

DLR-IB-SL-HF-2023-114

**Automatisierte Generierung von
numerischen Simulationsmodellen
aus Flugzeugvorentwurfsdaten mit
Hilfe eines wissensbasierten
Ansatzes**

Studienarbeit

Pia Allebrodt



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Dokumenteigenschaften

Titel	Automatisierte Generierung von numerischen Simulationsmodellen aus Flugzeugvorentwurfsdaten mit Hilfe eines wissensbasierten Ansatzes
Betreff	Studienarbeit
Institut	Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt (SL)
Erstellt von	Pia Allebrodt
Beteiligte	Dr.-Ing. Christian Hesse (SL)
Geprüft von	
Freigabe von	
Datum	September 2023
Version	2.0
Dateipfad	



Technische
Universität
Braunschweig

Automatisierte Generierung von numerischen Simulationsmodellen aus Flugzeugvorentwurfsdaten mit Hilfe eines wissensbasierten Ansatzes

Studienarbeit

Pia Allebrodt

Matr.-Nr.: 5205040

September 2023

erstellt in Zusammenarbeit mit dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Erstprüferin: Prof. Dr.-Ing. Sabine C. Langer



**Studienarbeit
für**

**Frau Pia Allebrodt
Matr.-Nr.: 5205040**

Thema: Automatisierte Generierung von numerischen Simulationsmodellen aus Flugzeugvorentwurfsdaten mit Hilfe eines wissensbasierten Ansatzes

Die zunehmenden Anforderungen an das klimaneutrale Fliegen, die Optimierung des Passagierkomforts sowie die Reduzierung der Lärmemission des Luftverkehrs erfordern den Einsatz revolutionär neuer und nachhaltiger Technologien, die einen wesentlichen Einfluss auf den Flugzeugentwurf haben. Es besteht somit ein Bedarf an neuartigen Flugzeugkonfigurationen, deren multidisziplinäre Bewertung mit Hilfe numerischer Simulationen für eine schnellstmögliche Realisierung unabdingbar ist. Erschwerend werden, in Abhängigkeit der numerischen Simulationemethode und der physikalischen Disziplin, für die Analysen Modelle mit unterschiedlichem Fidelitätsgrad vorausgesetzt. Die automatisierte Generierung von konsistenten Simulationsmodellen stellt daher einen wichtigen Ansatzpunkt dar, um multidisziplinäre Analysen derartiger Entwicklungen bereits in den frühen Entwurfsphasen ermöglichen zu können. Grundlage dieser Modelle bilden dabei Vorentwurfsdaten im Luftfahrzeugschema CPACS (Common Parametric Aircraft Configuration Schema), welches das Potential bietet Passagierflugzeuge auf unterschiedlichster Detaillierungsebene zu beschreiben und den Datenaustausch zwischen den beteiligten Disziplinen zu unterstützen. Diese Daten gilt es im Kontext der Entwicklung des Werkzeuges FUGA (Fuselage Geometry Assembler), welches auf der Methodik des „Knowledge-based Engineering“ (KBE) beruht, mit spezifischem Wissen zur Modellgenerierung und Analyse mittels eines wissensbasierten Ansatzes zu erweitern. Dies schafft die Voraussetzungen, die Konsistenz zwischen den Modellen zu verbessern sowie das Wissen um neuartige Architekturen zu erweitern.

Im Rahmen dieser Studienarbeit wird die Fähigkeit der automatisierten Modellgenerierung auf Basis von Flugzeugvorentwurfsdaten ausgearbeitet und die Analysefertigkeit anhand von strukturakustischen Analysen aufgezeigt. Die Arbeit soll damit einerseits als Grundlage für multidisziplinäre Analysen zur Bewertung unterschiedlicher Flugzeugkonzepte dienen. Andererseits soll bereits die Anwendungsmöglichkeit der Generierung von konsistenten Modellen sowie die Implementierung von neuem Wissen anhand einer neuartigen Flugzeugkonfiguration gezeigt werden. Das zu untersuchende Flugzeugkonzept zeichnet sich insbesondere durch eine Anordnung der Flügel in Knickflügelkonfiguration mit T-Leitwerk sowie durch ein wasserstoffbasierendes Antriebssystem mit offenen Propellern und einem rumpfintegrierten Wasserstofftank gemäß Abbildung 1 aus.

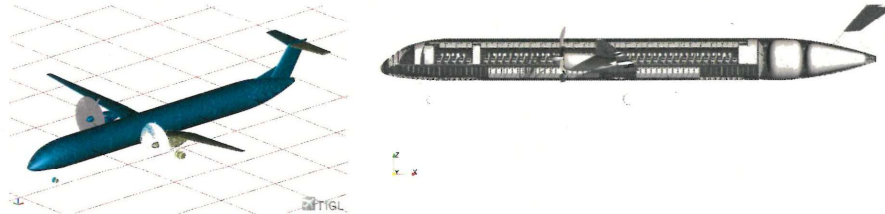


Abbildung 1: Links: Visualisierung der äußeren Hülle der zu untersuchenden Flugzeugkonfiguration, rechts: Querschnitt der Konfiguration mit Kabinengeometrie und Wasserstofftanks.

Bei der Bearbeitung des Projekts sollen im Speziellen folgende Punkte berücksichtigt werden:

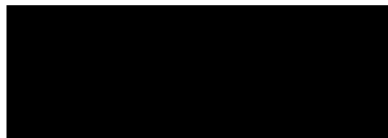
- Literaturrecherche zum Stand der Technik im Gebiet der automatisierten Modellgenerierung und Strukturakustik
- Einarbeitung in die Grundlagen der wissensbasierten Methoden sowie der Modellgenerierung für numerische Methoden (FEM) und physikalische Disziplinen
- Ausbau des Wissens zur Modellgenerierung neuartiger Flugzeugkonfigurationen durch die Erweiterung von Regelsätzen in FUGA
- Erzeugung von konsistenten Simulationsmodellen zur Anwendung von strukturakustischen Analysen
- Durchführung und Auswertung der anwendungsfallbasierten Analysen
- Dokumentation der Erfahrungen und Ergebnisse

Die Arbeit erfolgt in enger Zusammenarbeit mit dem DEUTSCHEN ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT in HAMBURG.

Änderungen der Aufgabenstellung sind nur mit Zustimmung des Instituts möglich.

Erstprüfer/ in: Prof. Dr.-Ing. Sabine C. Langer

Bearbeitungszeit: 3 Monate



Ausgegeben am: 05.06.2023

Abgegeben am: _____

Eigenständigkeitserklärung

Hiermit versichere ich, Pia Allebrodt, durch meine Unterschrift, dass ich die vorliegende Studienarbeit mit dem Titel «Automatisierte Generierung von numerischen Simulationsmodellen aus Flugzeugvorentwurfsdaten mit Hilfe eines wissensbasierten Ansatzes» selbständig und ohne Benutzung anderer als der angegebenen Hilfsmittel angefertigt habe. Alle Stellen, die wörtlich oder sinngemäß aus veröffentlichten oder unveröffentlichten Schriften entnommen sind, habe ich als solche kenntlich gemacht. Insbesondere sind auch solche Inhalte gekennzeichnet, die von betreuenden wissenschaftlichen Mitarbeiterinnen und Mitarbeitern des Instituts für Akustik eingebracht wurden.

Die Arbeit oder Auszüge daraus haben noch nicht in gleicher oder ähnlicher Form dieser oder einer anderen Prüfungsbehörde vorgelegen.

Mir ist bewusst, dass Verstöße gegen die Grundsätze der Selbstständigkeit als Täuschung betrachtet und entsprechend der Prüfungsordnung geahndet werden.

Braunschweig, 15. September 2023

Pia Allebrodt

Kurzfassung

Zur Erfüllung der Anforderungen des klimaneutralen Fliegens, der Verbesserung des Passagierkomforts und der Minimierung von Lärmemissionen im Luftverkehr ist der Einsatz von innovativen und nachhaltigen Technologien gefordert, die wesentliche Auswirkungen auf den Flugzeugentwurf haben. Dies erfordert die Entwicklung von neuartigen Flugzeugkonzepten, die zur schnellstmöglichen Realisierung mittels numerischer Simulationen multidisziplinär zu bewerten sind. Dazu wird die automatisierte Generierung von disziplinabhängigen, dedizierten Modellen unterschiedlicher Fidelitätsgrade vorausgesetzt, deren Grundlage Vorentwurfsdaten im Luftfahrzeugschema CPACS (COMMON PARAMETRIC AIRCRAFT CONFIGURATION SCHEMA) bilden. Im Kontext des Flugzeugvorentwurfs stehen im Allgemeinen nur begrenzte Informationen zur Verfügung. Um die disziplinabhängige Modellgenerierung sowie die Durchführung von Analysen für zuverlässige Vorhersagen zu ermöglichen, gilt es diese Vorentwurfsdaten mit spezifischem Wissen anzureichern. In diesem Kontext werden in der vorliegenden Studienarbeit Modellierungsvorschriften in Form von Regeln im Rahmen einer wissensbasierten Entwurfsmethodik entwickelt, die das wissensbasierte Werkzeug FUGA (FUSELAGE GEOMETRY ASSEMBLER) erweitern. Der Fokus liegt dabei auf der Bereitstellung von Modellen für vibroakustische Finite Elemente Analysen zur zuverlässigen Vorhersage des Kabinenlärms.

Zu diesem Zweck werden Regeln zur detaillierten Modellierung des Rumpfes und der Kabine definiert. Diese umfassen die Implementierung der Fenster inklusive Verstärkungsrahmen im Modell der Rumpfaußenhaut, der Druckschotte, der Wasserstofftanks sowie die Erweiterung der Modellierung der Sekundärkavität mit zusätzlicher Isolierung. Zur Berücksichtigung der Fenstergeometrien erweist sich insbesondere die Vernetzung als Herausforderung, welche zum Erhalt hoher Netzqualitäten lokale Netzoptimierungen erfordert. Diese beinhalten die Definition speicher- und rechenintensiver Netzgrößenfelder sowie die Projektion von Stringer- und Spantkurven auf die Rumpfoberfläche. Die Fähigkeit der Modellgenerierung vollständiger Rumpfmodelle wird mit der Implementierung der Druckschotte erweitert. Die Anbindung der Druckschotte an die Rumpfstruktur erfolgt mittels starrer Verbindungselemente, die eine unabhängige Vernetzung mit hoher Elementqualität der einzelnen Bauteile erlauben. Diese Anbindung wird ebenfalls für die Wasserstofftanks genutzt, die als erster Ansatz für eine speicher- und recheffiziente Implementierung mittels Punktmassen abgebildet werden. Die Voraussetzungen zur Erweiterung des Wissens um neuartige Produktarchitekturen schafft hierbei die wissensbasierte Entwurfsmethodik. Darüber hinaus wird die Modellierung der Isolierungs-, Bilgen- und verbleibender sekundärer Luftkavität auf Grundlage der bereits vorhandenen Implementierung der Sekundärkavität berücksichtigt. Die Regeln zur Modellierung der erweiterten Sekundärkavität können jedoch aufgrund von Fehlern, die auf die Geometrieoperationen des Geometriekernels OPEN CASCADE TECHNOLOGY zurückzuführen sind, lediglich an Rumpftonnen zuverlässig ausgeführt werden und sind in zukünftigen Arbeiten anzupassen.

Basierend auf dem um diese Regeln erweiterten Wissenssystems FUGA wird die Fähigkeit der automatisierten Generierung von Simulationsmodellen unterschiedlicher Fidelitätsgrade anhand einer neuartigen Flugzeugkonfiguration sowie deren Rechen- und Analysefähigkeit mittels vibroakustischer Untersuchungen aufgezeigt, bei denen durch die Propeller verursachte Schalldruckanregungen der Rumpfhaut betrachtet werden. Damit liefert die vorliegende Arbeit die Möglichkeit der Durchführung multidisziplinärer Detailanalysen in der frühen Phase des Flugzeugvorentwurfs, deren Zuverlässigkeit durch die Erweiterung der zur Modellierung zu Verfügung stehenden Informationen gesteigert wird.

