an die Pointing Stability wird sichergestellt, dass die elektromagnetische Strahlung das Zielgebiet jederzeit mit ausreichender Intensität abdeckt beziehungsweise ankommende Radiostrahlung aus dem Zielgebiet jederzeit in ausreichender Intensität empfangen werden kann. Die Definition der Pointing Stability erfolgt dabei durch eine maximal zulässige Winkelabweichung des Antennenstrahls. Eine sinngemäße Übersetzung des Begriffs „Pointing Stability“ ist daher die „Zielgenauigkeit des Antennenstrahls“.

Thermoelastische Verformungen des Antennenreflektors können durch resultierende Winkelabweichungen des Hauptstrahls einen Einfluss auf die Pointing Stability haben und müssen daher berücksichtigt werden.

1.3.5 Nebenkeulen (Sidelobes)

Bei jeder Antenne kommt es neben der Ausstrahlung der zielgerichteten Hauptkeule maximaler Intensität (Mainlobe) auch zur Abstrahlung in weitere Richtungen, welche als Nebenkeulen (Sidelobes) bezeichnet werden. Die rückseitige Ausstrahlung in 180° Richtung wird dabei zusätzlich als Rückkeule (Backlobe) bezeichnet.

Nebenkeulen entstehen durch Interferenzeffekte und lassen sich nicht vermeiden, daher sind in Missionsanforderungen das zulässige Maximum sowie oft auch der Abstrahlwinkelbereich der 1. Nebenkeule einer Antenne reguliert.

Grund hierfür ist, dass ein möglichst kleiner Teil der eingebrachten Sendeleistung als Verlust in die Nebenkeulen fließen soll; weiterhin muss die Ausstrahlung in unerwünschte Gebiete außerhalb des Hauptstrahls durch ein Limit auf den maximalen Pegel der Nebenkeulen vermieden werden, um elektromagnetische „Verschmutzung“ und somit eine Störung anderer Sender/Empfänger zu vermeiden.

Durch radioelektrische Simulation lassen sich die Nebenkeulen einer idealen Antenne berechnen, jedoch haben Größe und Verteilung des Oberflächenfehlers einer Antenne einen großen Einfluss auf deren Pegel. In Missionsanforderungen resultieren die Anforderungen an die Oberflächengenauigkeit des Reflektors daher oftmals mehr aus Anforderungen zur Begrenzung der Nebenkeulen als aus Anforderungen an maximale Pegelverluste.

1.3.6 Depolarisation

Ein Teil der in den elektromagnetischen Wellen abgestrahlten Energie wird in gegenüber dem Eingangssignal geänderter Polarisierung abgestrahlt, was unerwünscht ist, da eine in ihrer Polarisierung veränderte elektromagnetische Welle von der Empfangsantenne nur mit verringerter Leistung empfangen werden kann.

Als Missionsanforderung wird daher für das depolarisierte Signal ein maximal zulässiger Pegel festgelegt.

1.3.7 Unterschied zwischen zwei orthogonalen Polaritätsebenen

Die Antenne wird mit elektromagnetischer Strahlung jeweils zweier orthogonaler Polaritätsebenen bestrahlt. Die Unterschiede in Amplitude und Phase des empfangenen Signals sind als Missionsanforderung durch einen maximalen Differenzpegel und maximalen Phasendifferenzwinkel festgelegt.

1.3.8 Strahlungsdurchgang (Transmission)

Der Strahlungsdurchgang ist als Missionsanforderung ebenfalls auf einen maximal zulässigen Pegel der Rückkeule zu begrenzen.

1.3.9 Passive Intermodulation (PIM)

Als passive Intermodulation wird die Anregung von höheren Frequenzen, genauer gesagt vielfachen der Trägerfrequenz bezeichnet. Ursache hierfür sind systemimmanente Nichtlinearitäten, beispielsweise unsaubere Verbindungen und Kontaktstellen elektrisch leitender Bauteile, Materialrisse, lokale Beschädigungen leitender Beschichtungen oder inkompatible Materialien. Bei Auslegung und Bau einer Antenne sind besonders auf Materialebene PIM-verursachende Störquellen zu vermeiden und, falls gefordert, zu testen.

1.3.10 Elektrostatische Aufladung (Electrostatic Discharge (ESD))

Zur Vermeidung von Entladungsschäden durch elektrostatische Aufladung ist für die gesamte Struktur eine elektrische Mindestleitfähigkeit nachzuweisen.

1.4 Umsetzung der radioelektrischen Missionsanforderungen in mechanische Anforderungen an die Antennenstruktur

Eine wichtige Voraussetzung für die Strukturauslegung auf mechanischer Seite ist die Umsetzung der radioelektrischen Missionsanforderungen in mechanische Anforderungen an die Struktur, da radioelektrische Simulationen sehr rechenintensiv sind und mit den strukturmechanischen Modellen nicht durchgeführt werden können. Eine parallel geführte Verifikation der radioelektrischen Eigenschaften zur mechanischen Strukturauslegung ist daher aufgrund der vielen bestehenden Konzeptmöglichkeiten und Parameter zu Beginn der Planungsphase nicht sinnvoll und soll lediglich für die aus mechanischer Sicht aussichtsreichsten Modelle durchgeführt werden.

1.4.1 Oberflächengenauigkeit / thermoelastische Stabilität

Das Hauptauslegungskriterium für Antennenreflektoren aus mechanischer Sicht ist im Allgemeinen die Oberflächengenauigkeit im Orbit. Die einzuhaltende Oberflächengenauigkeit kann zwischen Bruchteilen von Mikrometern für sehr hohe Frequenzbänder bis zu einigen Millimetern für niedrige Frequenzbänder variieren.

Ein physikalisches Limit für die maximal sinnvoll reflektierbare Frequenz eines Reflektors für elektromagnetische Wellen, zu denen optische Spiegel genauso wie Mikrowellenantennen gehören, ergibt sich aus dem Beugungseffekt (Diffraktion) der elektromagnetischen Wellen, wie von Born in [52] erklärt wird:

“The resolution of an optical imaging system like a microscope or telescope or camera can be limited by multiple factors like imperfections in the lenses or misalignment. There is however a fundamental maximum to the resolution of any optical system which is due to diffraction. An optical system with the ability to produce images with angular resolution as good as the instrument's theoretical limit is said to be diffraction limited”

Für Antennenreflektoren, die im Mikrowellenbereich mit Wellenlängen im Millimeterbereich arbeiten, ist die maximale Auflösungsfähigkeit somit für das Diffraktionslimit erreicht. Für optische Anwendungen kann alternativ die Genauigkeitsanforderung durch eine Forderung nach dem Auflösungsvermögen, einem Mindestwinkelabstand zweier zu beobachtender Objekte, definiert sein, worauf hier nicht näher eingegangen werden soll.

Das Strehl-Verhältnis (Definitionshelligkeit, Strehl-Ratio), ein Maß für die Güte von optischen Spiegeln, kann ebenfalls für die Abschätzung von maximal zulässigen Oberflächenfehlern ϵ_{RMS} von Antennenreflektoren benutzt werden. Es ist definiert durch:

$$(1-4) \quad R_s = 1 - \left(\frac{2\pi}{\lambda} \right)^2 \cdot \epsilon_{\text{RMS}}^2 \quad (\text{Strehl-Verhältnis})$$

Für ein Strehl-Verhältnis $R_s > 0,8$ gilt die Annahme, dass das Diffraktionslimit erreicht ist, woraus für den maximal zulässigen Oberflächenfehler folgt:

$$(1-5) \quad 0,8 \leq 1 - \left(\frac{2\pi}{\lambda} \right)^2 \cdot \epsilon_{\text{RMS}}^2 \Leftrightarrow \epsilon_{\text{RMS}} \leq \frac{\lambda}{14}$$

Hieraus leitet sich die in der Antennenentwicklung gängige Regel ab, dass der mittlere Oberflächenfehler (RMS) eines Antennenreflektors mindestens kleiner als $1/14$ der kleinsten zu reflektierenden Wellenlänge sein muss. Oftmals sind jedoch noch höhere Genauigkeiten, zum Beispiel $\varepsilon \leq \frac{\lambda}{50}$, zur Einhaltung der Anforderungen an die Nebenkeulen erforderlich. Eine ausführliche Definition und Hinweise zur Berechnung des RMS-Wertes von Oberflächenfehlern befinden sich in Kapitel 5.

Die Abschätzung von Oberflächengenauigkeiten unter den während einer Mission zu erwartenden Thermalbedingungen kann, wie in den folgenden Kapiteln gezeigt wird, mittels Thermalsimulation und anschließender Berechnung der thermoelastischen Verformungen geschehen.

Neben den thermisch bedingten Verformungen spielen sehr viele weitere unterschiedliche Einflüsse eine Rolle für die Oberflächengenauigkeit. Dies sind zum Beispiel die Streuung von Materialparametern, der Einfluss der Schwerkraft bei Messungen am Boden, hygroelastische Verformungen, Materialalterungseffekte, unterschiedliche Mess- und Auswerteverfahren der Verformungen, etc. Dies hat sich als problematisch beim Vergleich mit den Simulations- und Messergebnissen der Oberflächengenauigkeiten anderer Antennenentwickler herausgestellt, da diese in der Literatur in den meisten Fällen lediglich in Form eines einzigen RMS-Wertes angegeben sind. Daher ist ein quantitativer Vergleich der Oberflächengenauigkeit verschiedener Antennenstrukturen immer kritisch zu betrachten.

1.4.2 Elektrische Leitfähigkeit der reflektierenden Oberfläche

Zur Reflexion elektromagnetischer Wellen ist eine elektrische Leitfähigkeit der reflektierenden Oberfläche Grundvoraussetzung. In Abhängigkeit des gewünschten Frequenzbereichs variieren die Anforderungen an die Leitfähigkeit jedoch sehr. So ist es für Anwendungen im niederfrequenten Bereich durchaus üblich, triaxial gewebtes Kohlefasergewebe (siehe Kapitel 4.3.4.3), welches eine Wabenstruktur mit 6-eckigen Löchern im Millimeterbereich vorweist, ohne jegliche metallische Beschichtung einzusetzen. Mit zunehmender Frequenz, also abnehmender Wellenlänge, steigen jedoch die Anforderungen an die elektrische Leitfähigkeit der reflektierenden Oberfläche und die zulässige „Lochgröße“, so dass im Bereich ab dem Ka-Band nur noch Reflektoren mit vollständig geschlossener Oberfläche möglich sind. Hierzu wurde ein ausführlicher Vergleichstest der radioelektrischen Eigenschaften verschiedener CFK-Lamine vom Kohlefaserverhersteller Nippon Graphite Fibers durchgeführt und dessen Ergebnisse in [37] präsentiert.

Die notwendige Dicke der elektrisch leitenden Schicht beträgt für die gängigen Beschichtungsmaterialien Aluminium und Gold im Mikrowellenbereich der hohen Frequenzbänder nur Bruchteile von Mikrometern, weshalb ein metallisch beschichtetes, nicht leitendes Substrat als reflektierende Oberfläche ebenfalls gut geeignet ist. Zur genauen Berechnung der minimal erforderlichen Beschichtungsdicke sei an dieser Stelle auf die Berechnung von äquivalenten Leitschichtdicken (Skin-depth) verwiesen. ([64], Kapitel 3.16)

1.4.3 Masse

Als weitere Restriktion ist die speziell in der Raumfahrt anzutreffende Forderung nach minimaler Masse einzuhalten. Diese wird üblicherweise für kleinere Reflektoren als Gesamtmasse, für Reflektoren mit größerem Durchmesser als auf die reflektierende Oberfläche bezogene Masse angegeben.

1.4.4 Steifigkeit / Eigenfrequenzen

Die Anforderungen an die minimalen Eigenfrequenzen im Betriebszustand eines Reflektors können meist problemlos erfüllt werden, sofern keine besonderen Missionsanforderungen zu berücksichtigen sind. Eine weitaus kritischere Anforderung ist durch den Raketenstart gegeben, bei dem die Trägerrakete auf keinen Fall durch Resonanzschwingungen der transportierten Payload beeinflusst werden darf. Für entfaltbare große Reflektoren kann im gepackten Zustand die geforderte minimale 1. Eigenfrequenz meist ohne große Probleme erreicht werden, für kleine, nicht faltbare Reflektoren ist diese Forderung durchaus ein zu berücksichtigender Faktor für das Strukturkonzept, sofern auf zusätzliche Haltevorrichtungen für den Reflektor während des Starts der Trägerrakete verzichtet werden soll.

1.4.5 Festigkeit

Neben der Forderung nach ausreichender Steifigkeit muss der Reflektor selbst natürlich den Raketenstart unbeschadet überstehen und ist deshalb ausreichend zu dimensionieren. Besonderer Wert ist hier auf die Festigkeit von Verbindungsstellen zu legen, die im Allgemeinen Schwachstellen der Struktur darstellen und in vielen Fällen nur schwer rechnerisch nachweisbar sind.

Die während des Starts auftretenden hochdynamischen Lasten werden beim rechnerischen Nachweis üblicherweise zuerst durch konservative statische Ersatzlasten ersetzt, bevor weitergehende Untersuchungen durchgeführt werden.

1.4.6 Faltbarkeit / Entfaltbarkeit

Für Reflektoren mit großen Durchmessern ist aufgrund des begrenzten Ladevolumens der jeweiligen Trägerrakete ein Falt- und Entfaltmechanismus vorzusehen. Anforderung an diesen ist primär, ein ausfallsicheres Entfalten im Weltraum, selbst nach mehrmonatiger bis mehrjähriger Wartezeit bis zum Start, zu gewährleisten.

Ein weiterer in Zukunft sehr wichtig werdender Punkt hierbei sind Antennen für Mikrosatelliten, für die kleine Durchmesser mit extrem hohen Packdichten, zum Beispiel 1-2m Durchmesser bei 1dm³ Packvolumen, gefordert sind.

1.4.7 Umwelteinflüsse im Weltraum

Neben den bereits angesprochenen thermischen Einflüssen sind im Weltraum weitere Umwelteinflüsse wie Angriff durch atomaren Sauerstoff (atomic oxygen, ATOX), Ausgasen infolge des Vakuums (outgassing) sowie Feuchtigkeitsverlust inklusive den damit verbundenen Verformungen (hygroelastic deformations) und einfallende UV-Strahlung zu berücksichtigen. Eine Simulation der genannten Einflüsse ist aus struktureller Sicht gesehen in vielen Fällen nicht machbar, da viele Vorgänge sich auf der Materialebene abspielen. Als Abhilfe ist im Allgemeinen die Auswahl sinnvoller Kombinationen weltraumtauglicher Materialien und, falls notwendig, die Berechnung mit degradierten Materialkennwerten ausreichend.

1.5 Vorangegangene Arbeiten

Da der Oberbegriff dieser Arbeit, die „Integrierte Modellierung“, ein weites Gebiet umfasst, soll im ersten Teil dieses Kapitels ein grober Überblick über vorangegangene Arbeiten in diesem Themengebiet, größtenteils bereits im Hinblick auf die Kombination der Disziplinen Thermalanalyse / Strukturanalyse / optische Analyse gegeben werden.

Im zweiten Teil dagegen sollen vorangegangene Arbeiten und zukünftige Trends zu wichtigen Aspekten der Entwicklung von Satellitenantennen und deren Bezug zu dieser Arbeit vorgestellt werden.

1.5.1 Integrierte Modellierung - Allgemein

Die integrierte, parametrische Modellierung bietet dem Modellersteller die Möglichkeit, beginnend bei Vorentwicklungsphasen bis hin zum Prototypentest, Simulationsmodelle zu erstellen, Parameteruntersuchungen, multidisziplinäre Simulationen, Optimierungen sowie Verifikationen anhand Material-, Bauteil- oder Strukturtests mit einem einzigen Simulationsmodell durchzuführen.

Vorangetrieben wurde diese Möglichkeit durch die immer bessere Verschmelzung und Verknüpfung von parametrischen CAD-Tools mit den unterschiedlichsten Simulationstools und die Möglichkeit, über verschiedenste Schnittstellen komplexe Datensätze oder ganze Modelle zwischen den einzelnen Programmsystemen auszutauschen.

So wurde in [41] im Rahmen des Vorentwurfsprozesses für ein Satellitenteleskop (MOST – Modular Optical Space Telescope) ein parametrisches Design eingeführt. Dieses ermöglicht eine schnelle Beurteilung unterschiedlicher Teleskopkonzepte, um vielversprechende Architekturen zu identifizieren. So können Voruntersuchungen wesentlicher Geometrieparameter (zum Beispiel Form des optischen Spiegels, Topologie der tragenden Struktur) oder Vergleichsstudien völlig unterschiedlicher Architektur-Konzepte durchgeführt werden, bevor das Gewinner-Konzept durch ein genaueres Modell, eine Weiterentwicklung des Ursprungsmodells, abgebildet wird.

Ein dabei besonders wichtiger Aspekt ist, die kritischen Anforderungen sowie die kritischen Einflussparameter vor der Modellerstellung zu identifizieren und deren Abhängigkeiten im Modell richtig abzubilden.

Hierfür wurden mehrere Programmsysteme über Schnittstellen gekoppelt, um Missionsanforderungen (Optik des Teleskops, Auszeit infolge Schwenkmanöver) sowie Strukturanforderungen (Masse, Dynamik infolge Schwenkmanöver) gleichermaßen betrachten zu können.

Als Obersystem dient hierbei das Programmsystem MATLAB [60], welches alle Daten verwaltet und mit Schnittstellen für die einzelnen Unterprogramme ausgerüstet wurde. Die jeweils benötigten Parameter werden von MATLAB an die einzelnen Unterprogramme weitergegeben, die notwendigen Analysen durchgeführt und die Ergebnisse wieder zurück an MATLAB gegeben und gespeichert. Durchgeführt wurden in diesem Fall eine Massenabschätzung, eine Abschätzung des dynamischen Verhaltens bei verschiedenen Schwenkmanövern mittels Zustandsraumdarstellung sowie eine Betrachtung des Einflusses der dynamischen Antwort auf die optische Abbildungsgenauigkeit. Da es sich hierbei um eine vereinfachte Systemdarstellung handelt, dient das parametrische Modell laut den Autoren mehr dem Relativvergleich unterschiedlicher Modelle als einer absoluten Aussage.

Für die Entwicklung eines optischen Teleskops basierend auf Kohlefaserverbundwerkstofftechnologie wurden in ähnlicher Weise parametrische Modelle erzeugt und untersucht [42]. Grundgedanke dieser Untersuchung war, die bestehenden, vergleichsweise schweren und teuren Glasspiegelteleskope durch leichtere, einfacher herstellbare CFK-Spiegel-Teleskope zu ersetzen. Die Machbarkeit und das Vorgehen mittels parametrischer Modelle wurden an einem Spiegelteleskop mit einem Durchmesser des Primärspiegels von 31cm demonstriert.

Dafür wurde innerhalb eines parametrischen Modells eine Parameterhierarchie mit den beiden wesentlichen Parametern Spiegeldurchmesser und Fokus auf oberster Ebene festgelegt. Davon abgeleitet werden unterschiedliche Klassen, die unterschiedliche Bauweisen für die einzelnen Substrukturen definieren. Dies kann für den Primärspiegel zum Beispiel alternativ eine rippenversteifte oder eine Sandwichbauweise sein, deren Definition mittels geeigneter Klassenparameter erfolgt.

So kann durch Parameter- und Klassenwahl beginnend in der obersten Ebene bis zur niedrigsten Detailebene das Modell definiert werden. Dazu erzeugte Klassenskripte sind dann in der Lage, die Parameter in ein geometrisches Modell umzusetzen. Wiederum müssen das Modell über geeignete Schnittstellen in die entsprechende Simulationssoftware importiert, alle Berechnungen durchgeführt und die Ergebnisse in geeigneter Weise exportiert werden.

Hauptaugenmerk bei diesen Untersuchungen lag auf dem Einfluss von Windlasten auf das Teleskop. Hierzu wurden Druckverteilungen auf die Struktur mittels CFD-Simulation ermittelt und durch anschließende strukturdynamische Berechnung die entstehenden Verformungen berechnet. Ein wichtiger Aspekt ist dabei die Korrelation zwischen den Rechenmodellen: Für eine Strömungsanalyse werden im Allgemeinen weniger feine Diskretisierungen als für eine Strukturanalyse benötigt, was eine effiziente Ergebnisinterpolation beim Aufbringen der berechneten Drücke auf das Strukturmodell nötig macht. Allgemein betrachtet kann die Interpolation daher als weitere „Schnittstelle“ zwischen den Modellen angesehen werden.

Mit Hilfe des so generierten parametrischen Modells wurden Untersuchungen durchgeführt, die hauptsächlich die Änderungen von Masse und Eigensteifigkeit des Teleskops bei unterschiedlichen Lagenaufbauten der CFK-Deckschichten und unterschiedlichen Lagerungen des Sekundärspiegels betrachten. Eine Festlegung von wesentlichen Anforderungskriterien und eine dahin zielgerichtete Optimierung des Teleskops sind nicht zu finden.

Ein Anwendungsbeispiel für eine stark vereinfachte Thermalberechnung mit anschließender Deformationsberechnung für ein Solarsegel wird in [43] vorgestellt. Ziel der Studie war, den Einfluss von ungleichmäßigen Temperaturfeldern, welche sich durch Lagekontrollmanöver einstellen und der daraus resultierenden Solarsegelverformungen auf die Leistung (Schub, Torsion durch Exzentrizität des Kraftangriffspunkts) festzustellen.

Für diese Aufgabe wurde ein Strukturmodell des Solarsegels im Programmsystem NASTRAN entworfen. Die Strukturberechnungen hierfür müssen geometrisch nicht-linear erfolgen, da ein extrem dünnes Membranmaterial für das Segel verwendet wurde, um dessen Flächengewicht möglichst gering zu halten.

Die Berechnung selbst gliedert sich in drei Schritte: Ausgehend von der vorgepannten idealen Ausgangsform des Segels und dem einfallenden Solardruck wird mit dem Programmsystem MATLAB die resultierende Temperaturverteilung über die Segelfläche berechnet. Im FE-Programmsystem NASTRAN werden daraufhin die

thermoelastischen Verformungen berechnet und für das verformte System in MATLAB erneut die resultierende Temperaturverteilung ermittelt. Diese Schleife wird so lange wiederholt, bis sich ein Gleichgewicht einstellt. Anschließend werden die Daten der verformten Struktur in einer Spezialsoftware zur Ermittlung der Leistungsdaten des Solarsegels ausgewertet.

Eine starke Vereinfachung findet hier in der Thermalberechnung statt: Die thermische Leitfähigkeit der Membran sowie Strahlungsaustausch innerhalb der Segelfläche werden vernachlässigt, stattdessen werden nur Absorptions- und Emissionsanteile der von außen einfallenden Sonnenstrahlung gemittelt über das hierfür maßgebende Infrarotspektrum betrachtet. Außerdem wird von einem stationären Zustand ausgegangen, da die Steuermanöver sehr langsam ausgeführt werden, es treten keine transienten Effekte auf.

Auffällig im Hinblick auf den Aspekt der integrierten Modellierung ist für dieses Beispiel wiederum, dass mehrere Programmsysteme über Schnittstellen miteinander kommunizieren müssen. Für die Parametrisierung ist erkennbar, dass das Strukturmodell fest definiert ist; lediglich Größe und Winkel der einfallenden Strahlung können parametrisch verändert werden.

Ein weiteres Beispiel für die integrierte Modellierung eines Weltraumteleskops findet sich in [46]. Der Schwerpunkt wurde dabei auf die Thermalkontrolle, thermoelastische und optische Analyse inklusive des Vergleichs des Modells mit einem realen Breadboard gelegt.

Neben den bereits zuvor getroffenen Schlüssen bezüglich Programminterfaces und Ergebnismapping (Thermalmodell – Strukturmodell – Optisches Modell) zwischen den unterschiedlichen Disziplinen sollen im Folgenden die wichtigen Aspekte des Vergleichs zwischen Simulation und Prototyp herausgestellt werden:

Es wurde festgestellt, dass bestimmte Modellparameter justiert werden mussten, um bestmögliche Übereinstimmung zwischen Modell und Prototyp zu erreichen. Dies bekräftigt die Aussage, dass Modelle am besten geeignet sind, Trends zu untersuchen und Vergleiche zwischen unterschiedlichen Konfigurationen zu tätigen. Für absolute Aussagen ist jedoch unbedingt eine Korrelation mit Versuchsdaten notwendig.

Die anzupassenden Parameter für die Thermalberechnung waren im Wesentlichen die Absorptions- und Emissionskoeffizienten sowie die Wärmekapazitäten der verwendeten Materialien. Für die anschließende thermoelastische Berechnung waren die Wärmeausdehnungskoeffizienten der Spiegel die maßgebenden Einflussfaktoren. Diese schwanken für das Spiegelmaterial um wenige Mikrostrains um den Nullpunkt über die gesamte Spiegelfläche und sind somit maßgeblich für die die Optik beeinflussenden thermoelastischen Spiegelverformungen verantwortlich.

Eine möglichst exakte Kenntnis der Thermalausdehnungskoeffizienten und deren Verteilung über die Spiegelfläche ist daher die wichtigste Voraussetzung zur Vorhersage von thermoelastischen Verformungen.

Diese Aussage wird durch [47] bekräftigt, wo für eine große entfaltbare Satellitenantenne mit 35m Durchmesser zur Erdbeobachtung unterschiedliche Materialkombinationen für den Reflektor untersucht wurden. Hierfür wurde eine thermale Orbitssimulation mit mehreren Paarungen von Beschichtungen unterschiedlicher Absorptions- und Emissionswerte für Vorder- und Rückseite einer Kaptonmembran durchgeführt und die berechneten maximalen Temperaturgradienten ausgewertet. Es zeigte sich im Laufe der Untersuchung, dass die Auflagerbedingungen für den Re-

flektor ebenfalls eine wichtige Rolle spielen. Durch den Unterschied der Wärmeausdehnungskoeffizienten zwischen Reflektormembran und dem äußeren umlaufenden Ring werden nicht tolerierbare Deformationen erzeugt. Da eine Anpassung der Wärmeausdehnungskoeffizienten in diesem Fall nicht möglich ist, wurde eine elastische Aufhängung mittels Spannseilen untersucht, die in der Lage ist, die entstehenden thermalen Verformungsdifferenzen auszugleichen und so die Abweichungen des Reflektors von der Idealform klein hält.

Als letzter Schritt zur Verkleinerung des Oberflächenfehlers wurde die Möglichkeit aufgezeigt, durch elektrostatische Aktoren gezielt den Oberflächenfehlern entgegenzuwirken. Anhand der durchgeführten Massenkalkulation ist schnell ersichtlich, dass das dafür notwendige Mehrgewicht aus Elektroden, Zuleitungen und Spannungsversorgung nur für sehr große Reflektoren Sinn macht. So konnte laut Abschätzung für einen 35m Membranreflektor mit elektrostatischen Aktoren ein Flächengewicht von $0,6\text{kg/m}^2$ erreicht werden, wohingegen für einen 5m Membranreflektor mit elektrostatischen Aktoren ein Flächengewicht von über 20kg/m^2 erreicht würde. In diesem Fall können logischerweise andere Bauweisen, wie zum Beispiel die in Kapitel 1.2.4 beschriebene *solid surface*, *largely deformable surface* oder *flexible membrane* Bauweise bei geringerem Flächengewicht bessere Ergebnisse erzielen.

In [49] werden Vor- und Nachteile zweier unterschiedlicher Möglichkeiten der Thermalanalyse aufgezeigt: Der traditionelle Weg über ein spezialisiertes Thermalanalyse-Tool ist für Modellierungsmöglichkeiten, Berechnungsdauer und Genauigkeit optimal; jedoch ist die nachfolgende Anbindung an ein Strukturmodell problematisch, da die berechneten Oberflächentemperaturen aufwändig für die höhere Knotendichte des Strukturmodells gemittelt (gemapped) werden müssen.

Der zweite Weg, im FE-Programmsystem die Strukturelemente durch Thermalelemente zu ersetzen, folglich für beide Disziplinen das gleiche Netz zu benutzen, fordert mehr Rechenleistung und Rechendauer bei ungenaueren Ergebnissen. Runde Oberflächen werden im FE-Netz durch Facettenoberflächen angenähert, dafür müssen mehr Knoten und Elemente generiert, somit die zigfache Anzahl von Oberflächenwinkeln und Sichtbarkeiten berechnet werden. Es können somit nicht alle Möglichkeiten einer spezialisierten Thermalanalyse ausgeschöpft werden und in vielen Fällen treten Konvergenzprobleme bei der numerisch-iterativen Berechnung auf.

[50] zeigt ein Beispiel für typisches Vorgehen und Probleme bei kombinierter Thermal- und Strukturanalyse eines Satellitenteleskops mit Spezialsoftware „Thermal Desktop“. Diese verknüpft als übergeordnetes CAD-System das Thermalanalyse-Programm SINDA mit dem Strukturberechnungs-Programm NASTRAN. Zu sehen ist, dass hierfür nach wie vor sehr viele Schritte von Hand durchzuführen, also nicht automatisierbar, sind.

Die Einführung von Parametern und der Möglichkeit, externe Programme anzusteuern [51], [45], eröffneten als neue Features schließlich die Anwendung der Thermal Desktop Softwareumgebung zur Optimierung von Thermalproblemen oder in Kopplung mit FE-Algorithmen und optischen Tools für multidisziplinäre Probleme. Hierfür können sowohl die SINDA internen Optimierungsalgorithmen (für rein thermale Aufgabenstellungen), als auch externe Optimierungstools für multidisziplinäre Aufgabenstellungen verwendet werden.

Ein Anwendungsbeispiel für die erfolgreiche Optimierung eines Weltraumteleskops findet sich in [48] wieder. Hierbei ist durch die gleichzeitige Betrachtung der Ergebnisse aller beteiligten Disziplinen eine bessere Ausnutzung der Struktur möglich, da keine Umwege über abgeleitete Limits, wie zum Beispiel RMS-Werte, aus Ergebnis-

sen der Disziplin 1 (Optik) als Designdriver für Disziplin 2 (Mechanik) herangezogen werden. Stattdessen werden die entstehenden Spiegelverformungen berechnet und auf Zulässigkeit für die erforderliche Abbildungsgenauigkeit überprüft. Komplexe Geometrieänderungen, die nicht mittels einfacher Parametervariation (Werkstoffparameter, Wanddicken, etc.) simuliert werden können, können für dieses Modell jedoch nicht durchgeführt werden, da hierzu eine parametrische Methode zur Erstellung des Geometriemodells erforderlich ist.

Für geometrisch einfache Strukturen, wie es Parabolantennenreflektoren sind, wird in [2] gezeigt, dass die heutigen FE-Programmsysteme in der Lage sind, thermale Orbit Simulationen durchzuführen und die resultierenden Deformationen zu berechnen. Sicherlich müssen dabei Abstriche bei der Thermalanalyse im Vergleich zu darauf spezialisierten Programmsystemen in Kauf genommen werden, jedoch ist für eine solch geartete Deformationsberechnung zur Vorhersage von Antennenoberflächengenauigkeiten ebenso ein wesentlicher Anteil der Einfluss infolge Material- und Herstellungsimperfektionen [4], [1], [46]. In [4] werden hierfür ausführliche Untersuchungen der verschiedenen Einflussparameter und deren Bestimmung mittels Strukturtests und Materialtests beschrieben. Es wurde gezeigt, dass mit Hilfe der so gewonnenen „Unsicherheitsparameter“ und Monte-Carlo-Simulationen das Verhalten von dünnwandigen, thermoelastisch stabilen Strukturen wesentlich besser erfasst werden kann als durch rein deterministische Simulationen. Wesentlicher Punkt hierbei ist die zahlenmäßige Erfassung der Unsicherheiten, beispielsweise Materialtoleranzen oder lokale Effekte durch Verklebungen, Nähte/Überlappungen von CFK-Lagen, sowie deren Umsetzung in ein integriertes Modell. Ein weiteres Anwendungsbeispiel hierzu befindet sich in [40], wo Untersuchungen für systematische und stochastische Abweichungen im Faservolumengehalt der Deckschichtlaminat sowie des Kerns einer Sandwich-Reflektoroberfläche eines Infrarotteleskops durchgeführt wurden. Die Betrachtung setzt dabei den Faservolumengehalt aller Laminatschichten eines Elements als gleich voraus, Einflüsse aus der Schwankung des Faservolumengehalts und des Lagenwinkelfehlers einzelner Laminatschichten werden nicht berücksichtigt.

Ein weiterer Ansatz, für ein Produkt die Herstellungskosten sowie die Herstellungsdauer unter Einhaltung der geforderten mechanischen Eigenschaften zu optimieren, findet sich in [44] wieder. Als Obersystem wird ein Gradientenoptimierer eingesetzt, auf dessen Designvariablen basierend ein CAD-Geometriemodell erzeugt wird. Mit Hilfe von FE-Simulationen kann für dieses Modell die strukturmechanische Performance berechnet und in Parameterform als Ergebnis an das Obersystem zurückgegeben werden. Gleichzeitig können durch den Einsatz eines Virtual Machining Tools der Produktionsprozess simuliert sowie die Produktionsdauer, Material- und Fertigungskosten berechnet und als Ergebnis an den Optimierer zurückgegeben werden. Durch die so gewonnenen Aussagen über das Design können die die Topologie und Form des Produkts bestimmenden Designvariablen optimiert werden.

Wesentliche Punkte hierbei sind, dass die Simulation eines Herstellungsprozesses nur dann parametrisiert werden kann, wenn die Produktionsschritte und die dazu benötigten Werkzeuge bereits vorher vom Anwender festgelegt sind. Insbesondere müssen Dauer und Kosten der Herstellungsverfahren reproduzierbar in Zahlen ausdrückbar sein, was zum Beispiel für einen Fräs- oder Drehvorgang leicht möglich, jedoch für ein Handlaminat eines CFK-Bauteils nahezu unmöglich ist.

Da mehrere Ergebnisvariablen aus den unterschiedlichen Subprogrammsystemen für die Optimierung vorliegen (Herstellungskosten, Herstellungsdauer, Masse, etc.), ist es ebenso notwendig, die Zielfunktion in geeigneter Weise zu definieren. Dies ist

sowohl mit Hilfe einer Mehrzielfunktion, bei der sich eine Paretofront mit optimalen Lösungen herausbildet oder mit Hilfe einer Einzielfunktion (zum Beispiel Herstellungskosten) und Restriktionen für die verbleibenden Ergebnisparameter (maximale Masse und maximale Herstellungsdauer) möglich. So ist, wie bereits vorher erwähnt, nicht nur die Auswahl der essenziellen Eingangsparameter, sondern für eine Optimierung ebenso die Auswahl der Zielfunktion und Restriktionen von höchster Bedeutung.

Eine weitere Herausforderung zeigt sich in dieser Studie [44] bei der FE-Modellierung in der Netzerstellung. Die erzeugten parametrischen Modelle sind reine Geometrien bestehend aus Volumen, Flächen und Linien. Jedoch muss für jede mittels der Eingangsparameter darstellbare Geometrie ein zulässiges Netz, welches in der Lage ist, die Ergebnisse mit ausreichender Genauigkeit darzustellen, automatisch erzeugt werden. Automatisch deshalb, da im Rahmen einer Parameteruntersuchung oder Optimierung mehrere tausend unterschiedliche Konfigurationen untersucht werden können. Sobald große Geometrie- und Topologieänderungen im Modell möglich sind, ist es daher nötig, die Netzerzeugung bereits bei der Modellerstellung mit in Betracht zu ziehen. In diesem Beispiel wurde dies durch Verwendung von Elementen mit hohen Ansatzfunktionen gelöst. Der Grad des Polynomansatzes wurde dabei in Vorstudien über Konvergenzbetrachtungen festgelegt.

1.5.2 Satellitenantennen – Stand der Technik und zukünftige Trends

Eine übersichtliche Auflistung von geplanten und gebauten entfaltbaren Antennensystemen aus dem Jahre 1996 findet sich in [3]. Der Quelle ist zu entnehmen, dass zu diesem Zeitpunkt nur wenige wirklich große Antennen mit Abmessungen größer als 10m Durchmesser bereits im Weltraum getestet oder gar eingesetzt wurden und deren Oberflächengenauigkeit nicht besser als 1mm RMS (In-Step Inflatable Antenna Experiment, L'Garde / JPL, Genauigkeit 1mm, Durchmesser 14m, Masse 115kg,) gemessen wurde.

Geeignet und eingesetzt für Übertragungen im Ku-Band sind 2 Antennen der Firma Composite Optics (Single Surface, Graphite-Epoxy Reflector und Dual-Shell-Stiffened Kevlar Gridded Reflectors, beide mit Oberflächengenauigkeiten von $\approx 0,1\text{mm}$ und Durchmessern von 2,15m, keine Massenangabe) sowie fürs Ka-Band ein Single-Surface Honeycomb-Shell Stiffened Reflector der gleichen Firma (Oberflächengenauigkeit 0,053mm bei 3,3m Durchmesser).

Eine Blick auf die Anforderungen der nächsten Jahre an Antennensysteme aus Sicht der Europäischen Raumfahrtbehörde ESA zum Jahr 2005 ist in [21] zu finden: Für Forschungs- und Erdbeobachtungsmission existieren je nach Mission zu viele unterschiedliche Anforderungen, daher kann kein einheitlicher Trend außer der allgemeinen Forderung nach weniger Masse bei fallenden Missionskosten und steigender Leistung erkannt werden.

Für den wichtigen Wachstumsmarkt der Telekommunikation sind als momentaner Stand der Technik kleine Ka-Band Reflektoren [14], [20], [9], [10] sowie Dual-Gridded-Reflektoren im Ku-Band anzusehen. Durch eine spezielle Oberflächenformanpassung (shaping) kann deren Abstrahlverhalten zusätzlich auf bestimmte Übertragungsgebiete (zum Beispiel Anpassung an Landesgrenzen zur Sendung nationaler TV-Programme) angepasst werden. Ein Bericht über Entwicklungsaktivitäten der Firma EADS Launch Vehicles für shaped Reflektoren aus dem Jahr 2002 befindet sich in [12]. Für die Zukunft nötig ist hierbei eine flexiblere Verwendbarkeit durch im

Betrieb rekonfigurierbare Antennen (flexibles statt „starres“ Shaping). Zwei grundsätzliche Lösungsansätze hierfür sind adaptive Geometrieänderungen, beispielsweise durch Einsatz von Smart-Materials und elektrostatischen Aktoren [13], oder eine Strahlrekonfiguration durch aktive Steuerelektronik.

In Zukunft sollen die höheren Frequenzbänder weiter erschlossen werden, da der kommerzielle Einsatz von momentan in diesen hohen Frequenzbändern einsetzbaren Reflektoren [15], [16], [17], [11], [8] wegen zu hoher Masse und Herstellungskosten nicht wirtschaftlich ist. So sollen auch im Ka-Band Dual-Gridded Reflektoren eingesetzt sowie das darüber liegende Q/V-Band durch Einführung von kleinen, thermostabilen und dennoch extrem leichten Reflektoren für kommerzielle Anwendungen geöffnet werden [81], [23].

Ein weiterer wichtiger Punkt für die Zukunft ist die Neu- und Weiterentwicklung von entfaltbaren Antennen mit großen Aperturen im Ku- und Ka-Band. Im Auftrag der ESA wurde hierfür eine umfangreiche Studie [6] durchgeführt, um die aussichtsreichsten Konzepte verschiedener Entwicklungseinrichtungen zu vergleichen und zu charakterisieren.

Große Erwartungen werden momentan auf den 12m entfaltbaren LDA-Reflektor von Alenia / EGS [28] gesetzt. Es handelt sich dabei um eine Weiterentwicklung des 1996 auf der russischen Weltraumstation MIR erfolgreich entfalteten EGS Reflektors [30], [31]. Für die Zukunft soll dieses Konzept auf Durchmesser bis zu 30m erweitert werden können.

Ein ebenso viel versprechendes Konzept, basierend auf der in Kapitel 1.2.4.5 vorgestellten Oberfläche aus flexiblem Membranmaterial, befindet sich gerade im Bau eines Demonstrationsmodells [84], [26], [27], [29].

Mit den Neuentwicklungen geht die bessere Ausnutzung des Potentials der am Markt in den niedrigeren Frequenzbändern bereits etablierten Antennenkonzepte einher. So verfolgt die Firma TRW Astro Aerospace, Hersteller des sehr erfolgreich eingesetzten entfaltbaren Astromesh-Reflektors [18] das Ziel, diesen durch Modifikationen für die Verwendung im Ku- sowie im Ka-Band tauglich zu machen. Ansätze hierfür sind der Einsatz von neuen Materialien für die reflektierende Oberfläche, elektrostatische Formkontrolle [13], [47] und Shapingkonzepte [22].

Eine Konzeptstudie der Firma ILCDOVER zu einer aufblasbaren 35m Antenne für ein Doppler-Radar im Ka-Band, als konsequente Weiterentwicklung des 1996 erfolgreich im All von der Firma L'Garde und der NASA durchgeführten Inflatable Antenna Experiments [32], [33], [34], [35], wird in [19] beschrieben.

Letzter Punkt sind die vermehrt auftretenden Kleinstsatelliten, die aufgrund steigender Datenraten effektive Antennen benötigen. Hierfür werden entfaltbare Antennen im Ku- und Ka-Band mit zwar relativ kleinen Durchmessern (ca. 1-2m), aber extrem hohen Packdichten benötigt.

2 Integrierte Modelle

Als integriertes Modell soll im Folgenden die Beschreibung einer Struktur mit Hilfe einer Ansammlung von Modelldaten zur Simulation typischer Verhaltensweisen bezeichnet werden. Die reale Struktur wird hierbei durch geeignete Annahmen auf die wesentlichen, für eine bestimmte Fragestellung relevanten Eigenschaften reduziert.

Der schematische Aufbau eines integrierten Modells ist in Abbildung 2.1 dargestellt. Parameter werden darin allgemein als abgerundete Kästchen, Methoden durch eckige Kästchen dargestellt. Pfeile stellen den Austausch von Eingabe- und Ergebnisparametern in Pfeilrichtung dar.

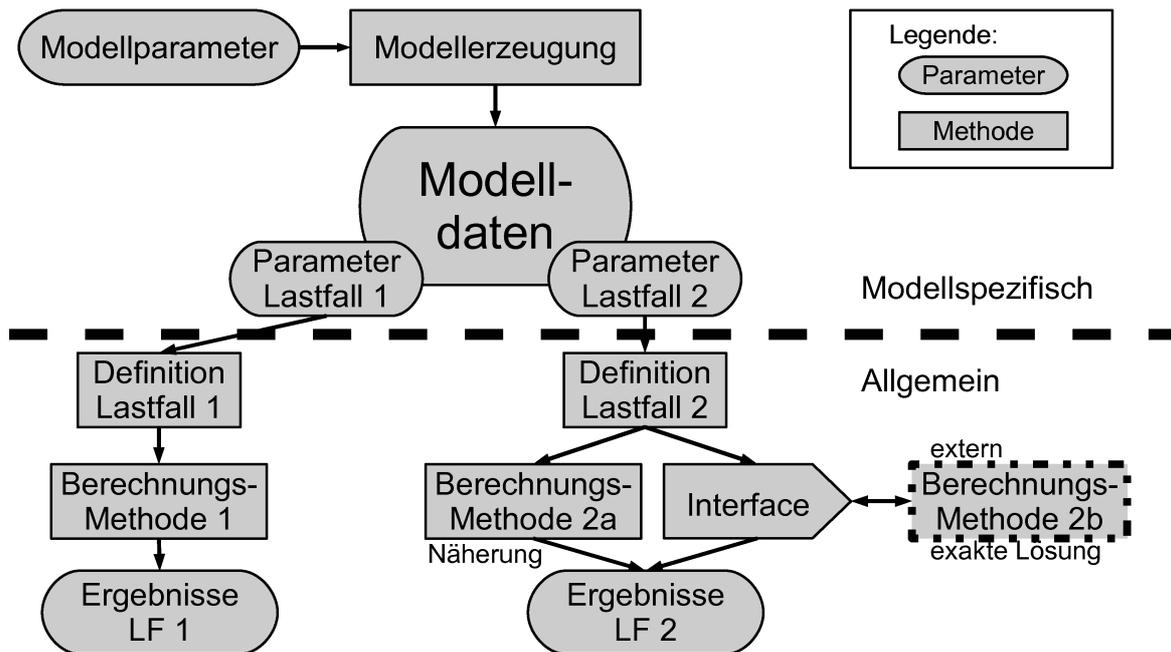


Abbildung 2.1: Integriertes Modell mit Parametern und Methoden

Ein Modell besteht aus einem modellspezifischen Teil, dargestellt oberhalb der Trennlinie, mit einer Methode zur Erzeugung des Modelldatensatzes aus den Modellparametern, zum Beispiel eines CAD-Geometriemodells, eines FE-Modells oder eines Mehrmassenschwingermodells. Durch die Parametrisierung ist es dabei möglich, unterschiedliche Modelle gleicher Aufbausystematik durch eine einzige Methode zu erzeugen.

Hinzu kommen allgemeine Methoden, unterhalb der Trennlinie dargestellt, welche für verschiedene Modelle, die dem gleichen Simulationsziel dienen, verwendbar sind. Hierzu zählen beispielsweise Methoden zur Erzeugung von Simulationsbedingungen wie die Definition von äußeren Belastungen oder Umgebungsbedingungen und die dazugehörigen Berechnungsmethoden zur Erzeugung quantitativer Ergebnisse. Zu den allgemeinen Methoden gehören weiterhin Interfacemethoden zur Ansteuerung von in externen Programmsystemen implementierten Berechnungsverfahren sowie Methoden zur Aufbereitung, Weiterverarbeitung und Auswertung der Ergebnisse der einzelnen Berechnungsmethoden.

Alle Methoden besitzen dabei ebenfalls Ein- und Ausgabeparameter. Diese Eingabeparameter sind teilweise modellspezifisch und teilweise methodenspezifisch. Modellspezifische Parameter können aus dem generierten Modelldatensatz oder den

Modellparametern übernommen werden, die methodenspezifischen Parameter sind für die jeweilige Simulation manuell vorzugeben.

Alle Methoden sind austauschbar oder durch gleichwertige Methoden ersetzbar, zum Beispiel bei Ersetzung einer vereinfachten Berechnungsmethode mittels Näherungsverfahren durch eine genaue, in einem externen spezialisierten Programmsystem implementierte Berechnungsmethode. Das Modell kann so verschiedenen Anforderungen und Simulationszielen flexibel angepasst werden.

2.1 Anforderungen und Methoden

Aus den vorangegangenen Arbeiten sowie den eigenen Forschungsergebnissen sind die im Folgenden beschriebenen Anforderungen an integrierte Modelle und immer wieder auftretende Gemeinsamkeiten erkennbar.

Ein Modell soll „so einfach wie möglich“ aber dabei so „detailliert wie nötig“ sein. Alle relevanten Modelleigenschaften müssen durch Parameter quantifiziert werden können und mit Hilfe der angewendeten Softwaretools die relevanten Ergebnisparameter aus den Eingangsparametern berechnet werden können. Dabei ist die Definition der Eingangsparameter (zum Beispiel Geometrie/Topologie, Werkstoffparameter (Materialdaten und deren Streuung), Lastfälle, etc.) gleich wichtig wie die Definition der Ergebnisparameter (Masse, Eigenfrequenzen, Thermalstabilität, Sicherheit gegen Bruch, etc.) und sollte an erster Stelle einer integrierten Modellbildung stehen.

Die frühzeitige Einführung von Ausschlusskriterien, mittels derer unzulässige Designs schnell identifiziert werden können, hilft dabei ungemein, von vorneherein den Parameterraum zu begrenzen und so durch die Einschränkung auf zulässige Varianten den Simulationsaufwand in Grenzen zu halten.

2.2 Modellerstellung - Methodisches Vorgehen

Für die Vorgehensweise bei der Erstellung eines Modells existieren verschiedene Methoden, von denen die zwei häufigsten an dieser Stelle kurz vorgestellt werden sollen.

2.2.1 Bottom-Up Methode

Eine von vorneherein vollständige Definition aller Eingangs- und Ergebnisparameter ist bei einer erstmalig durchgeführten, unbekanntem Simulationsaufgabe nahezu unmöglich, da sich viele Aspekte, insbesondere Werkstoffparameter und konstruktionsbedingte Details, erst im Laufe der Voruntersuchungen ergeben.

Daher bietet es sich an, ein Initialmodell, basierend auf den momentan bekannten Eingangsparametern zu entwickeln und dieses fortschreitend um Eingangsparameter und weitere Methoden zu erweitern. Diese Modellentwicklung von unten heraus ist auch als Bottom-Up Methode bekannt.

Wichtig bei diesem Vorgehen ist jedoch, eine Hierarchie der Ergebnisparameter festzulegen. So sollten im Initialmodell auf jeden Fall zu allererst alle missionskritischen Ergebnisparameter berücksichtigt und im Rahmen der Modellerweiterung lediglich weitere Methoden für weniger relevante Ergebnisse ergänzt oder die vorhandenen Methoden erweitert und verbessert werden.

Mit fortschreitender Kenntnis über Art und quantitative Beschaffenheit der Eingangsparameter und mit den weiterentwickelten Berechnungsmethoden können so immer detailliertere Aussagen über die Ergebnisparameter getroffen werden.

Auf verschiedene Strukturkonzepte eines Antennenreflektors angewendet können zum Beispiel durch eine Voruntersuchung die Eigenfrequenzen miteinander verglichen werden und im Rahmen einer fortgeschrittenen Studie eine Vorhersage über die zu erwartende Genauigkeit der aussichtsreichsten Modelle im Orbit erfolgen. Die Definitionsparameter der Strukturgeometrie werden dabei nach dem Relativvergleich „eingefroren“ und das Modell um notwendige Parameter und Methoden für eine Thermalsimulation im Orbit erweitert. Das Einfrieren der Geometrieparameter ist als Erreichen des Meilensteins für die Erfüllung der Anforderungskriterien der obersten Hierarchie, in diesem Fall die zu erbringende Mindesteigenfrequenz, anzusehen.

2.2.2 Top-Down Methode

Für Wiederholungsaufgaben, beispielsweise eine Antenne vom gleichen Typ mit leicht geänderten Abmessungen, Materialien und Missionsanforderungen, kann vorteilhafterweise ein Top-Down Vorgehen angewendet werden. Dafür wird das bestehende Vorgängermodell oder eine aktualisierte Version dessen durch Modifizierung der Eingabeparameter an die neuen Anforderungen angepasst, wodurch sehr schnell Ergebnisse sowohl für parametrische Voruntersuchungen als auch für Untersuchungen im Detail produziert werden können.

Diese Methode ist ähnlich den in der objektorientierten Programmieretechnik verwendeten Verfahren zur Vererbung, Modifikation und Überschreibung von Funktionen und Klassen zur Anpassung an die eigenen Modellanforderungen und Besonderheiten.

2.3 Integration mehrerer Disziplinen

Im Normalfall sind die Ergebnisse mehrerer Disziplinen für den Entwicklungsprozess einer Struktur maßgebend. Für Antennenreflektoren sind dies insbesondere die Radioelektrik, die Thermoelastik sowie die Strukturmechanik. Je nach Art und Umfang der durchzuführenden Untersuchungen bieten sich unterschiedliche Vorgehensweisen an, verschiedene Disziplinen mittels integrierter Modellierung zu kombinieren.

In Abbildung 2.2 dargestellt ist ein veranschaulichendes Beispiel, bei dem das Programmsystem 1 zwei Berechnungsverfahren der Disziplin 1 (Berechnungsmethode 1) und Disziplin 2 (Berechnungsmethode 2a) abdeckt. Programmsystem 1 wurde gleichzeitig als Hauptprogramm zur Speicherung und Auswertung aller Modell- und Ergebnisdaten sowie zur Programmierung der Interfacemethoden ausgewählt, da eine allgemeine Programmierschnittstelle vorliegt.

Ein weiteres Programmsystem liefert eine genauere, dafür aufwändigere alternative Lösung der Disziplin 2 (Berechnungsmethode 2b), die bei notwendigen Detailuntersuchungen Berechnungsmethode 2a ersetzt, sowie eine weitere Rechenmethode für Disziplin 3 (Berechnungsmethode 3). Für die Berechnungsmethode 4 der Disziplin 4 kann ausschließlich Programmsystem 4 ein Simulationsergebnis berechnen.

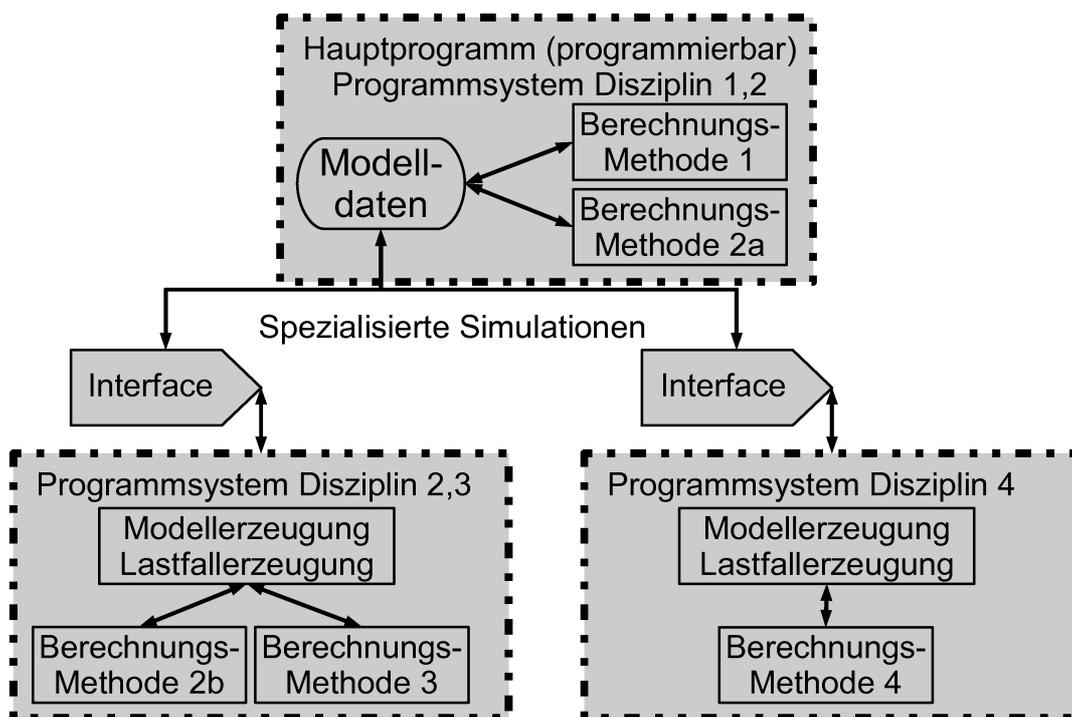


Abbildung 2.2: Disziplinspezifische Programmsysteme

2.3.1 Spezialisiertes Vorgehen

Ein Vorgehen unter Verwendung jeweils eines spezialisierten Softwaretools für jede Einzeldisziplin erlaubt die Ausnutzung aller Features der beteiligten Programme, macht aber gleichzeitig die Erstellung eines speziellen Simulationsmodells, welches auf den importierten Modelldaten des Hauptprogramms basiert, notwendig. Für jeden Import und Export von Modelldaten zwischen den beteiligten Programmsystemen ist dabei die Programmierung einer Interfacemethode notwendig.

Dies ist bei vielen Interaktionen und vielen beteiligten Disziplinen schnell aufwändig, in vielen Fällen aufgrund fehlender externer Schnittstellen der beteiligten Programmsysteme sogar unmöglich.

Ein spezialisiertes Vorgehen eignet sich daher am besten für Detailuntersuchungen mit hohen Anforderungen an die Ergebnisgenauigkeit, für die möglichst viele der Modellparameter bereits fix sind, keine oder nur wenige Interaktionen zwischen den Einzeldisziplinen stattfinden müssen. Idealerweise beschränkt sich die Modellerzeugungsroutine des spezialisierten Modells dabei auf den Import der vollständigen Geometrie und die Generierung eines disziplinspezifischen Lastfalls.

2.3.2 Vereinfachendes Vorgehen

Vielfach ist jedoch gerade in frühen Entwicklungsphasen gewünscht, die Anzahl beteiligter Programmsysteme und der dafür benötigten Schnittstellen möglichst gering zu halten. Hierfür sind die Verwendung mehrere Disziplinen umfassender, dafür möglicherweise weniger spezialisierter Simulationstools, wie zum Beispiel ein FE-Programmsystem für die Disziplinen Strukturmechanik und Thermalsimulation in Betracht zu ziehen.

Dieses vereinfachende Vorgehen eignet sich hervorragend für parametrische Untersuchungen, da zu Beginn einer neuen Studie oftmals vereinfachte Rechenmodelle ausreichend und notwendig sind, da in dieser frühen Phase nicht alle Modellparameter detailliert bekannt sind.

Daher sind oft keine absoluten quantitativen Aussagen, dafür aber relative Aussagen und Trends möglich, was für einen Vergleich unterschiedlicher Modelle und Parameterstudien eines Modells in den meisten Fällen ausreichend ist. Werden nach Abschluss der Voruntersuchungen detailliertere Ergebnisse benötigt, ist es vielfach möglich, die vereinfachenden Berechnungsmethoden durch komplexere, spezialisierte Berechnungsmethoden in externen Programmsystemen zu ersetzen.

2.3.3 Modellhierarchie

In der Praxis wird sicherlich eine Mischung aus spezialisierter und vereinfachender Vorgehensweise, die am besten auf die Projektziele angepasst ist, angewendet. Für beide Vorgehensweisen erscheint jedoch ein mehr oder weniger streng hierarchischer Modellaufbau mit einem übergeordneten „Hauptprogramm“ am sinnvollsten. Dieses Hauptprogramm besitzt Schnittstellen zu allen „Unterprogrammen“ der Einzeldisziplinen und kann so Ein- und Ausgabeparameter sowie CAD-Modelle oder FE-Netze vollständig oder teilweise übergeben.

Beispielsweise ist es möglich, ein CAD-basiertes Hauptprogramm zu wählen, welches die Modellgeometrie an ein Struktursimulationstool sowie ein Thermalanalyse-tool übergibt. In beiden Tools kann die Geometrie mit einem unterschiedlichen, der jeweiligen Disziplin angepassten Netz versehen werden. Das zur Verknüpfung beider Modellergebnisse notwendige Mapping kann somit als Schnittstelle zwischen den beiden Systemen aufgefasst werden. Nicht existierende Schnittstellen zwischen den einzelnen Softwaretools können so durch eigene Interfacemethoden im übergeordneten „Hauptprogramm“ ersetzt werden. Das Hauptprogramm muss daher programmierbar sein und unterliegt somit keinerlei Restriktionen durch disziplinspezifische Einschränkungen.

2.4 Weiteres Vorgehen innerhalb dieser Arbeit

In den folgenden Kapiteln dieser Arbeit sollen Methoden zum Nachweis verschiedener Missionsanforderungen an Antennenreflektoren beschrieben werden. Der Schwerpunkt liegt dabei auf der Untersuchung der thermoelastischen Stabilität. Diese Methoden wurden im Rahmen einer Forschungsstudie für die europäische Raumfahrtorganisation ESA, deren Ziel die Entwicklung eines hochgenauen, thermoelastisch stabilen Reflektors zur Verwendung im Q/V-Band war, entworfen, implementiert und angewendet. Ein parametrisches Modell des Reflektors dient dabei als begleitendes Anwendungsbeispiel der theoretischen Ausführungen.

Hierfür erfolgen zuerst eine Betrachtung der Missionsanforderungen sowie eine Beschreibung des Strukturkonzepts.

Für alle Simulationsmethoden ist ein Geometriemodell Voraussetzung. Die Kapitel 4.1 bis 4.5 beschreiben die wesentlichen Aspekte und mögliche Vorgehensweisen für eine parametrische Geometriemodellerstellung. Durch die Parametrisierung werden dabei Variantenuntersuchungen ermöglicht, die zur Erfassung verschiedenster Aspekte der Struktur und zur endgültigen Selektion des optimal an die Missionsanforderungen angepassten Strukturdesigns unumgänglich sind.

Im Anschluss werden die entwickelten Methoden zur Untersuchung der thermoelastischen Stabilität von Strukturen im Weltraum detailliert erläutert.

Als erster Punkt wird in den Kapiteln 4.6 und 4.7 dabei auf verschiedene Methoden zur Modellierung von Thermallastfällen eingegangen, welche für die Berechnung thermoelastischer Verformungen notwendig sind. Die beschriebenen Verfahren eignen sich sowohl für eine schnelle Vorauslegung anhand einfacher Abschätzungen der minimal und maximal auftretenden Temperaturen als auch für eine detaillierte Berechnung von Temperaturfeldern durch eine Strahlungsberechnung auf Basis der FE-Methode.

Daran anschließend erfolgt in Kapitel 5 eine Beschreibung der Methode zur Berechnung des Oberflächenfehlers als RMS-Wert, welcher zur quantitativen Auswertung thermoelastischer Verformungen für hochgenaue Strukturen herangezogen wird.

Bei der Vorhersage der zu erwartenden Oberflächengenauigkeit spielen nicht-deterministische Effekte, wie herstellungsbedingte Abweichungen von der idealen Geometrie oder die stochastische Verteilung der strukturmechanischen Materialkenndaten ebenfalls eine wichtige Rolle. Hierzu wird in Kapitel 6 eine weitere Methode beschrieben, mit Hilfe derer der Einfluss stochastischer und systematischer Fehler auf die thermoelastischen Verformungen untersucht werden kann.

