



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Bachelorarbeit

Joachim Cebulj

Numerische Untersuchung des Einflusses von Flüssigwasserstoffleitungen auf die Rumpfstruktur zukünftiger wasserstoffbetriebener Flugzeuge.

Joachim Cebulj

**Numerische Untersuchung des
Einflusses von
Flüssigwasserstoffleitungen auf die
Rumpfstruktur zukünftiger
wasserstoffbetriebener Flugzeuge.**

Bachelorarbeit eingereicht im Rahmen der Bachelorprüfung

im Studiengang Flugzeugbau
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
der Fakultät Technik und Informatik
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

in Zusammenarbeit mit:
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt
Hein-Saß-Weg 22
21129 Hamburg

Erstprüfer: Prof. Dr. Martin Wagner
Zweitprüfer : Dr.-Ing. Christian Hesse

Abgabedatum: 07. Oktober 2024

Zusammenfassung

Joachim Cebulj

Thema der Bachelorthesis

Numerische Untersuchung des Einflusses von Flüssigwasserstoffleitungen auf die Rumpfstruktur zukünftiger wasserstoffbetriebener Flugzeuge.

Stichworte

Flüssigwasserstoff, Kraftstoffsystem, FEM, Rumpfstruktur

Kurzzusammenfassung

Der Einsatz von Flüssigwasserstoff als Kraftstoff für neue, klimafreundliche Flugzeugkonzepte bringt neue Herausforderungen insbesondere im Bereich der Systemintegration mit sich. In dieser Arbeit wird eine Vorgehensweise zur parametrisierten Leitungsintegration in Rumpfabschnittsmodelle, die anhand wissensbasierter Entwurfsmethodik erstellt werden, vorgestellt, um den Einfluss des Flüssigwasserstoff-Leitungssystems auf die Rumpfstruktur zu untersuchen. Mit Hilfe numerischer Analysen werden verschiedene Integrationsvarianten untersucht, um aufzuzeigen, wie sich die auftretenden Beanspruchungen der Gesamtstruktur sowie ausgewählter Strukturkomponenten durch die Integration der Leitungen unter Beschleunigungslasten verändern.

Joachim Cebulj

Title of the thesis

Numerical analysis of the influence of liquid hydrogen lines on the fuselage structure of future hydrogen-powered airplanes.

Keywords

Liquid Hydrogen, Fuel System, FEM, Fuselage Structure

Abstract

The use of liquid hydrogen as a fuel for new, climate-friendly aircraft concepts leads to new challenges, especially with regard to system integration. This thesis presents an approach for parameterised piping integration into fuselage segment models created using knowledge-based design methodology with the aim of investigating the influence of the liquid hydrogen piping system on the fuselage structures. Using numerical analysis, different integration variants are investigated in order to show how the stresses in the overall structure and in selected structural components under acceleration loads change as a result of the integration of the pipework.

Danksagung

Die vorliegende Arbeit entstand am Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) im Rahmen meines Bachelorstudiums Flugzeugbau an der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.

Mein besonderer Dank gilt meinem betreuenden Prüfer Herrn Prof. Dr. Martin Wagner, dessen Unterstützung und fachkundiger Rat die Umsetzung der Arbeit ermöglicht haben. Seine Anregungen und sein konstruktives Feedback haben die Ausarbeitung maßgeblich beeinflusst. Ebenso möchte ich mich herzlich bei Herrn Dr.-Ing. Christian Hesse für die Übernahme der Zweitprüferschaft bedanken. Bei fachlichen Anliegen und Schwierigkeiten war er für mich eine wertvolle Stütze und hat mir jederzeit geduldig und mit großem Engagement weitergeholfen. Seine Hilfsbereitschaft und Offenheit haben wesentlich zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen.

Ein besonderer Dank gilt außerdem den Kolleginnen und Kollegen aus der Abteilung Integrierte Kabine und Industrialisierung. Ihre Hilfsbereitschaft und fachliche Expertise haben mir während meiner Zeit am DLR sehr geholfen. Insbesondere möchte ich Dr. Jörn Biedermann für die Unterstützung bei der Themenfindung danken, sowie Sven Hellbrück, der mich bei fachlichen Fragen und Schwierigkeiten während Arbeit stets mit wertvollen Ratschlägen und Anregungen unterstützt hat. Ich bedanke mich bei allen für die angenehme Zusammenarbeit und die inspirierenden Gespräche, die entscheidend bei der Umsetzung meiner Arbeit geholfen haben.

Hamburg, Oktober 2024

Joachim Cebulj

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	viii
Tabellenverzeichnis	xi
Nomenklatur	xii
1 Einleitung	1
1.1 Motivation	1
1.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung	2
1.3 Aufbau der Arbeit	3
2 Grundlagen zum Einsatz von Wasserstoff in der Luftfahrt	4
2.1 Kryogenes Wasserstoffsysteem	5
2.2 Leitungen	6
3 Grundlagen zur Finite Elemente Methode	9
3.1 Finite Elemente Analyse mithilfe von MSC Nastran	10
3.2 Wichtige Elementtypen	11
3.2.1 Schalenelemente	11
3.2.2 Balkenelemente	12
3.2.3 RBE2 Elemente	12
3.2.4 RBE3 Elemente	13
3.2.5 Weitere Elemente	13
3.3 Materialeigenschaften	14
3.4 Randbedingungen und Lasten	14
3.5 Festigkeitshypothesen und Vergleichsspannungen	15
4 Flugzeugvorentwurf als multidisziplinärer Prozess	17
4.1 Common Parametric Aircraft Configuration Schema	18

4.2	Fuselage Geometry Assembler	20
4.2.1	Wissensbasierte Entwurfsmethodik	20
4.2.2	Finite Elemente Modellgenerierung	23
5	Modellierung und Analyse verschiedener Integrationsvarianten des Kraftstoff-	
	verteilsystems	25
5.1	Referenzmodell	25
5.1.1	Flüssigwasserstoffbetriebenes Flugzeugkonzept DLH25	26
5.1.2	Rumpfabschnitt	27
5.2	Leitungspositionierung	29
5.2.1	Variante 1: Vier Leitungen innerhalb der Druckkabine mit Positionie- rung in der Crown Area	30
5.2.2	Variante 2: Vier Leitungen außerhalb der Druckkabine mit hoher Posi- tionierung	31
5.2.3	Variante 3: Zwei Leitungen innerhalb der Druckkabine seitlich unter den Fußbodenquerträgern	32
5.2.4	Variante 4: Zwei Leitungen außerhalb der Druckkabine unter dem Rumpf	32
5.3	Modellierung des Finite Elemente Modells	32
5.3.1	Erzeugung der Geometrie	33
5.3.2	Leitungsintegration	34
5.3.3	Leitungsanbindung	34
5.3.4	Flächige Lasteinleitung	36
5.4	Randbedingungen des Rumpfabschnittmodells	37
5.4.1	Lagerung des Modells	37
5.4.2	Heckmassenrepräsentation	38
5.5	Lastfälle	40
5.5.1	Fluglastfälle	40
5.5.2	Bodenlastfälle	41
5.5.3	Ausgewählte Analyselastfälle	42
6	Ergebnisse und Auswertung der Rumpfstrukturbeanspruchung	43
6.1	Globale Spannungsverteilung	44
6.2	Spannungsverteilung in den Spanten	47
6.3	Von-Mises Spannungsdifferenzen in den Spanten	54
6.4	Lokale Betrachtung der Anbindungsstellen	58
7	Zusammenfassung und Ausblick	62

Literaturverzeichnis	65
A Anhang	70
A.1 Von-Mises Vergleichsspannungsverteilung im höchstbeanspruchten Spant- bereich	70
A.2 Druckspannungen durch den Lastfall 3 in den Spanten	72
A.3 Differenz der Von-Mises Spannungen in den Spanten	74
A.4 Maximalspannungen und deren Position durch die Leitungsintegration	78

Abbildungsverzeichnis

4.1	Schnittstellenreduktion der verschiedenen Werkzeuge (nach [7])	20
4.2	Maximal Connectivity Graph der Entwurfsregeln in FUGA nach Regelsätzen strukturiert (nach [44])	22
5.1	Globales Koordinatensystem des Rumpfmodells	26
5.2	Untersuchter Rumpfabschnitt zwischen den Tragflächen und dem hinteren Druckschott	28
5.3	Querschnittsabmessungen des untersuchten Rumpfabschnitts	28
5.4	Rumpfsegment der Positionierungsvariante 1	31
5.5	Rumpfsegment der Positionierungsvariante 2	31
5.6	Rumpfsegment der Positionierungsvariante 3	33
5.7	Rumpfsegment der Positionierungsvariante 4	33
5.8	Rohrsegment als Teil der Gesamtleitung in schmalem Rumpfausschnitt	34
5.9	Anbindung der Leitungssegmente an die Verbindungsbalken mittels RBE2- Elementen	35
5.10	Visualisierung der RBE3 Abhängigkeiten zur verteilten Lasteinleitung der von den Leitungen verursachten Belastungen in die Struktur	37
5.11	Lastaufbringung auf die hintere Rumpf-Schnittebene mithilfe von RBE2 Ele- menten	39
5.12	V-n Diagramm schematisch	41
6.1	Vergleich des höchstbeanspruchten Bereichs durch Von-Mises Spannungen des Referenzmodells zur Variante 4 unter Lastfall 4	45
6.2	Maximale Von-Mises Vergleichsspannungen im unteren Rumpfbereich des untersuchten Rumpfabschnitts der Positionierungsvariante 4 durch den Last- fall 4	47
6.3	Vergleich der Von-Mises Spannungsverteilung im höchstbeanspruchten Be- reich der Spanten unter Lastfall 4 in den Varianten 1 und 2	49

6.4	Vergleich der Von-Mises Spannungsverteilung im höchstbeanspruchten Bereich der Spanten unter Lastfall 4 in den Varianten 3 und 4	50
6.5	Vergleich der Bereiche um die höchste auftretende Von-Mises Vergleichsspannung in den Spanten des Referenzmodells zur Positionierungsvariante 4 unter Lastfall 3	51
6.6	Druckspannungsverteilung im oberen Bereich des Spants C0043 unter dem Lastfall 3 vergleichend für Varianten 1 und 2 sowie das Referenzmodell	53
6.7	Querschnitt des Spantprofils im Bereich der Leitungsanbindung von Variante 1 bei Lastfall 3 aus dem Spant C0043	54
6.8	Abweichungen der Von-Mises Spannungen in den Spanten vom Referenzmodell durch die Leitungspositionierungen für den Lastfall 1	55
6.9	Abweichungen der Von-Mises Spannungen in den Spanten vom Referenzmodell durch die Leitungspositionierungen für den Lastfall 2	55
6.10	Abweichungen der Von-Mises Spannungen in den Spanten vom Referenzmodell durch die Leitungspositionierungen für den Lastfall 3	56
6.11	Abweichungen der Von-Mises Spannungen in den Spanten vom Referenzmodell durch die Leitungspositionierungen für den Lastfall 4	56
6.12	Spantausschnitte der Positionierungsvariante 1 für die Betrachtung des Einflusses der Leitungsanbindung in Grau hinterlegt	59
6.13	Vergleich der Von-Mises Spannungsdifferenzen (95. Perzentil) zwischen kleinflächiger und großflächiger Anbindung der Leitungen an die Spanten für den Lastfall 1	60
6.14	Vergleich der Von-Mises Spannungsdifferenzen (95. Perzentil) zwischen kleinflächiger und großflächiger Anbindung der Leitungen an die Spanten für den Lastfall 2	60
6.15	Vergleich der Von-Mises Spannungsdifferenzen (95. Perzentil) zwischen kleinflächiger und großflächiger Anbindung der Leitungen an die Spanten für den Lastfall 3	61
6.16	Vergleich der Von-Mises Spannungsdifferenzen (95. Perzentil) zwischen kleinflächiger und großflächiger Anbindung der Leitungen an die Spanten für den Lastfall 4	61
A.1	Vergleich der Von-Mises Spannungsverteilung im höchstbeanspruchten Bereich der Spanten unter Lastfall 1	70
A.2	Vergleich der Von-Mises Spannungsverteilung im höchstbeanspruchten Bereich der Spanten unter Lastfall 2	71

A.3 Vergleich der Von-Mises Spannungsverteilung im höchstbeanspruchten Bereich der Spanten unter Lastfall 3	71
A.4 Druckspannungsverteilung für das Referenzmodell,	72
A.5 Druckspannungsverteilung für Variante 3	72
A.6 Druckspannungsverteilung für Variante 4	73
A.7 Differenzen der Von-Mises Spannungen in den Spanten zwischen den vier Positionierungsvarianten und dem Referenzmodell unter dem Lastfall 1	74
A.8 Differenzen der Von-Mises Spannungen in den Spanten zwischen den vier Positionierungsvarianten und dem Referenzmodell unter dem Lastfall 2	75
A.9 Differenzen der Von-Mises Spannungen in den Spanten zwischen den vier Positionierungsvarianten und dem Referenzmodell unter dem Lastfall 3	76
A.10 Differenzen der Von-Mises Spannungen in den Spanten zwischen den vier Positionierungsvarianten und dem Referenzmodell unter dem Lastfall 4	77

Tabellenverzeichnis

5.1	Parameterwerte der Suchbereiche zur Leitungsanbindung an die Struktur mittels RBE3-Elementen für die verschiedenen Varianten	38
5.2	Übersicht über die analysierten Lastfälle	42
6.1	Maximale Von-Mises Vergleichsspannungen [MPa] für verschieden Positionierungsvarianten und Lastfälle	44
6.2	Relative Abweichungen der maximal auftretenden Von-Mises Vergleichsspannungen vom Referenzmodell für die vier Positionierungsvarianten [%] . . .	46
6.3	Maximale Von-Mises Vergleichsspannungen [MPa] für verschieden Positionierungsvarianten und Lastfälle in den Spanten	48
6.4	Relative Abweichungen der maximal auftretenden Von-Mises Vergleichsspannungen in den Spanten vom Referenzmodell für die vier Positionierungsvarianten [%]	52
A.1	Maximale erste Hauptspannungen [MPa] für verschieden Positionierungsvarianten und Lastfälle	78
A.2	Minimale zweite Hauptspannungen [MPa] für verschieden Positionierungsvarianten und Lastfälle	79
A.3	Maximale erste Hauptspannungen [MPa] für verschieden Positionierungsvarianten und Lastfälle in den Spanten	79
A.4	Minimale zweite Hauptspannungen [MPa] für verschieden Positionierungsvarianten und Lastfälle in den Spanten	80

Nomenklatur

Abkürzungen

CO₂	- Kohlenstoffdioxid
BDF	- Bulk Data File
CAD	- Computer Aided Design
CPACS	- Common Parametric Aircraft Configuration Schema
CS-25	- Certification Specifications for Large Aeroplanes (EASA)
DLR	- Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EASA	- European Union Aviation Safety Agency
FEA	- Finite-Elemente-Analyse
FEM	- Finite-Elemente-Methode
FPG	- Full Problem Graph
FUGA	- Fuselage Geometry Assembler
GH₂	- Gasförmiger Wasserstoff
H5	- Hierarchical Data Format 5
KBE	- Knowledge-based Engineering
LH₂	- Flüssiger Wasserstoff
MCG	- Maximal Connectivity Graph

MDO	- Multidisciplinary Design Optimization
OCCT	- Open Cascade Technology
PANDORA	- Parametric Numerical Design and Optimization Routines for Aircraft
PSG	- Problem Solution Graph
RBE2	- Rigid Body Element, Form 2
RBE3	- Rigid Body Element, Form 3
RCE	- Remote Component Environment
SPC	- Single-Point Constraint
uID	- Unique Identifier
URI	- Unique Ressource Identifie
XML	- Extensible Markup Language

Einheiten

°	-	Grad (Winkelmaß)
g	-	Gramm
K	-	Kelvin
kg	-	Kilogramm
m	-	Meter
MJ	-	Megajoule
MPa	-	Megapascal
Mt	-	Megatonnen
Pa	-	Pascal
%	-	Prozent
t	-	Tonnen
"	-	Zoll
cm	-	Zentimeter

Symbole

Δ	- Differenz
W	- Gewicht
W_L	- Landegewicht
R	- Lastfaktor bei der Landung
n	- Lastvielfaches im Flug
L_L	- Reaktionskraft im Fahrwerk bei der Landung
σ_1	- Erste Hauptspannung
σ_2	- Zweite Hauptspannung
σ_x	- Normalspannung in X-Richtung
σ_y	- Normalspannung in Y-Richtung
σ_V	- Vergleichsspannung
σ_{vm}	- Von-Mises Vergleichsspannung
τ_{xy}	- Schubspannung in der xy-Ebene
φ	- Winkel

1 Einleitung

1.1 Motivation

Der Klimawandel ist eine der großen globalen Herausforderungen der heutigen Zeit. Um ihn einzudämmen, wurde im Dezember 2015 auf der Weltklimakonferenz das “Klimaabkommen von Paris” beschlossen. Darin verpflichteten sich 195 Staaten zu Maßnahmen, um den weltweiten Temperaturanstieg im Vergleich zum vorindustriellen Zeitalter auf unter 1,5 Grad Celsius zu beschränken und Emissionen klimaschädlicher Gase zu reduzieren [13]. Mit knapp 800 Mt CO₂ im Jahr 2022 ist der Luftfahrtsektor für rund 2 % der globalen CO₂ Emissionen verantwortlich [24], wobei die Nachfrage nach Luftfahrt immer weiter steigt. Technologische Neuerungen haben zwischen 1990 und 2019 zwar zu einer Verbesserung der Treibstoffeffizienz der bestehenden Flugzeugflotte von 54 % geführt [4], Airbus rechnet jedoch mit einer durchschnittlichen jährlichen Zunahme der Passagierzahlen von 3,6 % zwischen 2027 und 2042 [5]. Um trotz der steigenden Nachfrage die Ziele zur Reduzierung von CO₂ Luftfahrtsektor bis 2050 zu erreichen, sind radikale Innovationen in der Entwicklung neuer Flugzeuge notwendig [3]. Großes Innovationspotenzial liegt insbesondere im Bereich neuartiger Antriebe und alternativer Energiespeicher.

Einen vielversprechenden Ansatz stellt der Einsatz von Flüssigwasserstoff als Energieträger in zukünftigen Flugzeugen dar. Die Umsetzung und Integration eines solchen Wasserstoffsystems bringt jedoch neue technische Herausforderungen mit sich, insbesondere in Bezug auf die Wechselwirkung mit anderen Systemen, sowie die Anbindung an die Flugzeugstruktur. Aufgrund der Anforderungen an das Wasserstoffspeichersystem bieten zylindrische Tanks im Rumpfheck zur Speicherung von kryogenem, das heißt auf Siedetemperatur abgekühltem Wasserstoff die besten Eigenschaften bezüglich gravimetrischer und volumetrischer Effizienz [43]. In Kombination mit einer konventionellen Positionierung der Triebwerke an den Tragflächen wird dabei der Einsatz verhältnismäßig großer und schwerer Flüssigwasserstoffleitungen entlang des Flugzeugrumpfs notwendig. Die Auswirkungen die-

ser Leitungen auf die Flugzeugstruktur, insbesondere in Bezug auf die Positionierung und Anbindung, sind bisher nicht bekannt.

Digitale Entwurfsmethoden spielen eine wichtige Rolle bei der effizienten Entwicklung neuer Flugzeugkonzepte. Durch automatisierte Entwurfsprozesse ist es bereits in einer frühen Phase des Entwurfs möglich detaillierte Konzepte zu erstellen, was eine schnelle und flexible Bewertung eines großen Felds möglicher Entwürfe erlaubt. Dabei ist auch der Einbezug des Kraftstoffsystems, dessen Auslegung und Wechselwirkung mit anderen Systemen entscheidend, um eine zuverlässige Bewertung der Entwürfe zu gewährleisten. Diese Detaillierung im Vorentwurf hilft, vielversprechende Konzepte zuverlässig zu identifizieren und reduziert das Risiko kostenintensiver Änderungen in späteren Phasen des Entwurfs.

1.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung

Die vorliegende Arbeit befasst sich mit den Herausforderungen, die durch die Integration des Verteilsystems für Flüssigwasserstoff in zukünftigen Flugzeugkonzepten entstehen. Insbesondere soll die strukturelle Beanspruchung des Flugzeugrumpfs durch die Anbindung der verhältnismäßig schweren Leitungen analysiert und bewertet werden.

Basierend auf aktuellen Annahmen bezüglich der Dimensionen des Leitungssystems werden durch Variation verschiedener Parameter, wie der Position und der Befestigungsart, verschiedene Varianten anhand numerischer Analysen untersucht, um deren Einfluss auf die Rumpfstruktur zu bestimmen.

Ziel der Arbeit ist es, ein geeignetes Vorgehen zu entwickeln, um mithilfe numerischer Untersuchungsmethoden den Einfluss der Leitungen auf die Struktur zu untersuchen. Dabei werden automatisiert Modelle der Primärstruktur eines Rumpfabschnitts auf Basis wissensbasierter Entwurfsmethodik erzeugt und die Integration von Flüssigwasserstoffleitungen parametergesteuert umgesetzt. Dadurch soll aufgezeigt werden, welchen Einfluss die Positionierung und Anbindung der Leitungen auf die Struktur haben und wie sich die unterschiedlichen Varianten dabei unterscheiden. Hierfür wird das DLR-eigene Werkzeug Fuselage Geometry Assembler (FUGA) [44] verwendet, um geeignete Geometrie- und Simulationsmodelle der Primärstruktur eines Flugzeugrumpfabschnitts zu erstellen.

In diese Simulationsmodelle werden anhand von festgelegten Leitungsparametern die Flüssigwasserstoffleitungen integriert. Auf Grundlage dieser Modelle werden mithilfe der Finite-Elemente-Analyse (FEA) strukturelle Analysen durchgeführt, um den Einfluss der Leitungen auf die Strukturbeanspruchung zu beschreiben. Die Arbeit leistet somit einen Beitrag zur

besseren Bewertung von Flüssigwasserstoff-Flugzeugkonzepten, indem es die strukturellen Auswirkungen des Verteilsystems aufzeigt und die Integration des Flüssigwasserstoffverteilsystems in zukünftigen Vorentwurfsbetrachtungen vorantreibt.

1.3 Aufbau der Arbeit

Um die Notwendigkeit der Untersuchung des Einflusses der von Flüssigwasserstoffleitungen auf die Rumpfstruktur zu verdeutlichen, wird im folgenden Kapitel 2 ein Überblick über den Stand der Technik auf dem Gebiet der Wasserstoffantriebe in der Luftfahrt, insbesondere des Kraftstoffsystems und der Leitungen, gegeben. In Kapitel 3 werden im Anschluss Grundlagen der Finite-Elemente-Methode (FEM) beschrieben, wobei speziell auf die Aspekte eingegangen wird, die für die Generierung der numerischen Simulationsmodelle von Bedeutung sind. Darauf folgend wird in Kapitel 4 das Werkzeug FUGA vor dem Hintergrund des Einsatzes wissensbasierter Entwurfsmethodik im Flugzeugvorentwurf vorgestellt, mit dessen Hilfe die Modellentwicklung durchgeführt wird. Die Vorgehensweise zur Erstellung der Simulationsmodelle mit integrierten Leitungen auf Basis der vorangegangenen Grundlagen wird in Kapitel 5 beschrieben, wobei auf die verschiedenen Aspekte der Modellgenerierung und die durchgeführten Analysen eingegangen wird. Die Ergebnisse der FE-Analysen der verschiedenen untersuchten Varianten werden in Kapitel 6 ausgewertet und hinsichtlich der auftretenden Spannungen auf verschiedene Weise miteinander verglichen. Abschließend werden in Kapitel 7 die gewonnen Erkenntnisse aus den Analysen zusammengefasst und ein Ausblick auf weiterführende Untersuchungen und die Möglichkeit der Integration in den Flugzeugvorentwurf gegeben.

2 Grundlagen zum Einsatz von Wasserstoff in der Luftfahrt

Der Einsatz von Wasserstoff als Kraftstoff in der Luftfahrt ist kein neuer Ansatz. Bereits 1988 wurde beispielsweise im Zuge von Untersuchungen zu alternativen Energieträgern erfolgreich Flugversuche mit einer Tupolev Tu-155 durchgeführt, bei der eines der drei Triebwerke auf Wasserstoffbetrieb umgerüstet wurde [42]. In den darauffolgenden Jahren wurden zahlreiche Studien und Projekte zum Thema Wasserstoffantrieb in der Luftfahrt durchgeführt, die bis heute relevant sind. Unter anderem untersucht Brewer in seinem Buch *Hydrogen Aircraft Technology* (1991) detailliert den Einsatz von Flüssigwasserstoff als Kraftstoff in Flugzeugen, sowie die Auslegung des Kraftstoffsystems [9].

Im Bestreben die CO₂-Emission in der Luftfahrt zu reduzieren, hat in den letzten Jahren die Forschung und Entwicklung im Bereich wasserstoffbetriebener Flugzeuge deutlich zugenommen, da Wasserstoff aufgrund seiner hohen gravimetrischen Energiedichte großes Potenzial als Flugzeugkraftstoff bietet [9, 32, 33]. Erste erfolgreiche Testflüge wurden beispielsweise von Universal Hydrogen mit einer umgerüsteten DHC-8 durchgeführt, bei der eines der beiden Triebwerke durch einen Brennstoffzellen-betriebenen Elektromotor ersetzt wurde. [19]. Im Bereich des Einsatzes von Flüssigwasserstoff gelang der Firma H2Fly mit ihrem Demonstrator HY4 im September 2023 der erste bemannte Flug mit einem vollständig flüssigwasserstoffbetriebenen Flugzeug. Untersuchungen mit dem Demonstrator zeigen, dass durch die Verwendung von Flüssigwasserstoff statt gasförmigem Wasserstoff das Tankgewicht und -volumen deutlich reduziert werden kann, was zu einer signifikanten Erhöhung der Reichweite führt [16].

Auch für den Mittel- und Langstreckenbereich gibt es bereits zahlreiche theoretische Konzepte. Im Rahmen des ZEROe-Projekts zur Entwicklung kommerzieller Wasserstoffflugzeuge hat Airbus vier Konzepte vorgestellt, von denen zwei in einer konventionellen Flugzeugkonfiguration ausgelegt und mit Hecktanks sowie tragflächenmontierten Triebwerken ausgestattet sind [6]. Zudem wurden im Flyzero-Projekt, das sich äußerst umfangreich mit den

unterschiedlichen Aspekten für die Umsetzung von wasserstoffbetriebenen Flugzeugen befasst drei Entwürfe erarbeitet, die alle eine Kraftstoffspeicherung im Rumpf vorsehen [15].

2.1 Kryogenes Wasserstoffsystem

Bei der Umsetzung wasserstoffbetriebener Flugzeugkonzepte ist eine der großen Herausforderungen die Speicherung einer ausreichenden Menge an Wasserstoff im Flugzeug. Zwar ist die gravimetrische Energiedichte von Wasserstoff mit 120 MJ/kg etwa 2,8-mal so hoch wie die von Kerosin [32, 33], jedoch ist der Platzbedarf aufgrund der geringen Dichte selbst in flüssigem Zustand erheblich größer als der des konventionellen Kraftstoffs. Die Speicherung von Wasserstoff in einem Flugzeug kann auf verschiedene Arten erfolgen, als gasförmiger Wasserstoff unter hohem Druck (GH₂), als Hydrid oder in flüssiger Form (LH₂). Die Speicherung in gasförmigem Zustand und als Hydrid haben jedoch erhebliche Nachteile, insbesondere die hohe Masse des Speichersystems [9]. Gasförmiger Wasserstoff würde zudem selbst bei einem Druck von 165 bar das 5,6-fache Volumen der gleichen Menge flüssigen Wasserstoffs beanspruchen, was zu erheblichen Schwierigkeiten bei der Integration des Tanks im Flugzeug führt. Ein weiterer Nachteil der Speicherung in gasförmigem Zustand ist der hohe Tankdruck, der zusätzliche Sicherheitsrisiken mit sich bringt. Metallhydridspeicher ermöglichen eine kompakte und sichere Lagerung. Aufgrund der hohen Systemmasse ist aber auch dieses Speichersystem für die Luftfahrt speziell für große Reichweiten ungeeignet. Deshalb ist die Speicherung von Wasserstoff als gesättigte Flüssigkeit eine der praktikabelsten Methoden für Langstreckenflugzeuge [9].

Die Speicherung von Flüssigwasserstoff erfolgt im kryogenen Zustand, indem gasförmiger Wasserstoff auf seine Siedetemperatur abgekühlt und verflüssigt wird. Der Wasserstoff liegt dann bei einem Druck von etwa 1,45 bar und einer Temperatur von 21,7 K im Tank vor [9]. Der leichte Überdruck im Tank verhindert das Eindringen von Sauerstoff aus der Umgebung durch den Druckunterschied. Um den Wasserstoff für die Dauer des gesamten Fluges im kryogenen Zustand zu halten und übermäßiges Verdampfen zu vermeiden, ist eine gute Isolierung notwendig, die die Wärmeübertragung in den Tank und analog dazu in das gesamte Treibstoffsystem auf einem niedrigen Niveau hält [20].