Abstract

To meet the requirements of climate-neutral aviation, enhance passenger comfort, and minimize noise emissions in air travel, the utilization of innovative and sustainable technologies is imperative. These technologies have substantial implications for aircraft design. This necessitates the development of novel aircraft concepts that must be evaluated multidisciplinarily through numerical simulations for rapid realization. To accomplish this, the automated generation of discipline-specific, dedicated models of varying fidelity levels is essential, with preliminary design data in the aircraft schema CPACS (COMMON PARAMETRIC AIRCRAFT CONFIGURATION SCHEMA) serving as the foundation. In the context of aircraft preliminary design, limited information is generally available. To enable discipline-specific model generation and reliable predictions through analyses, it is crucial to enrich this preliminary design data with specific knowledge. In this context, this study formulates modeling guidelines in the form of rules within a knowledge-based methodology, expanding the knowledge-based tool FUGA (FUSELAGE GEOMETRY ASSEMBLER). The primary focus is on providing models for vibroacoustic finite element analyses to reliably predict cabin noise.

For this purpose, rules for detailed modeling of the fuselage and cabin are defined. These rules encompass the implementation of windows, including reinforcement frames, in the outer skin model, the pressure bulkheads, hydrogen tanks, and the extension of modeling for the secondary cavity with additional insulation. Notably, meshing, especially regarding window geometries, proves to be a challenge, requiring local mesh optimizations to maintain high mesh quality. These optimizations include defining memory- and computation-intensive mesh size fields and projecting stringer and frame curves onto the fuselage surface. The capability to generate complete fuselage models is expanded with the implementation of the pressure bulkhead. The connection of the pressure bulkhead to the fuselage structure is achieved through rigid body elements, enabling independent meshing with high element quality for individual components. This same approach is utilized for the hydrogen tanks, initially represented as point masses for a memory- and computation-efficient implementation. The knowledge-based methodology establishes the prerequisites for expanding knowledge about novel product architectures. Furthermore, the modeling of insulation, bilge, and the remaining secondary air cavity is considered based on the existing implementation of the secondary cavity. However, the rules for modeling the extended secondary cavity can only be reliably executed on fuselage barrels due to errors resulting from the geometric operations of the OPEN CASCADE TECHNOLOGY geometry kernel, necessitating adjustments in future work.

Based on the knowledge system FUGA extended with these rules, the ability to automatically generate simulation models of varying fidelity levels is demonstrated using a novel aircraft configuration. Computational and analytical capabilities are showcased through vibroacoustic investigations, considering sound pressure excitations of the fuselage skin caused by propellers. Consequently, this work provides the opportunity to conduct multidisciplinary detailed analyses in the early phase of aircraft preliminary design, enhancing their reliability through the expansion of available modeling information.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	XV
Tabellenverzeichnis	XIX
Nomenklatur	XXI
1. Einleitung	1
2. Theoretische Grundlagen der numerischen Modellgenerierung und Kabinenlärmvorhersage	3
2.1. Vibroakustik am Flugzeug	4
2.1.1. Schallausbreitung in Luft und dünnwandigen Strukturen	4
2.1.2. Schallentstehung und Schallpfade am Flugzeug	7
2.2. Generierung von Simulationsmodelle im Kontext der Finite Elemente Methode . . .	9
2.2.1. Grundlegende Aspekte der Finite Elemente Methode	10
2.2.2. Netzgenerierung	12
2.2.3. Einfluss des numerischen Modells auf die Qualität der Simulationsergebnisse	15
2.3. Numerische Modellierung der Fluid-Struktur-Interaktion	17
2.4. Stand des Wissens zur numerischen Vorhersage von Kabinenlärm	18
3. Einführung in die wissensbasierte Entwurfsmethodik	21
3.1. Stand des Wissens zur automatisierten Generierung numerischer Modelle	22
3.2. FUGA als wissensbasiertes Entwurfssystem	23
3.2.1. Wissensbasierte Entwurfsmethodik in FUGA	24
3.2.2. Strukturierung des Wissens	25
4. Implementierung von neuem Wissen zur automatisierten Modellgenerierung	27
4.1. Vorstellung der Flugzeugkonfigurationen unterschiedlicher Komplexität	27
4.2. Implementierung und Vernetzung von Fenstergeometrien im Modell des Rumpfes .	30
4.2.1. Geometrieentwurf unter Berücksichtigung der Fensterbereiche	31
4.2.2. Vernetzung des Rumpfmodells	35
4.2.3. Diskussion zur Implementierung und Vernetzung von Fenstergeometrien im Modell des Rumpfes	48
4.3. Bereitstellung eines löseragnostischen Simulationsmodells der Druckschotte und Anbindung an die Rumpfstruktur	51
4.3.1. Vorhandene Implementierungen der Druckschotte in FUGA	51
4.3.2. Vernetzung der Druckschotte zur Bereitstellung eines löseragnostischen Si- mulationsmodells	52
4.3.3. Anbindung der Druckschotte an das Simulationsmodell des Rumpfes	55
4.3.4. Diskussion zur Vernetzung und Anbindung der Druckschotte an die Rumpf- struktur	55
4.4. Implementierung der Wasserstofftanks	57
4.4.1. Vorhandener Geometrieentwurf der Wasserstofftanks in FUGA	57
4.4.2. Erweiterung der geometrischen Beschreibung der Wasserstofftanks	59
4.4.3. Modellierung der Wasserstofftanks als Punktmassen und Anbindung an das Modell des Rumpfes	60
4.4.4. Diskussion zur Implementierung der Wasserstofftanks	61

4.5.	Erweiterung des Ansatzes zur Modellierung der Sekundärkavität	62
4.5.1.	Erweiterung der implementierten Regeln zum Geometrieentwurf der Sekundärkavität	64
4.5.2.	Diskussion zur Erweiterung des Ansatzes zur Modellierung der Sekundärkavität	67
4.6.	Bewertung der implementierten Regeln im globalen Kontext von FUGA	68
5.	Automatisierte Modellgenerierung und vibroakustische Analyse am Anwendungsbeispiel einer neuartigen Flugzeugkonfiguration	71
5.1.	Generierung von Simulationsmodellen unterschiedlichen Fidelitätsgrades	71
5.2.	Demonstration der Analysefähigkeit der generierten Modelle anhand vibroakustischer Untersuchungen	75
6.	Zusammenfassung und Ausblick	81
	Literaturverzeichnis	85
A.	Anhang	93
A.1.	Netzqualitäten bei der Netzoptimierung durch Stringer- und Spantunterteilung der Rumpfoberfläche beim ACOUSTIC FLIGHT-LAB	93
A.2.	Netzqualitäten bei der Vernetzung mittels unterschiedlicher Vernetzungsmethoden .	94
A.3.	Technische Daten der verwendete Hardware	98
A.4.	Untersuchung verschiedener Methoden zur Vernetzung der Druckschotte	98

Abbildungsverzeichnis

1.1.	Zu untersuchende, neuartige Flugzeugkonfiguration.	2
2.1.	Typischer Amplitudengang eines vibroakustischen Systems (in Anlehnung an [7, 11]).	3
2.2.	Verschiedene Wellentypen in Festkörpern (in Anlehnung an [30]).	6
2.3.	Wesentliche Schallquellen und Übertragungswege an Flugzeugen (in Anlehnung an [108]).	9
2.4.	Allgemeines Kontinuum mit Randbedingungen und dessen Finite Elemente Diskretisierung (in Anlehnung an [42]).	10
2.5.	Praktische Vorgehensweise bei der Finite Elemente Methode (in Anlehnung an [97]).	11
2.6.	Klassifikation der Netztopologien (in Anlehnung an [10, 100]).	12
2.7.	Klassifikation der Elementverzerrungen (in Anlehnung an [69]).	16
3.1.	Maximaler Konnektivitätsgraph der Entwurfs- und Modellierungsregeln nach Regelsätzen (aus [103]).	25
4.1.	(a) Das ACOUSTIC FLIGHT-LAB in der Testumgebung (aus [105]) und (b) dessen Geometriemodell aus FUGA (aus [49]).	28
4.2.	(a) Das Geometriemodell der D180-Konfiguration und (b) dessen Kabinenlayout aus FUGA.	29
4.3.	(a) Das Geometriemodell der D250-Konfiguration und (b) dessen Kabinenlayout aus FUGA.	29
4.4.	Innenansicht eines Flugzeughautfeldes mit Fenster und Verstärkungsrahmen aus dem Kabinen-Mockup des DLR-Instituts für Systemarchitekturen in der Luftfahrt in Hamburg.	30
4.5.	Segmentierte strukturelle Rumpfoberfläche des ACOUSTIC FLIGHT-LAB.	31
4.6.	Geometrieoperationen zur Erzeugung der segmentierten strukturellen Rumpfoberfläche mit Fenstern und Verstärkungsrahmen.	32
4.7.	Schematische Darstellung der Ausschnitt-Definition in CPACS (in Anlehnung an [104]).	33
4.8.	Segmentierte strukturelle Rumpfoberfläche mit Fenstern und Verstärkungsrahmen des ACOUSTIC FLIGHT-LAB.	33
4.9.	Geometrieoperationen zur Erzeugung der Stringer- und Spant-unterteilten, segmentierten strukturellen Rumpfoberfläche mit Fenstern und Verstärkungsrahmen. . . .	34
4.10.	Stringer- und Spant-unterteilte, segmentierte strukturelle Rumpfoberfläche mit Fenster- und Rahmengenometrie des ACOUSTIC FLIGHT-LAB.	35
4.11.	Punkte sowie Kurven der Fenster- und Rahmengenometrie auf der Rumpfoberfläche.	36
4.12.	Netzqualität der Fensterbereiche unter Anwendung des SICN-Indikators bei der Vernetzung mit Methode $\mathbb{V}_3$ bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m, linearen Ansatzfunktionen und ohne Netzgrößenfelder.	37
4.13.	Definition eines Threshold-Feldes in GMSH (in Anlehnung an [35]).	38
4.14.	Netzqualität der Fensterbereiche unter Anwendung des SICN-Indikators bei der Vernetzung durch Methode $\mathbb{V}_3$ mit einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m, linearen Ansatzfunktionen und unter Berücksichtigung von Netzgrößenfeldern.	39

4.15. Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_3$ generierten Netze des Geometriemodells (a) mit und (b) ohne der zusätzlichen Stringer- und Spantunterteilung bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SICN.	40
4.16. Gegenüberstellung der mittleren, minimalen und maximalen Netzqualitäten der mittels Methode $\mathbb{V}_3$ vernetzten Geometriemodelle der Rumpfoberfläche mit und ohne der zusätzlichen Stringer- und Spantunterteilung bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m sowie linearen Ansatzfunktionen.	41
4.17. Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ generierten Netze der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche mit Fenster- und Verstärkungsrahmengemetrie bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m sowie linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätskriteriums SICN. . . .	43
4.18. Mittlere, minimale und maximale SICN-Netzqualitäten des ACOUSTIC FLIGHT-LABS bei einer Vernetzung mit den Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ und einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m sowie linearen Ansatzfunktionen.	44
4.19. Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_2$ und $\mathbb{V}_3$ generierten Netze der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche mit Fenster- und Verstärkungsrahmengemetrie der D180-Konfiguration bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SICN.	45
4.20. Mittlere, minimale und maximale SICN-Netzqualitäten der D180-Konfiguration bei einer Vernetzung mit den Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_2$ und $\mathbb{V}_3$, einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.	46
4.21. Geometriemodelle der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche mit Fenster- und Verstärkungsrahmengemetrie von verschiedenen Flugzeugkonfigurationen. . .	48
4.22. Ausschnitte der mittels Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_3$ generierten Netze der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche mit Fenster- und Verstärkungsrahmengemetrie für unterschiedliche Flugzeugkonfigurationen bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SICN.	49
4.23. Geometriemodelle der Druckschotte für die D180-Konfiguration.	52
4.24. Netze der Druckschotte unter Anwendung des MESHADAPT-Algorithmus für die D180-Konfiguration bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SICN.	53
4.25. Mittlere, minimale und maximale SICN-Netzqualitäten der Druckschotte der D180-Konfiguration unter Anwendung des MESHADAPT-Algorithmus bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.	54
4.26. Netze der Druckschotte unter Anwendung des MESHADAPT-Algorithmus für die D250-Konfiguration bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SICN.	56
4.27. Mittlere, minimale und maximale SICN-Netzqualitäten der Druckschotte der D250-Konfiguration unter Anwendung des MESHADAPT-Algorithmus bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.	56
4.28. Geometrie eines Wasserstofftanks aus FUGA.	58
4.29. Geometrie des Wasserstofftanks für die D250-Konfiguration aus FUGA.	58
4.30. Vierpunktlagerung zur Anbindung des Wasserstofftanks an den Rumpf (in Anlehnung an [15]).	60