In den anschließenden Anwendungsbeispielen der Kapitel 7 bis 11 werden die Implementierung und die Ergebnisse der entwickelten Verfahren für das Beispielmotiv des Antennenreflektors vorgestellt.

Alle Modellmethoden können bei zukünftigen Entwicklungen von Antennenreflektoren zur Zeit- und Kostenersparnis beitragen, da es sich um eine Ansammlung von Expertenwissen und praktischer Erfahrung in Form von algorithmischen Methoden und Vorgehensweisen handelt, welche nach kleinen Anpassungen auf beliebige Modelle anwendbar sind.

3 Kurzvorstellung des HSASS-Reflektors

In diesem Kapitel soll die den Anwendungsbeispielen der späteren Kapitel zugrunde liegende Reflektorstruktur kurz vorgestellt werden.

Der HSASS-Reflektor wurde im Rahmen des ESA-Forschungsprojekts „Highly Stable Antenna Surfaces and Structures“ (HSASS) entwickelt. Es handelt sich dabei um eine Machbarkeitsstudie für zukünftige Anwendungen von Satellitenantennen für die Telekommunikation mit sehr hohen radioelektrischen und strukturmechanischen Anforderungen.

Ziel der Studie war, einen relativ kleinen, aber sehr leichten Reflektor für Betrieb im hochfrequenten Q/V-Band unter Einhaltung der dafür geforderten maximalen thermoelastischen Verformungen zu entwerfen und zu bauen.

3.1 Vorgaben und Anforderungen

Die Geometrie der Prime-Focus-Offset-Antenne ist durch die Brennweite 1777mm, den Aperturdurchmesser 1200mm sowie durch den Offset-Winkel 22° vollständig festgelegt.

Die Sendefrequenzen sollen zwischen 37,5 und 40,5 GHz ($8\text{mm} < \lambda < 7,41\text{mm}$), die Empfangsfrequenzen zwischen 47,2 und 50,2 GHz ($6,36\text{mm} < \lambda < 5,98\text{mm}$) liegen. Als erwarteter Antennengewinn ergibt sich nach der Abschätzung aus Formel (1-1) ein Wert zwischen 49dBi und 52dBi im Sendebereich und ein Wert zwischen 51dBi und 54dBi im Empfangsbereich. Die Reflexionsverluste der Antenne sollen laut Spezifikation dabei weniger als 0,1dB betragen.

Die kritischste Forderung ist jedoch der Signalabstand der Amplitude der 1. Nebenkeule, welche mindestens 23dB zur Hauptkeule betragen soll und eine sehr hohe Oberflächengenauigkeit erforderlich macht. Diese wurde für die Herstellungsgenauigkeit auf $50\mu\text{m}$ RMS und für die thermoelastischen Verformungen im Orbit auf $30\mu\text{m}$ RMS limitiert. Die insgesamt zulässigen $80\mu\text{m}$ RMS entsprechen somit einer Forderung nach $\lambda/75$. Auf aufwändige Maßnahmen zum Thermalschutz sollte nach Vorgabe des Auftraggebers, wenn möglich, komplett verzichtet werden, was den zulässigen Temperaturbereich für die Struktur je nach Materialwahl ebenfalls stark einschränkt.

Der Vollständigkeit halber sollen alle relevanten elektrischen und mechanischen Anforderungen in Tabellenform aufgelistet werden.

Tabelle 3.1: Anforderungen an den HSASS-Reflektor

Anforderung	Wert
Brennweite	1777 mm
Aperturdurchmesser	1200 mm
Offsetwinkel	22°
Sendefrequenz	37,5 - 40,5 GHz
Empfangsfrequenz	47,2 - 50,2 GHz
Reflektionsverluste	< 0,1 dB
1. Nebenkeule	< -23 dB
Gesamtmasse	< 3 kg
1. Eigenfrequenz	> 50 Hz
Max. Oberflächenfehler nach der Herstellung	< 50 µm RMS
Max. thermoelastische Verformungen im Orbit	< 30 µm RMS
Temperaturbereich	-150° bis +150°
Pointing error	< 0,1°
Depolarisation	< -40 dB
Strahlungsdurchgang (transmission coefficient)	< -40 dB
Amplitudenvariation für 2 orthogonale Polarisationsrichtungen	< 0,02 dB
Phasenvariation für 2 orthogonale Polarisationsrichtungen	< 2°
Festigkeitsanforderungen nach	ECSS-E-10-03A

Im Rahmen einer Vergleichsstudie wurden zwei verschiedene Konzepte für die zu entwickelnde Antenne näher untersucht und bezüglich Anforderungsprofil und Herstellbarkeit bewertet. Das erste Konzept sieht eine dünnwandige, rippenverstärkte CFK-Struktur, nachfolgend Thin-Shell-Konzept (TS-Konzept) genannt, das zweite Konzept, welches im Rahmen der ESA-Studie letztendlich zur Herstellung ausgewählt und gebaut wurde, einen klassischen Sandwichaufbau (SW-Konzept) vor.

Für die Studie wurden dabei verschiedene parametrische Modelle beider Konzepte aufgebaut, von denen die wesentlich vielfältiger parametrisierbaren Modelle des TS-Konzepts für die vorgestellten Berechnungsmethoden als Anwendungsbeispiel dienen sollen.

3.2 Konstruktionsprinzip des Thin-Shell-Konzepts

Der Reflektor des TS-Konzepts besteht, wie in Abbildung 3.1 und Abbildung 3.2 erkennbar, grundsätzlich aus einer reflektierenden Oberfläche und einer Unterkonstruktion, die der gesamten Struktur die notwendige Steifigkeit verleiht. Die Ausführung beider Komponenten erfolgt als dünnwandige CFK-Schale.

In Abbildung 3.1 sind dabei 3 mögliche Basistopologien eines einzigen parametrischen Modells basierend auf einer zentralen Sechseckwabe zu sehen.

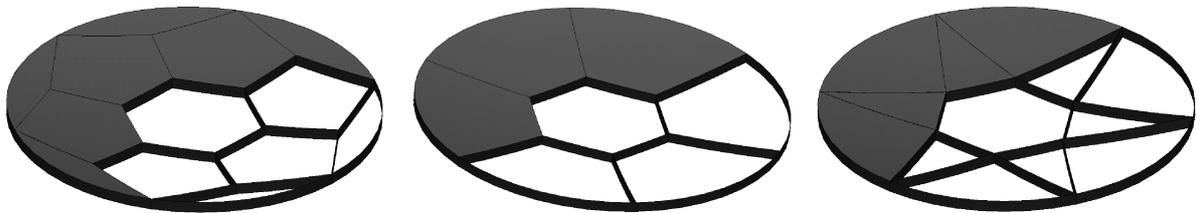


Abbildung 3.1: Topologiemodell mit zentraler Sechseckwabe

Abbildung 3.2 zeigt weiterhin fünf unterschiedliche Topologien eines zweiten parametrischen Modells basierend auf Umfangs- und Radialrippen.

In den Kapiteln 8 und 9 wird hierfür anhand eines konkreten Anwendungsbeispiels auf die Möglichkeiten der parametrischen Geometrieerzeugung zur Untersuchung und Optimierung des Strukturkonzepts eingegangen. Die weiteren Anwendungsbeispiele zur thermalen Orbitssimulation und Berechnung der thermoelastischen Oberflächenfehler werden daran anschließend am aus der Parameterbetrachtung hervorgegangenen, aussichtsreichsten Modell durchgeführt.

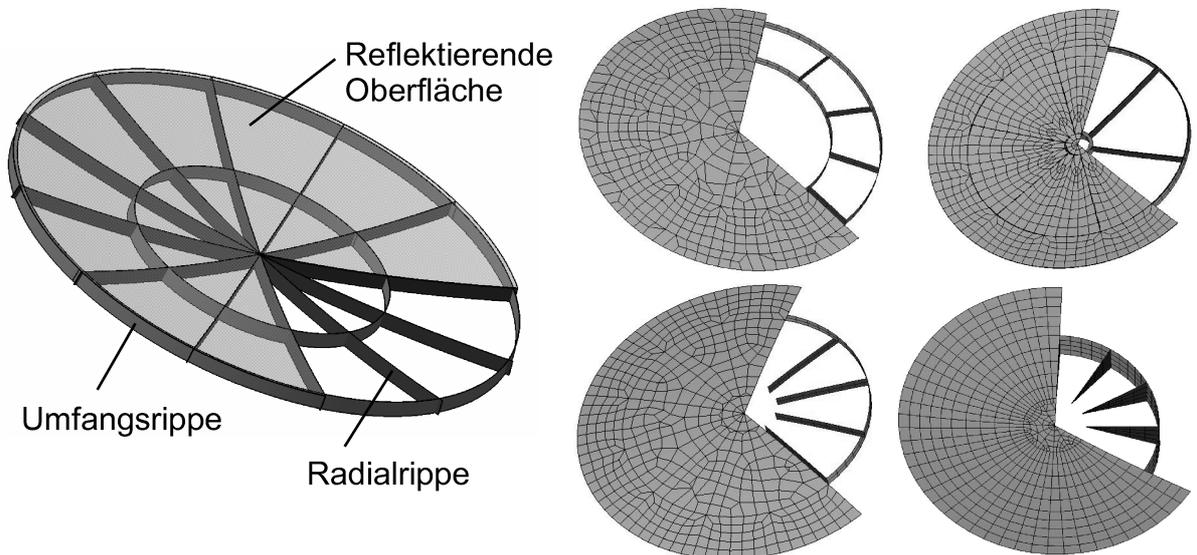


Abbildung 3.2: Topologiemodell mit Radial- und Umfangsrippen

Die reflektierende Oberfläche wird mit Hilfe der so genannten Replika-Methode hergestellt. Dazu wird eine gefräste und auf die benötigte Oberflächenrauheit polierte Metall- oder Glasform zum Laminieren der reflektierenden Oberfläche benutzt.

Diese Methode wurde bereits zur Herstellung von hochpräzisen optischen Spiegeln aus CFK verwendet [63], deren Anforderungen an die Oberflächengenauigkeit und insbesondere an die Oberflächenbeschaffenheit der optisch reflektierenden Beschichtung aufgrund der Wellenlänge im Nanometerbereich extrem hoch sind. Zur Erfüllung dieser Anforderungen sind verschiedene Zusatzschritte während der Herstellung notwendig. Dazu zählen das Aufbringen einer gesonderten dünnen Schicht reinen Harzes, die exakt die Rauheit der Form annimmt und ein Durchdrücken der Kohlefasern (fiber printthrough) verhindert, oder eine Nachbehandlung der fertigen Reflektoroberfläche mittels Ionenstrahl zur Beseitigung von Oberflächenfehlern im Nanometerbereich.

Die Herstellungsmethode der reflektierenden Oberfläche ist für alle hier betrachteten Konzepte gleich. Die Herstellung der Versteifungsrippen jedoch ist stark abhängig vom verwendeten Konzept und der Topologie. So ist schnell ersichtlich, dass ein Konzept mit wenigen Kreuzungspunkten der Steifen einfacher herstellbar ist als ein Konzept mit vielen Kreuzungspunkten, in denen sich möglicherweise sogar mehrere Steifen unter ungleichen Winkeln in einem einzigen Punkt schneiden. Ein wesentlicher Aspekt bei der Konzeptplanung und Selektion sollte daher neben den Missionsanforderungen sein, auf eine realisierbare Herstellbarkeit zu achten.

Die Befestigung des Reflektors am Satelliten erfolgt durch ein Dreibein, welches nicht Bestandteil der Untersuchungen war; das Dreibein wird durch der späteren Lagerung entsprechende, statisch bestimmte Auflagerbedingungen modelliert. Die Lage der Befestigungspunkte für das Dreibein spielt natürlich eine wichtige Rolle für die Mechanik des Reflektors und ist im jeweiligen Konzept durch entsprechende Parameter definiert.

3.3 Konstruktionsprinzip des Sandwich-Konzepts

Der Vollständigkeit halber soll an dieser Stelle das Sandwich-Konzept (SW-Konzept) aufgeführt werden, dessen Modell vom Industriepartner, der HPS GmbH, entworfen wurde und ebenfalls mit den entwickelten Methoden bezüglich thermoelastischem Verhalten untersucht wurde. Im Rahmen des Forschungsprojekts wurde diese Variante erfolgreich gebaut und getestet.

Die Sandwichvariante besteht aus reflektierender Oberfläche sowie einem versteifenden Ring, der direkt am Earthdeck befestigt ist und somit gleichzeitig als Interface zum Satelliten dient. Der Aufbau sowohl für Oberfläche und Versteifungsring ist eine dünne Sandwichkonstruktion aus CFK-Deckschichten mit einem CFK-Honeycomb als Kern, wie in Abbildung 3.5 zu sehen ist.

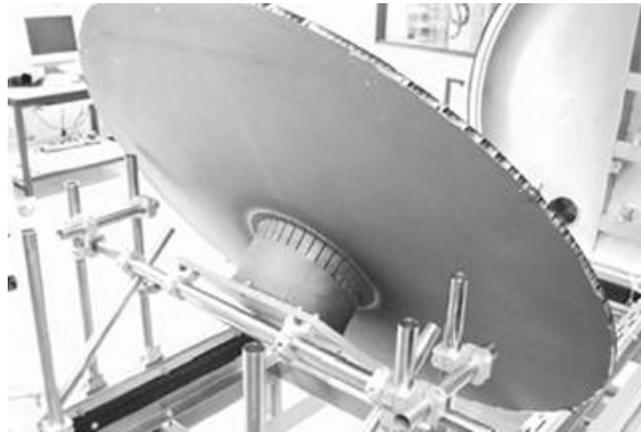


Abbildung 3.3: HSASS-Reflektor in Testvorrichtung [Quelle: HPS-GmbH]

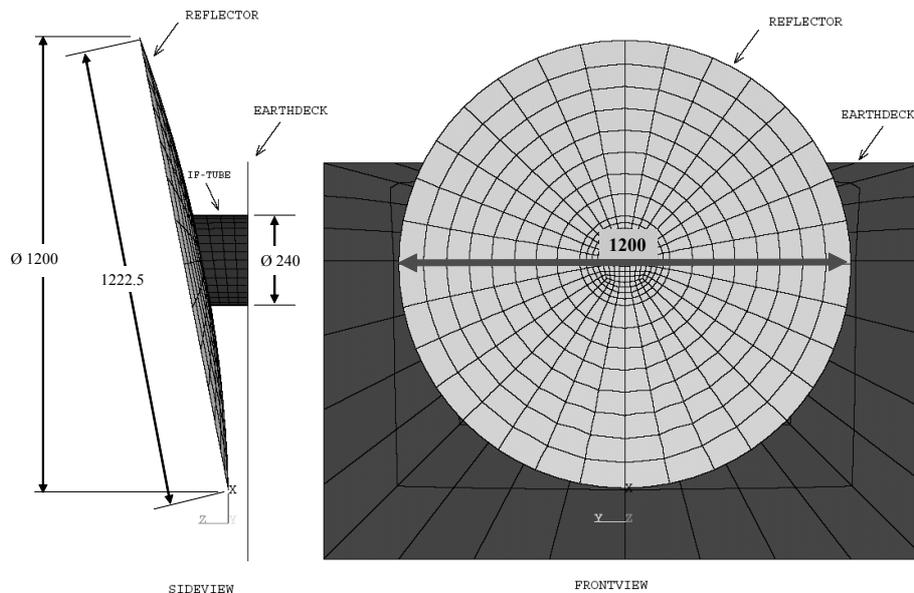


Abbildung 3.4: FE-Modell des HSASS-Reflektors [Quelle: HPS-GmbH]

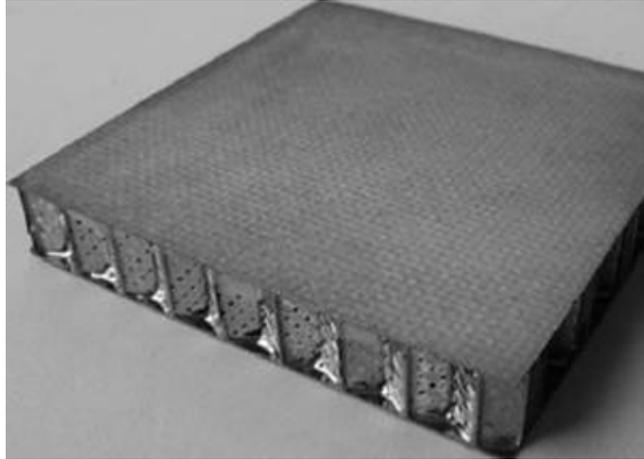


Abbildung 3.5: Sandwichaufbau mit CFK-Honeycomb-Kern [Quelle: HPS-GmbH]

4 Parametrische Modellbeschreibung und Modellbildung

Wie in Kapitel 2 beschrieben, können die Methoden des integrierten Modells in zwei Bereiche aufgeteilt werden:

- Methoden zur parametrischen Modellerzeugung (Geometrieerzeugung, Materialien und Querschnitte, Vernetzung)
- Allgemeine Methoden (Lastfalldefinition, Berechnungsmethoden, Auswertemethoden und Interfacemethoden)

In den nachfolgenden Unterkapiteln soll auf die Parametrisierung der einzelnen Bereiche eingegangen werden. Als begleitendes Beispiel dient zum besseren Verständnis ein Modell des HSASS-Reflektors.

4.1 Methoden zur Geometrieerzeugung

Ein fertiges Geometriemodell ist die Ausgangsbasis zur Anwendung der unterschiedlichsten Berechnungsmethoden, insbesondere der in der Strukturmechanik hauptsächlich praktizierten FE-Methode [67]. Es hat sich jedoch als vorteilhaft herausgestellt, schon die Modellerstellung als parameterabhängige Methode zu definieren, wodurch sich die Möglichkeiten der Modellverwendbarkeit beträchtlich steigern lassen.

So können durch die konsequente Einführung einer parametrisierten Modellbeschreibung unterschiedlichste Parameterstudien einer Modellklasse durchgeführt oder das Modell durch Anbindung an Optimierungsalgorithmen hinsichtlich verschiedener Anforderungskriterien optimiert werden.

Außerdem können durch die Identifikation von Gemeinsamkeiten und Ähnlichkeiten bei der Modellbildung selbst unterschiedliche Typen von Modellen auf die gleichen oder leicht abgeänderten Modellerstellungsmethoden zurückgreifen, wie es in ähnlicher Weise bei der Vererbung von Klassen in der objektorientierten Programmierung geschieht. Durch die gemeinsame Verwendung des Programmcodes einer Methode oder Teilen des Programmcodes einer Methode sinkt so der Programmieraufwand für ähnliche Modelle.

Dies ist am Beispiel der Geometrieerzeugung des HSASS-Reflektors (siehe Kapitel 8.1) sehr gut demonstrierbar:

- Die Methoden zur Geometrieerstellung der reflektierenden Oberfläche können für jeden beliebigen Parabolreflektor verwendet werden.
- Die rückseitige Unterkonstruktion ist von der zu modellierenden Reflektor-Klasse abhängig, hier können jedoch viele Gemeinsamkeiten identifiziert und der Programmcode der einzelnen Methoden zur Topologieerzeugung mit entsprechenden Anpassungen wiederverwendet werden. In diesem Zusammenhang soll der Begriff der „Modellkonsistenz“, welche die geometrischen Zusammenhänge innerhalb der Struktur bestimmt, definiert werden.

4.1.1 Modellkonsistenz

Jedes Geometriemodell besteht aus geometrischen Grundeinheiten wie Punkten, Linien, Flächen und Volumen. Dieser Aufbau ist hierarchisch, so dass jede Geometrieinheit durch eine Anzahl der nächst niedrigeren Geometrieinheiten begrenzt wird. Eine Linie besitzt beispielsweise immer einen Start- sowie einen Endpunkt, eine Fläche wird durch Begrenzungslinien und ein Volumen durch seine Außenflächen begrenzt.

Welche geometrischen Einheiten untereinander verbunden sind, ist für jedes Modell durch die Modellkonsistenz genau festgelegt. Diese bestimmt so den prinzipiellen Aufbau einer Struktur. Die „Ähnlichkeit“ von Strukturen wird daher bestimmt durch Gleichheiten in mehr oder weniger großen Teilen der Modellkonsistenz.

Eine logische Benennung aller geometrischen Einheiten des Modells verbunden mit einer einfachen Zugriffsmöglichkeit per Programmcode ist daher der Kernpunkt einer parametrischen Geometrieerzeugung. Dies gilt umso mehr im Hinblick auf spätere Erweiterbarkeit und Modifikationen der Geometrie im Sinne der Bottom-Up Methode.

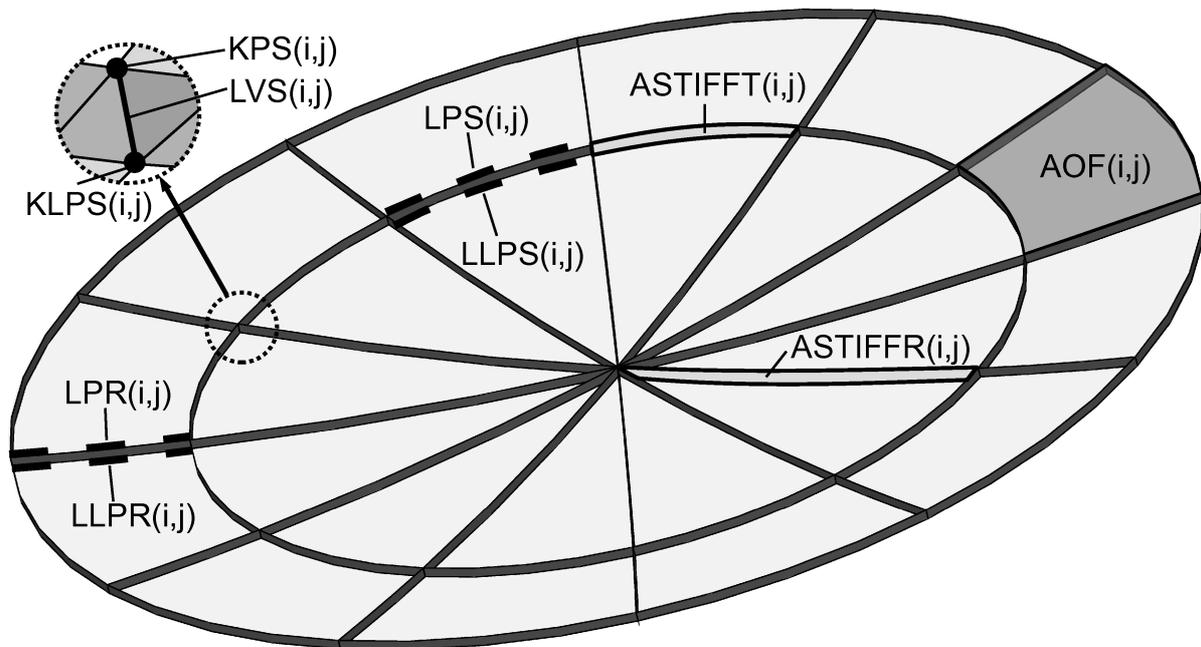


Abbildung 4.1: Beispiel Namenskonventionen HSASS-Reflektormodell

Wie in Abbildung 4.1 zu sehen ist, ergeben sich durch Aufteilung der Reflektorfläche mittels Radialschnitten und Umfangsschnitten zum Mittelpunkt punktsymmetrische Abschnitte gleicher Verbindungskonsistenz. Somit kann eine Speicherung der Geometrieeinheiten in Arrays mit Indizierung durch Radial- (Index i) und Umfangssegment (Index j) erfolgen; gleichzeitig können alle geometrieeinstellenden Methoden in einer Schleife über die jeweiligen Indizes angewendet werden. Zur einfacheren Identifizierung gibt der 1. Buchstabe jeder Bezeichnung an, ob es sich um eine Fläche (Area – A), Linie (Line – L) oder einen Punkt (Keypoint – K) handelt.

4.1.2 Modellvarianten

Eine weitere Möglichkeit, den Designraum eines Modells zu erweitern, ist die zusätzliche Einführung von Varianten innerhalb eines Modells. Varianten werden im Folgenden als eine Modellmodifikation, welche sich nicht durch Änderung eines numerischen Parameters darstellen lässt, definiert. Der Einbau einer Variante in die Methode zur Modellerzeugung ist daher immer durch Verzweigung in variantenspezifische Alternativcodes zu realisieren.

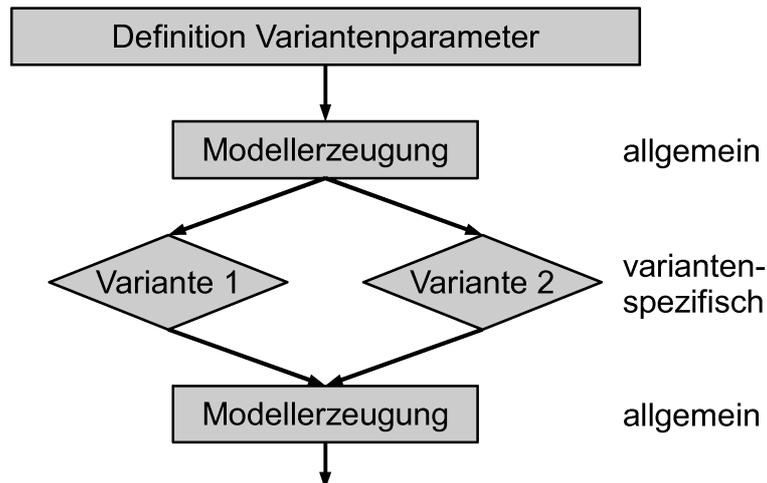


Abbildung 4.2: Variantenprogrammierung durch alternativen Programmcode

Für die Einführung von Modellvarianten sollte je nach anfallendem Aufwand immer entschieden werden, ob eine Realisierung durch Fallunterscheidungen im vorhandenen Skript oder die Einführung eines neuen Modells basierend auf dem bestehenden Programmcode sinnvoller ist. Die Entscheidung für eine der beiden Ausführungen kann dabei anhand der Anzahl und des Aufwands der erforderlichen Änderungen in der Modellkonsistenz erfolgen.

Die in Abbildung 3.1 zu sehenden unterschiedlichen Topologien des HSASS-Reflektors basierend auf einer zentralen Sechseckwabe wurden beispielsweise durch Einfügen einer Variante in die Erzeugungsmethode der rückseitigen Stützstruktur generiert. Die Modellkonsistenz konnte dabei für die Verbindung des zentralen Sechsecks mit den daran anschließenden Rippenflächen beibehalten werden. Lediglich für die Verbindung der Rippenflächen an den äußeren Umfang wurden drei alternative Modellkonsistenzen durch Variantenprogrammierung realisiert.

4.2 Parametrisierung der Geometrieerzeugung

In diesem Unterkapitel soll auf die Parametrisierung der Geometrieerzeugung eines beliebigen Antennenreflektors eingegangen werden. Dabei wird unterschieden in die Geometrieparameter der reflektierenden Oberfläche, welche für jeden parabolischen Reflektor gleich sind, sowie in spezifische Topologieparameter verschiedener gängiger Stützstrukturkonzepte.

4.2.1 Geometrieparameter

Als bestimmende Geometrieparameter eines parabolischen Antennenreflektors werden die fokale Länge F , der Öffnungsradius AR für zylindrische Aperturen beziehungsweise zwei Hauptachsenradien AR_1 und AR_2 bei elliptischer Apertur sowie gegebenenfalls ein Offsetwinkel benötigt. Die Offset-Bauweise hat gegenüber der symmetrischen den Vorteil, dass der Strahlengang durch den Feed nicht blockiert wird (Aperture-Blocking).

Die Form des Reflektors wird durch das Rotationsparaboloid

$$(4-1) \quad z = \frac{x^2 + y^2}{4F} = \frac{r^2}{4F}$$

mit

$$(4-2) \quad r^2 = x^2 + y^2$$

über einer kreis- oder auch ellipsenförmigen Grundfläche, der so genannten Apertur, als Begrenzung definiert.

$$(4-3) \quad \frac{(x - x_0)^2}{(2AR_1)^2} + \frac{y^2}{(2AR_2)^2} \leq 1$$

Deren Größe ist durch einen einzigen Radius $AR_1 = AR_2 = AR$ für zylindrische beziehungsweise durch die zwei Hauptachsenradien $AR_1 > AR_2$ für elliptische Aperturen festgelegt.

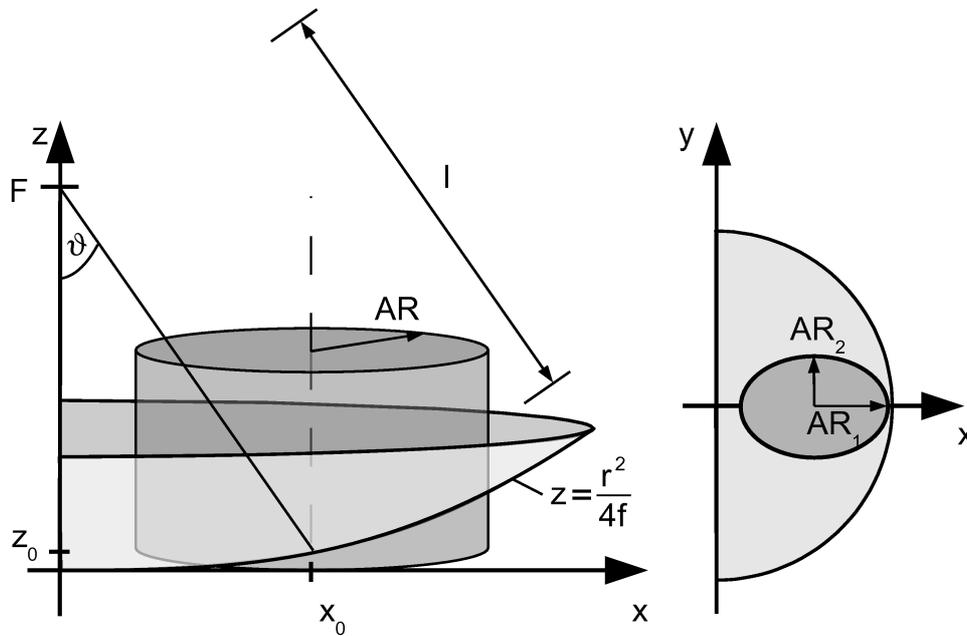


Abbildung 4.3: Verschnitt von Paraboloid mit Aperturzylinder

Die Größe des Offsets x_0 wird dabei wie in Anhang A.1 beschrieben aus dem Offsetwinkel ϑ berechnet.

$$(4-4) \quad x_0 = \frac{2 \cdot F \cdot \sin \vartheta}{1 + \cos \vartheta}$$

Visuell entspricht dies einem Schnitt des Rotationsparaboloids mit einem kreisförmigen Zylinder vom Radius AR beziehungsweise einem elliptischen Zylinder der Hauptachsenradien AR_1 und AR_2 , wie in Abbildung 4.3 in der Frontansicht (links) und im Grundriss (rechts) zu sehen ist. Die Zylinderachse verläuft parallel zur Rotationsachse des Paraboloids (z -Achse) und wird in x -Richtung um die Offsetweite x_0 verschoben.

Für den symmetrischen Reflektor mit zylindrischer Apertur entspricht der äußere Rand einem ebenen Kreisring, parallel zur xy -Ebene mit Radius AR . Für den Offset-Reflektor mit zylindrischer Apertur entspricht der äußere Rand einer um den Winkel α gegenüber der xy -Ebene geneigten Ellipse (siehe Abbildung 4.4, links), liegt also ebenfalls in einer Ebene. Die 1. Hauptachse besitzt dabei die Länge $A = \frac{2AR}{\cos \alpha}$, die 2. Hauptachse die Länge $B = 2AR$; das Verhältnis von Länge zu Breite ist für diese Konfiguration folglich mit $\frac{A}{B} = \frac{1}{\cos \alpha}$ gegeben.

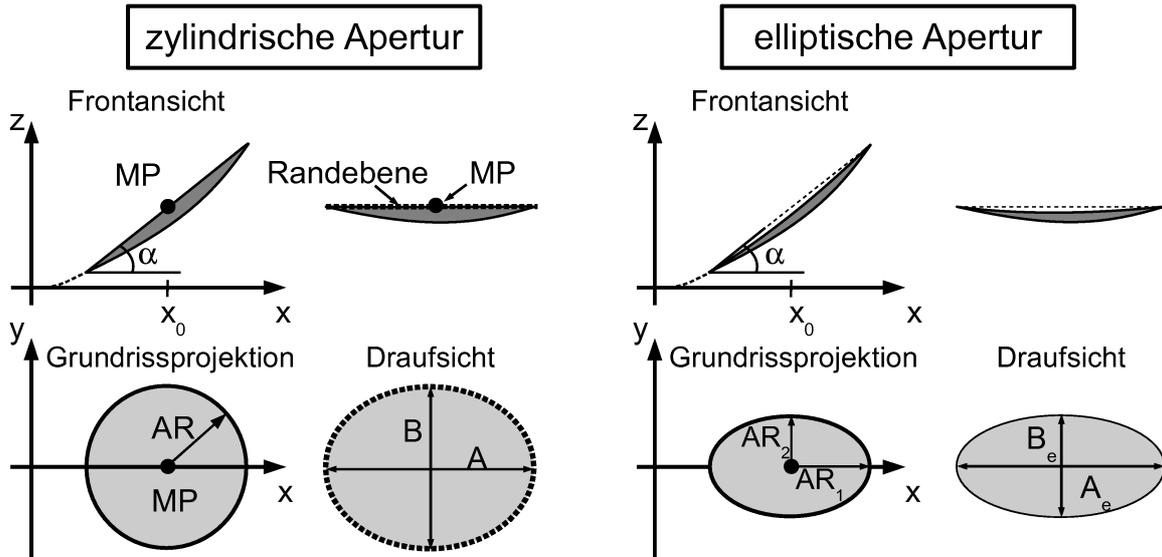


Abbildung 4.4: Geometrie der Apertur

Für den Reflektor mit ellipsenförmiger Apertur ist der äußere Rand für symmetrische und Offsetkonfigurationen nicht mehr ebenenförmig, wie in Abbildung 4.4 (rechts) zu sehen ist. Die Variante einer elliptischen Apertur wird hauptsächlich dann verwendet, wenn ein vorgegebenes Verhältnis der Abmessungen in Längs- und Querrichtung benötigt wird. Die Abmessungen des Reflektors betragen in diesem Fall $A_e = \frac{2AR_1}{\cos\alpha}$ in Längsrichtung, sowie $B_e = 2AR_2$ in Querrichtung.

Der Winkel α berechnet sich in beiden Fällen wie in Anhang A.2 beschrieben zu:

$$(4-5) \quad \tan\alpha = \frac{x_0}{2 \cdot F}$$

Für die weitere Modellierung hat es sich als sinnvoll erwiesen, die um den Winkel α geneigte xy -Grundebene als Hilfsebene zu definieren. Für zylindrische Aperturen liegt der Reflektorrand in dieser Ebene, welche daher im Weiteren als Randebene bezeichnet werden soll. Deren Basisvektoren sind

$$(4-6) \quad \vec{x}_1 = \begin{pmatrix} \cos\alpha \\ 0 \\ \sin\alpha \end{pmatrix} \text{ und } \vec{x}_2 = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix},$$

womit sich die Ebenengleichung in Normalenform ergibt:

$$(4-7) \quad \begin{pmatrix} -\sin\alpha \\ 0 \\ \cos\alpha \end{pmatrix} \cdot \left[\vec{x} - \begin{pmatrix} x_0 - AR_1 \\ 0 \\ \frac{(x_0 - AR_1)^2}{4F} \end{pmatrix} \right] = 0$$

Der Reflektormittelpunkt MP in der Mitte der Randebene hat dabei die Position

$$(4-8) \quad \text{MP} = \begin{pmatrix} x_{\text{MP}} \\ y_{\text{MP}} \\ z_{\text{MP}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{(x_0 - \text{AR}_1) + (x_0 + \text{AR}_1)}{2} \\ 0 \\ \frac{\frac{(x_0 - \text{AR}_1)^2}{4F} + \frac{(x_0 + \text{AR}_1)^2}{4F}}{2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_0 \\ 0 \\ \frac{x_0^2 + \text{AR}_1^2}{4F} \end{pmatrix}$$

4.2.2 Topologieparameter

Für den strukturellen Aufbau von Antennenreflektoren existieren, wie bereits in Kapitel 1.5.2 gezeigt wurde, die unterschiedlichsten Konzepte. Beim Konzeptentwurf der Stützstruktur spielt insbesondere das Verhältnis der Hauptachsenabmessungen der reflektierenden Oberfläche eine Rolle. So werden bei nahezu gleichen Hauptachsenabmessungen eher radialsymmetrische Konzepte der Stützstruktur, bei stark unterschiedlichen Hauptachsenabmessungen dagegen eher von der Radialsymmetrie abweichende Konzepte gewählt.

Die im vorangegangenen Kapitel 4.2.1 definierten Geometrieparameter bezogen sich allein auf die reflektierende Oberfläche. Zur vollständigen geometrischen Definition der Struktur sind weitere Parameter notwendig, die nachfolgend als Topologieparameter bezeichnet werden sollen und hauptsächlich der Definition der rückseitigen Stützstruktur dienen.

Aufgrund der unzähligen Möglichkeiten für Konzepte von Stützstrukturen kann an dieser Stelle jedoch nur allgemein auf die Parametrisierung und Erzeugung einiger der am häufigsten vorzufindenden Basistopologien eingegangen werden. Als Gemeinsamkeit aller Topologien kann dabei eine Symmetrie zur xz-Ebene vorausgesetzt werden. Im späteren Kapitel 8.1 befindet sich als konkretes Anwendungsbeispiel die Beschreibung der parametrischen Strukturgenerierungsmethode des HSASS-Reflektormodells.

Zur Erzeugung einer Unterkonstruktion für einen Antennenreflektor sind als erster Schritt Schnittlinien auf der reflektierenden Oberfläche zu erzeugen. Am häufigsten in der Praxis zu findende Varianten für Reflektoren mit rückseitiger Stützstruktur sind Radialschnitte, Umfangsschnitte, wabenförmige Schnitte sowie Kombinationen dieser Varianten.

4.2.2.1 Radialrippen

Radialrippen können durch Verschneidung der Reflektoroberfläche mit einer Ebene senkrecht zur Randebene mit dem Mittelpunkt MP als Zentrum der Drehachse erzeugt werden. Die einfachste Parametrisierung kann dabei durch Verteilung in Segmente gleicher Öffnungswinkel erfolgen, wie in Abbildung 4.5 für $n=1-4$ durchgehende Radialrippen zu sehen ist.

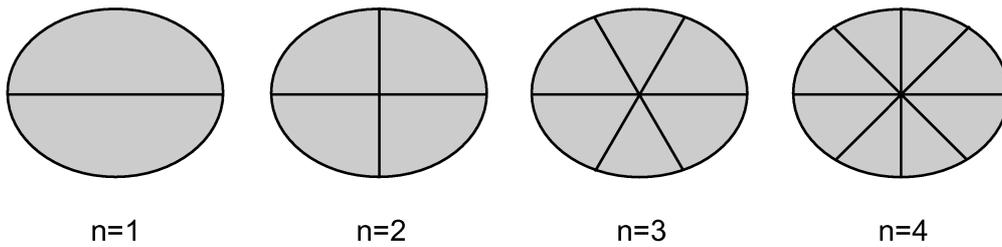


Abbildung 4.5: Parametrisierung von Radialrippen

Eine Radialrippenverteilung mit ungleichmäßigen Öffnungswinkeln der einzelnen Segmente bietet sich für Reflektoren mit stark unterschiedlich großen Abmessungen der elliptischen Hauptachsen an. Dies ist der Fall bei elliptischen Aperturen sowie bei zylindrischen Aperturen mit kleinem Verhältnis von Focus zu Aperturdurchmesser F/D . Je kleiner dieses Verhältnis, desto größer der Neigungswinkel α und somit die Differenz in den Hauptachsabmessungen des Reflektors. Als Parameter bietet sich die Angabe einer Anzahl Rippen n und eines Winkels β an, wie in Abbildung 4.6 erkennbar.

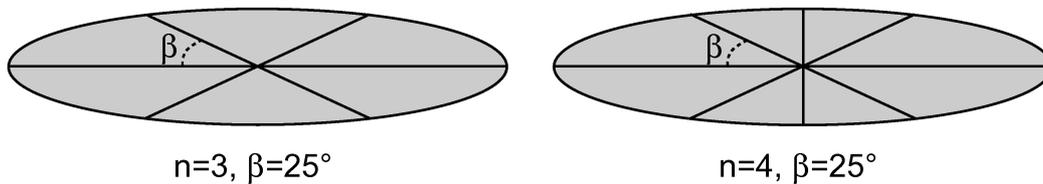


Abbildung 4.6: Parametrisierung von Radialrippen bei stark unterschiedlichen Hauptachsenlängen

4.2.2.2 Umfangsrippen

Umfangsrippen können analog der Modellierung des äußeren Reflektorrandes durch Schnitt der reflektierenden Oberfläche mit einem kreis- oder ellipsenförmigen Zylinder, dessen Zylinderachse parallel zur globalen z -Achse steht, erfolgen (siehe Abbildung 4.3 und Abbildung 4.4). Die Anzahl der Umfangsrippen ist dabei je nach Konzept frei wählbar.

Als Parameter dient hier der Radius der Umfangsrippe oder in allgemeingültiger Form der Radius der Umfangsrippe bezogen auf den Aperturradius AR . Für elliptische Aperturen gilt analog eine Parametrisierung über die beiden Haupttradien der elliptischen Umfangsrippe beziehungsweise deren auf die Haupttradien der Apertur bezogenen Radien.

4.2.2.3 Kombinationen von Radial- und Umfangsrippen

Für eine komplexe Topologie bestehend aus mehreren Radial- und Umfangsrippen bietet sich die Speicherung in einem Array an.

Die Anzahl der Radialrippen wird wie gewohnt durch die Parameter n und β festgelegt. Zusätzlich wird eine beliebige Anzahl m an Umfangsschnitten im Radius R_i auf der reflektierenden Oberfläche erzeugt.

Für jeden Umfangsschnitt kann durch eine boolesche Variable (0=Nein, 1=Ja) über diesem Umfangsschnitt eine Umfangsrippe erzeugt werden. Durch eine weitere boolesche Variable wird die Generierung von n Radialrippen zwischen dem Umfangsschnitt und dem nächst kleineren Umfangsschnitt gesteuert. Die Parameter

können folglich in einem $[m \times 3]$ -Array mit auf den Gesamtradius AR bezogenen Umfangsradien R_m , dem booleschen Schalter für die Umfangsrippe und dem booleschen Schalter für die Radialrippe gespeichert werden.

Tabelle 4.1: Parametrisierung beliebiger Rippenanordnung

m	Bezogener Radius R_m	Umfangsrippe (0=Nein, 1=Ja)	Radialrippe (0=Nein, 1=Ja)
1	0,25	1	0
2	0,75	1	1
3 (äußerer Rand)	1,00	1	0

Die in Tabelle 4.1 gezeigte Parametrisierung mit $m=3$ Umfangsschnitten würde beispielsweise 2 Umfangsrippen mit den Radien $0,25 \cdot AR$, $0,75 \cdot AR$ sowie eine Umfangsrippe direkt am äußeren Rand erzeugen. Zwischen den ersten beiden Umfangsrippen verlaufen dabei Radialrippen, deren Lage durch die beiden zusätzlichen Parameter $n=3$ und den Winkel $\beta=60^\circ$ definiert ist, wie in Abbildung 4.7 zu sehen ist.

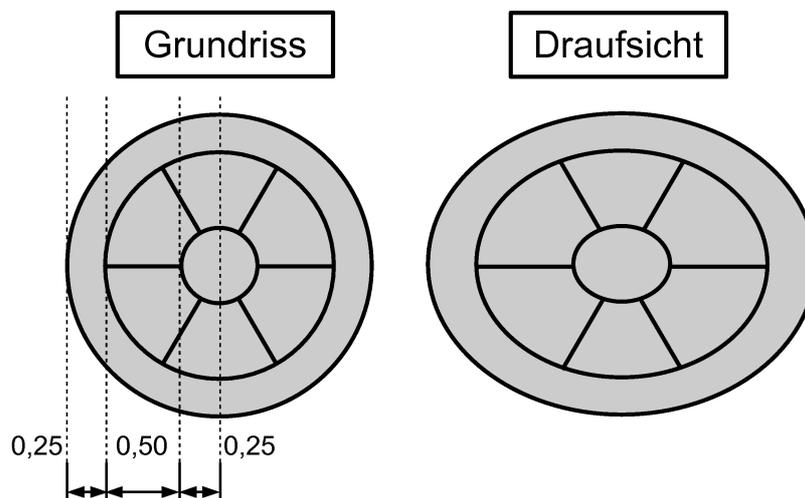


Abbildung 4.7: Topologie mit parametrisierten Radial- und Umfangsrippen

4.2.2.4 Parametrisierung von beliebigen Formen

Grundsätzlich ist eine Parametrisierung für beliebige Topologien, die nach quantifizierbaren Gesetzmäßigkeiten aufgebaut sind, möglich. Dem je nach geometrischen Randbedingungen zur Verfügung stehenden Designraum sind daher kaum Grenzen gesetzt. Die automatisierte Geometrieerzeugung für beliebige parametrisierte Formen ist möglich durch den Verschnitt eines im Grundriss erzeugten Linienmusters mit der reflektierenden Oberfläche.

Als Anwendungsbeispiel für die Modellerzeugung des HSASS-Reflektors mit einer Stützstruktur basierend auf einer zentralen Sechseckwabe in 3 verschiedenen Varianten sei an dieser Stelle auf Kapitel 8.1 verwiesen.

4.2.2.5 Rippenhöhe

Nach Erzeugung der Schnittlinien der Rippen auf der reflektierenden Oberfläche sind als zweiter Schritt senkrecht dazu die Flächen der Stützkonstruktion in Tiefenrichtung

zu erzeugen. Dies kann beispielsweise durch Extrudieren orthogonal zur Randebene mit der Extrusionshöhe h geschehen (siehe Abbildung 4.8, links). Sollen lineare Verläufe der Rippenhöhen der Radialrippen erfolgen, bietet sich wiederum eine Abspeicherung der Rippenhöhe per Array an. Das in Tabelle 4.1 gezeigte Datenarray kann hierzu um eine weitere Spalte für die Rippenhöhe h_m erweitert werden.

Eine weitere Möglichkeit der Flächenerzeugung der Rippen kann durch Spiegelung der auf der Oberfläche erzeugten Schnittlinien zu einer Symmetrieachse erfolgen, wie in Abbildung 4.8 (rechts) zu sehen ist.

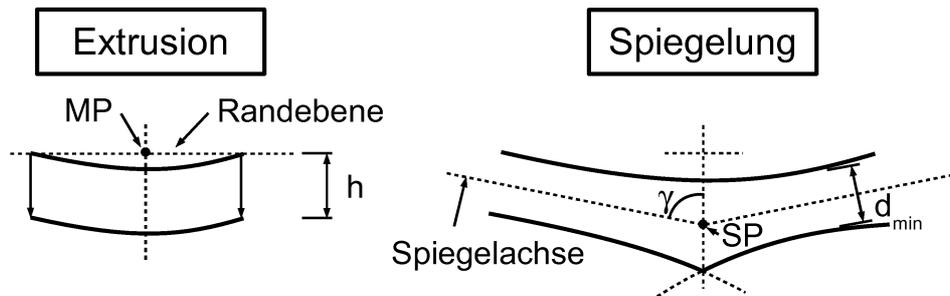


Abbildung 4.8: Parametrische Rippenherzeugung durch Extrusion und Spiegelung

Alle radial verlaufenden Spiegelachsen schneiden sich hierbei im Punkt SP. Dieser liegt auf einer Geraden durch den Mittelpunkt MP senkrecht zur Randebene des Reflektors. Eine mögliche Parametrisierung der Spiegelachsen erfolgt durch den Abstand des Spiegelpunkts SP zum Mittelpunkt MP sowie den Winkel γ . Eine weitere Möglichkeit, die Spiegelung zu parametrisieren, liegt in der Definition einer minimalen Rippenhöhe d_{\min} , welche durch Tangentenbildung parallel zur Spiegelachse berechnet werden kann.

Die Programmierung des Spiegelverfahrens innerhalb der Geometrieerzeugungsmethode gestaltet sich wesentlich komplexer als eine Extrusion, kann jedoch aufgrund der Symmetrie der erzeugten Rippen in einigen Fällen unbedingt notwendig sein. Diese Methode wurde beispielsweise für ein voll parametrisches FE-Modell des SMART-Reflektors [84], [26], [27], [29] umgesetzt, wodurch ein Knittern der vorgespannten Membran stark reduziert werden konnte.

4.3 Materialdaten in parametrischen Modellen

Die Ablage von Materialdaten in einer zentralen Datenbank bietet sich als einfache Möglichkeit an, integrierten Modellen auf eine Vielzahl unterschiedlicher Materialparameter Zugriff zu geben. Die Datenbank kann nach fortschreitenden Kenntnissen über die zu verwendenden Materialien und deren Eigenschaften erweitert werden, sei es durch Ergebnisse aus Materialtests, aktualisierte Herstellerdaten oder andere Quellen.

Durch eine Entkopplung der Materialdatenbank vom eigentlichen Modell ist diese universell einsetzbar, Aktualisierungen und Änderungen sind für alle darauf zugreifenden Modelle verfügbar.

Die Einführung einer Datenbank soll jedoch nicht darüber hinweg täuschen, dass bei der Materialauswahl die Erfahrung des Anwenders selbst am meisten gefordert ist. Die Datenbank kann lediglich beim Vergleich verschiedener Materialien unterstützen, eine Vorauswahl an Materialien und dafür geeigneten Herstellungsmethoden muss aufgrund des vollständigen Missionsanforderungsprofils vom Anwender selbst erfolgen.

Hierzu sind eine Aufteilung der Anforderungen in verschiedene Prioritätsklassen und ein Konformitätscheck der verschiedenen Materialien und Herstellungsverfahren notwendig. Nach einer Vorauswahl von möglichen Materialien sind weiterführende Parameteruntersuchungen sowie erste Materialtests an Probekörpern zur Entscheidungsfindung durchzuführen, deren Ergebnisse wiederum in die Materialdatenbank eingehen sollten. Zu diesem Zweck ist auch die Möglichkeit von Mehrfachdefinitionen des gleichen Materials erforderlich, beispielsweise für Start-of-Life (SOL) / End-of-Life (EOL) Kennwerte oder die Kennwerte von Einzellagen und verschiedenen daraus erstellten Laminataufbauten bei Faserverbundwerkstoffen.

Tabelle 4.2: Aufbau der Materialdatensätze

Material	1				2	
Datensatz	1	2	3	4	1	2
Quelle	Hersteller	Test	Literatur	Rechnung	Hersteller	Test
Zeitpunkt	SOL	SOL	EOL	EOL	SOL	SOL
Materialmodell	orthotrop	orthotrop	orthotrop	orthotrop	isotrop (Metall)	isotrop (Metall)
Materialvariante	UD	[0 90] _s	UD	[0 ±60] _s	-	-
	Disziplin 1					
mechanische Kennwerte

	Disziplin 2					
elektrische Kennwerte

	Disziplin 3, etc...					

4.3.1 Materialien für dünnwandige thermoelastische Raumfahrtstrukturen

Die Hauptanforderung an die Materialien dimensionsstabiler Strukturen in der Raumfahrt ist im Wesentlichen ein niedriger Thermalausdehnungskoeffizient bei hoher Steifigkeit und Festigkeit mit der kleinstmöglichen Masse.

Für dünnwandige Bauteile bieten sich Verbundwerkstoffe aus faserverstärkten Kunststoffen als ideale Lösung an. Diese sind durch ihre unzähligen Kombinationsmöglichkeiten von Fasermaterialien, Matrixmaterialien, daraus erhältliche textile Halbzeugtypen und Herstellungsverfahren ideal geeignet, einen dünnwandigen Werkstoff mit dem jeweiligen Anforderungsprofil bestmöglich angepassten Eigenschaften zu liefern.

Eine grobe Übersicht zu den genannten vier Hauptauswahlpunkten für Faserverbundwerkstoffe befindet sich in den folgenden Unterkapiteln.

Andere dimensionsstabile Materialien, wie Siliziumcarbid (SiC) oder Zerodur, sind für eine extrem dünnwandige Bauweise weniger gut geeignet, sollten jedoch trotzdem bei der Materialauswahl stets im Auge behalten werden. Diese Materialien finden hauptsächlich Einsatz bei hochgenauen optischen Teleskopen und Spiegeln, für die die Anforderungen an die Oberflächengenauigkeit noch höher als für Radioteleskope liegen und das Massenbudget entsprechend höher ausgelegt ist.

Bei der endgültigen Materialauswahl sind neben den mechanischen Kriterien Ausdehnungskoeffizient, Steifigkeit, Festigkeit und Masse viele weitere Punkte zu berücksichtigen.

Hierzu zählen insbesondere:

- Herstellungsbedingungen
 - Aushärtetemperatur und Aushärtezyklus
 - Minimierung von hygroelastischen Verformungen
 - flüchtige Bestandteile (Outgassing)
 - Handling und Verarbeitung der Fasermaterialien und Halbzeuge
 - Materialinkompatibilitäten
- Umweltbedingungen im Weltraum
 - Umgebungstemperaturen T_{\min} , T_{\max}
 - Angriff durch atomaren Sauerstoff (ATOX)
 - UV-Strahlung
- elektrische Anforderungen
 - elektrische Leitfähigkeit
 - dielektrische Eigenschaften
 - Reflektivität
- besondere Anforderungen an die Lebensdauer
 - Start- und End-of-Life Materialwerte
 - Schadenstoleranz und Fail-Safe-Konzepte
- Verfügbarkeit
 - Lieferung von Kleinstmengen
 - Lieferzeit
 - Militärische Exportbestimmungen (ITAR-Regularien)

- Haltbarkeit
 - Verfallsdatum
 - maximale Verarbeitungszeit von Harz-/Prepregsystemen
 - Lagerfähigkeit, zum Beispiel von im Weltraum aushärtenden Strukturen vor dem Start

4.3.2 Fasermaterialien

Heutzutage existiert eine große Auswahl an Verstärkungsfasern aus unterschiedlichen Materialien. Für dimensionsstabile Strukturen werden üblicherweise hochmodulige Fasern mit leicht negativem Thermalausdehnungskoeffizienten in Faserrichtung verwendet. Typischerweise sind dies Kohlefasern in den Ausführungen PAN (Polyacrylnitrilfasern) und Pitch (Steinkohleteerpechfasern), PBO-Fasern (Poly(p-phenylene-2,6-benzobisoxazole-Fasern), auch bekannt unter dem Markennamen Zylon der japanischen Firma Toyobo, Aramidfasern, besser bekannt unter dem Markennamen Kevlar der Firma Dupont, und reine Quarzfasern.

4.3.2.1 Polyacrylnitril-Kohlefasern (PAN-fibers)

Weit verbreitet und relativ gut erhältlich sind die PAN-basierenden Kohlefasern. Ihre Herstellung erfolgt durch Verkohlung (Pyrolyse) von Polyacrylnitril-Fasern zu Kohlefasern bei sehr hohen Temperaturen von ca. 1500°C.

PAN Fasern bieten einen sehr guten Kompromiss zwischen Steifigkeit, Festigkeit und Verarbeitungsmöglichkeit. So sind relativ kleine Biegeradien im Bereich weniger Millimeter ohne Faserbruch herstellbar; gleichzeitig kann durch geeignete Abstimmung von Faser- und Matrixtyp rechnerisch ein quasiisotroper Lagenaufbau mit einem Thermalausdehnungskoeffizienten $|\alpha_T| < 0,1 \cdot 10^{-6}$ und einer hohen Dehnsteifigkeit erreicht werden.

4.3.2.2 Steinkohleteerpech-Kohlefasern (Pitch-fibers)

Pitch-Fasern können wesentlich höhere Steifigkeits- und Festigkeitswerte als PAN-Fasern erreichen und besitzen im Allgemeinen eine bessere elektrische und thermische Leitfähigkeit [36], [37]. Dadurch sind sie ideal für den Einsatz im Weltraum, wo große Temperaturgradienten zwischen der Sonne ausgesetzten Bereichen und abgeschatteten beziehungsweise in den tiefen Weltraum gerichteten Bereichen und die damit verbundenen Thermaldehnungen vermieden werden sollen.

Von Nachteil ist die Brüchigkeit dieser Fasern, weshalb diese nicht für Bauteile mit scharfkantigen Ecken oder kleinen Biegeradien eingesetzt werden können. Für den Einsatz in einer ebenen bis mäßig gekrümmten Konstruktion, beispielsweise den Deckschichten einer großflächigen Sandwichschale, sind die Fasern dagegen ideal geeignet.

Der Preis ist trotz des günstigeren Ausgangsmaterials Steinkohleteerpech durch den komplexeren Herstellungsprozess höher als für PAN-Fasern. Dabei wird durch eine Einlagerung von Wasserstoff (Hydrierung) das Pech in eine flüssige Kristallphase (Mesophase) überführt. Durch Strecken orientieren sich die Kohlenstoff-Netzebenen dabei entlang der Längsachse und verleihen so den entstandenen Fasern ihre Steifigkeit und Festigkeit.

4.3.2.3 PBO-Fasern (poly(p-phenylene-2,6-benzobisoxazole-Fasern))

PBO-Fasern, auch bekannt unter dem Markennamen Zylon der japanischen Firma Toyobo, haben eine kleinere Steifigkeit als alle zuvor genannten Kohlefasern, sind extrem biege- und knickbar und nicht elektrisch leitfähig. Im Einsatz für reflektierende Oberflächen sind sie daher nur mit metallischer Beschichtung verwendbar, ihre Radiotransparenz kann jedoch auch gezielt genutzt werden, beispielsweise für Radome oder Dual-Gridded-Reflektoren mit nur bestimmte Polarisationen reflektierender metallischer Beschichtung.

Im Gegensatz zu Kohlefasern, die keine Feuchtigkeit aufnehmen, können PBO-Fasern bis zu 0,6% ihrer Trockenmasse an Feuchtigkeit aufnehmen. Auch sind die Fasern extrem anfällig gegenüber sichtbarem und UV-Licht. Wegen des daraus resultierenden drastischen Abfalls ihrer mechanischen Eigenschaften müssen die Fasern gegen Feuchtigkeit und Licht besonders geschützt werden. Für die Bearbeitung der Fasern sind außerdem spezielle Schneidwerkzeuge erforderlich.

Als letzter Punkt ist die schlechte Verfügbarkeit von PBO-Fasern innerhalb Europas zu nennen, weshalb mit langen Lieferzeiten und hohen Kosten zu rechnen ist.

4.3.2.4 Aramid-Fasern

Aramid-Fasern, besser bekannt unter dem Markennamen Kevlar der Firma Dupont, haben ähnliche Eigenschaften, jedoch in nahezu allen Bereichen etwas schlechtere Werte als die vorgenannten PBO-Fasern.

Aramid-Fasern müssen vor UV-Strahlung ebenso wie vor Feuchtigkeit geschützt werden, sind aber weniger anfällig und können, ebenfalls mit speziellem Schneidwerkzeug, leichter verarbeitet werden.

Die Verfügbarkeit der Fasern in Europa ist sehr gut; im Bereich der Raumfahrt wurden und werden sie ebenfalls hauptsächlich im Bereich radartransparenter Strukturen und Dual-Gridded-Reflektoren eingesetzt.

4.3.2.5 Quarzglas-Fasern

Ebenfalls erhältlich sind verschiedene Halbzeuge aus Quarzglasfasern, bestehend aus hochreinem Silizium. Die Fasern haben einen sehr kleinen Thermalausdehnungskoeffizienten nahe Null, der im Gegensatz zu allen vorher genannten Fasertypen isotrop, also sowohl in Faserrichtung als auch quer dazu gleich ist.

Weiterhin nehmen sie keinerlei Feuchte auf, sind nicht spröde, leicht zu verarbeiten, unempfindlich gegenüber UV-Strahlung und können extrem hohe Temperaturen bis zu ca. 1100°C ertragen. Sie sind ebenfalls radioelektrisch transparent und daher bestens als Alternative zu Aramid- oder PBO-Fasern, zum Beispiel für Missionen mit kritischen Umweltbedingungen, einsetzbar.

4.3.2.6 Zusammenfassung Fasereigenschaften

Die folgende Tabelle enthält eine kurze Zusammenfassung aller genannten Fasermaterialien und ihrer wichtigsten Eigenschaften, dem Elastizitätsmodul E , dem Wärmeausdehnungskoeffizienten α_T sowie der thermalen Leitfähigkeit K , in Faserrichtung.

Tabelle 4.3: Fasereigenschaften

Name	Typ	Hersteller	E [GPa]	α_T [$10^{-6}/K$]	K [W/m·K]
M40J	PAN	Toray	377	-0.83	69
M55J	PAN	Toray	540	-1.1	156
M60J	PAN	Toray	588	-1.1	152
K13C2U	Pitch	Mitsubishi	900	-1.4	620
YSH-50A	Pitch	NGF	520	-1.4	140
YSH-70A	Pitch	NGF	720	-1.5	260
Zylon HM	PBO	Toyobo	280	-6	N/A
Kevlar 149	Aramid	DuPont	179	< 0	Low
Quarz	-	diverse	78	0,54	1,3

4.3.3 Harzsysteme

Erscheint schon die Auswahl an Verstärkungsfasern als sehr groß, ist die Anzahl der auf dem Markt erhältlichen Harzsysteme für Faserverbundwerkstoffe unüberschaubar. Jeder Hersteller bietet für verschiedenste Spezialanwendungen das passende Harzsystem, so dass hier, abgestimmt auf die jeweiligen Missionsanforderungen, gezielt geeignete Harzsysteme ausgewählt werden können. Die für eine hohe Dimensionsstabilität zu erfüllenden Anforderungen sind im Wesentlichen eine geringe Feuchtigkeitsaufnahme, ein minimaler Anteil an flüchtigen Bestandteilen (Outgassing) sowie eine möglichst geringe Aushärtetemperatur, um die Temperaturdifferenz zwischen spannungsfreiem Zustand (Aushärtetemperatur) und zu erwartender Temperatur im Weltraum gering zu halten und so die thermischen Eigenspannungen zu minimieren

Hinzu kommt eine ausreichend hohe Glasübergangstemperatur, um einen breiten Temperaturanwendungsbereich abdecken zu können. Im Fall von nicht metallisch beschichteten Antennen oder radioelektrischer Transparenz sind zusätzlich die dielektrischen Eigenschaften von großer Bedeutung.