Ein geringes Verhältnis von Oberfläche zu Volumen der Tanks ist dabei wichtig, da die Wärmeübertragung über die Oberfläche erfolgt und zudem die notwendige Isolierung der Tankaußenhaut einen signifikanten Einfluss auf das Gesamtgewicht des Treibstofftanks hat. Wie zuvor beschrieben, stehen im Vergleich zu herkömmlichen Kerosintanks die Flüssigwasserstofftanks unter Druck und werden nicht über ein Belüftungssystem an den Umge-

bungsdruck angepasst. Das große benötigte Tankvolumen, der Druckunterschied zur Umgebung und das Bestreben die Wärmeübertragung und damit das Oberflächen-zu-Volumen-Verhältnis gering zu halten führt zu einer Auslegung der Tanks als kompakte Tanks statt als Integraltanks in den Tragflächen, wie bei herkömmlichen Kerosin betriebenen Flugzeugen. Ein häufig genutztes Layout für wissenschaftliche Untersuchungen [20, 9] ist ein Dry Wing Modell mit zwei großen Tanks, die sich über den gesamten Rumpfquerschnitt im Heck hinter dem hinteren Druckschott erstrecken.

Bei Flugzeugen für länger Distanzen, die eine größere Fuel Fraction aufweisen, muss zusätzlich aus Gründen der Schwerpunktverlagerung ein Tank im vorderen Bereich des Rumpfs verbaut werden. Von diesen Tanks aus wird dann der Treibstoff in wärmeisolierten Leitungen zu den Triebwerken transportiert [2, 10]. Zur Kraftstoffförderung werden zwischen Tank und Verteilsystem Kraftstoffförderpumpen eingesetzt, die den flüssigen Wasserstoff aus den Tanks in die Kraftstoffleitungen pumpen und dabei den Druck erhöhen um sicherzustellen, dass der Wasserstoff im gesamten Leitungssystem im flüssigen Zustand vorliegt. Um den von den Triebwerken benötigten Wasserstoffdruck zu erreichen, wird der Kraftstoffdruck kurz vor den Triebwerken nochmals deutlich erhöht. Brewer geht in seinen Untersuchungen von einer Druckerhöhung auf 4,6 bar durch die Förderpumpen und einer anschließenden Erhöhung auf 750 bar durch die Hochdruckpumpe aus [9].

2.2 Leitungen

In diesem Abschnitt wird das besondere Augenmerk auf die Auslegung und Anforderungen kryogener Leitungen im Kraftstoffsystem zur Triebwerksversorgung gelegt. Der Wasserstoff wird im flüssigen Zustand durch das gesamte Leitungssystem transportiert. Dabei verbleibt er als kryogenes Fluid bei äußerst niedrigen Temperaturen im Bereich von 21,7 K. Dadurch ergeben sich hohe Anforderungen an das Leitungssystem und die kryogenen Leitungen, wie eine gute Isolierung oder der Einsatz von Materialien, die unter diesen Bedingungen ausreichende Bruchfestigkeits- und Duktilitätseigenschaften aufweisen [9].

Für die Auslegung des Kraftstoffsystems zur Triebwerksversorgung sind eine Reihe von Parametern entscheidend. Dazu gehören die Durchflussrate, die Temperatur und der Druck des Kraftstoffs in der Leitung sowie die Länge der Leitung. Diese beeinflussen sowohl den erforderlichen Durchmesser und die Wandstärke der Leitung als auch die einzusetzende Isolierung [9]. Es muss dabei sichergestellt werden, dass die Leitungen in der Lage sind, die von den Triebwerken benötigte Kraftstoffmenge in jeder Phase des Flugs vom Tank zu den Triebwerken zu transportieren.

Für ein solches System muss sichergestellt werden, dass der Wasserstoff im gesamten Leitungssystem während der Kraftstoffförderung zu den Triebwerken im flüssigen Zustand verbleibt und keine Verdampfung und Gasblasenbildung auftritt. Um dies zu gewährleisten wird der Druck beim Pumpen des Kraftstoffs wie in Abschnitt 2.1 in die Triebwerksleitungen signifikant erhöht und liegt im gesamten Leitungssystem bei hohem Druck vor. Zudem muss die Wärmeübertragung in die Leitungen auf ein möglichst geringes Niveau reduziert werden, um eine übermäßige Erwärmung des flüssigen Wasserstoffs zu verhindern. Dies wird durch eine effiziente Wärmeisolierung der Rohre gewährleistet [9].

Zusätzlich zu diesen technischen Anforderungen müssen die Leitungen den Vorschriften der EASA für Kraftstoffleitungen genügen. Diese fordern unter anderem eine Installation, bei der die Leitungen keinen starken Vibrationen ausgesetzt sind. Darüber hinaus muss sichergestellt werden, dass Kraftstoffleitungen, die aufgrund relativer Verschiebungen der Anbindungspunkte Dehnungen erfahren, flexibel ausgelegt sind, um bei auftretender Verformung Undichtigkeiten zu verhindern. Es wird konkret gefordert, dass an Leitungsverbindungspunkten, an denen axiale Lasten auftreten, flexible Verbindungselemente verwendet werden [18]. Im Bereich der Kryotechnik stehen flexible Leitungsoptionen für den Einsatz in Bereichen zur Verfügung, in denen beispielsweise Vibrationen auftreten [1].

Isolierung

Zwei gängige Methoden um eine solche Isolierung umzusetzen sind Schaumstoffisolierung und Vakuumisolierung. Vakuumisolierte Leitungen besitzen ein Innenrohr in dem das Fluid transportiert wird, dieses ist abwechselnd ummantelt von mehreren Schichten aus Wärmedämmmaterial, um Wärmestrahlung zu reduzieren und nicht-wärmeleitendem Abstandsmaterial. Als äußerste Schicht folgt ein Außenrohr. Der Raum zwischen den beiden Rohren ist evakuiert. Nur vereinzelte Abstandshalter aus Materialien mit einer geringen Wärmeleitung halten die beiden Rohre konzentrisch in einem gleichmäßigen Abstand. Vakuumisolierte Rohre haben äußerst gute Wärmeisolationseigenschaften, im Vergleich zu anderen Isolierungsarten haben sie aber den Nachteil einer kostenintensiven Herstellung, Installation und Instandhaltung [9]. Schaumstoffisolierte Rohre benötigen nur ein Rohr zum Transport des Fluids, das mit einer wärmeisolierenden Schaumstoffschicht ummantelt ist. Die Wärmedämmung einer Schaumstoffisolierung liegt deutlich unter der von Vakuumisolierten Rohren, zudem ist, um eine akzeptable Wärmedämmung zu erreichen eine dicke Schaumstoffschicht notwendig [9].

Für die Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit werden vakuumisolierte Leitungen betrachtet.

Material

Bei der Auswahl eines Materials für Rohrleitungen zum Transport kryogenen Wasserstoffs sind unterschiedliche Einflussfaktoren von Bedeutung. Neben guten Festigkeitseigenschaften sind Wasserstoffversprödung und Wasserstoffpermeationseigenschaften des Materials zu berücksichtigen. Zudem ist ein geringer Wärmeausdehnungskoeffizient speziell bei vakuumisolierten Rohren wichtig, da die Temperaturen zwischen dem Außenrohr und dem Innenrohr beim Durchfluss von kryogenem Wasserstoff deutlich voneinander abweichen [9]. In dieser Arbeit wird der korrosionsbeständige Edelstahl 1.4404 / AISI 316L verwendet, der im Bereich der Kryotechnik im industriellen Bereich bereits eingesetzt wird [11].

Ausgewählte Leitungen

Für die Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit wird ein Leitungssystem aus Vakuumisolierten Leitungen betrachtet. Die detaillierte Dimensionierung der Rohre, insbesondere in Bezug auf den erforderlichen Rohrdurchmesser, die Wanddicke und die daraus resultierende Leitungsmasse, erfordert weitergehende Analysen. In einschlägiger, öffentlich zugänglicher Literatur sind kaum konkrete aktuelle Informationen zu spezifische Massen für luftfahrttaugliche kryogene Leitungssysteme zu finden [43]. Im industriellen Bereich werden für kryogene Leitungen aus Edelstahl mit einem Innendurchmesser von 1,5" Massen von etwa 7,4 kg/m angegeben [1]. Diese Werte beziehen sich jedoch auf Rohre, die für den industriellen Einsatz ausgelegt sind und berücksichtigen keine zusätzlichen Anforderungen und Komponenten, die für den Einsatz in der Luftfahrt notwendig sind, wie etwa zusätzliche Absperrventile oder Systeme zur Leckage-Erkennung.

Um diese zusätzlichen Faktoren zu berücksichtigen, wird für die Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit eine konservative Schätzung vorgenommen, die die Massen der zusätzlichen Komponenten auf die Leitungen verschmiert. Für das Kraftstoff-Verteilssystem mit zwei Hauptleitungen, die von den Hecktanks zu den tragflächenmontierten Triebwerken eines Flugzeugmodells der hier untersuchten Größenordnung führen, wird eine Leitungsmasse von 12 kg/m angesetzt. Für die Variante mit vier Leitungen, bei denen eine geringere Fördermenge pro Leitung erforderlich ist, wird eine Leitungsmasse von 9 kg/m angenommen.

3 Grundlagen zur Finite Elemente Methode

Bei der Finite-Elemente-Methode (FEM) handelt es sich um eine numerische Methode zur Lösung von komplexen Kontinuumsproblemen durch Unterteilung in einzelne Komponenten oder Elemente. Das Verhalten des kontinuierlichen Systems ist durch sehr komplexe Differentialgleichungen beschrieben, deren Aufstellung und Lösung mit äußerst hohem Aufwand verbunden ist. Durch Diskretisierung wird das kontinuierliche System in eine endliche Anzahl von Knoten und Elementen mit einer begrenzten Anzahl von Parametern unterteilt, deren Verhalten durch Ansatzfunktionen beschrieben werden kann. Das Verhalten des Gesamtsystems wird dann als Gleichungssystem der Ansatzfunktionen approximiert, was eine numerische Lösung des Problems ermöglicht. Mit einer zunehmenden Anzahl an Elementen nähert sich die Lösung des diskretisierten Problems der des kontinuierlichen Problems an [21, 45].

Das diskretisierte Modell aus Knoten und Elementen wird als Finite-Elemente-Netz bezeichnet. Anhand der Koordinaten der Knoten ist die Strukturgeometrie definiert. Die Elemente sind durch die Knoten begrenzt und über diese in ihrer Form definiert. Untereinander sind die Elemente durch ihre Elementknoten verbunden, über die translatorische und rotatorische Verschiebungen übertragen werden [12].

Die Durchführung von Simulationen mithilfe der FEM kann in drei Prozessstufen unterteilt werden [21]:

- Modellbildung
- Aufstellen der Gleichungssysteme und deren Auflösung
- Prüfung und Darstellung der Ergebnisse

Der erste schritt im Simulationsprozess ist die Modellbildung, die mithilfe von Softwaretools, den sogenannten Präprozessoren oder Modellprozessoren erfolgt. Diese Präprozessoren sind nicht zwangsläufig an den eigentlichen Lösungsprozessor zur Aufstellung und Lösung

der Gleichungssysteme gebunden, stattdessen kann es sich dabei um unterschiedliche und unabhängige Software handeln. Beispielsweise erfolgt die Modellerstellung im Rahmen dieser Arbeit innerhalb von FUGA, worauf in Abschnitt 4.2 genauer eingegangen wird. Bei der Modellbildung wird die Geometrie des realen Bauteils idealisiert, um sie für die Analyse zu vereinfachen. Die idealisierte Geometrie wird anschließend diskretisiert, was auch als Vernetzung bezeichnet wird. Das Ergebnis ist ein FE-Netz, dem im Anschluss Randbedingungen, wie Lagerungen oder Belastungen, hinzugefügt werden.

Aufstellen und Lösen der Gleichungen bilden den Kern des Simulationsprozesses. Hier werden die angeforderten Ergebnisse, wie beispielsweise Spannungen, Verformungen oder Auflagereaktionen des Simulationsmodells berechnet. Es stehen zahlreiche Lösungsprozessoren (engl. Solver) zur Aufstellung und Lösung dieser Gleichungssysteme zur Verfügung. Im ingenieurtechnischen Bereich ist MSC Nastran eine hierfür weit verbreitete Software und dient auch im Rahmen dieser Arbeit als Lösungsprozessor.

Im Anschluss an den Lösungsprozess folgt die Prüfung und Darstellung der Ergebnisse (engl. Postprocessing). Wie auch bei der Modellbildung sind die Ergebnisprozessoren nicht zwingend an den Lösungsprozessor gebunden. Je nach Format der Ausgabedatei des verwendeten Lösungsprozessors stehen hierfür kommerzielle oder quelloffene Ergebnisprozessoren zur Verfügung, um die ermittelten Ergebnisse zu interpretieren und darzustellen.

3.1 Finite Elemente Analyse mithilfe von MSC Nastran

Ein im ingenieurtechnischen Bereich weit verbreitetes Finite-Elemente-Analysen (FEA) Programm ist MSC Nastran, mit dem diverse numerische Analysen wie lineare statische Analysen, Eigenwert-Analysen oder dynamische Analysen durchgeführt werden können [31]. Als Eingabedatei können die menschenlesbaren Dateiformate *.bdf oder *.dat verwendet werden. Eine Eingabedatei besteht dabei aus fünf Teilen. Das NASTRAN Statement und die File Management Section bilden die ersten beiden Teile der Eingabedatei und sind optional. Im NASTRAN Statement können Systemparameter zur Steuerung interner Lösungsparameter angegeben werden und wird nur in Ausnahmefällen verwendet [29, 30]. Die Eingaben in der File Management Section dienen der Zuweisung von Dateien, der Anpassung von Datenbanken oder der Durchführung von Neustarts und kommen hauptsächlich bei der Lösung großer Probleme zum Einsatz [30]. Beim dritten Teil handelt es sich um die Executive Control Section, in der, neben der Festlegung der Lösungsart, der Simulation auch eine ID zugewiesen werden kann. Im Rahmen dieser Arbeit werden lineare statische Analysen

durchgeführt, hierfür wird in der Executive Control Section die Lösungsmethode SOL 101 angegeben.

Die Case Control Section bildet den vierten Teil der Eingabedatei. Hier werden unter anderem Ausgabeanforderungen und Parameter für die Simulationsdurchführung festgelegt. Die Modelldefinition erfolgt in der Bulk Data Section als fünften Abschnitt der Eingabedatei. Hier werden neben den Netzknoten, Elementen, Elementeigenschaften und Materialien auch Randbedingungen und Belastungen definiert [30].

MSC Nastran unterstützt die Ausgabe der Ergebnisse im H5-Format durch Aufforderung in der Case Control Section [31]. Für die Analyse dieser Dateien stehen quelloffene Python-Pakete zur Verfügung. Als Ausgabe können in linearen statischen Analysen unter anderem Knotenverschiebungen, Elementspannungen oder Lagereaktionen angefordert werden [29].

3.2 Wichtige Elementtypen

In Nastran steht eine Vielzahl unterschiedlicher Elementtypen zur Verfügung, zu denen neben nulldimensionalen, eindimensionalen, zweidimensionalen und dreidimensionalen Elementen auch Verbindungselemente zählen. Die im Rahmen dieser Arbeit untersuchten Modelle bestehen in erster Linie aus zweidimensionalen Elementen (Schalenelementen), eindimensionalen Elementen (Balkenelementen) sowie Verbindungselementen. Die wichtigsten Elemente für die nachfolgend beschriebenen Analysen werden im folgenden genauer vorgestellt.

3.2.1 Schalenelemente

Bei den Schalenelementen handelt es sich um zweidimensionale Elemente. Diese sind dadurch definiert, dass die Abmessung in Dickenrichtung im Vergleich zu den Abmessungen in der Ebene sehr klein ist [21]. Bei Schalenelementen handelt es sich eine Kombination aus Scheibenelementen und Plattenelementen, die beide als ebene Flächentragwerke definiert sind. Während Scheiben nur Belastungen in der Ebene aufnehmen, kommen Platten bei Belastungen senkrecht zur Ebene zum Einsatz. Schalen können als Flächentragwerk beide Belastungen aufnehmen und zudem auch eine Krümmung aufweisen, wobei eine Trennung der Belastungen nicht mehr möglich ist [12]. Schalen eignen sich gut, um dünnwandige

Strukturen zu modellieren. In Nastran stehen verschieden Schalenelementtypen zur Verfügung, wie TRIA3, CQUAD4, TRIA6 und CQUAD8. [30].

Bei den CQUAD4 und TRIA3 Elementen handelt es sich um Elemente erster Ordnung, sie besitzen nur Knotenpunkte in den Eckpunkten. TRIA6 und CQUAD8 Elemente sind im Gegensatz dazu quadratische Elemente, die neben den Eckknotenpunkten auch einen zusätzlichen Knoten auf den Kanten haben, was die Genauigkeit aber auch die Komplexität bei der Modellierung erhöht. Elemente erster Ordnung werden aus diesem Grund häufig bevorzugt [30].

3.2.2 Balkenelemente

Bei den Balkenelementen handelt es sich um eindimensionale Elemente, deren Eigenschaften entlang einer Linie definiert sind [30]. Balkenelemente können neben Lasten in Balkenrichtung auch Belastungen senkrecht zur Elementachse aufnehmen. Nastran stellt verschiedene Balkenelemente zur Verfügung. In der Modellierung im Rahmen dieser Arbeit kommen CBEAM Balkenelemente zum Einsatz, die durch jeweils zwei Endknoten definiert sind und an den Knoten Verschiebungen in allen sechs Freiheitsgraden übertragen können. Die Eigenschaftsdefinition ermöglicht die Angabe einer Vielzahl von möglichen Parametern [30]. Für die Anwendung im Rahmen dieser Arbeit werden als Parameter in der Eigenschaftsdefinition die Querschnittsfläche, das Flächenträgheitsmoment um beide zur Elementachse orthogonalen Achsen, die Torsionssteifigkeit sowie die Material-ID, die auf ein isotropes Material mit definiertem E-Modul, Querkontraktionszahl und Dichte verweist, verwendet.

Im nachfolgend beschriebenen FE-Modell kommen einfache Balkenelemente zur Repräsentation von Verbindungsstrukturen zum Einsatz, die gleiche Eigenschaften um beide Biegeachsen aufweisen.

3.2.3 RBE2 Elemente

Rigid Body Element, Form 2 (RBE2) sind R-Type-Elemente, die zur starren Verbindung mehrerer Knoten miteinander verwendet werden. Dabei handelt es sich nicht um Elemente im herkömmlichen Sinne, stattdessen werden kinematische Abhängigkeiten zwischen den Knoten eines Elements erzeugt [30]. Die RBE2-Elemente eignen sich um starre Verbindungen zwischen bestimmten Freiheitsgraden eines unabhängigen und mehrerer abhängiger Knoten herzustellen, beispielsweise zur Modellierung einer verteilten Krafteinleitung auf mehrere Knoten [21].

Bei der Elementdefinition wird ein unabhängiger Knoten festgelegt, dessen sechs Freiheitsgrade als unabhängig definiert werden. Zudem werden ein oder mehrere abhängigen Knoten festgelegt, deren Freiheitsgrade vollständig oder teilweise durch das RBE2-Element abhängig gemacht werden. Dabei wird angegeben welche Freiheitsgrade zwischen dem unabhängigen und den abhängigen Knoten gekoppelt werden. Eine beispielhafte Anwendung ist die Aufbringung einer Last auf die Querschnittsfläche eines Rohrendes, deren kreisförmiger Querschnitt beibehalten werden soll. Die Knoten des Rohrendes werden dazu als abhängige Knoten einem RBE2 Element hinzugefügt, wobei ihre Freiheitsgrade von denen eines unabhängigen Lasteinleitungsknoten abhängig gemacht werden [30].

3.2.4 RBE3 Elemente

Rigid Body Element, Form 3 (RBE3) gehören ebenfalls zu den R-Typ-Elementen, im Gegensatz zu den RBE2-Elementen koppeln diese jedoch nicht direkt bestimmte Freiheitsgraden der zugehörigen Knoten. Stattdessen werden Lasten an einem abhängigen Knoten in Abhängigkeit von der Elementgeometrie und Gewichtungsfaktoren auf eine Gruppe von unabhängigen Knoten verteilt.

Sowohl für den abhängigen Referenzknoten als auch für die unabhängigen Knoten wird in der Elementdefinition festgelegt, welche Freiheitsgrade durch das RBE3-Element beeinflusst werden oder dieses beeinflussen. Zudem können für die Freiheitsgrade der unabhängigen Knoten im Element Gewichtungsfaktoren festgelegt werden, um detailliertere Lastverteilungen zu modellieren [30].

Die Anwendung dieser Elemente im Rahmen dieser Arbeit, besteht in der Einleitung von Lasten in Strukturelemente, ohne das Strukturverhalten durch zusätzliche Versteifungseffekte, wie sie beispielsweise bei einem RBE2-Element auftreten, stark zu beeinflussen.

3.2.5 Weitere Elemente

Neben den Elementen zur Modellierung von Strukturen, wie Schalen oder Balken, stehen in Nastran eine Vielzahl weitere Elemente zur Verfügung. Ein Elementtyp zur Verbindung zweier Schalenelemente ist das CFAST-Element. Dabei handelt es sich um die Modellierung eines Niets, dem longitudinale und rotatorische Steifigkeiten sowie eine Dämpfung und eine konzentrierte Masse zugewiesen werden können. In der FE-Modellierung im Rahmen

dieser Arbeit kommen CFAST-Elemente zur Verbindung verschiedener Strukturkomponenten zum Einsatz [29, 30].

Zur Modellierung von Punktmassen an spezifischen Stellen werden CONM2-Elemente verwendet. Diese ermöglichen die Zuweisung einer konzentrierten Masse sowie eines Massenträgheitsmoments zu einem Modellknoten [29].

3.3 Materialeigenschaften

Nastran bietet für verschiedene Materialeigenschaften unterschiedliche Materialdefinitionen. Isotrope Materialien werden mithilfe der MAT1-Eingabe definiert, die zwei der drei Materialkennwerte, Elastizitätsmodul, Schubmodul und Querkontraktionszahl enthalten muss sowie weitere Kennwerte wie die Materialdichte enthalten kann. Für zweidimensionale orthotrope Materialien steht die MAT8-Eingabe in Nastran zur Verfügung, die beispielsweise zur Modellierung von dünnwandigen Faserverbundstrukturen verwendet wird [30].

3.4 Randbedingungen und Lasten

Für die Durchführung linearer statischer Analysen mithilfe der FEM müssen neben der Beschreibung der Modellgeometrie auch Randbedingungen definiert werden. Eine gängige Methode zur Lagerung von FE-Modellen ist der Einsatz von Single-Point Constraints (SPCs). Anhand dieser SPCs werden Zwangsbedingungen definiert, die die Bewegungen eines oder mehrerer Netzknoten einschränken oder festlegen [29]. Im Rahmen der nachfolgend beschriebenen Modellierung werden mithilfe von SPCs feste Einspannungen ausgewählter Knoten zur Lagerung des Modells umgesetzt.

Um das Verhalten von Strukturen unter statischer Belastung zu untersuchen, können in Nastran unterschiedliche statische Lasten auf die Struktur aufgebracht werden. Neben Punktlasten, die auf ausgewählte Netzknoten wirken, und Linien- oder Flächenlasten, die entlang eindimensionaler Elemente oder auf Oberflächen beziehungsweise zweidimensionale Elemente aufgebracht werden, können in Nastran auch Gravitationslasten beziehungsweise Beschleunigungslasten definiert werden. Bei der Definition der Beschleunigungslast wird ein Beschleunigungsvektor und ein Skalierungsfaktor festgelegt. Die Beschleunigung wirkt auf

alle massebehafteten Elemente und bewirkt damit eine von der Massenverteilung abhängige Belastung der Struktur. Die Massenzuweisung erfolgt in Nastran üblicherweise durch Angabe der Dichte in der Materialdefinition oder speziell festgelegte konzentrierte Massen [30].

3.5 Festigkeitshypothesen und Vergleichsspannungen

Die Ermittlung der mechanischen Materialeigenschaften wie Streckgrenze oder Zugfestigkeit erfolgen üblicherweise durch Zugversuche, bei denen das Verhalten des Werkstoffs in einem einachsigen Spannungszustand analysiert wird. Häufig treten in realen Bauteilen jedoch mehrachsige Spannungszustände auf. Bei der Festigkeitsauslegung reicht es deshalb nicht aus, jede auftretenden Spannung einzeln mit der werkstoffseitig zulässigen Spannung aus dem Zugversuch zu vergleichen, da der Einfluss der anderen auftretenden Spannungen ebenfalls berücksichtigt werden muss.

Um auch bei mehrachsigen Spannungszuständen die auftretenden Spannung mit der zulässigen Spannung vergleichen zu können, wurden Vergleichsspannungen σ_V auf Basis von Festigkeitshypothesen eingeführt. Diese fassen den mehrachsigen Spannungszustand in einem Vergleichsspannungswert zusammen, der dann mit der werkstoffseitig zulässigen Spannung verglichen werden kann.

Bei den Vergleichsspannungen handelt es sich um Annäherungen an die Realität, wobei je nach Werkstoffseigenschaften unterschiedliche Festigkeitshypothesen mehr oder weniger präzise Ergebnisse liefern [14].

Die am häufigsten verwendete Festigkeitshypothese für duktile Werkstoffe ist die Gestaltänderungshypothese, auch bekannt als Von-Mises Hypothese, bei der die elastische Energie zur Gestaltänderung des Bauteils als maßgebend für dessen Beanspruchung festgelegt wird [28]. Für den ebenen Spannungszustand ergibt sich die Von-Mises Vergleichsspannung an der betrachteten Stelle wie in Gleichung (3.1) aus den beiden Normalspannungen σ_x und σ_y sowie der Schubspannung τ_{xy} im lokalen Koordinatensystem [14].

$$\sigma_{vm} = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x \sigma_y + 3\tau_{xy}^2} \quad (3.1)$$

Eine weitere häufig verwendete Festigkeitshypothese für spröde Werkstoffe ist die Normalspannungshypothese. Dabei wird der höchste Absolutwert der Hauptspannungen bei denen

es sich um die Extrema der Normalspannungen handelt als Vergleichsspannung herangezogen. Die erste und zweite Hauptspannung (σ_1 und σ_2) ergeben sich wie in Gleichung (3.2) und Gleichung (3.3) aus den Spannungen im lokalen Koordinatensystem [14].

$$\sigma_1 = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} + \sqrt{\frac{(\sigma_x - \sigma_y)^2}{4} + \tau_{xy}^2} \quad (3.2)$$

$$\sigma_2 = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} - \sqrt{\frac{(\sigma_x - \sigma_y)^2}{4} + \tau_{xy}^2} \quad (3.3)$$

Für positive Hauptspannungen gibt die erste Hauptspannung die größte auftretende Zugnormalspannung an der betrachteten Stelle an. Bei negativen Werten entspricht die zweite Hauptspannung der größten Drucknormalspannung.

Da als Werkstoff in den untersuchten Strukturelementen Aluminium zum Einsatz kommt, wird im Rahmen dieser Arbeit in erster Linie die Von-Mises Vergleichsspannung in den einzelnen Elementen betrachtet. Für die genauere Untersuchung bestimmter Bereiche auf Zug- oder Druckbeanspruchung werden zudem die ersten und zweiten Hauptspannungen in den Elementen ausgewertet. Bei der Suche nach Extremwerten der Spannungen über eine Menge von Elementen ist die maximale erste Hauptspannung für Zugbeanspruchung und die minimale zweite Hauptspannung für Druckbeanspruchung von Interesse.

4 Flugzeugvorentwurf als multidisziplinärer Prozess

Der Vorentwurf eines Flugzeugs ist ein hochgradig iterativer Prozess, bei dem eine große Anzahl an Einflussfaktoren berücksichtigt werden muss, um einen bestmöglichen Entwurf für gegebene Anforderungen zu erzielen. In dem komplexen Entwurfsprozess spielen unterschiedliche Disziplinen eine Rolle, unter anderem Aerodynamik, Strukturanalyse, Lastenberechnung oder Systemintegration. Auch der Einbezug von Disziplinen wie Schalltransmissionsverhalten im Rumpf, die einen verhältnismäßig hohen Detaillierungsgrad des Untersuchungsmodells erfordern, wird zunehmend relevanter. Innerhalb des Entwurfsprozesses müssen die Disziplinen aber nicht nur eigenständig und unabhängig voneinander, sondern in ihrem Zusammenspiel betrachtet werden, da sie sich gegenseitig beeinflussen und bedingen [34, 22].