4.31.	Draufsicht auf den Heckbereich des Simulationsmodell des Rumpfes inklusive Massenpunktelemente der Wasserstofftanks (in Blau) und starrer Verbindungselemente (in Rot).	61
4.32.	Implementierte Geometrie der Kabinenkavität (in Violett) und der Sekundärkavität (in Grau) des ACOUSTIC FLIGHT-LAB aus FUGA.	63
4.33.	In FUGA implementierte Geometriemodelle der Sekundärkavität des ACOUSTIC FLIGHT-LAB mit unterschiedlichem Fidelitätsgrad.	63
4.34.	Querschnitt des Rumpfes eines typischen Passagierflugzeugs aus FUGA.	64
4.35.	Geometrieoperationen zur Erzeugung der Isolierungskavität, der Bilgenkavität und der sekundären Luftkavität.	65
4.36.	Resultierende Geometrie aus dem Verschneiden von Sekundärkavität und einem Halbraum zur Definition der Bilgenkavität.	66
4.37.	Erweitertes Geometriemodell der Sekundärkavität des ACOUSTIC FLIGHT-LAB mit unterschiedlichem Fidelitätsgrad.	67
4.38.	Erweitertes Geometriemodell der Sekundärkavität der D180-Konfiguration mit niedrigem Fidelitätsgrad.	67
5.1.	Geometriemodelle unterschiedlichen Fidelitätsgrades der D250-Konfiguration. . . .	72
5.2.	Einseitige Schalldruckanregung auf der Rumpfoberfläche bei der Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmonischen für die generische Rumpfsektion. . . .	75
5.3.	Einseitige Schalldruckanregung auf der Rumpfoberfläche bei der Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmonischen für die D250-Konfiguration mit vollständiger Rumpflänge.	76
5.4.	Betriebsschwingformen der generischen Rumpfsektion unter verschiedenen Propelleranregungen.	78
5.5.	Resultierende Schalldruckverteilung in der Kabinenkavität in der Hörebene der Passagiere für unterschiedliche Propelleranregungen.	79
A.1.	Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethode V_5 generierten Netze des Geometriemodells (a) mit und (b) ohne der zusätzlichen Stringer- und Spantunterteilung bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SIGE.	93
A.2.	Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethode V_5 generierten Netze des Geometriemodells (a) mit und (b) ohne der zusätzlichen Stringer- und Spantunterteilung bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes γ	94
A.3.	Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethoden V_1 bis V_6 generierten Netze der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche mit Fenster- und Verstärkungsrahmengeometrie bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m sowie linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätskriteriums SIGE.	95
A.4.	Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethoden V_1 bis V_6 generierten Netze der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche mit Fenster- und Verstärkungsrahmengeometrie bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m sowie linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätskriteriums γ	96
A.5.	Mittlere, minimale und maximale SIGE-Netzqualitäten des ACOUSTIC FLIGHT-LABS bei einer Vernetzung mit den Vernetzungsmethoden V_1 bis V_6 und einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m.	97

A.6.	Mittlere, minimale und maximale γ -Netzqualitäten des ACOUSTIC FLIGHT-LABs bei einer Vernetzung mit den Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ und einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m.	97
A.7.	Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ generierten Netze des vorderen Druckschottes der D180-Konfiguration bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m sowie linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätskriteriums SICN.	99
A.8.	Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ generierten Netze des hinteren Druckschottes der D180-Konfiguration bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m sowie linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätskriteriums SICN.	100
A.9.	Mittlere, minimale und maximale SICN-Netzqualitäten für die Druckschotte der D180-Konfiguration bei einer Vernetzung mit den Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ und einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m.	101

Tabellenverzeichnis

2.1.	Empfehlungen zur Wahl der Anzahl an Elementen pro Wellenlänge in numerischen vibroakustischen Analysen für lineare und quadratische Ansatzfunktionen.	17
4.1.	Zusammenfassung der zu untersuchenden Vernetzungsmethoden.	36
4.2.	Wahl der Optionen zur Definition der Threshold-Felder.	38
4.3.	Anzahl der Dreiecks- und Viereckselemente sowie Rechenzeiten der Vernetzung des ACOUSTIC FLIGHT-LABs unter Anwendung der Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.	44
4.4.	Ergebnisse des Geometrieentwurfs und der Vernetzung mit einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m für die verschiedenen Flugzeugkonfigurationen.	48
4.5.	Optionen zur Vernetzung der Druckschotte.	53
4.6.	Anzahl der Dreiecks- und Viereckselemente sowie Rechenzeiten der Vernetzung der Druckschotte der D180-Konfiguration bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.	54
4.7.	Rechenzeiten zur Bereitstellung löseragnostischer Modelle der Druckschotte.	56
4.8.	Berechnungszeiten des erweiterten Geometrieentwurfs der Sekundärstruktur.	68
5.1.	Charakteristische Größen des Propellers der D250-Konfiguration.	73
5.2.	Geometrische und materielle Eigenschaften der Rumpfhaut der D250-Konfiguration.	73
5.3.	Materialeigenschaften der Kabinen- und Sekundärkavität der D250-Konfiguration unter Flugbedingungen.	74
5.4.	Zielelementkantenlängen zur Generierung der Simulationsmodelle aus den Geometriemodellen G_1 und G_2	74
5.5.	ANSYS MECHANICAL- und NASTRAN-Elementtypen zur Konvertierung der betrachteten löseragnostischen Simulationsmodelle in das entsprechende Löserformat bei linearen Ansatzfunktionen.	74
A.1.	Technische Daten der für den Geometrieentwurf und für die Vernetzung verwendete Hardware.	98
A.2.	Anzahl der Dreiecks- und Viereckselemente sowie Rechenzeiten der Vernetzung des vorderen Druckschottes der D180-Konfiguration unter Anwendung der Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.	102
A.3.	Anzahl der Dreiecks- und Viereckselemente sowie Rechenzeiten der Vernetzung des hinteren Druckschottes der D180-Konfiguration unter Anwendung der Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.	102

Nomenklatur

Mathematische Operatoren

$\frac{df}{d\{\cdot\}}$	Ableitung der Funktion f nach $\{\cdot\}$
Δ	Laplace-Operator
$\in$	Element von
$\ \cdot\ _2$	Euklidische Norm
$\int_{x_1}^{x_2} \{\cdot\} dx$	Integral von $\{\cdot\}$ im Integrationsbereich von x_1 bis x_2 nach dx
$\cap$	Konjunktion
$\mathbb{N}$	Menge der natürlichen Zahlen
$\mathbb{R}$	Menge der reellen Zahlen
$\frac{\partial f}{\partial \{\cdot\}}$	Partielle Ableitung der Funktion f nach $\{\cdot\}$

Symbole

$\mathbf{0}$	Nullmatrix
B	Biegesteifigkeit
$\mathbf{C}$	Dämpfungsmatrix
$\mathbf{C}_F$	Akustische Dämpfungsmatrix
$\mathbf{C}_S$	Strukturelle Dämpfungsmatrix
$\mathbf{E}$	Einheitsmatrix
E	Elastizitätsmodul
$\mathcal{G}$	Geometriemodell
$\mathbf{I}$	Trägheitstensor
$\mathbf{K}$	Steifigkeitsmatrix
$\mathbf{K}_F$	Akustische Steifigkeitsmatrix
$\mathbf{K}_{FS}$	Gekoppelte strukturakustische Steifigkeitsmatrix
$\mathbf{K}_S$	Strukturelle Steifigkeitsmatrix
$\mathbf{M}$	Massenmatrix
$\mathbf{M}_F$	Akustische Massenmatrix
$\mathbf{M}_{FS}$	Gekoppelte strukturakustische Massenmatrix
$\mathbf{M}_S$	Strukturelle Massenmatrix
$\mathbf{N}$	Matrix der Formfunktionen
Q	Akustische Quellstärke
$\mathbf{R}$	Funktion zur parametrischen Beschreibung einer Kurve
R	Spezifische Gaskonstante
T	Temperatur
$\mathbb{V}$	Vernetzungsmethode
c_B	Phasengeschwindigkeit der Biegewellen
c_F	Schallgeschwindigkeit im Fluid
d	Charakteristische Dicke der Struktur

$\mathbf{f}$	Lastvektor
$\mathbf{f}_F$	Vektor der akustischen Anregung
$\mathbf{f}_S$	Vektor der strukturellen Anregung
f	Frequenz
f_{b1}	Blattfolgefrequenz
f_{bk}	k -te Harmonische der Blattfolgefrequenz
f_{max}	Maximal zu untersuchende Frequenz
h	Bauteildicke
i	Imaginäre Einheit
k	Laufindex
k_F	Anzahl der akustischen Knoten
k_S	Anzahl der strukturellen Freiheitsgrade
l_e	Elementkantenlänge
$l_{e,F}$	Zielelementkantenlänge des Fluids
$l_{e,opt}$	Optimale Elementkantenlänge
$l_{e,S}$	Strukturelle Zielelementkantenlänge
n_b	Anzahl an Propellerblättern
n_e	Anzahl an Elementen pro Wellenlänge
$\mathbf{p}$	Vektor der Schalldrücke
p	Schallwechseldruck
q	Flächenlast
s	Bogenlänge einer Kurve
$\mathbf{u}$	Vektor der Strukturauslenkung
$\dot{\mathbf{u}}$	Vektor der Geschwindigkeiten
$\ddot{\mathbf{u}}$	Vektor der Beschleunigungen
$\mathbf{u}_e$	Vektor der unbekannten Knotenwerte eines Elements
u	Kurvenparameter
u_1	Startparameter einer Kurve
u_2	Endparameter einer Kurve
w	Durchbiegung
$\mathbf{x}$	Ortsvektor
x	Kartesische x-Koordinate
y	Kartesische y-Koordinate
z	Kartesische z-Koordinate
t	Kontinuierlicher Zeitparameter
Γ	Gebietsrand
Λ	Eigenwert
Φ	Eigenvektor
Ω	Gebiet
Ω_b	Drehzahl des Propellers
Ω_e	Elementgebiet
γ	Elementqualitätskriterium
κ	Isentropenexponent
λ	Wellenlänge
λ_B	Biegewellenlänge
λ_C	Indikator für die Kopplungsstärke der Fluid-Struktur-Interaktion
λ_F	Wellenlänge des Fluidschalls

λ_{min}	Minimale Wellenlänge
ν	Querkontraktionszahl
ρ	Dichte
ρ_F	Fluidichte
ρ_S	Dichte der Struktur
ω	Kreisfrequenz

Abkürzungen

BEM	Randelementemethode (englisch: <i>Boundary Element Method</i>)
BRep	Begrenzungsflächenmodell (englisch: <i>Boundary Representation</i>)
CAD	Rechnergestützte Konstruktion (englisch: <i>Computer-Aided-Design</i>)
CPACS	Common Parametric Aircraft Configuration Schema
DFEM	Detailliertes Finite Elemente Modell
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
FE	Finite Elemente
FEM	Finite Elemente Methode
FPG	Fundamentaler Problemgraph (englisch: <i>fundamental problem graph</i>)
FSI	Fluid-Struktur-Interaktion
FUGA	Fuselage Geometry Assembler
GFEM	Globales Finite Elemente Modell
KBE	Wissensbasierte Entwurfsmethodik (englisch: <i>Knowledge-based Engineering</i>)
MCG	Maximaler Konnektivitätsgraph (englisch: <i>maximal connectivity graph</i>)
MMG	Multi-Model Generator
OCCT	Open CASCADE Technology
PANDORA	Parametric Numerical Design and Optimization Routines for Aircraft
PrADO	Preliminary Aircraft Design and Optimisation Program
PSG	Problemlösungsgraph (englisch: <i>problem solution graph</i>)
SEA	Statistische Energie Analyse
SICN	Vorzeichenbehaftete invertierte Konditionszahl (englisch: <i>signed inverted condition number</i>)
SIGE	Vorzeichenbehaftete invertierter Gradientenfehler (englisch: <i>signed inverted gradient error</i>)
uID	Eindeutige Kennung (englisch: <i>unique identifier</i>)
URI	Einzigartige Ressourcenkennung (englisch: <i>unique resource identifier</i>)
XML	Extended Markup Language
ZAL	Zentrum für Angewandte Luftfahrtforschung