Da nicht alle Harzsysteme gleichermaßen für Prepreg oder RTM-Verfahren geeignet sind, ist dessen Auswahl von der Fertigungsmethode sowie von der Verfügbarkeit durch den Hersteller abhängig. Hierbei zeichnet sich in der Raumfahrt leider der Trend ab, dass viele Hersteller keinerlei Interesse haben, im Vergleich zum Massenmarkt Flugzeugbau/Automobilbau verschwindend kleine Mengen an Material zu verkaufen. Durch die begrenzte Haltbarkeit von Prepregs entfällt dabei zusätzlich auch die Möglichkeit, eine größere Menge auf Vorrat zu kaufen.

Die Verfügbarkeit hat sich daher als ausschlaggebendes Kriterium bei der Beschaffung von Harzsystemen und Prepregs erwiesen.

Grundsätzlich können die oben genannten Anforderungen von zwei großen Gruppen der Harzsysteme, den Epoxidharzen sowie den Cyanatester-Harzen, erfüllt werden. Gerade für Antennensysteme sind die Cyanatester-Harze aufgrund ihrer besseren Performance im Bereich der Dimensionsstabilität (niedrige Sättigungsfeuchte, niedrige Aushärtetemperatur) und dielektrischen Eigenschaften am besten geeignet. Nachfolgend eine Kurzübersicht mit im Antennenbau oft anzutreffenden Harzsystemen verschiedener Hersteller und ihren wichtigsten Eigenschaften.

Tabelle 4.4: Harzsysteme

Name	RS3	RS9	LTM123	EX-1515	Cycom 5575-1S	Hexply 954-3A
Hersteller	YLA	YLA	ACG	Tencate (Bryte)	Cytec	Hexcel
Harztyp	Cyanatester	Cyanatester	Cyanatester	Cyanatester	Cyanatester	Cyanatester
T _g Glasübergangstemperatur	250°C	370°C	210°C	180°C	200°C	200°C
T _{Cure} Aushärtetemperatur	176°C (2h)	193°C (2h)	80°C (16h)	120°C (3h)	175°C (3h)	177°C (2h)
T _{Postcure} Nachhärtetemperatur	230°C	315°C	200°C	177°C	N/A	232°C
Δm_h rel. Feuchtaufnahme	0,69%	N/A	0,22%	0,04%	0,40%	N/A
ϵ Dielektrische Konstante	2,67 (2-18GHz)	3,17 (1kHz)	2,77 (10-14GHz)	2,80 (10GHz)	N/A	N/A
δ Verlustwinkel	0,005 (2-18GHz)	0,0049 (1kHz)	0,005 (10-14GHz)	0,004 (10GHz)	N/A	N/A

4.3.4 Faserhalbzeuge

Die Auswahl des Fasermaterials ist verbunden mit der Wahl des Faserhalbzeugs, da lediglich bei maschinellen Wickelverfahren mit Garnen (Rovings) gearbeitet wird, ansonsten auf unidirektionale Gelege (Tapes) oder Gewebe jeglicher Art zurückgegriffen wird.

Diese Halbzeuge werden mit Harz vorimprägniert in Form von Prepregs angeboten oder ein flüssiges Harz wird im Handlaminierverfahren oder mittels RTM-Technologie (Resin-Transfer-Moulding) [69] in das trockene Halbzeug eingebracht. Die in Tabelle 4.4 vorgestellten Harzsysteme sind dabei alle in Prepregform erhältlich, einige davon in abgewandelter chemischer Form auch für RTM-Verfahren. Größte Limitierung

hierbei ist wiederum die Verfügbarkeit, da nicht jeder Fasertyp in jeder gewünschten Halbzeugform und, im Fall von Prepregs, mit dem gewünschten Harzsystem imprägniert, verfügbar ist.

Nachfolgend sollen kurz verschiedene gängige Halbformtypen, welche sowohl trocken als auch in Prepregform erhältlich sind, vorgestellt werden.

4.3.4.1 Unidirektionale Gelege (UD-Tapes)

Im Gelege verlaufen alle Fasern parallel in Längsrichtung, dieses hat daher orthotrope Materialeigenschaften. Die mechanischen Eigenschaften eines Laminataufbaus können aus den orthotropen Daten der Einzellage mittels klassischer Laminattheorie berechnet werden [62], [70].

Durch die hohe Packdichte der Fasern im Gelege können für ein Laminat leicht Faservolumenanteile von 60% und mehr erreicht werden. UD-Prepregs können allerdings im Allgemeinen weniger gut als Gewebe in doppelt gekrümmte Flächen drapiert werden, da eine gegenseitige Verschiebbarkeit der Fasern im Prepreg nicht gegeben ist. Daher ist für stark gekrümmte Flächen bereits beim Zuschnitt darauf zu achten, dass doppelte Krümmungen durch das gewählte Schnittmuster gut abgebildet werden können.

4.3.4.2 Gewebe

Beim Webvorgang werden zwischen den in Längsrichtung gespannten Kettfäden die Schussfäden in Querrichtung eingebracht. Dabei wird eine bestimmte Anzahl Kettfäden oberhalb und unterhalb vom Schussfaden gequert.

Durch Variation der Anzahl der über- und unterquerten Kettfäden lassen sich somit beliebige Webmuster, auch Bindung genannt, erzeugen, von denen als bekannteste die Leinwandbindung (plain weave), die Körperbindung (twill weave) sowie die Atlasbindung (satin weave) in Abbildung 4.9 dargestellt sind.

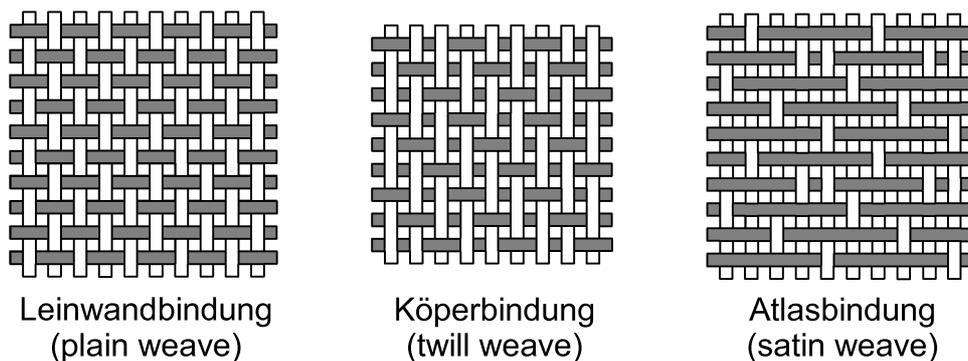


Abbildung 4.9: Bindungsarten von Geweben

Für doppelt gekrümmte Flächen empfiehlt es sich, Körper- oder Atlasgewebe einzusetzen, da sich diese aufgrund der leichteren gegenseitigen Verschiebbarkeit der Faserovings besser in die Form drapieren lassen. Nachteil gegenüber der Leinwandbindung ist der geringere Zusammenhalt des Gewebes, da die Bindung von Kett- und Schussfäden weniger stark ist.

Zu beachten ist, dass selbst bei einem Leinwandgewebe, welches bei erster Betrachtung von beiden Seiten einen symmetrischen Aufbau besitzt, nicht von exakt isotropen Eigenschaften in der Ebene ausgegangen werden kann, da Kett- und Schussfäden beim Webvorgang unterschiedlich stark gekrümmt werden und sich die

neutrale Ebene aus der Mittelebene verschiebt. Zur Vermeidung von thermoelastischen Biegedeformationen werden daher in der Praxis mindestens 2 Lagen Gewebe Rücken an Rücken im Laminat verbaut, um dadurch wieder eine Symmetrie herzustellen.

Mit Geweben lassen sich aufgrund der größeren Zwischenräume zwischen den Rovings nur geringere Faservolumenanteile erzielen als mit unidirektionalen Gelegen. Wird beim Aushärten zuviel Harz abgesaugt, um den Faservolumenanteil zu erhöhen, ist mit einer porigen Oberfläche zu rechnen. Als besonders für den Antennenbau geeignete Gewebe werden daher gespreizte Gewebe (spread fabric) angeboten, bei deren Herstellung die einzelnen Rovings besonders stark in die Breite aufgefächert werden. Die Zwischenräume zwischen den Kett- und Schussfäden werden dadurch stark verkleinert und es können besonders glatte Oberflächen mit hohem Faservolumenanteil erzielt werden.

4.3.4.3 Triaxialgewebe (Triaxial woven fabric)

Im Gegensatz zu den vorher genannten einfachen Geweben bestehen Triaxialgewebe aus einem Kettfaden und 2 Schussfäden, welche diesen im $\pm 60^\circ$ Winkel kreuzen. Als ausgehärtetes Laminat besitzen Triaxialgewebe somit isotrope Steifigkeiten, Festigkeiten und Thermalausdehnungskoeffizienten in der Ebene. Bei der Verwendung in Kombination mit einer flexiblen Silikonmatrix als flexible Membran (siehe Kapitel 1.2.4.5) ist zu beachten, dass sich die Garne des Gewebes gegeneinander verschieben und verdrehen können, weshalb die Eigenschaften hierfür im Gegensatz zum starren Verbund einer Harzmatrix stark anisotrop und nichtlinear sind.

Durch das spezielle Webverfahren entsteht zwangsläufig die in Abbildung 4.10 dargestellte Lochstruktur. Radiofrequenzen können in Abhängigkeit der Lochgröße bis zu einer Grenzfrequenz hervorragend reflektiert werden, wodurch Antennenreflektoren ohne metallische Oberflächenbeschichtung bei minimalem Flächengewicht hergestellt werden können. Momentan verfügbare Gewebetypen ermöglichen einen Einsatz bis zum Ka-Band.

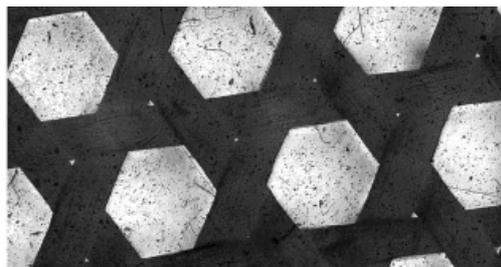


Abbildung 4.10: Struktur des Triaxialgewebes

Bei der Beschaffung dieses Materials ist aufgrund der Monopolstellung des japanischen Herstellers Sakase mit großen Verzögerungen und Mindestbestellmengen zu rechnen.

4.4 Laminataufbauten für dünnwandige thermoelastische Faserverbundstrukturen

Die Forderung nach Dimensionsstabilität hat für Faserverbundstrukturen zur Folge, dass aus dem anisotropen Fasermaterial eine thermoelastisch isotrope Struktur mit $\alpha_T \approx 0$ gefertigt werden soll. Der Lagenaufbau der Struktur ist daher sehr eng mit der Materialauswahl verknüpft. Hierbei ist aufgrund der Diagonalform des thermoelastischen Dehnungstensors in der Schalenebene

$$(4-9) \quad \varepsilon_{\text{th}} = \begin{pmatrix} \alpha_T & 0 \\ 0 & \alpha_T \end{pmatrix} \cdot \Delta \vartheta$$

eines $[0 \ 90]_s$ Lagenaufbaus anzumerken, dass sich dieser thermoelastisch isotrop, mechanisch jedoch „nur“ orthotrop verhält.

Ein mechanisch und thermoelastisch isotroper Wandaufbau in der Ebene, auch als quasiisotrop (QI) bezeichnet, sieht einen Lagenaufbau von $[0 \ +60 \ -60]_s$ oder häufiger in der Praxis verwendet $[0 \ +45 \ -45 \ 90]_s$ vor. Daraus ist schnell ersichtlich, dass das zugrunde liegende Halbzeug bereits möglichst dünn sein sollte, um hohe Wandstärken und hohes Flächengewicht zu vermeiden. Alternativ hat sich das in Kapitel 4.3.4.3 vorgestellte Triaxialgewebe in vielen Fällen als bestens geeignet für den Antennenbau und aufgrund seiner porigen Bauweise als extrem leichtes Halbzeug erwiesen.

Zusätzlich ist anzumerken, dass bei allen Betrachtungen im Rahmen dieser Arbeit die Verformungen in Dickenrichtung durch die Beschränkung auf dünnwandige Strukturen vernachlässigt werden. Für Sandwichstrukturen können dagegen Ausdehnungskoeffizienten und Wärmeleitung in Dickenrichtung, welche maßgeblich vom gewählten Kernmaterial abhängen, eine wichtige Rolle spielen und müssen durch entsprechende Modellierung berücksichtigt werden.

4.4.1 Parametrische Modellierung des Wandaufbaus dünnwandiger Strukturen

Im Modell berechnen sich alle Querschnittsdaten wie Steifigkeiten, Ausdehnungskoeffizienten, Wärmekapazität und Wärmeleitung aus den Parametern der eingegebenen Werkstoffdaten sowie dem Laminataufbau des Bauteils; dabei existieren unterschiedliche Möglichkeiten der Modellierung:

Eine einfache Variante modelliert das Gesamtlaminat als eine einzige Schicht mit über den Gesamtquerschnitt konstanten Materialdaten, welche rechnerisch über die klassische Laminattheorie sowie ideale Querschnittswerte oder auch experimentell durch Materialprüfung ermittelt werden können. Ein solches Laminat lässt sich folglich durch einen Parameter für die Gesamtwandstärke sowie einen Parameter für den Materialdatensatz mit den Materialdaten des homogenisierten Querschnitts beschreiben.

Eine genauere, dafür aufwändigere Variante basiert auf einem schichtweisen Wandaufbau. Dieser wird im Modell Lage für Lage, zum Beispiel mittels geschichteter Schalenelemente, aufgebaut. Für jede Lage sind folglich Lagenmaterial, Lagendicke und Lagenwinkel parametrisch zuzuweisen (siehe Abbildung 4.11); die 0° -Richtung entspricht dabei immer der lokalen x-Richtung des frei definierbaren Elementkoordinatensystems.

Lage	Material	t [mm]	α
1	M55J-UD	0,063	0°
2	M55J-UD	0,063	+45°
3	M55J-UD	0,063	-45°
4	M55J-UD	0,063	90°
5	M55J-Gewebe	0,125	0°/90°
6	M55J-Gewebe	0,125	0°/90°
7	M55J-UD	0,063	90°
8	M55J-UD	0,063	-45°
9	M55J-UD	0,063	+45°
10	M55J-UD	0,063	0°

Abbildung 4.11: Parametrischer Lagenaufbau eines CFK-Laminats

Um die Anzahl an Parametern möglichst gering zu halten, ist es auch hier von Vorteil, ähnlich der Materialdatenbank eine „Datenbank“ gängiger Laminats zu definieren. Der in Abbildung 4.11 dargestellte Laminataufbau lässt sich beispielsweise durch den Datensatz aus Abbildung 4.12 generieren, indem als Materialparameter %1 das M55J-UD-Material, als Materialparameter %2 das M55J-Gewebe-Material und als Referenzdicke $t_0=0,063\text{mm}$ gewählt wird.

Laminat - Datensatz			
Lage	Material	t [mm]	α
1	%1	t_0	0°
2	%1	t_0	+45°
3	%1	t_0	-45°
4	%1	t_0	90°
5	%2	$2 \cdot t_0$	0°/90°
6	%2	$2 \cdot t_0$	0°/90°
7	%1	t_0	90°
8	%1	t_0	-45°
9	%1	t_0	+45°
10	%1	t_0	0°

Abbildung 4.12: Eintrag in der Laminatdatenbank

Für jede geometrische Einheit der Struktur ist auf diese Weise einer der abgespeicherten Laminataufbauten mit frei wählbarem Material und dazugehöriger Lagendicke aus der Materialdatenbank zuweisbar.

Diese Kombination von Materialdatenbank und Laminatdatenbank zur Definition der Querschnittswerte ermöglicht somit auf einfachste Art unterschiedlichste Variantenuntersuchungen im Sinne der integrierten Modellierung.

4.5 Vernetzung parametrisch definierter Strukturgeometrien

Wie in den vorangegangenen Kapiteln gezeigt wurde, kann durch die Trennung von Materialdatensätzen und Querschnittsdatsätzen eine sehr flexible Modellierung erreicht werden, so dass für verschiedene Anwendungsschwerpunkte unterschiedlich stark vereinfachte Modelle ohne großen Aufwand erzeugt werden können.

Bisher bezogen sich die Überlegungen zur parametrischen Modellierung auf ein reines Geometriemodell. Für eine strukturmechanische Untersuchung ist jedoch die Vernetzung (Meshing), d.h. das Einteilen jeder Geometrieinheit in finite Elemente notwendig. Auch hierfür bieten die kommerziellen Programmsysteme effiziente Algorithmen an, so dass Geometrien per Knopfdruck vollständig vernetzt werden können. Für den Anwender bleibt letztendlich lediglich die Aufgabe, das so generierte Netz hinsichtlich zu erwartender Ergebnisqualität zu beurteilen und gegebenenfalls durch Vorgabe von geeigneten Vernetzungsparametern die Netzgenerierung zu beeinflussen.

Schwer möglich ist eine manuelle Kontrolle des generierten Netzes jedoch für Anwendungen mit einer sehr großen Anzahl und daher automatisch durchzuführenden Vernetzungen, wie zum Beispiel eine Topologieoptimierung. In diesem Fall sollte von vorneherein durch Wahl geeigneter Parametergrenzen für die Topologiedefinition der Designraum der Geometrie beschränkt werden.

Weiterhin sollte für jede Modellvariante, für die eine Änderung der Modellkonsistenz vorgenommen wird, ein eigener Optimierungslauf durchgeführt werden, um für jede Variante gegebenenfalls eigene Netzgenerierungsparameter definieren zu können.

Sofern es die Modellgeometrie erlaubt, sollte daher die Netzgenerierung über Parameter, wie zum Beispiel die Teilung von Kanten, so vordefiniert sein, dass ein Mapped-Meshing Algorithmus, mit dessen Hilfe ein regelmäßiges Netz erzeugt wird, angewendet werden kann.

Zur Beurteilung der Ergebnisqualität sind insbesondere die Elementrestriktionen von Bedeutung. Diese sind definiert durch minimale und maximale Verhältnisse von Seitenlängen und Diagonalen der Elemente, dem Verhältnis von Krümmung zu Dicken bei Schalenelementen sowie der Beschränkung von Wölbungen von Vierecksschalenelementen. Die Restriktionen sind abhängig vom verwendeten Elementtyp, dessen Knotenanzahl und dessen Ansatzfunktion, weshalb hier auf entsprechende Literatur [72] verwiesen werden muss.

Auf einen wichtigen Sonderfall, die Modellierung von extrem dünnwandigen Membranstrukturen, soll im Folgenden jedoch kurz eingegangen werden.

4.5.1 Vernetzungsaspekte für extrem dünnwandige Strukturen

Für besonders dünnwandige Strukturen kann es zu Problemen beim Invertieren der Steifigkeitsmatrix durch schlechte Konditionierung kommen. Schuld daran ist die Rechengenauigkeit im Computer für Fließkommazahlen. Ist das Verhältnis von Länge und Breite zu Elementdicke extrem groß, können Anteile der Biegesteifigkeit gegenüber den Anteilen der Dehnsteifigkeiten in der Steifigkeitsmatrix aufgrund der begrenzt speicherbaren Anzahl an Nachkommastellen nicht mehr berücksichtigt werden und verschwinden somit. Die Steifigkeitsmatrix lässt sich dadurch nicht mehr eindeutig invertieren.

Dieser Effekt ist zusätzlich vom verwendeten Solver abhängig. Ein numerisch exakt lösender Solver (zum Beispiel Sparse-Matrix-Solver) wird dieses Problem genau

dann erreichen, sobald die Rechengenauigkeit in den Einträgen der Steifigkeitsmatrix überschritten wird. Ein iterativer, numerisch nicht exakter Solver, wie ein Preconditioned Conjugate Gradient (PCG) Solver, eignet sich dagegen hervorragend für die schnelle Berechnung extrem großer Gleichungssysteme mit einem Vielfachen an Freiheitsgraden, wird aber bei schlecht konditionierten Steifigkeitsmatrizen viel früher Konvergenzprobleme bekommen als ein numerisch exakter Solver.

Abhilfe kann auf zwei Möglichkeiten geschaffen werden:

- Eine allgemeingültige Lösung ist eine feinere Vernetzung, da sich mit sinkendem Verhältnis von Elementlänge zu Elementdicke die Konditionierung der Steifigkeitsmatrix verbessert. Allerdings kann dadurch die Anzahl an Freiheitsgraden schnell in nicht mehr praxistaugliche Bereiche steigen.
- Alternativ kann bei vorgespannten Membranstrukturen temporär eine elastische Bettung zur Erhöhung der Biegesteifigkeit aufgebracht werden, wie in Abbildung 4.13 dargestellt ist. Nach Berechnung des Verformungszustands der vorgespannten, gebetteten Struktur (δ_1) wird die elastische Bettung entfernt (zusätzliche Verformungen δ_2). Die Membran besitzt im vorgespannten Zustand aus geometrischer Nichtlinearität nun ausreichend Biegesteifigkeitsanteile, so dass keine schlechte Konditionierung mehr vorliegt. Auf die vorgespannte Struktur können danach weitere Lastfälle (beispielsweise Temperatur ΔT) aufgebracht werden.

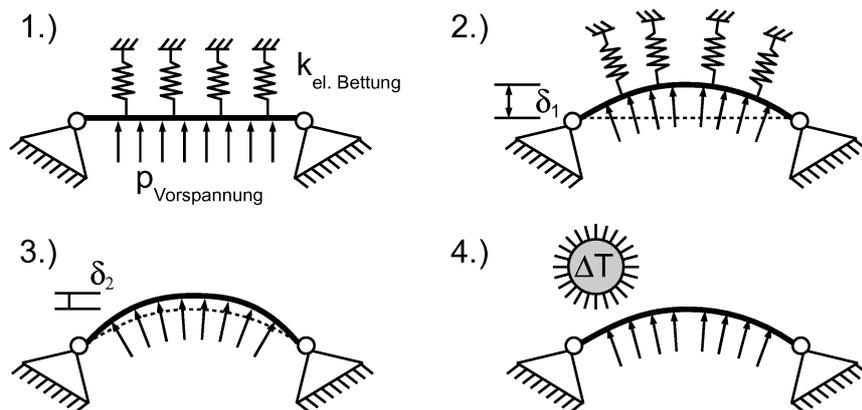


Abbildung 4.13: Aufbringen einer Membranvorspannung bei schlecht konditionierter Steifigkeitsmatrix

4.6 Grundlagen zur Modellierung von Thermallastfällen

Methoden zur Erzeugung eines geometrischen Modells und eines daraus abgeleiteten strukturmechanischen FE-Modells wurden in den vorangegangenen Kapiteln beschrieben. Für eine Untersuchung von Strukturen auf thermoelastische Stabilität ist die Generierung geeigneter Thermallastfälle ein wichtiger Aspekt.

Der Aufwand zur Definition und Modellierung eines solchen Lastfalls fällt nach Projektstand unterschiedlich detailliert aus, weshalb nach einer kurzen Einführung in die Theorie zur Wärmeübertragung und Wärmestrahlung im nächsten Kapitel 4.7 wiederum verschiedene Möglichkeiten hierzu aufgezeigt werden sollen. Als weiterführende Literatur zur Theorie ist auf entsprechende Lehrbücher, zum Beispiel [55], [56], [57], [58], [59], zu verweisen.

4.6.1 Wärmeübertragung

Jeder Körper besitzt eine thermische Energie, welche ein Anteil der gesamten inneren Energie des Körpers ist. Die thermische Energie berechnet sich aus dem Produkt von Masse m , spezifischer Wärmekapazität c und absoluter Temperatur.

$$(4-10) \quad E_{\text{th}} = m \cdot c \cdot T$$

Thermische Energie kann von einem Körper aufgenommen oder abgegeben werden durch Wärmeübertragung in Form von Wärmeleitung, Wärmestrahlung und Konvektion. Ist die resultierende Energieübertragung aller Transportmethoden in einem Körper gleich Null, so befindet sich das System im thermischen Gleichgewicht. Gibt ein Körper dagegen mehr Energie ab als er aufnimmt, wird er sich abkühlen. Nimmt er mehr Energie auf, als er abgibt, erwärmt er sich dementsprechend, bis der stationäre Zustand, das thermische Gleichgewicht, erreicht ist.

Wegen des im Weltraum vorherrschenden Vakuums soll die Konvektion, die Übertragung von Wärme zwischen Körpern durch ein umströmendes Gas oder Fluid, an dieser Stelle vernachlässigt werden.

Die Wärmeleitung ist ein irreversibler Wärmefluss innerhalb eines Körpers, der entsprechend dem 2. Hauptsatz der Thermodynamik immer in Richtung des Temperaturgradienten von warm nach kalt erfolgt. Die Modellierung von Wärmeleitungsproblemen ist mit Hilfe der FE-Methode gut möglich, da die Grundgleichungen der Wärmeleitung analog zur Strukturmechanik aufgestellt und gelöst wurden. Hierzu ist eine Vielzahl unterschiedlicher Elemente in kommerziellen Programmsysteme implementiert. Da der Wärmetransport über Wärmeleitung im Weltraum nur innerhalb eines abgeschlossenen Körpers stattfindet, ist für ein vorliegendes Strukturmodell kein Mehraufwand an Modellierung außer dem Austausch der Strukturelemente gegen Thermalelemente sowie die Bereitstellung von Materialdaten für thermische Leitfähigkeit und spezifische Wärmekapazität erforderlich.

Wärmestrahlung ist die Übertragung von Wärmeenergie durch elektromagnetische Wellen und findet hauptsächlich im infraroten Spektrum der elektromagnetischen Strahlung statt. Der Austausch erfolgt zwischen den Strukturoberflächen, die gleichzeitig Energie abstrahlen (emittieren) und aufnehmen (absorbieren).

Es findet also eine Energieübertragung in beide Richtungen unabhängig von den Oberflächentemperaturen statt; die resultierende Energieübertragung ist entsprechend dem 2. Hauptsatz der Thermodynamik jedoch immer von warm nach kalt gerichtet.

Im Gegensatz zur Wärmeleitung wird die Wärmestrahlung von den kommerziellen FE-Programmsystemen nur unter Annahme verschiedener Vereinfachungen in die Thermalberechnung miteinbezogen, weshalb im folgenden Unterkapitel die notwendigen Grundlagen der Wärmestrahlungsberechnung zum Verständnis der daraufhin folgenden Ausführungen erläutert werden sollen.

4.6.2 Wärmestrahlung

Die abgestrahlte Leistung einer infinitesimalen Fläche in den umliegenden Halbraum ist frequenz- und winkelabhängig. Sie wird durch die Funktion der spektralen Strahldichte $L_{\Omega\nu}(\beta, \varphi, \nu, T)$ beschrieben, welche die Strahlungsleistung pro Einheit der Strahlerfläche bei der Frequenz ν in die durch Polarwinkel β und den Azimutwinkel φ gegebene Raumrichtung pro Raumwinkeleinheit Ω und pro Frequenzintervall ν ausstrahlt.

Durch Integration über alle Frequenzen und alle Raumrichtungen des die infinitesimale Fläche umgebenden Halbraums erhält man die spezifische Ausstrahlung $M^0(T)$. Diese ist die Strahlungsleistung, die pro Flächeneinheit auf allen Frequenzen in den gesamten Halbraum abgestrahlt wird

Integriert man die spezifische Ausstrahlung wiederum über die gesamte strahlende Fläche A , so ergibt sich die Strahlungsleistung $\Phi^0(T)$ der Gesamtfläche beziehungsweise des von der Gesamtfläche umhüllten Körpers.

Für einen schwarzen Körper, der sämtliche einfallende Energie absorbiert und vollständig wieder abgibt, berechnet sich die Strahlungsleistung nach dem Stefan-Boltzmann-Gesetz zu

$$(4-11) \quad \Phi^0(T) = \sigma \cdot T^4 \cdot A \quad (\text{Stefan-Boltzmann-Gesetz})$$

mit

$\Phi^0(T)$ Strahlungsleistung der Gesamtfläche eines schwarzen Körpers

σ Stefan-Boltzmann-Konstante ($\sigma = 5,6704 \cdot 10^{-8} \frac{\text{W}}{\text{m}^2\text{K}^4}$)

T absolute Temperatur der Fläche

A Fläche des Strahlers

In vielen Fällen kann jedoch für die spektrale Strahldichte die Annahme von Richtungsunabhängigkeit (diffuse Strahlung, Lambert-Strahler) und Wellenlängenunabhängigkeit (grauer Strahler) der Strahlung getroffen werden. Von einem solchen grauen Lambert-Strahler wird dementsprechend eine Strahlungsleistung von

$$(4-12) \quad \Phi(T) = \varepsilon(T) \cdot \sigma \cdot A \cdot T^4$$

in den umgebenden Halbraum abgegeben.

Für eine bestrahlte Fläche eines grauen Strahlers beträgt der absorbierte Anteil einer senkrecht einfallenden Bestrahlungsstärke E , dem empfangenen Strahlungsfluss pro Flächeneinheit der absorbierenden Fläche, immer

$$(4-13) \quad p_a = \alpha(T) \cdot E$$

mit

$\Phi(T)$ Strahlungsleistung der Gesamtfläche

p_a spezifische aufgenommene Strahlungsleistung

$\varepsilon(T)$ hemisphärischer Gesamtemissionsgrad der Fläche

$\alpha(T)$ hemisphärischer Gesamtabsorptionsgrad der Fläche

E Bestrahlungsstärke der einfallenden Bestrahlung.

Aus dem Kirchhoffschen Strahlungsgesetz folgt dabei für einen grauen Lambert-Strahler, dass der hemisphärische Gesamtabsorptionsgrad immer gleich dem hemisphärischen Gesamtemissionsgrad ist.

$$(4-14) \quad \alpha(T) = \varepsilon(T) \quad (\text{Kirchhoffsches Strahlungsgesetz})$$

Für die vorliegenden Betrachtungen kann zusätzlich die Abhängigkeit von Absorption und Emission von der Körpertemperatur vernachlässigt werden, da keine Änderung der Emissionsgrade infolge resultierender Temperaturänderungen der betrachteten Strahler und der betrachteten Strukturen zu erwarten ist.

Da sich die abgegebene Strahlung im Raum ausbreitet, ist eine Abhängigkeit der Bestrahlungsstärke E von der Distanz r zwischen Emitter und Absorber gegeben, welche in der spektralen Strahldichte durch den Bezug auf einen Raumwinkel Ω ausgedrückt wird. Die Bestrahlungsstärke wird wiederum durch Multiplikation der gesamten Strahlungsleistung mit dem Raumwinkel einer Einheitsfläche in Entfernung r vom Strahler berechnet.

Als Beispiel beträgt die Strahlungsleistung der Sonne ca. $3,846 \cdot 10^{26}$ W, hauptsächlich im sichtbaren Bereich. Die mittlere Entfernung zur Erde beträgt $149,6 \cdot 10^9$ m, eine Kugel um die Sonne mit Radius r hat somit die Oberfläche $A = 4 \cdot \pi \cdot r^2$. Der Raumwinkel einer Einheitsfläche „1“ im Abstand r um die Sonne beträgt dann

$$(4-15) \quad \Omega = \frac{A}{A_{\text{gesamt}}} = \frac{1}{4 \cdot \pi \cdot r^2},$$

womit sich die Bestrahlungsstärke für die Erde zu der bekannten Solarkonstante ergibt.

$$(4-16) \quad E_0 = \Phi \cdot \Omega = \frac{\Phi}{4 \cdot \pi \cdot r^2} = \frac{3,846 \cdot 10^{26} \text{ W}}{4\pi \cdot (149,6 \cdot 10^9 \text{ m})^2} = 1367 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} \quad (\text{Solarkonstante})$$

Die auf die Erdatmosphäre eintreffende Sonneneinstrahlung kann in dieser Entfernung dabei vereinfacht als parallel einfallend mit konstanter Bestrahlungsstärke angenommen werden.

4.6.3 Berechnung von kombinierten Strahlungs- und Wärmeleitungsproblemen mit der Radiosity-Solver-Methode

Zur Lösung von kombinierten Strahlungs- und Wärmeleitungsproblemen wird von FE-Programmsystemen die Radiosity-Solver-Methode zur Verfügung gestellt. Deren Einsatzgebiet beschränkt sich auf graue Lambert-Strahler. Die Annahme von grauen Lambert Strahlern ist für viele Fälle in der Natur zulässig, doch gilt sie im Allgemei-

nen nicht für Metalle oder metallische Beschichtungen. Dies hat für die geplante vereinfachte Thermalanalyse eines Antennenreflektors Auswirkungen, wie später im Kapitel 4.7.4 zu sehen ist.

Die Radiosity-Solver-Methode stellt ein im Allgemeinen nichtlineares Gleichungssystem für den gegenseitigen Strahlungsaustausch zwischen allen Elementflächen auf, welches nach dem resultierenden Strahlungsfluss für jedes Element aufgelöst wird (siehe [72], Kapitel 6.1 und Kapitel 6.5).

Der Ansatz nach Formel (4-18) lautet, dass der von einem Element i ausgehende Strahlungsfluss q_i^0 im stationären Zustand gleich dem nach dem Stefan-Boltzmann-Gesetz emittierten Strahlungsfluss $\varepsilon_i \cdot \sigma \cdot T_i^4$ plus dem reflektierten Anteil aller auf das Element i eintreffenden Strahlungsflüsse ist. Der reflektierte Anteil für einen undurchsichtigen grauen Strahler beträgt dabei immer $\rho_i = (1 - \varepsilon_i)$ mal der Summe der eintreffenden Strahlungsflüsse \tilde{q}_i aller anderen Elemente auf das Element i .

$$(4-17) \quad \tilde{q}_i = \sum_{j=1}^N F_{ji} q_j^0 \quad (\text{eintreffende Strahlungsflüsse})$$

Der Faktor F_{ji} ist dabei ein so genannter Viewfaktor, der den Anteil der von der Emitterfläche j ausgesendeten Gesamtstrahlung angibt, welcher von der Absorberfläche i empfangen wird. Eine ausführliche Erklärung zur Berechnung der Viewfaktoren befindet sich im nächsten Kapitel 4.6.4.

Für eine Anzahl von N Flächen lautet der Gleichungsansatz für den ausgehenden Strahlungsfluss q_i^0 des Elements i somit

$$(4-18) \quad q_i^0 = \varepsilon_i \cdot \sigma \cdot T_i^4 + (1 - \varepsilon_i) \sum_{j=1}^N F_{ji} q_j^0 \quad \text{für } i=1..N$$

oder mit

$$(4-19) \quad q_i^0 = \sum_{j=1}^N \delta_{ij} q_j^0$$

eingesetzt in (4-18)

$$(4-20) \quad \sum_{j=1}^N (\delta_{ij} - (1 - \varepsilon_i) F_{ji}) q_j^0 = \varepsilon_i \cdot \sigma \cdot T_i^4 \quad \text{für } i=1..N$$

Dieses Gleichungssystem wird numerisch gelöst und die unbekannt ausgehenden Strahlungsflüsse q_i^0 werden somit berechnet.

Der resultierende Strahlungsfluss q_i eines Elements i setzt sich zusammen aus der bekannten ausgehenden Strahlung q_i^0 abzüglich aller eingehenden Strahlung \tilde{q}_i . Diese kann wiederum nach Formel (4-17) aus den ausgehenden Strahlungsflüssen aller Elemente berechnet werden, so dass sich der resultierende Strahlungsfluss wie folgt berechnet:

$$(4-21) \quad q_i = q_i^0 - \tilde{q}_i = q_i^0 - \sum_{j=1}^N F_{ji} q_j^0 \quad (\text{resultierender Strahlungsfluss})$$

Daran anschließend wird der resultierende Strahlungsfluss jedes Elements als äußere Randbedingung in die stationären Grundgleichungen des Wärmeleitungsproblems des gesamten Körpers eingesetzt und die daraus resultierende Temperaturverteilung für die Elemente separat berechnet. Diese Temperaturverteilung dient als Startwert für eine erneute Strahlungsaustauschberechnung.

Diese zwei Schritte der Strahlungsberechnung und Wärmeleitungsrechnung werden iteriert, bis eine Konvergenz von Temperaturverteilung und allen resultierenden Strahlungsflüssen im stationären Zustand erreicht ist. Der gesamte Berechnungsvorgang ist in Abbildung 4.14 dargestellt.

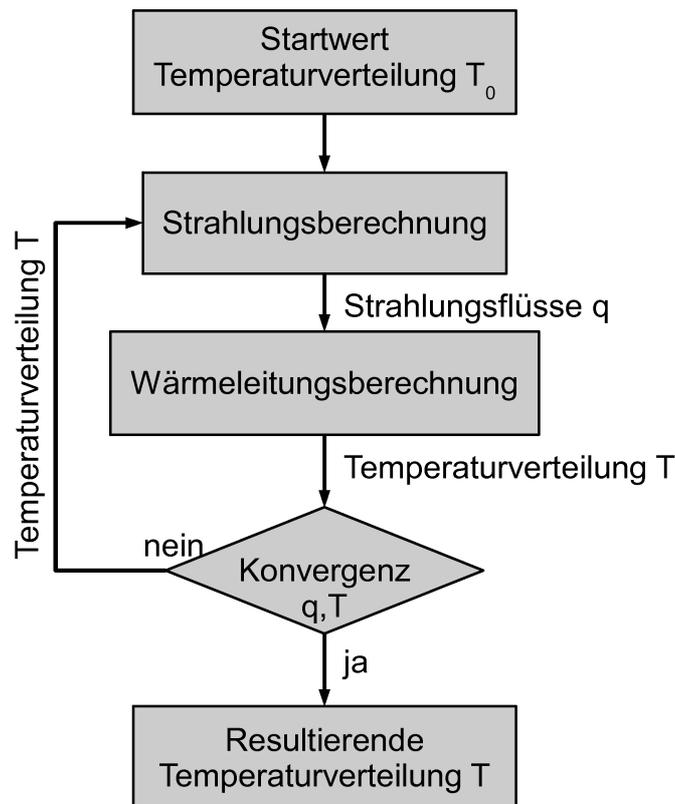


Abbildung 4.14: Radiosity-Solver-Methode

4.6.4 Berechnung von Viewfaktoren

Die Aufstellung der Gleichungen für die übertragene Strahlung eines Elements auf ein weiteres Element geschieht mit Hilfe der Viewfaktoren, die die geometrische Beziehung aus Distanz und Flächennormalen sowie die Sichtbarkeit zwischen Emitter und Absorber widerspiegeln. Als weiterführende Literatur siehe hierzu auch [55], Kapitel 5.5, [57] und [72], Kapitel 6.1.2.1, und Kapitel 6.5.1.

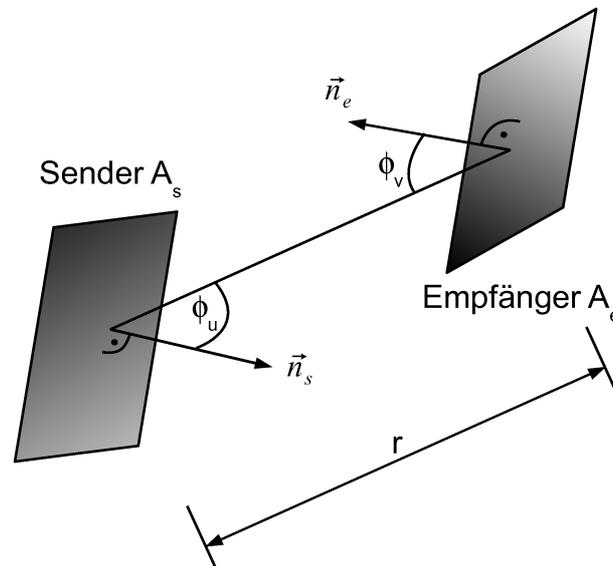


Abbildung 4.15: Viewfaktorberechnung – Definitionen

Ein Viewfaktor F_{ij} beschreibt den Anteil der von der Senderfläche i ausgesendeten Gesamtstrahlung, welcher von der Empfängerfläche j empfangen wird, nimmt also immer einen Wert zwischen 0 und 1 an.

$$(4-22) \quad F_{se} = \frac{1}{A_s} \int_{v \in A_e} \int_{u \in A_s} \frac{1}{\pi \cdot r^2} \cdot \cos \phi_u \cdot \cos \phi_v \cdot V(u, v) dA_s dA_e$$

mit

F_{se} Viewfaktor zwischen Senderfläche s und Empfängerfläche e

A_s Fläche des Senders s

A_e Fläche des Empfängers e

ϕ_u Winkel zwischen der Normale des Senders s und der Verbindungslinie zwischen Sender s und Empfänger e

ϕ_v Winkel zwischen der Normale des Empfängers e und der Verbindungslinie zwischen Empfänger e und Sender s

r Distanz zwischen Sender s und Empfänger e

$V(u, v)$ Sichtbarkeit zwischen 2 Flächen

1 – u von v aus sichtbar

0 – keine Sichtbarkeit

Die Berechnung des Doppelintegrals und der Sichtbarkeit werden in den FE-Programmsystemen mit Hilfe von numerischen Verfahren, wie dem in [72] beschriebe-

nen Hemicube Verfahren durchgeführt. Auf Details dieser Verfahren soll an dieser Stelle jedoch nicht näher eingegangen werden.

Es ist dabei zu beachten, dass in der Literatur die Reihenfolge der Indizes für die Viewfaktoren oft unterschiedlich definiert ist, die Matrix der Viewfaktoren aber nicht symmetrisch ist. Über die Reziprozitätsbedingung

$$(4-23) \quad A_i \cdot F_{ij} = A_j \cdot F_{ji}$$

können die Umkehrviewfaktoren jedoch leicht berechnet werden.

4.7 Methoden zur Modellierung von Thermallastfällen zur Untersuchung der thermoelastischen Stabilität

Nach dem im vorangegangenen Kapitel gegebenen Einblick in die zum Verständnis dieses Kapitels notwendigen Grundlagen zur Thermalberechnung folgt eine Beschreibung mehrerer Methoden zur Modellierung von Thermallastfällen im Hinblick auf das spätere Anwendungsbeispiel eines Antennenreflektors im Erdorbit.

4.7.1 Übernahme von Thermallastfällen aus spezialisierten Thermalanalysen

Eine detaillierte Strahlungsanalyse setzt die Benutzung eines für Thermalberechnungen geeigneten Programmsystems voraus. Im Gegensatz zur in Kapitel 4.6.3 beschriebenen Methode handelt es sich um eine transiente Berechnung ohne die Beschränkung auf graue Strahler, welche auf Raytracingverfahren basiert.

Hierfür kann in den meisten Fällen zumindest ein auf CAD-Daten basiertes Geometriemodell der zu untersuchenden Struktur importiert und an die Anforderungen des Programmsystems angepasst werden, da im Allgemeinen nicht mit der Vernetzung der finiten Elemente sondern einem speziellen Thermalmodell gerechnet wird.

Neben einer detaillierten Missionsanforderung mit den zu erwartenden Umweltbedingungen, Flugbahnen und Hauptstrahlungsquellen ist die Kenntnis der vollständigen Strukturgeometrie für Abschattungseffekte, thermooptische Eigenschaften der Oberflächen sowie des Thermalhaushalts der Strukturkomponenten nötig. Wichtig bei einer transienten Berechnung ist ebenfalls, dass vor dem zu berechnenden Zeitbereich eine genügend lange Vorlaufzeit, im Fall eines Erdorbits mindestens ein Umlauf, mitberechnet wird, damit sich bis zum eigentlichen Betrachtungszeitraum eine korrekte Temperaturverteilung in der Struktur als Startwert einstellen kann.

Die erhaltenen Temperaturverteilungen müssen dann wiederum exportiert und für die nachfolgende thermoelastische Strukturberechnung auf das FE-Netz interpoliert werden.

Ein solches spezielles Rechenmodell benötigt eine überaus große Zahl an zusätzlichen Eingabeparametern und verursacht einen Mehraufwand für Import und Export von Geometrien und Daten. Dieser Aufwand ist für Detailplanungen und eine Verifizierung des fertigen Prototyps, wo möglichst exakte Ergebnisse benötigt werden, berechtigt, im Fall einer frühen Planungsphase, wo viele Parameter unbekannt und viele Varianten zu untersuchen sind, jedoch eher hinderlich.

4.7.2 Modellierung von Thermallastfällen durch Hot/Cold Case Annahmen

Daher ist es üblich, für erste Abschätzungen einfache Annahmen für Thermallastfälle aufgrund bisheriger Erfahrungen und Gleichgewichtstemperaturen zu treffen. Dies ist bei der Planung von Antennen besonders gut möglich, da diese sich in ihrer Geometrie und Struktur sowie den jeweiligen Missionsanforderungen meist sehr ähnlich sind. Diese Lastfälle können wiederum sehr einfach als Rechenmethoden in ein parametrisches Modell eingefügt werden, wodurch bereits in frühen Planungsphasen gegenseitige Abschätzungen unterschiedlicher Konzepte bezüglich thermoelastischer Stabilität möglich sind.

Die Abschätzung erfolgt durch Generierung von Hot und Cold Case Thermallastfällen, die sich aus einer konstanten Temperaturänderung, überlagert mit linearen Gradienten über die Reflektorfläche und Reflektorhöhe, zusammensetzen.

Für Antennenreflektoren dient als Bezugskordinatensystem für die Gradienten in \tilde{x} - und \tilde{y} -Richtung die in Kapitel 4.2.1 definierte Reflektorrandebene mit dem Ursprung im Mittelpunkt der Ellipse. Für den Gradienten über die Reflektorhöhe wird dagegen die gekrümmte reflektierende Oberfläche als Nullebene herangezogen, so dass für einen reinen Gradienten in \tilde{z} -Richtung der reflektierenden Oberfläche eine konstante Temperatur zugewiesen wird.

Für einen Punkt p mit den Koordinaten $\vec{p} = (x, y, z)$ im globalen Koordinatensystem berechnet sich die aufzubringende Temperatur dann zu:

$$(4-24) \quad T(x, y, z) = T_{\text{const}} + \tilde{x} \cdot \Delta T_x + \tilde{y} \cdot \Delta T_y + \tilde{z} \cdot \Delta T_z$$

mit

T_{const} konstanter Anteil der aufzubringenden Temperatur

ΔT_x Temperaturgradient in \tilde{x} -Richtung

ΔT_y Temperaturgradient in \tilde{y} -Richtung

ΔT_z Temperaturgradient in \tilde{z} -Richtung

$$\tilde{x} = \frac{x - x_{\text{MP}}}{\cos \alpha} = \frac{x - x_0}{\cos \alpha} \quad \text{lokale x-Koordinate in der Randebene}$$

$$\tilde{y} = y - y_{\text{MP}} = y \quad \text{lokale y-Koordinate in der Randebene}$$

$$\tilde{z} = \min(|\lambda_1|; |\lambda_2|) \quad \text{lokale z-Koordinate; } \tilde{z} \text{ gibt den Abstand des Punktes } p \text{ zur reflektierenden Oberfläche senkrecht zur Randebene an. Die Berechnung von } \lambda_{1/2} \text{ erfolgt nach Anhang A.3.}$$

Alle Definitionen sind ebenfalls Abbildung 4.16 zu entnehmen.

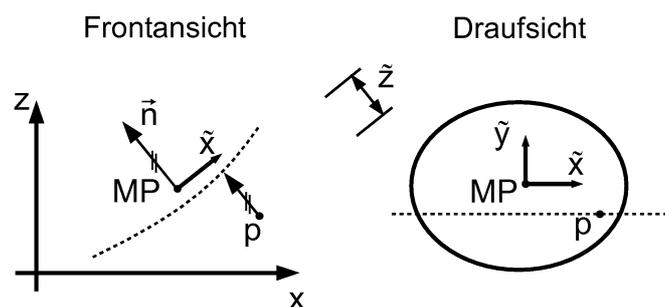


Abbildung 4.16: Definitionen von Temperaturgradienten

4.7.3 Berechnung von $T_{\text{min}}/T_{\text{max}}$ über Gleichgewichtstemperaturen

Zur Abschätzung der minimal und maximal zu erwartenden Temperaturen kann für dünnwandige Bauteile die Gleichgewichtstemperatur berechnet werden. Deren Berechnung basiert auf einem stationären Zustand, in dem die gesamte absorbierte Strahlung gleich der emittierten Strahlung ist.

Reflektoroberflächen, die zur Reflexion von elektromagnetischen Wellen eine elektrisch leitende, oft metallisch beschichtete Oberfläche aufweisen, stellen in der Regel keinen grauen Lambert-Strahler dar, weshalb deren hemisphärischer Gesamtabsorptionsgrad ungleich dem hemisphärischen Gesamtemissionsgrad ist. Während der hemisphärische Gesamtemissionsgrad eine gut messbare Materialkonstante ist, ist der hemisphärische Gesamtabsorptionsgrad vom einfallenden Lichtspektrum abhängig. In der Praxis wird dieser daher für den Bereich des sichtbaren Lichts der Sonneneinstrahlung experimentell ermittelt und als solarer Absorptionsgrad (solar absorptivity) α_s angegeben.

Für die Berechnung der Gleichgewichtstemperaturen soll daher die Annahme getroffen werden, dass die abgegebene Strahlung mit dem hemisphärischen Gesamtemissionsgrad ε , hauptsächlich als Wärmestrahlung im Infrarot-Bereich, emittiert wird. Für die Absorption wird in zwei Bereiche mit jeweils konstantem Absorptionsgrad unterschieden. Sichtbares Licht soll mit dem solaren Absorptionsgrad α_s , Wärmestrahlung im Infrarotbereich dagegen mit $\alpha_w = \varepsilon$ absorbiert werden.

Betrachtet wird nun das Gleichgewicht von absorbierter und emittierter Strahlung einer Fläche im Raum unter gegebener Bestrahlungsstärke, zum Beispiel durch senkrechte Einstrahlung der Sonne auf die Flächenvorderseite.

Die abgestrahlte Wärmeleistung einer Fläche in den über ihr liegenden Halbraum ist dabei wie in Kapitel 4.6.2 beschrieben, vom hemisphärischen Gesamtemissionsgrad ε und der Temperatur T des Körpers abhängig. Die Temperatur wird für einen dünnen CFK-Aufbau dabei als konstant über die gesamte Dicke angenommen.

$$(4-25) \quad p_e = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4$$

$$(4-26) \quad \sigma = 5,6704 \cdot 10^{-8} \frac{\text{W}}{\text{m}^2 \text{K}^4} \quad (\text{Stefan-Boltzmann-Konstante})$$

Der absorbierte Anteil der senkrecht einfallenden Bestrahlungsstärke E im sichtbaren Wellenbereich beträgt für diese Fläche hingegen immer:

$$(4-27) \quad p_a = \alpha_s \cdot E$$

Im stationären Zustand bleibt die Körpertemperatur konstant, es bildet sich also ein Gleichgewicht aus aufgenommener und abgestrahlter Leistung, womit gilt:

$$(4-28) \quad p_a \stackrel{!}{=} p_e$$

Bei Einsetzen der entsprechenden Randbedingungen für den jeweiligen Fall, einfallende Strahlung von einer oder beiden Seiten, Abstrahlung nach einer oder beiden Seiten, und der dazugehörigen α/ε -Werte, kann somit die resultierende Gleichgewichtstemperatur berechnet werden.

Für eine Fläche mit einseitiger Sonnenbestrahlung E und Abstrahlung nach beiden Seiten bei identischer Oberfläche von Vorder- und Rückseite $p_e = 2 \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4$ ergibt sich die Gleichgewichtstemperatur folglich zu:

$$(4-29) \quad T_G = \sqrt[4]{\frac{\alpha_s \cdot E}{2 \cdot \varepsilon \cdot \sigma}}$$

Diese ist im vorliegenden Fall nur vom Verhältnis des solaren Absorptionsgrades α_s im sichtbaren Bereich zum hemisphärischen Gesamtemissionsgrad ε , nicht jedoch von deren absoluten Größe, abhängig.

Als Beispiel soll die Gleichgewichtstemperatur einer Fläche im geostationären Erdorbit unter senkrechter Einstrahlung der Sonne $E_S=1370\text{W/m}^2$ auf die Vorderseite, gekennzeichnet durch den Index V, untersucht werden. Gleichzeitig wird die Vorderseite bestrahlt durch den von der Erde reflektierten Anteil der Sonnenstrahlung (Albedo) sowie von der eigenen Infrarotstrahlung der Erde.

Die Abstrahlung von Wärmestrahlung kann nach Vorder- und Rückseite (gekennzeichnet durch den Index R) erfolgen. Die Temperatur der dünnwandigen CFK-Schale mit metallischer Beschichtung auf Vorder- und Rückseite sei dabei konstant.

Die spezifische abgestrahlte Leistung im Infrarot-Bereich (IR) ist somit für Vorder- und Rückseite zusammen:

$$(4-30) \quad p_e = p_{eV} + p_{eR} = \sigma \cdot \varepsilon_V \cdot T_G^4 + \sigma \cdot \varepsilon_R \cdot T_G^4$$

Die auf der Vorderseite absorbierte Strahlung beträgt:

$$(4-31) \quad p_a = \alpha_{sV} \cdot E_S + \alpha_{sV} \cdot E_{\text{Albedo}} + \alpha_{wV} \cdot E_{\text{IR}}$$

Die Gleichgewichtstemperatur ergibt sich damit zu:

$$(4-32) \quad T_G = \sqrt[4]{\frac{\alpha_{sV} \cdot E_S + \alpha_{sV} \cdot E_{\text{Albedo}} + \alpha_{wV} \cdot E_{\text{IR}}}{\sigma \cdot (\varepsilon_V + \varepsilon_R)}}$$

Die Bestrahlungsstärke des von der Erdatmosphäre in 100km Höhe über der Erdoberfläche reflektierten Anteils beträgt ca. 30% der eingestrahnten Sonnenleistung.

$$(4-33) \quad E_{\text{Albedo}}(100\text{km}) = 0,3 \cdot 1370 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} = 411 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$$

Umgerechnet auf einen geostationären Orbit 36000km über der Erdoberfläche berechnet sich die Bestrahlungsstärke der Albedo zu:

$$(4-34) \quad E_{\text{Albedo}}(36000\text{km}) = 0,3 \cdot 1370 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} \cdot \frac{4\pi \cdot \left(100 + \frac{12756}{2}\right)^2 \text{km}^2}{4\pi \cdot \left(36000 + \frac{12756}{2}\right)^2 \text{km}^2} = 9,6 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$$

Der Funktionsverlauf der Albedo-Bestrahlungsstärke ist abhängig von Sonnenposition und Position der Antenne und kann für den geostationären Orbit näherungsweise durch eine Kosinusfunktion approximiert werden:

$$(4-35) \quad E_{\text{Albedo}}(\alpha) = \frac{1}{2} E_{\text{max}} (1 - \cos \alpha)$$

Die Bestrahlungsstärke der Infrarot-Festkörperstrahlung der Erde beträgt 100km über dem Erdboden ca. 240W/m^2 .

$$(4-36) \quad E_{\text{IR}}(10\text{km}) = 240 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$$

Umgerechnet auf einen geostationären Orbit 36000km über der Atmosphäre ergibt sich die IR-Bestrahlungsstärke zu

$$(4-37) \quad E_{\text{IR}}(36000\text{km}) = 240 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} \cdot \frac{4\pi \left(100 + \frac{12756}{2}\right)^2 \text{km}^2}{4\pi \left(36000 + \frac{12756}{2}\right)^2 \text{km}^2} = 5,6 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$$

In Tabelle 4.5 sind im Rahmen des Projekts HSASS-Reflektor ermittelte thermooptische Eigenschaften verschiedener Oberflächen aufgelistet. Zusätzlich wurden über Formel (4-32) die dazugehörigen maximalen Temperaturen im geostationären Erdorbit berechnet. Vorder- und Rückseite der Struktur sind in diesem Beispiel gleich beschichtet; die Bestrahlungsstärken $E_S = 1370\text{W/m}^2$, $E_{\text{Albedo}} = 9,6\text{W/m}^2$ und $E_{\text{IR}} = 5,6\text{W/m}^2$ wurden den Formeln (4-16), (4-34) und (4-37) entnommen.

Tabelle 4.5: Thermooptische Eigenschaften und Gleichgewichtstemperaturen

	α_s	ε	α_s/ε	T_g [K]	T_g [°C]
CFK	0,91	0,77	1,18	347	74
Gold (matt glänzend) Galvanisch beschichtet	0,21	0,07	3	437	164
Weißer Thermalschutzfarbe	0,19	0,89	0,21	227	-46
Aluminium (matt) PVD-beschichtet	0,62	0,67	0,93	326	53
Kapton (MLI)	0,35	0,7	0,5	280	7

Für den Cold Case ist die umgebende Weltraumtemperatur von -270°C (2,73K) die ungünstigste Annahme, jedoch kann über die Gleichgewichtstemperatur bei Abschätzung der minimal einfallenden Strahlung für ein entsprechendes Missionsszenario ein realistischerer Wert der minimalen Temperatur berechnet werden.

Als Beispiel soll eine Fläche im geostationären Orbit im Erdschatten lediglich von der erdeigenen IR-Strahlung von $5,60\text{W/m}^2$ auf der Vorderseite bestrahlt werden. Eine Abstrahlung ist wiederum nach beiden Seiten, welche die gleichen Beschichtungseigenschaften haben sollen, möglich. Damit berechnet sich die Gleichgewichtstemperatur zu:

$$(4-38) \quad T_G = \sqrt[4]{\frac{\alpha_{\text{WV}} \cdot E_{\text{IR}}}{\sigma \cdot (\varepsilon_V + \varepsilon_R)}} = \sqrt[4]{\frac{\varepsilon_V \cdot E_{\text{IR}}}{\sigma \cdot (\varepsilon_V + \varepsilon_R)}} = \sqrt[4]{\frac{E_{\text{IR}}}{2\sigma}}$$

In diesem Fall liegt die minimale Gleichgewichtstemperatur für alle betrachteten in Tabelle 4.5 gelisteten Oberflächenbeschichtungen bei -189°C .

Folgendes Fazit kann gezogen werden: Die angegebenen Formeln bieten eine einfache Möglichkeit zur Abschätzung von minimal und maximal zu erwartenden Temperaturen für eine Struktur. Als konservative Annahme ist eine Unterschätzung der einfallenden Strahlung im Cold Case und eine Überschätzung der einfallenden Strahlung im Hot Case zu treffen.

Außerdem sollten alle zur Verfügung stehenden Möglichkeiten für Vergleiche und Gegenrechnungen berücksichtigt sowie zusätzlich zu den konservativen Annahmen ausreichende Sicherheitsfaktoren einbezogen werden.

4.7.4 Berechnung von Thermallastfällen mittels Radiosity-Solver-Methode

Mittlerweile sind die meisten kommerziell erhältlichen FE-Programmsysteme auch in der Lage, mehr oder weniger komplexe Thermalberechnungen durchzuführen. Die Strukturelemente werden dabei durch Thermalelemente mit den entsprechenden thermalen Freiheitsgraden ersetzt. Das in Kapitel 4.6.3 vorgestellte Radiosity-Solver-Verfahren kann kombinierte Probleme mit gleichzeitigem Wärmeaustausch und Wärmestrahlung berechnen. Dabei gelten die getroffenen Annahmen, dass alle beteiligten Strahler diffus mit konstanter Emission über dem gesamten Wellenlängenbereich abstrahlen (grauer Lambert-Strahler) und ein stationärer Zustand berechnet wird.

Wie bereits erwähnt, gilt diese Annahme eines grauen Strahlers im Allgemeinen nicht für metallische beziehungsweise elektrisch leitende Oberflächen, was eine Grundvoraussetzung für den geplanten Einsatz als Antennenreflektor ist. Jedoch bietet sich auf Basis der im vorangegangenen Kapitel getroffenen Annahmen zur Berechnung von Gleichgewichtstemperaturen an, das vorhandene FE-Modell für eine vereinfachte Thermalberechnung zu nutzen.

Die thermische Belastung einer Struktur resultiert hauptsächlich aus dem Gleichgewicht zwischen der eingestrahelten Leistung im sichtbaren und IR- Bereich und der abgestrahlten Festkörper-IR-Strahlung der Struktur. Die Betrachtung beschränkt sich daher auf einen stationären Zustand, dessen Temperaturverteilung primär vom Verhältnis zwischen hemisphärischem Gesamtemissionsgrad ε und solarem Absorptionsgrad α_s abhängig ist.

Durch die Voraussetzung eines grauen Strahlers für die Radiosity-Solver-Methode ist die Eingabe der thermooptischen Eigenschaften einer Oberfläche jedoch auf den hemisphärischen Gesamtemissionsgrad beschränkt. Es ist daher nicht möglich, im sichtbaren Bereich emittierende Strahler durch Flächen zu modellieren. Stattdessen muss deren Einstrahlung auf die Struktur durch einen als äußerer Lastvektor aufgeführten Wärmestrom auf die Thermalelemente simuliert werden.