Dieses interdisziplinäre Zusammenspiel mit dem Ziel der Optimierung des Gesamtsystems wird als Multidisciplinary Design Optimization (MDO) bezeichnet. Dabei handelt es sich um eine Entwurfsmethodik, die darauf abzielt unter gleichzeitiger Berücksichtigung der verschiedenen Disziplinen einen bestmöglichen Gesamtentwurf zu entwickeln [34]. Im Verlauf dieses iterativen Entwurfsprozesses kann es erforderlich sein, wiederholt einzelne Parameter anzupassen und daran anschließende Analysen und Auslegungen erneut zu durchlaufen, was ressourcen- und zeitintensiv ist. Um den gesamten Prozess zu vereinfachen und zu beschleunigen ist es sinnvoll, die Analyse- und Entwicklungsprozesse zu automatisieren. Dafür wird eine MDO-Struktur benötigt, in der der gesamte Entwicklungsprozess weitgehend automatisiert abläuft [34].

Eine Struktur für einen solchen automatisierten Entwurfsprozess bietet das Open-Source-Software-Framework Remote Component Environment (RCE). Dieses ermöglicht einen automatisierten Optimierungsprozess durch Integration verschiedener Disziplinen des Flugzeugentwurfs, in unterschiedlichen Detaillierungsgraden, in eine Prozesskette. Dabei werden für die Analysen und Entwicklungsprozesse in den einzelnen Disziplinen verschiedene

Werkzeuge eingebunden, die Analysen, Verbesserungen und Detaillierungen im Rahmen der Disziplinen durchführen. Der Datenaustausch erfolgt dabei über das Datenformat Common Parametric Aircraft Configuration Schema (CPACS), das in Abschnitt 4.1 erläutert wird [34, 41].

Im multidisziplinären Entwicklungsprozess sind für die spezifischen Analysen und Detaillierungen in den verschiedenen Disziplinen unterschiedliche Abstraktionen derselben Geometrie erforderlich, was als Multi-Fidelität bezeichnet wird [44]. Die wissensbasierte Geometrie- und Modellgenerierung des Flugzeugrumpfs ist mit dem Werkzeug Fuselage Geometry Assembler (FUGA) möglich. FUGA ermöglicht die Erstellung von Modellen des Flugzeugrumpfs unterschiedlicher Fidelitätsgrade auf Basis einer konsistenten Datengrundlage, um numerische Analysen durchzuführen und die Vorentwurfsdaten durch Wissensanreicherung zu verfeinern [22]. Die Modelle die in FUGA generiert werden können, reichen von einfachen Modellen wie beispielsweise einer einfachen Kabinenauslegung bis hin zu äußerst komplexen FE-Modellen für vibroakustische Analysen [44]. Die Verwendung dieser Modelle erlaubt es innerhalb verschiedener Disziplinen mit unterschiedlichen Modellanforderungen Analysen am gleichen Produkt durchzuführen, sowie die zentrale Datengrundlage um neu generiertes Wissen und Detaillierungen zu ergänzen ohne dabei Inkonsistenzen zu erzeugen. Die Modellgenerierung basiert dabei auf Daten im CPACS Format [22, 44].

4.1 Common Parametric Aircraft Configuration Schema

Common Parametric Aircraft Configuration Schema (CPACS) ist ein Datenformat, das 2005 vom DLR eingeführt wurde, mit dem Ziel einer umfassenden Beschreibung der Parameter, die für Analysen im Zuge eines Flugzeugvorentwurfs relevant sind. Als Extensible Markup Language (XML) basiertes Dateiformat sind CPACS Dateien sowohl maschinen- als auch menschenlesbar, dabei kommt eine hierarchische Dateistruktur zum Einsatz, um die verschiedenen Parameter zu organisieren [34].

CPACS ermöglicht die strukturierte Definition der Flugzeugkomponenten und Entwurfsparameter. Dazu zählen unter anderem die Außenkontur, Strukturelemente, Lastfälle, Missionen oder Triebwerksparameter. In der hierarchischen Struktur des Dateiformats wird jedem Element eine eindeutige Kennung in Form einer unique Identifier (uID) zugewiesen. Beispielsweise kann einer Profildefinition eine uID zugewiesen werden, anhand der es an einer anderen Stelle in der Datei referenziert werden kann und nicht mehrfach definiert werden

muss. Neben der Reduktion von Speicherbedarf wird hierdurch auch das Auftreten von Inkonsistenzen vermieden [38].

In Bezug auf die Strukturdefinition erfolgt die Festlegung der Außenkontur durch Profile, die durch eine Reihe verbundener Punkte definiert sind. Diese Profile können skaliert, transformiert und als Instanz an verschiedenen Positionen angewendet werden und bilden damit Sektionen, deren Interpolation die Außenkontur ergibt. Die Positionierung von Strukturelementen, wie Spanten oder Stringern, erfolgt durch Verschneidung der Außenkontur mit einer Ebene. Die Strukturelemente sind dann als Balkenelemente oder definierte Profile entlang dieser Schnittkanten festgelegt. Auch Eigenschaften wie Materialien oder, im Fall der definierten Profile, Wanddicken werden den Profilen zugewiesen. Hier kommt ebenfalls aus Gründen der Konsistenz das uID-System zur Wiederverwendung von beispielsweise Materialdefinitionen zum Einsatz [38].

Ein Spant dient als exemplarisches Beispiel dafür, wie diese Strukturierung und Referenzierung in CPACS umgesetzt ist. Spanten sind als profilbasierte Strukturelemente innerhalb der CPACS-Datei an der Position `vehicle>structuralElements>profileBasedStructuralElements` definiert und erhalten eine eindeutige uID. In der Definition des Strukturelement ist neben den Wanddicken der Profilabschnitte die uID eines spezifischen 2D-Profiles referenziert, das unter `vehicles>profiles>structuralProfiles` hinterlegt ist. Dieses Profil enthält die Geometrieinformationen des Profilquerschnitts in Form von Punkten und Verbindungen. Die Materialeigenschaften der Spanten werden durch eine Material-uID referenziert, die auf die Materialdefinition in `vehicles>materials` der CPACS-Datei verweist. Der konkrete Spant als Komponente der Gesamtstruktur mit wiederum eigener Komponenten uID, ist unter `vehicle>aircraft>model>fuselages>fuselage : fuselage>structure` hinterlegt. Er bildet dabei durch Referenzierung der Strukturelementen-uID und einer Angabe zur Transformation eine Instanz des profilbasierten Strukturelements.

CPACS spielt als zentrales Datenaustauschformat zwischen verschiedenen Entwurfswerkzeugen eine zentrale Rolle in den multidisziplinären Designoptimierungsprozessen von Flugzeugvorentwürfen am DLR. Die hierarchische Dateistruktur erlaubt in einer Verkettung verschiedener Entwurfsschritte die schrittweise Detaillierung und Anreicherung der Datei mit neuem Wissen. CPACS als Ein- und Ausgabeformat ermöglicht damit den Datenaustausch während des Vorentwurfs auf verschiedenen Detailebenen. Die verschiedenen Werkzeuge nehmen CPACS-Dateien als Input, führen ihre spezifischen Analysen aus und geben die aktualisierte CPACS-Datei zurück. Ein signifikanter Vorteil des CPACS-Formats ist die Schnittstellenreduzierung der Entwicklungswerkzeuge. Jedes Werkzeug im Entwurfsprozess benö-

tigt nur noch eine Eingabe- und eine Ausgabeschnittstelle statt spezifischen Schnittstellen für jedes andere Werkzeug mit dem kommuniziert werden soll. Für ein Entwurfssystem mit verschiedenen Werkzeugen, die alle gegenseitig Daten austauschen sollen, reduziert sich wie in Abb. 4.1 dargestellt, die Anzahl an Schnittstellen n_i damit von:

$$n_i = n_w(n_w - 1) \quad (4.1)$$

zu:

$$n_i = 2 \cdot n_w \quad (4.2)$$

wobei n_w die Anzahl der verwendeten Werkzeuge darstellt [39, 40, 7].

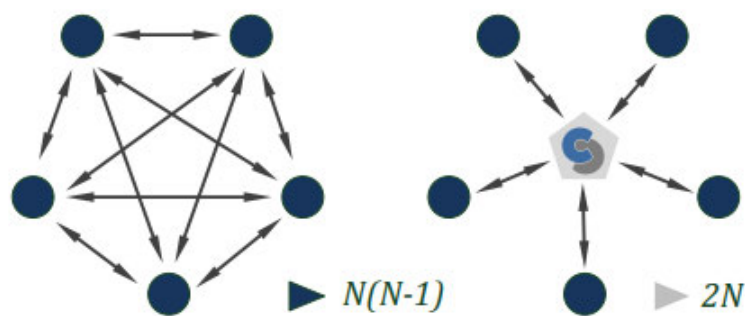


Abbildung 4.1: Schnittstellenreduktion der verschiedenen Werkzeuge (nach [7])

4.2 Fuselage Geometry Assembler

4.2.1 Wissensbasierte Entwurfsmethodik

Fuselage Geometry Assembler ist ein Werkzeug, das auf wissensbasierter Entwurfsmethodik (engl. Knowledge-based Engineering (KBE)) beruht. Die Funktionalität besteht zum einen in der Detaillierung von Vorentwürfen und Wissensanreicherung der Vorentwurfsdaten um Strukturinformationen und Kabinengeometrien, zum anderen in der Erstellung von Geometriemodellen unterschiedlicher Fidelitätsgrade aus konsistenten Vorentwurfsdaten für

nachfolgende Analysen. Das Entwurfssystem in FUGA basiert auf drei zentralen Komponenten [22, 44]:

- Einem Datenrepositorium mit den Produktdaten,
- einem Wissensrepositorium mit Entwurfsregeln,
- einem Regelinterpreter für die Ausführungsreihenfolge der Entwurfsregeln.

Das Datenrepositorium in FUGA dient als zentrale Sammlung der Produktdaten. Es umfasst zum einen eine Datei im Datenformat CPACS, die als zentrale Datenquelle dient und über die der Datenaustausch zwischen verschiedenen Werkzeugen im Vorentwurfsprozess umgesetzt wird. Zusätzlich zur CPACS-Datei können auch andere Datenquellen eingebunden werden, wie z.B. CAD-Modelle, die über die Open Cascade Technology (OCCT) CAD-Bibliothek bereitgestellt werden, sowie beliebige weitere Python Datentypen [44].

Das Wissensrepositorium in FUGA besteht aus einer Sammlung von Entwurfsregeln, die in Python Klassen implementiert sind. Diese Klassen erben von einer gemeinsamen Basis-Klasse und sind so ausgelegt, jeweils genau einen Wert mit einem spezifischen Ressourcenbezeichner (engl. Unique Resource Identifier (URI)) für das Datenrepositorium zu liefern. Die benötigten Eingabewerte der Regeln sind ebenfalls durch Ressourcenbezeichner definiert, die im Klassenattribut `requires` als Set gespeichert sind. Das Klassenattribut `label` enthält den Ressourcenbezeichner des von der Klasse zurückgegebenen Werts. In der `compute` Methode der Klasse wird der spezifische Rückgabewert aus den Inputwerten berechnet [22, 44].

Die Regeln in FUGA sind in Regelsätzen strukturiert, die jeweils bestimmte Aspekte des Entwurfsprozesses abdecken. Standardmäßig sind Entwurfsregeln und Regeln zur Modellerstellung jeweils für die Struktur und die Kabine enthalten, wobei gegenseitige Abhängigkeiten zwischen den verschiedenen Entwurfsregelsätzen herrschen. FUGA erlaubt auch mehrere Regeln mit dem gleichen Ressourcenbezeichner, wobei neu hinzugefügte Regeln und deren Rückgabewerte im Programmablauf alte Regeln mit dem gleichen Ressourcenbezeichner ersetzen. Ein wichtiger Grundsatz der Entwurfsmethodik in FUGA ist der "Outside-in"-Entwurf, bei dem der Entwurfsprozess von der Außenkontur des Rumpfes hin zur Struktur und der Kabine verläuft, anstatt wie beim "Inside-out"-Prinzip die Außenkontur an die Kabine anzupassen [22, 44].

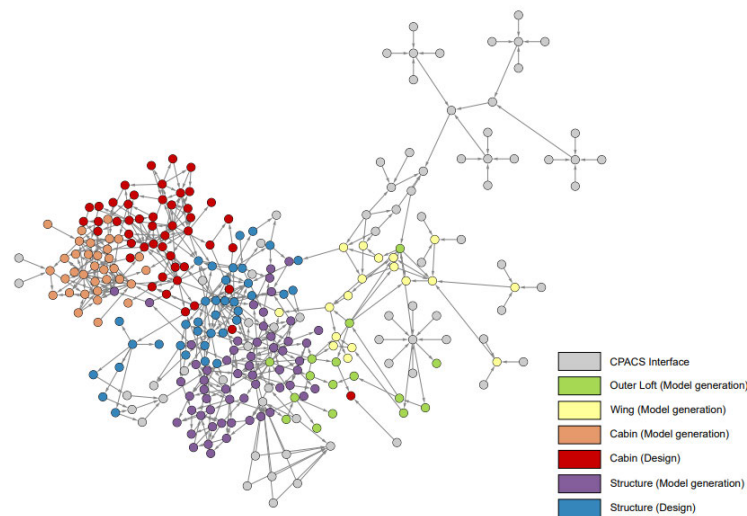


Abbildung 4.2: Maximal Connectivity Graph der Entwurfsregeln in FUGA nach Regelsätzen strukturiert (nach [44])

Der Regelinterpretierer von FUGA bestimmt die Ausführungsreihenfolge der Entwurfsregeln basierend auf ihren logischen Abhängigkeiten. Anders als in einem vordefinierten schrittweisen Programmablauf wird die Reihenfolge der Regelanwendungen dynamisch zu Beginn der Ausführung durch eine graphenbasierte Technik festgelegt. Jede Regel oder jeder Eintrag im Datenrepositorium wird dabei als Knoten in einem gerichteten Graphen dargestellt, während die Verbindungslinien die Weitergabe von Daten zwischen den Regeln darstellen (Abb. 4.2). Dieser gerichtete Graph wird als Maximaler Konnektivitätsgraph (engl. Maximal Connectivity Graph (MCG)) bezeichnet und enthält alle Beziehungen der Regeln innerhalb des Entwurfssystems. Zu Beginn der Programmausführung und der Initialisierung des Entwurfssystems werden aus den bereitgestellten Datenquellen, wie beispielsweise der CPACS-Datei, Daten in das Datenrepositorium geladen. Zudem ist es möglich bestimmte Daten anzufordern, die noch nicht im Datenrepositorium enthalten sind und ermittelt werden sollen. Basierend auf diesen Eingaben und Anfragen wird ein vollständiger Problemgraph (engl. Full Problem Graph (FPG)) aus dem MCG abgeleitet. Dieser enthält auf der einen Seite Knoten ohne eingehende Verbindungen, die die Eingabedaten im Datenrepositorium darstellen, und auf der anderen Seite Knoten ohne ausgehende Verbindungen, die die angeforderten Daten darstellen. Dazwischen liegen Knoten und Verbindungen, die weitere verwendete Regeln und deren spezifische Werte sowie den Datenfluss zwischen diesen darstellen. Für die schrittweise Ausführung des Programms wird daraus der Problemlösungsgraph (engl. Problem Solution Graph (PSG)) erstellt, welcher die Ausführungsreihenfolge

der Entwurfsregeln liefert. Der topologische Sortieralgorithmus von Kahn [26] liefert für einen FPG, in dem keine Zyklen gefunden werden, eine praktikable Ausführungsreihenfolge [44].

Ein wesentlicher Vorteil dieser Methodik liegt darin, dass jederzeit nachvollziehbar ist, welche Regeln direkt oder indirekt von einem bestimmten Eintrag im Datenrepositorium abhängen. Dadurch können manuelle Anpassungen an Repositoriumsdaten einfach in das Gesamtsystem übernommen werden, indem alle daraus resultierenden Werte gelöscht und neu berechnet werden. Zudem ist der Einbezug zusätzlicher Regelsätze im Regelbestand problemlos möglich [44].

4.2.2 Finite Elemente Modellgenerierung

Im Rahmen dieser Arbeit werden Finite-Elemente-Analysen basierend auf den in FUGA generierten Geometrien durchgeführt. FUGA bietet die Möglichkeit, FE-Modelle auf Basis von CPACS-Daten zu erzeugen. Die Modellgenerierung erfolgt in zwei Schritten. Zunächst wird in einem Geometrieentwurf eine CAD-Geometrie entwickelt. Daraufhin erfolgt die Diskretisierung dieser CAD-Geometrie durch eine Vernetzung, beispielsweise mithilfe des quelloffenen Vernetzers GMSH [22]. Diese Vernetzung erfolgt solveragnostisch, also unabhängig vom verwendeten FEM-Solver. Das erzeugte FE-Modell kann anschließend in eine solverspezifische Eingabedatei umgewandelt werden. Derzeit stehen Exportfunktionen für die Solver ANSYS und Nastran zur Verfügung [22]. Bei der Diskretisierung der Geometrie durch GMSH erfolgt eine separate Vernetzung aller Strukturbauteile. Da Flugzeugstrukturen größtenteils aus dünnwandigen Strukturelementen bestehen, erfolgt die Modellierung der Primärstruktur für die Analysen in dieser Arbeit durch Schalenelemente. In FUGA erstellt GMSH quad-dominante, quasi strukturierte Gitter [22, 36]. Diese Vernetzung erlaubt den Einsatz von Schalenelementen mit sowohl linearen als auch quadratischen Ansatzfunktionen. Die Verbindung der individuellen Strukturelemente wird durch Verbindungselemente dargestellt, welche eine Vernietung repräsentieren, etwa durch CFAST Elemente. Weitere Elemente die von FUGA aktuell unterstützt werden und in den im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modelle Verwendung finden sind Balkenelemente sowie R-Typ-Elemente, die in Kapitel 3 genauer erläutert werden. Die Verwendung von FUGA zur Erstellung plausibler und zuverlässiger FE-Modelle ist bereits in anderen Bereichen nachgewiesen worden. So wurden beispielsweise in [22] FE-Modelle des Acoustic Flight-Labs, einem Rumpfabschnitt

für experimentelle Akustikuntersuchungen, inklusive Kabinenverkleidung und Kavitäten erstellt und anhand experimenteller Daten für akustische Untersuchungen validiert.

5 Modellierung und Analyse verschiedener Integrationsvarianten des Kraftstoffverteilsystems

5.1 Referenzmodell

Als Referenzmodell für diese Arbeit dient ein Konzeptentwurf eines mit Flüssigwasserstoff betriebenen Kurz- bis Mittelstreckenflugzeugs, bei dem der Wasserstoff in tragflächenmontierten Triebwerken verbrannt wird. Das Konzept mit der Bezeichnung DLH25 wurde als Grundlage für eine Entwurfsstudie am Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt entwickelt [27]. Die Modellparameter liegen in Form einer CPACS-Datei vor und dienen als Grundlage für die nachfolgend beschriebene Modellgenerierung. Koordinatenangaben im Rahmen der Arbeit sind im globalen Koordinatensystem des Flugzeugmodells angegeben, wie in Abb. 5.1 dargestellt. Die X-Achse des Koordinatensystems verläuft dabei entlang der Flugzeuglängsachse und liegt im Mittelpunkt des zylindrischen Abschnitts des Rumpfs. Die Nase des Flugzeugs befindet sich an der Position $x = 0$ m. φ gibt den Rotationswinkel um die X-Achse in Bezug auf die Z-Achse an.

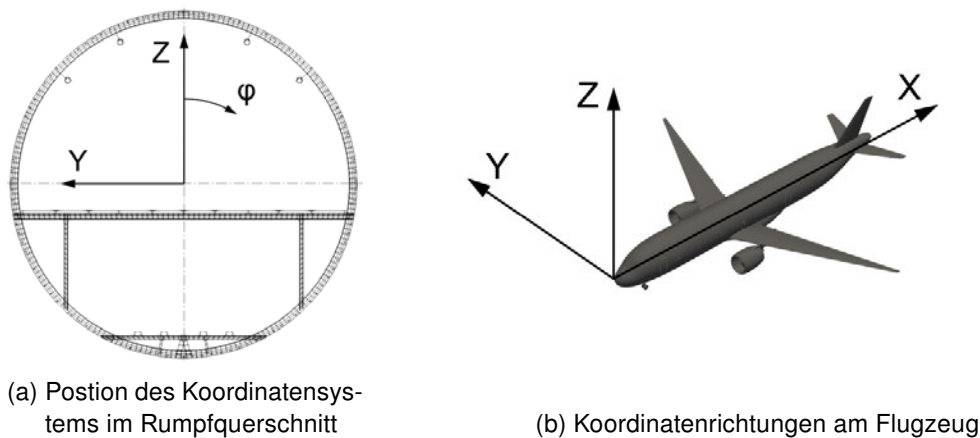


Abbildung 5.1: Globales Koordinatensystem des Rumpfmodells

5.1.1 Flüssigwasserstoffbetriebenes Flugzeugkonzept DLH25

Mit einer Rumpflänge von 50,521 m ist das DLH25 Modell ausgelegt für 239 Passagiere und hat eine Entwurfsreichweite von 4630 km. Das Flüssigwasserstoffsystem beinhaltet zwei Tanks im Heck des Flugzeugs hinter dem hinteren Druckschott, die insgesamt bei einem Volumen von $111,6 \text{ m}^3$, 6,5 t nutzbaren Flüssigwasserstoff speichern können [27]. Die ausgelegte Primärstruktur weist 94 Spanten bei einer Spantteilung von 0,4 m bis 0,8 m, sowie 108 über den Umfang verteilte Stringer auf. Der Passagierbereich reicht bis zum 56. Spant. Dahinter kommt das hintere Druckschott sowie der Heckbereich mit Tanks und Tank-systemen. Im Bereich der Druckkabine ist in jedem Spant noch ein Querträger mit jeweils zwei Querträgerstreben positioniert. Die Querträger sind seitlich an den Spanten angebunden und durch die Streben nach unten abgestützt. Auf ihnen verlaufen in Längsrichtung die Sitzschienen. Bei dem in dieser Arbeit verwendeten Referenzmodell handelt es sich dabei um 11 Sitzschienen auf denen die Kabinenbodenpaneele montiert sind. Im unteren Bereich des Rumpfquerschnitts verläuft analog dazu in jedem Spant noch ein Fracht-Querträger der mit jeweils vier Streben nach unten abgestützt ist. Auf den Fracht-Querträgern verlaufen in Flugzeuginnenrichtung die Fracht-Längsträger.

Zur Primärstruktur, das heißt der lasttragenden Struktur, gehört zudem die Außenhaut, die im verwendeten Modell durch einzelne Paneele dargestellt wird, die durch bestimmte Spant- und Stringerverläufe unterteilt und in CPACS hinterlegt sind. Jeweils 6 Paneele sind über

den Umfang verteilt und erstrecken sich über drei bis vier Spantabstände. Die Begrenzungskanten der Paneele verlaufen entlang der Spanten und Stringer. Im Vorfeld der in dieser Arbeit durchgeführten Analysen wurden mithilfe des DLR eigenen Werkzeugs Parametric Numerical Design and Optimization Routines for Aircraft (PANDORA) eine Dimensionierung der Paneele der Rumpfhaut durchgeführt. Dabei wurden die Wanddicken der einzelnen Rumpfhautpaneele so ausgelegt, dass für keinen der in der CPACS-Datei hinterlegten Lastfälle Beulen oder unzulässige Von-Mises Spannungen auftreten [34].

Der Rest des Rumpfes, wie Kabinenstruktur und Flugzeugsysteme, abgesehen von den Wasserstoffleitungen, wird in den Analysen im Rahmen dieser Arbeit nicht mit berücksichtigt und aus diesem Grund auch nicht mit modelliert.

Den verschiedenen Strukturelementen wird wie in 4.1 beschrieben jeweils ein Profil mit festgelegten Querschnittsabmessungen, Wandstärken und Materialeigenschaften zugewiesen. Als Material kommt für die Primärstrukturelemente in erster Linie ein isotropes Material mit der Bezeichnung Material_1, das mit einem Elastizitätsmodul von 73759,7 MPa, einem Schubmodul von 27729,0 MPa und einer Dichte von $2,8 \text{ g/cm}^3$ typische Materialeigenschaften von Aluminium aufweist, zum Einsatz. Den Fracht-Längsträgern wird das Material Aluminium 7075 zugewiesen, mit einem Elastizitätsmodul von 71008,2 MPa, einem Schubmodul von 26694,8 MPa und einer Dichte von $2,8 \text{ g/cm}^3$. Die Profilquerschnitte bleiben entlang jeder Komponente konstant.

Die verschiedenen Strukturelemente des Rumpfes werden durch Niete miteinander verbunden, was auch in der Idealisierung der Geometrie so umgesetzt wird.

5.1.2 Rumpfabschnitt

Untersuchungsgegenstand dieser Arbeit ist ein Ausschnitt aus dem Rumpfmodell. Da der Einfluss von Flüssigwasserstoffleitungen auf die Rumpfstruktur untersucht werden soll, wird dabei ein Rumpfabschnitt zwischen der Tragflächenhinterkante und dem hinteren Druckschott betrachtet, in dem die Leitungen in dem betrachteten Konzept zwischen den Hecktanks und den tragflächenmontierten Triebwerken verlaufen. Dafür wird die Rumpfstruktur zwischen den Spanten C0040 bei einer x-Koordinate von 22,31 m und C0056 bei einer x-Koordinate von 30,91 m herausgeschnitten.

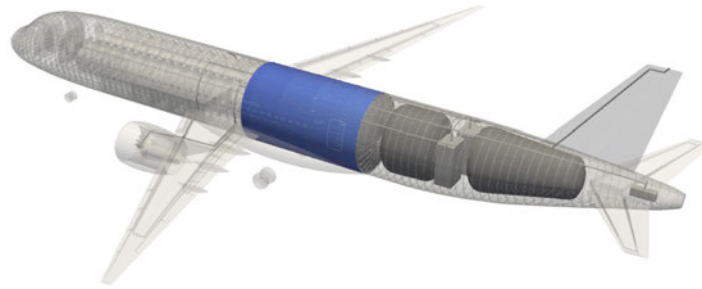


Abbildung 5.2: Untersuchter Rumpfabschnitt zwischen den Tragflächen und dem hinteren Druckschott

In diesem Bereich ist der Rumpfquerschnitt konstant. Der untersuchte zylindrische Rumpfabschnitt hat eine Länge von 8,60 m und einen Durchmesser von 5,30 m. Die Querschnittsabmaße sind (Abb. 5.3) zu entnehmen. Zu beachten ist, dass Haupt- und Lasteinleitungsspannten zum Einsatz kommen, wobei die Lasteinleitungsspannten größere Wanddicken in den Profilen aufweisen.

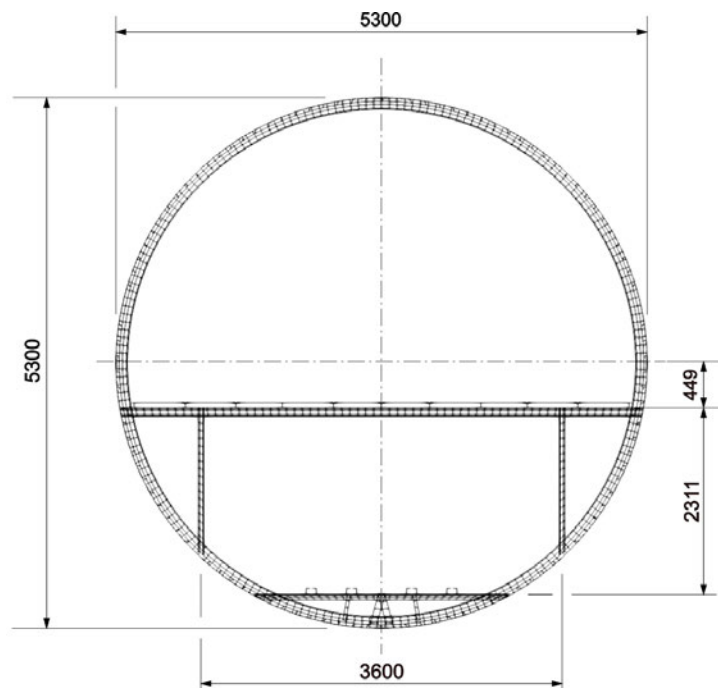


Abbildung 5.3: Querschnittsabmessungen des untersuchten Rumpfabschnitts

5.2 Leitungspositionierung

Die Auswahl der Positionierung von Flüssigwasserstoffleitungen im Rumpf stellt einen zentralen Schritt in der Auslegung der Kraftstoffsystemarchitektur eines wasserstoffbetriebenen Flugzeugs dar. Für diese Positionierung sind eine Vielzahl von Randbedingungen und Anforderungen zu berücksichtigen, unter anderem Sicherheitsregularien, Platzbedarf, Passagierempfinden sowie strukturelle Anforderungen. In dieser Arbeit wird der spezifische Aspekt der strukturellen Anforderungen untersucht.