1. Einleitung

Zur Bekämpfung und Begrenzung der Auswirkungen des globalen Klimawandels wurde 2015 das Klimaschutzabkommen von Paris als internationales Übereinkommen verabschiedet. Dieses Abkommen umfasst zum Zweck der Eindämmung des Klimawandels die Beschränkung des Anstiegs der globalen Durchschnittstemperatur auf möglichst 1.5°C , die Reduzierung von umweltschädlichen Emissionen und die ausreichende Bereitstellung von finanziellen Mitteln zur Realisierung derartiger Entwicklungen und notwendiger Anpassungen an die Klimaänderungen [18]. Diese Klimaänderungen werden maßgeblich durch verschiedene Faktoren beeinflusst, zu denen auch der globale Flugverkehr zählt. Im Jahr 2019 hat der Anteil der durch den Flugverkehr hervorgerufenen weltweiten CO_2 -Emissionen vor der COVID-19-Pandemie 3 % betragen [21]. Die Pandemie führte in dem Jahr 2020 zu einem dramatischen Einbruch im Luftverkehr [13], welcher durch die weltweite Reisebeschränkungen, Lockdowns und Quarantänebestimmungen verursacht wurde. Mit der Erholung des globalen Luftfahrtaufkommens nach der Pandemie erreichten die Emissionen des Luftverkehrs im Jahr 2022 etwa 80 % des Niveaus von 2019, was einem Anteil von 2 % der weltweiten CO_2 -Emissionen entspricht [50]. Trotz dieses pandemiebedingten Einbruchs lassen alle Trenduntersuchungen und Vorhersagen von Airlines, Herstellern und Forschungseinrichtungen eine kontinuierlich wachsende Nachfrage im Luftverkehr erkennen [13]. Durch die damit verbundenen höheren Umweltbelastungen steht die Luftfahrt vor einer revolutionären Herausforderung zur Einhaltung des Klimaschutzabkommens von Paris. Insbesondere Kriterien der Nachhaltigkeit und der Umweltverträglichkeit werden daher zur Bewertung zukünftiger Flugzeugkonzepte stärker herangezogen und müssen mit den steigenden Anforderungen an die Optimierung des Passagierkomforts sowie der Reduzierung der Lärmemission des Luftverkehrs in Einklang gebracht werden. Wesentliche Maßnahmen zur Einhaltung dieser Ziele bestehen in dem Einsatz neuartiger Technologien in den Bereichen Antrieb und Aerodynamik, unter gleichzeitiger Reduktion des Gewichts, die den zukünftigen Flugzeugentwurf maßgeblich beeinflussen. Es sind somit disruptive Flugzeugkonfigurationen gefordert, die in kürzester Zeit zu entwickeln und zu realisieren sind. Die Verwendung innovativer Technologien stellt dabei für den Flugzeugentwurf ein Risiko dar, welches durch hinreichend genaue Vorhersagen mittels Analysewerkzeugen bereits in den frühen Entwurfsphasen abzuwägen ist. So gelten beispielsweise das Antriebssystem und die Aerodynamik als dominante Ursachen für den Außen- und Kabinenlärm eines Flugzeugs [107]. Dies kann ohne entsprechende Vorhersagen zu kostenintensiven, nachträglichen Maßnahmen und zu einer verzögerten oder sogar gefährdeten Indienststellung neu entwickelter Flugzeuge führen.

Der traditionelle Flugzeugentwurf ist ein iterativer, multidisziplinärer Prozess, für welchen numerische Simulationen ein unabdingbares Werkzeug zur Realisierung derartiger revolutionärer Entwicklungen ist. Dies setzt allerdings die Bereitstellung von dedizierten Modellen voraus, die in Abhängigkeit der numerischen Simulationsmethode sowie der physikalischen Disziplin unterschiedliche Fidelitätsgrade aufweisen und darüber hinaus konsistent sein müssen. Zur Einbindung der multidisziplinären Analysen in die frühe Entwurfsphase stellt die automatisierte Modellgenerierung daher eine wichtige Grundlage dar, um die Effizienz und die Integration der verschiedenen Disziplinen im Entwurfsprozess zu verbessern sowie die Entwicklung innovativer, leistungsfähiger Flugzeuge zu fördern. Basis dieser Simulationsmodelle bilden Luftfahrzeugdatensätze im Vorentwurfsdatenformat CPACS (COMMON PARAMETRIC AIRCRAFT CONFIGURATION SCHEMA) [2]. Für neue Konzepte stehen allerdings in dieser Phase oftmals nur begrenzte Informationen zur Verfügung, insbesondere hinsichtlich der disziplinabhängigen Modellgenerierung. Dies erschwert die Durchführung von Analysen, die vertrauenswürdige und zuverlässige Vorhersagen ermöglichen.

Im Rahmen dieser Arbeit gilt es die bestehenden Vorentwurfsdaten mit spezifischem Wissen zur Modellgenerierung anzureichern, um numerische Detailanalysen im Flugzeugvorentwurf zu ermöglichen. Hierzu wird das auf der wissensbasierten Entwurfsmethodik (englisch: *Knowledge-based Engineering*, KBE) beruhende Werkzeug FUGA (FUSELAGE GEOMETRY ASSEMBLER) [103] weiterentwickelt. Durch den wissensbasierten Ansatz gewährleistet dieses eine hohe Flexibilität und Anpassungsfähigkeit gegenüber Konfigurationsänderungen sowie neuartigen Architekturen im Entwurfsprozess. Ziel der vorliegenden Studienarbeit ist es, mit Hilfe des durch FUGA erweiterten Wissens sowohl die Fähigkeit der automatisierten Modellgenerierung als auch die Analysefertigkeit anhand einer neuartigen Flugzeugkonfiguration, wie in Abbildung 1.1 dargestellt, zu demonstrieren. Insbesondere wird der Fokus auf vibroakustische Analysen gelegt, die für die verschiedenen Frequenzbereiche unterschiedliche Modelle und Detailgrade erfordern und somit die Anwendungsmöglichkeit der automatisierten Generierung konsistenter Simulationsmodelle aufzeigt.

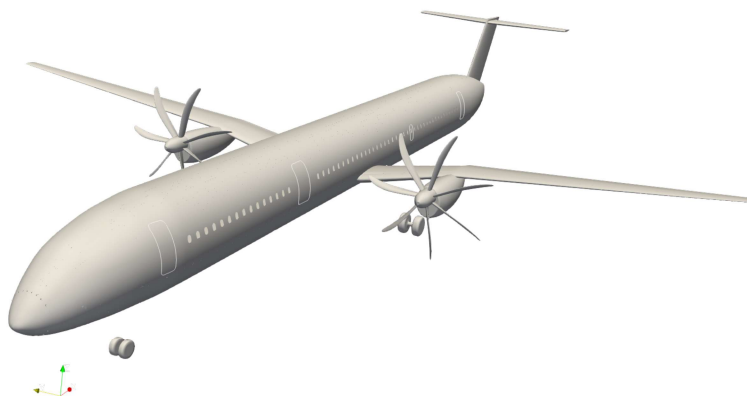


Abbildung 1.1.: Zu untersuchende, neuartige Flugzeugkonfiguration.

Um die Fähigkeit der automatisierten Generierung von numerischen Simulationsmodellen aus Vorentwurfsdaten mittels eines wissensbasierten Ansatzes zur numerischen Kabinenlärmvorhersage zu erlangen, werden im folgenden Kapitel 2 spezifische Grundlagen der Vibroakustik und der Finite Elemente Methode (FEM) dargelegt. Insbesondere werden die grundlegenden Mechanismen der Schallausbreitung in verschiedenen Medien, die Schallpfade am Flugzeug, die Diskretisierung in der FEM sowie die numerische Modellierung von gekoppelten Fluid-Struktur-Systemen dargelegt. Darüber hinaus wird in diesem Kapitel der Stand des Wissens zur numerischen Vorhersage von Kabinenlärm herausgearbeitet. Darauf folgend gibt Kapitel 3 einen Überblick über etablierte Modellgeneratoren im Flugzeugentwurfsprozess sowie eine Einführung in die wissensbasierte Entwurfsmethodik. Diese Betrachtungen werden in Bezug auf das Tool FUGA konkretisiert. In Kapitel 4 wird neu implementiertes Wissen in Form von erweiternden Regeln erörtert, mit welchem Modelle höheren Fidelitätsgrades generiert werden können. Diese Regeln finden in Kapitel 5 Anwendung an einer neuartigen Flugzeugkonfiguration, deren Analysefähigkeit anhand vibroakustischer Untersuchungen aufgezeigt wird. Abschließend fasst Kapitel 6 die wesentlichen Erkenntnisse dieser Arbeit zusammen und zeigt Perspektiven für weiterführender Untersuchungen auf.

2. Theoretische Grundlagen der numerischen Modellgenerierung und Kabinenlärmvorhersage

Neben der Umweltverträglichkeit ist der Passagierkomfort eine Anforderung an den Flugzeugentwurf, welcher zunehmend stärker gewichtet wird. Insbesondere der Kabinenlärm beeinträchtigt den Komfort der Passagiere maßgeblich und ist außerdem aus Gründen der Gesundheit der Kabinenbesatzung, der Gewährleistung der Kommunikation sowie der damit verbundenen Sicherheit während des Fluges für den Flugzeugentwurf ein kritischer Aspekt, der über den Erfolg eines Entwurfes bestimmen kann. Die Integration neuartiger, klimateffizienter Technologien bewirkt wesentliche Veränderungen im Bereich des Rumpfes, die die Charakteristik der Lärmemission grundlegend beeinflussen [3].

Vorrangig sind als Schallquellen für den Flugzeuginnenlärm die Triebwerke und die den Rumpf umgebende turbulente Grenzschicht zu identifizieren [107]. Der durch diese Quellen erzeugte Schall regt die Flugzeugstruktur zu Schwingungen an, welche sich in die Kabine übertragen und dort wahrgenommen werden können. Zur Beschreibung dieser Schalltransmission ist das Verständnis der vibroakustischen Zusammenhänge von zentraler Bedeutung, die grundlegend in Abschnitt 2.1 behandelt werden.

Damit die Bewertung des Kabinenlärms möglichst frühzeitig im Entwurfsprozess eingebunden werden kann, sind zuverlässige Simulationsmodelle und Berechnungsmethoden erforderlich. Die Auswahl der Berechnungsmethode und des Fidelitätsgrad des Modells sind dabei insbesondere abhängig von dem betrachteten Frequenzbereich. Unterschieden werden hierbei niedrige, mittlere und hohe Frequenzen, für die der Amplitudengang, welcher sich qualitativ für ein vibroakustisches System gemäß Abbildung 2.1 ergibt, jeweils unterschiedliche Charakteristika aufweist. [7]

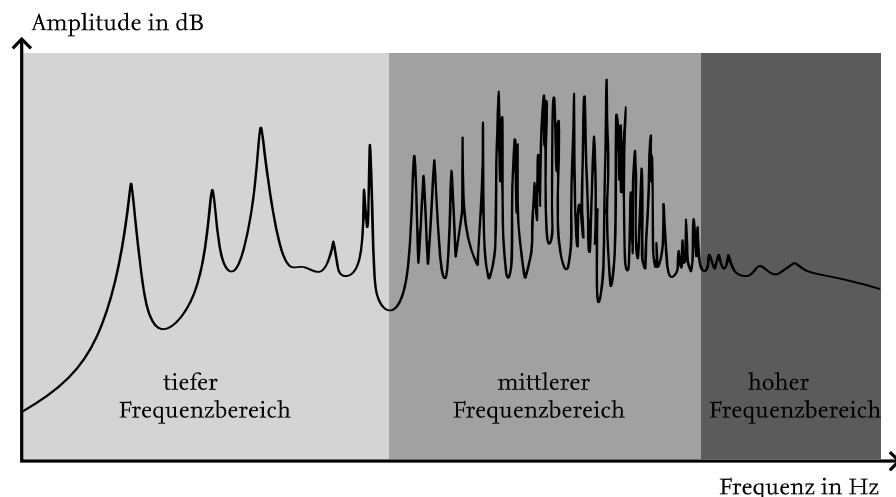


Abbildung 2.1.: Typischer Amplitudengang eines vibroakustischen Systems (in Anlehnung an [7, 11]).