Dies ist in solchen Fällen möglich, in denen die Einstrahlung annähernd parallel und mit konstanter Bestrahlungsstärke erfolgt, wie es beispielsweise bei der Sonneneinstrahlung auf einen Satelliten im Erdorbit der Fall ist.

Die Größe der aufzubringenden Wärmestromdichte berechnet sich im sichtbaren Bereich zu $\alpha_S \cdot E_S$, für einfallende IR-Strahlung zu $\alpha_W \cdot E_W$. Sichtbarkeit und Einfallswinkel der Strahlung müssen dabei zusätzlich für jedes Element durch Multiplikation mit den entsprechenden Viewfaktoren für Vorder- und Rückseite berücksichtigt werden. Die Berechnung der Viewfaktoren wird dabei wiederum vom FE-Programmsystem durchgeführt, jedoch müssen zusätzliche Überlegungen zur Position der zu untersuchenden Struktur relativ zum Strahler (zum Beispiel Erdschatten) in die Berechnung des einfallenden Wärmestroms mit eingehen.

Als Emissionskonstante für jede Elementfläche wird der hemisphärische GesamtabSORPTIONSgrad ε eingesetzt, so dass sich der Körper entsprechend dem Stefan-Boltzmann-Gesetz wie ein grauer Lambert-Strahler verhält. Somit ist es möglich, die einfallende Strahlung im sichtbaren Bereich von der emittierten IR-Festkörperstrahlung zu trennen.

Eine nicht unwesentliche Einschränkung des Verfahrens ist jedoch, dass der reflektierte Anteil ($1-\alpha_S$) der einfallenden Strahlung nicht berücksichtigt werden kann, da der Wärmestrom als direkte „externe Belastung“ und nicht als einfallende Strahlung aufgebracht wird.

Ein Anwendungsbeispiel mit ausführlicher Erklärung der Implementation der hier vorgestellten Methode wird für das Modell des HSASS-Antennenreflektors im späteren Kapitel 10 behandelt.

4.8 Fazit

Durch die Anwendung von Methoden der integrierten Modellierung und parametrischen Modellerstellung bietet sich ein Einsparpotenzial für Zeit und Kosten künftiger Neuentwicklungen von Satellitenreflektoren. So können alle wesentlichen Aspekte eines Strukturkonzepts, insbesondere der Nachweis der thermoelastischen Stabilität, an einem integrierten Simulationsmodell untersucht werden, wodurch weniger Schnittstellen zwischen beteiligten Programmsystemen erforderlich sind.

Die Trennung zwischen parametrischem Strukturmodell und Berechnungsmethoden hat dabei im Wesentlichen folgende Vorteile:

- Sie erlaubt eine Anpassung und Skalierung der Strukturmodelle an missionsspezifische Anforderungen. Somit können vollständige Modelle oder Teile von Modellen mehrmals, auch für unterschiedliche Projekte, verwendet werden. Durch die Möglichkeit des Austausches von Komponenten und der Modifikation oder Erweiterung von Strukturmodellen wird der Grad der Wiederverwendbarkeit der Modelle zusätzlich erhöht.
- Die Automatisierung und parametrisierte Steuerung von Berechnungsmethoden und Auswerteverfahren durch Skriptprogrammierung erlaubt, einzelne Modelle durch Parametervariation und –optimierung bezüglich des Einflusses verschiedener Modellparameter zu untersuchen. Eine zusätzliche Zeitersparnis liefert hierbei die parallele Berechnung auf einem Rechencluster.
- Die Ergebnisse für verschiedene Strukturkonzepte können direkt miteinander verglichen werden, da für alle Konzepte die gleichen Berechnungsmethoden verwendet werden.
- Durch die Austausch- und Erweiterungsmöglichkeit einzelner Methoden können die verwendeten Berechnungsmethoden den jeweiligen Anforderungen an Ergebnisgenauigkeit und Aufwand der Entwicklungsphase angepasst werden.
- Ebenfalls können Detailbetrachtungen lokaler Effekte lediglich an relevanten Teilen vom Modell durchgeführt werden, indem diese aus dem vollständigen Modell extrahiert werden. Dabei können weitere benötigte Details ins Modell eingefügt oder die Struktur mit einer feineren Vernetzung versehen werden.

5 Quantitative Bewertung von thermoelastischen Deformationen

Zur Beurteilung der Auswirkungen thermoelastischer Verformungen auf die geforderten Struktureigenschaften ist, wie in Kapitel 1.4 bereits angesprochen, ein quantitatives Verformungsmaß notwendig. Für Antennenreflektoren hat sich hier der RMS-Wert (Root-Mean-Square) als Hauptdesignkriterium und für den gegenseitigen Vergleich verschiedener Designkonzepte eingebürgert. Dieser stellt die durchschnittliche Abweichung zwischen einer beliebigen Anzahl Messpunkten einer verformten und der idealen Fläche dar. Berechnet wird er aus der Wurzel der Summe der Fehlerquadrate aller Messpunkte multipliziert mit dem jeweiligen Wichtungsfaktor des Messpunkts und ist somit allgemein für jede Art von Fläche gültig.

In der Optik wird zusätzlich zum RMS-Wert die Zernike-Zerlegung, eine Koordinatentransformation der Deformationen in die durch die orthogonalen Zernikepolynome gebildete Basis, durchgeführt. Hierdurch werden diverse optische Fehler wie Kippen der Fokusebene (Tip/Tilt), Änderung der Fokusslänge (Defokus), Öffnungsfehler (Sphärische Aberration), Asymmetriefehler (Koma), Punktlosigkeit (Astigmatismus), etc. für symmetrische Aperturen direkt anhand der Koordinate des jeweiligen Polynoms ablesbar [52]. Für Offset-Reflektoren geht die Aussagekraft der Polynomanteile hierdurch jedoch verloren.

Ebenfalls macht eine radioelektrische Simulation und eine Berücksichtigung der radioelektrischen Kenngrößen des Reflektors unter Berücksichtigung der thermoelastischen Verformungen nur Sinn, wenn Verteilung und Größe der (thermoelastischen) Deformationen genau bekannt sind. Dies ist beispielsweise für Messdaten einer Antenne der Fall, wenn das resultierende Strahlungsdiagramm der hergestellten Antenne mit dem idealen Antennenmodell bezüglich Toleranzen verglichen werden soll. In diesem Fall kann das Strahlungsdiagramm jedoch auch direkt über entsprechende Tests, zum Beispiel in einer Compact Range Anlage, generiert werden.

Aus diesen Gründen soll im Rahmen dieser Arbeit lediglich eine ausführliche Betrachtung der Theorie und der entwickelten Methoden zur Berechnung von RMS-Werten zur quantitativen Auswertung von Deformationen erfolgen.

5.1 Berechnung von RMS-Werten

Der RMS einer Fläche berechnet sich für N möglichst gleichmäßig verteilte Messpunkte p_i durch

$$(5-1) \quad \text{RMS} = \sqrt{\sum_{i=1}^N g_i \cdot u_i^2}$$

mit

- u_i Abstand des Messpunkts p_i normal zur Referenzfläche
 g_i Flächenwichtungsfaktor des Messpunkts p_i

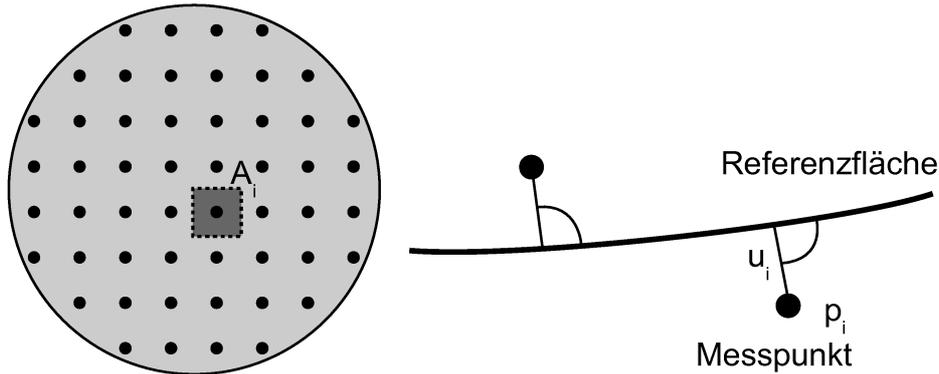


Abbildung 5.1: Definitionen RMS-Wert

Der Flächenwichtungsfaktor berücksichtigt dabei, welchen Anteil der Gesamtfläche der jeweilige Messpunkt repräsentiert. Die Berechnung der Wichtungsfaktoren sowie des Abstands eines Messpunkts normal zu einer Referenz-Paraboloidoberfläche wird in den nächsten beiden Unterkapiteln detailliert erläutert.

Im Allgemeinen entspricht das Messkoordinatensystem nicht dem Koordinatensystem der Referenzoberfläche. Dies kann durch Starrkörperanteile der gemessenen Verformungen, aber auch durch die nie exakt mögliche Ausrichtung des Messkoordinatensystems der Fall sein.

Durch Anpassung des Koordinatensystems der Referenzoberfläche können daher in den meisten Fällen wesentlich kleinere RMS-Werte, so genannte Best-Fit-RMS-Werte erreicht werden. Eine dabei ebenfalls eingesetzte Möglichkeit ist die Anpassung der fokalen Länge der Referenzoberfläche, was einer bestmöglichen Ausrichtung des Feeds entspricht. Die Implementierung einer Berechnungsroutine für Best-Fit-RMS-Werte wird in Kapitel 5.4 näher erläutert.

Die in den Kapiteln 5.2 und 5.4 vorgestellten Verfahren wurden dabei im Programmsystem MATLAB [60] implementiert, da insbesondere für die Berechnung des Best-Fit-RMS-Werts der Zugriff auf einen Optimierungsalgorithmus, wie er von MATLAB zur Verfügung gestellt wird, notwendig ist. Durch Kompilierung steht das Verfahren als eigenständig ausführbare Datei auf verschiedenen Betriebssystemen (Windows, Linux) zur Verfügung, wodurch ein direkter Aufruf aus beliebigen Programmsystemen mit Daten-Eingabe und Ausgabe über Textfiles möglich ist.

Die Funktion kann selbstverständlich auch direkt im Programmsystem MATLAB aufgerufen werden, was besonders bei der Verwendung von MATLAB als übergeordnetem Hauptprogrammsystem für eine integrierte Modellanwendung von Vorteil ist. Somit bietet die programmierte Methode eine universelle Nutzbarkeit im Sinne der integrierten Modellierung.

5.2 Berechnung des Abstands zwischen Messpunkt und Oberfläche eines Referenz-Paraboloids

Der Abstand zwischen Messpunkt P und der Referenzoberfläche ist die Länge der kürzestmöglichen Verbindung zwischen Messpunkt und Oberfläche. Der Distanzvektor zwischen Messpunkt und Oberfläche steht dabei senkrecht zur Oberfläche. Zur Berechnung des RMS-Werts einer FE-Analyse ist es daher keineswegs zulässig, den Betrag einer Knotenverformung als Abstand zur Oberfläche einzusetzen, wie in Abbildung 5.2 leicht erkennbar ist. Vielmehr ist die Position jedes verformten Knotens zu bestimmen und mittels nachfolgend beschriebenen Verfahrens der Abstand normal zur Referenzoberfläche zu berechnen.

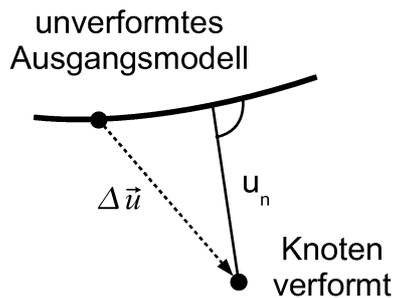


Abbildung 5.2: Knotenverformung - Abstand

Die Betrachtung erfolgt im zylindrischen Koordinatensystem (siehe Abbildung 5.3), in dem ein Messpunkt

$$(5-2) \quad \bar{P} = \begin{pmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \\ \bar{z} \end{pmatrix}$$

im kartesischen globalen Koordinatensystem durch den Ortsvektor

$$(5-3) \quad \bar{P} = \begin{pmatrix} \bar{r} \\ \bar{\theta} \\ \bar{z} \end{pmatrix},$$

im zylindrischen Koordinatensystem mit dem Abstand zur z-Achse

$$(5-4) \quad \bar{r} = \sqrt{\bar{x}^2 + \bar{y}^2},$$

dem Ebenenwinkel

$$(5-5) \quad \tan \bar{\theta} = \frac{\bar{y}}{\bar{x}}$$

und der gleich bleibenden z-Koordinate

$$(5-6) \quad \bar{z} = \bar{z}$$

definiert ist.

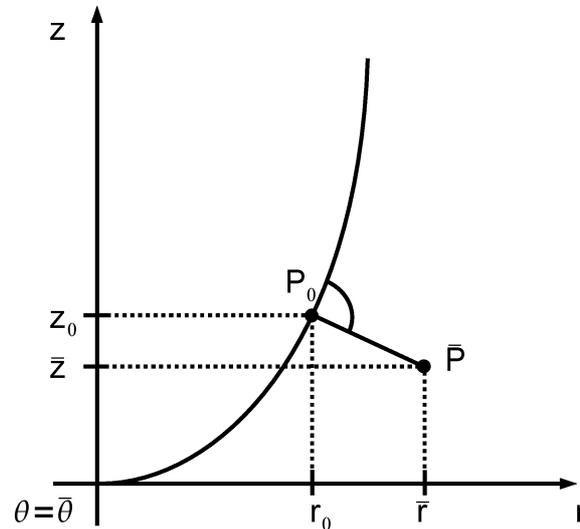


Abbildung 5.3: Definitionen Abstandsberechnung Punkt - Paraboloid

Die Referenzoberfläche des Paraboloids ist rotationssymmetrisch zur z-Achse und daher unabhängig vom Winkelparameter θ definiert durch die Funktion

$$(5-7) \quad z(r, \theta) = \frac{r^2}{4F}$$

mit

F fokale Länge des Paraboloids.

Um den Abstand zwischen Messpunkt und Oberfläche berechnen zu können, betrachten wir die r - z -Ebene durch \bar{P} . Die Schnittlinie des Paraboloids mit dieser Ebene ist dann definiert durch die Parabel

$$(5-8) \quad z(r) = \frac{r^2}{4F}$$

Die kürzeste Verbindung zwischen der Parabel und dem Messpunkt \bar{P} ist die Normale durch den noch unbekanntem Schnittpunkt P_0 mit den Koordinaten (r_0, z_0) . Die Normale einer Funktion ist allgemein definiert nach Formel (5-9).

$$(5-9) \quad z_n(r) = -\frac{1}{z'(r_0)} \cdot (r - r_0) + z_0$$

Mit der Ableitung der Parabelfunktion (5-8) zu

$$(5-10) \quad z'(r) = \frac{r_0}{2F}$$

und dem Funktionswert der Parabel an der Stelle r_0

$$(5-11) \quad z_0 = z(r_0) = \frac{r_0^2}{4F}$$

ergibt sich die Normalenfunktion somit zu

$$(5-12) \quad z_n(r) = \frac{-2F}{r_0} \cdot (r - r_0) + \frac{r_0^2}{4F}$$

In (5-12) werden die Koordinaten $\bar{r} = \sqrt{\bar{x}^2 + \bar{y}^2}$ und $\bar{z} = \bar{z}$ des Messpunkts \bar{P} für r und den Funktionswert $z_n(r)$ eingesetzt, so dass man Gleichung (5-13) erhält, in der als einzige Unbekannte die Koordinate r_0 des Punktes P_0 vorkommt.

$$(5-13) \quad \bar{z} = -\frac{2F}{r_0} \cdot (\bar{r} - r_0) + \frac{r_0^2}{4F}$$

oder (5-13) nach r_0 umgestellt

$$(5-14) \quad \frac{r_0^3}{8F^2} + r_0 \left(1 - \frac{1}{2F} \bar{z} \right) - \bar{r} = 0$$

Diese kubische Gleichung wurde nach r_0 mit Hilfe der symbolischen Toolbox des Programmsystems MATLAB [60] in geschlossener Form gelöst. Dabei werden drei Lösungen für r_0 berechnet, von denen 2 komplexe Zahlen darstellen und daher nicht zulässig sind. Die dritte Lösung stellt eine reelle Zahl dar, welche lautet:

$$(5-15) \quad r_0 = \frac{2F}{3} \hat{W} + \frac{2z - 4F}{\hat{W}}$$

mit

$$(5-16) \quad \hat{W} = \sqrt[3]{54 \frac{r}{4F} + 6 \sqrt{6 - 36 \frac{z}{4F} + 72 \frac{z^2}{(4F)^2} - 48 \frac{z^3}{(4F)^3} + 81 \frac{r^2}{(4F)^2}}$$

Über die Funktionsdefinition des Paraboloids wird die z-Koordinate des Punktes P_0 nach Formel (5-11) berechnet, so dass der Abstand u_n zwischen dem Messpunkt P_0 und dem dazugehörigen Punkt \bar{P} auf der Oberfläche sich nach dem Satz des Pythagoras ergibt zu:

$$(5-17) \quad u_n = \left(\sqrt{(\bar{r} - r_0)^2 + (\bar{z} - z_0)^2} \right)$$

5.3 Kalkulation von Flächenwichtungsfaktoren für unregelmäßige Messpunktverteilungen

Der Flächenwichtungsfaktor berücksichtigt bei der RMS-Berechnung, dass jeder Messpunkt einen unterschiedlichen Anteil der Gesamtfläche repräsentiert. Er ist definiert durch den Flächenanteil A_i des Messpunkts bezogen auf die Gesamtfläche.

$$(5-18) \quad g_i = \frac{A_i}{\sum A}$$

$$(5-19) \quad \sum_{i=1}^N g_i = 1$$

Für eine Anzahl von N gleichmäßig verteilten Messpunkten, von denen jeder die Fläche A^* repräsentiert, gilt folglich:

$$(5-20) \quad g_i = \frac{A^*}{\sum A^*} = \frac{A^*}{N \cdot A^*} = \frac{1}{N}$$

Bei einer relativ gleichmäßigen Festlegung der Messpunktverteilung kann daher auf die Berechnung von Wichtungsfaktoren verzichtet werden. Ist eine gleichmäßige Verteilung nicht möglich, bieten sich die beiden im Folgenden beschriebenen Verfahren an.

Das manuelle Verfahren ist insbesondere auch für stark unregelmäßige Verteilungen geeignet, lässt sich jedoch nicht ohne weiteres automatisieren und basiert auf manueller oder CAD-unterstützter Dreiecksflächenberechnung.

Das alternative Verfahren zur Ermittlung von Wichtungsfaktoren für bestehende FE-Netze wurde durch ein Skript im Programmsystem ANSYS implementiert und liefert, unter der Voraussetzung, dass finite Elemente gewisse Seitenlängenverhältnisse nicht über- oder unterschreiten sollen, ebenfalls gute Ergebnisse für die Wichtungsfaktoren.

5.3.1 Manuelle Methode zur Ermittlung von Flächenwichtungsfaktoren

Vorhanden sei eine stark unregelmäßige Messpunktverteilung auf einer Oberfläche, wie in Abbildung 5.4 zu sehen.

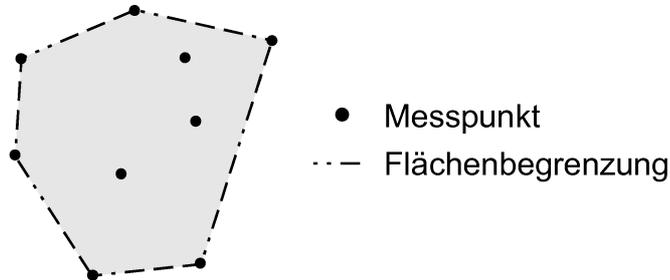


Abbildung 5.4: Unregelmäßige Messpunktverteilung

Hierfür erfolgt zuerst eine Verbindung von jeweils 3 benachbarten Messpunkten zu Dreiecksflächen und zwar von einem Punkt zu den zwei am nächsten gelegenen Punkten. Für alle so entstandenen Dreiecksseiten wird wiederum der jeweils am nächsten gelegene Punkt gesucht und zu einem weiteren Dreieck verbunden, bis die Oberfläche vollständig in ein Dreiecksnetz unterteilt ist.

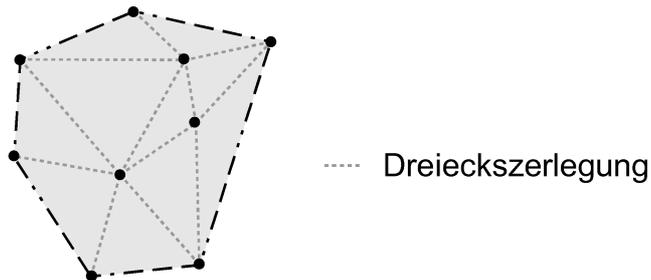


Abbildung 5.5: Zerlegung in Dreiecke

Im nächsten Schritt werden die Seitenhalbierenden aller Dreiecksseiten um jeweils einen zentralen Messpunkt miteinander zu einer geschlossenen Fläche verbunden.

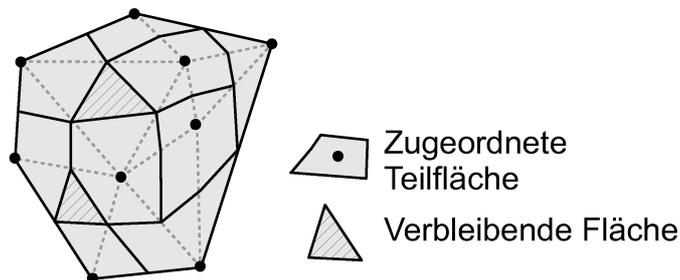


Abbildung 5.6: Zuordnung der Teilflächen

Verbleibende Flächen, die bei diesem Verfahren keinem Messpunkt zugeordnet wurden, können entweder aus der Gesamtflächenberechnung ausgeschlossen oder durch nochmalige sinnvolle Aufteilung den benachbarten Messpunkten zugewiesen werden.

Zum Schluss sind die Größen A_i aller anteiligen Flächen für jeden Messpunkt P_i zu ermitteln und die Wichtungsfaktoren gemäß Formel (5-18) zu berechnen.

5.3.2 Ermittlung von Flächenwichtungsfaktoren für FE-Netze

In einem FE-Netz entspricht jeder Knoten einem Messpunkt und die Elementierung definiert bereits eine Unterteilung der Gesamtfläche. Im Allgemeinen erfolgt die Unterteilung jedoch sowohl durch Dreiecks- als auch durch Viereckselemente. Ein gutes Netz zeichnet sich dabei bereits dadurch aus, dass die Elementgrößen relativ gleichmäßig sind und die Seitenlängenverhältnisse im Element nicht stark voneinander abweichen.

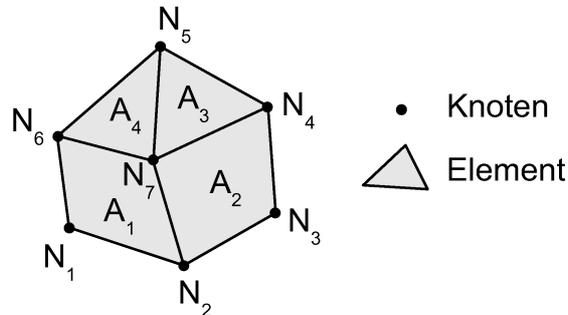


Abbildung 5.7: Flächenwichtung FE-Netz

Die anteilige Fläche A_i eines Knotens setzt sich zusammen aus der Summe aller mit dem Knoten verbundenen Elementflächen geteilt durch die jeweilige Anzahl der Elementknoten.

Im Beispiel aus Abbildung 5.7 berechnen sich die anteiligen Wichtungsfaktoren somit wie folgt:

$$(5-21) \quad g_1 = \frac{A_1}{4}, \quad g_2 = \frac{A_1 + A_1}{4}, \quad \dots, \quad g_7 = \frac{A_1 + A_2 + \frac{A_3}{3} + \frac{A_4}{3}}{\sum A}$$

Die gezeigte Methode ist keine exakte Lösung für die Berechnung von Flächenwichtungsfaktoren, führt bei einem regulären FE-Netz aber mit minimalem Aufwand zu ausreichend genauen Ergebnissen.

5.4 Berechnung von Best-Fit-RMS-Werten

Im Antennenbau wird im Allgemeinen der RMS-Wert bezüglich der günstigsten Ausrichtung der Referenzfläche, der so genannte Best-Fit-RMS, berechnet. Ursache hierfür ist, dass das Referenzkoordinatensystem, welches Scheitelpunkt und eine Parallelebene zur Fokusebene definieren muss, während der Vermessung nie exakt positioniert werden kann. Andererseits können Herstellungstoleranzen durch bestmögliche Ausrichtung und Anpassung des Antennen-Feeds kompensiert werden, was im Grunde einen Best-Fit für Position und Ausrichtung des Feeds darstellt.

In Abbildung 5.8 ist zu erkennen, dass sich durch optimierte Ausrichtung der Referenzoberfläche der Oberflächenfehler der drei Messpunkte um ein Vielfaches verkleinert. Je nach Verteilung der Oberflächenfehler ist der Best-Fit-RMS daher um ein Vielfaches kleiner als der RMS bezüglich festem Referenzsystem.

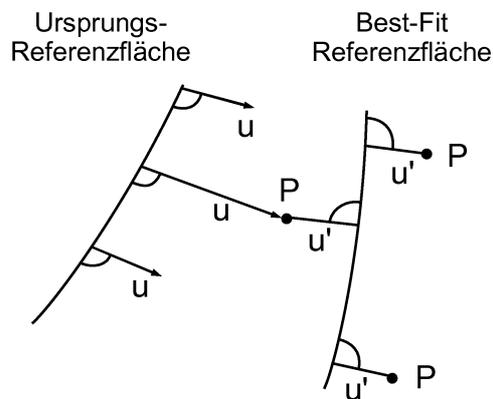


Abbildung 5.8: Best-Fit-RMS durch Optimierung der Referenzoberfläche

Es gilt daher:

$$(5-22) \quad \text{RMS}_{\text{opt}} = \sqrt{\sum_i g_i \cdot u_i'^2} \ll \text{RMS} = \sqrt{\sum_i g_i \cdot u_i^2}$$

Die Berechnung des Best-Fit-RMS basiert darauf, dass das Paraboloid der Referenzfläche durch einen Optimierungsalgorithmus bestmöglich rotiert und verschoben wird, so dass der verbleibende Oberflächenfehler minimiert ist.

Zielfunktion ist somit eine Funktion zur Berechnung des RMS-Werts bezüglich des transformierten Koordinatensystems in Abhängigkeit der Transformationsparameter, welche die Eingangsparameter für die Optimierung darstellen.

$$(5-23) \quad \text{Minimiere} \rightarrow \text{RMS}(\alpha, \beta, h, l, k, F)$$

Als Transformationsparameter dienen zwei Rotationen mit den Winkeln α und β um die x- und y- Achse, drei Verschiebungen h, l, k in die x-, y- und z-Achsrichtung sowie die fokale Länge F.

Oft existieren auch eingeschränkte Best-Fit Berechnungen, bei denen nur ein Teil der hier genannten Optimierungsparameter verwendet wird oder die maximalen Abweichungen vom Referenzkoordinatensystem beschränkt sind. Diese Bedingungen sind leicht durch obere und untere Grenzen für die Optimierungsparameter zu definieren.

Die Implementation der Best-Fit-RMS-Berechnung erfolgte im Programmsystem MATLAB durch Programmierung einer Zielfunktion, welche die Messpunktkoordinaten parametrisch nach (5-24) transformiert und auf Basis der in Kapitel 5.2 beschriebenen Funktion die Distanzen aller transformierten Messpunkte zur Referenzoberfläche als Ergebnisvektor ausgibt.

$$(5-24) \quad \begin{pmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{pmatrix} = [R_{ij}(\alpha, \beta)] \cdot \left[\begin{pmatrix} x + du_x \\ y + du_y \\ z + du_z \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} h_0 \\ l_0 \\ k_0 \end{pmatrix} \right]$$

mit

α : 1. Rotation um die x-Achse, (x, y, z) wird nach (x', y', z') transformiert

β : 2. Rotation um die y'-Achse, (x', y', z') wird nach (x'', y'', z'') transformiert

(h_0, l_0, k_0) : Verschiebung des Scheitelpunkts in (x'', y'', z'') Richtung

F fokale Länge der Best-Fit-Oberfläche

$[R_{ij}(\alpha, \beta)]$ 3D-Drehmatrix mit dem Winkel $\gamma=0$ um die z-Achse

Zur Optimierung wird die Funktion `lsqnonlin` der MATLAB Optimization Toolbox, welche nichtlineare Daten-Anpassungsprobleme nach der Methode der kleinsten Quadrate lösen kann, auf die Zielfunktion angewendet.

Die Funktion `lsqnonlin` ermittelt innerhalb der vorgegebenen oberen und unteren Grenzen der Optimierungsparameter die Kombination von Optimierungsvariablen mit den kleinsten Vektorbeträgen aller Abweichungen.

Nach Abschluss der Optimierung wird mit den so gewonnenen optimalen Transformationsparametern der RMS-Wert für die ins Best-Fit-Koordinatensystem transformierten Messpunkte berechnet.

5.5 Fazit

Die entwickelte Modellmethode zur quantitativen Bewertung von Deformationen mittels RMS-Wert kann sowohl auf die Ergebnisse von FE-Berechnungen als auch auf Messdaten angewendet werden und eignet sich somit auch zur Auswertung von Messdaten und deren Korrelation mit den Simulationsergebnissen.

Wesentlicher Aspekt für die Testkorrelation ist die Transformation der verschiedenen Messungen und Berechnungen in ein gemeinsames Koordinatensystem. Die Parameter der Transformation werden dabei der Best-Fit-Berechnung entnommen. Als Parameter ist sowohl der vollständige Satz von 3 Verschiebungen, 2 Rotationen und einer Fokusänderung oder aber eine frei wählbare Teilmenge davon möglich. So kann beispielsweise für adaptive Reflektoren eine Berechnung der Best-Fit-Fokuslänge erfolgen, um das Verhalten unter bestimmten Aktoreingangsgrößen zu betrachten und mit Simulationsergebnissen zu vergleichen.

Eine Berechnung von RMS und Best-Fit-RMS ist ebenfalls für weitere Grundformen von Oberflächen möglich. Hierzu sind lediglich die Berechnungsmethoden für den Abstand eines Messpunkts zur idealen Oberfläche anzupassen. Oberflächentypen können beispielsweise ebene Flächen für Reflektarrays, Solarpanels und Sonnensegel oder die für optische Teleskope gebräuchlichen ellipsoiden oder sphärischen Formen sein.

Für die Erweiterung der Anwendung auf optische Systeme und opto-mechanische Betrachtungen bilden die beschriebenen Modellmethoden zur Transformation von Verformungen sowie die Berechnung der Wichtungsfaktoren den Grundstein für die ebenfalls durchgeführte Implementierung einer Zernike-Zerlegung, auf welche im Rahmen dieser Arbeit jedoch nicht weiter eingegangen werden soll.

6 Modellierung von stochastischen Verteilungen für Materialparameter und deren Einfluss auf die thermoelastische Stabilität

Bei allen bisherigen Überlegungen zur Berechnung von thermoelastischen Verformungen beziehungsweise Oberflächengenauigkeiten wurde von idealen Herstellungsbedingungen und einem exakt homogenen Material ausgegangen, welches an allen Stellen der Struktur die gleichen Eigenschaften aufweist. Dies ist in der Realität leider nicht der Fall, worauf bereits in [4] hingewiesen wurde. Selbst durch experimentelle Materialcharakterisierung lassen sich Eigenschaften nur punktuell, jedoch nicht deren Verteilung über die gesamte Struktur bestimmen.

Daher wird an dieser Stelle ein Konzept vorgestellt, den Einfluss von nicht deterministisch verteilten Unsicherheiten wie Materialparameterschwankungen und Herstellungsungenauigkeiten auf die thermoelastische Stabilität und Oberflächengenauigkeit durch stochastische Methoden im Zuge der integrierten Modellierung besser zu erfassen. Mit diesen Methoden werden für einen gegebenen Thermallastfall ein zu erwartender RMS-Maximalwert sowie ein durchschnittlich zu erwartender RMS-Wert der Oberflächengenauigkeit, ähnlich einem Konfidenzintervall, ermittelt.

Die wesentlichen Schritte für diese Methode sind die Definition von stochastischen Modellen und die Ableitung der dafür notwendigen stochastischen Variablen, gefolgt von der Generierung einer Stichprobe signifikanter Größe, dargestellt durch Verteilungsfunktionen der stochastischen Variablen. Für die Berechnung der Stichprobe durch Monte-Carlo-Simulation ist als nächster Schritt die Anpassung des bestehenden integrierten Modells für den Einbau der stochastischen Variablen und Methoden erforderlich. Nach Berechnung und Auswertung aller Elemente der Stichprobe können Häufigkeitsverteilungen der Ergebnisparameter erstellt und daraus Erwartungswerte für den Oberflächenfehler abgeleitet werden. Auf diese einzelnen Schritte soll in den nächsten Kapiteln Bezug genommen werden.

Ein konkretes Anwendungsbeispiel dieser Methoden mit Simulationsergebnissen für den HSASS-Reflektor wird später in Kapitel 11 vorgestellt.

6.1 Systematische und stochastische Fehler

Vor der Beschreibung der eigentlichen Methode ist es an dieser Stelle wichtig, eine sorgfältige Abgrenzung zwischen systematischen und stochastischen Fehlern durchzuführen.

Rein stochastische Fehler stellen sich durch eine Verteilungsfunktion aller Messwerte einer Stichprobe mit dem vorgegebenen Nennwert als Mittelwert dar.

Systematische Fehler entstehen dagegen durch systematische Abweichungen des gemessenen Mittelwerts von einem Nennwert, beispielsweise die Abweichung der Festigkeit einer Materialprobe von der Nennfestigkeit. Es kann sich bei einem systematischen Fehler ebenfalls um eine Differenz zwischen den Mittelwerten zweier gleichartiger Bauteile, beispielsweise unterschiedliche Steifigkeiten der oberen und unteren Deckschicht eines symmetrischen Sandwichs, handeln.

Durch sorgfältige Planung und Ausführung können systematische Fehler größtenteils vermieden werden, was deren Berücksichtigung im Modell nur nötig macht, wenn sie in der Planungsphase nicht ausgeschlossen werden können beziehungsweise sie beim Bau auftreten und durch Messung erkannt werden. Stochastische Fehler treten dagegen immer auf und können nur durch Simulation von Verteilungen der jeweiligen Unsicherheitsparameter ermittelt werden.

Während der Planung und dem Bau von dimensionsstabilen Strukturen sollte daher auf folgende Punkte geachtet werden, um die Möglichkeit von systematischen Fehlern von vornherein gering zu halten:

- Die Wiederholbarkeit aller einzelnen Herstellungsschritte muss gegeben sein:
 - gleiche Materialien
 - gleiche Werkzeuge
 - gleiche Hilfsmaterialien
 - gleiche Arbeitsschritte
 - gleicher zeitlicher Ablauf
 - gleiche Prozessparameter
- Von jedem Materialtyp darf nur Material aus einer einzigen Charge benutzt werden, um die Gleichheit der Materialeigenschaften zu gewährleisten.
- Alle Arbeitsschritte sind zeitnah auszuführen, so dass keine Alterungserscheinungen der Materialien auftreten können.
- Für Laminat aus Faserverbundwerkstoffen sind spezielle Faltechniken und symmetrische Laminat-Verlegetechniken anzuwenden, um systematische Winkelfehler beim Ablegen zu vermeiden (siehe [39]).

6.2 Modellierung mit stochastischen Variablen

Die thermoelastischen Verformungen einer Struktur hängen im Wesentlichen von deren Wärmeausdehnungskoeffizienten sowie der Dehn- und Biegesteifigkeit ab.

Sind diese bei metallischen Strukturen isotroper Natur und lediglich vom Werkstoff und dessen Querschnitt abhängig, kommen bei faserverstärkten Strukturen zusätzlich die Parameter Halbzeugtyp, Lagenaufbau und Lagenwinkel im Laminat sowie der Faservolumengehalt v_f hinzu.

Zur Modellierung der stochastischen Verteilung der Materialeigenschaften und Lagenwinkelfehler eines Faserverbundwerkstoffes sind daher unterschiedliche Ansätze auf verschiedenen Ebenen möglich.

6.2.1 Modellierung auf Ebene der einzelnen Lagen

Betrachtet man die einzelnen Lagen eines Laminats, wird jede davon definiert durch die Eigenschaften des beteiligten Fasermaterials und der umgebenden Matrix.

Durch die Angabe eines Faservolumengehalts können bei bekannten Materialparametern die Eigenschaften der Einzellage und über die Lagenwinkel mittels klassischer Laminattheorie die Eigenschaften des Gesamtlaminats berechnet werden. Faservolumenanteil, Lagendicke und Lagenwinkel sind dabei über die gesamte Struktur stochastisch verteilt.

Die Darstellung für ein finites Element erfolgt im Modell durch die beiden Parameter Faservolumenanteil und Lagenwinkel für jede einzelne Lage.

Die Eigenschaften von unidirektionalen Einzellagen lassen sich mit dieser Methode relativ gut erfassen, jedoch müssen dafür alle Materialeigenschaften von Faser und Harzsystem, insbesondere auch die Materialeigenschaften senkrecht zur Faser ($E_{\perp}, \nu_{\perp}, \alpha_{T\perp}$) bekannt sein, was im Allgemeinen nicht der Fall ist.

Auch werden manche Symptome von diesem Modell nicht erfasst, da die stochastische Variation der Einzellage hierbei allein vom Faservolumenanteil abhängig ist. Für Gewebe, in denen es jedoch zu unterschiedlichen Steifigkeiten in die beiden Hauptrichtungen durch gegenseitige Garnverschiebungen und die Garnkrümmung kommt, ist dieses Modell daher nur bedingt geeignet. Ebenso können lokale Fehler im Laminat, die sich beispielsweise nur in einer Richtung bemerkbar machen, nicht dargestellt werden. Eine Modellierung der stochastischen Variablen auf Laminatenebene erscheint daher auf den ersten Blick sinnvoller. Als Problem erweist sich dabei jedoch, dass Dehn- und Biegesteifigkeiten im Modell nicht direkt eingegeben werden können, sondern sich aus E-Modul E multipliziert mit Querschnittsfläche A zu EA beziehungsweise multipliziert mit Flächenträgheitsmoment I zu EI ergeben. Daher ist eine unabhängige Variation dieser beiden Parameter nicht möglich.

6.2.2 Modellierung auf Laminatenebene in oberer und unterer Hälfte

Da dimensionsstabile Strukturen aus CFK für den Einsatz im Weltraum in den allermeisten Fällen auf einem quasiisotropen symmetrischen Laminataufbau basieren, bietet sich für die Modellierung eine Lösung durch Halbierung des Laminats in obere und untere Hälfte an. Mit Hilfe von Daten aus der klassischen Laminattheorie oder Materialprüfung werden die mechanischen Eigenschaften des gesamten Laminats berechnet und beiden Schichten zugewiesen.

Anschließend wird eine unabhängige stochastische Variation von E-Modul und Wärmeausdehnungskoeffizienten beider Hälften durchgeführt (siehe Abbildung 6.1, Mitte). Dadurch wird sowohl eine stochastische Variation der Dehnsteifigkeiten als auch der Biegesteifigkeiten erreicht. Diese Methode ist im Sinne der integrierten Modellierung allgemein verwendbar und kann auch auf metallische Strukturen und symmetrische Laminats oder beliebige geschichtete Aufbauten ausgeweitet werden.

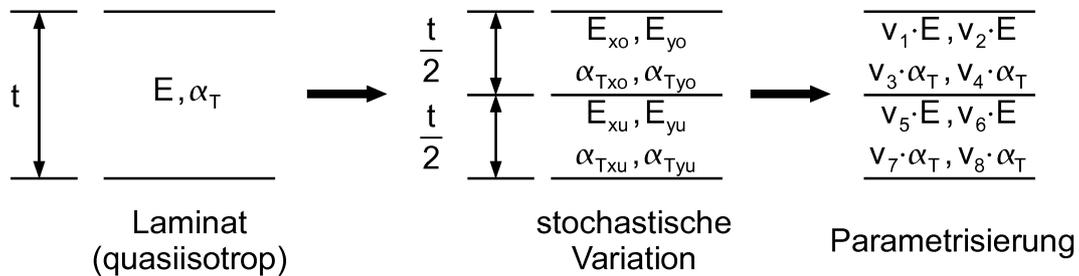


Abbildung 6.1: Stochastische Variation von E und α_T auf Laminatenebene

Die Parametrisierung erfolgt getrennt für untere und obere Laminathälfte durch Multiplikationsfaktoren für den E-Modul des Gesamtlaminates in x- und y-Richtung sowie die Thermalausdehnungskoeffizienten α_t des Gesamtlaminats in x- und y-Richtung, wie in Abbildung 6.1 (rechts) zu sehen ist.

Diese Multiplikationsfaktoren sollen im Folgenden als stochastische Variablen bezeichnet werden. Die Anzahl n_{sv} der stochastischen Variablen ist gleich der Anzahl der parametrisierten Eigenschaften, in diesem Fall also $n_{sv}=8$. Jede stochastische Variable für sich besteht dabei aus einer Verteilung von Multiplikationsfaktoren über alle Elemente des Modells. Alle Komponenten der stochastischen Variablen eines Modells können sich also als $[n_{sv} \times n_E]$ -Matrix, mit n_E gleich der Anzahl an Elementen im Modell, darstellen lassen.

6.3 Verteilungsfunktion der stochastischen Variablen

Die stochastischen Variablen eines Modells besitzen für jedes finite Element über die gesamte Struktur einen zufälligen Wert einer stochastischen Verteilungsfunktion. Sie können daher durch die Komponenten einer doppelt indizierten Matrix v_{kl} mit dem Index k über die stochastischen Variablen und dem Index l über die finiten Elemente dargestellt werden.

Eine Einschränkung des variierten Modells gegenüber der Realität ist hierbei die Kontinuität der Variablenverteilung über die Struktur. Während im Modell die stochastischen Variablen sprunghaft von Element zu Element ihren Wert ändern, treten in der realen Struktur innerhalb einer CFK-Lage kontinuierliche Übergänge auf. Sprunghafte Änderungen von Faservolumenanteil und Winkelfehler treten dagegen nur an den Grenzen der Lagenzuschnitte auf. Der sprunghafte Wechsel der Eigenschaften zwischen den finiten Elementen soll jedoch als konservative Annahme toleriert werden.

Die Verteilungsfunktion jeder einzelnen stochastischen Variablen kann durch einen Histogrammplot über alle Elemente dargestellt werden, wie in Abbildung 6.2 für die Verteilung der stochastischen Variablen v_1 (E-Modul in x-Richtung der oberen Laminathälfte) beispielhaft dargestellt ist.

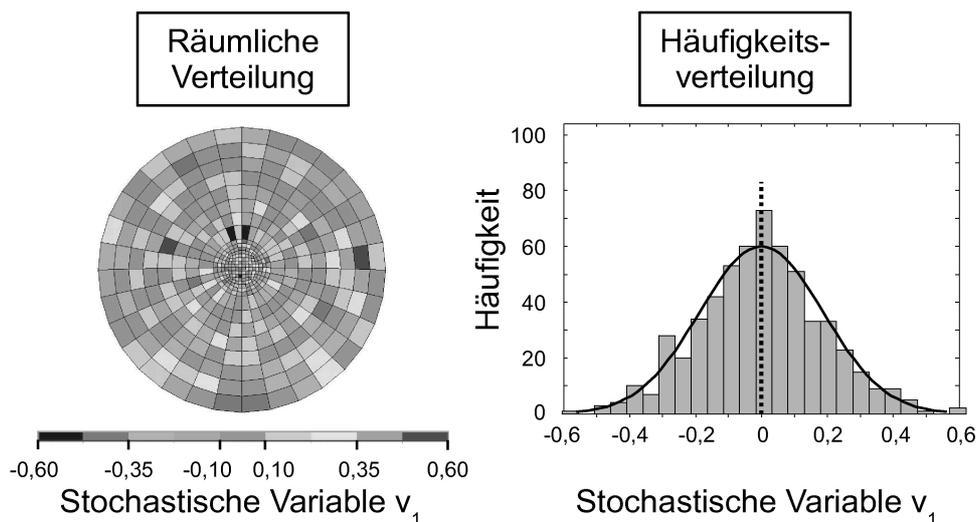


Abbildung 6.2: Zufällige räumliche Verteilung und zugehörige Häufigkeitsverteilung

Die Annahmen für die zu wählende(n) Verteilung(en) der einzelnen stochastischen Variablen sind stark vom verwendeten Grundmaterial, im Fall von Verbundwerkstoffen ebenfalls vom Halbzeugtyp, insbesondere jedoch vom Laminataufbau und Faservolumenanteil abhängig. Daher ist für jede neue Material- und Herstellungsvariante eine Abschätzung der Verteilungsfunktionen und deren Parameter für die stochastischen Variablen notwendig.

Für kohlefaserverstärkte Kunststoffprepregs wurde der Literatur eine Schwankung des Harzgehalts innerhalb eines Prepregs von maximal $\pm 3\%$ entnommen ([4], [39]); diese Aussage deckt sich mit üblichen Herstellerangaben. Für den Faservolumenanteil innerhalb einer Lage soll deshalb eine Gaußsche Normalverteilung um den Mittelwert (meist bei $v_f=60\%$) mit einer Standardabweichung von

$$(6-1) \quad \sigma = \max \Delta v_f / 3 = 1\%$$

angenommen werden.

Bei vorsichtigem Laminiervorgang kommt es zu maximalen Winkelfehlern in der Ablage der Lagen von $\pm 2-3\%$, maschinelle Laminierverfahren können den Fehler dabei wesentlich senken. Für ein übliches Handlaminat soll der Winkelfehler einer Lage daher als Gaußsche Normalverteilung mit einer Standardabweichung von

$$(6-2) \quad \sigma = \max \Delta\alpha / 3 = 0,666^\circ$$

angenommen werden.

Die Berechnung der Verteilungsfunktion und ihrer Parameter für das Modell auf Laminatenebene kann nun durch eine signifikante Anzahl von Materialtests oder durch numerische Simulation einer signifikanten Stichprobe des in Faservolumenanteil und Lagenwinkel stochastisch variierten Laminats erfolgen.

6.3.1 Berechnung der Verteilungsparameter durch numerische Stichproben

Das Vorgehen zur Berechnung von Verteilungsparametern für ein beliebiges Laminat ist in Abbildung 6.3 schematisch dargestellt und soll an dieser Stelle kurz erläutert werden. Zusätzlich befindet sich ein Anwendungsbeispiel zu diesem Berechnungsverfahren in Kapitel 11.1.

Für die numerische Simulation werden die mechanischen Kennwerte des Gesamtlaminats (E_x , E_y , G_{xy} , ν_{xy} , α_{Tx} , α_{Ty}) mittels klassischer Laminattheorie aus den Werten der Einzellagen berechnet. Die das Laminat definierenden Lagenwinkel eines Elements werden dabei mit einem zufälligen Winkelfehler versehen, der einer Verteilungsfunktion der Stichprobe entnommen wird.

Die Materialdaten der Einzellagen, welche als Eingabeparameter für die klassische Laminattheorie notwendig sind, werden wiederum aus den Kenndaten von Fasern und Matrixsystem berechnet. Der hierfür anzugebende Faservolumenanteil jeder Lage wird ebenfalls als Zufallswert einer weiteren stochastischen Verteilungsfunktion über alle Elemente der Stichprobe entnommen.

Nach Berechnung können die Kennwerte des Gesamtlaminats aller Elemente der Stichprobe als Häufigkeitsverteilung ausgewertet werden. Anschließend kann daraus eine entsprechende Verteilungsfunktion für alle stochastischen Variablen definiert werden, welche im Allgemeinen ebenfalls durch eine Normalverteilung, definiert durch Mittelwert und Standardabweichung, angenähert werden kann.

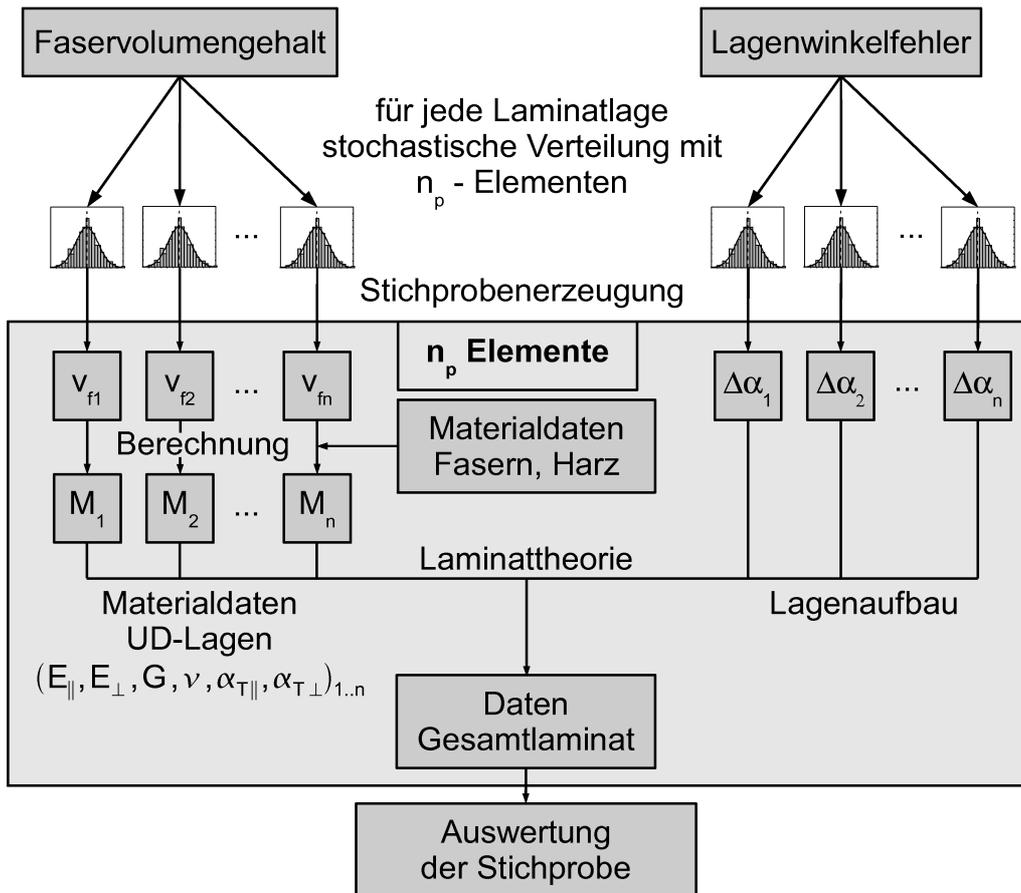


Abbildung 6.3: Ablaufdiagramm Berechnung der Verteilungsparameter

6.3.2 Ableitung der Verteilungsparameter aus Materialprüfungen

Die Ermittlung der Verteilungsparameter durch Materialtests erfolgt analog der Berechnung durch Auswertung einer Stichprobe signifikanter Größe des auszuwertenden Laminats. Die aus Messwerten gebildeten Verteilungsparameter beinhalten somit alle bereits genannten Effekte wie Variation von Materialkennwerten, Faservolumenanteil und Lagenwinkelfehler ebenso wie Messgenauigkeiten der verwendeten Prüfeinrichtungen.

Eine solche Anzahl Materialtests wird aufgrund des hohen Zeitaufwands und der Anzahl benötigter Materialproben in den meisten Fällen jedoch kaum durchgeführt werden, daher soll an dieser Stelle auf Erfahrungswerte verwiesen werden, die ebenso ein langjähriges Mittel über viele gemessene Proben darstellen.

So gilt als Anhaltswert für wiederholte Zugprüfungen an verschiedenen Proben des gleichen Laminats aus einer Herstellung eine Abweichung bis zu 10% vom Mittelwert aller Proben.

Für die Messung der Wärmeausdehnungskoeffizienten beträgt die Abweichung zwischen mehreren Messungen derselben Probe eines quasiisotropen Laminataufbaus mit $|\alpha_T| < 0,5 \cdot 10^{-6}$ bereits im Schnitt bis zu 15%, trotz exakt gleicher Messbedingungen. Beim Vergleich unterschiedlicher Proben des gleichen Materials sind Messdifferenzen von im Schnitt 17% bis zu mehr als 30% möglich. Dazu ist zu sagen, dass eine Messung der Wärmeausdehnungskoeffizienten umso ungenauer wird, je kleiner

der zu messende Ausdehnungskoeffizient ist, da der Messfehler der Prüfeinrichtung für große oder kleine zu messende α_T stets gleich bleibt.

6.3.3 Modellierung von systematischen Fehlern

Systematische Fehler können ebenfalls mit dem in Kapitel 6.2.2 beschriebenen Verfahren modelliert werden. Da es sich um eine gezielte Abweichung vom idealen Modell handelt, können systematische Fehler durch eine Differenz vom Nennwert modelliert werden. Ein systematischer Fehler wird dabei gleichzeitig von einem stochastischen Fehler überlagert, weshalb er ebenfalls als Verteilungsfunktion der gemessenen Istwerte, jedoch um den Betrag des systematischen Fehlers relativ zum Sollwert verschoben, dargestellt wird, wie in Abbildung 6.4 zu sehen ist.

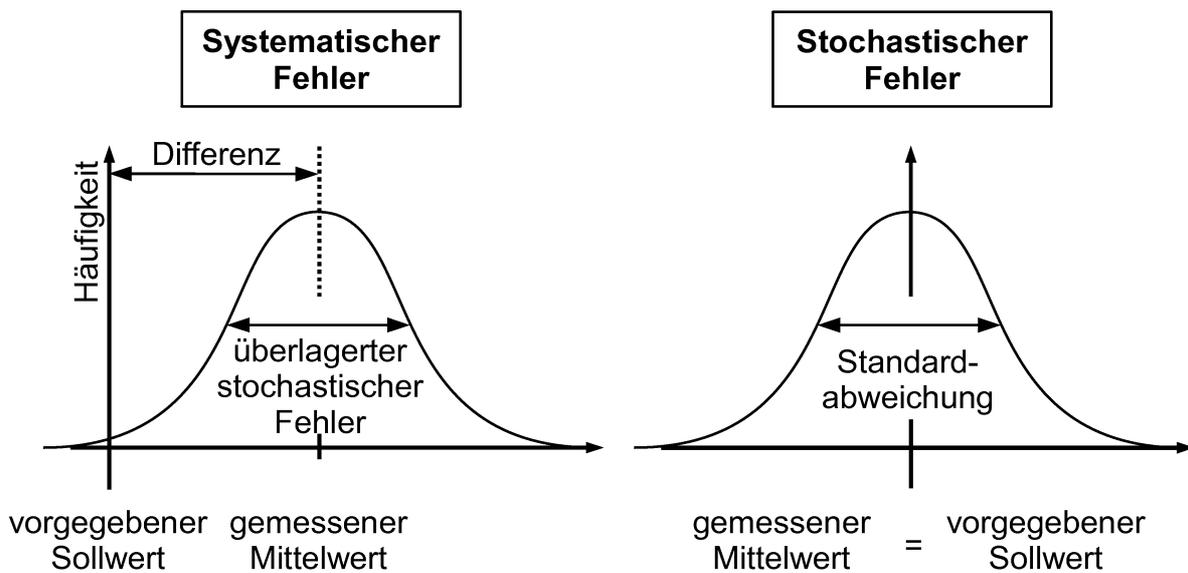


Abbildung 6.4: Modellierung systematischer und stochastischer Fehler

Die Ermittlung der zu modellierenden Größe von systematischen Fehlern gestaltet sich als problematisch, da kleine systematische Fehler im Normalfall vom modellierten stochastischen Fehler dominiert werden, eine Modellierung von vorneherein daher nicht notwendig ist. Große systematische Fehler überwiegen den stochastischen Fehler dagegen bei Weitem, sind sinnvollerweise aber erst bei Auftreten am realen Bauteil nachträglich quantitativ bestimmbar und zu untersuchen.

Gezielte Annahmen für wahrscheinlich auftretende, unvermeidbare systematische Fehlergrößen sind daher von Fall zu Fall festzulegen und gegebenenfalls aus experimentell ermittelten Versuchsdaten quantitativ festzulegen.

6.4 Berechnung der Deformationsfelder stochastisch variiert Modelle

Zur Berechnung der thermoelastischen Deformationen von stochastisch variierten Modellen wurden zwei Methoden, die Monte-Carlo-Methode sowie die gradientenbasierte Superpositionsmethode, als Modellmethode implementiert.

6.4.1 Monte-Carlo-Methode

Die Monte-Carlo-Methode generiert für gegebene Verteilungsfunktionen der stochastischen Variablen eine signifikante Stichprobe der Größe n_p .

Für jedes Element der Stichprobe werden zufällige Verteilungen aller n_{sv} stochastischen Variablen über die Struktur, generiert und die Elementeigenschaften entsprechend modifiziert (siehe Abbildung 6.5). Die stochastischen Variablen sind für diesen Fall E-Modul und Wärmeausdehnungskoeffizienten jeweils für obere und untere Laminathälfte, jeweils in x- und y-Richtung. Die Anzahl an stochastischen Variablen n_{sv} ist somit gleich 8 (E_{xo} , E_{yo} , α_{Txo} , α_{Tyo} , E_{xu} , E_{yu} , α_{Txu} , α_{Tyu}) und die Anzahl der Funktionswerte jeder Verteilung ist folglich gleich der Anzahl der finiten Elemente im Modell n_E . Die Reihenfolge dieser Funktionswerte ist ungeordnet und rein zufällig und spiegelt die zufällige Verteilung der Materialeigenschaften über die Elemente wieder.

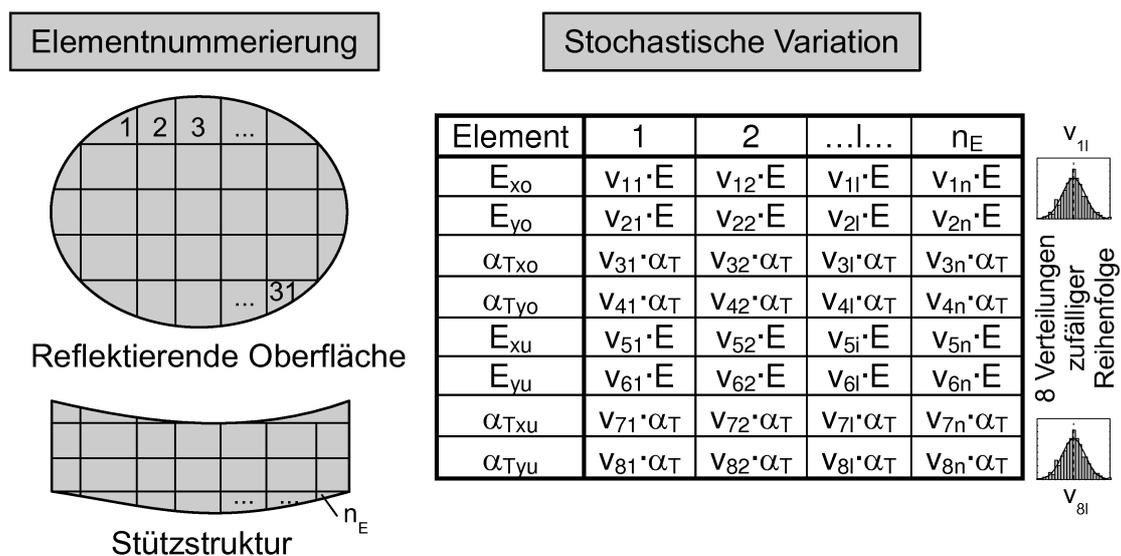


Abbildung 6.5: Stochastische Variation der Elementparameter einer Stichprobe

Für jedes so modifizierte Modell wird das Deformationsfeld für den Referenzlastfall im FE-Programmsystem berechnet.

Vorteil dieser Methode ist das einfache Prinzip und dessen Umsetzung ebenso wie die Möglichkeit der Parallelisierung aller Berechnungen auf einem Rechencluster. Für jede zu untersuchende Kombination von Verteilungsfunktionen der stochastischen Variablen beträgt die Anzahl der Funktionsauswertungen im FE-Programm somit n_p .

Sind mehrere unterschiedliche Verteilungen der stochastischen Variablen und gegebenenfalls zusätzliche systematische Fehler zu untersuchen, ist diese Methode jedoch langsam und ineffektiv, da sich die Anzahl der Verformungsberechnungen für jede Kombination um weitere n_p erhöht. Wird die Anzahl der für ein Modell unter einem bestimmten Thermallastfall zu untersuchenden Kombinationen von Verteilungen

der stochastischen Variablen als n_{VK} bezeichnet, erhöht sich die Anzahl an Funktionsauswertungen im FE-Programm insgesamt also auf $n_{VK} \cdot n_p$.

Um diesen Nachteil auszugleichen, wurde die im nächsten Kapitel beschriebene gradientenbasierte Superpositionsmethode implementiert.

6.4.2 Gradientenbasierte Superpositionsmethode

Der gradientenbasierten Superpositionsmethode liegt eine Linearisierung des Knoten-Deformationsvektors bezüglich der stochastischen Variablen zugrunde. Die Gradientenmatrix wird für die vorliegende Modellgeometrie und den dazugehörigen Referenzlastfall somit ein einziges Mal erstellt, danach können beliebige Verteilungsfunktionen der stochastischen Variablen durch Superposition des Produkts von Gradientenmatrix multipliziert mit einer beliebigen Verteilung der stochastischen Variablen schnell und effektiv berechnet werden.