Da bei dem Vorgehen im Rahmen dieser Arbeit numerische Analysen konkreter Fälle durchgeführt werden, ist eine Vorauswahl an Positionierungsvarianten der Leitungen erforderlich. Im Zuge der Vorüberlegungen wurden dabei zwei grundlegende Variationsmöglichkeiten identifiziert:

- Positionierung innerhalb oder außerhalb der Druckkabine
- Positionierung entlang des Umfangs des Rumpfquerschnitts

Zudem ergibt sich in Abhängigkeit von der Auslegung des Kraftstoffsystems die Notwendigkeit, entweder zwei oder vier Leitungen im Rumpf zu platzieren. Für die Auslegung der Rohrpositionen im Rahmen dieser Arbeit wurden ausschließlich Varianten mit geradlinig verlaufenden Leitungen berücksichtigt, deren Position in den Querschnitten entlang des Rumpfes konstant ist. Zudem wurden nur symmetrische Varianten in die Untersuchung einbezogen.

Positionierung innerhalb oder außerhalb der Druckkabine:

Die Druckkabine befindet sich im Bereich zwischen den beiden Druckschotts und wird durch die Außenhaut begrenzt. Eine Positionierung der Leitungen innerhalb der Druckkabine bietet den Vorteil, dass keine zusätzlichen Systeme auf der Außenseite der Außenhaut montiert werden müssen. Diese erfordern eine robuste Verkleidung zum Schutz der Leitungen, die einerseits zusätzliche Masse mit sich bringen und zum anderen als störendes Element auf der aerodynamisch geformten Außenhaut wirkt.

Die Positionierung innerhalb der Kabine bringt jedoch eine Reihe von Herausforderungen mit sich, wie etwa zusätzliche Durchbrüche in der Außenhaut der Druckkabine. Die Leitungsdurchführungen müssen dabei so gestaltet sein, dass translatorische und rotatorische Relativbewegungen zwischen Leitung und Struktur möglich sind, um Spannungen in den Leitungen zu vermeiden [9, 18]. Zudem ist eine Trennung der Leitungen vom Passagierbereich sowie gegebenenfalls eine Inertisierung oder Belüftung, um die Leitungen im Bereich

der Druckkabine notwendig, um das Risiko des Austretens von Kraftstoffdampf zu mildern [8]. Eine Positionierung der Leitungen außerhalb der Druckkabine bietet hingegen von sich aus eine gute Abgrenzung der Passagiere vom Kraftstoffsystem.

Positionierung entlang des Umfangs des Rumpfquerschnitts:

Gasförmiger Wasserstoff weist eine deutlich geringere Dichte als Luft auf. Bei der Installation der Leitungen muss sichergestellt werden, dass im Notfall austretende Kraftstoffdämpfe nicht in den Passagier- oder Crewbereich gelangen. Vor diesem Hintergrund kann eine hohe Positionierung des Verteilsystems von Vorteil sein. Zudem bieten hoch montierte Leitungen den Vorteil, dass diese weit vom Boden entfernt sind, was im Sinne der Regularien gemäß CS-25 AMC 25.963 ist. Diese Regularien legen fest, dass ein Kraftstofftank im Falle einer Landung ohne Fahrwerk oder durch herumfliegende Splitter und Reifenteile nicht soweit beschädigt werden darf, dass Kraftstoff austritt [18]. Eine Anwendung dieser Regularien ist auch auf das Leitungssystem sinnvoll. Ein Nachteil einer hohen Positionierung ist der Platzbedarf, da die Leitungen inklusive eventuell notwendiger Ummantelungen hinter der Kabinenverkleidung integriert, oder oben auf die Außenhaut montiert werden müssen. Insgesamt muss also auch berücksichtigt werden, wo im Rumpfquerschnitt Platz für Leitungen vorhanden ist, ohne in Konflikt mit anderen Systemen zu geraten.

Der Prozess zur Identifikation der zu untersuchenden Varianten erfolgt durch Bewertung verschiedener Positionierungskonzepte, unter anderem anhand der zuvor genannten Kriterien. Im folgenden Abschnitt werden die vier zu untersuchenden Varianten vorgestellt. Um Vergleiche zu den auftretenden Beanspruchungen in der Struktur ohne Leitungen treffen zu können, wird zudem ein Rumpfabschnittsmodell ohne Leitungen als Referenzmodell, wie in Abb. 5.3 dargestellt, erstellt.

5.2.1 Variante 1: Vier Leitungen innerhalb der Druckkabine mit Positionierung in der Crown Area

Bei der ersten Variante kommt ein Kraftstoffsystem mit vier Rohren zum Einsatz, die wie in Abb. 5.4 dargestellt innerhalb der Druckkabine im Deckenbereich positioniert und an die Spanten angebunden sind. Die Leitungen verlaufen in diesem Fall im Crown-Bereich hinter der Kabinenverkleidung. Diese Anordnung hat den Vorteil, dass die Leitungen weit vom Boden entfernt sind und somit bei einer Landung ohne Fahrwerk nicht in unmittelbarer Nähe zum Kontaktpunkt mit dem Boden liegen. Für die Positionierung in diesem Bereich sind

jedoch im Vergleich zu einer Leitungsanordnung außerhalb der Druckkabine vermehrt Konflikte mit anderen Systemen, wie beispielsweise elektrischen Systemen oder Anbindungskonstruktionen für die Kabinenstruktur, zu berücksichtigen.

5.2.2 Variante 2: Vier Leitungen außerhalb der Druckkabine mit hoher Positionierung

Bei dieser Variante kommt ebenfalls ein Kraftstoffsystem mit vier Rohren zum Einsatz. Die Positionierung der Rohre erfolgt wie in Abb. 5.5 dargestellt außerhalb der Druckkabine auf dem Rumpf. Der Vorteil dieser Variante ist, dass die Leitungen durch die Flugzeugaußenhaut vom Passagierbereich getrennt sind. Zudem hat die hohe Positionierung, wie bei Variante 1, den Vorteil, dass die Leitungen weit vom Boden entfernt verlaufen. Es ist jedoch anzunehmen, dass zum Schutz der Leitungen vor äußeren Einwirkungen sowie aus aerodynamischen Gründen bei einer Anordnung der Leitungen auf dem Rumpf zusätzliche Verkleidungen auf der Außenhaut erforderlich sind.

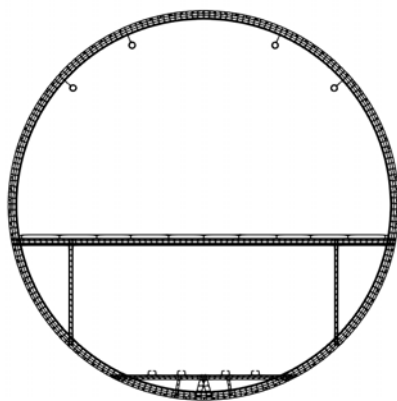


Abbildung 5.4: Rumpfsegment der Positionierungsvariante 1

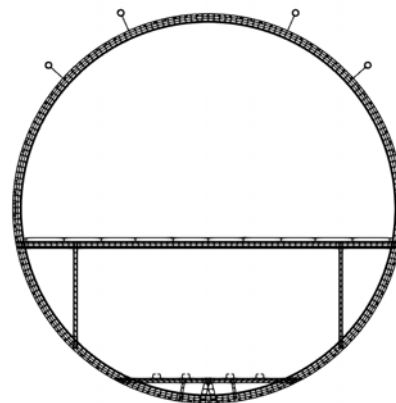


Abbildung 5.5: Rumpfsegment der Positionierungsvariante 2

5.2.3 Variante 3: Zwei Leitungen innerhalb der Druckkabine seitlich unter den Fußbodenquerträgern

In der dritten Variante wird ein Kraftstoffsystem mit zwei Leitungen verwendet, die wie in Abb. 5.6 dargestellt seitlich im Rumpfquerschnitt innerhalb der Druckkabine und unterhalb der Fußbodenquerträger montiert sind, wie es auch von Brewer [9] für das Kraftstoffsystem eines Unterschallverkehrsflugzeugs skizziert wird. Der Vorteil ist die Nutzung des ansonsten schwer nutzbaren Raums im Dreieck zwischen den Spanten, den Fußbodenquerträgern und den Fußbodenquerträgerstreben.

5.2.4 Variante 4: Zwei Leitungen außerhalb der Druckkabine unter dem Rumpf

Bei der vierten Variante kommt ein Kraftstoffsystem mit zwei Rohren zum Einsatz. Wie in Abb. 5.7 dargestellt befinden sich die Rohre im unteren Bereich des Rumpfs außerhalb des Druckbereichs. Bei dieser Variante könnte als Verkleidung ein verlängertes Belly-Fairing zum Einsatz kommen, das bis hinter das hintere Druckschott verlängert wird und die Leitungen ummantelt. Der große Nachteil dieser Variante ist die Bodennähe der Leitungen, die einen besonderen Schutz des Leitungssystems vor herumfliegenden Splittern und Reifenteilen oder für den Fall einer Landung ohne Fahrwerk notwendig macht.

5.3 Modellierung des Finite Elemente Modells

Um vergleichende Analysen der verschiedenen Positionierungsvarianten durchzuführen, müssen die Modelle des Rumpfabschnitts mit den Leitungen erstellt und als Eingabedatei für den benutzten FEM Solver ausgegeben werden. Diese Erstellung erfolgt in mehreren Schritten, um den gleichen Rumpfabschnitt mit verschiedenen Leitungspositionierungen darzustellen.

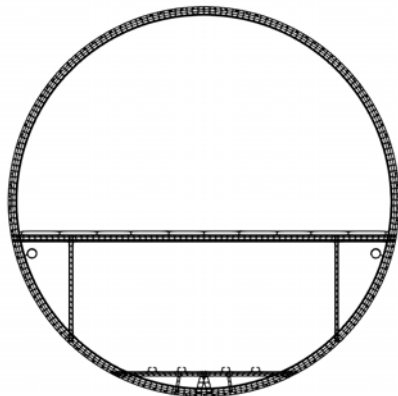


Abbildung 5.6: Rumpfsegment der Positionierungsvariante 3

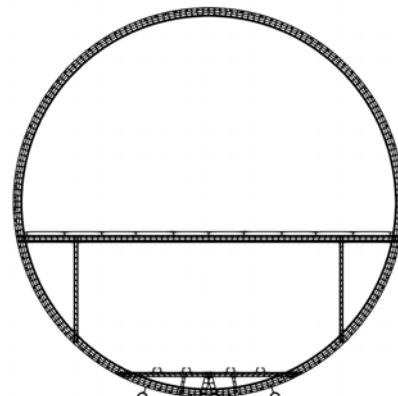


Abbildung 5.7: Rumpfsegment der Positionierungsvariante 4

5.3.1 Erzeugung der Geometrie

Die Rumpfgeometrie des Untersuchungsmodells wird aus den CPACS-Daten des in Abschnitt 5.1 beschriebenen Wasserstoffflugzeugkonzepts sowie einer Eingabedatei mit Informationen bezüglich der Kabine erzeugt. Die Erzeugung der Rumpfgeometrie wird mit FUGA durchgeführt. Dabei wird, wie in Abschnitt 4.2 erläutert, zum einen die Rumpfgeometrieauslegung durchgeführt, zum anderen werden der CPACS-Datei Informationen bezüglich der Struktur hinzugefügt, beispielsweise Definitionen der Strukturkomponenten wie Spanten, die durch Profilquerschnitte, Materialien und Positionen im Rumpf festgelegt sind. Die dabei zurückgegebene CPACS-Datei enthält alle geometrischen Informationen sowie Materialdefinitionen der Rumpfstruktur, die für die Simulation relevant sind. Mithilfe des Pakets FUGA-Simulation erfolgt anschließend die FE-Modellgenerierung auf Basis der um Strukturinformationen ergänzten CPACS-Datei sowie einer ergänzenden Simulationseingabedatei mit Informationen des Simulationsmodells. Dazu zählen neben Elementgrößen für die FE-Vernetzung auch Parameter bezüglich der Vernetzungen der einzelnen Strukturkomponenten, die bei der FE Modellgenerierung mit modelliert werden. Wie in Abschnitt 4.2 beschrieben, wird in FUGA-Simulation ein CAD-Modell der gesamten Struktur aus den Eingabedateien erstellt. Das FUGA-Paket ermöglicht durch Vorgabe eines Start- und eines Endspants den Bereich zwischen diesen Spanten herauszuschneiden. Zudem kann die Primärstruktur extrahiert werden. Das auf diese Weise erstellte CAD-Modell des vorgegebenen Rumpfabschnitts wird nach Vorgaben aus der Simulationseingabedatei diskretisiert und die

verschiedenen Strukturkomponenten verbunden. Das Primärstrukturmodell des Rumpfabchnitts liegt dann solveragnostisch als diskretisiertes FE-Modell in FUGA-Simulation vor.

5.3.2 Leitungsintegration

Die Integration der Leitungen in das als Python-Objekt vorliegende FE-Modell erfolgt automatisiert anhand einiger Parameter in der FUGA-Umgebung. Jede zu integrierende Leitung erfordert dabei die Definition ihres Radius, ihrer Linienmasse sowie ihrer Position anhand der Y- und Z-Koordinate im globalen Koordinatensystem des gesamten Rumpfmodells. Des Weiteren müssen alle Spanten, an die eine Anbindung stattfinden soll, sowie die Größe des Bereichs, in dem die Anbindung an die Struktur stattfinden soll, festgelegt sein. Details zu diesem Vorgehen werden im Verlauf dieses Abschnitts genauer erläutert. Basierend auf den Parametern für die Leitungen werden diese automatisch in Segmenten als dünnwandige Rohre mit den in Abschnitt 2.2 beschriebenen Materialeigenschaften erstellt, vernetzt und dem FE-Modell des Rumpfabchnitts hinzugefügt. Jedes Segment ist dabei durch die X-Positionen zweier aufeinanderfolgender Anbindungsspanen begrenzt. Abb. 5.8 zeigt ein solches Segment als Teil der transparent dargestellten Gesamtleitung.

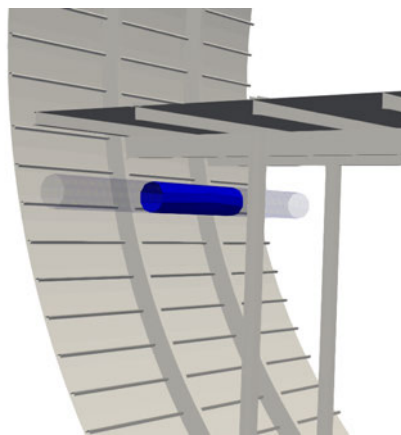


Abbildung 5.8: Rohrsegment als Teil der Gesamtleitung in schmalem Rumpfausschnitt

5.3.3 Leitungsanbindung

Die Leitungsanbindung an die Rumpfstruktur erfolgt im Bereich der Spanten. Dafür wird für jede Anbindungsstelle der Leitungen automatisiert der Punkt ermittelt, der der Anbin-

dungsstruktur am nächsten liegt. Dieser Punkt wird als Leitungsanbindungspunkt definiert. Analog dazu wird je Anbindungsstelle ein Strukturanbindungspunkt auf einer radialen Linie vom Rumpfquerschnittsmittelpunkt durch den Leitungsmittelpunkt in einem festgelegten Abstand vom Rumpfquerschnittsmittelpunkt definiert. Die Verbindungen zwischen den Struktur- und Leitungsanbindungspunkten wird an jeder Anbindungsstelle als Balkenelement modelliert und dem FE-Modell hinzugefügt.

Über RBE2-Elemente werden, wie in Abb. 5.9 dargestellt, die Netzknotenpunkte der vorderen und hinteren Begrenzungsebene der Rohrsegmente mit den Leitungsanbindungspunkten verbunden. Wie in Abschnitt 3.2.3 beschrieben, handelt es sich dabei um Starrkörperelemente, die die Verschiebungen der Elementknoten voneinander abhängig machen.

An einem Ende jedes Rohrsegments werden alle translatorischen Freiheitsgrade der Knoten, die sich an diesem Ende des Rohrsegments befinden, von dem dazugehörigen Leitungsanbindungspunkt abhängig gemacht. Am anderen Ende werden nur die Freiheitsgrade senkrecht zur Rumpflängsrichtung gekoppelt, sodass eine axiale Verschiebung des Rohrsegment-Endes möglich bleibt. Diese Modellierung repräsentiert den Einsatz von flexiblen Rohrverbindungselementen an den Stellen der Rumpfanbindungen, um die in Abschnitt 2.2 beschriebenen Anforderungen an die Leitungen zu erfüllen, keine axialen Lasten aufgrund relativer Verschiebungen von Komponenten, die mit den Leitungen verbunden sind, aufzunehmen.

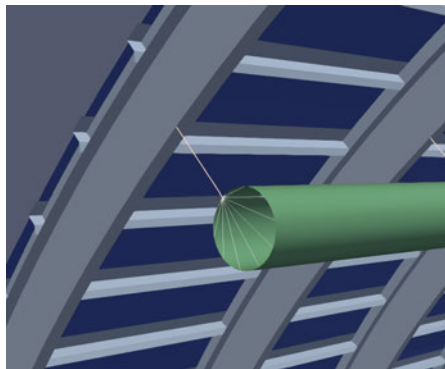


Abbildung 5.9: Anbindung der Leitungssegmente an die Verbindungsbalken mittels RBE2-Elementen

5.3.4 Flächige Lasteinleitung

Für die Varianten, bei denen die Leitungen innerhalb der Druckkabine verlaufen, wird die Last über die senkrechten Stege der Spantquerschnitte eingeleitet, wie es beispielsweise für die Anbringung von Sekundärstrukturen über Befestigungsbeschläge üblich ist. Bei den Varianten, bei denen die Leitungen außerhalb der Druckkabine verlaufen, erfolgt die Lasteinleitung in die Außenhaut, im Bereich der Spanten. Auf diese Weise wird eine Durchdringung der Druckkabinen-Außenhaut durch die Befestigungsbeschläge vermieden.

Die Modellierung der Befestigungsbeschläge erfolgt mithilfe der in Abschnitt 3.2.4 beschriebenen RBE3-Elemente. Die Strukturanbindungspunkte der Balkenelemente fungieren dabei als abhängige Knoten der RBE3-Elemente, deren Bewegungen als gewichtetes Mittel der Bewegungen jeweils eines Sets unabhängiger Knoten definiert wird.

Zur Bestimmung der unabhängigen Knoten wird ein räumlicher Suchbereich festgelegt, der durch zwei Parameter bestimmt wird: eine maximale Abweichung in x-Richtung sowie ein maximaler Gesamtabstand vom abhängigen Knoten. Alle Knoten des Spants oder, im Fall von außenliegenden Leitungen, der Außenhaut, die innerhalb dieses Suchbereichs liegen, werden einem Satz unabhängiger Knoten hinzugefügt. Die Knoten in den Sätzen steuern jeweils die Bewegung des von diesem Knotensatz abhängigen Knotens am Balkenelement.

Für jede Leitungsanbindungsstelle werden bei innenliegenden Leitungen die Knoten des senkrechten Stegs des jeweiligen Spantprofils in einem wie zuvor beschriebenen Suchbereich als unabhängige Knoten ausgewählt. Bei außenliegenden Leitungen werden die Netzknoten der Außenhaut innerhalb des so definierten Suchbereichs als unabhängige Knoten verwendet.

Dieses Vorgehen ermöglicht die Parametrisierung des räumlichen Bereichs, über den die durch die Leitungen verursachten Belastungen auf die Struktur verteilt werden. In Abb. 5.10 wird der definierte räumliche Bereich dargestellt, innerhalb dessen nach unabhängigen Knoten gesucht wird, sowie die Abhängigkeit der Knoten eines RBE3-Elements durch Linien visualisiert. Der abhängige Knoten ist als Kugel am struktureseitigen Ende des Balkenelements dargestellt.

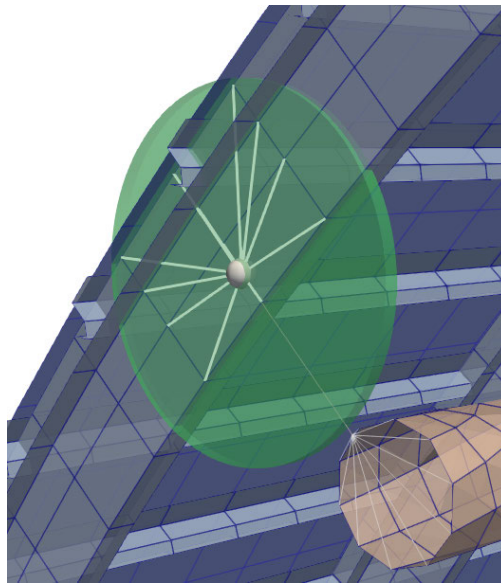


Abbildung 5.10: Visualisierung der RBE3 Abhängigkeiten zur verteilten Lasteinleitung der von den Leitungen verursachten Belastungen in die Struktur

Von jeder Variante der Rohrverteilungen wurde jeweils ein Modell mit einem kleineren sowie ein Modell mit einem größeren Anbindungsereich erstellt, um zu untersuchen, wie sich die Verteilung der Lasteinleitung auf die Beanspruchungen der Rumpfstruktur unter Belastung auswirkt. Dies repräsentiert einen kleinen oder größeren Bereich, in dem im realen Modell die Befestigungsbeschläge an die Struktur montiert sind. Tabelle 5.1 zeigt die Parameter, die bei der Modellerstellung für die Anbindungsgebiete eingestellt werden. Auf Basis dieser Parameter werden die Leitungen mit Anbindungen erstellt und dem FE-Rumpfsegmentmodell in FUGA hinzugefügt.

5.4 Randbedingungen des Rumpfabschnittmodells

5.4.1 Lagerung des Modells

Um statische Analysen an dem zu untersuchenden Modell durchzuführen, ist die Definition von Randbedingungen notwendig. Die Lagerung des Rumpfabschnitts erfolgt an der vorderen Schnittebene durch die feste Einspannung ausgewählter Knoten des FE-Modells.

Tabelle 5.1: Parameterwerte der Suchbereiche zur Leitungsanbindung an die Struktur mittels RBE3-Elementen für die verschiedenen Varianten

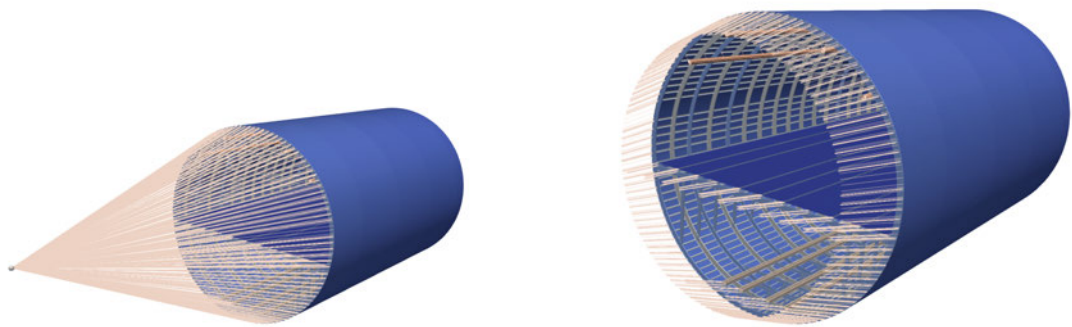
Variante	Anbindungsbereich	Maximale Abweichung in X-Richtung	Maximaler Gesamtabstand
Variante 1	klein	0,005 m	0,11 m
	groß	0,005 m	0,18 m
Variante 2	klein	0,1 m	0,15 m
	groß	0,1 m	0,22 m
Variante 3	klein	0,005 m	0,11 m
	groß	0,005 m	0,18 m
Variante 4	klein	0,1 m	0,15 m
	groß	0,1 m	0,22 m

Die Umsetzung im FE-Modell erfolgt anhand von Single-Point-Constraints (SPCs), die alle translatorischen und rotatorischen Freiheitsgrade einschränken. Diese Art der Modellierung, die in der Literatur für vergleichbare statische Analysen von Rumpfröhren verwendet wird [34, 39], führt dazu, dass der Querschnitt eben und unverformt bleibt. Die Modellierung spiegelt wieder, dass die Reaktionskräfte, die den durch Gravitation und Beschleunigung auftretenden Kräften entgegenwirken, je nach Lastfall an den Tragflächen oder dem Fahrwerk angreifen. Der hintere Rumpfabschnitt ab dieser Lagerung wird damit als freies Ende dargestellt an der nur Inertiallasten wirken.

5.4.2 Heckmassenrepräsentation

Neben der Lagerung an der vorderen Schnittebene müssen auch Randbedingungen an der hinteren Schnittebene definiert werden, um das vom Rumpfabschnitt weggeschnittene Heck zu repräsentieren. Hierfür wird ein Massepunkt definiert, der mit seiner Masse und Position das Flugzeugheck in seinem Schwerpunkt repräsentiert, basierend auf den Werten des zugrunde liegenden DLH25-Modells. Anschließend werden kinematische Abhängigkeiten zwischen diesem Punkt (Abb. 5.11a) und ausgewählten Knoten des FE-Modells in der Schnittebene eingeführt (Abb. 5.11b).

Da im Rahmen dieser Arbeit ausschließlich statische Analysen durchgeführt werden, wird das Massenträgheitsmoment des Hecks vernachlässigt. Die Umsetzung der Simulation des Einflusses des weggeschnittenen Heckabschnitts erfolgt im FE-Modell durch RBE2-Elemente



(a) RBE2 Elemente zum Heckmassenpunkt

(b) Anbindungsbereiche der RBE2 Elemente in der hinteren Schnittebene

Abbildung 5.11: Lastaufbringung auf die hintere Rumpf-Schnittebene mithilfe von RBE2 Elementen

[34]. Diese Elemente besitzen einen unabhängigen Knoten sowie einen oder mehrere abhängige Knoten, wie in Abschnitt 3.2.3 beschrieben. In der Elementdefinition sind Freiheitsgrade der abhängigen Knoten definiert, die durch das RBE2-Element kinematisch von den Freiheitsgraden des unabhängigen Knoten abhängig gemacht werden. Das Resultat sind starre Verbindungen zwischen dem unabhängigen und den abhängigen Knoten [21]. Diese Modellierung, die auch in der Literatur für ähnliche statische Analysen angewendet wird [25, 34, 39], führt dazu, dass der Querschnitt der hinteren Schnittebene unter Belastung eben und unverformt bleibt. Für die Definition der Randbedingungen wurden Knoten des FE-Modells gewählt, die zu Strukturelementen gehören, die vorrangig Lasten in Längsrichtung sowie Schub entlang der Schnittkante aufnehmen. Hierzu wurden Knoten der Außenhaut, der Längsträger, der Sitzschienen sowie der Cargo-Längsträger gewählt [23].

Das gesamte Modell des Rumpfabschnitts mit Rohren und Randbedingungen wird abschließend aus FUGA in eine Nastran Eingabedatei des Dateiformats Bulk Data File (BDF) exportiert. Diese Eingabedatei enthält alle Knoten, Elemente, Element- und Materialeigenschaften sowie Randbedingungen. Informationen welche Knoten beziehungsweise Elemente zu welchen Strukturkomponenten gehören sind nicht enthalten. Um im Postprocessing spezifische Strukturelemente betrachten und deren Spannungen auswerten zu können, wird aus diesem Grund parallel zu der Nastran Eingabedatei eine Transferdatei im *JSON Format erstellt, die Gruppen von Netzknottennummern enthält, die jeweils zu spezifischen Komponenten gehören. Nach der Durchführung der Simulation in Nastran werden mithilfe dieser Datei die Ergebnisse nach Strukturkomponenten gefiltert.

5.5 Lastfälle

Die strukturelle Analyse eines Rumpfstrukturmodells erfordert die Untersuchung unterschiedlicher Lastfälle, die während des Fluges und am Boden auftreten können. In der Strukturauslegung sind dabei spezifische Lastfälle definiert, für die nachgewiesen werden muss, dass die Struktur diesen standhält. Als Grundlage für die Anforderungen an Rumpfstrukturen dienen im Bereich der Zivilluftfahrt in Europa die Regularien der European Aviation Safety Agency Certification Specification for Large Aeroplanes (EASA CS-25) [18]. Bei der Definition von Lasten, für die in der Zulassung für ein Flugzeug ein Nachweis erbracht werden muss, dass die Struktur diesen standhält, wird zwischen Limit Loads und Ultimate Loads unterschieden. Limit Loads sind Lasten, die während des Betriebs des Flugzeugs auftreten können. Die Struktur muss so dimensioniert sein, dass durch diese Lasten keine dauerhaften Verformungen der Struktur auftreten und diese bei Entlastung wieder in ihre ursprüngliche Form zurückkehrt [23, 18]. Bei Ultimate Loads handelt es sich um mit einem Sicherheitsfaktor von üblicherweise 1,5 beaufschlagte Limit Loads. Die Struktur muss diesen Lasten mindestens 3 Sekunden ohne zu versagen standhalten [18]. Bei den zu untersuchenden Lasten im Rahmen einer Strukturanalyse kann unter anderem zwischen Flug- und Bodenlastfällen unterschieden werden.