Der Bereich tiefer Frequenzen zeichnet sich bei schwacher Dämpfung durch eine geringe modale Dichte, deutlich trennbaren Resonanzen sowie einer großen Wellenlänge in Bezug auf die Abmessungen des Systems aus. Das akustische Problem ist in diesem Frequenzbereich mit deterministischen Berechnungsmethoden, wie der Finite Elemente Methode oder auch der Randelementemethode (englisch: *boundary element method*, BEM) zu lösen [7]. Beide Methoden dienen zur

numerischen Lösung von partiellen Differentialgleichungen, was die Beschreibung und Analyse von physikalischen Phänomenen in komplexen Geometrien erlaubt. Bei der FEM wird dabei das gesamte Gebiet in eine diskrete Anzahl von Elementen unterteilt und gelöst. Im Gegensatz dazu fokussiert die BEM die Lösung des Problems auf dem Rand des betrachteten Gebietes, sodass eine Diskretisierung des Randes ausreichend ist [79]. Für die Analysen notwendige Simulationsmodelle zur präzisen Vorhersage des Schalldruckpegels erfordern eine detaillierte Modellierung der Eigenschaften des Fluids und der Struktur, der Geometrie der zu untersuchenden Struktur sowie eine adaptive Netzverfeinerung mit zunehmender Frequenz [7, 12].

Im hohen Frequenzbereich dagegen tritt eine hohe modale Dichte und eine starke modale Überlappung auf, die zu einem annähernd glatten Verlauf des Frequenzganges führt [11]. Die Wellenlänge ist im Vergleich zu den charakteristischen Abmessungen des Systems klein. In diesem Frequenzbereich weist die vibroakustische Antwort des Systems eine hohe Sensitivität bezüglich Fertigungstoleranzen und Unsicherheiten in den physikalischen Modellparameter auf, sodass auf energiebasierte und statistische Berechnungsmethoden, wie die Statistische Energie Analyse (SEA), zurückgegriffen wird [7, 72]. Bei der SEA wird das Gesamtsystem in Subsysteme unterteilt und die Energieübertragung und -speicherung in den Subsystemen mittels statistischer Betrachtungen analysiert, unter der Annahme, dass in jedem Subsystem eine hinreichend hohe modale Dichte vorliegt, die probabilistisch beschrieben werden kann [28, 72]. Für die Modellierung ist bei der SEA eine detaillierte Beschreibung der Struktur nicht erforderlich [28].

Der mittlere Frequenzbereich zeichnet sich dadurch aus, dass sich das Schwingungsverhalten bei niedrigen und hohen Frequenzen überlagert [7]. Sowohl die FEM als auch die SEA stoßen hier auf Schwierigkeiten bei der Berechnung. Während bei der Nutzung der FEM im mittleren Frequenzbereich die Wellenlänge so klein ist, dass Vereinfachungen in der Detailmodellierung zu Unsicherheiten in der Vorhersage sowie die mit der Wellenlänge einhergehende Netzverfeinerung zu kostenintensiven Berechnungen führen, ist für die SEA die modale Dichte sowie die modalen Überlappungen nicht ausreichend hoch, um aussagekräftige gemittelte Schwingungsenergien zu prognostizieren [11]. Zur Lösung solcher Probleme werden beispielsweise hybride Methoden verwendet, die deterministische und statistische Ansätze kombinieren [22, 68].

Diese Arbeit fokussiert sich auf die Generierung von Simulationsmodellen zur Vorhersage des Kabinenlärms im tieffrequenten Bereich mittels der FEM. In Abschnitt 2.2 wird ein Überblick über die Methode der Finite Elemente gegeben und die dafür erforderliche Modellgenerierung behandelt. Nachdem die Grundlagen zur Vibroakustik und zur FEM vermittelt sind, wird das gekoppelte Problem der Fluid-Struktur-Interaktion (FSI) numerisch betrachtet, die das zu lösende Gleichungssystem von vibroakustischen Problemen liefert. Abschließend wird in Abschnitt 2.4 der gegenwärtige Stand zum Wissen numerischer Vorhersagen von Kabinenlärm zusammengefasst.

2.1. Vibroakustik am Flugzeug

Die Vibroakustik befasst sich mit der Interaktion von Schallwellen und schwingenden Strukturen [30]. Zum Verständnis vibroakustischer Phänomene wird daher zunächst in Abschnitt 2.1.1 die Schallausbreitung in Luft sowie in dünnwandigen Strukturen erläutert. Anschließend werden in Abschnitt 2.1.2 die relevanten Schallquellen sowie Schallpfade am Flugzeug beschrieben, um eine umfassende Einsicht in die Entstehung des Kabinenlärms zu erhalten.

2.1.1. Schallausbreitung in Luft und dünnwandigen Strukturen

Die Schallausbreitung in Fluiden und Festkörpern weist fundamentale Unterschiede auf, welche auf die unterschiedlichen physikalischen Eigenschaften der Medien zurückzuführen sind und im

Folgenden vorgestellt werden. Die Betrachtungen beschränken sich hierbei auf die beim Flugzeug relevanten Medien, bei denen es sich um Luft sowie um dünnwandige Strukturen handelt.

Luft, als ein elastisches Medium, zeigt die charakteristische Eigenschaft der Volumenelastizität, bei der eine Veränderung des Volumens eine entsprechende Druckänderung hervorruft [71, 76]. Diese elastische Reaktion bildet die Grundlage für die Schallausbreitung in Luft.

In vielen technischen Anwendungen kann die Ausbreitung einer Schallwelle durch ein homogenes, kompressibles und nicht-viskoses Fluid (z.B. Luft) als zeitabhängige Variationen des Druckes betrachtet werden [30]. Diese Druckvariationen sind relativ zum statischen Gleichgewichtsdruck sehr klein und werden als Schalldruck p bezeichnet. Die Schallausbreitung in Luft beruht auf einer komplexen Wechselwirkung zwischen diesen hervorgerufenen akustischen Drücken, die nach einer Änderung des Impulses der Fluidteilchen streben, und der Trägheit des Mediums, welche diesen Bestrebungen entgegenwirkt [29]. Die begrenzte Fähigkeit von Gasen, Schubspannungen aufzunehmen, führt dazu, dass der Schall ausschließlich durch Longitudinalwellen ausbreitungsfähig ist [94]. Eine mathematische Beschreibung dieses Vorgangs bietet die akustische Wellengleichung, deren Lösung unter Beachtung konkreter Anfangs- und Randbedingungen das resultierende Schallfeld liefert. In einem ruhenden und idealen Gas lässt sich diese unter Berücksichtigung der im Raum $\mathbf{x}$ verteilten und von der Zeit t abhängigen akustischen Quellen der Stärke $Q(\mathbf{x}, t)$ zu

$$\Delta p(\mathbf{x}, t) - \frac{1}{c_F^2} \frac{\partial^2 p(\mathbf{x}, t)}{\partial t^2} = Q(\mathbf{x}, t) \quad (2.1)$$

formulieren [5, 59]. Die Ausbreitung der Druckstörungen erfolgt mit der Schallgeschwindigkeit c_F , die allgemeingültig im idealen Gaszustand von der absoluten Temperatur T sowie der Art des Gases, quantifiziert durch die spezifische Gaskonstante R , abhängig ist und über

$$c_F = \sqrt{\kappa R T} \quad (2.2)$$

mit dem Isentropenexponent κ zu bestimmen ist [76]. Aus Gleichung (2.2) ist ableitbar, dass die Schallgeschwindigkeit in einem idealen Gas keine Frequenzabhängigkeit aufweist und somit keine Dispersion auftritt, die das Auseinanderlaufen der aus verschiedenen Spektralanteilen bestehenden Signalgestalt bezeichnet [76]. Die Wellenlänge einer Luftschallwelle eines reinen Tones der Frequenz f ergibt sich unter Zuhilfenahme von Gleichung (2.2) zu

$$\lambda_F = \frac{\sqrt{\kappa R T}}{f}. \quad (2.3)$$

Der wesentliche Unterschied zwischen der Schallausbreitung in Festkörpern und in Gasen besteht darin, dass Festkörper neben der Volumenelastizität außerdem eine Formelastizität aufweisen. Dies bedeutet, dass feste Körper sowohl der Kompression des Volumens als auch einer Formänderung entgegenwirken, was diese zur Aufnahme von Schubkräften befähigt. Gegenüber dem Luftschall treten daher in Festkörpern Longitudinal- wie auch Transversalwellen auf, die zu einer Vielzahl an neuen Wellentypen führen, wie beispielsweise die in Abbildung 2.2 dargestellten Schub-, Dehn- oder BiegeWellen. Die Schwingungen, die durch diese Wellen an der Körperoberfläche auftreten, sind Ursache für die Luftschallabstrahlung in das umgebende Medium und daher von großer technischen Bedeutung. [71, 76]

In diesem Zusammenhang sind speziell dünnwandige Strukturen, wie sie im Leichtbau verwendet werden, infolge ihrer geringen Masse und Bauteildicke sowie der damit implizierten leichten

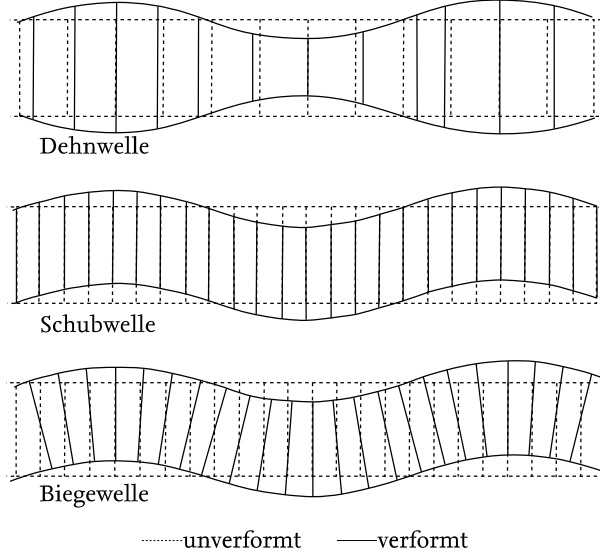


Abbildung 2.2.: Verschiedene Wellentypen in Festkörpern (in Anlehnung an [30]).

Anregbarkeit zu Schwingungen effektive Schallabstrahler. Das Schwingverhalten wird besonders durch Biegewellen, bei welchen transversale Auslenkungen der Struktur mit einer Schrägstellung der Körperquerschnitte auftreten, dominiert [94]. Aufgrund dieser Auslenkungen normal zur Oberfläche sowie dem im Vergleich zu anderen Belastungen geringem Widerstand, den dünnwandige Strukturen der Biegung entgegensetzen, wird die Schallabstrahlung begünstigt [76]. Dies verleiht den Biegewellen im Rahmen der Vibroakustik eine besondere Bedeutung.