Die Anzahl an Deformationsberechnungen im FE-Programmsystem zum Aufstellen der Gradientenmatrix für einen Thermallastfall ist für diese Methode immer gleich der Anzahl an stochastischen Variablen n_{SV} multipliziert mit der Anzahl von Elementen n_E , unabhängig von der Anzahl zu untersuchender Kombinationen n_{VK} . Die Berechnungen zur Aufstellung der Gradientenmatrix können ebenfalls auf einem Rechencluster parallel durchgeführt werden.

Die anschließende Superposition zur Erzeugung einer Stichprobe der Größe n_p für die jeweilige Kombination der stochastischen Variablenverteilungen über alle Elemente verbraucht weitaus weniger Zeit als das Aufstellen der Gradientenmatrix und kann zusätzlich ebenfalls parallelisiert durchgeführt werden.

Der Deformationsvektor eines Knotens i berechnet sich mit diesem Verfahren wie folgt:

$$(6-3) \quad \delta_i = \delta_{i0} + \sum_{l=1}^{n_E} \sum_{k=1}^{n_{SV}} \frac{\partial \delta_i}{\partial v_{kl}} \cdot \Delta v_{kl}(\mu, \sigma)$$

$$(6-4) \quad \frac{\partial \delta_i}{\partial v_{kl}} = \frac{\delta_i(\partial v_{kl}) - \delta_{i0}}{\partial v_{kl}}$$

mit

i	Index auf Knotennummer im FE-Modell
k	Index auf stochastische Variable
n_{SV}	Anzahl der stochastischen Variablen im Modell
l	Index auf Elementnummer im FE-Modell
n_E	Anzahl der Elemente im FE-Modell
δ_i	Verformungsvektor des Knotens i infolge einer stochastischen Variation des Modells durch die stochastischen Variablen v_k ($k=1..n_{SV}$)
v_k	Stochastische Variablen, jede davon stellt eine andere Material- / Querschnittseigenschaft, wie zum Beispiel eine Steifigkeit oder einen Thermalausdehnungskoeffizienten dar. Jede stochastische Variable v_k besteht aus n_E Werten der stochastischen Verteilung $v_{kl}(\mu, \sigma)$.

$v_{kl}(\mu, \sigma)$ Wert der stochastischen Variablen v_k für das Element Nummer l . Die n_E Verteilungswerte jeder stochastischen Variablen v_{kl} sind zufällig angeordnet und abhängig von den Parametern der Verteilungsfunktion. Im Fall einer Normalverteilung sind dies der Mittelwert μ sowie die Standardabweichung σ .

$\Delta v_{kl}(\mu, \sigma)$ Änderung der stochastischen Variablen gegenüber dem Basismodell

$$(6-5) \quad \Delta v_{kl}(\mu, \sigma) = v_{kl}(\mu, \sigma) - 1$$

δ_{i0} Verformungsvektor des Knotens i des idealen Basismodells ohne stochastische Variation

$\frac{\partial \delta_i}{\partial v_{kl}}$ Änderung des Verformungsvektors des Knotens i infolge einer Einheitsänderung ∂v_{kl} der Komponente v_{kl} der stochastischen Variablen v_k im Element l

Die Erklärung der programmtechnischen Umsetzung dieses Verfahrens erfolgt im späteren Kapitel 11.2.

6.5 Quantitative Auswertung der stochastischen Deformationsfelder

Die Auswertung der Elemente einer Stichprobe erfolgt über eine Häufigkeitsverteilung der berechneten RMS-Werte. Daraus können Lageparameter und Streuparameter entnommen werden.

Im Allgemeinen sind dies der Median, welcher dem wahrscheinlichen Erwartungswert für den RMS des Oberflächenfehlers entspricht, sowie die 99%-Quantile, welche dem maximal zu erwartenden RMS des Oberflächenfehlers entspricht.

Für eine normalverteilte Form des Histogramms, wovon bei rein normalverteilten stochastischen Variablen ausgegangen werden kann, können der Häufigkeitsverteilung alternativ der Mittelwert μ als Lageparameter und die Standardabweichung σ als Streuparameter entnommen werden. Der Erwartungswert entspricht somit dem Mittelwert nach Formel (6-6), der maximal zu erwartende RMS oder die 99,9%-Quantile entspricht dem Mittelwert plus der 3-fachen Standardabweichung nach Formel (6-7).

$$(6-6) \quad \text{RMS}_{\mu} = \mu \quad (\text{Erwartungswert des RMS})$$

$$(6-7) \quad \text{RMS}_{\max} = \mu + 3 \sigma \quad (\text{Erwartungswert maximaler RMS})$$

Hierdurch ist eine Vorhersage für die zu erwartenden Oberflächenfehler der Struktur unter dem gegebenen Thermallastfall bei rein stochastischen Fehlereinflüssen von Materialparametern und Lagenwinkelfehlern möglich.

6.6 Fazit

Durch den Erwartungswert sowie den maximalen Erwartungswert wurde eine konservative Abschätzung für mittlere Abweichungen von einer Sollform eingeführt. Beide Werte definieren die Grenzen eines Konfidenzintervalls, über welches Unsicherheiten und Fertigungsungenauigkeiten beziehungsweise Fertigungstoleranzen bereits in der Strukturauslegung berücksichtigt werden können.

Dabei können der Berechnungsaufwand und die Berechnungsdauer durch Modellierung der stochastischen Variablen auf unterschiedlichen Detailebenen den gewünschten Bedürfnissen angepasst werden. Hierfür sind die Variation auf Material- und Lagenebene beziehungsweise auf Laminebene möglich, wie in Kapitel 6.2 beschrieben wurde. Weitere Modellierungen können auf Komponentenebene für ein Bauteil aus mehreren gleichartigen Komponenten oder auf Bauteilebene für eine zusammengesetzte Struktur aus mehreren unterschiedlichen Bauteilen erfolgen.

Das vorgestellte gradientenbasierte Berechnungsverfahren ist auf beliebige, linearisierbare Problemstellungen und Einflussgrößen anwendbar, so lange die zu modellierenden Unsicherheiten mathematisch darstellbar sind. Die Kombination mehrerer Einflüsse ist durch die Überlagerung verschiedener Verteilungen einer oder mehrerer stochastischer Variablen untersuchbar. Dies ist ein großer Vorteil gegenüber der Monte-Carlo Simulation, welche jeweils nur auf eine spezielle Verteilungskombination der stochastischen Variablen angewendet werden kann.

Mathematische Darstellungsformen für die stochastischen Variablen sind stochastische Verteilungsfunktionen über das gesamte Bauteil beziehungsweise Bauteilkomponenten sowie globale systematische Fehler, dargestellt durch Differenzfunktionen, zwischen Bauteilen oder Bauteilkomponenten. Weiterhin sind überlagerte lokale systematische Fehler, beispielsweise der lokale Abfall des E-Moduls durch einen Lufteinschluss möglich. Eine Modellierung kann hier durch Überlagerung einer Peakfunktion über einer begrenzten Teilfläche erfolgen.

Für die Auslegung von Antennenreflektoren ist die Kombination von Thermalberechnung und stochastischer Simulation somit ein ideales Nachweiskonzept für die Einhaltung der thermoelastischen Stabilität im Orbit.

7 Anwendungsbeispiele - Einleitung

In den folgenden Kapiteln erfolgt die Beschreibung der Implementierung der Anwendungsbeispiele zu den in den vorangegangenen Kapiteln beschriebenen Modellmethoden. Weiterhin werden umfangreiche Ergebnisbetrachtungen zu den angewendeten Verfahren durchgeführt. Die Anordnung der Kapitel der Anwendungsbeispiele entspricht dabei der thematischen Anordnung der vorangegangenen Kapitel mit der Beschreibung der zugrunde liegenden Theorie.

So befindet sich in den Kapiteln 8 und 9 die Beschreibung der Implementierung der Modellerstellung des Beispielmotells des HSASS-Reflektors sowie eine Untersuchung der Reflektortopologie durch Parametervariation bezüglich Masse, Steifigkeit und Herstellbarkeit. Ziel des Anwendungsbeispiels ist, eine Auswahl des bestmöglich angepassten Designs für die nachfolgenden Untersuchungen zur thermoelastischen Stabilität zu treffen. Hierfür wurden im Rahmen der zugrunde liegenden ESA-Projektstudie mehrere unterschiedliche Modelle basierend auf unterschiedlichen Konzepten, Materialien und Herstellungsmethoden verglichen. Im Rahmen dieser Arbeit erfolgt lediglich die Betrachtung eines einzigen dieser Modelle, an dem die wesentlichen Aspekte und Ergebnisse der entwickelten Modellmethoden demonstriert werden.

Im Anschluss an die Topologieselektion ist in Kapitel 10 ein Beispiel zur Berechnung von Temperaturfeldern zur Verwendung als Lastfall für thermoelastische Berechnungen zu finden. Beschrieben werden die Implementierung sowie die Ergebnisse einer Methode zur Berechnung von Temperaturfeldern und thermoelastischen Verformungen des Reflektormotells für einen vollständigen Erdumlauf im geostationären Orbit. Dadurch sind die Identifikation der kritischen Orbitposition und die Berechnung des dazugehörigen RMS-Werts des Oberflächenfehlers möglich.

Der generierte Thermallastfall dient weiterhin als Referenz für das in Kapitel 11 folgende Anwendungsbeispiel zur Berücksichtigung von Herstellungsfehlern und Materialparameterschwankungen durch stochastische Modelle. Wiederum werden die Implementierung des Verfahrens für das Beispielmotell sowie eine Ergebnisbetrachtung für rein stochastische Fehler ausführlich beschrieben. Zusätzlich wird eine Vergleichsstudie über den Einfluss eines rein systematischen Fehlers durchgeführt.

8 Anwendungsbeispiel – Strukturgenerierung eines Antennenreflektors

8.1 Parametrische Modellerstellung

Im Folgenden soll am Beispiel des im Kapitel 3 vorgestellten Thin-Shell-Konzepts des HSASS-Reflektors die parametrische Modellerstellung, auf der ebenfalls alle folgenden Anwendungsbeispiele basieren, erklärt werden.

Es handelt sich um einen Offset-Reflektor mit zylindrischer Apertur. Die rückseitige Versteifung erfolgt durch eine Rippenstruktur. Diese hat im Zentrum die Form einer Sechseck-Wabe, von deren Ecken Versteifungsrippen in 3 unterschiedlichen Varianten zum äußeren Rand führen. Eine weitere Variante ist die Option, zusätzlich eine Umfangssteife entlang des äußeren Reflektorrandes zu erzeugen.

Die Erstellung des Geometriemodells im Programmsystem ANSYS erfolgt im Wesentlichen in fünf Schritten, die dabei verwendeten **Parameter** sind in den folgenden Unterkapiteln **fett** gedruckt.

8.1.1 Erzeugende Parabel

Durch die **Brennweite** $F=1777\text{mm}$ wird die erzeugende Parabel mittels der Formel

$z = \frac{x^2}{4F}$ durch einen Spline mit entsprechend großer Anzahl an Stützstellen definiert,

so dass keine Abweichungen von der idealen Parabelform durch die Splineinterpolation messbar sind (Abbildung 8.1, links).

8.1.2 Rotationsparaboloid

Durch Rotation des Splines um die globale z-Achse entsteht ein Rotationsparaboloid. Für Offsetreflektoren ist es aufgrund ihres Versatzes in x-Richtung ausreichend, lediglich das halbe Rotationsparaboloid im Bereich der positiven globalen x-Achse zu erzeugen (Abbildung 8.1, rechts).

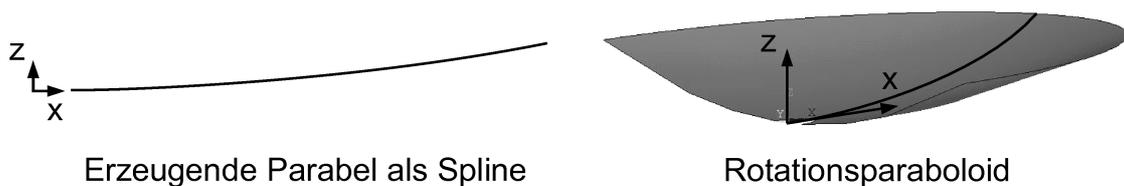


Abbildung 8.1: Erzeugen des Rotationsparaboloids aus einem Spline

8.1.3 Layout der rückseitigen Versteifung als Linienmuster

Die Definition der rückseitigen Versteifung erfolgt über der zylindrischen Apertur, also in der globalen xy-Ebene und wird in einem zylindrischen Koordinatensystem durchgeführt. Der Versatz des Aperturmittelpunktes MP in x-Richtung wird durch den **Offsetwinkel**, der Außenradius durch den **Aperturradius** definiert. Hierfür wird als erstes das Linienmuster für die Stützstruktur in einer beliebigen Ebene parallel zur Grundfläche der Apertur erzeugt.

Dabei ist für dieses Anwendungsbeispiel eine von drei möglichen Topologien als **Topologievariante** auszuwählen. Der Programmcode unterscheidet sich trotz der unterschiedlichen Geometrien der Varianten lediglich für die Erstellung des Linien-

musters, der restliche Code vor und nach der Variantenverzweigung ist für alle drei Varianten identisch und keine weitere Codeverzweigung notwendig.

8.1.3.1 Topologievariante 1

Die Topologievariante 1 ist definiert durch ein zentrales regelmäßiges Sechseck frei wählbarer Größe, an das, ähnlich einem Lederfußball, sechs Fünfecke anschließen, deren Spitzen auf dem äußeren Rand liegen. Der Winkel zwischen Grundseite und den beiden damit verbundenen Kanten im Fünfeck beträgt jeweils 30° bei frei wählbarer Kantenlänge; somit handelt es sich nach mathematischer Definition um kein regelmäßiges Fünfeck. Optional kann eine **Umfangsrippe** entlang des Aperturrands generiert werden.

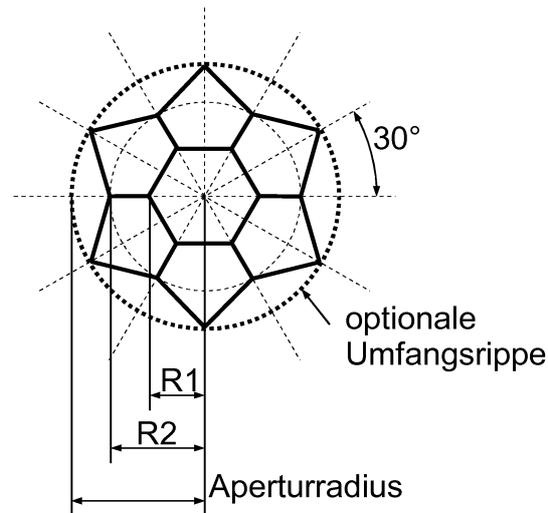


Abbildung 8.2: Parametrisierung Topologievariante 1

Zur Parametrisierung dienen hier der Umkreisradius des zentralen Sechsecks (**Radius R_1**) sowie ein weiterer Radius (**Radius R_2**) zur Definition der Länge der mit der Grundseite verbundenen Seitenkanten der Fünfecke. Aus diesen beiden Parametern ergeben sich alle übrigen Abmessungen.

Dies ist die herstellungstechnisch aufwändigste der drei Varianten, da sehr viele Kreuzungspunkte der Rippen konstruiert werden müssen. In diesem Fall sind es insgesamt 12 Punkte, in denen jeweils 3 Rippen aufeinander treffen, sowie die 6 Punkte auf dem äußeren Rand, in denen jeweils 2 Rippen aufeinandertreffen. Für ein Layout mit äußerer Umfangsrippe ist in den äußeren 6 Punkten zusätzlich die Verbindung beider Rippen mit der gekrümmten Umfangsrippe zu konstruieren.

8.1.3.2 Topologievariante 2

Topologievariante 2 ist ebenfalls definiert durch ein zentrales regelmäßiges Sechseck frei wählbarer Größe, von dessen Ecken jeweils eine Radialrippe sternförmig direkt zum äußeren Rand verläuft. Optional kann wiederum eine **Umfangsrippe** entlang des Aperturrands generiert werden.

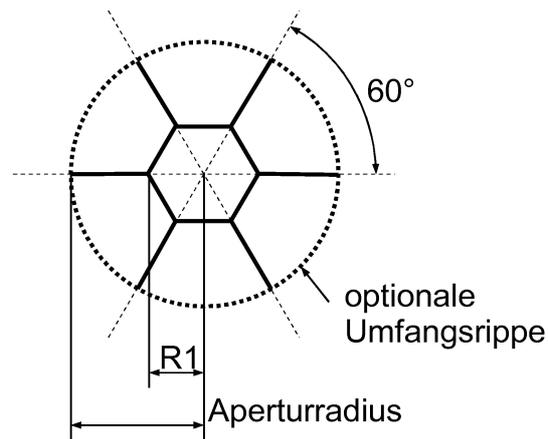


Abbildung 8.3: Parametrisierung Topologievariante 2

Zur Parametrisierung ist lediglich der Umkreisradius (**Radius R1**) des zentralen Sechsecks zu wählen, alle anderen Abmessungen und Winkel ergeben sich dadurch automatisch.

Für die Herstellung sind in den Eckpunkten des Sechsecks jeweils 3 Rippen miteinander zu verbinden, mit der optionalen Umfangsrippe kommen zusätzlich 6 Kreuzungspunkte zwischen gerader Radialrippe und gekrümmter Umfangsrippe hinzu.

8.1.3.3 Topologievariante 3

Die sternförmige Topologievariante 3 ist definiert durch ein zentrales Sechseck frei wählbarer Größe, dessen Grundseiten zum äußeren Rand jeweils durch ein Dreieck verbunden sind. Der Aperturumfang wird somit in 6 gleiche Abschnitte von 60° aufgeteilt. Auch hier kann optional eine **Umfangsrippe** entlang des Aperturrands erzeugt werden. Zur Parametrisierung ist hierfür lediglich der Umkreisradius (**Radius R1**) des zentralen Sechsecks zu wählen, alle anderen Größen ergeben sich automatisch.

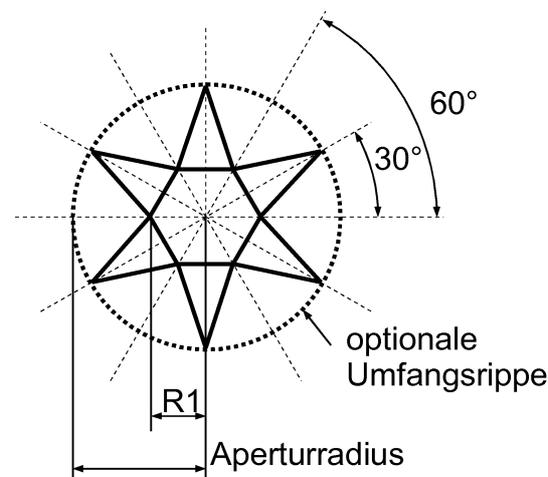


Abbildung 8.4: Parametrisierung Topologievariante 3

Herstellungstechnisch ist diese Variante ebenfalls sehr aufwändig, da in den 6 Eckpunkten des zentralen Sechsecks jeweils 4 Rippen in unterschiedlichen Winkeln

aufeinander treffen. Am äußeren Rand sind in den 6 Sternspitzen jeweils 2 Rippen beziehungsweise bei optionaler Umfangsrippe 2 Rippen sowie die gekrümmte Umfangsrippe miteinander zu verbinden.

Ein für die Herstellung viel einfacherer, daher besonders interessanter Sonderfall ergibt sich für die Wahl des Umkreisradius Radius $R1$, so dass

$$(8-1) \quad AR \cdot \sin 30^\circ = R1 \cdot \sin 60^\circ$$

was gleichbedeutend ist mit

$$(8-2) \quad R1 = \frac{AR}{\sqrt{3}}$$

Daraus entsteht für die Rippenanordnung die Form eines Hexagramms aus zwei ineinander verschachtelten gleichseitigen Dreiecken. Die Herstellung kann folgenderweise durch lediglich 6 Rippen, von denen sich jeweils 2 in einem der Eckpunkte des Sechsecks kreuzen, durch eine relativ einfache Konstruktion realisiert werden.

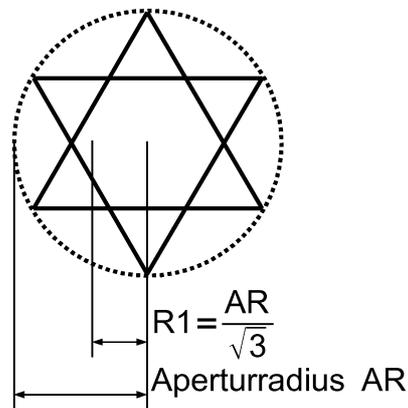
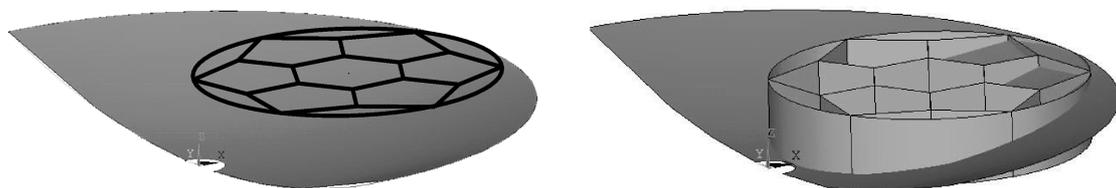


Abbildung 8.5: Sonderform Hexagramm

Durch Weglassen der Umfangsrippe und den Verzicht auf eine Verbindung zwischen den beiden Rippen in den Sternspitzen stellt sich diese Konstruktion als die am einfachsten herzustellende heraus.



Linienmuster

Flächenkörper

Abbildung 8.6: Fertiges Layout der Stützstruktur als Linienmuster und Flächenkörper

8.1.4 Verschnitt von reflektierender Oberfläche und Stützstruktur

Das soeben erzeugte Linienmuster der Stützstruktur (Abbildung 8.6, links) wird zu einer Flächenstruktur extrudiert (Abbildung 8.6, rechts). Die Extrusion erfolgt dabei parallel zur globalen z-Achse.

Der so erzeugte Flächenkörper wird anschließend mit dem Rotationsparaboloid per boolescher Operation verschnitten. Auf diese Weise wird das in der Hilfsebene erzeugte Linienmuster auf die Reflektoroberfläche projiziert. Man erhält somit den endgültigen äußeren Rand des Reflektors und gleichzeitig die Schnittlinien der Verstiefung mit der reflektierenden Oberfläche (Abbildung 8.7).

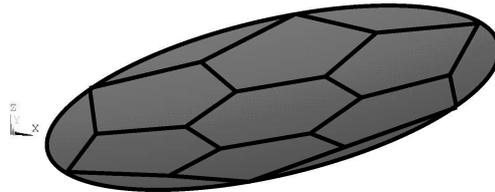
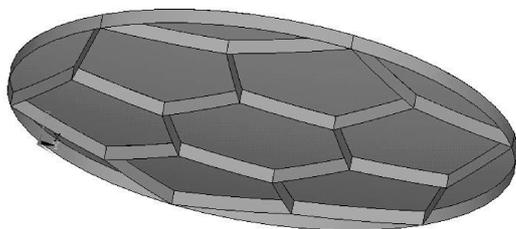


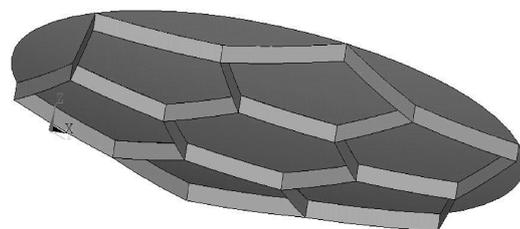
Abbildung 8.7: Erzeugte Schnittlinien auf reflektierender Oberfläche

8.1.5 Extrudieren der Rippenflächen

Im letzten Schritt werden die durch Projektion gewonnenen Grundlinien der Verstiefungsrippen um die frei definierbare **Rippenhöhe h** zu Flächen extrudiert, wie in Abbildung 8.8 dargestellt ist. Die Extrudierrichtung liegt orthogonal zur Reflektorrandebene. Vor diesem Schritt wird über eine Variantenunterscheidung abgefragt, ob die äußere **Umfangssteife** erstellt werden soll, oder nicht. Ist dies nicht der Fall, wird die äußere Umfangsline der reflektierenden Oberfläche vor dem Extrudieren deselektiert und somit nicht zu einer Fläche gestreckt.



mit Umfangsrippe



ohne Umfangsrippe

Abbildung 8.8: Modellierung mit/ohne Umfangsrippe

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass die komplette Modellgeometrie sich durch 8 Parameter vollständig definieren lässt:

Tabelle 8.1: Parametrisierung des Geometriemodells

Geometrie	Brennweite Aperturradius Offsetwinkel
Topologie	Variante=1,2,3 Radien R1, [R2] Umfangsrippe (ja/nein) Rippenhöhe h

Durch Festlegung der Geometrieparameter und Einschränkung des Designraums der Topologieparameter eignet sich dieses Modell hervorragend für Parameteruntersuchungen und Optimierungen, wie anhand eines konkreten Beispiels im nachfolgenden Kapitel 9 gezeigt wird.

9 Anwendungsbeispiel - Parameteruntersuchungen der rückseitigen Stützstruktur eines Antennenreflektors

Im Rahmen der Konzeptfindung einer geeigneten Stützstruktur für das TS-Konzept des HSASS-Reflektors stellte sich heraus, dass das Eigenfrequenzkriterium maßgeblich war für die Erfüllung der mechanischen Missionsanforderungen. Für die durchzuführenden Parameterstudien wurde deshalb eine Modellmethode entwickelt, die die in Kapitel 8 beschriebene parametrische Modellerstellung durchführt und für dieses Modell sowohl Masse als auch Eigenfrequenzen berechnet und ausgibt. Durch Parametervariation konnten so unterschiedliche Topologievarianten direkt miteinander verglichen werden.

Die Routine wurde als Interfacemethode im Programmsystem MATLAB mit den in Abbildung 9.1 dargestellten Ein- und Ausgabeparametern erstellt. Von dort aus erfolgt der Aufruf des externen FE-Programmsystems ANSYS, in welchem die eigentliche Erstellung des Strukturmodells und die Berechnung stattfindet.

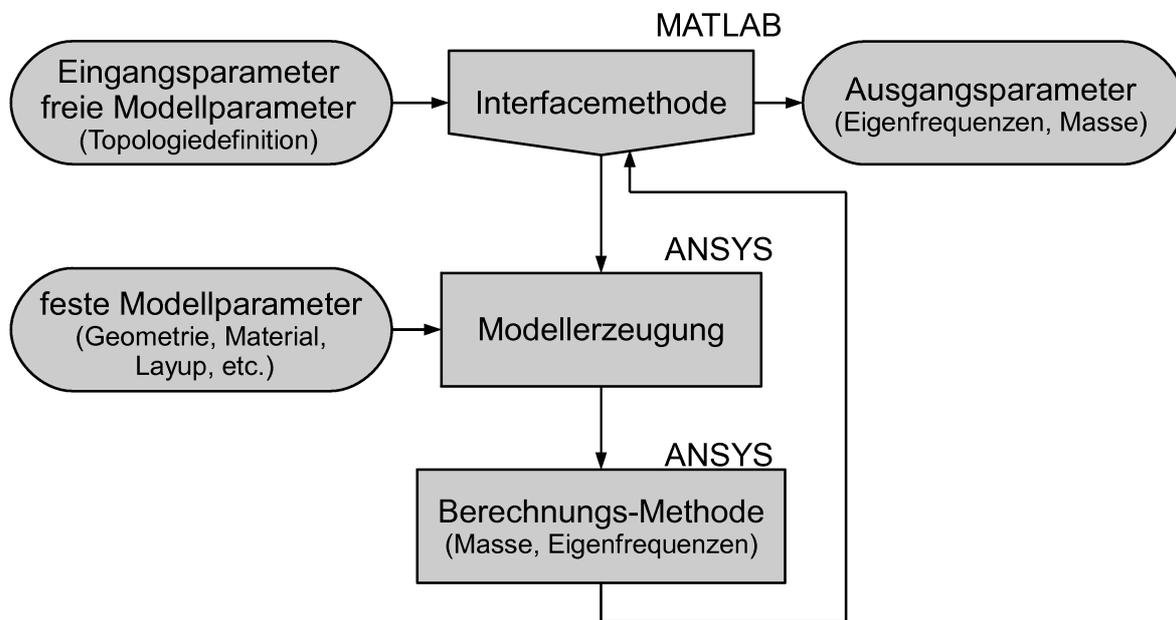


Abbildung 9.1: Modellmethode zum Vergleich von Eigenfrequenzen und Masse

Für die Parametervariation ist eine beliebige Anzahl der verfügbaren Modellparameter frei wählbar, so dass Variationen unterschiedlicher Parameterkombinationen leicht durchgeführt werden können. Außerdem kann ohne großen Mehraufwand eine Erweiterung um zusätzliche Berechnungsmethoden und deren Ein- und Ausgabeparameter erfolgen. Dies kann beispielsweise die Definition eines Thermallastfalls durch Gradienten (siehe Kapitel 4.7.2) und die Berechnung der resultierenden thermoelastischen Verformungen und des RMS-Werts sein.

Vorteil der Implementierung über eine Interfacemethode ist, dass die eigentliche Berechnungsmethode unabhängig vom FE-Programmsystem und FE-Modell direkt aus dem Programmsystem MATLAB angesprochen werden kann. So kann ebenfalls leicht eine Anbindung an die im Programmsystem MATLAB implementierten Routinen für parallel verteiltes Rechnen auf einem Rechencluster sowie an Optimierungsroutinen erfolgen, wie in den nächsten beiden Unterkapiteln beschrieben ist.

9.1 Parallele Berechnung von Parametervarianten auf einem Rechencluster

Für die Untersuchung einer großen Anzahl von Parametervarianten bietet sich der Einsatz einer Toolbox für die parallele Durchführung von Berechnungen auf einem Rechencluster an. Eine solche Toolbox wird beispielsweise mit der Parallel Computing Toolbox direkt im Programmsystem MATLAB [60] bereitgestellt. Eine weitere Alternative wurde im Rahmen einer Dissertation [61] zur Hilfe bei der Funktionsauswertung von Evolutionären Algorithmen speziell für das frei erhältliche Linux-Rechenclustersystem Open PBS [73] ebenfalls als MATLAB-Anwendung implementiert.

Wie in Abbildung 9.2 zu sehen, ist dazu das Aufstellen einer Matrix mit den Eingabeparametern aller Parametervarianten und das Bereitstellen einer auf den Knoten auszuführenden Berechnungsfunktion notwendig. Die in Kapitel 9 vorgestellte Modellmethode zur Berechnung von Masse und RMS kann hierfür ohne jegliche Änderung übernommen werden.

Aufgabe der Parallelisierungs-Toolbox ist es, über einen Jobverteiler alle notwendigen Dateien auf die Rechenknoten zu kopieren, die Berechnungsfunktion aufzurufen, dabei die Eingabeparameter der jeweiligen Variante zu übergeben, den Berechnungslauf zu überwachen und nach Abschluss der Berechnung die Ausgabeparameter aller Rechenläufe zu sammeln und diese als Matrix der Ausgabeparameter auszugeben.

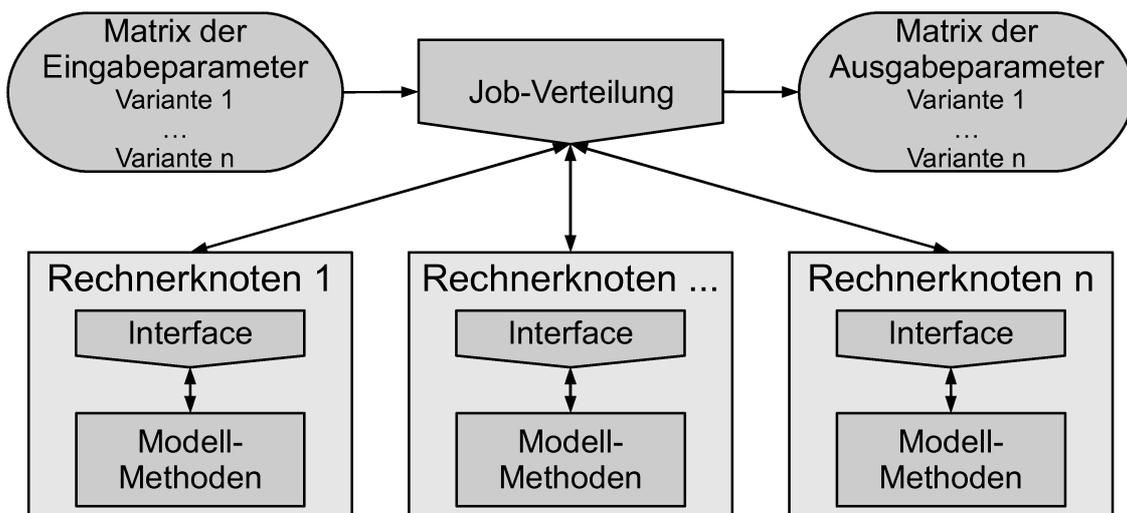


Abbildung 9.2: Parallelisierung von Parametervariationen

9.2 Topologieoptimierung

Neben der Möglichkeit zur parallelen Berechnung von Parametervariationen lässt sich die in Kapitel 9 beschriebene Berechnungsmethode ebenfalls als Zielfunktion innerhalb einer Optimierung mit evolutionären Algorithmen einsetzen. Hierfür sind neben den Optimierungszielen der Zielfunktion für alle Eingabeparameter obere und untere Grenzen sowie eventuelle Nebenbedingungen zu definieren.

Der Optimierungsalgorithmus generiert eine Matrix mit Eingabeparametern, jede einzelne Variante wird dabei als Individuum bezeichnet; die Gesamtheit aller Individuen stellt die zu untersuchende Population dar. Die Ausgabeparameter aller Individuen, Zielfunktionswerte oder auch „Fitness“ genannt, werden dabei mittels des in Kapitel 9.1 vorgestellten Verfahrens parallel berechnet.

Basierend auf der Fitness der einzelnen Individuen werden durch Variationen der Eingabeparameter, so genannte Rekombinationen und Mutationen, eine weitere Population von Individuen als nachfolgende Generation generiert und berechnet. Deren Fitness wird mit der vorigen Generation verglichen und wiederum zu einer nachfolgenden Generation variiert. Insgesamt werden so viele Generationen berechnet, bis die geforderten Optimierungsziele oder eine mögliche Abbruchbedingung erreicht sind. Das Zusammenspiel von Optimierungstoolbox, parallelem Jobverteiler und eigentlicher Modell-Berechnungsmethode ist in Abbildung 9.3 dargestellt.

Vorteil der evolutionären Algorithmen ist, dass keine Gradientenbildung der Zielfunktion an den Auswertestellen notwendig ist, wie es für viele andere Optimierungsverfahren der Fall ist. Daher ist eine direkte Nutzbarkeit der Modell-Berechnungsmethode als Zielfunktion gegeben.

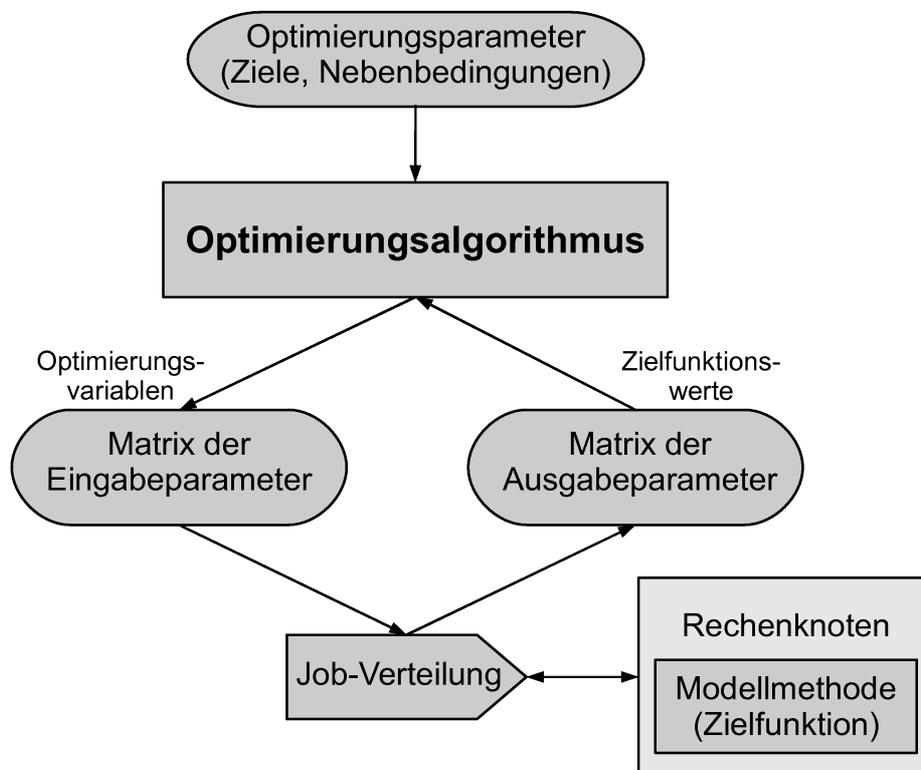


Abbildung 9.3: Anbindung an Optimierungsalgorithmus

9.3 Ergebnisse der durchgeführten Berechnungen

Im nachfolgenden Anwendungsbeispiel wurde eine parametrische Untersuchung der Reflektortopologie bezüglich Masse, Steifigkeit und Herstellbarkeit durchgeführt. Das Beispiel bezieht sich auf die in Kapitel 8.1.3 vorgestellten drei Topologievarianten.

Ziel des Anwendungsbeispiels ist, eine Auswahl des bestmöglich angepassten Designs für die nachfolgenden Untersuchungen zur thermoelastischen Stabilität zu treffen. Die wesentlichen Anforderungen sind dabei eine Gesamtmasse von maximal 2kg sowie die Mindestanforderung von 50Hz an die 1. Eigenfrequenz und eine möglichst einfache Herstellbarkeit der Versteifungsrippenstruktur.

9.3.1 Materialdaten und Lagenaufbau

Für die dünnwandigen TS-Konzepte wurde eine Auswahl und Bewertung verschiedener Kohlefaser- und Harztypen durchgeführt, um die beste Kombination bezüglich Steifigkeit, Thermalausdehnungskoeffizient, Herstellbarkeit und aller weiteren in den Kapiteln 1.4 und 4.3.1 erläuterten Kriterien auszuwählen. Hierzu wurden unter anderem verschiedene Kombinationen von Halbzeugen und Laminataufbauten mit Hilfe des integrierten Modells bezüglich resultierender Eigenfrequenzen und Thermalverformungen der Struktur verglichen und bewertet. Der Einfachheit halber soll in den nachfolgenden Beispielen jedoch nur die letztendlich gewählte und an dieser Stelle beschriebene Materialvariante herangezogen werden.

Tabelle 9.1: Materialdaten des verwendeten Prepregs

Materialdaten LTM123/M55J(6K)-70g/m²-35%RW – UD-Prepreg					
E_x [MPa]	340000	E_y [MPa]	7200	E_z [MPa]	7200
α_{Tx} [1/K]	$-1 \cdot 10^{-06}$	α_{Ty} [1/K]	$40 \cdot 10^{-06}$	α_{Tz} [1/K]	$40 \cdot 10^{-06}$
ν_{xy} [-]	0,29	ν_{yz} [-]	0,01	ν_{xz} [-]	0,29
G_{xy} [MPa]	3140	G_{yz} [MPa]	1133	G_{xz} [MPa]	3140
$\rho [\frac{t}{mm^3}]$	$1,6 \cdot 10^{-09}$	$c [\frac{Nmm}{K \cdot t}]$	$7,1 \cdot 10^{08}$		
$K_x [\frac{W}{K \cdot m}]$	155,64	$K_y [\frac{W}{K \cdot m}]$	4,0	$K_z [\frac{W}{K \cdot m}]$	4,0

Als Fasermaterial wurden M55J-Kohlefasern der Firma Toray ausgewählt. Diese bieten in Verbindung mit dem gewählten Harzsystem LTM123 der Firma Advanced Composites Group ACG [38] eine ausgezeichnete Dimensionsstabilität für den vorgesehenen quasiisotropen Laminataufbau und gute Verarbeitungsmöglichkeiten.

Die Wahl fiel auf das weltraumqualifizierte LTM-123 Harzsystem aufgrund der hohen Dimensionsstabilität. Diese resultiert aus der sehr niedrigen Feuchtigkeitsaufnahme ($\approx 0,2\%$) und einer niedrigen Aushärtetemperatur von 80°C . Dennoch sind durch einen Nachhärtezyklus bei 200°C außerhalb der Form Glasübergangstemperaturen bis zu 210°C möglich.

Als Halbzeug steht ein unidirektionales Prepreg mit einer Dicke von $0,067\text{mm}$ (ca. $0,064\text{mm}$ im ausgehärteten Zustand nach Abzug des Setzweges) bei einem Flächengewicht von 70g/m^2 (LTM123/M55J(6K)-70g/m²-35%RW) zur Verfügung, dessen Materialdaten für das Strukturmodell in Tabelle 9.1 aufgelistet sind.

Dies macht einen 8-lagigen quasiisotropen $[0\ 45\ -45\ 90]_s$ Laminataufbau mit einer Gesamtdicke von ca. $0,5\text{mm}$ und einem Flächengewicht von ca. 560g/m^2 möglich. Messungen zeigten dabei einen mittleren Thermalausdehnungskoeffizienten von

$-0,2 \cdot 10^{-6} \text{ 1/K}$ im Temperaturbereich von -150°C bis $+150^\circ\text{C}$ für dieses Laminat. Bei der Verarbeitung konnte mit minimalen Biegeradien von ca. 4mm ohne Faserbruch gearbeitet werden.

Als metallische Beschichtung wurde für die gesamte Struktur eine Aluminiumbeschichtung durch physikalische Gasphasenabscheidung (physical vapor deposition – PVD) ausgewählt. Die eigentliche Aluminiumschicht wird auf ein Nickelsubstrat, welches für eine gute Verbindung zwischen CFK-Laminat und Aluminium sorgt, aufgebracht und durch eine abschließende Plasil-Schutzschicht (SiO) versiegelt. Die Materialdaten der Beschichtung sind in Tabelle 9.2 aufgelistet, die nominelle Schichtdicke beträgt $0,75\mu\text{m}$.

Tabelle 9.2: Materialdaten der Aluminiumbeschichtung

Materialdaten Aluminium-Beschichtung					
E [MPa]	72000	ν [-]	0,3	α_T [1/K]	$23,8 \cdot 10^{-06}$
ρ [$\frac{\text{t}}{\text{mm}^3}$]	$2,7 \cdot 10^{-09}$	c [$\frac{\text{Nmm}}{\text{K}\cdot\text{t}}$]	$8,96 \cdot 10^{08}$	K [$\frac{\text{W}}{\text{K}\cdot\text{m}}$]	220

Für den Lagenaufbau von reflektierender Oberfläche und Versteifungsrippen ergibt sich somit folgendes Schema:

Tabelle 9.3: Lagenaufbau

Schicht	Winkel [°]	Dicke [mm]
Beschichtung	0 (isotrop)	0,00075
CFK	0	0,064
CFK	45	0,064
CFK	-45	0,064
CFK	90	0,064
CFK	90	0,064
CFK	-45	0,064
CFK	45	0,064
CFK	0	0,064
Beschichtung	0 (isotrop)	0,00075

9.3.2 Parametervariation Versteifungshöhe

Als erstes wurde der Einfluss der Rippenhöhe auf 1. Eigenfrequenz und Masse der drei Modellvarianten untersucht, um für die anschließende Variation der Rippenradien einen Richtwert einer sinnvollen Rippenhöhe zu haben. Die Größe des zentralen Sechsecks wurde über dessen Umkreisradius R1 so gewählt, dass der Inkreisradius des Sechsecks einem Drittel des Aperturdurchmessers entspricht. Für Variante 2 und 3 ergibt sich daraus die vollständige Topologie. Für Variante 1 werden durch den Parameter R2 die an das zentrale Sechseck anschließenden Fünfecke als regelmäßige Fünfecke mit gleichlangen Seiten definiert.

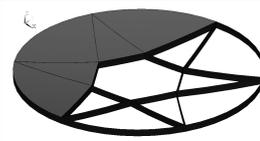
In Tabelle 9.4 sind die berechneten Massen und Eigenfrequenzen der untersuchten Modelle in Abhängigkeit der Rippenhöhe für alle 3 Varianten aufgeführt.

Variante 1 weist eine leichte Steigerung der Eigenfrequenz von 11,6Hz bei 10mm Rippenhöhe auf 16,7Hz zwischen 50mm und 70mm Rippenhöhe auf. Bei 100mm Rippenhöhe ist ein minimaler Abfall auf 16,6Hz zu erkennen. Offensichtlich hat eine Steigerung der Rippenhöhe über 50mm keinen zusätzlichen Versteifungseffekt, sondern erhöht lediglich die Gesamtmasse des Reflektors. Diese liegt dabei zwischen 1100g für 10mm und 1860g für 100mm Rippenhöhe.

Ein ähnliches Verhalten findet sich bei Variante 2, für die eine Steigerung der Eigenfrequenz von 10,2Hz bei 10mm auf 12,4Hz bei 20mm festzustellen ist. Mit weiter zunehmender Rippenhöhe ist ein leichter Abfall infolge der steigenden Masse erkennbar. Eine Steigerung der Rippenhöhe hat hier ebenfalls keinen weiteren Effekt auf die Steifigkeit der Struktur. Die Masse liegt zwischen 1050g bei 10mm Rippenhöhe und 1600g für 100mm Rippenhöhe und ist damit etwas leichter als Variante 1.

Für Variante 3 ist ein deutlicher Anstieg der Eigenfrequenzen von 15,6Hz bei 10mm Rippenhöhe auf 91,2Hz bei 60mm Rippenhöhe erkennbar. Bei weiterer Steigerung der Rippenhöhe sinkt die 1. Eigenfrequenz auf 80Hz bei 70mm und 59Hz bei 100mm Rippenhöhe, was wiederum durch den erhöhten Massenanteil erklärbar ist. Die Masse der Variante 3 liegt ungefähr gleich mit Variante 1 bei 1100g für 10mm Rippenhöhe und 1850g für 100mm Rippenhöhe.

Tabelle 9.4: Einfluss der Rippenhöhe

				
h		Variante 1	Variante 2	Variante 3
10mm	1. Eigenfrequenz	11,6 Hz	10,2 Hz	15,6 Hz
	Gesamtmasse	1099 g	1052 g	1097 g
20mm	1. Eigenfrequenz	15,4 Hz	12,4 Hz	33,3 Hz
	Gesamtmasse	1183 g	1112 g	1180 g
30mm	1. Eigenfrequenz	16,3 Hz	12,2 Hz	51,7 Hz
	Gesamtmasse	1267 g	1173 g	1264 g
40mm	1. Eigenfrequenz	16,6 Hz	12,1 Hz	68,7 Hz
	Gesamtmasse	1351 g	1233 g	1347 g
50mm	1. Eigenfrequenz	16,7 Hz	11,8 Hz	82,6 Hz
	Gesamtmasse	1435 g	1294 g	1430 g
60mm	1. Eigenfrequenz	16,7 Hz	11,5 Hz	91,2 Hz
	Gesamtmasse	1519 g	1354 g	1513 g
70mm	1. Eigenfrequenz	16,7 Hz	11,1 Hz	88,7 Hz
	Gesamtmasse	1604 g	1415 g	1597 g
100mm	1. Eigenfrequenz	16,6 Hz	10,1 Hz	59,1 Hz
	Gesamtmasse	1856 g	1596 g	1846 g

9.3.3 Variation der Radienparameter

Durch Vergleich der einzelnen Topologievarianten mit unterschiedlichen Radienparametern R1 und R2 bei gleicher Versteifungshöhe sollen Basistopologien festgelegt werden. Diese sollen in einem nächsten Schritt durch weitere Parameterstudien näher untersucht werden. Um die Herstellbarkeit der Strukturen zu wahren, wurde der Parameterbereich der Eingabeparameter R1 und R2 auf den Bereich zwischen

50mm und 500mm beschränkt. Die Rippenhöhe für alle Topologien wurde aufgrund der vorangegangenen Betrachtungen auf 35mm festgelegt.

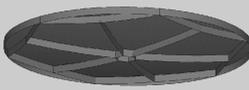
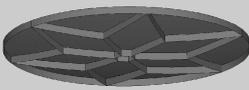
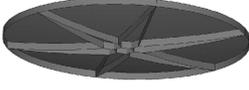
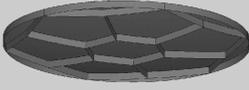
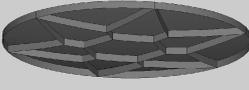
Die Auswahl der Basistopologien erfolgt wiederum hauptsächlich anhand der Eigenfrequenzen der Modelle. Es zeigte sich, dass die Massenunterschiede innerhalb der einzelnen Varianten sehr gering und daher vorerst nicht ausschlaggebend sind.

9.3.3.1 Variante 1

Unter allen betrachteten Topologien weisen zwei der untersuchten Topologien, im Folgenden Basistopologie 1 und 2 genannt, erhöhte Eigenfrequenzen, jedoch weit unterhalb der geforderten 50Hz, auf.

Beide zeichnen sich dadurch aus, dass die Radien R1 und R2 nahe beieinander liegen und Basistopologie 1 die kleinstmöglichen Radienwerte, Basistopologie 2 dagegen die größtmöglichen Radienwerte vorweist. Es handelt sich in beiden Fällen also um Randwerte.

Tabelle 9.5: Ergebnisse Variante 1

Parameter	1. Eigenfrequenz	Gesamtmasse	Grafik
R1 = 50mm R2 = 500mm	17,8 Hz	1319 g	
R1 = 50mm R2 = 300mm	20,1 Hz	1302 g	
Basistopologie 1			
R1 = 50mm R2 = 100mm	25,2 Hz	1321 g	
R1 = 200mm R2 = 500mm	16,0 Hz	1315 g	
R1 = 200mm R2 = 300mm	21,7 Hz	1301 g	
Basistopologie 2			
R1 = 400mm R2 = 500mm	23,1 Hz	1315 g	

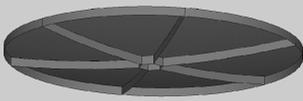
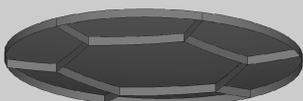
Die als Basistopologie 1 ausgewählte Variante mit einer Eigenfrequenz von 25,2Hz und einer Masse von 1321g liegt dabei mit den Radien R1=50mm und R2=100mm am unteren Ende des Parameterbereichs. Basistopologie 2 dagegen besitzt eine etwas kleinere Eigenfrequenz von 23,1Hz, eine Masse von 1315g und liegt mit den Radien R1=400mm und R2=500mm am oberen Ende des Parameterbereichs.

9.3.3.2 Variante 2

Variante 2 weist durchgehend nahezu 50% niedrigere Eigenfrequenzen als Variante 1 bei gerade 100g geringerer Masse auf. Die höchste durch die Parametervari-

ation erreichte Eigenfrequenz liegt bei 17,4Hz. Diese wurde für den minimalen Radius $R_1=50\text{mm}$ erreicht. Eine weitere Untersuchung von Variante 2 kommt an dieser Stelle daher nicht in Betracht.

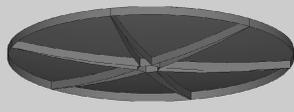
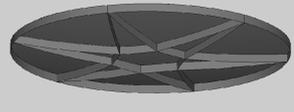
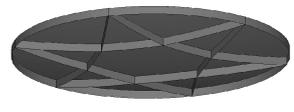
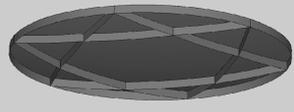
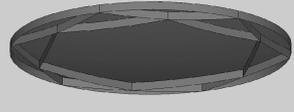
Tabelle 9.6: Ergebnisse Variante 2

Parameter	1. Eigenfrequenz	Gesamtmasse	Grafik
$R_1 = 50\text{mm}$	17,4 Hz	1204 g	
$R_1 = 163\text{mm}$	14,8 Hz	1204 g	
$R_1 = 275\text{mm}$	12,2 Hz	1203 g	
$R_1 = 388\text{mm}$	14,9 Hz	1203 g	
$R_1 = 500\text{mm}$	14,7 Hz	1203 g	

9.3.3.3 Variante 3

Im Vergleich zu Variante 1 weist die Variante 3 durchgehend nahezu doppelte Eigenfrequenzen bei ungefähr gleicher Masse auf. Das Maximum der erreichten Eigenfrequenzen liegt bei 61,7Hz bei einem Radius $R_1=275\text{mm}$. Die Strukturmasse beträgt dabei 1302g. Die Eigenfrequenzen fallen mit zunehmendem Radius wieder ab, es muss sich bei Basistopologie 3 also um ein Maximum handeln.

Tabelle 9.7: Ergebnisse Variante 3

Parameter	1. Eigenfrequenz	Gesamtmasse	Grafik
R1 = 50mm	37,2 Hz	1331 g	
R1 = 163mm	56,1 Hz	1312 g	
Basistopologie 3			
R1 = 275mm	61,7 Hz	1302 g	
R1 = 388mm	60,3 Hz	1301 g	
R1 = 500mm	50,3 Hz	1315 g	

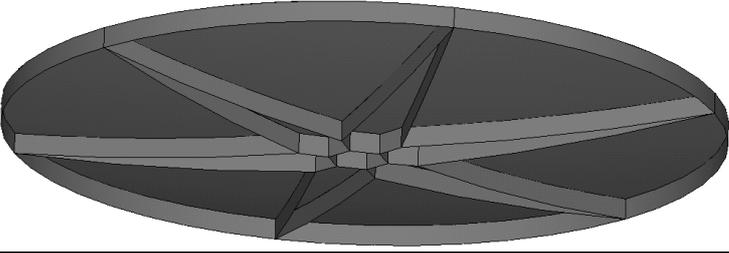
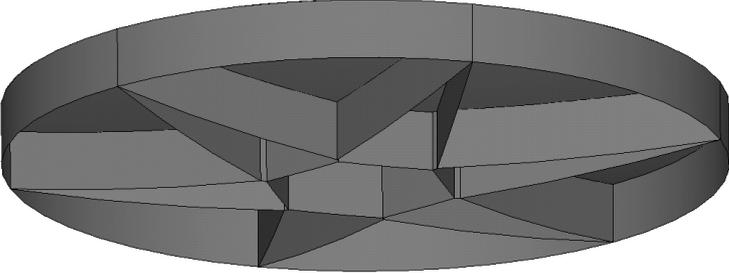
9.3.4 Parameteroptimierung der Basistopologien

Alle 3 Basistopologien wurden durch ausführliche Parameterstudien bezüglich ihrer Steifigkeit und Masse weiter untersucht. Da die beiden Basistopologien 1 und 2 im Vergleich der Eigenfrequenzen dabei weiterhin wesentlich schlechter als Basistopologie 3 abschnitten, soll an dieser Stelle nur kurz auf die erzielten Ergebnisse beider optimierter Basistopologien eingegangen werden. Der Schwerpunkt der weiteren Untersuchungen wird danach auf die Optimierung der Basistopologie 3 und die Selektion eines endgültigen Parametersatzes für die Topologie der Versteifungsrippen des Modells gelegt.

9.3.4.1 Optimierte Parameter der Basistopologie 1

Unter Vorgabe einer minimalen Distanz von 10mm zwischen den Radien R1 und R2 konnte die 1. Eigenfrequenz im Vergleich zur Ausgangstopologie um ca. 40% auf 35,4Hz gesteigert werden. Hierzu wurden der Radius R1 auf 160mm, der Radius R2 auf 170mm und die Rippenhöhe auf 90mm gesetzt, was eine Massenzunahme von 400g zur Folge hat.

Tabelle 9.8: Basistopologie 1 nach Parameteroptimierung

Basistopologie 1	
R1 = 50 mm R2 = 100 mm h = 35 mm f = 25,2 Hz m = 1321 g	
optimierte Basistopologie 1	
R1 = 160 mm R2 = 170 mm h = 90 mm f = 35,4 Hz m = 1777 g	

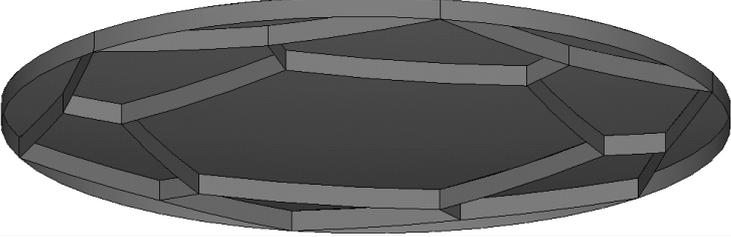
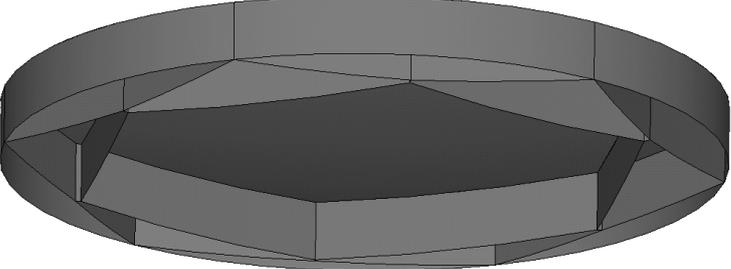
Es zeigt sich der Trend, dass die Struktur sich umso steifer verhält, je kürzer die an die Grundseiten des Sechsecks anschließenden Fünfeckseiten gewählt werden. Diese Länge wird durch die Differenz der Radien R1 und R2 dargestellt. Beide Radien nähern sich daher soweit wie möglich aneinander an, was geometrisch zur Folge hat, dass durch die immer kürzer werdenden Seiten die Fünfecke in Dreiecke übergehen. Dies entspricht jedoch genau der Konfiguration von Variante 3, weshalb eine weitere Betrachtung von Basistopologie 1 nicht in Frage kommt.

9.3.4.2 Optimierte Parameter der Basistopologie 2

Bei ausführlicher Betrachtung der Basistopologie 2 sind zwei Trends erkennbar. Wie für Basistopologie 1 treten auch hier die höchsten Steifigkeiten unter der minimal vorgegebenen Radiendifferenz von 10mm auf. Weiterhin tendieren beide Radien R1 und R2 zum vorgegebenen Maximalwert von 500mm, wodurch die Größe des zentralen Sechsecks maximiert wird.

Die maximal erreichte Eigenfrequenz von 32,5Hz bei einer Masse von 1871g ergibt sich somit für die Radien R1=490mm und R2=500mm und eine Rippenhöhe von h=100mm. Als Grenzbetrachtung für eine weitere Vergrößerung beider Radien würde sich aus Umfangssteife, Außenkanten des Sechsecks und den Kanten der Fünfecke eine einzige torsionssteife Umfangsrippe ergeben. Vom Tragverhalten her entspricht dies einer Einspannung der reflektierenden Oberfläche an deren äußerem Rand.

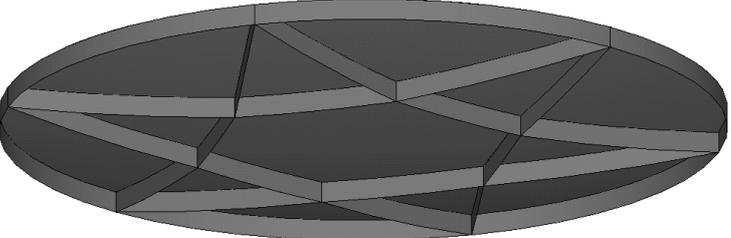
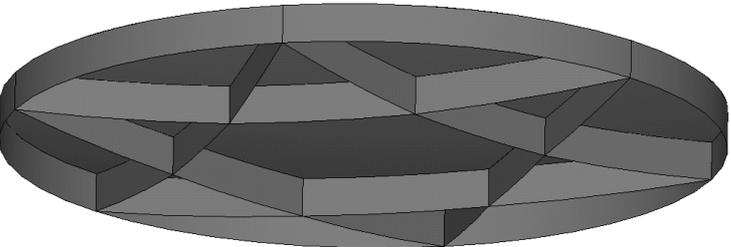
Tabelle 9.9: Basistopologie 2 nach Parameteroptimierung

Basistopologie 2	
R1 = 400 mm R2 = 500 mm h = 35 mm f = 23,1 Hz m = 1315 g	
optimierte Basistopologie 2	
R1 = 490 mm R2 = 500 mm h = 100 mm f = 32,5 Hz m = 1871 g	

9.3.4.3 Optimierte Parameter der Basistopologie 3

Diese Basistopologie zeichnet sich durch eine 1. Eigenfrequenz über dem geforderten Minimum von 50Hz aus. Durch weitere Parametervariation in kleinen Schritten um die gewählte Basistopologie wurde als optimales Design ein Radius R1 von 310mm bei einer Rippenhöhe von h=65mm ermittelt. Die resultierende Eigenfrequenz beträgt dafür 96,4Hz bei einer Masse von 1574g.

Tabelle 9.10: Basistopologie 3 nach Parameteroptimierung

Basistopologie 3	
R1 = 275 mm h = 35 mm f = 61,7 Hz m = 1302 g	
optimierte Basistopologie 3	
R1 = 310 mm h = 65 mm f = 96,4 Hz m = 1574 g	

Da dieses Design den geforderten Wert der Eigenfrequenz von 50Hz bei weitem übersteigt, bietet sich an dieser Stelle an, auf den Aspekt der Herstellung der Struktur einzugehen. In den nachfolgenden Kapiteln sollen daher mehrere Maßnahmen, die die Herstellung des Reflektors wesentlich vereinfachen, bezüglich ihres Einflusses auf Eigenfrequenzen und Masse untersucht werden.