5.5.1 Fluglastfälle

Zu den Fluglastfällen zählen diejenigen, die während des Fluges auftreten. Symmetrische Fluglastfälle treten bei Manövern und Beschleunigungen in der Niveaubene auf und sind durch die Flight manoeuvring Envelope als Geschwindigkeits-/Lastvielfaches-Diagramm (V-n-Diagramm) beschrieben, die die Einsatzgrenzen des Flugzeugs definiert [18]. Das Lastvielfache n ist dabei im Flug definiert als Verhältnis von Auftrieb L_A zu Gewicht W des Flugzeugs [17]:

$$n = L_A/W$$

Die Flight Envelope ist linksseitig begrenzt durch die Strömungsabriss Charakteristiklinie und rechts durch die maximale Fluggeschwindigkeit (Abb. 5.12). Bei der oberen und unteren Begrenzungslinie handelt es sich um die maximal zulässigen Lastvielfachen in positiver und

negativer Richtung. Für die statische Strukturauslegung sind die obere und untere Begrenzungslinie von Bedeutung. In CS-25.337 sind diese als maximale Manöver-Lastvielfache (engl. Limit Manoeuvring Load Factors) unter symmetrischer Belastung angegeben. Für ein Abfang Manöver ist dabei mindestens ein Lastvielfaches von $n=2,5$ und für negative Lastvielfache mindestens ein Wert von $n=-1$ nachzuweisen [18].

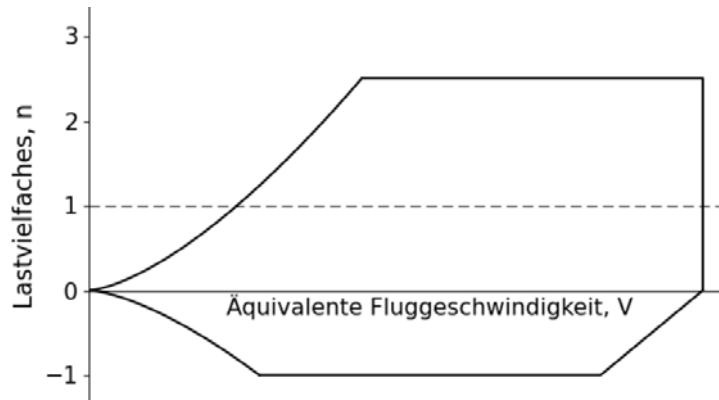


Abbildung 5.12: V-n Diagramm schematisch

5.5.2 Bodenlastfälle

Bodenlastfälle treten beim Kontakt des Flugzeugs mit dem Boden auf. Dazu zählen zum einen Lastfälle, die beim Rollen des Flugzeugs am Boden auftreten, zum anderen aber auch die Lasten, die bei der Landung auftreten. Die anzunehmenden Lasten, die bei der Landung auftreten und denen die Struktur standhalten muss, werden analog zum Lastvielfachen bei den Fluglastfällen anhand des Lastfaktors R als Verhältnis aus Reaktionskraft L_L im Fahrwerk und dem Gewicht bei der Landung W_L beschrieben:

$$R = L_L / W_L$$

Typische Lastfaktoren werden zwischen $R=2,7$ und $R=3,0$ angegeben [35]. Beim Kontakt mit dem Boden treten neben symmetrischen Lasten auch Lasten in Flugzeuglängsrichtung sowie in seitlicher Richtung auf. Diese werden als Anteil des Lastfaktors in den Flugzeugkoordinatenrichtungen angegeben [23, 18].

5.5.3 Ausgewählte Analyselastfälle

Für die Analysen im Rahmen dieser Arbeit wurden exemplarisch zwei symmetrische Fluglastfälle sowie zwei Bodenlastfälle untersucht. Für die symmetrischen Fluglastfälle werden die Limit Manoeuvring Load Factors $n=2,5$ sowie $n=-1$ untersucht. Für die Bodenlastfälle kommt zum einen ein kombinierter Lastfall aus Vertikallast, Widerstand und Seitwärtslast mit Inertiallasten von $0,75 R$ in vertikaler Richtung, $0,4 R$ in Flugzeuglängsrichtung und $-0,25 R$ in seitlicher Richtung zum Einsatz. Zum anderen wird ein Seitwärtslastfall mit Wirkanteilen von $0,5 R$ in vertikaler Richtung sowie $-0,35 R$ seitwärts analysiert [23]. Eine Übersicht über die untersuchten Lastfälle ist in Tabelle 5.2 zu sehen.

Tabelle 5.2: Übersicht über die analysierten Lastfälle

Lastfall	Lastfall-Art	Lastfaktor	X-Richtung	Y-Richtung	Z-Richtung
Lastfall 1	Fluglastfall 1	$n = 2,5$	-	-	$+1,0 n$
Lastfall 2	Fluglastfall 2	$n = -1$	-	-	$+1,0 n$
Lastfall 3	Bodenlastfall 1	$R = 3$	$0,4 R$	$-0,25 R$	$0,75 R$
Lastfall 4	Bodenlastfall 2	$R = 3$	-	$-0,35 R$	$0,5 R$

6 Ergebnisse und Auswertung der Rumpfstrukturbeanspruchung

Für die Untersuchung der Rumpfstrukturbeanspruchung und deren Veränderungen, die durch die Integration von Flüssigwasserstoffleitungen hervorgerufen werden, werden die Spannungsverläufe analysiert. Im Fokus stehen dabei die Spannungsspitzen und deren Position in der Rumpfstruktur. Die Auswertung basiert auf Ausgabedateien aus Nastran im H5-Format, wobei die auftretenden Von-Mises Vergleichsspannungen sowie die ersten und zweiten Hauptspannungen in den Finiten Elementen der analysierten Modelle betrachtet werden.

Neben der globalen Betrachtung, bei der die höchsten Spannungen in der Gesamtstruktur des analysierten Rumpfabschnitts untersucht werden, erfolgt auch eine detailliertere Untersuchung der Spanten als spezifische Strukturkomponenten, in deren Bereich die Lasteinleitung durch die Leitungen stattfindet. In den Spanten werden die höchsten auftretenden Spannungen untersucht und darüber hinaus die Veränderung der Spannungen, durch Integration der Leitungen, sowie der Einfluss unterschiedlicher Anbindungen an die Struktur betrachtet.

Um neben der Gesamtstruktur auch Spannungen in spezifischen Strukturkomponenten zu untersuchen, werden mit Hilfe der in Abschnitt 5.4.2 beschriebenen JSON-Datei, basierend auf den komponentenspezifischen FE-Modellknoten, einzelne Komponenten und deren Elementspannungen extrahiert. Die Interpretation und Darstellung der Ergebnisse erfolgt mithilfe von Python. Für die Visualisierung der Struktur und die Darstellung farbcodierter Spannungsdiagramme wird die quelloffene Software Paraview verwendet.

Um modellierungsbedingte Spannungsspitzen im Bereich der Randbedingungen und dadurch bedingte verfälschte Ergebnisse in der Auswertung zu vermeiden, wird sowohl an der Vorderseite im Bereich der Einspannung als auch an der Rückseite im Bereich der Anbindung der Hecklast durch Starrkörperelemente ein Streifen des analysierten Rumpfabschnitts weggeschnitten. Auf diese Weise wird verhindert, dass sich eventuelle Spannungsspitzen im Randbereich auf die Ergebnisse im Untersuchungsbereich auswirken [25]. Der in der

Auswertung betrachtete Abschnitt erstreckt sich von $x = 23,5$ m bis $x = 29,5$ m und umfasst elf Spanten mit den fortlaufenden Bezeichnungen C0043 bis C0053. Bei den Spanten C0044 und C0052 handelt es sich um Krafteinleitungsspannten deren Profile im Vergleich zu den anderen Spanten größere Wanddicken aufweisen.

6.1 Globale Spannungsverteilung

In dieser Analyse wird die Gesamtstruktur des betrachteten Rumpfabschnitts untersucht, um die maximal auftretenden Spannungen und deren Position in der Primärstruktur der verschiedenen Varianten zu identifizieren.

Bei der Betrachtung der Maximalwerte der Von-Mises Vergleichsspannungen Tabelle 6.1 sowie der Extremwerte der ersten und zweiten Hauptspannungen in den Tabellen A.1 und A.2 im Anhang ist zu erkennen, dass bei globaler Betrachtung des gesamten Rumpfabschnitts der Ort der höchsten auftretenden Spannung nahezu unabhängig von den eingebrachten Leitungen ist.

Tabelle 6.1: Maximale Von-Mises Vergleichsspannungen [MPa] für verschieden Positionierungsvarianten und Lastfälle

		Referenz	Var 1	Var 2	Var 3	Var 4
Lastfall 1	Spannung [MPa]	65.827	66.018	66.024	66.016	65.734
	Radius [m]	2.648	2.648	2.648	2.648	2.648
	φ [°]	176.59	176.59	176.59	176.59	176.59
	x [m]	24.502	24.502	24.502	24.502	24.502
Lastfall 2	Spannung [MPa]	26.331	26.407	26.409	26.406	26.293
	Radius [m]	2.648	2.648	2.648	2.648	2.648
	φ [°]	176.59	176.59	176.59	176.59	176.59
	x [m]	24.502	24.502	24.502	24.502	24.502
Lastfall 3	Spannung [MPa]	63.611	63.786	63.779	63.806	63.650
	Radius [m]	2.648	2.648	2.648	2.648	2.648
	φ [°]	-154.92	-154.92	-154.92	-154.92	-154.92
	x [m]	24.502	24.502	24.502	24.502	24.502
Lastfall 4	Spannung [MPa]	45.909	46.046	46.050	46.052	45.880
	Radius [m]	2.648	2.648	2.648	2.648	2.648
	φ [°]	-154.92	-154.92	-154.92	-154.92	-154.92
	x [m]	24.502	24.502	24.502	24.502	24.502

Im Vergleich innerhalb der vier Lastfälle zeigen die Positionen der auftretenden Extremwerte sowohl für die Von-Mises Vergleichsspannungen als auch für die beiden Hauptspannungen weitgehend konstante Ergebnisse für die vier untersuchten Varianten und das Referenzmodell. Die größte Von-Mises Vergleichsspannung im betrachteten Modell tritt dabei in allen Analysefällen in einem der Stringer an der Kontaktfläche zur Außenhaut im Bereich eines Spantes auf. Abb. 6.1a und 6.1b zeigen exemplarisch anhand des vierten Lastfalls den höchstbeanspruchten Bereich des betrachteten Rumpfabschnitts unter Betrachtung der Von-Mises Vergleichsspannung vergleichend für das in Abschnitt 5.2 definierte Referenzmodell und die Variante 4, wobei kaum Abweichungen auftreten. Die Position des auftretenden Extremwerts ist durch ein Kreis markiert.

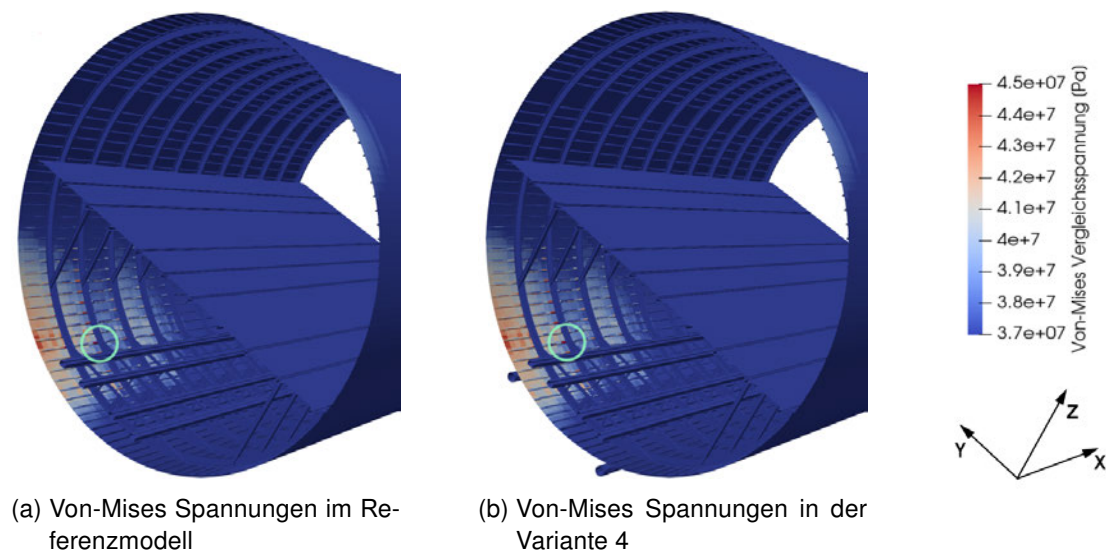


Abbildung 6.1: Vergleich des höchstbeanspruchten Bereichs durch Von-Mises Spannungen des Referenzmodells zur Variante 4 unter Lastfall 4

Tabelle 6.2 zeigt die relativen Abweichungen der Von-Mises Vergleichsspannungen vom Referenzmodell jeweils an den Stellen der maximal auftretenden Spannungen in den verschiedenen Varianten. Diese Abweichungen liegen in allen untersuchten Fällen bei weniger als 0,5 % und sind damit äußerst gering. Für die Positionierungsvariante 4 ergibt die Simulation sogar eine geringfügige Reduktion der maximal auftretenden Von-Mises Vergleichsspannung in den Lastfällen 1, 2 und 4. Diese Abweichungen sind jedoch vor dem Hintergrund von Ungenauigkeiten in der Modellierung und Variabilität von Parametern der Analysen zu gering, um eine zuverlässige Aussage über eine Verbesserung der Strukturbeanspruchung

aufgrund der Leitungen zu treffen.

Abb. 6.2 zeigt die Von-Mises Vergleichsspannungsverläufe eines Ausschnitts im unteren Bereich des analysierten Rumpfabschnitts. Hier ist zu sehen, dass die höchsten Vergleichsspannungswerte in den Stringerprofilen im Bereich der Spanten auftreten. Speziell vor und hinter dem Spant an der Position $x = 24,47$ m, bei dem es sich um einen einleitend in Kapitel 6 beschriebenen Krafteinleitungsspannt handelt, treten die höchsten Werte der Von-Mises Vergleichsspannung auf. Tabelle 6.1 zeigt, dass die Position des Spannungsmaximums für alle untersuchten Fälle in der Nähe dieses Spants liegt. Dies deutet darauf hin, dass bei der Betrachtung der Gesamtstruktur andere Einflussfaktoren, wie etwa die Wanddicke der Spantprofile oder die Verbindungsstellen zwischen verschiedenen Strukturkomponenten einen deutlich stärkeren Einfluss auf die maximal auftretenden Spannungen bei der Gesamtbetrachtung der Struktur haben als die im Bereich der Spanten angebrachten Leitungen und deren Positionen.

Tabelle 6.2: Relative Abweichungen der maximal auftretenden Von-Mises Vergleichsspannungen vom Referenzmodell für die vier Positionierungsvarianten [%]

	Var 1	Var 2	Var 3	Var 4
Lastfall 1	0,29	0,30	0,29	-0,14
Lastfall 2	0,29	0,30	0,28	-0,14
Lastfall 3	0,28	0,26	0,31	0,06
Lastfall 4	0,30	0,31	0,31	-0,06

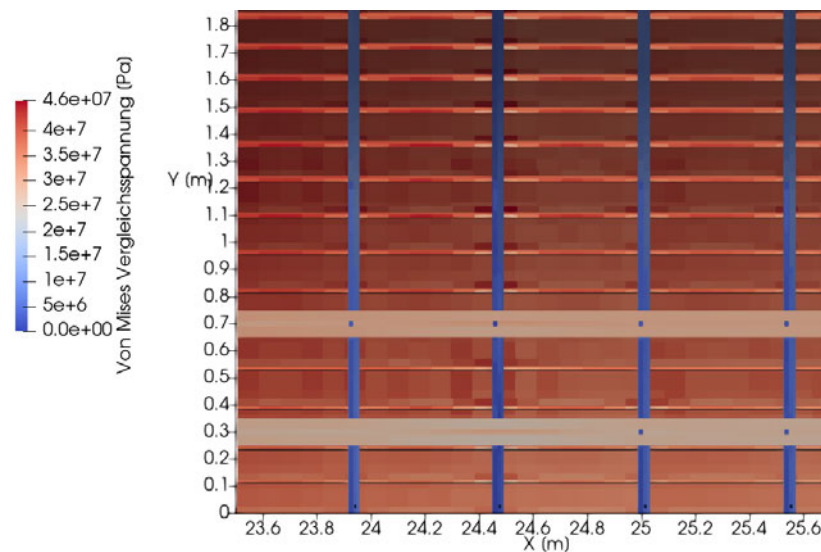


Abbildung 6.2: Maximale Von-Mises Vergleichsspannungen im unteren Rumpfbereich des untersuchten Rumpfabchnitts der Positionierungsvariante 4 durch den Lastfall 4

Auch die Maximalwerte der ersten Hauptspannungen sowie die Minimalwerte der zweiten Hauptspannungen weichen bei der Betrachtung der Gesamtstruktur weniger als 0,5 % vom Spannungswert des Referenzmodells an dieser Stelle ab. Wie bei den Von-Mises Vergleichsspannungen ändern sich die Positionen der Extremwerte bei verschiedenen Positionierungen der Leitungen nahezu nicht wie die Tabellen A.1 und A.2 im Anhang zeigen. Lediglich für die erste Hauptspannung tritt für den vierten Lastfall eine geringe Abweichung der Maximalspannungsposition auf, wobei der maximale Spannungswert für alle Leitungspositionen im gleichen Stringer auftritt und nur für die Positionierungsvariante 2 geringfügig in Flugzeuginnenrichtung nach vorne wandert (Tabelle A.1).

In allen untersuchten Fällen liegen die Absolutwerte der Von-Mises Vergleichsspannungen sowie der ersten und zweiten Hauptspannungen unterhalb von 70 MPa und damit deutlich unter den Beanspruchungsgrenzen des eingesetzten Materials, dessen 0,2%-Dehngrenze bei 326,8 MPa liegt (Abschnitt 5.1.1).

6.2 Spannungsverteilung in den Spanten

Die Einleitung der Belastungen durch die Flüssigwasserstoffleitungen in die Rumpfstruktur erfolgt wie in Abschnitt 5.3.3 beschrieben, im Bereich der Spanten. Aus diesem Grund wird

der Einfluss der Leitungen auf die Beanspruchungen in den Spanten untersucht. Die für die betrachteten Lastfälle ermittelten Spannungswerte in den Spanten liegen dabei signifikant unter den in der Gesamtstruktur auftretenden Spannungen beispielsweise in Stringern oder der Außenhaut. Tabelle 6.3 zeigt die Maximalwerte der Von-Mises Vergleichsspannungen sowie die Positionen an denen diese auftreten. Die Extremwerte der ersten und zweiten Hauptspannung mit den jeweiligen Positionen sind in den Tabellen A.3 und A.4 im Anhang aufgeführt. Die höchsten Spannungswerte treten in allen Analysefällen im vordersten der untersuchten Spanten bei der Position $x = 23,935$ m auf.

Tabelle 6.3: Maximale Von-Mises Vergleichsspannungen [MPa] für verschieden Positionierungsvarianten und Lastfälle in den Spanten

		Referenz	Var 1	Var 2	Var 3	Var 4
Lastfall 1	Spannung [MPa]	18,548	18,571	18,590	18,744	18,649
	Radius [m]	2.559	2.559	2.559	2.559	2.559
	φ [°]	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97
	x [m]	23.935	23.935	23.935	23.935	23.935
Lastfall 2	Spannung [MPa]	7,419	7,428	7,436	7,498	7,460
	Radius [m]	2.559	2.559	2.559	2.559	2.559
	φ [°]	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97
	x [m]	23.935	23.935	23.935	23.935	23.935
Lastfall 3	Spannung [MPa]	19,624	19,631	19,658	19,907	19,713
	Radius [m]	2.559	2.559	2.559	2.559	2.559
	φ [°]	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97
	x [m]	23.935	23.935	23.935	23.935	23.935
Lastfall 4	Spannung [MPa]	14,352	14,361	14,380	14,571	14,368
	Radius [m]	2.559	2.559	2.559	2.559	2.559
	φ [°]	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97
	x [m]	23.935	23.935	23.935	23.935	23.935

Die Position der auftretenden Maximalspannung über alle Spanten ist, wie auch bei der Betrachtung der Gesamtstruktur unabhängig von der Leitungspositionierung und ändert sich in den untersuchten Analysefällen lediglich aufgrund der Aufbringung unterschiedlicher Lastfälle. Die maximalen Von-Mises Vergleichsspannungen treten dabei immer an der gleichen Stelle im Bereich zwischen dem Kontaktpunkt mit dem Frachtquerträger und dem Kontaktpunkt mit der Fußbodenquerträgerstrebe auf. Bei den Lastfällen 1, 3 und 4 dominiert die erste Hauptspannung als wesentlicher Bestandteil der Von-Mises Spannungen. Bei Lastfall 2, der eine Beschleunigung in gegengesetzter Richtung zu Lastfall 1 simuliert, ist im Gegensatz dazu die zweite Hauptspannung, also Druckspannung in diesem Bereich maßgebend. Analog zu den Maximalspannungsverhältnissen in der Gesamtstruktur zeigen die Simulations-

ergebnisse auch hier, dass die Position der maximal auftretenden Spannung in erster Linie durch die Massen der Systeme im Heck sowie der Struktur selbst bestimmt ist. Die Leitungen, unabhängig von ihrer Lage im Rumpfquerschnitt, haben nur einen deutlich geringeren Einfluss auf die Position dieser Spannungen.

Bei der Visualisierung der Von-Mises Vergleichsspannungen im höchstbeanspruchten Bereich nahe dem Spannungsmaximum fällt auf, dass die im oberen Rumpfbereich positionierten Leitungsanbindungen der Varianten 1 und 2 nahezu keinen Einfluss auf die Spannungsverteilung in der Umgebung des Spannungsmaximums haben. Abb. 6.3 zeigt den Bereich der Spanten um die, mit einem Pfeil markierte höchste auftretende Von-Mises Vergleichsspannung in den Varianten 1 und 2 sowie dem Referenzmodell exemplarisch für den Lastfall 4. Die Abb. A.1, A.2 und A.3 im Anhang zeigen in analoger Weise den höchstbeanspruchten Bereich in den Lastfällen 1, 2 und 3, wobei auch hier nahezu keine Veränderung zu erkennen ist.

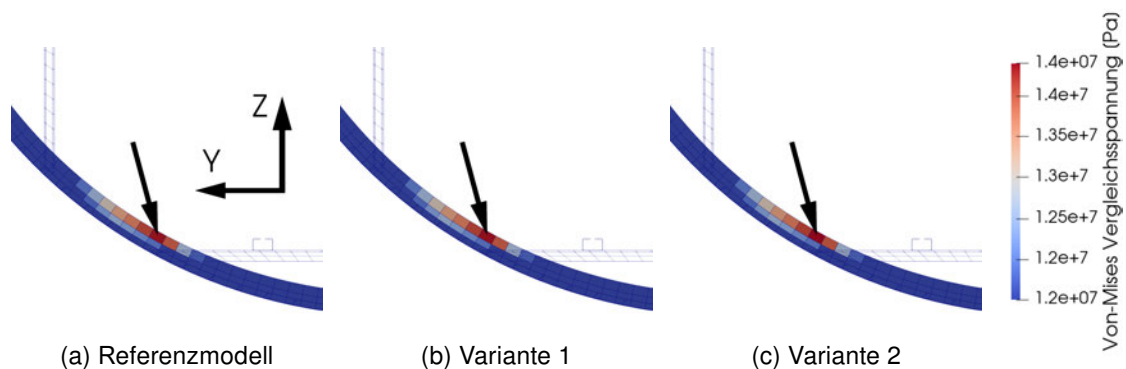


Abbildung 6.3: Vergleich der Von-Mises Spannungsverteilung im höchstbeanspruchten Bereich der Spanten unter Lastfall 4 in den Varianten 1 und 2

Bei Variante 3 und insbesondere bei Variante 4 liegen die Leitungen näher am Ort der maximal auftretenden Von-Mises Vergleichsspannung in den Spanten, weshalb eine stärkere Beeinflussung des höchstbeanspruchten Bereichs um diesen Maximalwert durch die eingebrachten Leitungen zu erwarten ist. Bei der Visualisierung der Spannungsverläufe in Paraview, exemplarisch für den Lastfall 4 in Abb. 6.4 dargestellt ist zu erkennen, dass der Maximalwert der Von-Mises Vergleichsspannungen durch die Leitungspositionierung nach Variante 3 und 4 an der gleichen Stelle bleibt. Die Spannungsverteilung um diesen Maximalwert ändert sich jedoch für die Variante 3 wie zuvor bei Variante 1 und 2 nur sehr

geringfügig. Bei Variante 4 hingegen ist eine leichte Verschiebung des höchstbeanspruchten Bereichs in Richtung der Anbindungsstelle der Querträgerstreben zu erkennen, die sich durch eine leichte Spannungszunahme in den benachbarten Finiten-Elementen in Richtung der Querträgerstreben und leichte Abnahme der Spannungswerte in den Finiten-Elementen auf der entgegengesetzten Seite des Extrempunkts auszeichnet. Analog ist dieses Verhalten auch in den Lastfällen 1, 2 und 3 zu erkennen, wie in den Abb. A.1 bis A.3 im Anhang zu dargestellt.

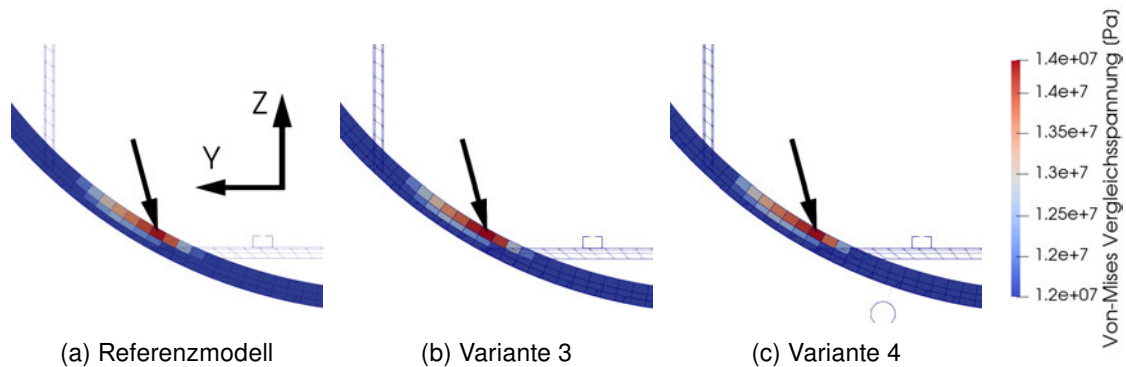
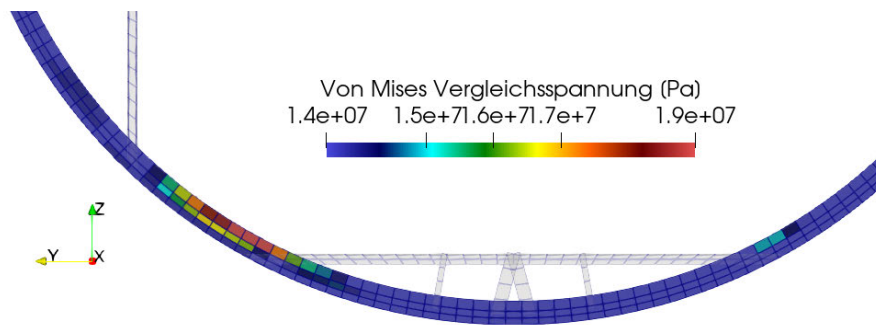


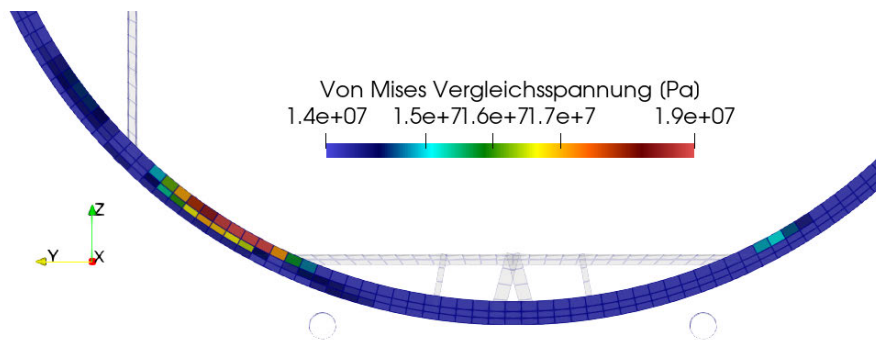
Abbildung 6.4: Vergleich der Von-Mises Spannungsverteilung im höchstbeanspruchten Bereich der Spanten unter Lastfall 4 in den Varianten 3 und 4

Die Abb. 6.5a und 6.5b zeigen exemplarisch den gesamten unteren Bereich des Spants C0043 an der Position $x = 23,935$ m und veranschaulichen die Von-Mises Spannungen sowohl für das Referenzmodell als auch für die Variante 4 unter dem asymmetrischen Lastfall 3. Zu erkennen sind auch hier die zuvor beschriebenen geringfügigen Verschiebungen der Spannungswerte in der Umgebung der maximalen Von-Mises Spannung. Der Bereich hoher Beanspruchung ist in beiden Fällen in positiver Y-Richtung verlagert, was aufgrund der Asymmetrie des Lastfalls 3 mit Beschleunigungskomponenten senkrecht zur Flugzeuglängsachse sowohl in positiver Z-Richtung als auch in negativer Y-Richtung (Tabelle 5.2) im globalen Koordinatensystem zu erwarten ist.