Bei Betrachtung von Biegeschwingungen an einer homogenen, ungedämpften Rechteckplatte, die in einem kartesischen Koordinatensystem (x, y, z) in der x - y -Ebene liegt, ergibt sich unter Annahme der KIRCHHOFFSCHEN Plattentheorie die Bewegungsgleichung laut [59] zu

$$B\Delta\Delta w(x, y, t) + \rho_S h \frac{\partial^2 w(x, y, t)}{\partial t^2} = q(x, y, t), \quad (2.4)$$

mit der Biegesteifigkeit B

$$B = \frac{Eh^3}{12(1 - \nu^2)}. \quad (2.5)$$

Hierin sind E das Elastizitätsmodul, ν die Querkontraktionszahl, ρ_S die Strukturichte, h die Bauteildicke, w die Auslenkung der Platte in z -Richtung und $q(x, y, t)$ eine zeitabhängige Flächenlast senkrecht zur Mittelebene. Zur Lösung der Bewegungsgleichung sind an das Problem angepasste Anfangs- und Randbedingungen zu ergänzen. Die Ausbreitung der Biegewellen erfolgt mit der Phasengeschwindigkeit

$$c_B = \sqrt{\omega} \sqrt[4]{\frac{B}{\rho_S h}}, \quad (2.6)$$

welche die Geschwindigkeit angibt, die benötigt wird, um kontinuierlich die gleiche Phasenlage einer sinusförmigen Biegewelle zu beobachten [59]. Gleichung (2.6) verdeutlicht, dass Biegewellen im Gegensatz zu Luftschallwellen dispersiv sind und folglich die Ausbreitungsgeschwindigkeit mit steigender Frequenz zunimmt. Die Biegewellenlänge λ_B einer endlich ausgedehnten Platte kann

näherungsweise nach [59] durch

$$\lambda_B = \frac{2\pi}{\sqrt{\omega}} \sqrt[4]{\frac{B}{\rho_s h}} \quad (2.7)$$

ausgedrückt werden.

Aus dem dispersiven Charakter der Biegewellen folgt, dass die Biegewellenlänge unterhalb einer bestimmten Grenzfrequenz kleiner als die auf die Oberfläche projizierte Wellenlänge der einfallenden Luftschallwelle ist und Gegenteiliges für Frequenzen oberhalb dieser Grenzfrequenz zutrifft [76]. Für den Fall, dass die Luftschall- und die Biegewellenlänge übereinstimmen, liegt der Fall der Koinzidenz vor, bei dem die Struktur leicht und mit erheblicher Amplitude angeregt werden kann und somit eine verstärkte Schallabstrahlung begünstigt wird [71]. Der Zustand der Koinzidenz manifestiert sich bei der Grenzfrequenz, die daher auch als Koinzidenzfrequenz bezeichnet wird. Unterhalb dieser Frequenz findet ein Druckausgleich zwischen den an den Biegewellenbergen und -tälern vorliegenden Über- und Unterdruckgebieten statt, sodass die Umwandlung mechanischer Energie in Luftschall und folglich auch die Abstrahlung reduziert wird [59]. Für Frequenzen oberhalb der Koinzidenzfrequenz liegt eine volle Abstrahlung vor [60].

Wie zuvor verdeutlicht, können Vibrationen einer Struktur eine Bewegung der anliegenden Fluidteilchen induzieren. Ebenso kann die Struktur durch den Schalldruck im angrenzenden Fluid zu Schwingungen angeregt werden [79]. Diese Wechselwirkung, welche als Fluid-Struktur-Interaktion bezeichnet wird, ist bei vibroakustischen Problemen, bei denen eine elastische Struktur in Anwesenheit eines angrenzenden akustischen Fluides schwingt, nicht zu vernachlässigen. Hierzu ist es erforderlich, die Fluid- und Strukturgleichungen (2.1) und (2.4) simultan unter Berücksichtigung von Kopplungsbedingungen an der Grenzfläche der beiden Gebiete zu lösen [7]. Da für komplexe vibroakustische Systeme keine analytisch geschlossene Lösung der einhergehenden Differentialgleichung existiert, wird zur Lösung auf numerische Verfahren zurückgegriffen. Hierbei hat sich die Finite Elemente Methode als gängige Technik etabliert, deren fundamentales Konzept in Abschnitt 2.2 eingeführt wird. Auf Grundlage dessen wird in Abschnitt 2.3 unter Anwendung der FEM das zu lösende diskretisierte Gleichungssystem zur Beschreibung des vibroakustischen Verhaltens eines aus Struktur und akustischem Fluid gekoppelten Systems betrachtet.

Vor der Betrachtung der Inhalte von Abschnitt 2.2 und 2.3 werden zunächst im Folgenden mit dem Wissen zur Schallausbreitung in verschiedenen Medien die wesentlichen Schallpfade am Flugzeug von der Schallquelle zur Flugzeugkabine genauer beleuchtet.

2.1.2. Schallentstehung und Schallpfade am Flugzeug

Die Simulation des Kabinenlärms erfordert grundlegendes Verständnis der Schallentstehung am Flugzeug sowie der verschiedenen Pfade, über die der Schall in die Kabine gelangt. Ursache der Geräuschkulisse in Flugzeuginnenräumen sind verschiedene Schall- und Vibrationsquellen, deren abgestrahlter Schall sich sowohl über luft- als auch über strukturgebundene Wege bis in die Kabine ausbreitet [108]. Typische Quellen, die innerhalb oder außerhalb des Rumpfes lokalisiert sind, umfassen laut WILBY [108]:

- das durch die turbulente Grenzschicht hervorgerufene Druckfeld, welches als Hauptquelle für Breitbandgeräusche in der Kabine zu identifizieren ist,
- tonaler Propellerlärm, der von den rotierenden Propellerblättern erzeugt wird,
- Fanlärm, bei dem es sich um tonalen Lärm durch die Wechselwirkungen zwischen Stator und Fan handelt,

- breitbandiger Strahlärm, der hauptsächlich auf niedrige Frequenzen beschränkt ist und auf turbulente Fluktuation im Strömungsfeld zurückzuführen ist,
- Vibrationen des Antriebssystems, die durch Unwuchten am Triebwerk zu Stande kommen und sich über die Triebwerksbefestigung im Flügel sowie Rumpf ausbreiten,
- Vibrationen am Flügel oder dem Höhenleitwerk, die durch die Interaktion zwischen der Wirbelschleppes des Propellers und den bezüglich des Antriebes stromabwärts liegenden Auftriebsflächen aufkommen, und
- Lärm durch Flugzeugsysteme, wie beispielsweise Klimaanlage, Avioniksysteme oder Hydrauliksysteme.

Um die Charakteristika des Propellerlärms zu verdeutlichen, sei diesbezüglich zu ergänzen, dass das Spektrum des Propellerlärms dominiert ist von diskreten Frequenzen bei der Blattfolgefrequenz f_{b1} , die von der Anzahl der Blätter n_b und der Drehzahl des Propellers Ω_b gemäß

$$f_{b1} = n_b \Omega_b \quad (2.8)$$

abhängig ist, sowie deren Harmonischen, welche ganzzahlige Vielfache k der Blattfolgefrequenz sind und sich zu

$$f_{bk} = k f_{b1}, \quad k \in \mathbb{N}, k > 1 \quad (2.9)$$

berechnen [78, 108]. Vornehmlich die Blattfolgefrequenz sowie deren ersten zwei bis drei Harmonischen werden im Allgemeinen als besonders störend empfunden [51]. Die Richtwirkung des Propellerlärms zeichnet sich dadurch aus, dass die maximale Abstrahlung im Wesentlichen in der Propellerebene auftritt, während in bzw. gegen Flugrichtung keine Abstrahlung stattfindet [85]. Daher ist die Positionierung des Propellertriebwerkes ein wesentlicher Einflussfaktor auf den Schalldruckpegel in der Kabine. Die Schalldruckfelder, welche der Propeller bei der Blattfolgefrequenz und deren Harmonischen auf der Rumpfaußenhaut erzeugt, werden als Anregung für die in Kapitel 5 durchzuführende vibroakustische Analyse verwendet.

Die Übertragung des Schalls von den Quellen zum Inneren der Flugzeugkabine erfolgt auf verschiedenen Wegen. Diese werden in Luft- sowie in Körperschallpfade klassifiziert [110]. Für Luftschallpfade ist kennzeichnend, dass eine Luft- oder Körperschallquelle die umgebende Luft zu Schwingungen anregt und sich somit die Druckstörungen durch die Luft ausbreiten. Externe Schallquellen, wie beispielsweise das Triebwerk oder die turbulente Grenzschicht, erzeugen auf der Rumpfaußenhaut eine Druckbelastung, regen diese zu Schwingungen an und führen nach einer Transmission durch die Rumpf- und Kabinenstruktur zu einer Schallabstrahlung in die Kabine. Hier wird der Schall vom Passagier wahrgenommen. Bei der Transmission von Schall durch ein solches Fluid-Struktur-Fluid-System ist insbesondere der Effekt der Koinzidenz von Bedeutung. Aufgrund der leichten Anregbarkeit der Struktur mit einer relativ großen Amplitude trägt dieser Schallpfad im Falle der Koinzidenz zum dominanten Teil des vorherrschenden Kabinenlärms bei. [108]

Körperschallpfade beziehen sich auf die Übertragung von Vibrationen und Schwingungen durch Strukturen. Quellen, wie die Triebwerke oder Hydraulikpumpen, verursachen Vibrationen in der Struktur, welche sich bis zum Rumpf des Flugzeugs ausbreiten und über die Kabinenstruktur als Schall in die Kabinenkavität abgestrahlt werden [108].

Darüber hinaus haben die akustischen Eigenschaften der Kabinenkavität Auswirkungen auf den Schalldruckpegel der Kabine. Durch die Anregung akustischer Moden kann der Schalldruckpegel lokal verstärkt werden und speziell im tieffrequenten Bereich zu starken Resonanzeffekten führen [110]. Die Schallabsorption durch die Kabinenmöblierung gilt allerdings als ausreichend, um die

auf tretenden akustischen Resonanzen zu unterdrücken [108].

Der Schall jeglicher Schallquellen, welcher über verschiedene Übertragungswege die Kabine erreicht, trägt zur Gesamtschallimmission auf den Passagier bei. Abbildung 2.3 fasst die wesentlichen Schallquellen und Übertragungswege an einem Flugzeug mit Turboprop- sowie Turbofan-Triebwerk zusammen.

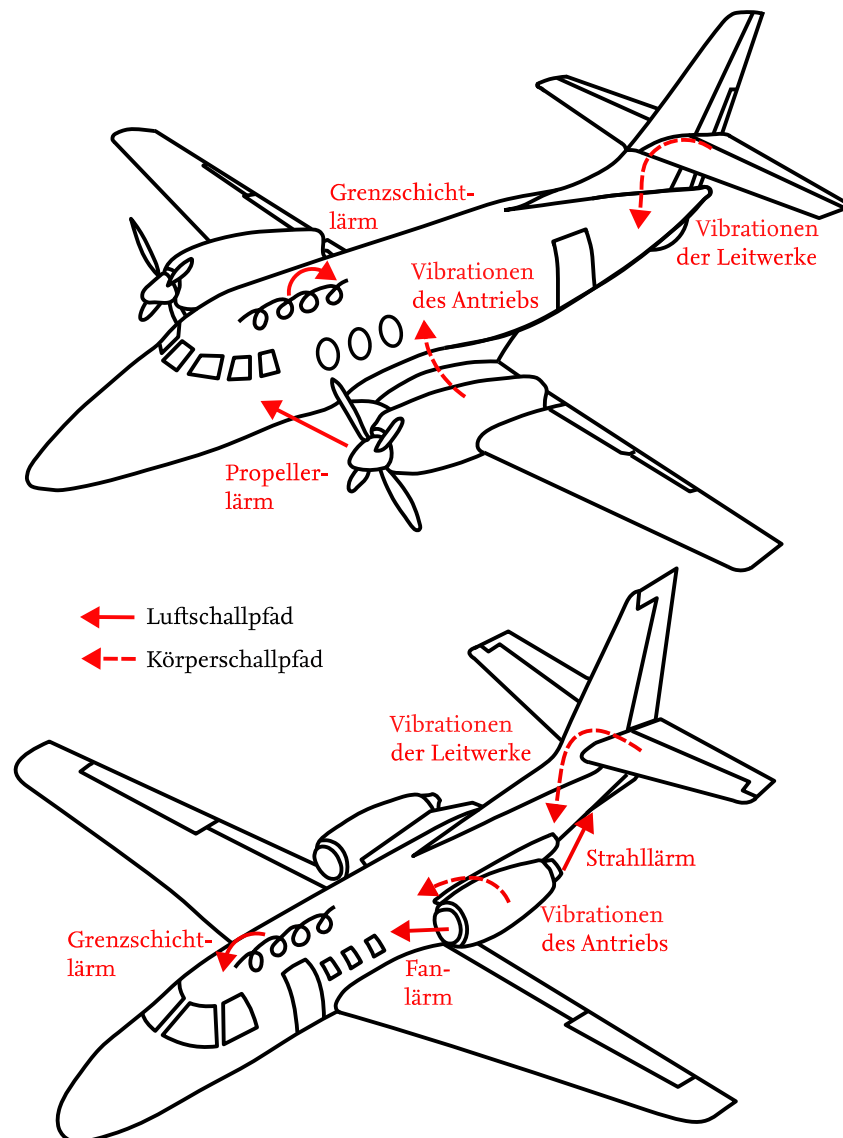


Abbildung 2.3.: Wesentliche Schallquellen und Übertragungswege an Flugzeugen (in Anlehnung an [108]).