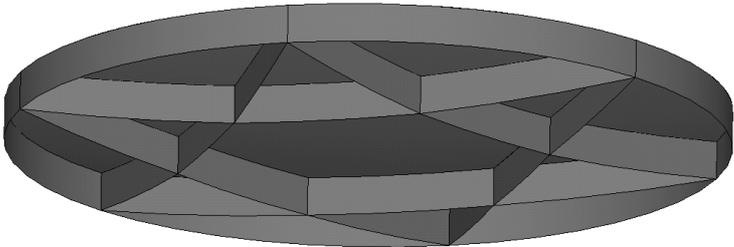
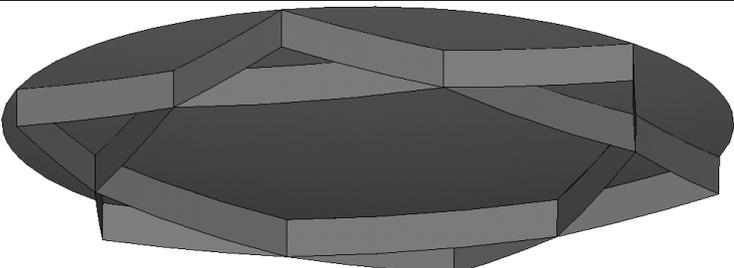
9.3.5 Betrachtungen zu einer verbesserten Herstellbarkeit der Versteifungsstruktur von Basistopologie 3

Für die Herstellung der Versteifungsstruktur der Thin-Shell Variante fällt als kritischer Punkt die Verbindung und Kreuzung der einzelnen Steifen unter verschiedenen Winkeln auf. Daher soll versucht werden, durch Modifikationen des Designs der optimierten Basistopologie 3 eine möglichst einfache Herstellungsmethode realisieren zu können.

9.3.5.1 Einfluss der Umfangssteife

Als erste Maßnahme soll der Einfluss der äußeren Umfangssteife auf die Steifigkeit untersucht werden. Durch einen Wegfall der elliptischen Umfangssteife entfällt sowohl deren Herstellung als auch die Verklebung mit der reflektierenden Oberfläche und den übrigen Rippen. Die Umsetzung dieser Maßnahme im parametrischen Modell durch einen Variantenparameter wurde bereits in Kapitel 8.1.5 erläutert.

Tabelle 9.11: Modell ohne Umfangssteife

Ausgangsmodell - optimierte Basistopologie 3	
R1 = 310 mm h = 65 mm f = 96,4 Hz m = 1574 g	
Modell ohne Umfangssteife	
R1 = 430 mm h = 65 mm f = 92,7 Hz m = 1353 g	

Das in Tabelle 9.11(unten) zu sehende Modell wurde durch Parametervariation von R1 und h als Optimum des Modells ohne Umfangssteife generiert; der Radius R1 wurde hierbei auf 430mm vergrößert, die optimale Rippenhöhe h beträgt weiterhin 65mm. Die gesamte Rippenstruktur verschiebt sich somit nach außen und kompensiert den Steifigkeitsverlust durch die weggefallene Umfangsrippe. Diese Maßnahme hat im Vergleich zum Ausgangsmodell einen minimalen Abfall der 1. Eigenfrequenz von 96,4 auf 92,7Hz zur Folge. Im positiven Sinn wurde das Gesamtgewicht um circa 200g auf 1353g reduziert.

9.3.5.2 Sonderfall Hexagramm

Wie in Kapitel 8.1.3.3 bereits beschrieben, ergibt sich ein interessanter Sonderfall für die Wahl des Umkreisradius R1 nach Formel (8-2) zu

$$(8-2) \quad R1 = \frac{AR}{\sqrt{3}}$$

Daraus entsteht für die Rippenanordnung die Form eines Hexagramms. Die Herstellung kann folglich durch lediglich sechs ebene Rippen, von denen sich jeweils zwei in einem der Eckpunkte des zentralen Sechsecks kreuzen, realisiert werden. Der Kreuzungspunkt kann dabei beispielsweise durch eine Schlitzung mit seitlichen Klebelaschen, wie in Abbildung 9.4 zu sehen ist, konstruiert werden.

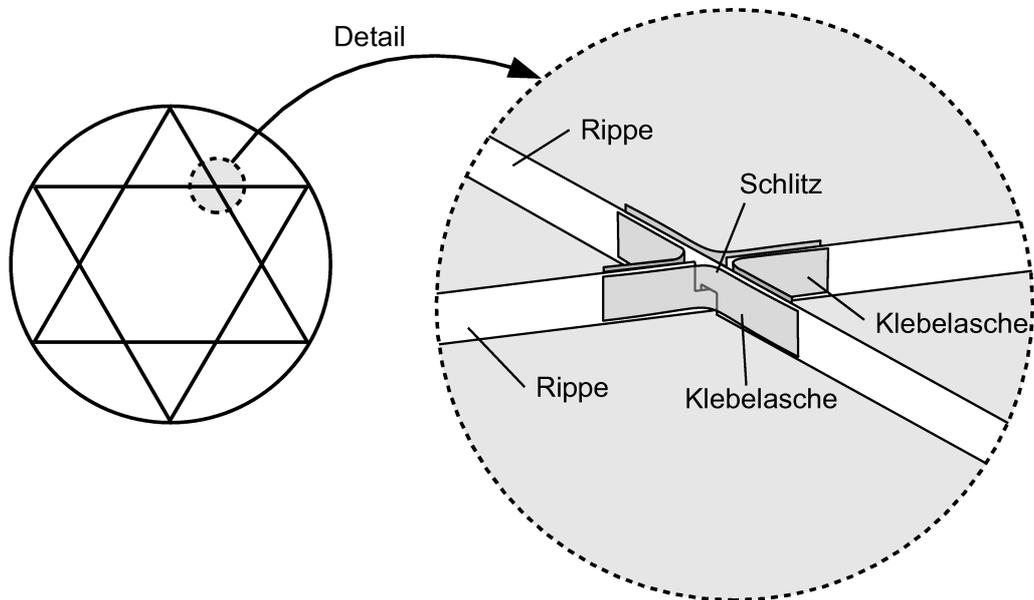
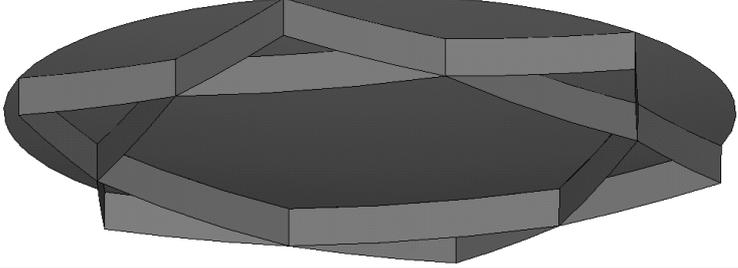
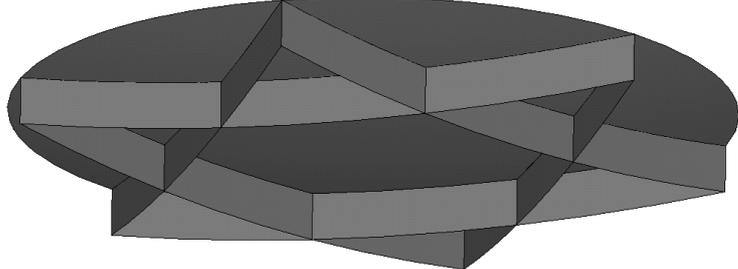


Abbildung 9.4: Konstruktion Kreuzungspunkt der Rippen

In Tabelle 9.12(unten) sind wiederum die Ergebnisse der Topologie der Hexagramm-Variante mit der hierfür ermittelten optimalen Rippenhöhe von $h=80\text{mm}$ dargestellt. Um die Hexagrammform realisieren zu können, musste von der optimalen Sechseckgröße mit $R_1=430\text{mm}$, in Tabelle 9.12(oben) dargestellt, abgewichen werden. Dies hat unmittelbar einen Abfall der Eigenfrequenz von $92,7$ auf ca. 74Hz zur Folge. Selbst mit der hierfür optimalen Rippenhöhe von $h=80\text{mm}$ kann für diese Variante eine maximale Eigenfrequenz von nur noch $76,2\text{Hz}$ erreicht werden.

Tabelle 9.12: Ergebnisse Hexagrammform

Modell ohne Umfangssteife	
R1 = 430 mm h = 65 mm f = 92,7 Hz m = 1353 g	
Hexagramm	
R1 = 342 mm h = 80 mm f = 76,2 Hz m = 1422 g	

Die einzelnen Schritte der durchgeführten Parametervariation für die Rippenhöhe h sind in Tabelle 9.13 aufgelistet. Der Tabelle ist zu entnehmen, dass zur Massenreduktion auch kleinere Rippenhöhen bis 40mm möglich sind, um die geforderte minimale Eigenfrequenz von 50Hz zu erreichen.

Tabelle 9.13: Variation der Rippenhöhe h für Hexagrammform

h [mm]	30	40	50	60	70	80	90
f [Hz]	46,9	59,9	67,9	72,5	75,0	76,2	70,7

9.3.5.3 Verbindung der Rippenendpunkte

Wie in Abbildung 9.5 zu erkennen ist, sollen als nächster Schritt die Steifen nur noch in den Kreuzungspunkten, nicht jedoch in den Endpunkten am Außenrand des Reflektors, miteinander verbunden werden. Dadurch vereinfacht sich die Herstellung der Stützstruktur erheblich, da lediglich sechs von den in Abbildung 9.4 dargestellten Kreuzungspunkten zu konstruieren sind.

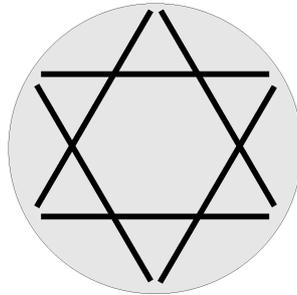


Abbildung 9.5: Rippenenden ohne Verbindung

Die Implementierung dieser konstruktiven Maßnahme in die Methode zur Geometrieerzeugung erfolgte durch nachträgliches Einbauen einer Modellvariante, welche die gemeinsame Verbindungslinie beider Rippenflächen in zwei getrennte Linien überführt, die Verbindung zwischen den Rippenflächen somit auflöst.

Wiederum wurde eine Parametervariation der Rippenhöhe h durchgeführt, deren Ergebnisse für die 1. Eigenfrequenz der Struktur in Tabelle 9.14 zu finden sind.

Tabelle 9.14: Parametervariation der Rippenhöhe h ohne Endpunktverbindung

h [mm]	30	40	50	60	70	80	90
f [Hz]	46,8	59,8	67,8	72,2	73,9	63,5	52,4

Durch die Trennung der Rippenverbindung ist lediglich ein kleiner Abfall der Eigenfrequenzen festzustellen. Dies liegt daran, dass jeweils 2 parallele Steifen die reflektierende Oberfläche senkrecht zur Schnittebene der Rippen, in Abbildung 9.6 dargestellt durch eine gestrichelte Linie, stützen. Die Verbindung der Rippen in den Eckpunkten hat demgegenüber kaum Einfluss auf die globale Steifigkeit.

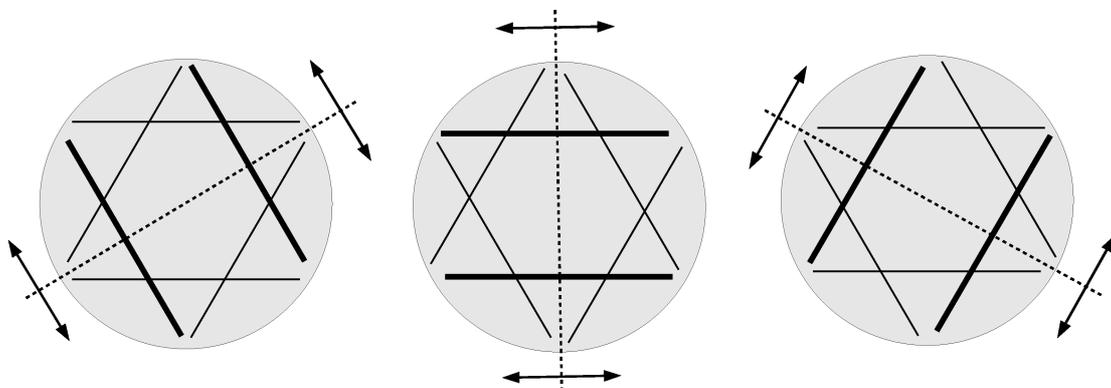
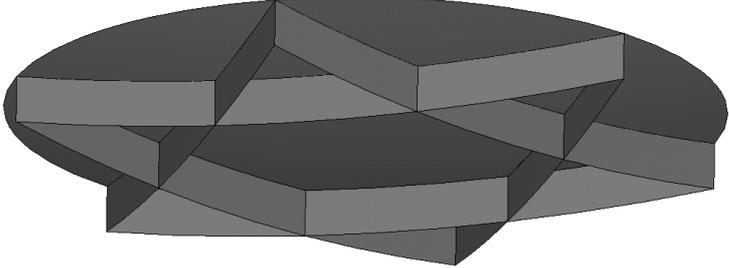
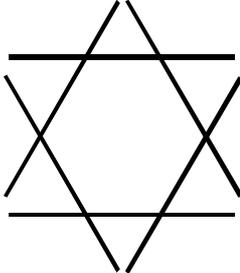


Abbildung 9.6: Haupttragrichtung der Rippen

Tabelle 9.15: Rippenverbindung Ergebnisse

Hexagramm	
R1 = 342 mm h = 80 mm f = 76,2 Hz m = 1422 g	
Hexagramm ohne Rippenverbindung	
R1 = 342 mm h = 50 mm f = 67,8 Hz m = 1269 g	

Die in Tabelle 9.15 gezeigte Topologievariante ist somit das Endergebnis der Topologieselection und soll in den weiteren Kapiteln der Anwendungsbeispiele bezüglich ihrer thermoelastischen Verformungen untersucht werden.

10 Anwendungsbeispiel – Berechnung von Temperaturfeldern und thermoelastischen Verformungen im geostationären Erdorbit

Als Anwendungsbeispiel für die in Kapitel 4.7.4 vorgestellte Methode zur vereinfachten Strahlungsanalyse sollen für das Modell des HSASS-Reflektors die resultierenden Temperaturverteilungen und thermoelastischen Verformungen infolge Sonneneinstrahlung im geostationären Erdorbit ermittelt werden.

Die Berechnung erfolgt über einen vollen Orbit an jeweils 36 Positionen, beginnend bei 10° bis 360° , mit einem Inkrementwinkel von 10° . Die 360° -Position entspricht gleichzeitig der 0° -Position. Der Orbitwinkel definiert den Einfallswinkel der Sonne in der x-z-Ebene des Satellitenkoordinatensystems, in dessen Zentrum sich der Reflektor befindet; es wird also eine Drehung der Sonne um den Reflektor modelliert. Satellit, Erde und Sonne befinden sich immer in einer Ebene, wobei die Erde stets in der 0° -Richtung des Koordinatensystems liegt. Eine graphische Darstellung der Verhältnisse ist in Abbildung 10.1 zu sehen.

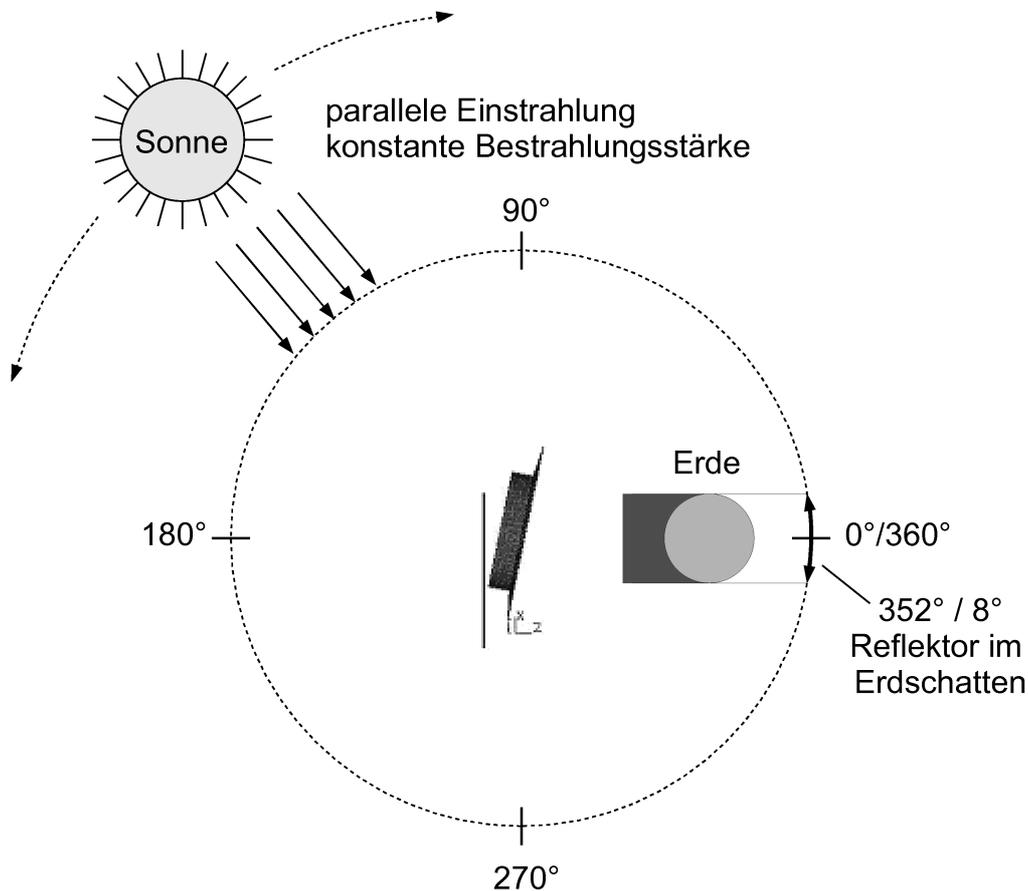


Abbildung 10.1: Definition des Einfallswinkels der Sonne

Der Kernschatten der Erde hat für diesen Orbit eine Sektorgröße von 16° und wird als eine Blockierung der Sonneneinstrahlung zwischen den Winkelpositionen 352° bis 8° angenommen.

10.1 Ablauf

Zuerst sollen an dieser Stelle der Ablauf, welcher im nachfolgenden Schema abgebildet ist, und die Umsetzung der einzelnen Arbeitsschritte im FE-Programmsystem ANSYS erläutert werden.

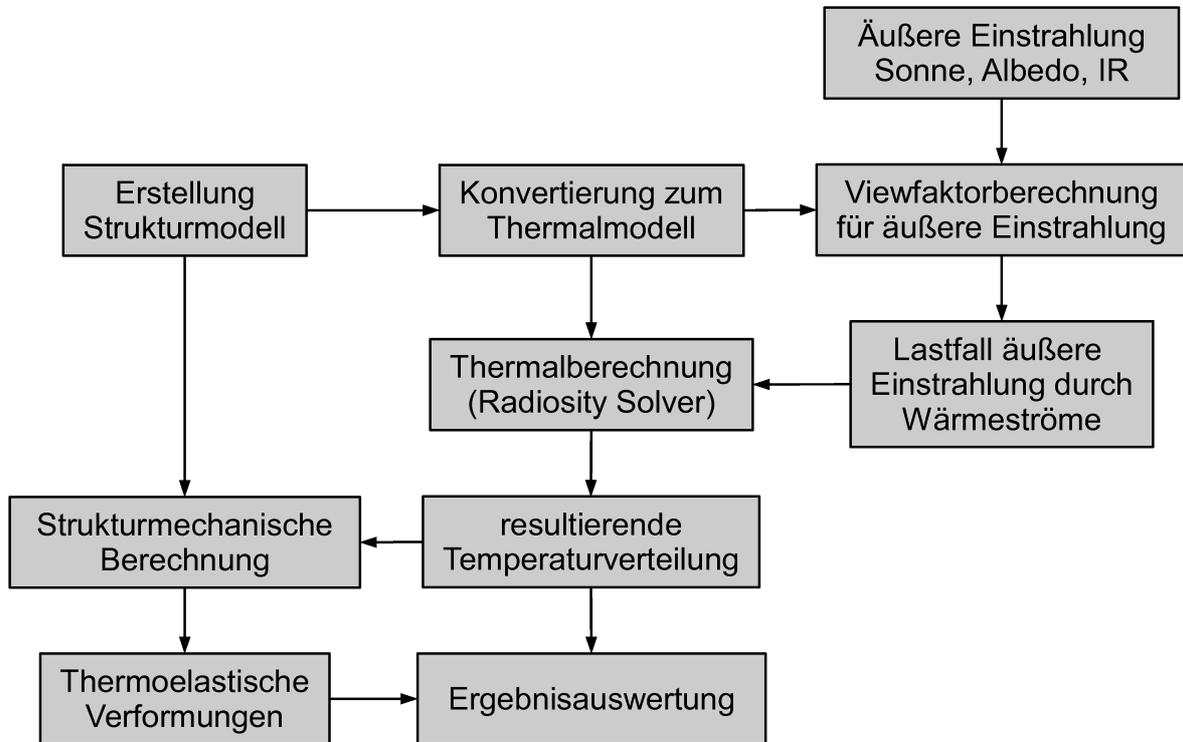


Abbildung 10.2: Ablaufdiagramm Orbitsimulation

10.1.1 Erstellung des Strukturmodells

Als erster Schritt wird das vollständige FE-Modell der Struktur erstellt. Darin müssen ebenfalls alle Teile der Satellitenstruktur, die den Reflektor abschatten können, enthalten sein.

Für den vorliegenden Fall wird das Reflektormodell durch die in Kapitel 8.1 beschriebene Geometrieerstellungsmethode mit den in Tabelle 9.15 dargestellten Topologieparametern erstellt und gespeichert. Eine vollständige Modellierung der Satellitenstruktur ist nicht notwendig, da nur das Earthdeck einen Teil der Reflektorrückseite verdeckt und somit abschatten kann. Dieses wird daher vereinfacht durch eine ebene Fläche parallel zur fokalen Ebene des Reflektors modelliert.

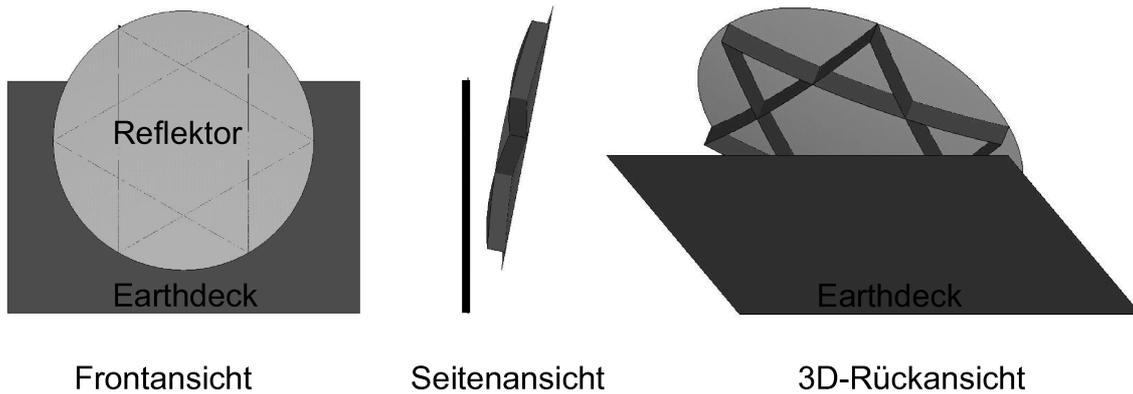


Abbildung 10.3: Reflektor mit Earthdeck

10.1.2 Konvertierung des Strukturmodells in ein Thermalmodell

Alle Strukturelemente des Modells werden durch Thermalelemente ersetzt und das entstandene Thermalmodell separat gespeichert. Die vorliegende Modellierung beschränkt sich dabei auf Schalenelemente, da die einfallende Strahlungsleistung, welche in Form von Wärmeströmen aufgebracht werden muss, für Linienelemente nicht mit vertretbarem Aufwand berechenbar ist. Die bestehende Vernetzung der finiten Elemente wird bei der Konvertierung übernommen, lediglich die strukturemechanischen Freiheitsgrade werden durch thermale Freiheitsgrade ersetzt. Zusätzlich werden als thermische Randbedingungen die Umgebungstemperatur im Weltraum auf -269°C sowie die Temperatur des Earthdecks auf 20°C festgelegt.

Bei den verwendeten Thermalelementen handelt es sich um geschichtete Thermalelemente vom Typ Shell132 [71], denen in gleicher Weise wie den geschichteten Strukturelementen ein individueller Lagenaufbau zugewiesen werden kann. Diese Elemente berücksichtigen ebenfalls eine thermische Leitfähigkeit in Dickenrichtung, sind daher auch für die Modellierung von Sandwichstrukturen geeignet.

Dabei ist zu beachten, dass im Element neben der Knotentemperatur auch die Temperaturen an Ober- und Unterseite der Elementfläche sowie der Mittelpunkte jeder einzelnen Lage als Knotenfreiheitsgrade definiert sind. Probleme mit der Zuordnung der Knotenfreiheitsgrade können daher auftreten, wenn Elemente mit unterschiedlicher Lagenanzahl an einem Knoten zusammentreffen, Dickensprünge im Laminat realisiert werden sollen oder Elemente aus unterschiedlichen Raumebenen in einem Knoten aufeinandertreffen.

Für dünnwandige Strukturen ist eine fehlerhafte Zuordnung der Knotenfreiheitsgrade noch unproblematisch, da die Temperaturunterschiede zwischen Ober- und Unterseite des Elements relativ klein sind, weshalb nur mit sehr geringen lokalen Fehlern der Temperaturverteilung zu rechnen ist.

Für Sandwichstrukturen mit großen Thermalgradienten in Dickenrichtung sollte eine richtige Zuordnung der Knotenfreiheitsgrade an Dickensprünge oder Knotenpunkten mehrerer Elementebenen durch Kopplung von Freiheitsgraden und Nebenbedingungsgleichungen (Constraint-Equations) erfolgen.

10.1.3 Berechnung der Viewfaktoren der äußeren Einstrahlungen

Die Einstrahlung der Sonne, der Albedo und der IR-Festkörperstrahlung der Erde müssen für diese Berechnung als Wärmestrom aufgebracht werden. Hierzu sind die

Viewfaktoren, der Anteil der auf die Elemente einfallenden Strahlung unter Berücksichtigung des Einfallswinkels, zu berechnen. Eine Erleichterung hierfür ist, dass alle Einstrahlungen als parallel einfallend mit konstanter Bestrahlungsstärke angenommen werden. Durch diese Annahmen entfällt die Abhängigkeit der Viewfaktoren von der Flächengröße, Flächennormale und Entfernung der Strahlungsquelle, so dass diese lediglich von der Flächenrichtung der Empfangsflächen sowie der Sichtbarkeit zwischen Strahler und Empfangsfläche abhängen.

Die Berechnung der Viewfaktoren muss für jede Elementvorder- und Elementrückseite für jede Orbitposition erfolgen. Die Berechnung wird dabei in 2 Schritten durchgeführt, indem zuerst die Viewfaktoren ohne Berücksichtigung der Sichtbarkeit berechnet werden. Im 2. Schritt wird die Sichtbarkeit der Elemente überprüft und bei verdeckter Sicht der entsprechende Viewfaktor zu Null gesetzt.

10.1.3.1 Viewfaktoren ohne Berücksichtigung der Sichtbarkeit

Der Viewfaktor berechnet sich unter den Annahmen einer parallelen Einstrahlung, einer konstanten Bestrahlungsstärke und unter Vernachlässigung der Sichtbarkeit für ein Element e zu:

Tabelle 10.1: Viewfaktoren für parallele Einstrahlung konstanter Stärke

Winkelbereich	Vorderseite	Rückseite
$\varphi_e > 90^\circ$	$V_{eV} = -\cos \varphi_e$	$V_{eR} = 0$
$\varphi_e = 90^\circ$	$V_{eV} = 0$	$V_{eR} = 0$
$\varphi_e < 90^\circ$	$V_{eV} = 0$	$V_{eR} = \cos \varphi_e$

Der Winkel φ_e (10-1) zwischen Flächennormale des Elements und Richtung der einfallenden Strahlung berechnet sich dabei aus dem Skalarprodukt vom normierten Flächennormalenvektor \vec{n}_e des Elements e und dem orbitabhängigen, normierten Richtungsvektor \vec{s} (10-2) der einfallenden Strahlung.

$$(10-1) \quad \varphi_e = \arccos(\vec{n}_e \cdot \vec{s})$$

$$(10-2) \quad \vec{s} = \begin{pmatrix} -\cos \alpha \\ 0 \\ -\sin \alpha \end{pmatrix}$$

Als Beispiel sind in Abbildung 10.4 die Viewfaktoren für die Rückseite der reflektierenden Oberfläche für den Orbitwinkel 135° zu sehen. Der Winkel φ_e zwischen einfallender Strahlung und Flächennormale der gekrümmten Reflektoroberfläche in Reflektormitte beträgt ca. 34° , was nach Tabelle 10.1, Zeile 3 einen Viewfaktor von ca. 0,83 ergibt. Die Vorderseite der Reflektoroberfläche besitzt unter diesem Einstrahlungswinkel konstant den Viewfaktor 0.

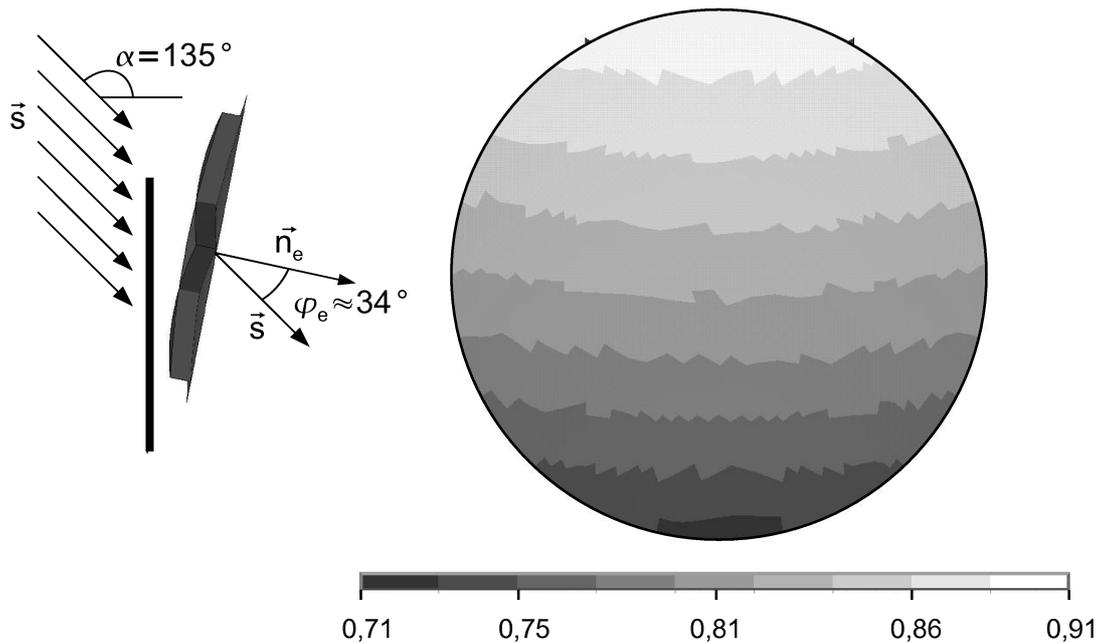


Abbildung 10.4: Viewfaktoren Rückseite der reflektierenden Oberfläche

10.1.3.2 Sichtbarkeit zwischen Strahlungsquelle und Elementen

Die Sichtbarkeitsberechnung gestaltet sich etwas aufwändiger. Ob ein Element von der Sonneneinstrahlung erreicht wird, also eine direkte Sichtlinie vorliegt, wird über die in ANSYS implementierte numerische Hemicube-Methode zur Berechnung von Viewfaktoren (siehe [72], Kapitel 6.5) mit aktivierter Sichtbarkeitsüberprüfung berechnet.

Durch diese werden Viewfaktoren als Hilfswerte zwischen einer die Sonne repräsentierenden Ersatzfläche und allen Elementflächen der Struktur berechnet. Die Flächengröße muss dabei mindestens gleich der Reflektorfläche sein, damit dieser vollständig für die Berechnung erfasst wird. Die Fläche wird dabei entsprechend dem Orbitwinkel zum Thermalmodell ausgerichtet und mit thermalen Schalenelementen vernetzt.

Nach Berechnung aller Hilfs-Viewfaktoren wird für jedes Element des Reflektors der Mittelwert der Hilfs-Viewfaktoren zwischen diesem und allen Elementen der Hilfsfläche ermittelt. Liegt ein positiver Mittelwert vor, ist Sichtbarkeit gegeben und die in Kapitel 10.1.3.1 berechneten Viewfaktoren V_{eV} und V_{eR} für Vorder- und Rückseite des Elements bleiben unverändert. Liegt ein Mittelwert gleich Null vor, ist keine direkte Sichtbarkeit vorhanden, die Viewfaktoren für Vorder- und Rückseite des Elements V_{eV} und V_{eR} werden in diesem Fall zu Null gesetzt.

In Abbildung 10.5 ist das Ergebnis der Sichtbarkeitsberechnung ebenfalls für den Orbitwinkel 135° dargestellt. Die untere Hälfte des Reflektors wird vollständig durch das Earthdeck abgeschattet. Weiterhin ist in der 3D-Ansicht gut zu erkennen, dass die vertikalen Rippen sich untereinander sowie einen Teil der reflektierenden Oberfläche abschatten.

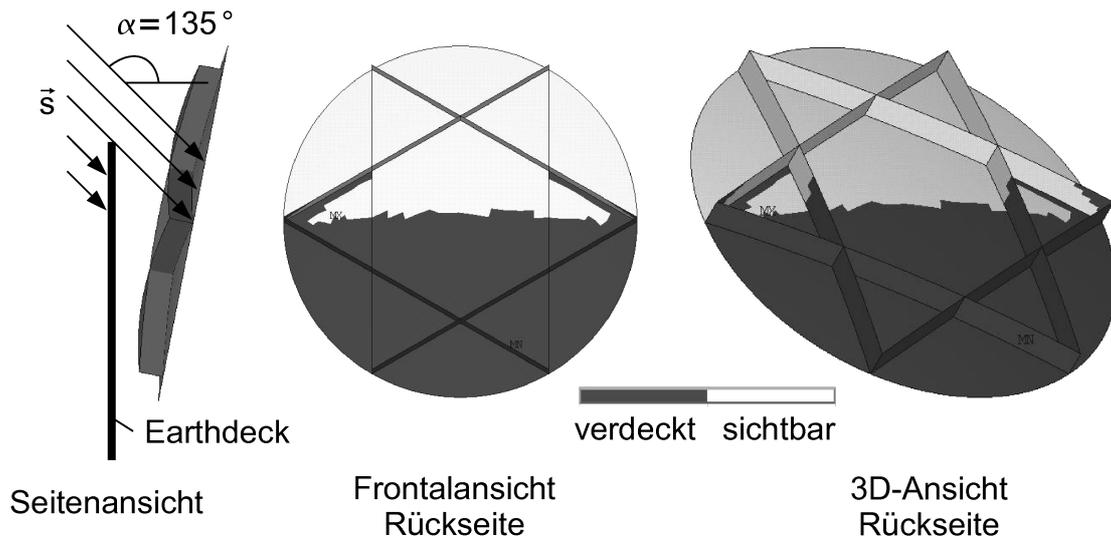


Abbildung 10.5: Sichtbarkeitsberechnung Rückseite der reflektierenden Oberfläche

10.1.4 Generierung der äußeren Strahlungsbelastung

Im nächsten Schritt werden die verschiedenen Anteile der von außen einfallenden Strahlung (Sonne, Albedo, IR-Festkörperstrahlung der Erde) als äußere Belastung durch einen Wärmestrom auf die Thermalelemente der Struktur aufgebracht.

Dabei gelten folgende Überlegungen:

- Die solare Einstrahlung erfolgt als parallele Einstrahlung aus dem jeweiligen Orbitwinkel im sichtbaren Bereich mit der Bestrahlungsstärke E_{solar} .
- Die Einstrahlung der Albedo erfolgt von der Erde als parallele Einstrahlung frontal auf den Reflektor im sichtbaren Bereich mit der Bestrahlungsstärke E_{Albedo} . Da die Erde nach Definition (siehe Abbildung 10.1) immer in 0° Richtung liegt, können hierfür die vorhandenen Viewfaktoren der Sonneneinstrahlung unter $0^\circ/360^\circ$ eingesetzt werden. Der Albedoverlauf über den Orbit ist variabel und kann mit Hilfe einer Ansatzfunktion modelliert werden. Siehe hierzu Kapitel 4.7.3, Formel (4-35).
- Für alle sich im Kernschatten der Erde befindlichen Positionen werden E_{solar} und E_{Albedo} zu Null gesetzt.
- Die IR-Festkörperstrahlung der Erde trifft ebenso wie die Albedo als parallele Strahlung aus 0° -Richtung frontal mit der Bestrahlungsstärke E_{IR} auf den Reflektor. Der einzusetzende Absorptionsgrad hierfür ist für IR-Strahlung gleich dem hemisphärischen Gesamtemissionsgrad der Reflektoroberfläche $\alpha_W = \varepsilon$.
- Es erfolgt keine Einstrahlung auf die Rückseite des Earthdecks, da sich hier der Satellit befinden würde. Alle Viewfaktoren $V_{\text{eR}}(\alpha)$ für die Elementflächen der Rückseite des Earthdecks werden daher zu Null gesetzt. Stattdessen wird als thermische Randbedingung eine konstante Temperatur des Earthdecks von 20°C angenommen.

Die rechnerische Größe der auf ein Element e aufzubringenden Wärmestromdichte beträgt demzufolge für die Elementvorderseite

$$(10-3) \dot{q}_{\text{ev}} = V_{\text{ev}}(\alpha) \cdot \alpha_s \cdot E_{\text{solar}} + V_{\text{ev}}(0^\circ/360^\circ) \cdot \alpha_s \cdot E_{\text{Albedo}} + V_{\text{ev}}(0^\circ/360^\circ) \cdot \varepsilon_W \cdot E_{\text{IR}}$$

und für die Elementrückseite

$$(10-4) \dot{q}_{eR} = V_{eR}(\alpha) \cdot \alpha_s \cdot E_{\text{solar}} + V_{eR}(0^\circ/360^\circ) \cdot \alpha_s \cdot E_{\text{Albedo}} + V_{eR}(0^\circ/360^\circ) \cdot \epsilon_W \cdot E_{\text{IR}}$$

Im vorliegenden Beispiel eines geostationären Orbits sind die Sonneneinstrahlung konstant zu 1370W/m^2 sowie die IR-Festkörperstrahlung der Erde konstant zu $5,19\text{W/m}^2$ angenommen. Der Albedoverlauf besitzt einen Maximalwert von $6,61\text{W/m}^2$, welcher einer Thermalsimulation einer 1m^2 Platte im geostationären Orbit mit dem Thermalsimulationsprogramm THERMICA [74] entnommen wurde.

Der Erdschatten hat eine Sektorgröße von 16° , weshalb für die darin liegende $0^\circ/360^\circ$ Orbitposition sowohl solare Einstrahlung als auch Albedo manuell zu Null gesetzt werden.

10.1.5 Berechnung der resultierenden Orbittemperaturen

Die resultierenden Orbittemperaturen werden mit Hilfe des Radiosity-Solver-Verfahrens (Kapitel 4.6.3) berechnet. Der interne Ablauf sieht wiederum zuerst die Berechnung aller Viewfaktoren der Elemente zueinander vor, gefolgt von der iterativen Berechnung der resultierenden Strahlungsstromdichten und Temperaturverteilungen.

Nach Erreichen der festgelegten Konvergenzkriterien wird die so entstandene Temperaturverteilung für jede Orbitposition in einer separaten Datei gesichert.

10.1.6 Berechnung der thermoelastischen Verformungen

Im nächsten Schritt werden die Temperaturverteilungen als äußerer Lastvektor auf das Strukturmodell aufgebracht und die resultierenden Verformungen nach der FE-Methode berechnet. Wichtig hierfür ist, dass sich die Knoten- und Elementnummerierung zwischen Struktur- und Thermalmodell nicht unterscheiden darf.

10.1.7 Nachlaufprogramme zur Ergebnisauswertung

Die Skriptprogrammierung der Nachlaufprogramme muss dem jeweiligen Anwendungsbeispiel angepasst werden und ist daher im Sinn der integrierten Modellierung nicht allgemein verwendbar, dies gilt insbesondere auch für die graphische Ausgabe, die der jeweiligen Geometrie angepasst sein muss.

Für das vorliegende Anwendungsbeispiel wurden die Verformungen der Reflektorschale als Textdatei abgespeichert und dazugehöriger RMS-Wert und Best-Fit-RMS-Wert berechnet. Weiterhin wurden Plots der Temperaturfelder und Verformungen erzeugt. Durch manuelle Bearbeitung sind weitere individuelle Ergebnisausgaben und Detailplots jederzeit möglich.

10.2 Ergebnisse der durchgeführten Berechnungen

In diesem Kapitel erfolgt die Ergebnisbetrachtung für Temperaturverläufe und thermoelastische Verformungen für die vorher beschriebene Thermalsimulation eines geostationären Erdorbits am Beispiel des HSASS-Reflektors. Als wesentliche Anforderung an die thermoelastische Stabilität ist ein RMS-Wert kleiner $30\mu\text{m}$ einzuhalten.

Nach einleitenden Ergänzungen zu den Materialdaten des Reflektormodells erfolgt eine Betrachtung der minimalen und maximalen Temperaturen sowie des RMS-Werts über den Orbitverlauf. Im Anschluss daran werden ausgesuchte Orbitpositionen genauer bezüglich Temperaturverteilung und Verformungsbild betrachtet.

10.2.1 Materialdaten

Die Materialdaten und der Laminataufbau des Reflektors wurden bereits in Kapitel 9.3.1 beschrieben. Um eine realistischere Berechnung der thermoelastischen Verformungen zu ermöglichen, wurde zusätzlich der temperaturabhängige Verlauf des Wärmeausdehnungskoeffizienten des quasiisotropen CFK-Laminats ins Modell eingebaut. Dieser wurde experimentell an Materialproben im Temperaturbereich zwischen -150° und $+150^\circ$ bestimmt und weist eine ausgesprochene Nichtlinearität auf. Als Referenztemperatur zur Berechnung der thermoelastischen Dehnungen wird die Aushärtetemperatur des CFK-Prepregs von 80°C eingesetzt.

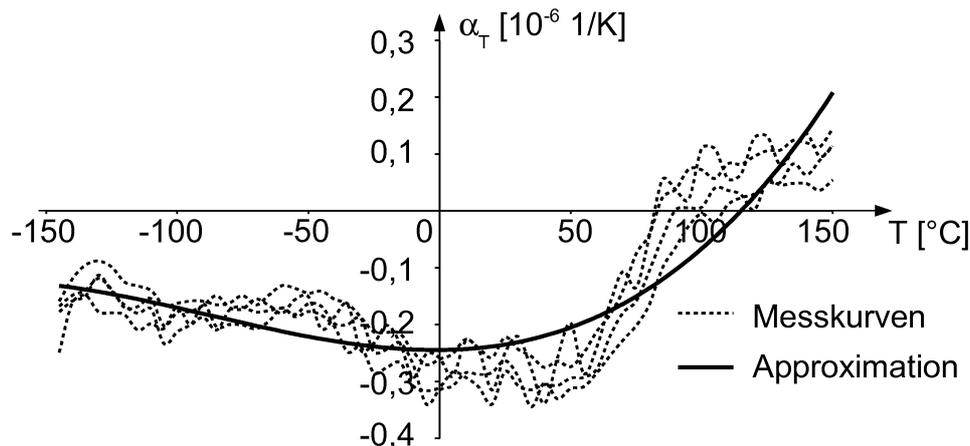


Abbildung 10.6: Thermoelastischer Ausdehnungskoeffizient des quasiisotropen Laminats

In Abbildung 10.6 zu sehen sind die Verläufe zweier Messungen von jeweils zwei Proben sowie die daraus abgeleitete kubische Approximationsfunktion, deren Polynom Formel (10-5) entnommen werden kann. Der Mittelwert des Thermalausdehnungskoeffizienten für den angegebenen Temperaturbereich beträgt $\alpha_T = -0,15 \cdot 10^{-6} \text{ 1/K}$.

$$(10-5) \quad \alpha_T(T) = C_1 \cdot \left(\frac{T+150}{5}\right)^3 + C_2 \cdot \left(\frac{T+150}{5}\right)^2 + C_3 \cdot \frac{T+150}{5} + C_4$$

mit

$$(10-6) \quad C_1 = 6,01402523321478 \cdot 10^{-12}; \quad C_2 = -2,25649980642838 \cdot 10^{-10}$$

$$(10-7) \quad C_3 = -2,50108994641005 \cdot 10^{-9}; \quad C_4 = -1,28996311338911 \cdot 10^{-7}$$

Einen weiteren wesentlichen Einfluss auf die sich einstellenden Temperaturen haben die thermo-optischen Eigenschaften der Strukturoberfläche. Diese wurden ebenfalls an Materialproben (siehe Tabelle 4.5) ermittelt. Für die verwendete Aluminiumbeschichtung betragen diese:

$$(10-8) \quad \alpha_s / \varepsilon = 0,62 / 0,67$$

Für das Earthdeck wurde eine Mehrschichtisolation (Multilayer Insulation – MLI) aus Kapton angenommen, deren thermo-optische Eigenschaften zu

$$(10-9) \quad \alpha_{s_MLI} / \varepsilon_{MLI} = 0,35 / 0,70$$

eingetragen wurden.

10.2.2 Temperaturverlauf über den Orbit

Zuerst sollen die minimal und maximal auftretenden Temperaturen und die daraus resultierende Temperaturdifferenz getrennt für reflektierende Oberfläche und Versteifungsrippen betrachtet werden.

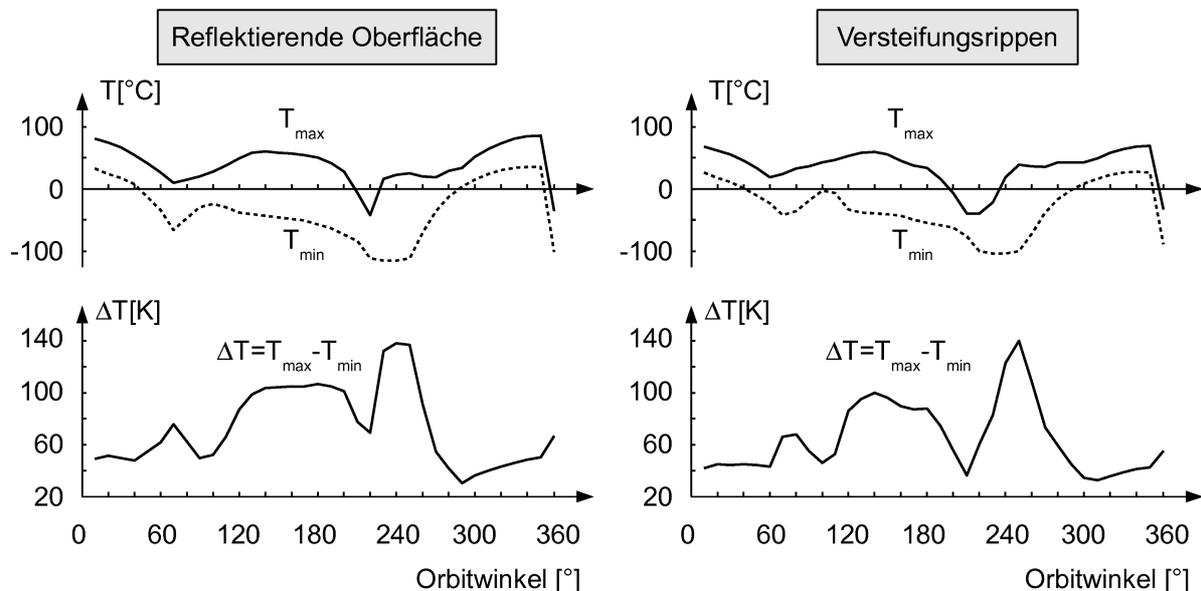


Abbildung 10.7: Temperaturverläufe für reflektierende Oberfläche und Versteifungsrippen

In Abbildung 10.7(links) ist im oberen Diagramm der Verlauf der minimalen T_{\min} und der maximalen Temperatur T_{\max} für die reflektierende Oberfläche über den Orbit dar-

gestellt. Im Diagramm darunter ist die resultierende Temperaturdifferenz aus T_{\max} minus T_{\min} aufgetragen. Der hierfür gefundene Orbitwinkel bei 240° mit einer minimalen Temperatur von -115°C (Cold Case) weist gleichzeitig die größte Temperaturdifferenz von 138K in der reflektierenden Oberfläche auf. Für den Orbitwinkel 350° mit der maximal auftretenden Temperatur von 85°C (Hot Case) beträgt der maximale Gradient in der Oberfläche $\Delta T=85\text{K}$. Eine Zusammenfassung dieser Ergebnisse befindet sich in Tabelle 10.2.

Tabelle 10.2: Minimale und maximale Temperaturen der reflektierenden Oberfläche

Reflektierende Oberfläche					
	Orbitwinkel [°]	T_{\max} [°C]	T_{\min} [°C]	ΔT [K]	RMS (Best-Fit) [μm]
Cold Case	240	23	-115	138	8,4 (6,2)
Hot Case	350	85	35	50	5,6 (4,3)
max ΔT	240	23	-115	138	8,4 (6,2)

In Abbildung 10.7(rechts) sind für die rückseitigen Versteifungsrippen ebenfalls die Verläufe für minimale und maximale Temperaturen sowie die resultierende Temperaturdifferenz im Orbit aufgetragen. Wiederum tritt der Cold Case beim Orbitwinkel von 240° mit einer minimalen Temperatur von -104°C auf. Die maximale Temperaturdifferenz von $\Delta T=140\text{K}$ tritt dagegen erst beim nachfolgenden Orbitwinkel 250° auf. Der Hot Case liegt mit 70°C beim Orbitwinkel von 350° und weist eine Temperaturdifferenz von 42K auf. Eine Zusammenfassung dieser Ergebnisse befindet sich in Tabelle 10.3.

Tabelle 10.3: Minimale und maximale Temperaturen der Versteifungsrippen

Versteifungsrippen					
	Orbitwinkel [°]	T_{\max} [°C]	T_{\min} [°C]	ΔT [K]	RMS (Best-Fit) [μm]
Cold Case	240	19	-104	123	8,4 (6,2)
Hot Case	350	69	27	42	5,6 (4,3)
max ΔT	250	39	-100	140	12,1 (10,2)

In Abbildung 10.8 sind die Temperaturverläufe für die gesamte Reflektorstruktur dargestellt. Der Temperaturbereich beträgt -115°C bis $+85^\circ\text{C}$, das Konzept ist daher laut Missionsanforderungen ohne zusätzliche Thermalschutzmaßnahmen realisierbar, da die Glasübergangstemperatur des gewählten Harzsystems von 210°C bei weitem nicht erreicht wird.

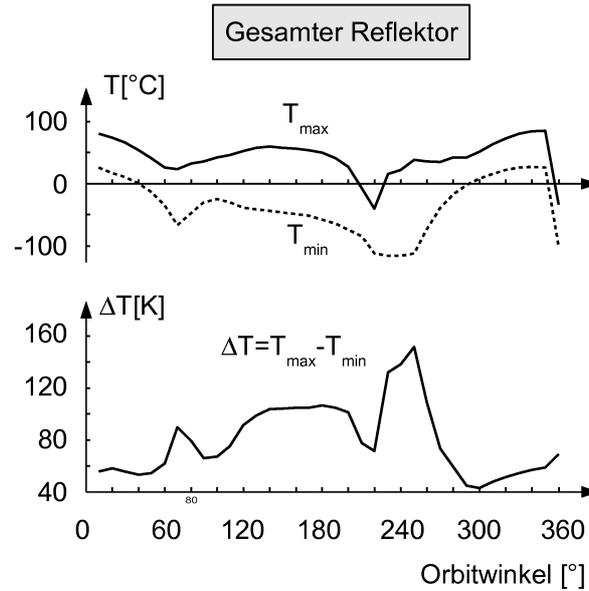


Abbildung 10.8: Temperaturverläufe im Orbit für die Gesamtstruktur

Der Cold Case liegt beim Orbitwinkel 240° mit der minimalen Temperatur innerhalb der reflektierenden Oberfläche von -115°C . Der Hot Case liegt beim Orbitwinkel 350° mit der maximalen Temperatur von 85°C ebenfalls innerhalb der reflektierenden Oberfläche. Die maximale Temperaturdifferenz von 140K tritt beim Orbitwinkel von 250°C mit der maximalen Temperatur von 39°C in der Rippenstruktur und der minimalen Temperatur von -112°C in der reflektierenden Oberfläche auf. Eine Zusammenfassung dieser Ergebnisse befindet sich in Tabelle 10.4.

Tabelle 10.4: Minimale und maximale Temperaturen der Gesamtstruktur

Gesamter Reflektor					
	Orbitwinkel [$^\circ$]	T_{\max} [$^\circ\text{C}$]	T_{\min} [$^\circ\text{C}$]	ΔT [K]	RMS (Best-Fit) [μm]
Cold Case	240	23	-115	138	8,4 (6,2)
Hot Case	350	85	27	58	5,6 (4,3)
max ΔT	250	39	-112	151	12,1 (10,2)

10.2.3 RMS-Verlauf

In dem in Abbildung 10.9 dargestellten Verlauf des RMS über den Orbit sind drei Spitzenwerte erkennbar. Das Maximum liegt beim Orbitwinkel 130° mit einem Wert von $15,7\mu\text{m}$, ein zweites Maximum beim Orbitwinkel 90° mit einem RMS von $12,6\mu\text{m}$ sowie ein drittes Maximum im Bereich 250° bis 260° mit einem RMS von $12,1\mu\text{m}$. Die Werte liegen mit einem Maximum von unter $16\mu\text{m}$ deutlich unter der Missionsanforderung von $30\mu\text{m}$. Eine Zusammenfassung der RMS-Maxima befindet sich in Tabelle 10.5.

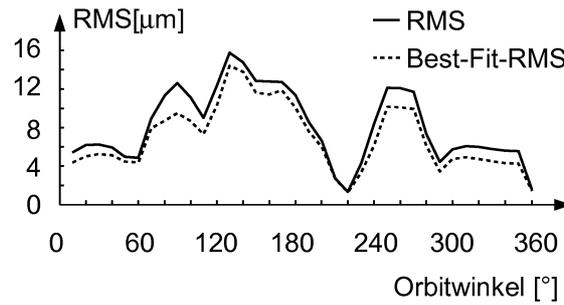


Abbildung 10.9: Verlauf des Oberflächenfehlers über den Orbit

Die zusätzlich durchgeführte Best-Fit-Optimierung der RMS-Werte kann in diesem Fall den RMS-Wert lediglich um 1-2 μm senken. Dies liegt hauptsächlich daran, dass die Auflagerung des Reflektors direkt an der Verbindung von reflektierender Oberfläche und Rippenstruktur modelliert wurde, das Deformationsfeld daher nur einen sehr kleinen Anteil an korrigierbaren Starrkörperverformungen aufweist.

Tabelle 10.5: Ergebnisse RMS-Auswertung

	Orbitwinkel [°]	RMS [μm]	Best-Fit-RMS [μm]
1. Maximum	130	15,7	14,4
2. Maximum	90	12,6	9,5
3. Maximum	250-260	12,1	10,2

10.2.4 Detailbetrachtung einzelner Orbitpositionen

In den folgenden Unterkapiteln sollen einzelne Orbitpositionen bezüglich ihrer Temperaturverteilung und des Deformationsfelds senkrecht zur Randebene, welches maßgeblich für den Oberflächenfehler ist, betrachtet werden. Hierfür sollen die drei identifizierten RMS-Maxima in den Orbitwinkeln 130°, 90° und 250°, von denen letzterer gleichzeitig den maximalen Temperaturgradienten innerhalb der reflektierenden Oberfläche aufweist, sowie der Hot Case bei 350° herangezogen werden. Der Cold Case bei 240° entspricht im Wesentlichen dem Orbitwinkel 250° und soll daher an dieser Stelle vernachlässigt werden.

10.2.4.1 Orbitposition 130°

Die Orbitposition 130° weist den größten RMS-Wert innerhalb des Gesamtorbits auf und dient daher für die anschließende Untersuchung des Einflusses von Materialparameterstreuung und Herstellungsungenauigkeiten auf die Oberflächengenauigkeit als Referenzlastfall. In Tabelle 10.6 sind neben RMS und Best-Fit-RMS-Werten die maximalen und minimalen Bauteiltemperaturen sowie die maximalen Verformungen der Struktur zusammengefasst. Weiterhin ist anhand der abgebildeten Einstrahlrichtung zu sehen, dass die Sonneneinstrahlung auf die Rückseite des Reflektors fällt. Die untere Hälfte des Reflektors wird dabei vom Schatten des Earthdecks verdeckt.

Tabelle 10.6: Ergebniszusammenfassung Orbitwinkel 130°

Orbitwinkel 130°					
RMS [μm]	15,7		Best-Fit-RMS [μm]	14,4	
Reflektierende Oberfläche					
T_{max} [°C]	57	T_{min} [°C]	-41	ΔT_{max} [K]	98
Versteifungsrippen					
T_{max} [°C]	57	T_{min} [°C]	-38	ΔT_{max} [K]	95
Gesamter Reflektor					
T_{max} [°C]	57	T_{min} [°C]	-41	ΔT_{max} [K]	98
U_{max} [μm]	53		U_{min} [μm]	-82	

Dies hat, wie in Abbildung 10.10 zu sehen ist, einen Temperaturgradienten von circa 100K über die reflektierende Oberfläche zur Folge. Der Gradient senkrecht zur reflektierenden Oberfläche in Rippenhöhe ist demgegenüber vernachlässigbar klein. Das Temperaturfeld sollte in allen untersuchten Lastfällen eigentlich achsensymmetrisch zur Längsachse des Reflektors sein, jedoch sind aufgrund von numerischen Abweichungen und durch die unsymmetrische Vernetzung deutliche Abweichungen von der Symmetrie erkennbar.

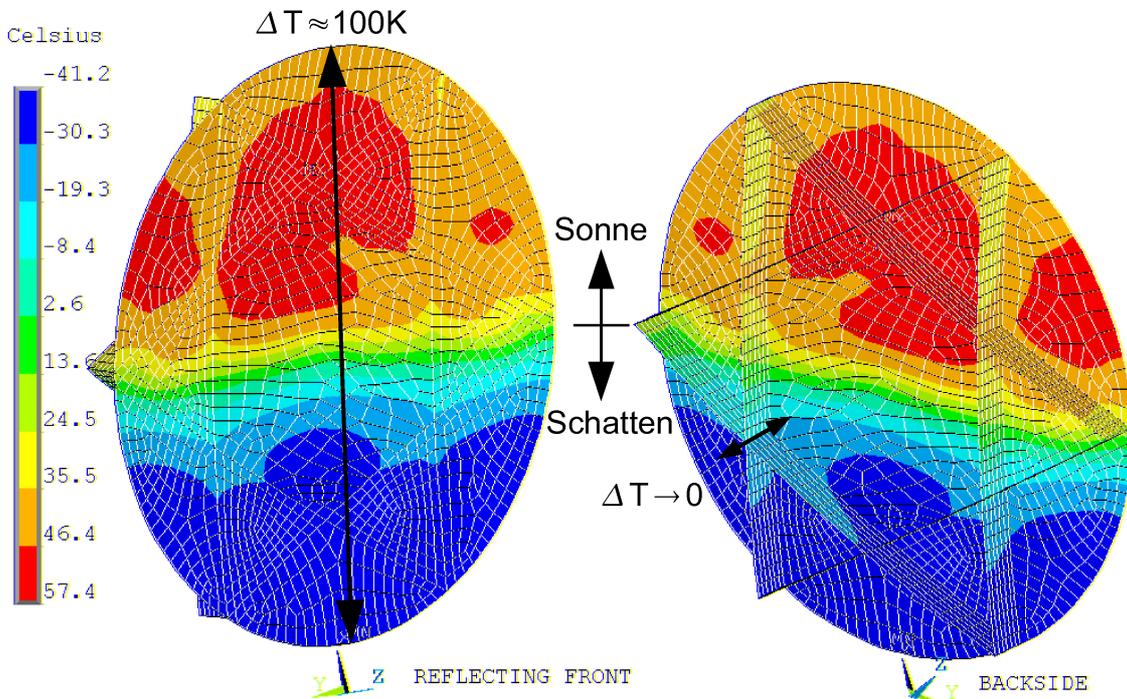


Abbildung 10.10: Temperaturfeld Orbitposition 130°

Die maximalen Verformungen treten am äußeren Rand der Reflektorschale auf, die Richtung der Verformungen alterniert dabei in positive und negative lokale z-Richtung senkrecht zur Randebene. Dadurch entsteht ein antimetrischer Charakter

der Verformungen zwischen oberer und unterer Bildhälfte, welcher an einer sinuswellenförmigen Beule in Reflektormitte ebenfalls gut erkennbar ist.