Bezüglich der maximalen Von-Mises Vergleichsspannungswerte treten unter den untersuchten Lastfällen für die Positionierungsvarianten 3 und 4 größere relative Abweichungen von den Spannungswerten im Referenzmodell auf als bei der Betrachtung der Gesamtstruktur. Auch hier liegen die relativen Abweichungen jedoch unter 2% (Tabelle 6.4). Die Absolutwerte der auftretenden Maximalspannungen (Tabellen 6.3, A.3 und A.4) liegen deutlich unter der 0,2%-Dehngrenze des eingesetzten Materials (Abschnitt 5.1.1).



(a) Bereich hoher Von-Mises Spannungen im Spant C0043 des Referenzmodells durch den Lastfall 3



(b) Bereich hoher Von-Mises Spannungen im Spant C0043 der Variante 4 durch den Lastfall 3

Abbildung 6.5: Vergleich der Bereiche um die höchste auftretende Von-Mises Vergleichsspannung in den Spanten des Referenzmodells zur Positionierungsvariante 4 unter Lastfall 3

Tabelle 6.4: Relative Abweichungen der maximal auftretenden Von-Mises Vergleichsspannungen in den Spanten vom Referenzmodell für die vier Positionierungsvarianten [%]

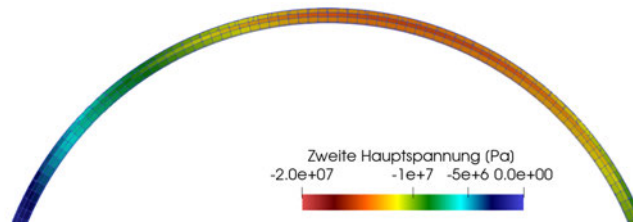
	Var 1	Var 2	Var 3	Var 4
Lastfall 1	0,12	0,23	1,06	0,54
Lastfall 2	0,12	0,23	1,06	0,55
Lastfall 3	0,03	0,17	1,44	0,45
Lastfall 4	0,06	0,20	1,53	0,11

Für den Lastfall 3 treten leichte Positionsänderungen der maximal auf Druck beanspruchten Bereiche durch die verschiedenen Leitungspositionierungen auf (Tabelle A.4).

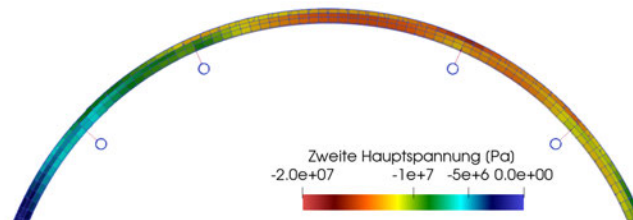
Abb. 6.6a bis 6.6c veranschaulichen die Verteilung der Druckbeanspruchung im oberen Abschnitt des Spants C0043, in dem unter den betrachteten Spanten der höchste Absolutwert der zweiten Hauptspannung auftritt. Zu erkennen ist, dass die Anbringung von Leitungen in diesem Bereich zu leichten Verschiebungen beziehungsweise Konzentrationen von Beanspruchungsbereichen führt und sich dabei auch der höchste auftretende Wert der Druckbeanspruchung verschiebt. Im Anhang sind in den Abb. A.4, A.5 und A.6 die Druckbeanspruchungen in dem Spant für die Varianten 3 und 4 aufgeführt, wobei im oberen Spantbereich keine bemerkenswerten Verschiebungen des Spannungsbilds zu erkennen sind. Die Ergebnisse zeigen, dass Verschiebungen der Spannungen zwar lokal begrenzt im Umfeld der Leitungsanbindungen auftreten, sich jedoch nicht weit durch den Spant ausbreiten.

Eine auffällig große Änderung des Extremwerts der Elementspannungen durch die Integration der Leitungen tritt in Variante 1 unter Lastfall 3 auf. In diesem Fall steigt der Betrag der zweiten Hauptspannung im am stärksten auf Druck beanspruchten Punkt des Spants C0043 von $\sigma_{2Ref} = 7,69$ MPa im Referenzmodell auf $\sigma_{2V1} = 17,26$ MPa an. Die detailliertere Untersuchung der betreffenden Stelle zeigt, dass die erhöhte zweite Hauptspannung in der Umschlagkante des Spantprofils, an der Anbindungsstelle einer der Leitungen auftritt, wie in Abb. 6.7 schematisch als Schnitt dargestellt.

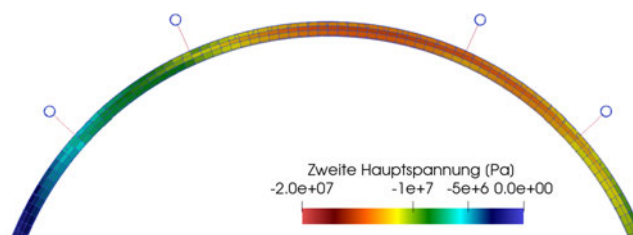
Im Vergleich der untersuchten Lastfälle ist Lastfall 3 der einzige, der eine Richtungskomponente in Flugzeuglängsrichtung aufweist. Zudem erfolgt die Anbindung der Leitungen in Variante 1 direkt an den senkrechten Steg des Spantprofils, wobei der Abstand der Leitungen von den Spanten einen Hebelarm erzeugt. Die Lastkomponente in Flugzeuglängsrichtung führt zu einem Moment in der Schnittebene des Spantprofils. Die Abb. 6.7 zeigt schematisch die Leitungsanbindung gestrichelt und die Kraftwirkung durch die Leitung die an dieser Anbindung angreift. Darüber hinaus sind die Leitungen bei dieser Variante im oberen Bereich des Spants angebracht, der weit entfernt von Verbindungsstellen zu weiteren Strukturkom-



(a) Druckspannungsverteilung für das Referenzmodell



(b) Druckspannungsverteilung für Variante 1



(c) Druckspannungsverteilung für Variante 2

Abbildung 6.6: Druckspannungsverteilung im oberen Bereich des Spants C0043 unter dem Lastfall 3 vergleichend für Varianten 1 und 2 sowie das Referenzmodell

ponenten wie Querträgern oder Streben liegt.

Es ist zu erwarten, dass dieses Moment eine Torsion des Spants verursacht, die zu der Spannungsänderung in der Umschlagkante des Spantprofils im Bereich der Anbindungsstelle führt. Das Ergebnis deutet darauf hin, dass eine Anbindung auf diese Weise, die unter Last in Flugzeuglängsrichtung eine Torsion des Spants bewirkt, nach Möglichkeit vermieden werden sollte. Für eine genauere Bewertung des Einflusses einer solchen Anbindung sind weiterführende Untersuchungen mit jeweiligen Lastfällen notwendig. Diese detaillierten Analysen übersteigen den Rahmen der vorliegenden Arbeit und sollten in zukünftigen Studien vertieft werden.

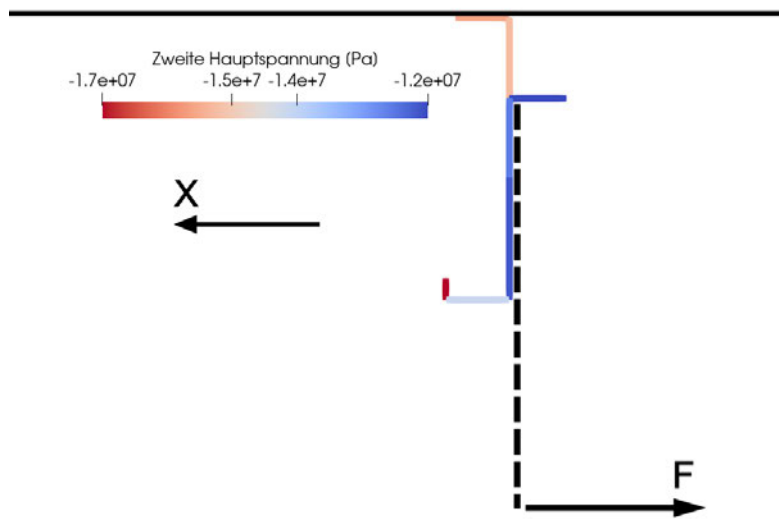


Abbildung 6.7: Querschnitt des Spantprofils im Bereich der Leitungsanbindung von Variante 1 bei Lastfall 3 aus dem Spant C0043

6.3 Von-Mises Spannungsdifferenzen in den Spanten

Zur besseren Bewertung der Auswirkung der integrierten Leitungen auf die in den Spanten auftretenden Beanspruchungen werden die Differenzen der Von-Mises Spannungen in den Spanten analysiert. Dabei werden die Spannungsabweichungen der verschiedenen Varianten vom Referenzmodell für alle Elemente der betrachteten Strukturkomponenten ermittelt ($\Delta\sigma_{vm} = \sigma_{vm, Variante} - \sigma_{vm, Ref}$). Die resultierenden Spannungsabweichungen der jeweiligen Varianten sind in Abb. A.7 bis A.10 durch Farbcodierung dargestellt.

Um die Auswirkungen der Leitungsintegration auf die Beanspruchungsänderungen in den elf Spanten genauer zu untersuchen, werden für jeden Analysefall das 95. und 99. Perzentil der Spannungsdifferenzen in jedem Spant ermittelt. Das 95. Perzentil gibt die Spannungsabweichung an, bei der 95% der Elemente eine geringere und 5% eine höhere Abweichung aufweisen. Das 99. Perzentil stellt die Spannungsabweichung dar, die lediglich in 1% der Elemente überschritten wird. Dieses Vorgehen dient dazu, potentielle Ausreißer zu eliminieren und robuste Spannungsdifferenzwerte zu erhalten, die sich für Vergleiche der Varianten untereinander eignen [37].

Je Lastfall werden die Perzentile der Spannungsdifferenzen der einzelnen Varianten für alle

elf Spanten dargestellt. Dadurch wird deutlich, wie sich die Spannungsdifferenzen der verschiedenen Integrationsvarianten über die Spanten hinweg verhalten (Abb. 6.8 bis 6.11).

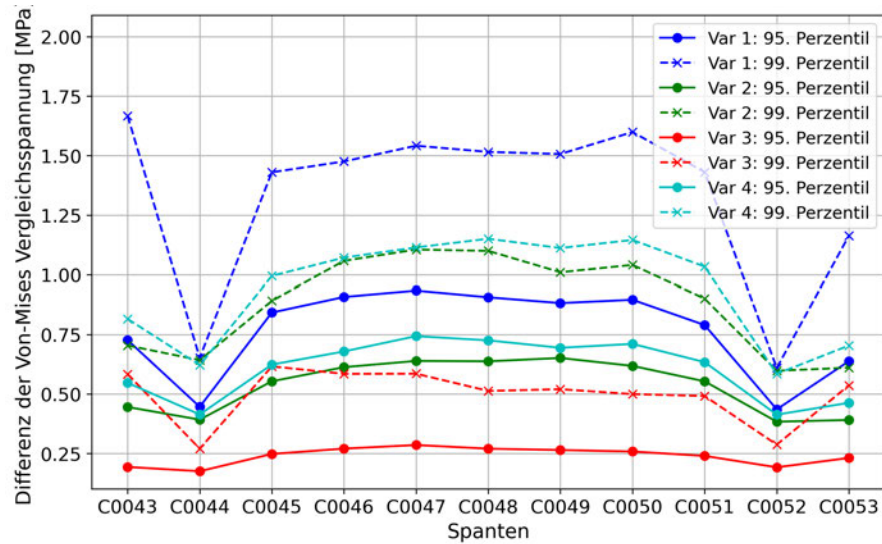


Abbildung 6.8: Abweichungen der Von-Mises Spannungen in den Spanten vom Referenzmodell durch die Leitungspensionierungen für den Lastfall 1

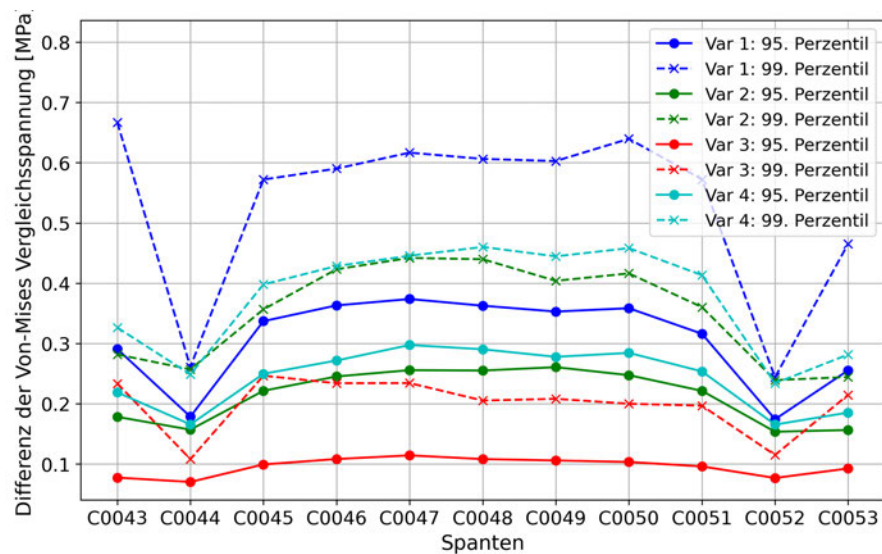


Abbildung 6.9: Abweichungen der Von-Mises Spannungen in den Spanten vom Referenzmodell durch die Leitungspensionierungen für den Lastfall 2

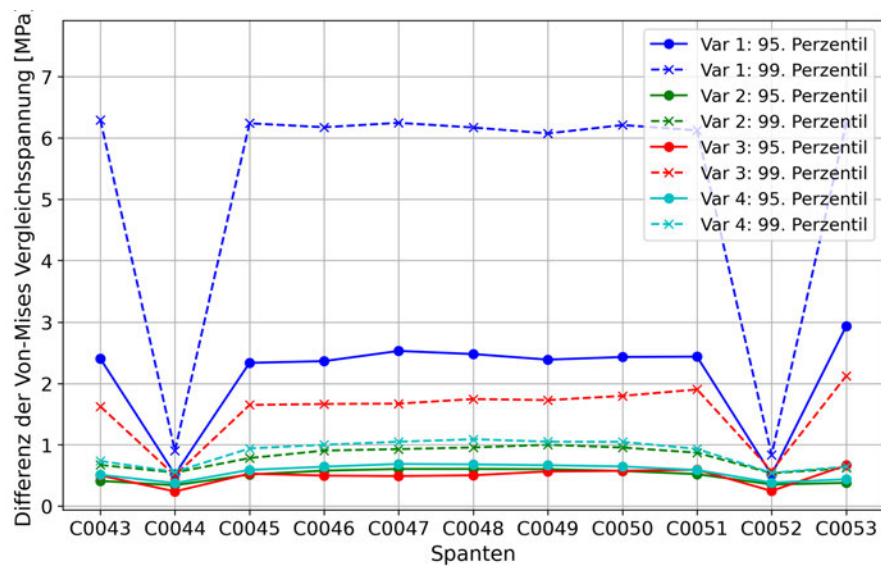


Abbildung 6.10: Abweichungen der Von-Mises Spannungen in den Spanten vom Referenzmodell durch die Leitungspositionierungen für den Lastfall 3

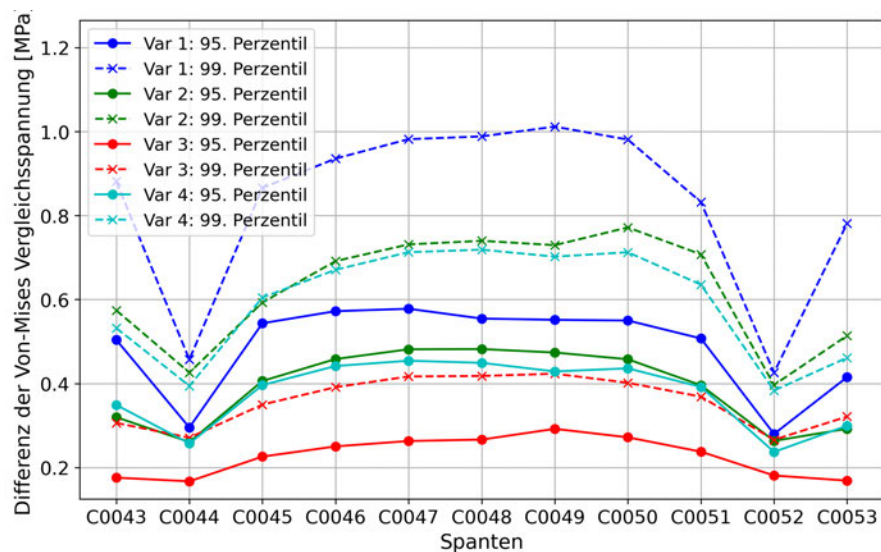


Abbildung 6.11: Abweichungen der Von-Mises Spannungen in den Spanten vom Referenzmodell durch die Leitungspositionierungen für den Lastfall 4

Signifikant bei der Betrachtung der Verläufe der Spannungsdifferenzen über die Spanten ist, dass die Variante 1 mit Leitungen im Crown-Bereich innerhalb der Rumpfstruktur in allen Lastfällen zur größten Zunahme der Vergleichsspannungen nach Von-Mises führt. Variante

2 mit Leitungen auf der Oberseite der Rumpfstruktur führt zu deutlich geringeren Spannungserhöhungen. Den geringsten Einfluss auf die Spannungserhöhung in den Spanten hat Variante 3, bei der die Leitungen in der Nähe der Knotenpunkte zwischen Spanten und Fußbodenquerträgern angeordnet sind. Wie Variante 2 führt auch Variante 4 zu moderaten Spannungserhöhungen in den Spanten. Hinsichtlich des Verlaufs der Spannungsdifferenzwerte über die Spanten fallen die Spanten C0044 und C0052 auf, bei denen die maximalen Spannungsdifferenzen deutlich geringer sind als bei den anderen Spanten. Bei diesen Spanten handelt es sich um Krafteinleitungsspanten mit größeren Wandstärken der Spantprofile. In diesen Krafteinleitungsspanten treten daher nicht nur, wie in Abschnitt 6.1 dargestellt, die geringsten Absolutwerte der Spannungen auf, sondern auch die Spannungserhöhung durch die Leitungen ist am geringsten.

Die Spannungserhöhungen in den Spanten C0045 bis C0051 zeigen keine signifikanten Änderungen über die Positionen in Längsrichtung und nehmen nur in den Lastfällen 1, 2 und 4 in der Nähe der Krafteinleitungsspanten leicht ab. Die Verläufe der 95. und 99. Perzentile sind ähnlich, wobei die Werte des 99. Perzentils in etwa doppelt so hoch sind wie die des 95. Perzentils. Auffallend hoch sind die Verläufe des 95. und 99. Perzentils der Variante 1 unter Lastfall 3.

Bei der Betrachtung der Verläufe der beiden Perzentile in diesem Analysefall relativ zueinander ist ebenfalls zu erkennen, dass das 99. Perzentil über den größten Teil des Verlaufs mehr als doppelt so hohe Werte annimmt wie das 95. Perzentil, was auf verhältnismäßig hohe Spannungserhöhungen in wenigen Elementen hinweist. Da der Lastfall 3 der einzige untersuchte Lastfall ist, bei dem eine Beschleunigung in Rumpflängsrichtung auftritt (Tabelle 5.2) und die Perzentilwerte der anderen Varianten unter dem Lastfall 3 moderat ausfallen, deuten die Werte darauf hin, dass die Anbindung an die Spanten in diesem Querschnittsbereich in der im Rahmen dieser Arbeit modellierten Weise zu relativ hohen Spantbeanspruchungen durch Lasten in Flugzeuglängsrichtung führt.

Insgesamt liegen die Spannungserhöhungen der Von-Mises Vergleichsspannungen in den Spanten durch die Integration der Leitungen mit Ausnahme der Untersuchung der Variante 1 unter Lastfall 3 unterhalb von 2 MPa und haben damit im Kontext der Gesamtbeanspruchung der Strukturkomponenten keinen signifikanten Einfluss. Die Spannungserhöhung im Bereich von 6 MPa durch die Variante 1 im Lastfall 3 mit Wirkanteil in Flugzeuglängsrichtung ist mit Blick auf die Werkstoffeigenschaften des eingesetzten Materials und dessen 0,2%-Dehngrenze von 326,8 MPa ebenfalls sehr gering (Abschnitt 5.1.1). Da es sich jedoch um eine Spannungserhöhung und nicht um eine Absolutspannung handelt, ist eine Berücksichtigung im Rahmen einer Strukturauslegung sinnvoll. Dies gilt insbesondere, da

die Integration weiterer Komponenten, beispielsweise der Kabine, eine kumulative Wirkung auf die Spannungszunahme haben könnte.

6.4 Lokale Betrachtung der Anbindungsstellen

Um den Einfluss der Größe der Anbindungsfläche auf dem Spant bezüglich der Beanspruchungen in den Spanten zu analysieren, wurden exemplarisch an zwei Spanten die Von-Mises Spannungsdifferenzen in den Finiten Elementen für zwei unterschiedliche Anbindungsoptionen untersucht: eine großflächige und eine kleinflächige Option wie in Abschnitt 5.3.4 dargestellt. Bei den Spanten handelt es sich um einen Krafteinleitungsspant (C0044) und einen Hauptspant (C0046). Ziel ist es, die Elementspannungen im Bereich der Anbindungspunkte zu vergleichen und damit lokale Auswirkungen der Anbindungsoptionen auf die Spannungsverteilung in den Spanten zu ermitteln.

Dafür werden nur die Spantelemente innerhalb eines Winkels von 10° ober und unterhalb der Leitungsanbindungspunkte einbezogen. Bei den Varianten mit vier Leitungen umfasst der betrachtete Abschnitt die Elemente von 10° oberhalb der oberen bis 10° unterhalb der unteren Leitungsanbindung, wie in Abb. 6.12 dargestellt. In den vier betrachteten Lastfällen werden jeweils die 95. Perzentile der Spannungsdifferenzen in den beiden untersuchten Spanten für die großflächige und die kleinräumigere Anbindungsoption dargestellt. Abb. 6.13 bis 6.16 zeigen für die vier Lastfälle die Spannungsabweichungen bei den vier Positionierungsvarianten.

Die Ergebnisse zeigen, dass bei den Varianten 1, 2 und 3 in allen Lastfällen im normalen Spant (C0046) eine leichte Reduktion der Spannungszunahme durch Vergrößerung der Anbindungsfläche zu beobachten ist. Am Krafteinleitungsspant (C0044) lässt sich bei diesen Varianten hingegen keine signifikante Änderung der Spannungsdifferenzen im Anbindungsbereich durch Einsatz einer großflächigeren Anbindung feststellen. Bei der Variante 4 zeigt sich weder am Krafteinleitungsspant noch am Spant C0046 eine relevante Verringerung der Spannungszunahme durch die größere Anbindungsfläche. Am Krafteinleitungsspant treten in einigen Lastfällen sogar höhere Spannungszunahmen bei einer großflächigeren Anbindung auf. Da die Leitungen bei dieser Variante im unteren Rumpfbereich nahe der höchstbeanspruchten Spantabschnitte liegen, ist dies möglicherweise durch eine Überlagerung der Krafteinleitung mit dem hochbeanspruchten Spantbereich zurückzuführen.

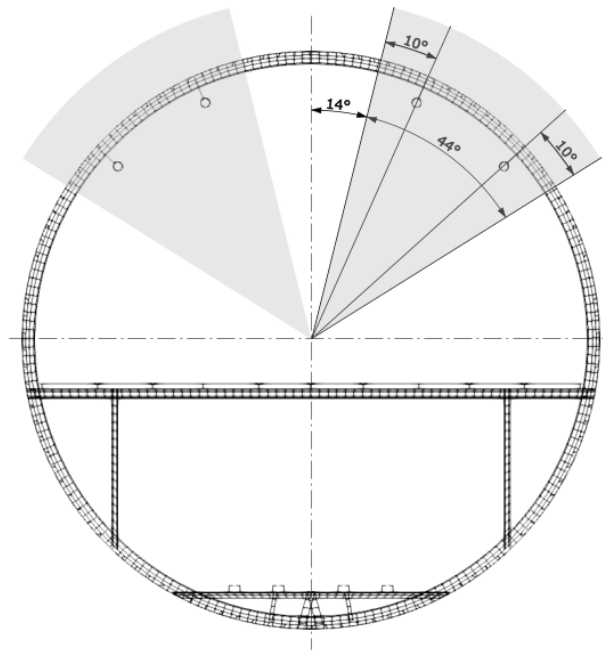


Abbildung 6.12: Spantausschnitte der Positionierungsvariante 1 für die Betrachtung des Einflusses der Leitungsanbindung in Grau hinterlegt

Im Hinblick auf eine gewichtsoptimierte Struktur muss zudem der Nachteil großflächiger Anbindung berücksichtigt werden, da dies zu einem höheren Gewicht durch größere Beschläge führen könnte. Insgesamt zeigt die Analyse, dass die Vergrößerung der Anbindungsfläche in dem hier durchgeführten Maß lediglich minimale oder keine Auswirkungen auf die Spannungszunahme in den Spanten hat und damit keinen signifikanten Vorteil zur kleinflächigeren Anbindung bringt. Eine noch kleinflächigere Anbindung macht bei der Netzfeinheit des im Rahmen dieser Arbeit verwendeten FE-Modells zusammen mit der Modellierungsmethode der Anbindung mittels RBE3-Elementen keinen Sinn, da dadurch nur noch sehr wenige Knoten für die Lasteinleitung genutzt werden und eine mehr punktuelle als flächige Lasteinleitung dargestellt wird.