2.2. Generierung von Simulationsmodelle im Kontext der Finite Elemente Methode

Zum Erlangen eines umfassenden Verständnisses für die numerische Modellgenerierung wird zunächst eine fundierte Einführung in die Grundlagen der Finite-Elemente-Methode gegeben. Dabei

werden die theoretischen Prinzipien und mathematischen Konzepte sowie die allgemeine Vorgehensweise dieser Methode zusammengefasst. Anschließend liegt der Fokus auf dem Aspekt der Vernetzung. Diese hat neben der Idealisierung einen maßgeblichen Einfluss auf die Qualität der erzeugten Modelle und der Simulationsergebnisse.

2.2.1. Grundlegende Aspekte der Finite Elemente Methode

Die wesentliche Idee der Finite Elemente Methode besteht darin, ein Kontinuumsproblem, welches durch partielle Differentialgleichungen unter Berücksichtigung spezifischer Rand- und gegebenenfalls Anfangsbedingungen im Gebiet Ω mit dem Rand Γ definiert ist, in ein diskretes Problem zu überführen. Dies wird erreicht, indem das Gebiet in eine endliche Anzahl an Knoten und Elementen diskretisiert und das komplexe Problem innerhalb der einzelnen Elemente mittels Ansatzfunktionen approximiert wird [111]. Die Überführung in ein diskretes System ist in Abbildung 2.4 dargestellt.

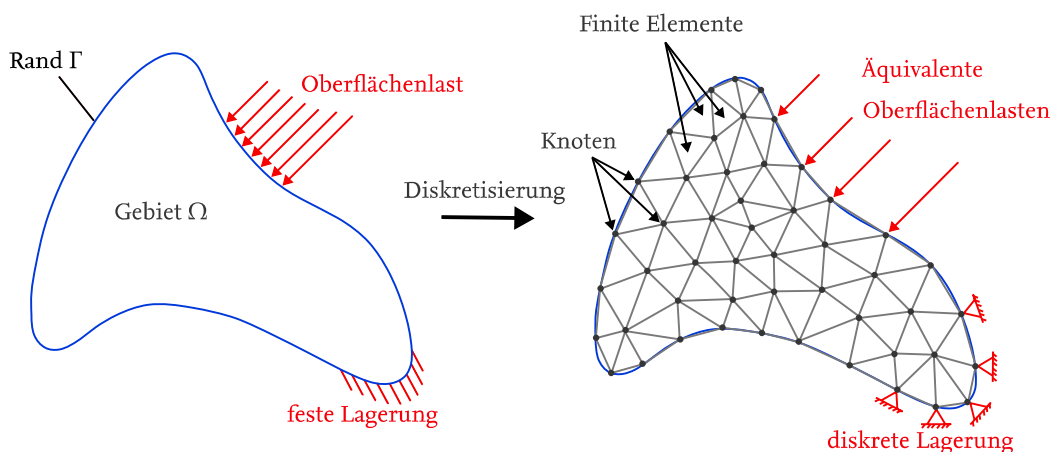


Abbildung 2.4.: Allgemeines Kontinuum mit Randbedingungen und dessen Finite Elemente Diskretisierung (in Anlehnung an [42]).

Ausgangspunkt ist hierbei die starke Formulierung des Rand- bzw. Anfangsrandwertproblems, die es in eine schwache Formulierung zu überführen gilt. Die schwache Formulierung ist mathematisch äquivalent zur starken Formulierung und zeichnet sich dadurch aus, dass mithilfe einer partiellen Integration schwächere Forderungen an die Differenzierbarkeit der Lösungsfunktionen gestellt werden [65]. Um eine solche integrale Formulierung zu erreichen, können verschiedene Methoden angewendet werden. Die Methode der gewichteten Residuen ist ein gängiger Ansatz zur Approximation der Lösung von Differentialgleichungen. Dabei wird die unbekannte Lösung durch eine Reihe von Testfunktionen mit anpassbaren Konstanten entwickelt [32]. Die Auswahl der Konstanten erfolgt mit dem Ziel, die Differentialgleichung bestmöglich anzunähern [32].

Mithilfe der schwachen Formulierung ist eine Diskretisierung des physikalischen Problems möglich [111]. Hierzu wird das Gebiet Ω zunächst in Teilgebiete Ω_e , den finiten Elementen (FE), zerlegt. Diese Elemente sind meist einfache geometrische Grundformen, wie z.B. Linien, Dreiecke, Vierecke, Tetraeder oder Hexaeder [7]. Benachbarte Elemente sind über gemeinsame Knoten miteinander gekoppelt, an denen problemabhängige Stetigkeitsforderungen zu erfüllen sind [111]. Die Knoten und Elemente bilden das Finite Elemente Netz. Für jedes Element werden anschließend Ansatzfunktionen definiert, die die Lösung des Problems innerhalb des Elements approximieren und die Knotenwerte als Unbekannte betrachten [111]. Typischerweise werden Polynomfunktionen

niedriger Ordnung als Ansatzfunktionen verwendet, die den Vorteil einer leichten mathematischen Handhabung liefern [7, 106]. Die Approximation für die Unbekannte $\mathbf{u}(\mathbf{x}, t)$ im Elementgebiet Ω_e wird im allgemeinen Fall in Matrixschreibweise formuliert zu

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}, t) = \mathbf{N}(\mathbf{x})\mathbf{u}_e(t), \quad \mathbf{x} \in \Omega_e. \quad (2.10)$$

Hierin bezeichnet $\mathbf{N}(\mathbf{x})$ die Matrix der vom Raum $\mathbf{x}$ abhängigen Formfunktionen und $\mathbf{u}_e(t)$ den zeitabhängigen Vektor der unbekannten Knotenwerte des betrachteten Elements. Das Einsetzen der Approximation in die schwachen Formulierung der Differentialgleichungen liefert einen Satz algebraischer Gleichungen [53]. Aus diesen Gleichungen sind die Elementsystemmatrizen ableitbar, bei welchen es sich um die Massenmatrix $\mathbf{M}$, die Dämpfungsmatrix $\mathbf{C}$ und die Steifigkeitsmatrix $\mathbf{K}$ handelt. Die Systemmatrizen der Elemente werden zu globalen Matrizen assembliert, die das Gleichungssystem in der Form

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}}(t) + \mathbf{C}\dot{\mathbf{u}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{u}(t) = \mathbf{f}(t) \quad (2.11)$$

über das gesamte Gebiet liefern [7]. $\ddot{\mathbf{u}}(t)$ und $\dot{\mathbf{u}}(t)$ entsprechen hierbei der ersten und zweiten Ableitung der unbekannten Knotenwerte $\mathbf{u}(t)$. $\mathbf{f}(t)$ stellt einen zeitabhängigen Lastvektor dar. Unter Einbeziehung der gegebenen Rand- und Anfangsbedingungen wird durch die Anwendung eines numerischen Lösungsverfahrens auf das vorliegende Gleichungssystem eine approximierte Lösung der partiellen Differentialgleichung erlangt.

Die generelle Vorgehensweise für Berechnungsaufgaben mit der FEM ist aus Anwendersicht in Abbildung 2.5 zusammengefasst. Diese gliedert sich in die drei wesentlichen Phasen des Preprozessings, der Analyse und des Postprozessings.

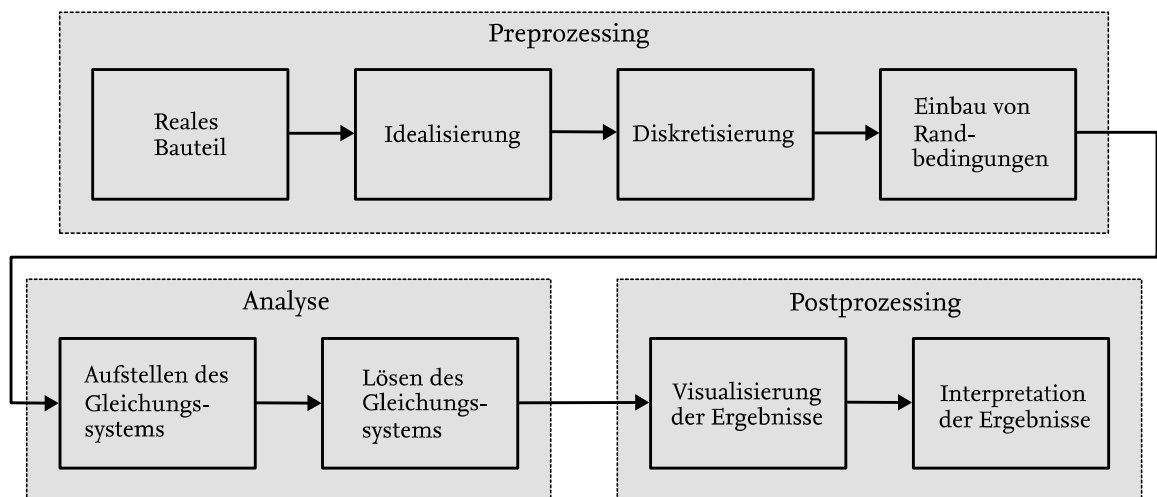


Abbildung 2.5.: Praktische Vorgehensweise bei der Finite Elemente Methode (in Anlehnung an [97]).

Das Preprocessing umfasst die Modellierung des physikalischen Problems [97]. Die reale Struktur wird zu einem mathematischen Modell idealisiert, indem vereinfachte Annahmen bezüglich der Geometrie, der Materialbeschreibung und der Randbedingungen in Abhängigkeit der vorherzusagenden Phänomene betrachtet werden [8]. Die Idealisierung fordert die Wahl eines zuverlässigen und effektiven Modells, um die gesuchten Größen realitätsnah vorherzusagen [8]. Das aus der Idealisierung resultierende Geometriemodell, welches üblicherweise mittels rechnergestützter Konstruktionsprogramme (englisch: *Computer-Aided-Design*, CAD) erzeugt wird, gilt es zu einem FE-Netz zu

diskretisieren und entsprechende Randbedingungen zu definieren.

Im Rahmen der Analyse wird das entsprechende Gleichungssystem generiert [58]. Durch die Lösung des Gleichungssystems werden die interessierenden Größen bestimmt. Die Durchführung dieser Analyse erfordert eine erhebliche Rechenleistung, insbesondere bei komplexen Systemen mit einer feinen Vernetzung [97].

Das Postprocessing bezeichnet den abschließenden Schritt einer Finite Elemente Analyse. In dieser Phase werden die berechneten Ergebnisse visualisiert und interpretiert, um wichtige Erkenntnisse aus der Analyse zu gewinnen und die Plausibilität der Ergebnisse zu prüfen [58].

Der Fokus der vorliegenden Arbeit liegt auf der numerischen Modellgenerierung und damit auf dem Schritt des Preprozessings. Der folgende Abschnitt widmet sich dem Aspekt der Vernetzung, welche mit dem quelloffenen Netzgenerator Gmsh [36] durchgeführt wird. Darüber hinaus werden in Abschnitt 2.2.3 die Einflussfaktoren des numerischen Modells auf die Qualität der Simulation beschrieben.