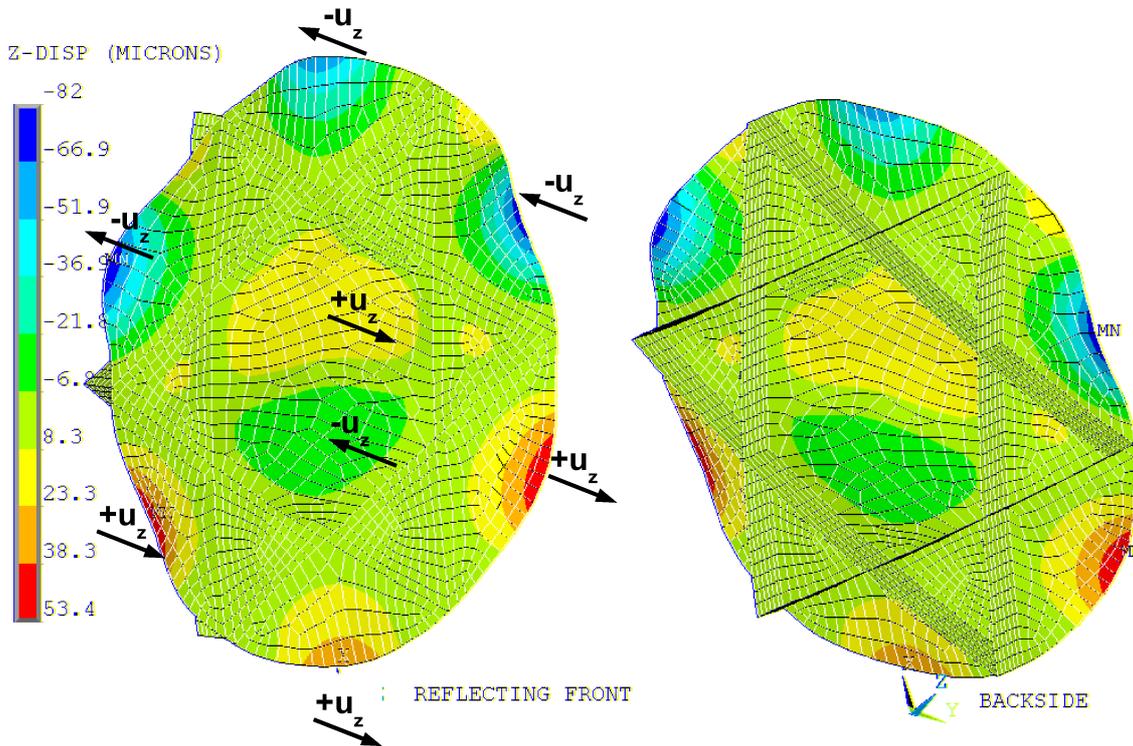


Abbildung 10.11: Deformationsfeld Orbitposition 130°

10.2.4.2 Orbitposition 90°

Tabelle 10.7: Ergebniszusammenfassung Orbitwinkel 90°

	Orbitwinkel 90°					
	RMS [μm]	12,6	Best-Fit-RMS [μm]	9,5		
	Reflektierende Oberfläche					
	T _{max} [°C]	20	T _{min} [°C]	-30	ΔT _{max} [K]	50
	Versteifungsrippen					
	T _{max} [°C]	36	T _{min} [°C]	-19	ΔT _{max} [K]	55
	Gesamter Reflektor					
	T _{max} [°C]	36	T _{min} [°C]	-30	ΔT _{max} [K]	66
U _{max} [μm]	30	U _{min} [μm]	-55			

Für den Orbitwinkel 90° erfolgt die Sonneneinstrahlung, wie in Tabelle 10.7 zu erkennen ist, von oben. Die reflektierende Oberfläche steht annähernd parallel zur Einstrahlung und wird dadurch nur wenig erhitzt. Die Verstärkungsrippen stehen dagegen nahezu senkrecht zur Einstrahlung. Dies hat zum einen den Effekt, dass vier der

sechs Rippen stark erhitzt werden und über deren Verbindung mit der reflektierenden Oberfläche diese ebenfalls lokal erhitzt wird. Das Rippenmuster zeichnet sich durch erhöhte Temperaturbereiche auf der Vorderansicht in Abbildung 10.12 gut ab, lediglich die zwei zur Einstrahlung parallelen Rippen sind im Temperaturplot nicht erkennbar. Zum anderen liegen Teile der reflektierenden Oberfläche im Schatten der Rippen, wodurch sich die sechs markierten Bereiche mit den niedrigsten Temperaturen bilden.

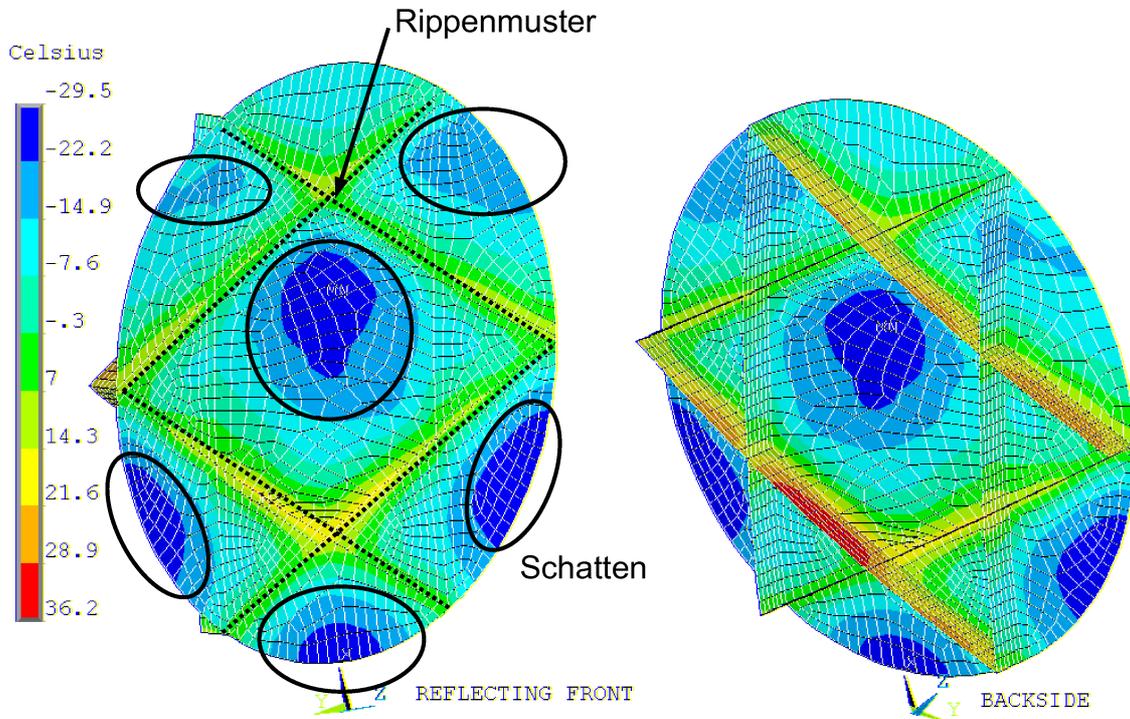


Abbildung 10.12: Temperaturfeld Orbitposition 90°

Das Verformungsbild weist betragsmäßig kleinere Maxima auf als der vorher betrachtete Orbitwinkel 130° . Die Rippen zeichnen sich im Verformungsbild jedoch deutlich durch die reflektierende Oberfläche ab („printthrough“). Wiederum auffällig sind die alternierenden Verformungen in lokaler z-Richtung am äußeren Rand. In den vier seitlichen Segmenten bildet sich jeweils eine volle Sinuswelle aus, im oberen und unteren Segment sind die Verformungen gleichgerichtet in negative lokale z-Richtung. Damit einhergehend bildet sich in Reflektormitte eine einzige „Beule“ in negativer z-Richtung aus.

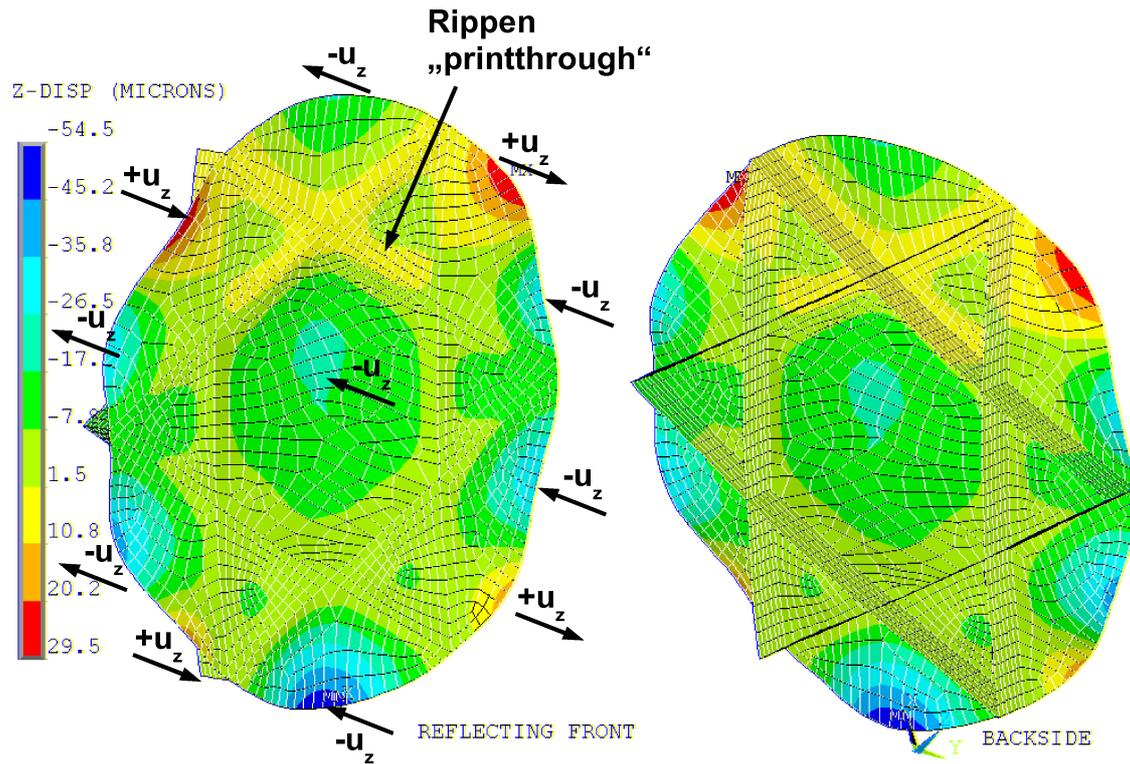


Abbildung 10.13: Deformationsfeld Orbitposition 90°

10.2.4.3 Orbitposition 250°

Tabelle 10.8: Ergebniszusammenfassung Orbitwinkel 250°

Orbitwinkel 250°					
RMS [μm]	12,1	Best-Fit-RMS [μm]	10,2		
Reflektierende Oberfläche					
T _{max} [°C]	25	T _{min} [°C]	-112	ΔT _{max} [K]	137
Versteifungsrippen					
T _{max} [°C]	39	T _{min} [°C]	-100	ΔT _{max} [K]	139
Gesamter Reflektor					
T _{max} [°C]	39	T _{min} [°C]	-112	ΔT _{max} [K]	151
U _{max} [μm]	55	U _{min} [μm]	-53		

In dieser Position befindet sich der Reflektor nahezu vollständig im Schatten des Earthdeck, lediglich der unterste Rand wird von der Einstrahlung der Sonne erreicht, was wiederum einen Temperaturgradienten in Längsrichtung über die reflektierende Oberfläche von $\Delta T \approx 130\text{K}$ zur Folge hat. Die Rippen selbst weisen dagegen nahezu keinen Temperaturgradienten über ihre Höhe auf.

In Abbildung 10.14 gut zu erkennen ist die unterste Versteifungsrippe, welche als einzige direkt von der Sonne bestrahlt wird und daher die maximale Temperatur vorweist. Deren in die reflektierende Oberfläche abgeleitete Wärmeenergie ist eben-

falls als sehr kleiner Bereich stark erhöhter Temperatur im Temperaturfeld der Vorderseite zu sehen.

Der Vergleich mit der in Formel (4-38) berechneten Gleichgewichtstemperatur für den Cold Case zeigt, dass diese die minimale Temperatur mit -189°C im Gegensatz zu den im Orbitwinkel 240° auftretenden -115°C sehr konservativ abschätzt, was daran liegt, dass als Einstrahlung lediglich der IR-Anteil der Erde zugrunde gelegt wird.

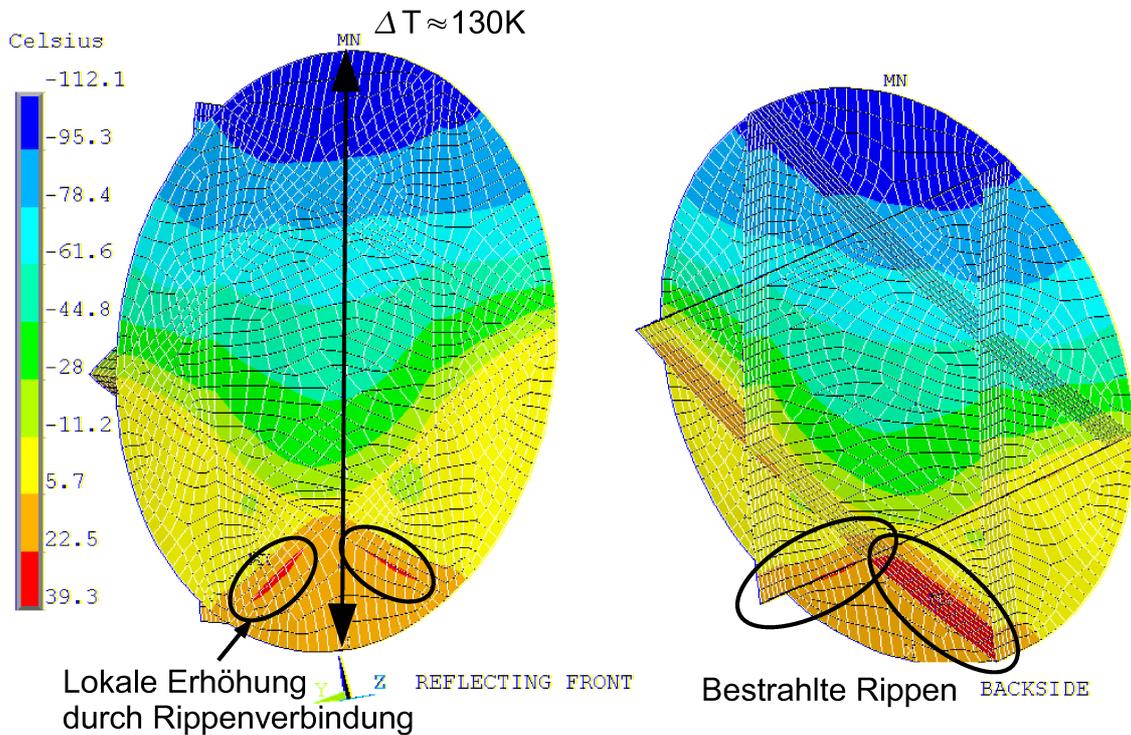


Abbildung 10.14: Temperaturfeld Orbitposition 250°

Das Verformungsbild weist nur in den beiden unteren seitlichen Segmenten eine sinuswellenförmige Verformung am äußeren Rand auf. Die oberen seitlichen Segmente der reflektierenden Oberfläche weisen, genauso wie das obere Segment, jeweils eine Halbwelle in positiver lokaler z-Richtung auf. Das untere Segment weist eine Halbwelle in negativer lokaler z-Richtung auf. Die Beträge der maximalen Verformungen in positiver und negativer z-Richtung sind dabei mit $-53\mu\text{m}$ und $+55\mu\text{m}$ ungefähr gleich groß.

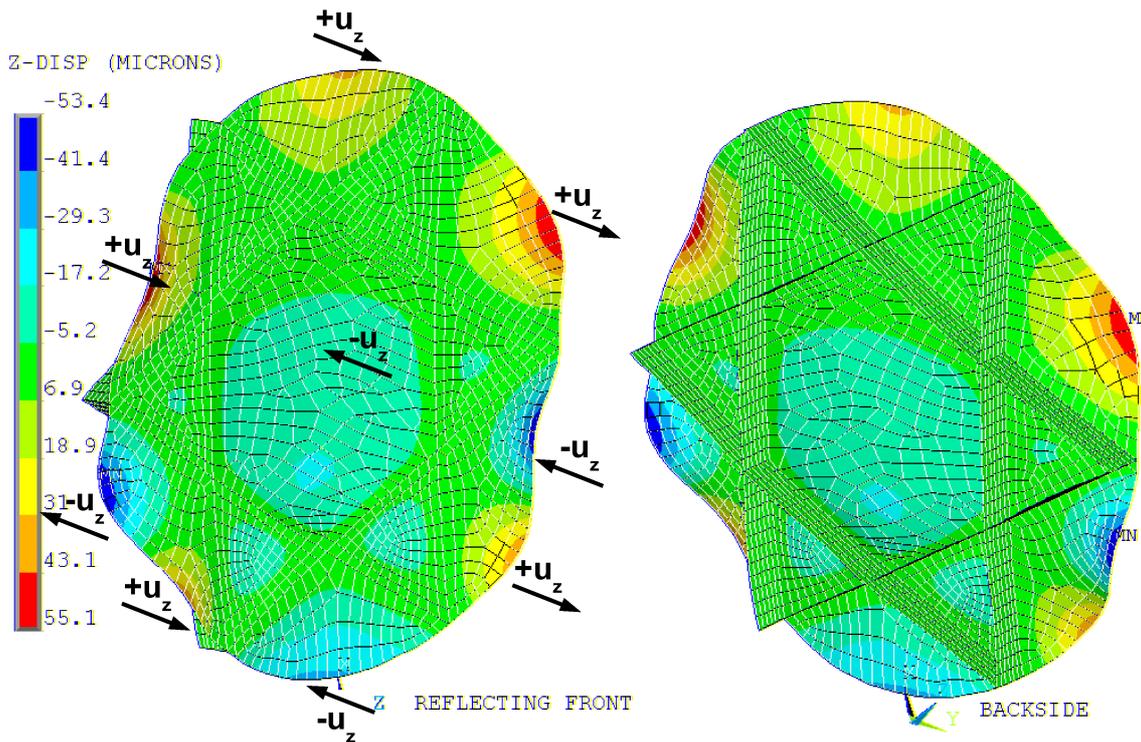


Abbildung 10.15: Deformationsfeld Orbitposition 250°

10.2.4.4 Orbitposition 350°

Tabelle 10.9: Ergebniszusammenfassung Orbitwinkel 350°

Orbitwinkel 350°						
	RMS [μm]	5,6	Best-Fit-RMS [μm]	4,3		
	Reflektierende Oberfläche					
	T _{max} [°C]	85	T _{min} [°C]	35	ΔT _{max} [K]	50
	Versteifungsrippen					
	T _{max} [°C]	70	T _{min} [°C]	27	ΔT _{max} [K]	43
	Gesamter Reflektor					
	T _{max} [°C]	85	T _{min} [°C]	27	ΔT _{max} [K]	58
	U _{max} [μm]	15	U _{min} [μm]	-13		

Durch den Offsetwinkel von 11° wird die reflektierende Oberfläche im Orbitwinkel 350° frontal von der Sonne bestrahlt und dadurch stark erhitzt. Die im Schatten liegenden Versteifungsrippen leiten einen Teil der Wärme ab, wodurch sich ein Temperaturgradient über die Rippenhöhe bildet. Die Rippen zeichnen sich dabei deutlich im Temperatur- und Verformungsbild ab.

Die heißesten Stellen auf der Reflektoroberfläche befinden sich aufgrund der Wärmeableitung der Rippen daher immer in den weitestmöglich von allen Rippen entfernten Punkten. Das Temperaturmaximum liegt in der Reflektormitte mit 85°C. Der maximale Temperaturgradient innerhalb der reflektierenden Oberfläche ist mit 35K relativ gering. Der untere Teil der reflektierenden Oberfläche in Abbildung 10.16 weist dabei durchgehend höhere Temperaturen auf, da dieser zusätzlich durch das Earthdeck bestrahlt wird. Hierfür verantwortlich sind hauptsächlich die vom 20°C warmen Earthdeck abgestrahlte Wärmestrahlung sowie der ebenfalls von dessen MLI-Oberfläche reflektierte Teil der emittierten Wärmestrahlung des Reflektors.

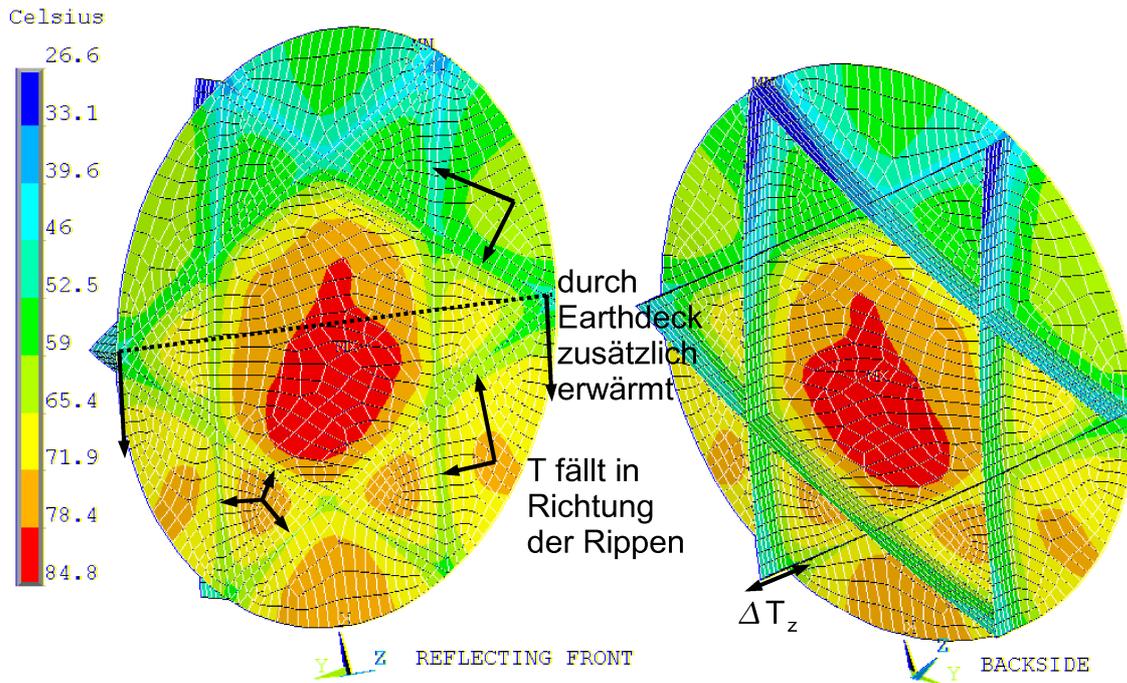


Abbildung 10.16: Temperaturfeld Orbitposition 350°

Für den Hot Case soll ebenfalls die Gleichgewichtstemperatur mit der maximal berechneten Temperatur verglichen werden. Als konservative Annahme soll neben der einfallenden Sonnenstrahlung, Albedo und IR-Festkörperstrahlung der Erde eine Rückstrahlung des Earthdecks auf den Reflektor erfolgen. Diese besteht zum einen aus der Wärmestrahlung des zu 20°C definierten Earthdecks, zum anderen aus dem am Earthdeck reflektierten Anteil der von der Reflektorrückseite ausgestrahlten Wärmestrahlung sowie der am Earthdeck reflektierten einfallenden Wärmestrahlung.

Die Reflexionen durch das Earthdeck sollen modelliert werden durch die fehlende Möglichkeit zur Emission von Wärmestrahlung der kompletten Reflektorrückseite. Die spezifische abgestrahlte Leistung im Infrarot-Bereich der Vorderseite des Reflektors beträgt somit:

$$(10-10) \quad p_e = p_{ev} = \sigma \cdot \varepsilon_v \cdot T_G^4$$

Die auf der Vorderseite absorbierte Strahlung kann Formel (4-31) entnommen werden. Die vom Earthdeck kommende und von der reflektierenden Oberfläche absorbierte IR-Festkörperstrahlung berechnet sich, konservativ angenommen auf die volle Fläche wirkend, zu:

$$(10-11) \quad p_a = \alpha_{WR} \cdot \varepsilon_{MLI} \cdot \sigma \cdot T_{Earthdeck}^4$$

Somit ergibt sich die Gleichgewichtstemperatur zu:

$$(10-12) \quad T_G = \sqrt[4]{\frac{\alpha_{sV} \cdot E_S + \alpha_{sV} \cdot E_{Albedo} + \alpha_{wV} \cdot E_{IR} + \alpha_{WR} \cdot \varepsilon_{MLI} \cdot \sigma \cdot T_{Earthdeck}^4}{\sigma \cdot \varepsilon_R}} = 408K \cong 135^\circ C$$

mit den Absorptions- und Emissionswerten

$$\alpha_{sV} = 0,62 \text{ und } \alpha_{wV} = \alpha_{WR} = \varepsilon_R = 0,67 \text{ aus (10-8)}$$

$$\alpha_{s_MLI} = 0,35 \text{ und } \varepsilon_{MLI} = 0,70 \text{ aus (10-9)}$$

$$T_{Earthdeck} = 20^\circ C = 293K$$

$$E_S = 1370W/m^2 \text{ aus (4-16)}$$

$$E_{Albedo} = 9,6W/m^2 \text{ aus (4-34)}$$

$$E_{IR} = 5,6W/m^2 \text{ aus (4-37)}$$

Die berechnete Gleichgewichtstemperatur von $135^\circ C$ ist somit eine konservative Abschätzung der mittels FE-Methode berechneten maximal auftretenden Temperatur von $85^\circ C$.

Die Größe der maximalen Verformungen in z-Richtung ist für diesen Lastfall nahezu symmetrisch zum Mittelpunkt verteilt. Die Versteifungsrippen zeichnen sich im Verformungsbild wiederum deutlich ab. Der absolute Betrag der maximalen Verformungen ist mit $14,5\mu m$ dabei jedoch deutlich kleiner als für den Cold Case, weil die Durchschnittstemperatur des Hot Case näher am dehnungsfreien Referenzzustand bei $80^\circ C$ liegt.

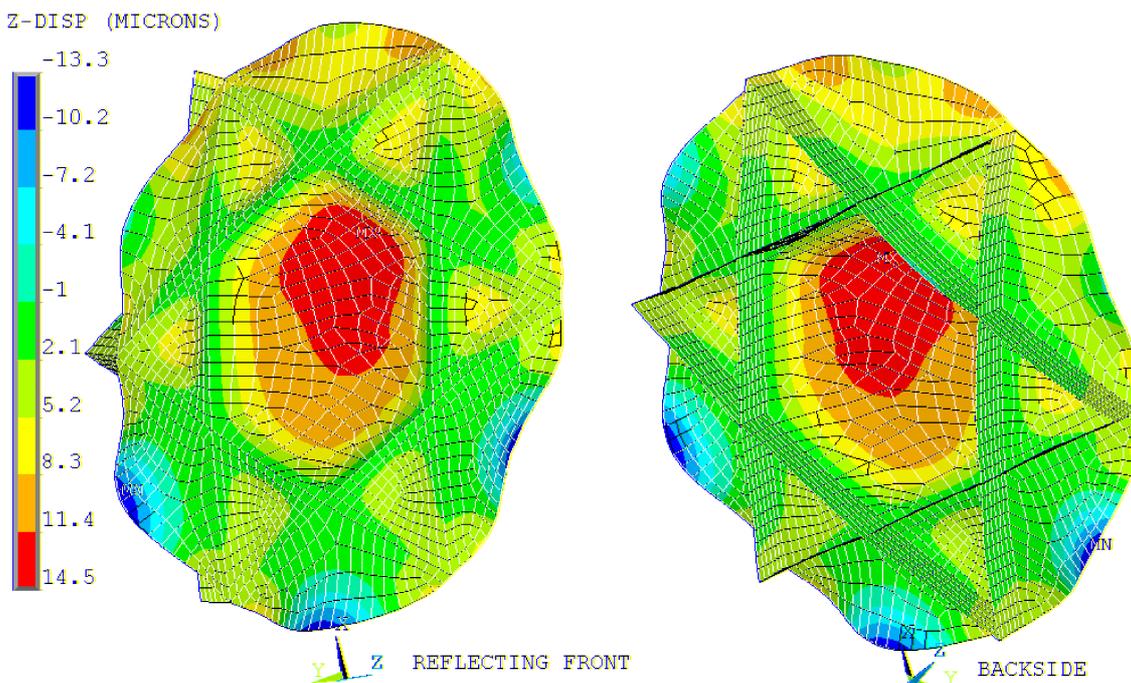


Abbildung 10.17: Deformationsfeld Orbitposition 350°

11 Anwendungsbeispiel Stochastische Analyse

Für den HSASS-Reflektor soll in diesem Anwendungsbeispiel der Einfluss von stochastischer Materialstreuung und Lagenwinkelfehlern auf die thermoelastischen Deformationen nach dem in Kapitel 6 beschriebenen Verfahren ermittelt werden. Die hierzu erstellten Tools in den Programmsystemen MATLAB und ANSYS sind für beliebige Strukturmodelle nach Einbau und Anpassung von stochastischen Variablen verwendbar.

Als Thermallastfall wird der in Kapitel 10.2.4.1 ermittelte Temperaturverlauf der Orbitposition 130° , welcher den maximalen Oberflächenfehler erzeugt, aufgebracht. Die Materialstreuung wird durch eine Gaußsche Verteilung des Faservolumengehalts von $\pm 3\%$ um den nominellen Wert von 60% simuliert, für die Lagenwinkelfehler soll eine Gaußsche Verteilung mit einer maximalen Abweichung von $\pm 2^\circ$ eingesetzt werden.

Als abschließender Vergleich soll nach Auswertung der rein stochastischen Fehler auch der Einfluss eines rein systematischen Fehlers auf die Oberflächengenauigkeit betrachtet werden. Dazu wird eine Differenz des Faservolumengehalts zwischen Laminat der reflektierenden Oberfläche und Laminat der Rippenstruktur simuliert und der resultierende Oberflächenfehler berechnet. Eine solche Differenz kann beispielsweise dadurch entstehen, dass beide Lamine in unterschiedlichen Herstellungsprozessen gefertigt werden oder das Grundmaterial aus unterschiedlichen Materialchargen stammt.

Zuvor soll jedoch ein ergänzendes Beispiel für die Berechnung der Verteilungsparameter der stochastischen Variablen für ein quasiisotropes CFK-Laminat durchgeführt werden.

11.1 Berechnung der Verteilungsfunktion der stochastischen Variablen für ein quasiisotropes CFK-Laminat

Dieses Anwendungsbeispiel bezieht sich auf das in Kapitel 6.3.1 beschriebene Verfahren und zeigt eine Möglichkeit, die Eingabeparameter für die Verteilungsfunktion der stochastischen Variablen rechnerisch zu ermitteln.

Dies soll am Beispiel des quasiisotropen $[0\ 45\ -45\ 90]_s$ CFK-Laminataufbaus mit bekannten Materialdaten für Fasern und Harz des HSASS-Reflektors geschehen. Berücksichtigt werden stochastisch verteilte Abweichungen des Harzgehalts vom Nennwert im Prepreg sowie zufällige Lagenwinkelfehler während des manuellen Laminiervorgangs. Basierend auf diesen stochastischen Verteilungen sollen Auswirkungen auf Dehnsteifigkeit und thermale Ausdehnungskoeffizienten des Laminats berechnet werden.

11.1.1 Materialdaten

Die eingesetzten Materialdaten für die M55J-Fasern und das Harzsystem sind in Tabelle 11.1 sowie Tabelle 11.2 aufgelistet. Ein häufig auftretendes Problem hierbei ist, dass nicht alle Daten, insbesondere die mechanischen Daten des Harzsystems sowie Faserdaten senkrecht zur Faser vollständig, verfügbar sind, weshalb fehlende Werte sinnvoll ergänzt wurden.

Tabelle 11.1: Materialdaten Fasern

Materialdaten M55J-Faser (trocken)					
$E_{F\parallel}$ [MPa]	540000	$E_{F\perp}$ [MPa]	11700	$\nu_{F\parallel}$ [-]	0,235
$\alpha_{TF\parallel}$ [1/K]	$-1,1 \cdot 10^{-06}$	$\alpha_{TF\perp}$ [1/K]	$40 \cdot 10^{-06}$	ρ_F [$\frac{t}{mm^3}$]	$1,91 \cdot 10^{-09}$

Tabelle 11.2: Materialdaten Matrix

Materialdaten Harzsystem (ausgehärtet)					
E_M [MPa]	4150	ν_M [-]	0,35	G_M [MPa]	1537
α_M [1/K]	$40 \cdot 10^{-06}$	ρ_M [$\frac{t}{mm^3}$]	$1,44 \cdot 10^{-09}$		

11.1.2 Verteilungsfunktion von Faservolumengehalt und Lagenwinkelfehler

Der Nennwert des Faservolumengehalts beträgt $v_f=60\%$, üblicherweise sind hierbei Schwankungen von maximal $\pm 3\%$ zu erwarten. Die Verteilungsfunktion des Faservolumengehalts wird deshalb als Gaußsche Normalverteilung mit einem Mittelwert von $\mu = 60\%$ und der Standardabweichung $\sigma=1\%$ angenommen, so dass die maximal zu erwartende Abweichung des Faservolumengehalts bei $3\sigma = 3\%$ liegt.

Der maximale Lagenwinkelfehler bei einem manuellen Laminiervorgang soll in diesem Beispiel $\Delta\alpha_{\max} = 2^\circ$ betragen, daher wird als Verteilungsfunktion eine Gaußsche Normalverteilung mit dem mittleren Lagenwinkelfehler $\mu = 0^\circ$ und der Standardabweichung $\sigma = 1/3 \cdot \Delta\alpha_{\max} = 0,666^\circ$ angenommen.

11.1.3 Stichprobenerzeugung

Zur Berechnung des Einflusses dieser stochastischen Verteilung der Eingangsparameter wird eine Stichprobe der Größe n_p durch klassische Laminattheorie basierend auf diesen Verteilungen numerisch simuliert.

Als erster Schritt werden unabhängige stochastische Verteilungen des Faservolumengehalts und der Lagenwinkelfehler jeder einzelnen Lage mit n_p Elementen erzeugt und durch Kombination jeweils eines zufälligen Wertes jeder Verteilung die n_p Elemente der Stichprobe daraus gebildet.

Für eine Stichprobengröße von 5 Elementen ergeben sich beispielsweise die in den folgenden beiden Tabellen dargestellten Werte für Faservolumengehalt (Tabelle 11.3) und Lagenwinkel (Tabelle 11.4) der einzelnen Lagen.

Tabelle 11.3: Stichprobe - Faservolumengehalt

Lage	Faservolumengehalt v_f [%]					
	nominell	Stichprobe Nr.				
		← Elemente jeder Zeile normalverteilt →				
		1	2	3	4	5
1	60	61,191	61,189	59,962	60,327	60,175
2	60	60,114	61,067	60,059	59,904	59,168
3	60	60,858	61,254	58,406	58,559	60,571
4	60	60,669	61,191	58,798	59,980	59,843
5	60	60,529	60,219	59,078	57,829	59,941
6	60	59,356	60,380	58,991	59,980	59,952
7	60	60,896	60,731	60,578	60,040	60,677
8	60	59,766	60,118	60,315	61,444	59,649

Tabelle 11.4: Stichprobe - Winkelfehler

Lage	Lagenwinkel [°]					
	nominell	Stichprobe Nr.				
		← Elemente jeder Zeile normalverteilt →				
		1	2	3	4	5
1	0	-0,288	-1,109	0,083	0,192	-0,764
2	45	44,876	45,483	44,608	46,454	44,909
3	-45	-44,804	-45,890	-44,524	-43,919	-45,461
4	90	89,734	90,460	90,543	90,474	90,859
5	90	88,932	90,171	89,296	90,942	89,464
6	-45	-45,673	-44,591	-44,662	-43,873	-44,606
7	45	45,000	44,788	45,729	43,752	45,285
8	0	0,379	-0,170	-0,2513	-0,197	-0,982

11.1.4 Mechanische Kennwerte der einzelnen UD-Lagen

Im nächsten Schritt werden die Steifigkeitsdaten der unidirektionalen Einzellagen des Elements in Abhängigkeit vom Faservolumengehalt v_f jeder Lage berechnet [62].

Für das E-Modul in Faserrichtung ergibt sich nach der linearen Mischungsregel:

$$(11-1) \quad E_{\parallel} = v_F \cdot E_{F\parallel} + (1 - v_F) \cdot E_M$$

Senkrecht zur Faser ist dagegen die inverse Mischungsregel anzuwenden:

$$(11-2) \quad E_{\perp} = E_M \left[\left(1 - 2\sqrt{\frac{v_F}{\pi}}\right) - \frac{\pi}{2\left(1 - \frac{E_M}{E_{F\perp}}\right)} + \frac{2\arctan\left(\frac{1 + 2\sqrt{\frac{v_F}{\pi}}\left(1 - \frac{E_M}{E_{F\perp}}\right)}{1 - 2\sqrt{\frac{v_F}{\pi}}\left(1 - \frac{E_M}{E_{F\perp}}\right)}\right)}{\left(1 - \frac{E_M}{E_{F\perp}}\right)\sqrt{1 - \frac{4 \cdot v_F}{\pi}\left(1 - \frac{E_M}{E_{F\perp}}\right)^2}} \right]$$

Der Schubmodul ergibt sich näherungsweise aus dem Schubmodul des Matrixmaterials und dem Faservolumenanteil zu

$$(11-3) \quad G_{\parallel\perp} \cong \frac{G_M}{1 - \sqrt{v_F}}$$

und die Querkontraktionszahl zu

$$(11-4) \quad \nu_{\perp\perp} = v_F \cdot \nu_{F\perp\perp} + (1 - v_F) \cdot \nu_M$$

Der Thermalausdehnungskoeffizient in Faserrichtung ergibt sich aus der mit dem E-Modul gewichteten linearen Mischungsregel zu

$$(11-5) \quad \alpha_{\parallel} = \frac{\alpha_M E_M (1 - v_F) + E_{\parallel} \alpha_{\parallel} v_F}{E_M (1 - v_F) + E_{\parallel} v_F},$$

wogegen für den Thermalausdehnungskoeffizienten senkrecht zur Faser der Thermalausdehnungskoeffizient der Matrix eingesetzt werden soll.

$$(11-6) \quad \alpha_{\perp} \cong \alpha_M$$

Für das Stichprobenelement Nr. 5 ergeben sich die Materialdaten der 8 Einzellagen im Vergleich zum idealen Material mit einem Faservolumengehalt von 60% zu den in Tabelle 11.5 dargestellten Werten.

Tabelle 11.5: Stichprobenelement Nr. 5 - Materialdaten der UD-Lagen

	v_f [%]	E_{\parallel} [MPa]	E_{\perp} [MPa]	$G_{\parallel\perp}$ [MPa]	$\nu_{\parallel\perp}$ [-]	$\alpha_{T\parallel}$ [$10^{-6}/K$]	$\alpha_{T\perp}$ [$10^{-6}/K$]
nominell	60	325660	7325	6813	0,281	-0,891	40
Stichprobe Element 5	Δv_f	ΔE_{\parallel}	ΔE_{\perp}	$\Delta G_{\parallel\perp}$	$\Delta \nu_{\parallel\perp}$	$\Delta \alpha_{T\parallel}$	$\Delta \alpha_{T\perp}$
Lage	[%]	[%]	[%]	[%]	[%]	[%]	[%]
1	60,175	0,29	0,19	0,50	-0,07	0,17	0,00
2	59,168	-1,37	-0,91	-2,34	0,36	-0,82	0,00
3	60,571	0,94	0,63	1,66	-0,25	0,55	0,00
4	59,843	-0,26	-0,17	-0,45	0,07	-0,15	0,00
5	59,941	-0,10	-0,07	-0,17	0,04	-0,06	0,00
6	59,952	-0,08	-0,05	-0,14	0,04	-0,05	0,00
7	60,677	1,11	0,74	1,97	-0,28	0,65	0,00
8	59,649	-0,58	-0,38	-1,00	0,14	-0,34	0,00

11.1.5 Mechanische Kennwerte des Laminats

Aus den Materialdaten der Einzellagen und den dazugehörenden Lagenwinkeln werden mittels klassischer Laminattheorie [62] die Steifigkeitsdaten des Gesamtlaminats berechnet. Für den nominellen quasiisotropen Laminataufbau $[0\ 45\ -45\ 90]_s$ mit Faservolumenanteil $v_f=60\%$ ergeben sich die in Tabelle 11.6 gezeigten Steifigkeitsdaten.

Tabelle 11.6: Materialdaten des nominellen quasiisotropen Laminats

	E_{11} [MPa]	E_{22} [MPa]	G_{12} [MPa]	ν_{12} [-]	α_{T11} [$10^{-6}/K$]	α_{T22} [$10^{-6}/K$]
nominell	116710	116710	44588	0,309	0,248	0,248

Im Vergleich hierzu sind die prozentualen Abweichungen der 5 stochastischen Stichprobenelemente in Tabelle 11.7 aufgelistet. Bereits hier ist zu sehen, dass die Abweichungen der thermoelastischen Ausdehnungskoeffizienten im zweistelligen Prozentbereich gegenüber dem Ursprungswert schwanken können.

Tabelle 11.7: Prozentuale Abweichungen der Materialdaten der Stichprobenelemente

Stichprobe Element Nr.	ΔE_{11} [%]	ΔE_{22} [%]	ΔG_{12} [%]	$\Delta \nu_{12}$ [%]	$\Delta \alpha_{T11}$ [%]	$\Delta \alpha_{T22}$ [%]
1	0,51	1,03	0,58	-0,52	0,43	-5,08
2	0,75	1,64	1,44	-0,43	0,40	-9,17
3	0,06	-1,70	-0,90	0,96	-7,48	13,99
4	1,83	-2,41	-0,83	1,78	-22,28	27,25
5	-0,30	0,00	0,10	0,12	1,75	-1,36

Sind die mechanischen Kenndaten aller Stichprobenelemente berechnet, können diese als Häufigkeitsverteilung aufgetragen werden; nach bestmöglicher Anpassung einer Gaußschen Normalverteilung an die Häufigkeitsverteilung stehen somit Mittelwert μ und Standardabweichung σ der Verteilungsfunktion als Ergebnisparameter zur Verfügung. Der Mittelwert μ nähert sich dabei mit steigender Stichprobengröße dem nominellen Wert des idealen Laminats an.

Dies wurde für eine signifikante Stichprobengröße $n_p=10000$ durchgeführt und die Häufigkeitsverteilung der prozentualen Abweichungen von den nominellen Werten von E-Modul und Wärmeausdehnungskoeffizient in Abbildung 11.1 sowie für Schubmodul und Querdehnzahl in Abbildung 11.2 dargestellt. Für das E-Modul, die Querdehnzahl und das Schubmodul liegt die Standardabweichung jeweils bei ca. 1,1%. Die Standardabweichung des Wärmeausdehnungskoeffizienten liegt dagegen bei 10,2%.

Diese ermittelten Standardabweichungen spiegeln die durchschnittliche Abweichung der Materialparameter vom nominellen Mittelwert wieder und können somit zur Definition der Verteilungsfunktionen von stochastischen Variablen herangezogen werden.

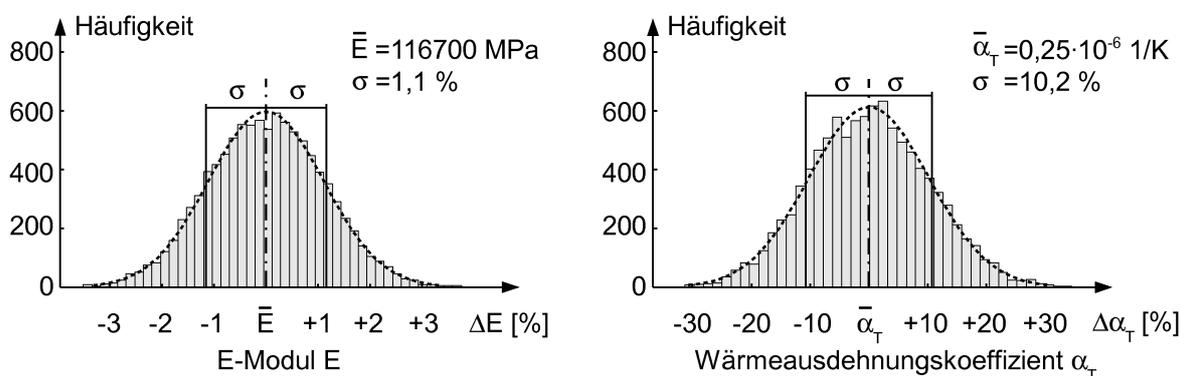


Abbildung 11.1: Häufigkeitsverteilung für E-Modul und Wärmeausdehnungskoeffizient

Maßgeblich für die Berechnung von thermoelastischen Verformungen sind E-Modul und Wärmeausdehnungskoeffizienten des Laminats. Der Einfluss von Schubmodul

und Querkontraktionszahl spielt nur eine untergeordnete Rolle und soll daher für die nachfolgenden stochastischen Berechnungen vernachlässigt werden.

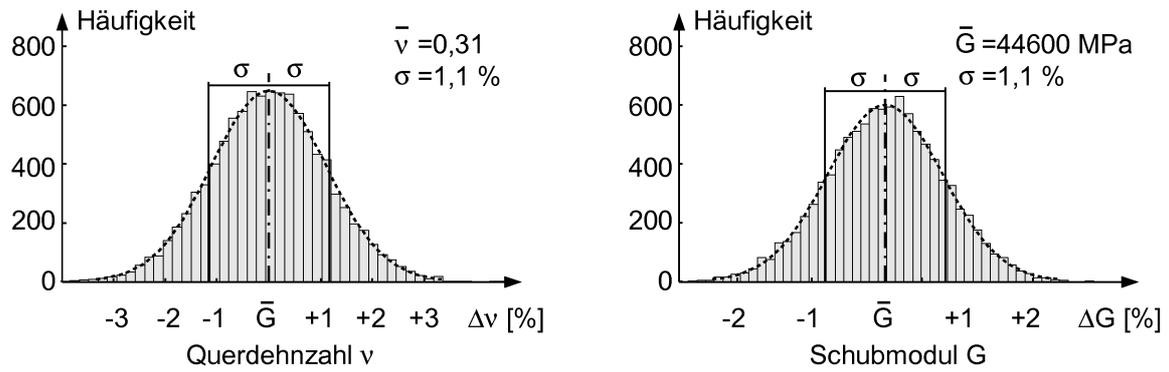


Abbildung 11.2: Häufigkeitsverteilung für Querdehnzahl und Schubmodul

11.2 Auswahl des Verfahrens zur Deformationsberechnung

Für die Auswahl des Berechnungsverfahrens der thermoelastischen Deformationen ist die Gesamtzahl zu erwartender Deformationsberechnungen zu ermitteln:

Für das Monte-Carlo-Verfahren beträgt diese:

$$(11-7) \quad n_{cM} = n_{LF} \cdot n_{VK} \cdot n_p$$

Für das gradientenbasierte Superpositionsverfahren beträgt die Anzahl dagegen:

$$(11-8) \quad n_{cG} = n_{LF} \cdot n_{sV} \cdot n_E$$

mit

n_{LF} Anzahl zu untersuchender Thermallastfälle

n_{VK} Anzahl zu untersuchender Kombinationen der stochastischen Variablenverteilungen

n_p Stichprobengröße

n_{sV} Anzahl stochastischer Variablen

n_E Anzahl der FE-Elemente im Modell

Da in den meisten Fällen mehrere Varianten mit unterschiedlichen Kombinationen und Streuungen der stochastischen Variablen sowie zusätzliche systematische Fehler untersucht werden sollen, ist schnell ersichtlich, dass die gradientenbasierte Superpositionsmethode der Monte-Carlo-Methode vorzuziehen ist.

Daher soll in den nachfolgenden Kapiteln hauptsächlich auf die Implementierung und Anwendung der gradientenbasierten Superpositionsmethode und nur kurz auf die Monte-Carlo-Methode eingegangen werden.

11.3 Ablauf und Implementierung der gradientenbasierten Superpositionsmethode

Nach den vorangegangenen Erläuterungen zur Wahl von Parametern für die Verteilungsfunktion der stochastischen Variablen sollen die Implementierung und der Ablauf der gradientenbasierten Superpositionsmethode anhand eines konkreten Anwendungsbeispiels erläutert sowie im Anschluss die dazugehörigen Ergebnisse präsentiert werden.

Der prinzipielle Ablauf kann dem folgenden Diagramm entnommen werden, dessen einzelne Schritte in den nachfolgenden Unterkapiteln ausführlich erklärt werden.

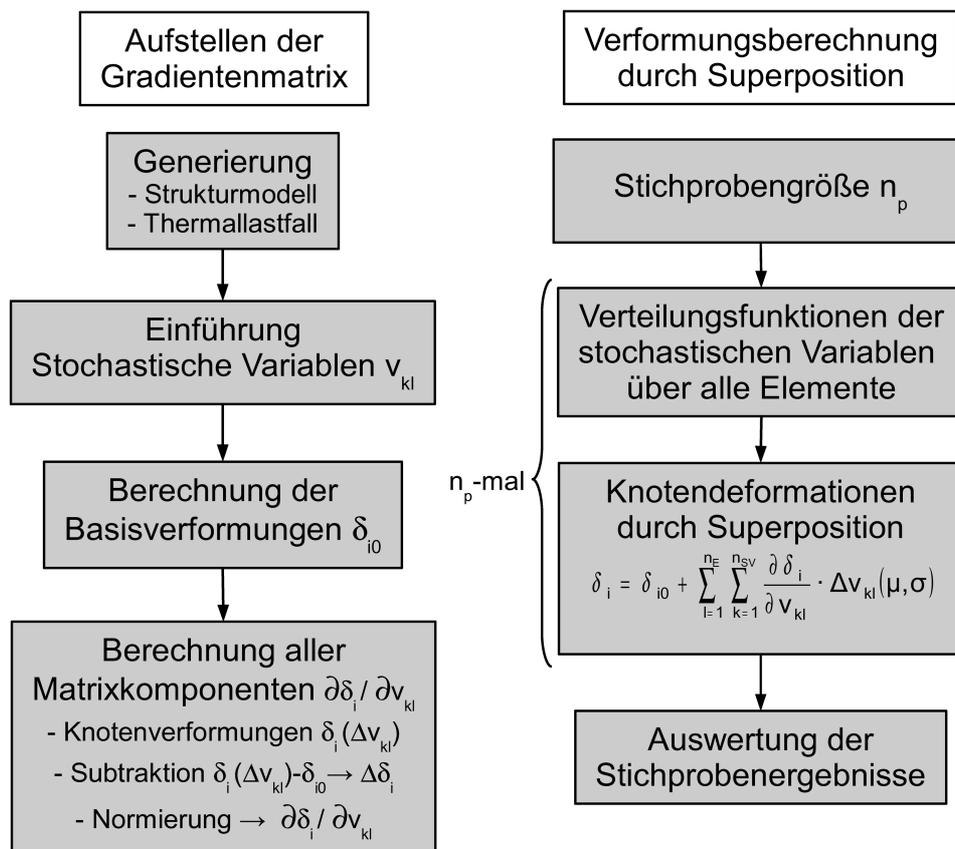


Abbildung 11.3: Ablaufdiagramm gradientenbasierte Superpositionsmethode

11.3.1 Modellgenerierung

Als Ausgangsbasis für dieses Anwendungsbeispiel dient das Strukturmodell der vorangegangenen Orbit simulation zusammen mit dem Temperaturfeld der Orbitposition 130° (siehe Abbildung 10.10) als Thermallastfall.

Zur Durchführung der in Kapitel 6.2.2 beschriebenen stochastischen Analyse auf Laminebene muss der im Modell vorliegende Wandaufbau bestehend aus CFK-Laminat und äußerer metallischer Beschichtung für die Verwendung mit stochastischen Variablen angepasst werden.

Die Beschichtung hat durch ihre geringe Dicke keinen wesentlichen Einfluss auf die thermoelastischen Verformungen und kann daher unverändert im Wandaufbau als oberste und unterste Schicht bestehen bleiben.

Die gewählten stochastischen Variablen beeinflussen die Steifigkeiten und thermoelastischen Ausdehnungskoeffizienten jeweils der oberen und unteren Hälfte des gesamten CFK-Laminats. Hierzu ist der quasiisotrope Laminataufbau, welcher durch 8 unter den Winkeln $[0 \ 45 \ -45 \ 90]_s$ angeordneten UD-Einzellagen mit orthotropem Materialmodell modelliert wurde, durch einen homogenisierten Aufbau mit isotropem Materialmodell zu ersetzen. Dabei ist zu beachten, dass die Lagenanzahl des gesamten Wandaufbaus nicht verändert werden darf, damit die im Temperaturlastfall gespeicherten Temperaturen fehlerfrei zugeordnet werden können. Die vorhandenen 8 Lagen des Laminats werden somit beibehalten und allen Lagen ein isotropes Materialgesetz mit den Daten des quasiisotropen Laminats zugewiesen. Dabei bilden die oberen 4 Lagen die obere Laminathälfte, die unteren 4 Lagen die untere Laminathälfte.

Als letzter Punkt ist das Geometriemodell von nicht mehr benötigten Strukturbestandteilen, welche für die Strahlungsberechnung der Thermalsimulation hinzugefügt wurden, zum Beispiel das Earthdeck des Satelliten, zu bereinigen.

Das so modifizierte Modell, im folgenden Basismodell genannt, ist als neue Ausgangsbasis für die stochastische Berechnung abzuspeichern.

11.3.2 Implementierung der stochastischen Variablen ins FE-Modell

Die Gradientenmatrix der Knotenverformungen in Abhängigkeit der Komponenten der stochastischen Variablen muss für jedes Modell und den dazugehörigen Thermallastfall einmalig aufgestellt werden. Hierzu wird für alle stochastischen Variablen nacheinander der Wert v_{kl} einer einzigen stochastischen Variablen in einem einzigen Element um einen einheitlichen Betrag verändert und die aus der Änderung resultierenden Knotenverformungen berechnet. Aus den Änderungen der Knotenverformungen $\Delta\delta_i$ gegenüber den thermoelastischen Verformungen des Basismodells kann der jeweilige Eintrag der Gradientenmatrix $\frac{\partial\delta_i}{\partial v_{kl}}$ berechnet werden.

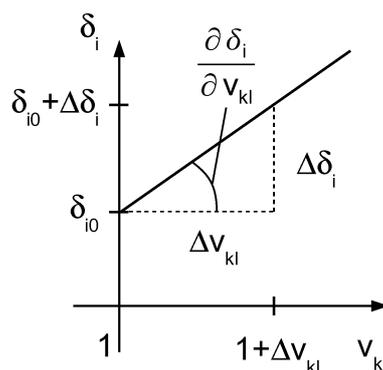


Abbildung 11.4: Definition der Komponenten der Gradientenmatrix

Für die programmtechnische Umsetzung wurde eine Modellroutine erzeugt, welche die als Nummer k definierte Eigenschaft im Element Nummer l mit dem Faktor F_k , der dem Wert $1 + \Delta v_{kl}$ in Abbildung 11.4 entspricht, multipliziert. Die Werte für k , l und F_k sind Eingangsparameter der Modellroutine, welche in Tabelle 11.8 näher erläutert werden.

Tabelle 11.8: Beschreibung der Eingabeparameter

Variable		Wert	Beschreibung
I			Elementnummer
k	obere Hälfte des CFK-Laminats	1	E-Modul x-Richtung (E_{x0})
		2	E-Modul y-Richtung (E_{y0})
		3	Thermalausdehnungskoeffizient x-Richtung (α_{Tx0})
		4	Thermalausdehnungskoeffizient y-Richtung (α_{Ty0})
	untere Hälfte des CFK-Laminats	5	E-Modul x-Richtung (E_{xu})
		6	E-Modul y-Richtung (E_{yu})
		7	Thermalausdehnungskoeffizient x-Richtung (α_{Txu})
		8	Thermalausdehnungskoeffizient y-Richtung (α_{Tyu})
F_k			Multiplikationsfaktor

Innerhalb der Routine ist dafür lediglich die Zuweisung eines modifizierten Materialdatensatzes mit dem Index k für das CFK-Laminat im Element I notwendig. Die k neu erzeugten Materialdatensätze wurden dabei in der k-ten stochastischen Variablen um den Multiplikationsfaktor F_k gegenüber dem Basismaterialdatensatz 0 modifiziert, wie in der Materialdatensatzdefinition in Tabelle 11.9 zu sehen ist. Alle anderen Elemente bleiben unverändert.

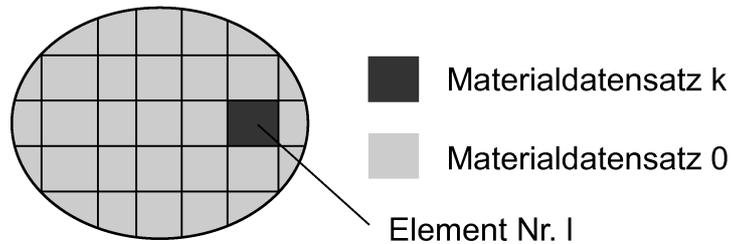


Abbildung 11.5: Zuweisung Materialdatensatz k für Element I

Tabelle 11.9: Modifizierte Materialdatensätze

Materialdatensatz	E_{x_0}	E_{y_0}	$\alpha_{T_{x_0}}$	$\alpha_{T_{y_0}}$	E_{x_u}	E_{y_u}	$\alpha_{T_{x_u}}$	$\alpha_{T_{y_u}}$
0	E	E	α_T	α_T	E	E	α_T	α_T
1	$F_1 \cdot E$	E	α_T	α_T	E	E	α_T	α_T
2	E	$F_2 \cdot E$	α_T	α_T	E	E	α_T	α_T
3	E	E	$F_3 \cdot \alpha_T$	α_T	E	E	α_T	α_T
4	E	E	α_T	$F_4 \cdot \alpha_T$	E	E	α_T	α_T
5	E	E	α_T	α_T	$F_5 \cdot E$	E	α_T	α_T
6	E	E	α_T	α_T	E	$F_6 \cdot E$	α_T	α_T
7	E	E	α_T	α_T	E	E	$F_7 \cdot \alpha_T$	α_T
8	E	E	α_T	α_T	E	E	α_T	$F_8 \cdot \alpha_T$

Die Größe des Multiplikationsfaktors sollte dabei in der Größenordnung der später für die Superposition gewählten Standardabweichung liegen; für eine Standardabweichung des E-Moduls von 20% um den Mittelwert ergibt sich als Multiplikationsfaktor für das E-Modul des Basismodells somit ein Wert von

$$(11-9) \quad E = (1,00 + 0,20) \cdot E_{\text{Basis}} = 1,20 \cdot E_{\text{Basis}}$$

und somit als Eingangsparameter

$$(11-10) \quad F = 1,20.$$

Die erstellte Routine berechnet für das so variierte Basismodell die Knotenverformungen und gibt ein Array δ_i mit den Deformationen der Oberflächenknoten als Ausgabeparameter zurück.

11.3.3 Berechnung der Verformungen des Basismodells

Zur Erzeugung der Gradientenmatrix muss die Verformungsdifferenz zwischen variiertem Modell und homogenisiertem Basismodell berechnet werden. Die Verformungen δ_{i_0} des Basismodells werden durch einmaligen Aufruf der vorgestellten Verformungsberechnungsmethode mit dem Parameter $F = 1,00$ durchgeführt. Die Elementnummer l und der Auswahlparameter k der stochastischen Variablen sind für diese Berechnung irrelevant und können beliebig gewählt werden.

11.3.4 Aufbau der Gradientenmatrix

Die Komponenten $\frac{\partial \delta_i}{\partial v_{kl}}$ der Gradientenmatrix stellen die Verformungsänderung eines

Knotens i gegenüber der Verformung des Basismodells infolge einer Einheitsänderung der stochastischen Variablen v_k im Element l dar. Zur Berechnung einer Komponente ist dafür jeweils eine Änderung einer einzigen stochastischen Variablen in einem einzigen Element durch Multiplikation mit dem Faktor F durchzuführen. Insgesamt müssen also $n_E \cdot n_{sV}$ (Anzahl-Elemente \cdot Anzahl stochastischer Variablen) Berechnungen zur Aufstellung der vollständigen Gradientenmatrix durchgeführt werden.

Die in Kapitel 11.3.2 beschriebene Routine zur Verformungsberechnung wurde als Interfacefunktion im Programmsystem MATLAB erstellt. Die aufgerufene Funktion

führt von dort aus den Aufruf für das externe Programmsystem ANSYS zur Berechnung der Modellverformungen auf.

Vorteil dieser Implementierung ist, dass die Methode unabhängig vom jeweiligen FE-Programmsystem und FE-Modell verwendet und, wie in Kapitel 9.1 beschrieben, die Berechnung aller Matrixkomponenten durch Parallelisierung wesentlich beschleunigt werden kann.

Für die Parallelisierung wird manuell eine Population an Individuen erzeugt, die aus allen möglichen Kombinationen der Parameter k und l sowie jeweils dem Multiplikationsfaktor F_k besteht. Die so generierte Populationsmatrix, welche an den Jobverteiler zur parallelen Berechnung übergeben wird, besitzt somit den in Tabelle 11.10 dargestellten Aufbau.

Tabelle 11.10: Matrix der Eingabeparameter zur Gradientenerzeugung

k	l	F
1	1	F_1
1	2	F_1
1	...	F_1
1	n_E	F_1
2	1	F_2
2	2	F_2
2	...	F_2
2	n_E	F_2
...	1	F_k
...	2	F_k
...	...	F_k
...	n_E	F_k
n_{sV}	1	F_{nsV}
n_{sV}	2	F_{nsV}
n_{sV}	...	F_{nsV}
n_{sV}	n_E	F_{nsV}

Der Jobverteiler liefert als Ausgabe die Knotenverformungen der reflektierenden Oberfläche aller Berechnungen als Array in Abhängigkeit der Parameter k und l zurück.