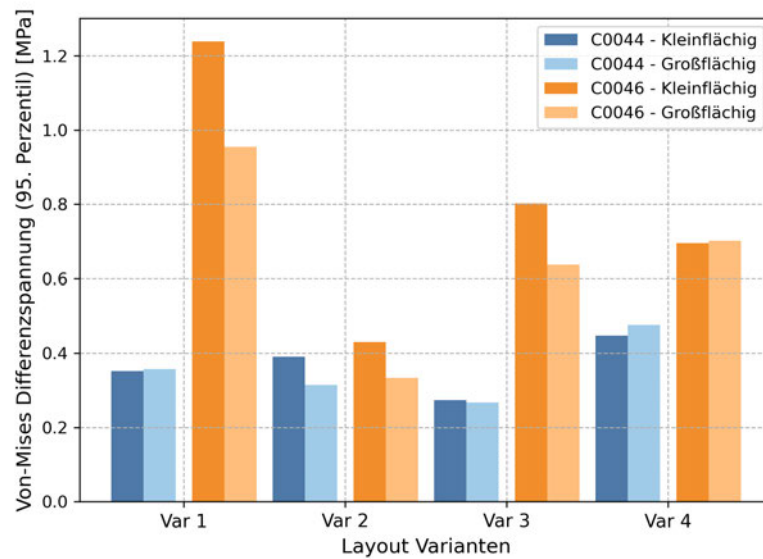


Abbildung 6.13: Vergleich der Von-Mises Spannungsdifferenzen (95. Perzentil) zwischen kleinflächiger und großflächiger Anbindung der Leitungen an die Spanten für den Lastfall 1

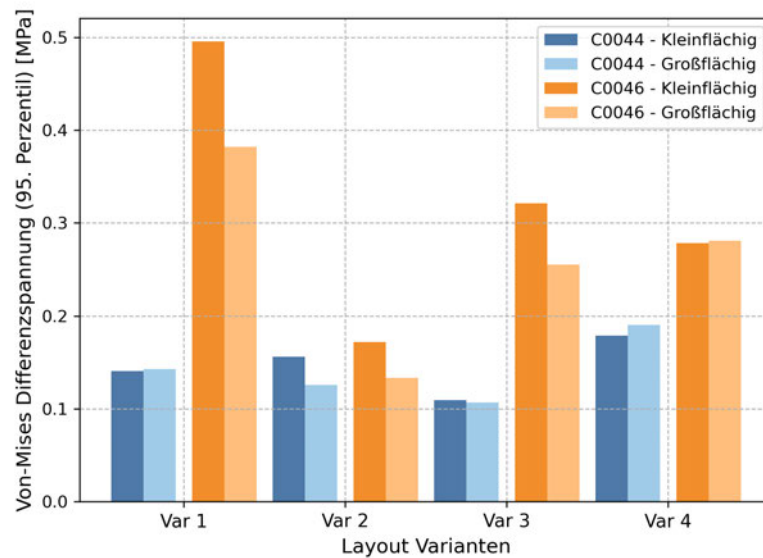


Abbildung 6.14: Vergleich der Von-Mises Spannungsdifferenzen (95. Perzentil) zwischen kleinflächiger und großflächiger Anbindung der Leitungen an die Spanten für den Lastfall 2

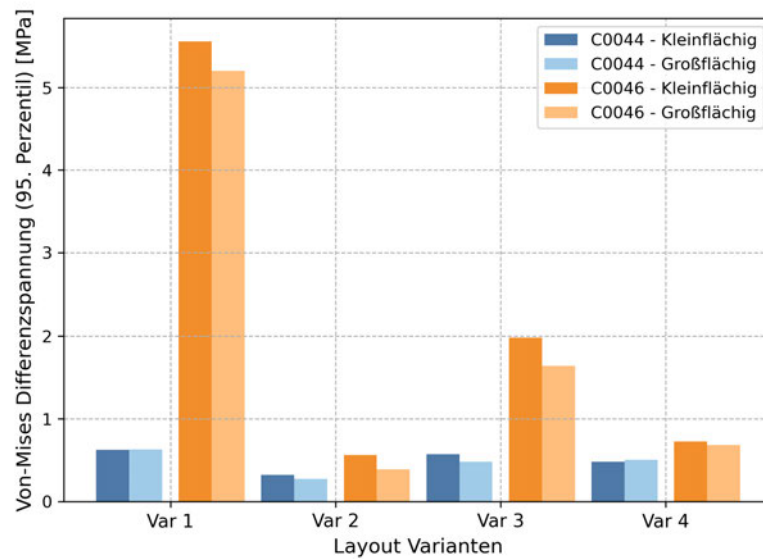


Abbildung 6.15: Vergleich der Von-Mises Spannungsdifferenzen (95. Perzentil) zwischen kleinflächiger und großflächiger Anbindung der Leitungen an die Spanten für den Lastfall 3

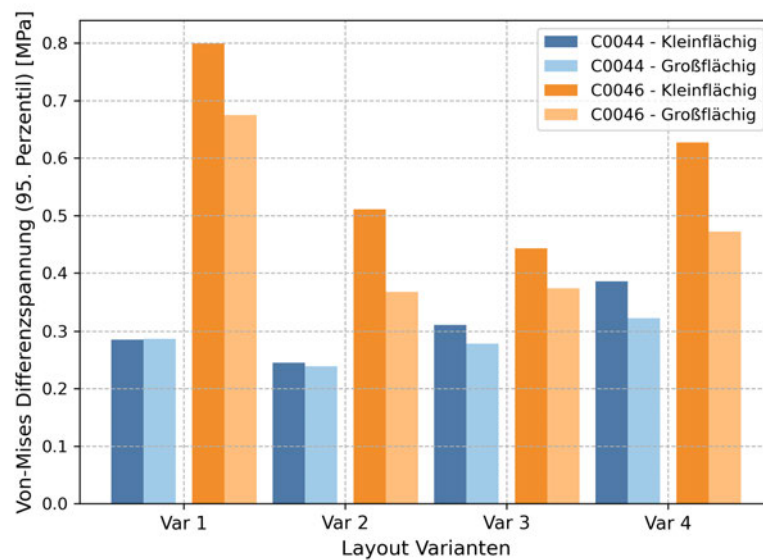


Abbildung 6.16: Vergleich der Von-Mises Spannungsdifferenzen (95. Perzentil) zwischen kleinflächiger und großflächiger Anbindung der Leitungen an die Spanten für den Lastfall 4

7 Zusammenfassung und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit wurde der Einfluss der Integration von Flüssigwasserstoffleitungen in konventionelle Flugzeugrumpfstrukturen auf die Beanspruchung dieser Strukturen untersucht. Der Fokus liegt dabei auf der Beanspruchung der Primärstruktur im Bereich solcher Leitungen in zukünftigen Wasserstoffflugzeugen. Dafür werden Rumpfabschnittsmodelle mit verschiedenen Varianten integrierter Leitungen, die unterschiedliche Positionierungen und Anbindungen aufweisen, erstellt. Diese Modelle werden mithilfe numerischer Analysen auf verschiedenen Beschleunigungslastfälle hin untersucht, um festzustellen wie sich die Leitungsintegration unter Einwirkung von Beschleunigungslasten auf die Spannungen in der Struktur auswirkt.

Die Analyse der globalen Spannungsverhältnisse in der gesamten Primärstruktur des untersuchten Abschnitts zeigt, dass die Integration der Leitungen unabhängig von der Positionierung im Rumpfquerschnitt annähernd keinen Einfluss auf die Lage der auftretenden höchsten Maximalspannung hat. Die maximalen Von-Mises Vergleichsspannungen, die als Maß für die strukturelle Gesamtbeanspruchung der Elemente in einem mehrachsigen Spannungszustand dienen, unterscheiden sich zwischen den Varianten mit integrierten Leitungen und dem Referenzmodell ohne Leitungen nur minimal. Auch die Extremwerte der ersten und zweiten Hauptspannungen zeigen nur minimale Abweichungen. Vor dem Hintergrund der Spannungswerte die in der Gesamtstruktur durch die Eigenmasse der Struktur und der im Heck integrierten Systeme wie Wasserstofftanks verursacht werden sind diese Unterschiede äußerst gering.

Ein zentraler Fokus bei den Untersuchungen liegt auf den Spanten, da sie als die Strukturkomponenten fungieren, die die Lasten der Leitungen aufnehmen und in die Gesamtstruktur einleiten. Wie auch bei der Betrachtung der Gesamtstruktur des Rumpfabschnitts konnte festgestellt werden, dass die Integration der Leitungen nur geringfügige Änderungen der Maximalbeanspruchungen verursacht. Die Positionen der Maximalspannungen in

den Spanten sind nach Integration der Leitungen ebenfalls nahezu unverändert und eher durch andere Faktoren wie Anbindungspunkte zu anderen Strukturkomponenten bestimmt. Die Leitungen haben nur einen marginalen Einfluss auf die Beanspruchungsverläufe.

Um unabhängig von der allgemeinen Beanspruchung der Spanten durch die Struktur selbst zu analysieren, welche Beanspruchungsänderungen in den Spanten durch die Integration der Leitungen auftreten, werden die Spannungsdifferenzen zwischen den einzelnen Varianten und dem Referenzmodell untersucht. Hier zeigt sich, dass bei gleichmäßiger Anbindung der Leitungen an die Spanten die Veränderung der Beanspruchung kaum Abhängigkeit von der Spantposition aufweist. Auch die Größe der Verbindungsfläche, über die die Lasten in die Spanten eingeleitet werden, hat in dem in dieser Arbeit untersuchten Rahmen keinen signifikanten Einfluss auf die Beanspruchung der Struktur im Lasteinleitungsbereich. Im Vergleich dazu haben Parameter wie die Wanddicke der Spanten einen deutlich signifikanteren Einfluss sowohl auf die auftretende Spannung als auch auf die auftretende maximale Spannungserhöhung.

Die Ergebnisse der Analysen im Rahmen dieser Arbeit deuten darauf hin, dass der strukturelle Einfluss der Kraftstoffleitungen äußerst gering ist. Angesichts der Werkstoffeigenschaften von typischerweise im Bereich der Rumpfstruktur eingesetzten Materialien wie beispielsweise Aluminium 2024-T3 mit einer 0,2%-Dehngrenze von 290 MPa [25], zeigen die Leitungen, wie sie hier modelliert werden, keine signifikanten strukturellen Auswirkungen.

Bei den hier durchgeführten Untersuchungen gibt es jedoch einige Einschränkungen. Zum einen wurde nur die Primärstruktur des Rumpfabschnitts modelliert und simuliert. Andere Elemente wie die Kabinenstruktur, Flugzeugsysteme oder Fracht und Passagiere wurden nicht berücksichtigt. Zum anderen basiert die Modellierung auf vorläufigen und vereinfachten Annahmen bezüglich der Struktur, wie beispielsweise konstante Spant-Querschnitte. Auch die analysierten Lastfälle sind begrenzt, was die Aussagekraft der Ergebnisse leicht einschränkt. Bezüglich der Leitungen wurden grobe Annahmen für die Leitungsmassen getroffen, darüber hinaus ist die Modellierungsart der Rohre mit flexiblen Verbindungselementen an allen Anbindungsstellen (Abschnitt 5.3.3), um die Regularien der Zulassungsvorschrift CS-25 zu erfüllen, zu diskutieren und bei weiterer Konkretisierung der real verwendeten Leitungen gegebenenfalls anzupassen.

Trotz der allgemein geringen Beeinflussung der Strukturbeanspruchung durch die Leitungen, zeigen die Betrachtungen bestimmter Analysefälle wie beispielsweise Lastfall 3 für die Spanten, dass durch die Leitungen lokal erhöhte Spannungen auftreten können. Diese Veränderungen, wenn auch im Kontext der Gesamtauslegung der Struktur gegen Versagen gering, können in bestimmten Bereichen von Bedeutung sein. Speziell bei der Anbindung weiterer Strukturelemente der Kabine sollten diese lokalen Spannungszunahmen berücksichtigt werden um Überlagerungen mit anderen Beanspruchungen zu vermeiden oder zu minimieren. Die Analyseergebnisse unter dem Lastfall 3 deuten darauf hin, dass bei Beschleunigungen in Flugzeuglängsrichtung lokal erhöhte Beanspruchungen in den Spanten auftreten können, wenn die Leitungsanbindung an die senkrechten Abschnitte der Spantprofile erfolgt. Dieser Effekt sollte in zukünftigen Untersuchungen detaillierter analysiert und bei der Auswahl der Integrationsart berücksichtigt werden .

Insgesamt wird deutlich, dass andere Faktoren wie Platzbedarf oder Sicherheitsaspekte eine größere Rolle bei der Entscheidung über die Integrationsart des Kraftstoffverteilsystems spielen könnten als der strukturelle Einfluss. Dennoch bietet der in der Arbeit vorgestellte Ansatz zur Leitungsuntersuchung eine effektive Möglichkeit, Wasserstoffverteilsysteme in den Flugzeugvorentwurf zu integrieren. Durch die automatisierte Modellgenerierung und die parametergesteuerte Integration der Wasserstoffleitungen können verschiedene Integrationsvarianten schnell und flexibel evaluiert werden. Darüber hinaus eignet sich das Vorgehen für die Anwendung auf andere Systeme mit Rohrcharakteristik im Flugzeugrumpf, um deren Einfluss auf die Struktur zu analysieren. Zukünftig könnte die Vorgehensweise somit helfen, das Flüssigwasserstoffverteilsystem und dessen Position vor dem Hintergrund einer optimierten Gesamtauslegung frühzeitig in den Entwurfsprozess einzubinden.

Literaturverzeichnis

- [1] Acme Cryogenics: *Vacuum Jacked Pipe Technical Manual*. 2022. – URL https://www.rego-europe.de/fileadmin/user_upload/literature/LH2/VJP_Systems_Technical_Manual.pdf. – Zugriffsdatum: 2024-09-13
- [2] Adler, Eytan J. ; Martins, Joaquim R.: Hydrogen-powered aircraft: Fundamental concepts, key technologies, and environmental impacts. In: *Progress in Aerospace Sciences* 141 (2023), 100922. – DOI: 10.1016/j.paerosci.2023.100922
- [3] Air Transport Action Group (ATAG): *Commitment to fly net zero 2050*. 2021. – URL <https://aviationbenefits.org/media/167501/atag-net-zero-2050-declaration.pdf>. – Zugriffsdatum: 2024-10-02
- [4] Air Transport Action Group (ATAG): *Fact Sheet: Tracking Aviation Efficiency, How is the aviation sector performing in its drive to improve fuel efficiency, in line with its short-term goal?* 2021. – URL https://aviationbenefits.org/media/167475/fact-sheet_3_tracking-aviation-efficiency-v2.pdf. – Zugriffsdatum: 2024-09-23
- [5] Airbus: *Take Away Messages GMF 2024-43*. 2024. – URL <https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/market/global-market-forecast>. – Zugriffsdatum: 2024-09-25
- [6] Airbus: *ZEROe towards the world's first zero-emission commercial aircraft*. 2024. – URL <https://www.airbus.com/en/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe>. – Zugriffsdatum: 2024-09-23
- [7] Alder, Marko ; Moerland, Erwin ; Jepsen, Jonas ; Nagel, Björn: Recent advances in establishing a common language for aircraft design with CPACS. Aerospace Europe Conference 2020, Bordeaux, Frankreich (2020). – <https://elib.dlr.de/134341/>
- [8] Ansell, Phillip J.: Hydrogen-Electric Aircraft Technologies and Integration: Enabling an environmentally sustainable aviation future. In: *IEEE Electrification Magazine* 10 (2022), Nr. 2, S. 6–16

- [9] Brewer, G.D.: *Hydrogen Aircraft Technology*. Florida : CRC Press, Inc., 1991. – ISBN 978-0-8493-5838-8
- [10] Brewer, G.D. ; Morris, R.E.: *Study of LH2 Fueled Subsonic Passenger Transport Aircraft*. NASA, 1976 (NASA CR-144935). – Technical Report. – URL <https://ntrs.nasa.gov/citations/19760012056>
- [11] BRUGG Rohrsysteme GmbH: *FLEXWELL Cryo Pipe Technik*. 2021. – URL https://www.bruggpipes.com/fileadmin/user_upload/downloads/produkte/03-industrie/01-flexwell-cryo-pipe/dokumentation/FCP_Technik_DE_13aug21_FINAL.pdf. – Zugriffsdatum: 2024-09-15
- [12] Bulenda, Thomas: *Finite-Element-Modellierung 1*. Wiesbaden, Deutschland : Springer Vieweg, 2024. – ISBN 978-3-658-42204-2
- [13] Bundesministerium für wirtschaftliche Zusammenarbeit und Entwicklung: *Klimaabkommen von Paris*. 2024. – URL <https://www.bmz.de/de/service/lexikon/klimaabkommen-von-paris-14602>. – Zugriffsdatum: 2024-09-26
- [14] Dankert, Jürgen ; Dankert, Helga: *Technische Mechanik*. 6., überarbeitete Auflage. Wiesbaden : Vieweg+Teubner, 2011 (SpringerLink). – ISBN 9783834898401
- [15] Debney, David ; Beddoes, Simon ; Foster, Malcolm ; James, Darren ; Kay, Edward ; Kay, Oliver ; Shawki, Karim ; Stubbs, Emma ; Thomas, Deborah ; Weider, Karen ; Wilson, Richard: *FlyZero - Zero-Carbon Emission Aircraft Concepts*. 2022. – FlyZero Open Source Reports
- [16] Ebner, Ulrike: *HY4 fliegt erstmals mit flüssigem Wasserstoff*. Flug Revue. 2023. – URL <https://www.flugrevue.de/flugzeugbau/testkampagne-in-maribor-hy4-fliegt-erstmal-mit-fluessigem-wasserstoff/>. – Zugriffsdatum: 2024-09-25
- [17] Engmann, Klaus (Hrsg.): *Technologie des Flugzeuges*. 5., neu bearb. Aufl. Würzburg : Vogel, 2009 (Vogel-Fachbuch). – ISBN 9783834331595
- [18] EUROPEAN UNION AVIATION SAFETY AGENCY: *Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25*. Amendment 27. 2021
- [19] Finnegan, Joy: *Universal Hydrogen Completes First Flight of Hydrogen Regional Airliner*. Aerospace Tech Review. 2023. – URL <https://aerospacetechnology.com/universal-hydrogen-completes-first-flight-of-hydrogen-regional-airliner/>. – Zugriffsdatum: 2024-09-25

- [20] Gomez, Arturo ; Smith, Howard: Liquid hydrogen fuel tanks for commercial aviation: Structural sizing and stress analysis. In: *Aerospace Science and Technology* 95 (2019), 105438. – DOI: 10.1016/j.ast.2019.105438
- [21] Heim, Rüdiger: *FEM mit NASTRAN*. München : Carl Hanser Verlag, 2005. – ISBN 3-446-22958-2
- [22] Hesse, Christian ; Walther, Jan-Niclas ; Allebrodt, Pia ; Wandel, Martin ; Algermissen, Stephan ; Dewald, Ray D.: Wissensbasierte Modellgenerierung für die Vorhersage von Kabinenlärm im Kontext des Flugzeugvorentwurfs. In: *49. Jahrestagung für Akustik (DAGA)* (2023). – <https://elib.dlr.de/194485/>
- [23] Howe, Denis: *Aircraft loading and structural layout*. London [u.a.] : Professional Engineering Publ., 2004 (Aerospace series). – ISBN 1-86058-432-2
- [24] International Energy Agency: *Aviation: Tracking Aviation*. 2024. – URL <https://www.iea.org/energy-system/transport/aviation>. – Version 2024, Zugriffsdatum: 2024-09-26
- [25] Izzi, Michele I. ; Montemurro, Marco ; Catapano, Anita ; Fanteria, Daniele ; Pailhès, Jérôme: Multi-scale optimisation of thin-walled structures by considering a global/local modelling approach. In: *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 235 (2021), Nr. 2, S. 171–188. – DOI: 10.1177/0954410020939338
- [26] Kahn, Arthur B.: Topological sorting of large networks. In: *Communications of the ACM* 5 (1962), Nr. 11, S. 558–562. – DOI: 10.1145/368996.369025
- [27] Kotzem, Michael ; Wöhler, Sebastian ; Burschky, Tim ; Hesse, Christian ; Hellbrück, Sven ; Zill, Thomas: Conceptual aircraft design of a research baseline with direct liquid hydrogen combustion. In: *34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2024*, 2024
- [28] Mayr, Martin: *Technische Mechanik*. 6., überarb. Aufl. München : Hanser, 2008. – ISBN 9783446410633
- [29] MSC Software Corporation (Hrsg.): *MSC Nastran 2012 Quick Reference Guide*, 2011. – Revision 0. November 15, 2011
- [30] MSC Software Corporation (Hrsg.): *MSC Nastran 2020 Service Pack 1 Linear Static Analysis User's Guide*, 2020

- [31] MSC Software Corporation (Hrsg.): *MSC Nastran 2021 High Performance Computing User's Guide*, 2020. – Zugriffsdatum: 2024-09-22
- [32] Paschotta, Rüdiger: *Kerosin*. RP-Energie-Lexikon. 2024. – URL <https://www.energie-lexikon.info/kerosin.html>. – Zugriffsdatum: 2024-09-09
- [33] Paschotta, Rüdiger: *Wasserstoff*. RP-Energie-Lexikon. 2024. – URL <https://www.energie-lexikon.info/wasserstoff.html>. – Zugriffsdatum: 2024-09-09
- [34] Petsch, Michael ; Kohlgrüber, Dieter ; Heubischl, Jörg: PANDORA-A python based framework for modelling and structural sizing of transport aircraft. In: *MATEC Web of Conferences* Bd. 233 EDP Sciences (Veranst.), 2018, S. 00013. – DOI: 10.1051/mateconf/201823300013
- [35] Raymer, Daniel P.: *Aircraft design: a conceptual approach*. 4. Aufl. Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006. – ISBN 1-56347-829-3
- [36] Reberol, Maxence ; Georgiadis, Christos ; Remacle, Jean-François: Quasi-structured quadrilateral meshing in Gmsh—a robust pipeline for complex CAD models. In: *arXiv preprint arXiv:2103.04652* (2021). – DOI: 10.48550/arXiv.2103.04652
- [37] Rooch, Aeneas: *Statistik für Ingenieure*. Berlin Heidelberg : Springer, 2014. – ISBN 978-3-642-54857-4
- [38] Scherer, Julian ; Kohlgrüber, Dieter: Fuselage structures within the CPACS data format. In: *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal* 88 (2016), Nr. 2, S. 294–302. – DOI: 10.1108/AEAT-02-2015-0056
- [39] Scherer, Julian ; Kohlgrüber, Dieter ; Dorbath, Felix ; Sorour, Maged: A finite element based tool chain for structural sizing of transport aircraft in preliminary aircraft design,. In: 62. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart, Germany* (2013). – <https://elib.dlr.de/84917/>
- [40] Schwinn, Dominik ; Petsch, Michael ; Kohlgrüber, Dieter ; Heubischl, Jörg ; Leon Muñoz, Christian X. ; Weiland, Peter ; Buchwald, Michel: Rotorcraft Fuselage Sizing Methods in the Open-source Framework Pandora. In: *Proceedings of the NAFEMS World Congress 2019*, 2019. – <https://elib.dlr.de/128471/>
- [41] Seider, Doreen ; Litz, Markus ; Schreiber, Andreas ; Fischer, Philipp M. ; Gerndt, Andreas: Open source software framework for applications in aeronautics and space. In: *2012 IEEE Aerospace Conference IEEE* (Veranst.), 2012, S. 1–11. – DOI: 10.1109/AE-RO.2012.6187340

- [42] SOSOUNOV, V. ; ORLOV, V.: Experimental turbofan using liquid hydrogen and liquid natural gas as fuel. In: *26th Joint Propulsion Conference*. Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Juli 1990
- [43] Tiwari, Saurav ; Pekris, Michael J. ; Doherty, John J.: A review of liquid hydrogen aircraft and propulsion technologies. In: *International Journal of Hydrogen Energy* 57 (2024), S. 1174–1196. – DOI: 10.1016/j.ijhydene.2023.12.263
- [44] Walther, Jan-Niclas ; Hesse, Christian ; Biedermann, Jörn ; Nagel, Björn: Extensible aircraft fuselage model generation for a multidisciplinary, multi-fidelity context. In: *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 2022. – <https://elib.dlr.de/189459/>
- [45] Zienkiewicz, Olgierd C. ; Taylor, Robert L. ; Zhu, J. Z.: *The Finite Element Method: Its Basis and Fundamentals*. 6. Aufl. Amsterdam : Elsevier, 2005. – ISBN 0750663200

A Anhang

A.1 Von-Mises Vergleichsspannungsverteilung im höchstbeanspruchten Spantbereich

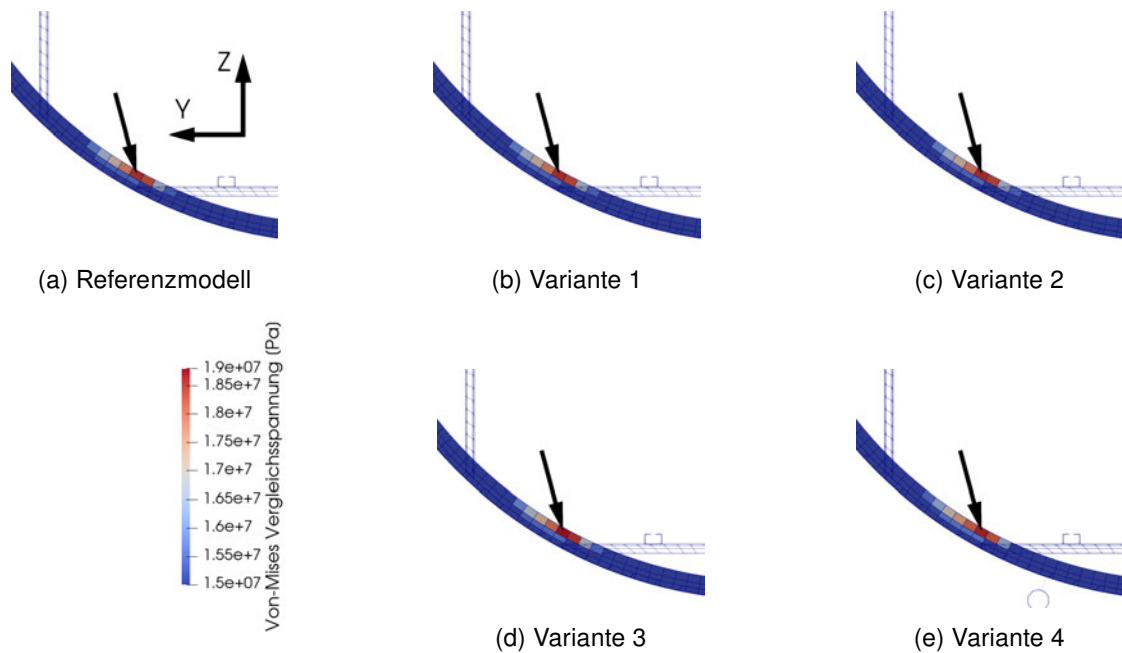


Abbildung A.1: Vergleich der Von-Mises Spannungsverteilung im höchstbeanspruchten Bereich der Spanten unter Lastfall 1

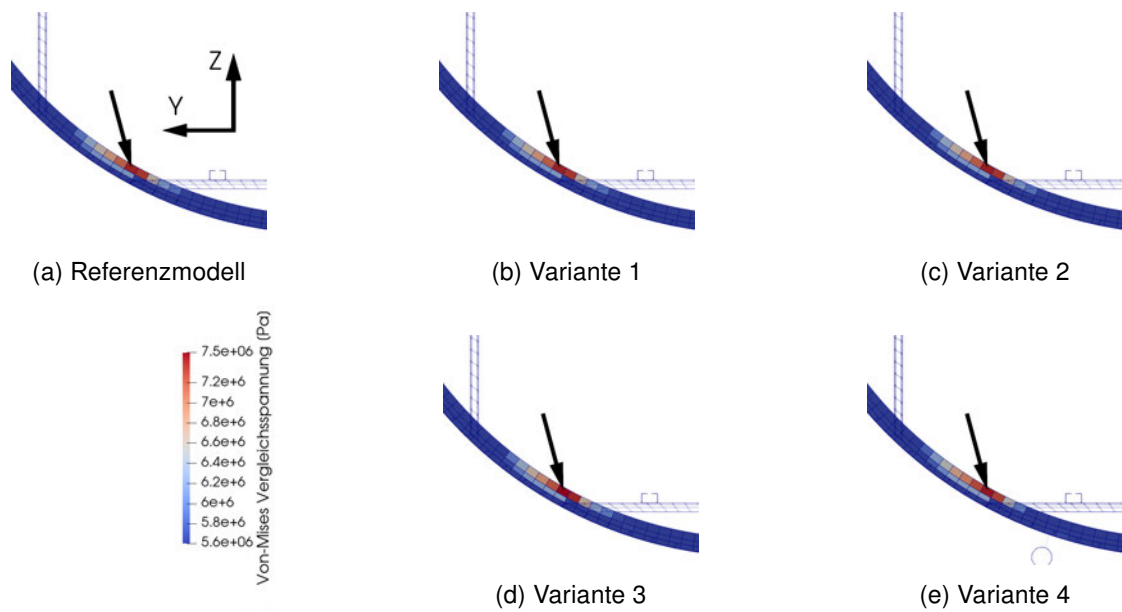


Abbildung A.2: Vergleich der Von-Mises Spannungsverteilung im höchstbeanspruchten Bereich der Spanten unter Lastfall 2

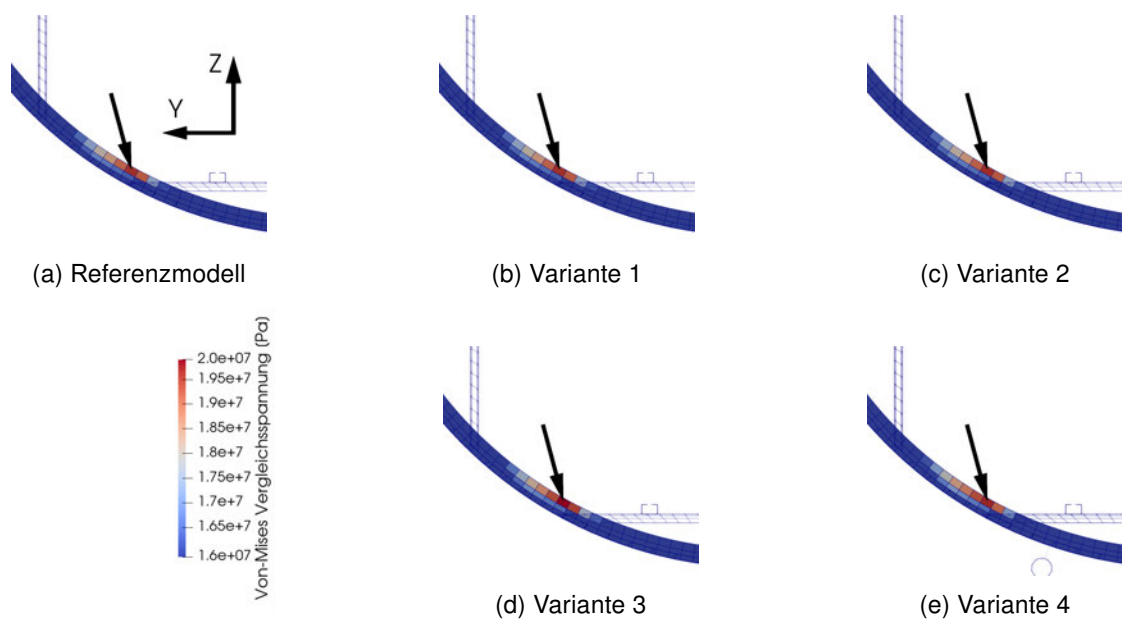


Abbildung A.3: Vergleich der Von-Mises Spannungsverteilung im höchstbeanspruchten Bereich der Spanten unter Lastfall 3

A.2 Druckspannungen durch den Lastfall 3 in den Spanten

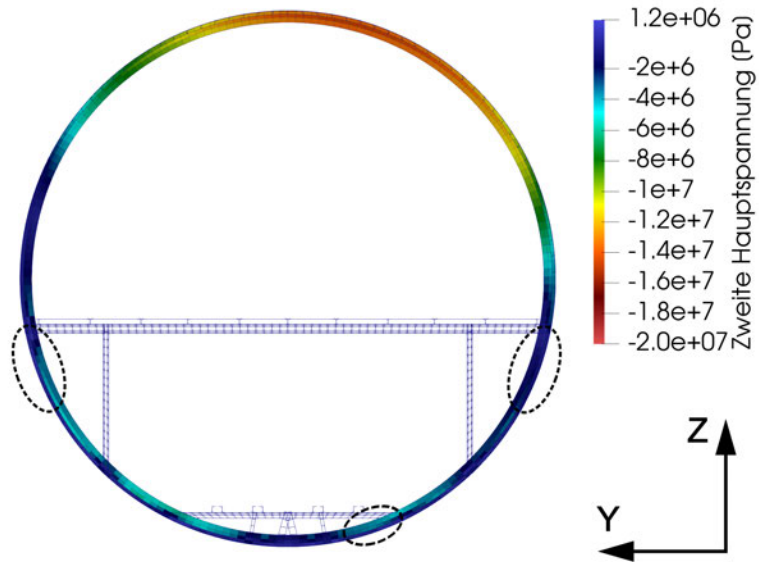


Abbildung A.4: Druckspannungsverteilung für das Referenzmodell,

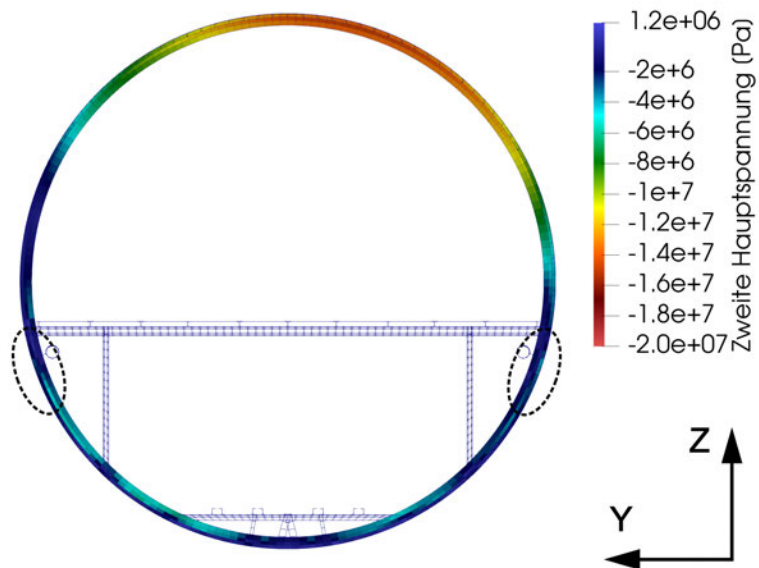


Abbildung A.5: Druckspannungsverteilung für Variante 3

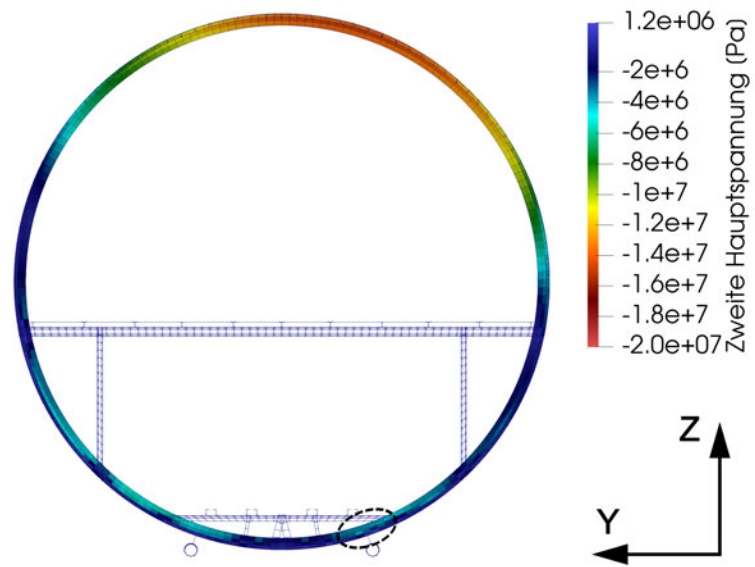


Abbildung A.6: Druckspannungsverteilung für Variante 4

A.3 Differenz der Von-Mises Spannungen in den Spanten

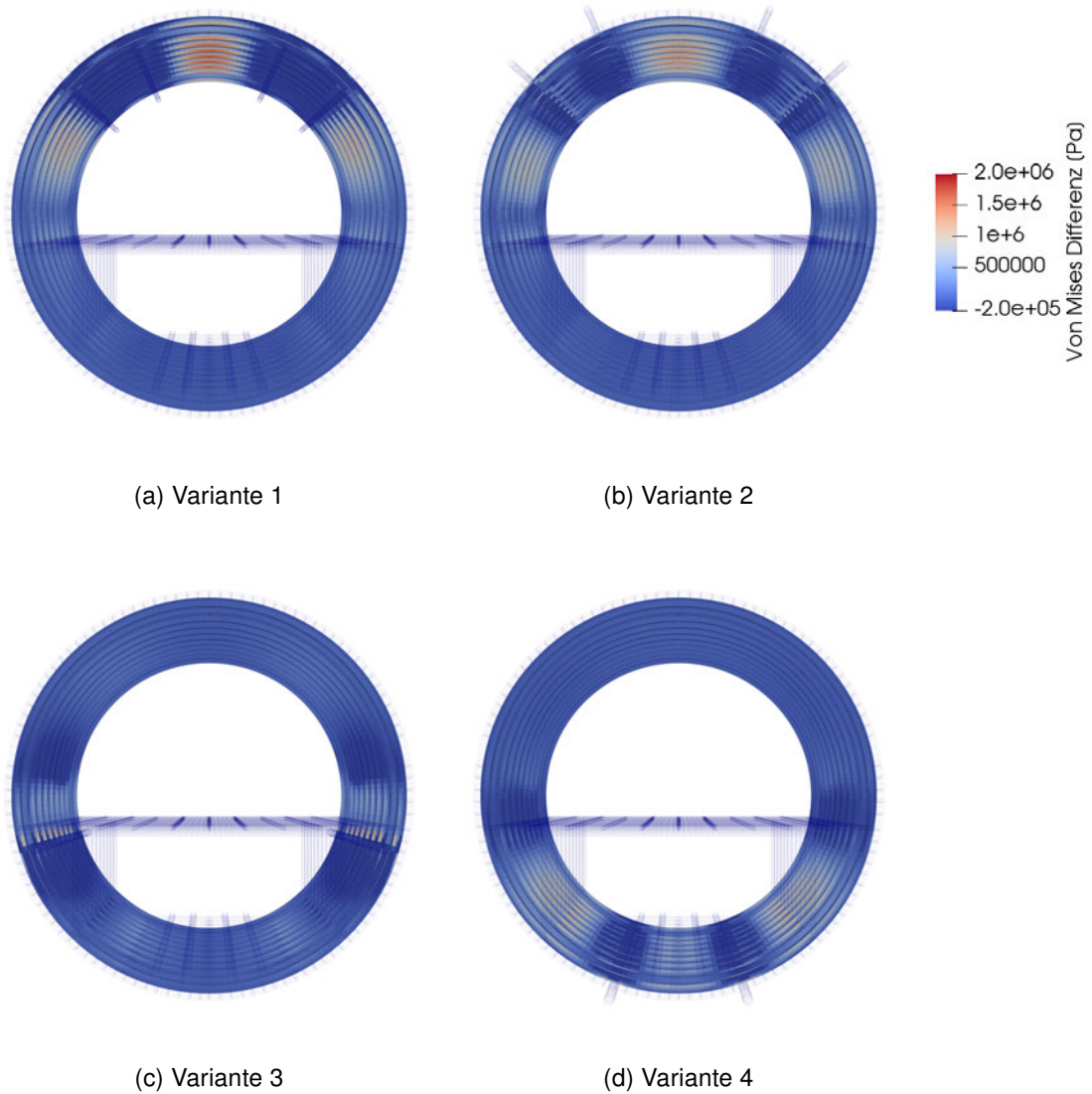


Abbildung A.7: Differenzen der Von-Mises Spannungen in den Spanten zwischen den vier Positionierungsvarianten und dem Referenzmodell unter dem Lastfall 1

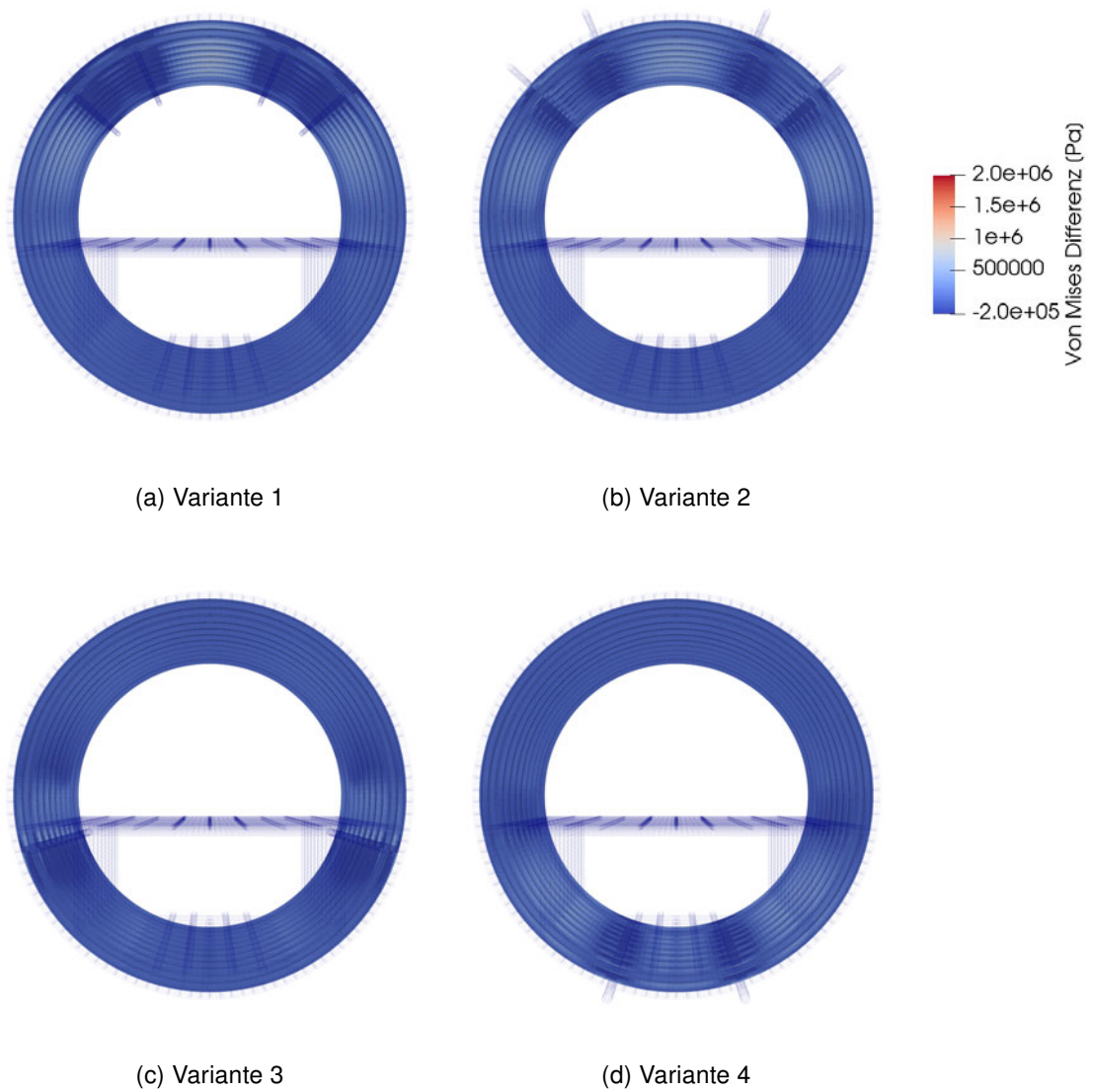


Abbildung A.8: Differenzen der Von-Mises Spannungen in den Spanten zwischen den vier Positionierungsvarianten und dem Referenzmodell unter dem Lastfall 2

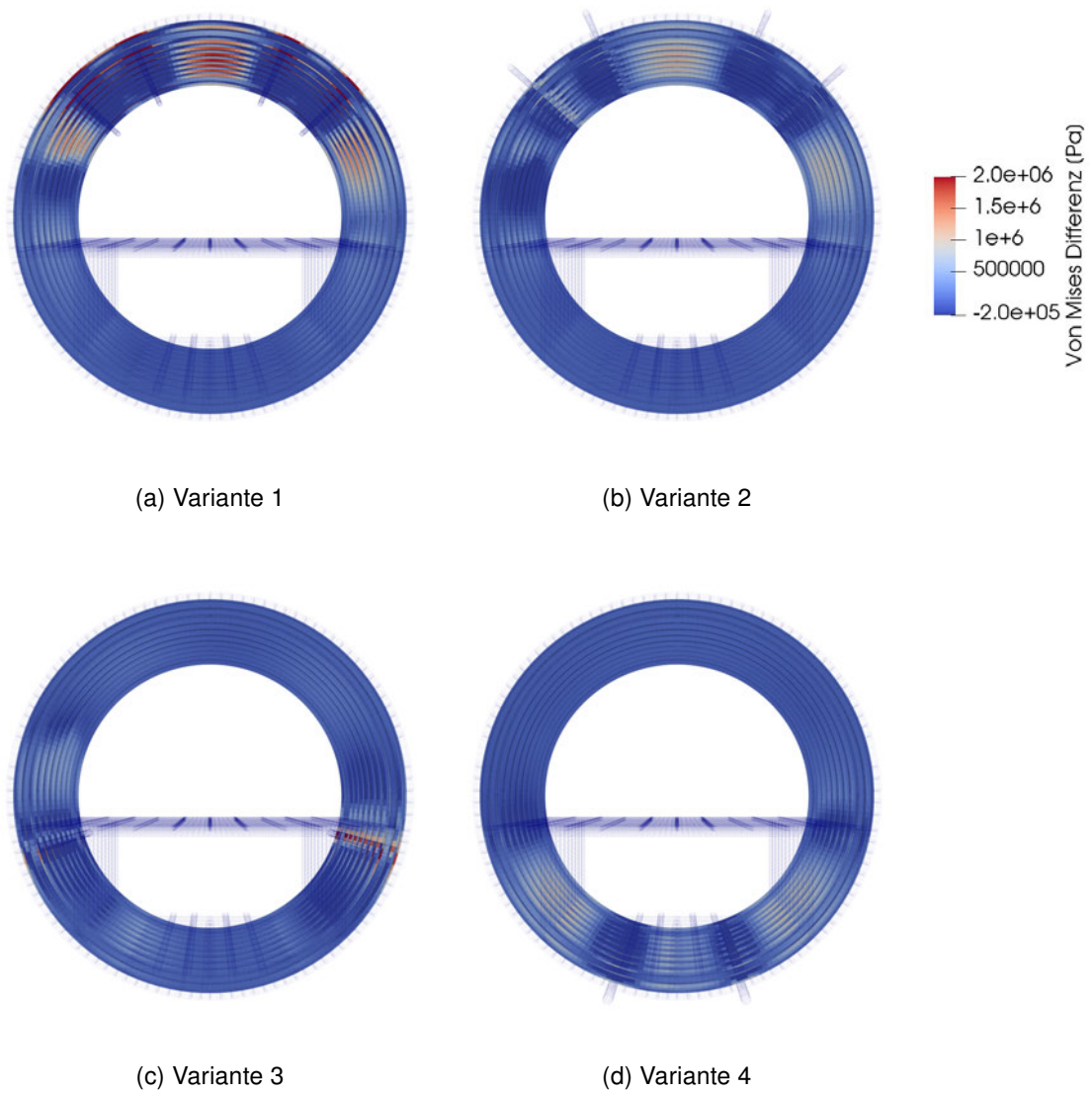


Abbildung A.9: Differenzen der Von-Mises Spannungen in den Spanten zwischen den vier Positionierungsvarianten und dem Referenzmodell unter dem Lastfall 3

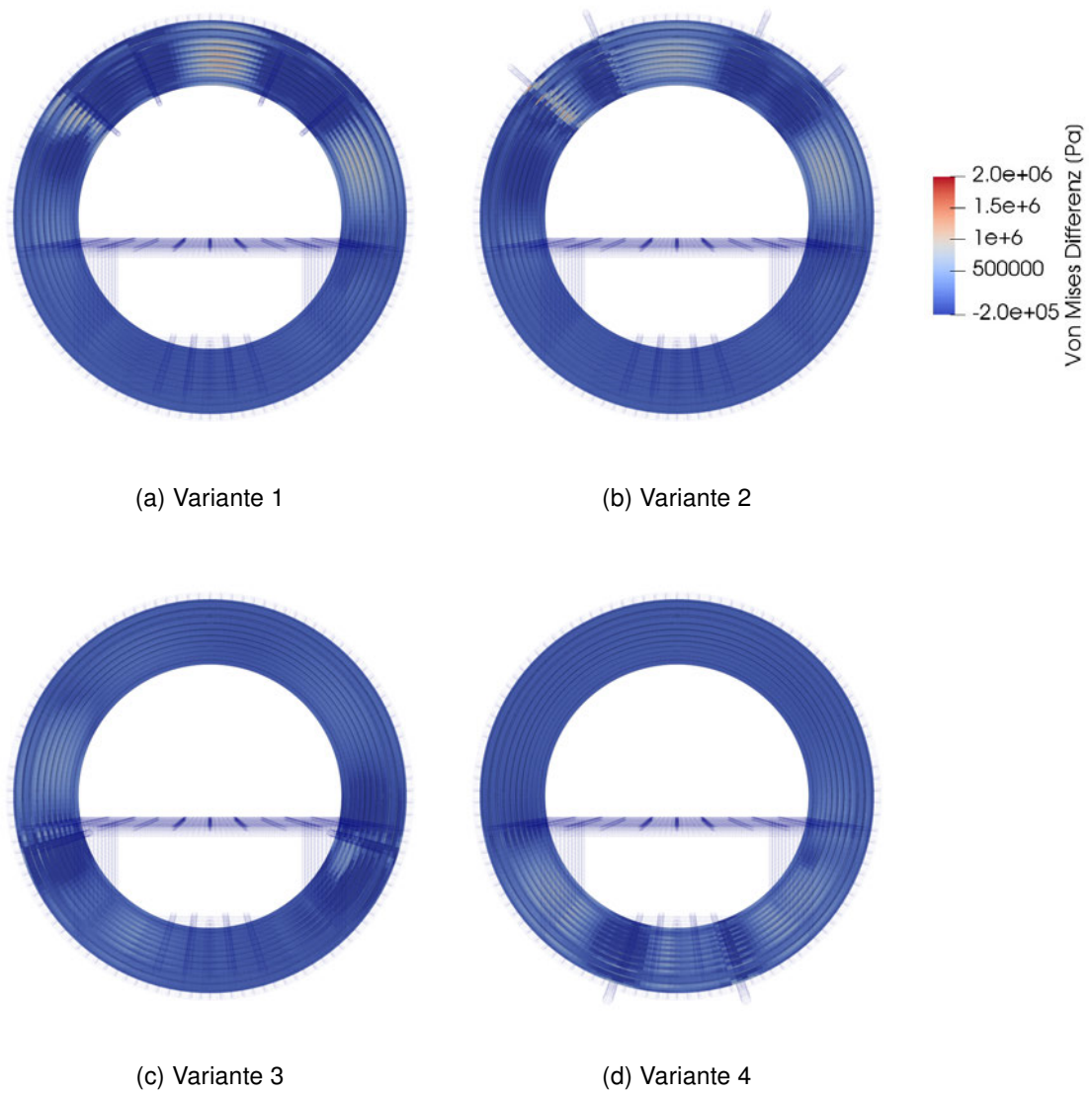


Abbildung A.10: Differenzen der Von-Mises Spannungen in den Spanten zwischen den vier Positionierungsvarianten und dem Referenzmodell unter dem Lastfall 4

A.4 Maximalspannungen und deren Position durch die Leitungsintegration

Tabelle A.1: Maximale erste Hauptspannungen [MPa] für verschieden Positionierungsvarianten und Lastfälle

		Referenz	Var 1	Var 2	Var 3	Var 4
Lastfall 1	Spannung [MPa]	56.632	56.878	56.863	56.754	56.768
	Radius [m]	2.625	2.625	2.625	2.625	2.625
	φ [°]	-3.27	-3.27	-3.27	-3.27	-3.27
	x [m]	23.626	23.626	23.626	23.626	23.626
Lastfall 2	Spannung [MPa]	27.337	27.417	27.420	27.420	27.277
	Radius [m]	2.65	2.65	2.65	2.65	2.65
	φ [°]	-169.12	-169.12	-169.12	-169.12	-169.12
	x [m]	24.492	24.492	24.492	24.492	24.492
Lastfall 3	Spannung [MPa]	50.020	50.013	50.052	50.136	50.160
	Radius [m]	2.625	2.625	2.625	2.625	2.625
	φ [°]	19.07	19.07	19.07	19.07	19.07
	x [m]	24.184	24.184	24.184	24.184	24.184
Lastfall 4	Spannung [MPa]	40.071	40.072	40.109	40.164	40.161
	Radius [m]	2.625	2.625	2.625	2.625	2.625
	φ [°]	28.56	28.56	28.56	28.56	28.56
	x [m]	24.184	24.184	23.626	24.184	24.184

Tabelle A.2: Minimale zweite Hauptspannungen [MPa] für verschieden Positionierungsvarianten und Lastfälle

		Referenz	Var 1	Var 2	Var 3	Var 4
Lastfall 1	Spannung [MPa]	-68.343	-68.543	-68.550	-68.550	-68.192
	Radius [m]	2.65	2.65	2.65	2.65	2.65
	φ [°]	-169.12	-169.12	-169.12	-169.12	-169.12
	x [m]	24.492	24.492	24.492	24.492	24.492
Lastfall 2	Spannung [MPa]	-22.653	-22.751	-22.745	-22.701	-22.707
	Radius [m]	2.625	2.625	2.625	2.625	2.625
	φ [°]	-3.27	-3.27	-3.27	-3.27	-3.27
	x [m]	23.626	23.626	23.626	23.626	23.626
Lastfall 3	Spannung [MPa]	-66.417	-66.582	-66.582	-66.654	-66.313
	Radius [m]	2.65	2.65	2.65	2.65	2.65
	φ [°]	-169.12	-169.12	-169.12	-169.12	-169.12
	x [m]	24.492	24.492	24.492	24.492	24.492
Lastfall 4	Spannung [MPa]	-46.127	-46.286	-46.292	-46.246	-46.146
	Radius [m]	2.65	2.65	2.65	2.65	2.65
	φ [°]	-151.32	-151.32	-151.32	-151.32	-151.32
	x [m]	23.546	23.546	23.546	23.546	23.546

Tabelle A.3: Maximale erste Hauptspannungen [MPa] für verschieden Positionierungsvarianten und Lastfälle in den Spanten

		Referenz	Var 1	Var 2	Var 3	Var 4
Lastfall 1	Spannung [MPa]	18,625	18,650	18,668	18,817	18,723
	Radius [m]	2.559	2.559	2.559	2.559	2.559
	φ [°]	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97
	x [m]	23.935	23.935	23.935	23.935	23.935
Lastfall 2	Spannung [MPa]	6,849	7,053	7,037	6,862	6,866
	Radius [m]	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6
	φ [°]	-2,56	-2,56	-2,56	-2,56	-2,56
	x [m]	23.935	23.935	23.935	23.935	23.935
Lastfall 3	Spannung [MPa]	19,659	19,668	19,694	19,938	19,743
	Radius [m]	2.559	2.559	2.559	2.559	2.559
	φ [°]	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97
	x [m]	23.935	23.935	23.935	23.935	23.935
Lastfall 4	Spannung [MPa]	14,395	14,406	14,424	14,611	14,406
	Radius [m]	2.559	2.559	2.559	2.559	2.559
	φ [°]	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97	-150.97
	x [m]	23.935	23.935	23.935	23.935	23.935

Tabelle A.4: Minimale zweite Hauptspannungen [MPa] für verschieden Positionierungsvarianten und Lastfälle in den Spanten

		Referenz	Var 1	Var 2	Var 3	Var 4
Lastfall 1	Spannung [MPa]	-17,122	-17,631	-17,594	-17,156	-17,165
	Radius [m]	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6
	φ [°]	-2,56	-2,56	-2,56	-2,56	-2,56
	x [m]	23.935	23.935	23.935	23.935	23.935
Lastfall 2	Spannung [MPa]	-7,450	-7,460	-7,467	-7,527	-7,489
	Radius [m]	2,559	2,559	2,559	2,559	2,559
	φ [°]	-150,97	-150,97	-150,97	-150,97	-150,97
	x [m]	23.935	23.935	23.935	23.935	23.935
Lastfall 3	Spannung [MPa]	-14,776	-17,264	-14,989	-14,805	-14,820
	Radius [m]	2,6	2,539	2,6	2,6	2,6
	φ [°]	12,81	23,07	7,68	12,81	12,81
	x [m]	23.935	23.935	23.935	23.935	23.935
Lastfall 4	Spannung [MPa]	-12,038	-11,797	-12,081	-12,072	-12,059
	Radius [m]	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6
	φ [°]	33,35	33,35	33,35	33,35	33,35
	x [m]	23.935	23.935	23.935	23.935	23.935



Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung einer Abschlussarbeit

Gemäß der Allgemeinen Prüfungs- und Studienordnung ist zusammen mit der Abschlussarbeit eine schriftliche Erklärung abzugeben, in der der Studierende bestätigt, dass die Abschlussarbeit „– bei einer Gruppenarbeit die entsprechend gekennzeichneten Teile der Arbeit [(§ 18 Abs. 1 APSO-TI-BM bzw. § 21 Abs. 1 APSO-INGI)] – ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt wurden. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich zu machen.“

Quelle: § 16 Abs. 5 APSO-TI-BM bzw. § 15 Abs. 6 APSO-INGI

Dieses Blatt, mit der folgenden Erklärung, ist nach Fertigstellung der Abschlussarbeit durch den Studierenden auszufüllen und jeweils mit Originalunterschrift als letztes Blatt in das Prüfungsexemplar der Abschlussarbeit einzubinden.

Eine unrichtig abgegebene Erklärung kann -auch nachträglich- zur Ungültigkeit des Studienabschlusses führen.

Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung der Arbeit

Hiermit versichere ich,

Name: Cebulj

Vorname: Joachim

dass ich die vorliegende Bachelorarbeit ☒ bzw. bei einer Gruppenarbeit die entsprechend gekennzeichneten Teile der Arbeit – mit dem Thema:

Numerische Untersuchung des Einflusses von Flüssigwasserstoffleitungen auf die Rumpfstruktur zukünftiger wasserstoffbetriebener Flugzeuge.

ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

- die folgende Aussage ist bei Gruppenarbeiten auszufüllen und entfällt bei Einzelarbeiten -

Die Kennzeichnung der von mir erstellten und verantworteten Teile der -bitte auswählen- ist erfolgt durch:

Hamburg

Ort

07.10.2024

Datum

Unterschrift im Original