Für die Gradientenbildung muss die reine Änderung der Oberflächendeformation aus den Knotenverformungen infolge der stochastischen Variation berechnet werden. Hierzu werden die Knotendeformationen δ_{i0} des homogenisierten Basismodells von den berechneten Knotenverformungen des variierten Modells abgezogen.

$$(11-11) \quad \Delta \delta_i(\partial v_{kl}) = \delta_i(\partial v_{kl}) - \delta_{i0}$$

Die Verformungsänderung wird anschließend auf den Betrag der Änderung der stochastischen Variablen normiert. Dies erfolgt durch Division der Verformungsänderung durch die Änderung des Multiplikationsfaktors F_k gegenüber dem Ursprungsmodell ($F_0=1,00$), so dass sich die Komponente der Gradientenmatrix ergibt zu:

$$(11-12) \quad \frac{\partial \delta_i}{\partial v_{kl}} = \frac{\Delta \delta_i(\partial v_{kl})}{F_k - F_0} = \frac{\delta_i(\partial v_{kl}) - \delta_{i0}}{F_k - 1}$$

11.3.5 Erzeugen von stochastischen Stichproben

Die stochastische Analyse basiert auf der Berechnung und Auswertung einer Stichprobe signifikanter Größe. Für dieses Anwendungsbeispiel hat sich dabei eine Stichprobengröße von $n_p=10000$ als ausreichend herausgestellt.

Die stochastischen Variablen eines Stichprobenelements werden einer Verteilungsfunktion ungeordneter, zufälliger Reihenfolge über alle Elemente entnommen, wie in Kapitel 11.1 gezeigt wurde. Die bestimmenden Parameter der Verteilungsfunktion sind dabei als Eingabeparameter vom Benutzer vorzugeben.

11.3.6 Superposition

Die Gesamtverformungen eines Knotens einer Stichprobe ergeben sich durch Addition der Grundverformungen δ_{i0} des Basismodells zu den Verformungsänderungen gegenüber dem Basismodell infolge Variation der stochastischen Variablen.

Diese Verformungsänderungen berechnen sich wiederum aus der Summe der Komponenten des Gradienten multipliziert mit der Änderung der stochastischen Variablen des Stichprobenmodells gegenüber dem Basismodell.

Da es sich bei den Komponenten der stochastischen Variablen um Multiplikationsfaktoren für die Laminatsteifigkeiten und Thermalausdehnungskoeffizienten handelt, muss durch Abzug des Multiplikationsfaktors des Basismodells die reine Änderung der Komponente der stochastischen Variablen berechnet werden.

Das Basismodell kann dabei als Modell mit einer konstanten Verteilung seiner stochastischen Variablen $v_{kl}(\mu = 1, \sigma = 0) \equiv 1,00$ angesehen werden, so dass

$$(11-13) \quad \Delta v_{kl}(\mu, \sigma) = v_{kl}(\mu, \sigma) - v_{kl}(\mu = 1, \sigma = 0)$$

oder

$$(11-14) \quad \Delta v_{kl}(\mu, \sigma) = v_{kl}(\mu, \sigma) - 1.$$

Die Superposition erfolgt somit nach der Formel:

$$(11-15) \quad \delta_i = \delta_{i0} + \sum_{l=1}^{n_E} \sum_{k=1}^{n_{SV}} \frac{\partial \delta_i}{\partial v_{kl}} \cdot \Delta v_{kl}(\mu, \sigma)$$

11.3.7 Quantitative Auswertung der stochastischen Deformationsfelder

Für die zur quantitativen Auswertung anschließend durchgeführte RMS-Berechnung sind die verformten Knotenkoordinaten der Stichprobe einzusetzen. Hierfür werden die Knotenkoordinaten des Basismodells zu den Knotendeformationen hinzuaddiert. Die RMS-Berechnung erfolgt mit den in Kapitel 5 beschriebenen Routinen.

Die Superposition und RMS-Berechnung kann durch parallele Berechnung der Elemente der Stichprobe auf den Knoten eines Rechenclusters ebenfalls erheblich beschleunigt werden.

Sind die RMS-Werte aller n_p Stichprobenelemente berechnet, erfolgt die anschließende Auswertung durch Aufstellen einer Häufigkeitsverteilung und Extraktion der Quantilwerte, wie in Kapitel 6.5 beschrieben wurde. Das Extrahieren der Quantilwerte durch die Parameter einer angepassten Gaußschen Normalverteilung wurde durch die in MATLAB dazu bereitgestellte Funktion `histfit` implementiert.

11.4 Ablauf und Implementierung der Monte-Carlo-Methode

Für die Anwendung der Monte-Carlo-Methode wird eine Stichprobe der Größe n_p , wie in Kapitel 11.3.5 beschrieben, generiert und die resultierenden thermoelastischen Verformungen, wie in Kapitel 6.4.1 beschrieben, berechnet. Die Berechnung aller n_p Elemente der Stichprobe kann dabei ebenfalls mit Hilfe der Routinen zur parallelen Ausführung von Berechnungen auf einem Rechencluster erfolgen.

Dazu wird jeweils die für ein Stichprobenelement generierte Matrix der stochastischen Variablen an eine Berechnungsroutine übergeben. Die Berechnungsroutine wurde abgewandelt aus der Berechnungsroutine der gradientenbasierten Methode und erhält als Eingabeparameter ein Array der Größe $[n_{sv} \times n_E]$ mit den Komponenten v_{ki} aller stochastischen Variablen. Sie berechnet für die Stichprobe die Knotenverformungen der reflektierenden Oberfläche und gibt diese in einem Array als Ausgabeparameter zurück.

Wesentliche Änderung gegenüber der Berechnungsmethode zur Aufstellung der Gradientenmatrix ist daher lediglich die gleichzeitige Implementierung aller stochastischen Variablen als Multiplikationsfaktoren für die Materialeigenschaften im FE-Modell. Hierfür muss für jedes Element ein eigener Materialdatensatz mit den auf den Eingabeparametern basierenden stochastischen Variationen erstellt und zugewiesen werden. Dieses Vorgehen wurde bereits in Abbildung 6.5 dargestellt.

Sind die Verformungen aller Elemente der Stichprobe berechnet, erfolgt die Auswertung mittels RMS-Berechnung, Bilden einer Häufigkeitsverteilung und Extraktion der Quantildaten in gleicher Weise wie beim gradientenbasierten Verfahren.

Für die Ergebnisse zeigte sich bei allen durchgeführten Vergleichsbeispielen eine sehr gute Korrelation zwischen gradientenbasiertem Verfahren und Monte-Carlo-Methode.

11.5 Ergebnisse der durchgeführten Berechnungen

In diesem Kapitel befinden sich die zusammengestellten Ergebnisse der vorgestellten Methode zur Berechnung thermoelastischer Verformungen unter Berücksichtigung stochastischer Effekte. Nach kurzen Erläuterungen der im Modell vorzunehmenden Änderungen an Materialparametern und Lagenaufbau und der Wahl der Verteilungsgrößen der stochastischen Variablen werden die Ergebnisse der thermoelastischen Verformungsberechnung diskutiert. Hierbei soll zuerst der Einfluss einer rein stochastischen Verteilung von Faservolumengehalt und Lagenwinkelfehlern untersucht werden. Ergänzend folgen anschließend die Ergebnisse einer Studie über den Einfluss eines rein systematischen Fehlers resultierend aus einer Differenz der Faservolumengehalte zwischen reflektierender Oberfläche und Versteifungsrippen.

11.5.1 Materialdaten und Lagenaufbau

Die verwendeten Materialdaten des homogenisierten quasiisotropen CFK-Laminats mit einem nominellen Faservolumenanteil von $v_f=60\%$ sind in Tabelle 11.11 aufgelistet. E-Modul und nichtlinearer Verlauf des Wärmeausdehnungskoeffizienten wurden dabei aus experimentellen Messungen am Laminat übernommen, stimmen daher nicht mit den per klassischer Laminattheorie rechnerisch ermittelten, nominellen Werten überein. Fehlende Werte in der 3. Raumrichtung wurden wiederum sinnvoll ergänzt. Der nichtlineare, gemessene Verlauf des Wärmeausdehnungskoeffizienten des homogenisierten Laminats und dessen Modellierung wurden bereits in Kapitel 10.2.1 vorgestellt.

Tabelle 11.11: Mechanische Kennwerte des quasiisotropen Laminats

mechanische Kennwerte homogenisiertes Laminat LTM123/M55J [0 45 -45 90] _s					
E_{11} [MPa]	105000	E_{22} [MPa]	105000	E_{33} [MPa]	7200
ν_{xy} [-]	0,30	ν_{yz} [-]	0,30	ν_{xz} [-]	0,30
G_{xy} [MPa]	40000	G_{yz} [MPa]	3140	G_{xz} [MPa]	3140

Im in Tabelle 9.3 dargestellten ursprünglichen Lagenaufbau aus einzelnen unidirektionalen Schichten wird das Materialmodell der UD-Lagen durch das isotrope Materialmodell des homogenisierten Laminats ersetzt, womit sich folgendes Schema ergibt:

Tabelle 11.12: Lagenaufbau mit homogenisiertem, quasiisotropem CFK-Laminat

Schicht	Winkel [°]	Dicke [mm]	
Beschichtung	0 (isotrop)	0,00075	
CFK (QI)	0 (isotrop)	0,064	obere Hälfte
CFK (QI)	0 (isotrop)	0,064	
CFK (QI)	0 (isotrop)	0,064	
CFK (QI)	0 (isotrop)	0,064	
CFK (QI)	0 (isotrop)	0,064	
CFK (QI)	0 (isotrop)	0,064	untere Hälfte
CFK (QI)	0 (isotrop)	0,064	
CFK (QI)	0 (isotrop)	0,064	
CFK (QI)	0 (isotrop)	0,064	
CFK (QI)	0 (isotrop)	0,064	
Beschichtung	0 (isotrop)	0,00075	

11.5.2 Verteilungsparameter der stochastischen Variablen

Als Eingangsparemeter für die Simulation sollen für das nachfolgende Anwendungsbeispiel die in Tabelle 11.13 aufgeführten Verteilungsparameter für die stochastischen Variablen angesetzt werden.

Tabelle 11.13: Verteilungsparameter der stochastischen Variablen

stochastische Variable	Beschreibung	σ
E_{x_0}, E_{y_0}	E-Modul obere Laminathälfte in x- und y-Richtung	10%, 20%, 30%
$\alpha_{Tx_0}, \alpha_{Ty_0}$	Thermalausdehnungskoeffizient obere Laminathälfte in x- und y-Richtung	
E_{x_u}, E_{y_u}	E-Modul untere Laminathälfte in x- und y-Richtung	
$\alpha_{Tx_u}, \alpha_{Ty_u}$	Thermalausdehnungskoeffizient untere Laminathälfte in x- und y-Richtung	

Auf Basis der Erfahrungen durch experimentelle Bestimmungen des E-Moduls von CFK-Laminaten soll für das E-Modul entgegen den in Kapitel 11.1 simulierten Eingangsparemetern ebenfalls mit einer Standardabweichung von 10%, 20% und 30% gerechnet werden. Diese Erhöhung beinhaltet dadurch, dass in Folge der stochastischen Variation des Materialparameters „E-Modul“ eigentlich der Querschnittsparameter „Dehnsteifigkeit“ E·A beeinflusst wird, gleichzeitig Effekte von Dickenschwankungen, die gerade für dünne Laminat im 2-stelligen Prozentbereich liegen können.

Die gradientenbasierte Methode bietet außerdem die Möglichkeit, den Einfluss der stochastischen Variablen jeweils einzeln und in verschiedenen Kombinationen zu betrachten. Die drei im Anwendungsbeispiel untersuchten Kombinationen sind in Tabelle 11.14 aufgelistet. Insgesamt werden 3 Kombinationen für jeweils 3 Standardabweichungen untersucht. Folglich beträgt die Anzahl zu untersuchender

Kombinationen der stochastischen Variablenverteilungen für dieses Anwendungsbeispiel

$$(11-16) \quad n_{VK} = 3 \cdot 3 = 9$$

Tabelle 11.14: Untersuchte Kombinationen der stochastischen Variablen

Kombination	Beschreibung	varierte Variablen
E	Variation der E-Module	$E_{x0}, E_{y0}, E_{xu}, E_{yu}$
α_T	Variation der Thermalausdehnungskoeffizienten	$\alpha_{Tx0}, \alpha_{Ty0}, \alpha_{Txu}, \alpha_{Tyu}$
E / α_T	Gleichzeitige Variation von E-Modulen und Thermalausdehnungskoeffizienten	$E_{x0}, E_{y0}, E_{xu}, E_{yu}, \alpha_{Tx0}, \alpha_{Ty0}, \alpha_{Txu}, \alpha_{Tyu}$

11.5.3 Ergebnisse der Simulation rein stochastischer Fehler

Zur Berechnung der Ergebnisse wurden für jede stochastische Variable jeweils eine Stichprobe der Größe 10000 für die Standardabweichungen 10%, 20% und 30% generiert. Jedes Element einer Stichprobe besteht dabei aus einer zufällig angeordneten Gaußschen Normalverteilung der stochastischen Variablen über alle Strukturelemente.

Aus den superponierten Verformungen der zu untersuchenden Kombinationen wurden anschließend die RMS-Werte berechnet und als Häufigkeitsverteilung ausgewertet. Als Beispiel ist in Abbildung 11.6 die Häufigkeitsverteilung der RMS-Werte für die Kombination E / α_T mit einer Standardabweichung von 30% beider stochastischer Variablenverteilungsfunktionen dargestellt.

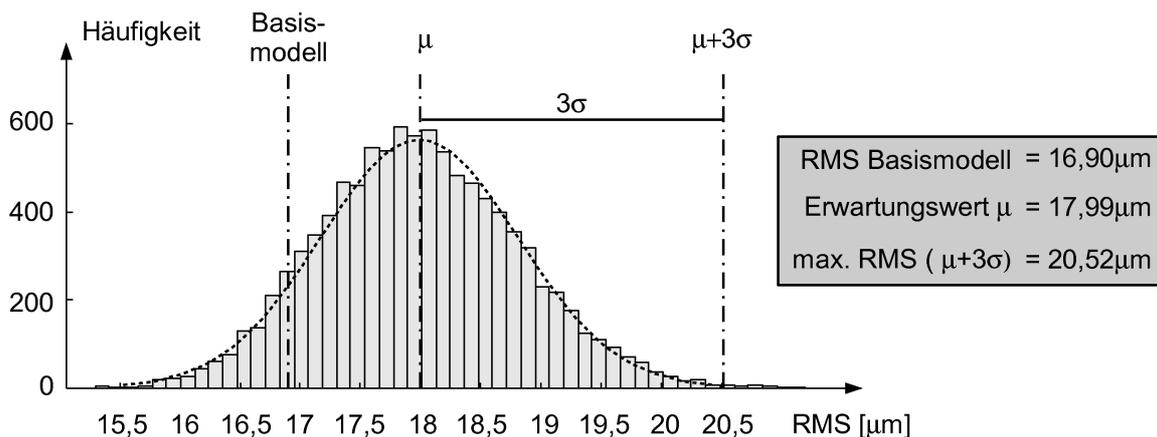


Abbildung 11.6: Häufigkeitsverteilung, Kombination E / α_T für $\sigma=30\%$

Das Histogramm kann als normalverteilt angesehen werden, wodurch die Extraktion von Mittelwert und Standardabweichung der best fit Normalverteilung erfolgen kann. Der RMS-Wert des Basismodells liegt bei $16,90\mu\text{m}$, wohingegen der Mittelwert der Verteilungsfunktion μ bei $17,99\mu\text{m}$ liegt. Dieser Mittelwert entspricht dem mittleren Erwartungswert des RMS-Werts, der in 50% der Fälle nicht überschritten wird. Der

maximal zu erwartende RMS wird durch die 99,9% Quantile $\mu+3\sigma$ gebildet. Als maximaler RMS ist somit ein Wert von $20,52\mu\text{m}$ zu erwarten.

In Tabelle 11.15 erfolgt eine Auflistung der mittleren und maximal zu erwartenden RMS-Werte aller untersuchten Kombinationen aller Standardabweichungen der stochastischen Variablen. In Klammern sind zusätzlich die jeweiligen Best-Fit-RMS-Werte angegeben.

Tabelle 11.15: Oberflächenfehler bei stochastischem Fehler

Basismodell 16,90 (15,12) μm		Erwartungswert μ [μm]			max RMS $\mu+3\sigma$ [μm]		
stochastische Variable		E	α_T	E / α_T	E	α_T	E / α_T
Standardabweichung	$\sigma=10\%$	16,90 (15,13)	17,02 (15,26)	17,03 (15,16)	17,07 (15,29)	17,86 (16,03)	17,88 (16,05)
	$\sigma=20\%$	16,92 (15,15)	17,37 (15,64)	17,40 (15,66)	17,26 (15,47)	19,04 (17,18)	19,09 (17,24)
	$\sigma=30\%$	16,96 (15,18)	17,94 (16,25)	17,99 (16,30)	17,46 (15,67)	20,42 (18,55)	20,52 (18,65)

Im Vergleich zum Basismodell mit einem RMS-Wert von $16,90\mu\text{m}$ ($15,12\mu\text{m}$) ergibt sich durch die stochastische Änderung des E-Moduls keine wesentliche Änderung des zu erwartenden RMS-Werts. Selbst bei einer Standardabweichung der Verteilung des E-Moduls von 30% um den Mittelwert ergibt sich lediglich eine Erhöhung des RMS um $0,06\mu\text{m}$. Dies resultiert daher, dass die Struktur statisch bestimmt gelagert ist und durch eine gleichmäßige Temperaturänderung sich nahezu spannungsfrei verformt, die Verteilung der Steifigkeiten also nur eine geringe Rolle bei der Verformungsberechnung spielt.

Anders dagegen beeinflusst die Verteilung der Wärmeausdehnungskoeffizienten unmittelbar die thermoelastische Dehnungsverteilung, weshalb sich bei einer Standardabweichung von 10% eine Erhöhung des RMS um $0,12\mu\text{m}$ auf $17,02\mu\text{m}$ ($15,26\mu\text{m}$), bei 20% um $0,47\mu\text{m}$ auf $17,37\mu\text{m}$ ($15,64\mu\text{m}$) und bei 30% um $1,04\mu\text{m}$ auf $17,94\mu\text{m}$ ($16,25\mu\text{m}$) ergibt.

Für den maximalen RMS ergibt sich bei einer Standardabweichung von 30% ein maximaler Zuwachs um $3,62\mu\text{m}$ auf $20,52\mu\text{m}$ ($18,65\mu\text{m}$). Dies entspricht einem Zuwachs von 21%. Alle untersuchten Werte liegen jedoch unterhalb der Missionsanforderung von $30\mu\text{m}$ RMS, das gewählte Modell erfüllt somit die Anforderungen an die thermoelastische Oberflächenstabilität im Orbit.

11.5.4 Ergebnisse der Simulation von systematischen Fehlern

Anhand des folgenden Beispiels soll die Berechnung des Einflusses eines rein systematischen Fehlers demonstriert werden. Als Fehlergröße wird eine systematische Differenz des Faservolumengehalts des Laminats der rückseitigen Versteifungsrippen gegenüber dem Laminat der reflektierenden Oberfläche aufgebracht.

Der nominelle Faservolumengehalt der reflektierenden Oberfläche beträgt nach wie vor 60%; der Faservolumengehalt der Rippenstruktur soll nacheinander auf die Werte 55%, 57%, 59%, 61%, 63% und 65% geändert werden.

Diese Differenz der Faservolumenanteile wird simuliert durch eine Modifikation der Steifigkeiten und Wärmeausdehnungskoeffizienten des Laminats der rückseitigen Stützstruktur. Hierzu werden die homogenisierten Materialdaten des quasiisotropen Laminats basierend auf dem Faservolumengehalt und den Faser- und Harzdaten (siehe Tabelle 11.1 und Tabelle 11.2) analog zu den Ausführungen in Kapitel 11.1 berechnet und die Änderungen von Steifigkeiten und Thermalausdehnungskoeffizienten gegenüber den nominellen Werten ermittelt. Diese Änderungen werden wiederum in die Materialdatensätze des Strukturmodells übernommen, die thermoelastischen Verformungen für den Referenzthermallastfall berechnet und der Oberflächenfehler als RMS ausgewertet.

In Tabelle 11.16 aufgetragen sind für die untersuchten Faservolumengehalte sowohl die Änderungen der Materialparameter als auch die berechneten RMS-Werte.

Tabelle 11.16: Oberflächenfehler bei systematischem Fehler

v_f der Rippenstruktur	$\Delta E_{11} / \Delta E_{22}$ [%]	$\Delta \alpha_{T11} / \Delta \alpha_{T22}$ [%]	RMS [μm]	Best-Fit-RMS [μm]
55%	-8,40%	+34,59%	23,92	19,68
57%	-5,06%	+19,79%	20,77	17,67
59%	-1,69%	+6,20%	18,05	15,90
60% (Basismodell)			16,90	15,12
61%	+1,71%	-6,28%	15,82	14,35
63%	+5,12%	-17,74%	14,18	13,03
65%	+8,59%	-28,27%	13,21	12,21

Für steigende Faservolumengehalte ist zu erkennen, dass die RMS-Werte gegenüber dem Basismodell kleiner werden. Dies liegt daran, dass mit steigendem v_f sich der Thermalausdehnungskoeffizient der Rippenstruktur immer weiter dem Wert Null annähert und deren thermoelastische Verformungen kleiner werden. Ein Großteil der reflektierenden Oberfläche wird durch die Rippenstruktur an Verformungen senkrecht zur Randebene gehindert, weshalb der RMS insgesamt fällt. Der Oberflächenfehler resultiert hauptsächlich aus den Verformungen im Randbereich der reflektierenden Oberfläche, welche nicht in den stützenden Einflussbereich der Rippenstruktur fallen.

Für fallende Faservolumenanteile, somit größer werdendem Thermalausdehnungskoeffizienten, ist dagegen eine beträchtliche Vergrößerung des RMS gegenüber dem Basismodell zu erkennen. Bereits bei einer Differenz des Faservolumenanteils der Rippen gegenüber der reflektierenden Oberfläche von 1%, was einer systematischen Änderung des Wärmeausdehnungskoeffizienten um 6,20% gegenüber dem Basismodell entspricht, steigt der RMS um 1,15 μm auf 18,05 μm an. Im Vergleich zu den Ergebnissen der Simulation rein stochastischer Fehler wurde als Erwartungswert bei einer Standardabweichung von E-Modul und Wärmeausdehnungskoeffizient von 30% ein RMS von 17,99 μm erreicht. Dies zeigt, dass systematische Fehler wesentlich kritischer als stochastische Fehler zu betrachten sind, weshalb deren Identifikation und Vermeidung eine hohe Priorität haben sollte.

12 Zusammenfassung und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit wurden Vorgehensweisen, Vorteile und verschiedene Anwendungsmöglichkeiten von integrierten parametrischen Modellen für die Entwicklung thermoelastisch stabiler Antennenreflektorstrukturen für den Einsatz im Welt- raum demonstriert. Wesentlicher Vorteil der integrierten Modellierung ist, dass bereits in der frühen Entwurfsphase alle relevanten Aspekte an einem einzigen Simulationsmodell untersucht werden können, wodurch weniger Schnittstellen zwischen beteiligten Programmsystemen erforderlich sind.

Durch die Auftrennung von Modelldaten und Modellmethoden ist es darüber hinaus möglich, die Simulationsverfahren auf unterschiedliche Modelle anzuwenden, wodurch sich der Zeitaufwand für Neuentwicklungen wesentlich senken lässt und unterschiedlichste Parameteruntersuchungen einfach durchgeführt werden können. Modellkomponenten und Methoden können den Missionsanforderungen angepasst, durch andere Komponenten ausgetauscht oder in ihrer Modellierung erweitert werden, wodurch das Modell in verschiedenen Detailstufen untersucht werden kann. Die Ansteuerung aller Methoden durch Skripten erlaubt gleichzeitig eine Automatisierung der Berechnungsabläufe und ermöglicht den direkten Vergleich von Ergebnissen verschiedener Modelle.

Für den ersten Schwerpunkt dieser Arbeit, die Modellierung von Thermallastfällen für die Berechnung von thermoelastischen Verformungen, wurde ein vereinfachtes Vorgehen durch Abschätzung von minimalen und maximalen Gleichgewichtstemperaturen und eine Lastfalldefinition auf Basis von Gradienten eingeführt. Weiterhin wurde ein detailliertes Strahlungsberechnungsverfahren im FE-Programmsystem mittels der Radiosity-Solver-Methode für beliebige Strahlungsquellen vorgestellt. Über konservative Annahmen der einfallenden Strahlungsgrößen sowie der abstrahlenden Flächengröße werden die Ergebnisse für Hot und Cold Case beider Methoden mit ausreichender Sicherheit gegenüber den Ergebnissen von genaueren, dafür aufwändigeren spezialisierten Verfahren zur Thermalanalyse berechnet.

Als zweiter Schwerpunkt wurde auf die Problematik des Einflusses von stochastischen Unsicherheiten auf die thermoelastische Stabilität eingegangen. Es wurde eine Methode zur Modellierung von Unsicherheiten durch stochastische Variablen eingeführt und eine dazugehörige Berechnungsmethode nach dem gradientenbasierten Superpositionsverfahren definiert. Dieses Verfahren kommt im Gegensatz zur ebenfalls vorgestellten Monte-Carlo-Methode mit weniger Rechenoperationen aus und ist daher besonders gut für die Auswertung verschieden kombinierter stochastischer Variablen geeignet.

Durch den Erwartungswert sowie den maximalen Erwartungswert wurde eine konservative Abschätzung für mittlere Abweichungen von einer Sollform eingeführt. Beide Werte definieren die Grenzen eines Konfidenzintervalls, über welches Unsicherheiten und Fertigungsungenauigkeiten beziehungsweise Fertigungstoleranzen bereits in der Strukturauslegung berücksichtigt werden können. Dabei können der Berechnungsaufwand und die Berechnungsdauer durch Modellierung der stochastischen Variablen auf unterschiedlichen Detailebenen den Erfordernissen des aktuellen Projektstands angepasst werden.

Alle Modellmethoden wurden nach deren Definition und der Erläuterung der theoretischen Hintergründe am Anwendungsbeispiel eines neu zu entwickelnden, hochgenauen Antennenreflektors demonstriert.

Hierfür erfolgte eine Beschreibung der Implementierung der Methode zur Erstellung des Geometriemodells. Dieses kann durch parametrische Programmierung flexibel in Aperturdurchmesser, Fokus und Offset an die geometrischen Randbedingungen der jeweiligen Mission angepasst werden. Weiterhin wurde gezeigt, wie durch Variation der Topologieparameter für die Rippenanordnung das Konzept bestmöglich an die strukturmechanischen Anforderungen sowie für eine vereinfachte Herstellung angepasst werden kann.

Zur Demonstration der Berechnung von Thermallastfällen wurde eine Methode zur Simulation eines Orbitumlafs im geostationären Orbit implementiert und angewendet. Das zugrunde liegende Verfahren wurde verifiziert, die Plausibilität der Ergebnisse überprüft und die resultierenden Temperaturen mit dem vereinfachten Verfahren zur Berechnung von minimalen und maximalen Temperaturen verglichen.

Mit dem erzeugten Thermallastfall wurde nachfolgend eine stochastische Analyse durchgeführt. Hierfür wurde eine Berechnung der Verteilungsparameter der stochastischen Variablen auf Basis der Eingangsparameter Faservolumenanteil und Lagenwinkelfehler demonstriert. Eine Ergebnisbetrachtung der implementierten Methode zeigt, dass stochastische Fehler einen wesentlichen Einfluss auf die thermoelastischen Verformungen haben können. Die Größe des Einflusses ist abhängig von der Art der Struktur, deren Auflagerung und der inneren statischen Unbestimmtheit. Für den betrachteten Reflektor stellte sich heraus, dass die zu erwartenden Oberflächenfehler aus stochastischem Einfluss unterhalb der Missionsanforderung liegen, der Nachweis der thermoelastischen Stabilität somit erfüllt ist. Bereits in der frühen Entwurfsphase ist durch die Kombination von Thermalberechnung und stochastischer Simulation somit der essenzielle Nachweis für die Einhaltung der thermoelastischen Stabilität im Orbit möglich. Gleichzeitig können durch die Anwendbarkeit der Berechnungsmethoden auf unterschiedliche Modelle mehrere aussichtsreiche Konzepte bereits in der Entwurfsphase miteinander verglichen werden.

Neben der Verbesserung der bestehenden Methoden ist als Möglichkeit für zukünftige Entwicklungen die Erweiterung um Methoden zur radioelektrischen Simulation in Betracht zu ziehen. Als langfristiges Ziel ist die Simulation des Strahlungsdiagramms einer thermoelastisch verformten Antenne angedacht. Als Zwischenschritt ist dabei die Entwicklung einer Methode zur Abschätzung des Antennengewinns und der Höhe der Nebenkeulen der verformten Struktur erstrebenswert.

Außerdem bietet sich eine Anwendung der entwickelten Methoden zur Testkorrelation von Thermal-Vakuum-Tests an. Hierzu ist eine Vergleichsmethode von Messung mittels Thermographiekamera und berührungslosem Messsystem in der TV-Kammer zu den Simulationsergebnissen zu implementieren. Eine Erweiterung der Methode zur RMS-Oberflächenfehlerberechnung wurde bereits für die Testauswertung einer Vermessung der schwerkraftbedingten Verformungen eines Antennenreflektors während eines Parabelflugs eingesetzt. Hauptanwendung hierbei ist eine Korrelation von Messkoordinatensystem mit Simulationskoordinatensystem für einen direkten Vergleich der Verformungsgrößen.

Eine weitere Anwendungsmöglichkeit ist die Implementierung von Methoden zur Orbitüberwachung thermoelastischer Verformungen und adaptiver Korrektur der Reflektoroberfläche. Hierzu sind regelungstechnische Methoden zur Ansteuerung von Aktoren und die Berechnung von deren Einfluss auf die verformte Struktur notwendig.

Letzter Punkt ist die Übertragung der vorgestellten methodischen Vorgehensweisen der integrierten Modellierung auf andere Strukturen. Um eine effektive Modellumsetzung durchführen zu können, ist eine umfassende Analyse der Anforderungen und Modellierungsziele notwendig. Für die Berechnung von thermoelastischen Deformationen beliebiger Strukturen können die implementierten Simulationsmethoden dabei mit minimalen Anpassungen an die Erfordernisse ebenfalls eingesetzt werden und auf diese Weise eine wesentliche Arbeitserleichterung im Strukturentwurf schaffen.

Anhang A Anhangkapitel

A.1 Berechnung der Offsetgröße x_0 aus dem Offsetwinkel ϑ

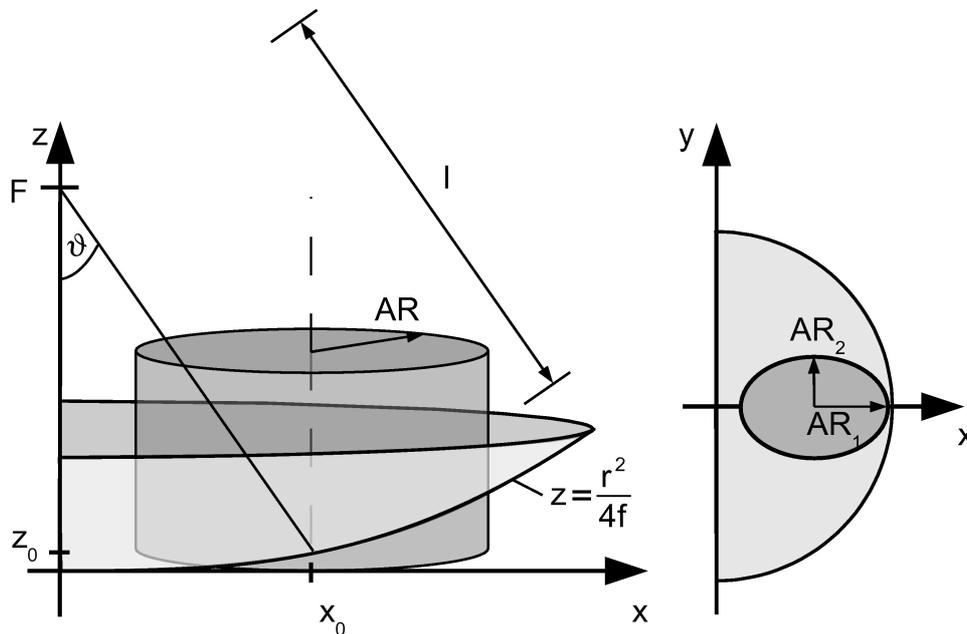


Abbildung A.1: Verschnitt von Paraboloid mit Aperturzylinder

In diesem Kapitel wird die Berechnung des Offsets x_0 aus dem Offsetwinkel ϑ anhand der in Abbildung A.1 dargestellten Geometrie erläutert.

Die Hypotenuse des rechtwinkligen Dreiecks durch den Fokus mit den Koordinaten $(0 / F)$, den Mittelpunkt der reflektierenden Oberfläche (x_0/z_0) sowie den Punkt $(0/z_0)$ auf der z -Achse ist wie folgt gegeben:

$$(A1-1) \quad l = \frac{x_0}{\sin \vartheta}$$

Weiterhin berechnet sich die fokale Länge F aus der Summe von z_0 und der Ankathete des rechtwinkligen Dreiecks zu

$$(A1-2) \quad F = z_0 + l \cdot \cos \vartheta$$

Die Länge z_0 berechnet sich außerdem aus der Parabelgleichung im Punkt x_0 zu:

$$(A1-3) \quad z_0 = \frac{x_0^2}{4F}$$

(A1-1) und (A1-3) in (A1-2) für l und z_0 eingesetzt führt zu folgender quadratischer Gleichung für x_0 :

$$(A1-4) \quad 0 = \frac{1}{4F} x_0^2 + \frac{\cos \vartheta}{\sin \vartheta} x_0 - F$$

Deren Lösung lautet:

$$(A1-5) \quad x_0 = \frac{-\frac{\cos \vartheta}{\sin \vartheta} \pm \sqrt{\frac{\cos^2 \vartheta}{\sin^2 \vartheta} + 4 \cdot \frac{1}{4F} \cdot F}}{2 \cdot \frac{1}{4F}}$$

Mit Hilfe der Beziehung

$$(A1-6) \quad \cos^2 \vartheta = 1 - \sin^2 \vartheta$$

vereinfacht sich (A1-5) zur Gleichung

$$(A1-7) \quad x_0 = 2F \left(-\frac{\cos \vartheta}{\sin \vartheta} \pm \sqrt{\frac{1 - \sin^2 \vartheta}{\sin^2 \vartheta} + 1} \right)$$

welche wiederum vereinfacht wird zu:

$$(A1-8) \quad x_0 = \frac{2 \cdot F}{\sin \vartheta} (-\cos \vartheta \pm 1)$$

Da ein positiver Wert für x_0 gesucht ist, ϑ zwischen 0 und 90° liegt, wofür $-\cos \vartheta < 0$, kommt als Lösung nur die Addition der Diskriminante in Frage:

$$(A1-9) \quad x_0 = \frac{2 \cdot F}{\sin \vartheta} (-\cos \vartheta + 1)$$

Eine alternative Darstellung dieser Formel ergibt sich durch Erweiterung mit dem Faktor $(1 + \cos \vartheta)$ zu:

$$(A1-10) \quad x_0 = \frac{2 \cdot F (1 - \cos \vartheta) \cdot (1 + \cos \vartheta)}{\sin \vartheta (1 + \cos \vartheta)} = \frac{2 \cdot F (1 - \cos^2 \vartheta)}{\sin \vartheta (1 + \cos \vartheta)}$$

Erneutes Einsetzen der Beziehung

$$(A1-11) \quad 1 - \cos^2 \vartheta = \sin^2 \vartheta$$

in (A1-10) führt schließlich zur endgültigen Lösung für x_0 :

$$(A1-12) \quad x_0 = \frac{2 \cdot F \cdot \sin \vartheta}{1 + \cos \vartheta}$$

A.2 Berechnung des Neigungswinkels der Randebene

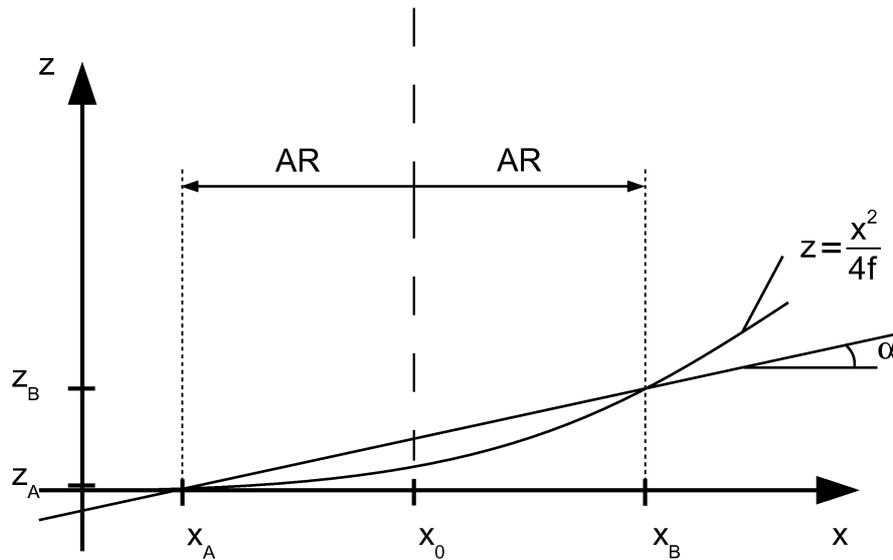


Abbildung A.2: Berechnung des Neigungswinkels α

Die Neigung der Reflektorrandebene berechnet sich aus den Schnittpunkten der Parabel mit dem Aperturzyylinder des Radius AR zu:

$$(A2-13) \quad \tan \alpha = \frac{z_B - z_A}{x_B - x_A}$$

mit den Koordinaten der Schnittpunkte

$$(A2-14) \quad x_B = x_0 + AR$$

$$(A2-15) \quad x_A = x_0 - AR$$

$$(A2-16) \quad z_B = \frac{x_B^2}{4F} = \frac{(x_0 + AR)^2}{4F}$$

$$(A2-17) \quad z_A = \frac{x_A^2}{4F} = \frac{(x_0 - AR)^2}{4F}$$

so dass

$$(A2-18) \quad \tan \alpha = \frac{\frac{(x_0 + AR)^2}{4F} - \frac{(x_0 - AR)^2}{4F}}{x_0 + AR - (x_0 - AR)} = \frac{4 AR \cdot x_0}{2AR} = \frac{x_0}{2F}$$

A.3 Berechnung von Gradienten senkrecht zur Reflektorschale

Nachfolgend wird die Berechnung des Abstands λ eines Punktes p zur reflektierenden Oberfläche in Richtung des Normalenvektors \vec{n} der Randebene \vec{n} erläutert. Der Abstand λ dient als Skalierfaktor beim Aufbringen von Temperaturgradienten in Dickenrichtung.

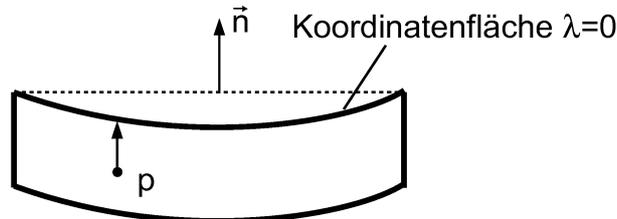


Abbildung A.3: Berechnung des vertikalen Abstands zur Reflektoroberfläche

Bekannt sind die Lage des Punkts p im globalen Koordinatensystem, der Normalenvektor \vec{n} im globalen Koordinatensystem sowie die Gleichung des Rotationsparaboloids $z = \frac{x^2 + y^2}{4 \cdot F}$ im globalen Koordinatensystem.

Mit Hilfe einer Geradengleichung durch den Punkt p und dem Richtungsvektor \vec{n} wird ein Gleichungssystem zur Berechnung des Schnittpunkts mit dem Paraboloid aufgestellt: Dieses beinhaltet den Parameter λ , welcher die gesuchte Distanz zwischen p und dem Paraboloid darstellt.

$$(A3-19) \quad \vec{p} + \lambda \cdot \vec{n} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ \frac{x^2 + y^2}{4 \cdot F} \end{pmatrix}$$

Die einzelnen Gleichungen des Systems lauten:

$$(A3-20) \quad p_x + \lambda \cdot n_x = x$$

$$(A3-21) \quad p_y + \lambda \cdot n_y = y$$

$$(A3-22) \quad p_z + \lambda \cdot n_z = \frac{x^2 + y^2}{4 \cdot F}$$

Gleichungen (A3-20) und (A3-21) eingesetzt in (A3-22) ergibt:

$$(A3-23) \quad p_z + \lambda \cdot n_z = \frac{(p_x + \lambda \cdot n_x)^2 + (p_y + \lambda \cdot n_y)^2}{4 \cdot F}$$

oder ausgeschrieben

$$(A3-24) \quad \frac{p_x^2 + 2 \cdot \lambda \cdot n_x p_x + \lambda^2 \cdot n_x^2 + p_y^2 + 2 \cdot \lambda \cdot n_y p_y + \lambda^2 \cdot n_y^2}{4 \cdot F} - p_z - \lambda \cdot n_z = 0.$$

Umsortiert nach λ ergibt sich aus (A3-24) die quadratische Gleichung

$$(A3-25) \quad \lambda^2 \left(\frac{n_x^2 + n_y^2}{4 \cdot F} \right) + \lambda \left(\frac{n_x p_x + n_y p_y}{2 \cdot F} - n_z \right) + \frac{p_x^2 + p_y^2}{4 \cdot F} - p_z = 0,$$

welche nach λ aufgelöst werden kann.

Die Lösung lautet somit

(A3-26)

$$\lambda_{1/2} = \frac{- \left(\frac{n_x p_x + n_y p_y}{2 \cdot F} - n_z \right) \pm \sqrt{\left(\frac{n_x p_x + n_y p_y}{2 \cdot F} - n_z \right)^2 - 4 \cdot \frac{n_x^2 + n_y^2}{4 \cdot F} \cdot \left(\frac{p_x^2 + p_y^2}{4 \cdot F} - p_z \right)}}{2 \cdot \frac{n_x^2 + n_y^2}{4 \cdot F}}$$

mit dem Normalenvektor $\vec{n} = \begin{pmatrix} -\sin\alpha \\ 0 \\ \cos\alpha \end{pmatrix}$ aus Formel (4-7).

Anhang B Literaturverzeichnis

- [1] Moore, J., Gierow, O., Patrick, B., Marker, D., "A Parametric Assessment of Material Properties, Boundary Conditions and Environmental Effects on the Performance of Membrane Optical Systems" in Highly Innovative Space Telescope Concepts, Proc. of SPIE Vol. 4849
- [2] Zhang, L., Chen, Y., "The On-Orbit Thermal-Structural Analysis of the Spacecraft Component Using MSC/NASTRAN" in MSC 1999 Aerospace Users' Conference Proceedings
- [3] Hachkowski, M.R., Peterson, L.D., "A Comparative History Of The Precision Of Deployable Spacecraft Structures", University of Colorado, Center for Aerospace Structures and Department of Aerospace Engineering Sciences, Boulder, Colorado 80309-0429, Report CU-CAS-95-22, 1995
- [4] McLaren, S.W., Ravelli, L., Lacombe, A., "Advancing The Thermo-Elastic Distortion Performance Of Commercial Deployable Reflectors", in Proc. of 28th ESA Antenna Workshop On Space Antenna Systems And Technologies, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2005
- [5] Ruze, J., "Antenna tolerance theory – A review" in Proc. of the IEEE, Vol. 54, pages 633-640, April 1966.
- [6] Baier, H., Datashvili, L., Nathrath, N., Pellegrino, S., "Technical assessment of high accuracy large space borne reflector antenna", Final report of ESA contract No. 16757/02/NL/LvH/bj, ESA/ESTEC, The Netherlands, 2003
- [7] Tan, L.T., Pellegrino, S., "Stiffening Method For "Spring-Back" Reflectors" in Computational Methods for Shell and Spatial Structures, IASS-IACM 2000, ISASR, Athens, Greece 2000
- [8] Willis, P.B., Dyer, J., Dummer, S., "Fabrication and thermo-optical Properties of the MLS composite primary reflector" in Proc. of SPIE Conference on Composite Materials and Applications, Denver, Colorado, USA, July 1999, SPIE Vol. 3786
- [9] Elie, N., Lacombe, A., Baril, S., "Ultra-Light Reflectors: A High-Performance And Industrial Concept For Commercial Telecom Antennas" in Proc. of 28th ESA Antenna Workshop On Space Antenna Systems And Technologies, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2005
- [10] Baril, S., Lacombe, A., Désagulier, C., "Large Deployable KA-Band Reflectors Qualification" in Proc. of 28th ESA Antenna Workshop On Space Antenna Systems And Technologies, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2005
- [11] Stute, T., "The Telescope Reflectors For The ESA Planck Mission" in Proc. of 28th ESA Antenna Workshop On Space Antenna Systems And Technologies, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2005
- [12] ABEGG, C., BARIL, S., DOTTE, B., "New Developments In Large High Performance Shaped Reflectors" in Proc. of 25th Antenna Workshop on Satellite Antenna Technology, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2002

-
- [13] Pearson, J.C., Romanofsky, R.R., "Thin Film Antenna Development and Optimization" in Proc. of 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 1-4 May 2006, Newport, Rhode Island, AIAA 2006-2229
- [14] Cols, J.-L., Brain, J.R., Coster, L., Duran, M., "Antennas and Structures at Matra Marconi Space Current Technologies and Developments" in AP2000, Millenium Conference an Antennas and Propagation, ESA, Davos, 9.-14. April 2000
- [15] Stute, T., Wulz, G., Scheulen, D., "Recent Developments Of Advanced Structures For Space Optics At Astrium Germany" in Proc. of SPIE Vol. 5179 Optical Materials and Structures Technologies, edited by William A. Goodman (SPIE, Bellingham, WA, 2003)
- [16] Stute, T., "The Planck Telescope Reflectors" in Proceedings of SPIE Vol. 5495 Astronomical Structures and Mechanisms Technology, edited by Joseph Antebi, Dietrich Lemke, (SPIE, Bellingham, WA, 2004)
- [17] Stute, T., Sippel, R., "Ultra Lightweight Composite Mirrors for Optical Application" in Proc. of SPIE Vol. 3132 Optomechanical Design and Precision Instruments, edited by Alson E. Hatheway, (SPIE, Bellingham, WA, 1997)
- [18] Thompson, M.W., "The Astromesh Deployable Reflector" in Proc. of the Sixth International Mobile Satellite Conference 1999, Canada
- [19] Lin, J.K.H., Fang, H., Im, E., Quijano, U.O., "Concept Study of a 35-m Spherical Reflector System for NEXRAD in Space Application" in Proc. of 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 1-4 May 2006, Newport, Rhode Island, AIAA 2006-1604
- [20] Milano, M., Bresciani, D. Meschini, A., Cella De Dan, A., Poscente, M., "KA Band Reflector Technology Developments At Alenia Spazio" in Proc. of 28th ESA Antenna Workshop On Space Antenna Systems And Technologies, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2005
- [21] Mangenot, C., "Space antennas: ESA's perspectives on future needs and technologies" in Proc. of 28th ESA Antenna Workshop On Space Antenna Systems And Technologies, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2005
- [22] Mark W. Thomson, "ASTROMESH™ Deployable Reflectors For Ku- And Ka-Band Commercial Satellites" in Proc. of 43rd AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Denver, USA (2002), AIAA-2002-2032
- [23] Ernst, T., Linke, S., Lori, M., Fasold, D., Haefker, W., Nösekabel, E. H., Santiago Prowald, J., "Highly Stable Q/V Band Reflector Demonstrator Manufacturing And Testing" in Proc. of 29th ESA Antenna Workshop on Multiple Beams and Reconfigurable Antennas, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2007
- [24] Tan, L.T., Soykasap, O., Pellegrino, S., "Design & Manufacture of Stiffened Spring-Back Reflector Demonstrator" in Proc. of 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 18 - 21 April 2005, Austin, Texas, USA, AIAA 2005-2048

-
- [25] Soykasap, O., Tan, L.T., "Design and Analysis of Full scale Offset Stiffened Spring Back Reflector" in Proc. of First CEAS European Air and Space Conference, 10-13 September 2007, Berlin, Germany, CEAS-2007-162
- [26] H. Baier, L. Datashvili, N. Natrath, "The deployable precision shell-membrane reflector SMART", in Proc. of European Conference on Antennas and Propagation, Eucap 2006, Nice, France
- [27] Baier, H., Datashvili, L., "Scalable and Stowable Precision Antenna Reflectors" in Proc. of 30th ESA Antenna Workshop on Antennas for Earth Observation, Science, Telecommunication and Navigation Space Missions, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2008
- [28] Medzmariashvili, E., Tserodze, S., Tsignadze, N., Datashvili, L., Medzmariashvili, G., "Large Deployable Space Offset Reflector" in Proc. of 30th ESA Antenna Workshop on Antennas for Earth Observation, Science, Telecommunication and Navigation Space Missions, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2008
- [29] Datashvili, L., Baier, H., "Shell-Membrane Reflecting Surface Material for Deployable and Transformable Space Reflectors" in Proc. of 30th ESA Antenna Workshop on Antennas for Earth Observation, Science, Telecommunication and Navigation Space Missions, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2008
- [30] Energia - GPI Space (EGS), "Space Experiment "Reflector" aboard the "MIR" orbital station", Quelle: <http://egs.cosmos.ru/eng/reflector.htm>
- [31] Energia - GPI Space (EGS), "Space Experiment "Reflector" aboard the "MIR" orbital station – Final Report", Quelle: <http://egs.cosmos.ru/eng/freport.htm>
- [32] Veal, G., Freeland, R., "IN-STEP Inflatable Antenna Description" in Proc. of Space Programs and Technologies Conference, AIAA 95-3739
- [33] "Preliminary Mission Report: Spartan 207/inflatable Antenna Experiment Flown on STS-77", Spartan Project, NASA-GSFC, Feb. 14, 1997
- [34] Freeland, R. E., Bilyeu, G., "IN-STEP Inflatable Antenna Experiment" in Proc. of 43rd Congress of the International Astronautical Federation, IAF Paper 92-0301, 1992
- [35] Freeland, R.E., Bilyeu, G.D., Veal, G.R., "Large Inflatable Deployable Antenna Flight Experiment Results" in Proc. of 48th Congress of the International Astronautical Federation, IAF Paper 97-1.3.01, 1997
- [36] McCaul, T.P., Murfin, A.M., "Evaluation Of New High Performance Pitch Fibres For The Manufacture Of Light Weight Structures With Improved Mechanical Properties And Dimensional Stability" in Proc. of 28th ESA Antenna Workshop On Space Antenna Systems And Technologies, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2005
- [37] Saba, M., Ishikawa, G., Ilott, P.A., Kiuchi, N., Mizuta, H., Sakai, T., Hashimoto, O., "Reflectivity Analysis on Pitch-based Carbon Fiber Fabrics for High-frequency Antennas and Reflectors" in SAMPE 2004 - Long Beach, CA May 16 - 20, 2004

-
- [38] Bashford, D., "Low Temperature Cure Cyanate Ester Prepreg Materials for Space Applications" in Proc. of European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, (ESA SP-468), ESA/ESTEC, The Netherlands, 2001
- [39] Hinckley, C. M., "A Statistical Evaluation of the Variation in Laminated Composite Properties Resulting from Ply Misalignment", SAND90-8205 UC-700, Sandia National Laboratories, 1990, USA
- [40] Langer, H., Müller, M., "Lothar-Reflector – effects of stochastically varying fiber volume fraction on the reflector performance", Lehrstuhl für Leichtbau, Institut für Luft- und Raumfahrt, Fakultät Maschinenwesen, Technische Universität München, LLB-Report 2002/001, January 2002
- [41] Uebelhart, S.A., Cohany, L.E., Millerz, D.W., "Design Exploration for a Modular Optical Space Telescope Architecture Using Parameterized Integrated Models", in Proc. of 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 1-4 May 2006, Newport, Rhode Island, AIAA 2006-2083
- [42] Hale, R.D., Landes, J.A., Kaushik, P.B.R., "Structural Design and Simulation of Ultralightweight Technology for Research in Astronomy" in Proc. of 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 1-4 May 2006, Newport, Rhode Island, AIAA 2006-2214
- [43] Banik, J.A., Lively, P.S., Taleghani, B.K., Jenkins, C.H., "Solar Sail Topology Variations Due to On-Orbit Thermal Effects" in Proc. of 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 1-4 May 2006, Newport, Rhode Island, AIAA 2006-1708
- [44] Edke, M.S., Chang, K.-H., "Concurrent Shape Optimization of Structural Components" in Proc. of 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 1-4 May 2006, Newport, Rhode Island, AIAA 2006-1623
- [45] Cullimore, B., Panczak, T., Baumann, J., Genberg, V., Kahan, M., "Integrated Analysis of Thermal/Structural/Optical Systems" in Proc. of International Conference On Environmental Systems, July 2002, San Antonio, TX, USA, Society of Automotive Engineers, 2002, SAE 2002-01-2444
- [46] Briggs, H.C., Phillips, C.J., Orzewalla, M.A., "Integrated Modeling of Advanced Opto-Mechanical Systems" in Proc. of 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 1-4 May 2006, Newport, Rhode Island, AIAA 2006-2215
- [47] Chodimella, S.P., Moore, J.D., Otto, J., Fang, H., "Design Evaluation of a Large Aperture Deployable Antenna" in Proc. of 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 1-4 May 2006, Newport, Rhode Island, AIAA 2006-1603
- [48] Cullimore, B., Panczak, T., Baumann, J., Dr. Victor Genberg, V., Kahan, M., "Automated Multidisciplinary Optimization of a Space-based Telescope" in Proc. of International Conference On Environmental Systems, July 2002, San Antonio, TX, USA, Society of Automotive Engineers, 2002, SAE 2002-01-2445,

-
- [49] Panczak, T., Ring, S., Welch, M., "A CAD-based Tool for FDM and FEM Radiation and Conduction Modeling" in Proc. of International Conference On Environmental Systems, July 1998, Danvers, MA, USA, Society of Automotive Engineers, 1998, SAE Paper No. 981577
- [50] Panczak, T., Welch, M.J., "Integrating Thermal and Structural Analysis with Thermal Desktop™" in Proc. of International Conference On Environmental Systems, July 1999, Denver, CO, USA, Society of Automotive Engineers, 1999, SAE Paper No. 1999-01-2126
- [51] Panczak, T.D., Cullimore, B.A., "Parametric Thermal Analysis and Optimization Using Thermal Desktop™" in Proc. of International Conference On Environmental Systems, July 2000, Toulouse, FRANCE, Society of Automotive Engineers, 2000, SAE Paper No. 2000-01-2447
- [52] Born, M., Wolf, E., "Principles of Optics", Cambridge University Press, 1997, ISBN 0521639212
- [53] Jenkins, C.H.M. (ed.), "Gossamer Spacecraft: Membrane and Inflatable Structures Technology for Space Applications", Progress in Astronautics and Aeronautics Volume 191, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, USA, 2001
- [54] Jenkins, C.H.M. (ed.), "Recent Advances in Gossamer Spacecraft", Progress in Astronautics and Aeronautics Volume 212, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, USA, 2006
- [55] Baehr, H.D., Stephan, K., "Wärme- und Stoffübertragung", 5. Auflage, Springer-Verlag, Berlin 2004
- [56] Siegel, R., Howell, J.R., Lohrengel, J., "Wärme- und Stoffübertragung, Teil 1, Grundlagen und Materialeigenschaften", Springer-Verlag, Berlin, 1988
- [57] Siegel, R., Howell, J.R., Lohrengel, J., "Wärme- und Stoffübertragung, Teil 2, Strahlungsaustausch zwischen Oberflächen und in Umhüllungen", Springer-Verlag, Berlin, 1991
- [58] Lewis, R.W., Morgan, K., Thomas, H.R., Seetharamu, K.N., "The Finite Element Method in Heat Transfer Analysis", John Wiley & Sons, 1996
- [59] Leipertz, A., "Wärme und Stoffübertragung", 2. Auflage, ESYTEC, Erlangen, 2008-12-04
- [60] The Math Works, "MATLAB User's Guide", Dokumentation für das Programmsystem MATLAB, USA, 2008
- [61] Langer, H., "Extended Evolutionary Algorithms for Multiobjective and Discrete Design Optimization of Structures", Dissertation am Lehrstuhl für Leichtbau, Institut für Luft- und Raumfahrt, Fakultät Maschinenwesen, Technische Universität München,
- [62] Baier, H., "Faserverbundwerkstoffe", Skriptum zur Vorlesung und Übung, Lehrstuhl für Leichtbau, Institut für Luft- und Raumfahrt, Fakultät Maschinenwesen, Technische Universität München, 2008

- [63] Chen, P.C., Oliverson, R.J., Romeo, R.C., "Fabrication and Testing Of Ultra Lightweight Gossamer Class Composite Mirrors" in Highly Innovative Space Telescope Concepts, Proc. of SPIE Vol. 4849, 2002
- [64] Ramo, S., Whinnery, J.R., Van Duzer, T., "Fields and Waves in Communication Electronics", 3. Auflage, John Wiley & Sons, 1993
- [65] Meinke, H.H., "Taschenbuch der Hochfrequenztechnik", 5. Auflage, Springer Verlag, Berlin, 1992
- [66] Voges, E., "Hochfrequenztechnik - Bauelemente, Schaltungen, Anwendungen", 3. Auflage, Verlag Hüthig, Bonn, 2004
- [67] Bathe, K.-J., "Finite-Elemente-Methoden", Springer Verlag, Berlin, 1986
- [68] Flemming, M., Ziegmann, G., Roth, S., "Faserverbundbauweisen. Fasern und Matrices", Springer-Verlag, Berlin, 1995
- [69] Flemming, M., Ziegmann, G., Roth, S., "Faserverbundbauweisen. Halbzeuge und Bauweisen", Springer-Verlag, Berlin, 1996
- [70] Flemming, M., Ziegmann, G., Roth, S., "Faserverbundbauweisen. Eigenschaften", Springer-Verlag, Berlin, 2003
- [71] Ansys Inc., "Ansys 10.0 User's Manual"
- [72] Ansys Inc., "Ansys 10.0 Theory Manual"
- [73] <http://www.openpbs.org>
- [74] http://www.sinda.com/thermica_home.htm

Eigene themenbezogene Veröffentlichungen:

- [75] Lang, M., Baier, H., Ernst, T., "High Precision Thin Shell Reflectors - Design Concepts, Structural Optimization and Shape Adjustment Techniques", in Proc. of European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing 2005, 10.-12. Mai 2005, Noordwijk, The Netherlands
- [76] Lang, M., Ernst, T., "Highly Stable Antenna Surfaces and Structures, Demonstrator Optimization and Stochastic Analysis", STAN-LLB-TN-0023, European Space Agency (ESA) Technical Report, Contract 17604/03/NL/CH, 2005, Noordwijk, The Netherlands
- [77] Lang, M., Baier, H., Ernst, T., "Surface Accuracy Prediction and Optimization of a High Precision Q/V-Band Reflector", in Proc. of 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 01. - 04. Mai 2006, Newport, USA, AIAA 2006-2216
- [78] Datashvili, L., Lang, M., Baier, H., "Advanced Reflector Concepts", Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004, 20.-25.09.2004 in Dresden, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V., Bonn
- [79] Ernst, T., Lang, M., "Highly Stable Antenna Surfaces and Structures, Trade-Off on Structural Configurations and Materials", STAN-HPS-TN-0013, European Space Agency (ESA) Technical Report, Contract 17604/03/NL/CH, 2004, Noordwijk, The Netherlands
- [80] Datashvili, L., Nathrath, N., Lang, M., Baier, H., Fasold, D., Pellegrino, S., Soykasap, O., Tan, L.T., Kueh, A., Mangenot, C., Santiago-Prowald, J., "New Concepts and Reflecting Materials for Space Borne Large Deployable Reflector Antennas", in Proc. of 28th ESA Antenna Workshop on Space Antenna Systems and Technologies, 31 May - 3 June 2005, Noordwijk, The Netherlands
- [81] Ernst, T., Lang, M., Lori, M., Schöppinger, C., Santiago Prowald, J., "Highly Stable Q/V Band Reflector Material Trade-Off And Thermo-Elastic Analysis" in Proc. of 28th ESA Antenna Workshop on Space Antenna Systems and Technologies, 31 May - 3 June 2005, Noordwijk, The Netherlands
- [82] Datashvili, L., Lang, M., Baier, H., Sixt, T., "Membranes for large and Precision deployable Reflectors" in Proc. of European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing 2005, 10.-12. Mai 2005, Noordwijk, The Netherlands
- [83] Datashvili, L., Lang, M., Huber, M., Baier, H., "Accuracy Study of a Space Deployable Antenna Reflecting Surface under 0G and 1G Conditions" in DGLR Jahrbuch Bd. III 2006, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V., Bonn
- [84] Datashvili, L., Baier, H., Schimitschek, J., Lang, M., Huber, M., "High Precision Large Deployable Space Reflector Based on Pillow-Effect-Free Technology" in Proc. of 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 23 - 26 April 2007, Honolulu, USA, AIAA 2007-2186