2.2.2. Netzgenerierung

Eine Herausforderung in der Finite Elemente Analyse liegt in der automatischen Generierung eines geeigneten Finite Elemente Netzes für variabel geformte Berechnungsgebiete. Die Generierung von Netzen kann grundsätzlich in Techniken zur Vernetzung von Geometrien unterschiedlicher Dimensionen sowie in Verfahren zur strukturierten, unstrukturierten und hybriden Netzerstellung unterschieden werden [10, 96].

Kennzeichnend für strukturierte Netze ist eine regelmäßige Konnektivität der Knoten, bei der jedem Knoten eine konstante Anzahl von benachbarten Elementen zugeordnet ist [31]. Die Erzeugung konformer strukturierter Netze stößt jedoch für komplexe Strukturen auf Einschränkungen, sodass sich strukturierte Vernetzungstechniken als alleinige Methode zur Netzgenerierung für allgemeine geometrische Problemstellungen als unzureichend erweisen [96].

Unstrukturierte Netze sind durch eine unregelmäßige Konnektivität charakterisiert und erlauben daher Knoten mit beliebig variierender Anzahl an Elementnachbarschaften [10]. Diese Art der Netztopologie ist prinzipiell für beliebige geometrische Problemstellungen generierbar, führen aber häufig zu einer erhöhten Anzahl an verzerrten Elementen, die negative Auswirkungen auf die Qualität der Simulationsergebnisse zeigen können [96].

Die Bildung eines hybriden Netzes erfolgt durch die Kombination mehrerer kleiner strukturierter Netze, die in einem übergeordneten unstrukturierten Muster angeordnet sind [10]. Diese unterschiedlichen Netztopologien sind in Abbildung 2.6 dargestellt.

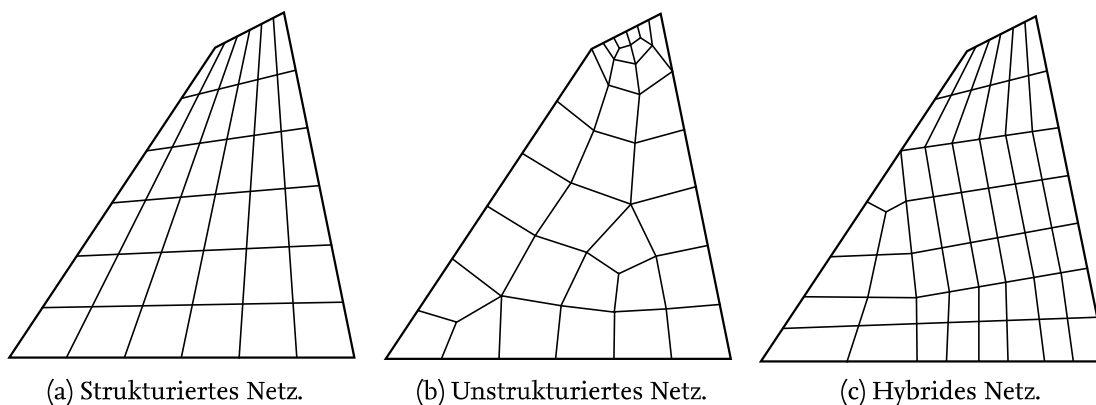


Abbildung 2.6.: Klassifikation der Netztopologien (in Anlehnung an [10, 100]).

Im Folgenden werden verschiedene Vernetzungsstrategien für zwei- und dreidimensionalen Geometrien vorgestellt. Dies wird in Bezug auf den quelloffenen Vernetzer GMSH [36] betrachtet, welcher zur Sicherstellung der Konformität der Netze eine sogenannte BOTTOM-UP-Vernetzung durchführt. Dabei wird das Netz sukzessiv erstellt, indem die Geometrie ausgehend von den Entitäten niedrigster Ordnung hin zu Entitäten höherer Ordnung vernetzt und das zuvor generierte Netz zur Diskretisierung der jeweils nächsthöheren Entität verwendet wird.

Generierung von Oberflächennetzen

Die Generierung von zweidimensionalen Netzen erfolgt durch die Diskretisierung der Oberflächen in Dreiecks- und Viereckselemente. Im Allgemeinen bietet GMSH verschiedene Algorithmen zur Generierung von strukturierten und unstrukturierten Dreiecksnetzen. Eine direkte Methode zur Generierung von Vierecksnetzen wird durch GMSH in der verwendeten Version 4.11.1 nicht bereitgestellt. Stattdessen wird auf eine indirekte Methode zurückgegriffen, bei der zunächst ein Dreiecksnetz erstellt wird und anschließend eine Rekombination der Dreiecke zu Vierecken erfolgt [90]. Diese Rekombination geschieht durch Zusammenfassen und Unterteilen der Dreiecke oder durch Einfügen zusätzlicher Knoten [96]. Ferner werden Rekombinations-Algorithmen unterschieden, die wenige Dreieckselemente im Netz zulassen und sogenannte quad-dominante Netze bilden, sowie solche, die eine vollständige Rekombination zu einem reinen Vierecksnetz durch lokale Netzverfeinerungen erlauben [90].

Die unstrukturierten Algorithmen in GMSH basieren auf einem Netz, welches mittels der DELAUNAY-Triangulation erzeugt wird und alle Punkte des zuvor generierten eindimensionalen Netzes enthält [35]. Die DELAUNAY-Triangulation platziert die Knoten dabei so, dass innerhalb des Umkreises eines Dreieckselementes keine weiteren Knoten vorliegen [33]. Anschließend stehen verschiedene Algorithmen zur Verfügung, die das endgültige Netz unter Beachtung der vorgegebenen Zielelementkantenlänge generieren:

- Der DELAUNAY-Algorithmus ergänzt weitere Knoten an dem Umkreismittelpunkt des Elements mit dem größten Radius [35]. Gemäß der beschriebenen Umkreisbedingung dieses Algorithmus werden die Dreieckselemente neu generiert. Der Algorithmus zählt als schnellste Vernetzungsmethode für unstrukturierte Netze [31].
- Der FRONTAL-DELAUNAY-Algorithmus kombiniert die DELAUNAY- und die ADVANCING-FRONT-Methode. Letztere zeichnet sich dadurch aus, dass die Diskretisierung vom Rand des Gebiets in Richtung Gebietinneres erfolgt [33]. Der Rand wird an den Grenzen des noch nicht diskretisierten Bereichs neu definiert und wird somit sukzessive nach innen verschoben [96]. In kombinierter Verwendung als FRONTAL-DELAUNAY-Algorithmus wird ein Rand eingefügt, durch welchen die Definition neuer Knoten im Gebiet möglich ist [89]. Dies geschieht unter Einhaltung des Umkreis-Kriteriums der DELAUNAY-Methode. Dieser Algorithmus wird für Netze empfohlen, für die eine hohe Elementqualität entscheidend ist [35].
- Der MESHADAPT-Algorithmus führt lokale Änderungen am Netz durch mit dem Ziel einer höheren Netzqualität. Hierbei werden Elementkanten vertauscht, kurze Kanten vereint und lange Kanten unterteilt. Dieser Algorithmus gilt insbesondere für komplex gekrümmte Oberflächen als sehr robust. Falls der DELAUNAY- bzw. FRONTAL-DELAUNAY-Algorithmus versagt, so wird automatisch der MESHADAPT-Algorithmus ausgelöst. [35]
- Der FRONTAL-DELAUNAY FOR QUADS-Algorithmus basiert auf einer Abwandlung der FRONTAL-DELAUNAY-Methode, bei welcher die Generierung von rechtwinkligen Dreiecken angestrebt wird. Dies ermöglicht die Rekombination zu Vierecksnetzen hoher Qualität. [89]

- Der PACKING OF PARALLELOGRAMS-Algorithmus [9] entspricht einer vereinfachten Variante des FRONTAL-DELAUNAY FOR QUADS-Algorithmus, welcher in Fällen linearer geometrischer Bedingungen aufgrund seiner Einfachheit bessere quad-dominante Netze erzeugen kann [38].
- Der QUASI-STRUCTURED QUAD-Algorithmus dient zur Generierung hochwertiger Netze komplexer Geometrien, die vollständig aus Viereckselementen gebildet werden. Das Ziel ist die Reduzierung unstrukturiert vernetzter Bereiche, indem die Topologie des Netzes durch die Entfernung von Knoten und einer anschließenden Neuvernetzung der umliegenden Elemente verändert wird. Diese Änderungen des Netzes werden im Sinne einer bestmöglichen Netzqualität durchgeführt, weshalb sich der Algorithmus durch eine hohe Robustheit auszeichnet. [88]

Zur Generierung von strukturierten Dreiecksnetzen steht ein TRANSFINITE-Algorithmus bereit. Dieser erfordert die Angabe der Anzahl von Knoten pro Kurve, deren Verteilung entlang der Kurve spezifiziert werden kann. Diese Verteilung kann progressiv mit einem wählbaren Koeffizienten oder durch eine Verdichtung an den Kurvenenden erfolgen. Anschließend wird eine Interpolation in der parametrischen Ebene der Oberfläche durchgeführt, um die Knoten der oberflächenbegrenzenden Kurven in einem strukturierten Netz zu verbinden. Darüber hinaus besteht die Möglichkeit den TRANSFINITEAUTO-Algorithmus anzuwenden. Statt der Anzahl pro Knoten für jede Kurve wird ein regelmäßiges Netz erzeugt, welches die vorgegebene Zielelementkantenlänge bestmöglich annähert. [35]

Zusätzlich können hybride Netze erzeugt werden, indem zunächst alle strukturierten Bereiche vernetzt und die verbleibenden Bereiche durch die Anwendung eines unstrukturierten Algorithmus diskretisiert werden [36].

Generierung von Volumennetzen

Die Vernetzung von dreidimensionalen Berechnungsgebieten erfolgt auf Grundlage der zuvor erstellten zweidimensionalen Netze. Bei der Erstellung unstrukturierter dreidimensionaler Netze werden die Volumina in der Regel in Tetraeder oder in eine Kombination aus Tetraedern und Prismen diskretisiert. Im Gegensatz dazu umfassen strukturierte Netze Tetraeder, Hexaeder, Prismen und Pyramiden als Elemente. Die Zusammensetzung der Elemente im Netz ist dabei wesentlich abhängig von der Struktur des Oberflächennetzes und der dreidimensionalen Erweiterung der Geometrie [35]. Analog zu den zweidimensionalen Netzen können hexaeder-dominante oder vollständige Hexaedernetze durch entsprechende Rekombinations-Algorithmen generiert werden [35].

Unstrukturierte Vernetzungstechniken sind gegenüber der zweidimensionalen Netzerstellung im Dreidimensionalen mit einer deutlich höheren Komplexität verbunden. Dennoch erfolgt die Generierung von Tetraedernetzen über ähnliche Verfahren wie die der unstrukturierten Dreiecksnetze [96]. Insbesondere der DELAUNAY-Algorithmus hat sich in der Anwendung von GMSH als robuste Methode etabliert, welcher außerdem die Generierung von hybriden Netzen analog unterstützt [35]. Hierbei werden in ähnlicher Weise zum 2D-DELAUNAY-Algorithmus neue Knoten unter Einhaltung der Zielelementkantenlänge sowie der Beachtung eines Umkugel-Kriteriums implementiert [35, 96].

Zur Generierung von strukturierten Netzen wird wiederum auf den TRANSFINITE-Algorithmus zurückgegriffen, bei dem transfinit erzeugte Oberflächennetze über eine Interpolation zu einem Volumennetz verbunden werden [35].

2.2.3. Einfluss des numerischen Modells auf die Qualität der Simulationsergebnisse

In der Finite Elemente Methode treten im Allgemeinen drei wesentliche Fehlerquellen auf, die die Qualität der numerischen Lösung beeinflussen können. Dabei handelt es sich um Modellierungs-, Diskretisierungs- sowie numerische Fehler [7]. Fehler aus der Modellierung entstehen aus der Idealisierung der realen Struktur aufgrund vereinfachter Annahmen bezüglich der Beschreibung der Geometrie, des Materials und der mathematischen Formulierung [77]. Der Diskretisierungsfehler ergibt sich aus der Vernetzung sowie der Approximation von Geometrie und Lösung [96]. Der numerische Fehler ist das Resultat der endlichen Genauigkeit bei der rechnergestützten Lösung von Gleichungssystemen und umfasst beispielsweise Integrations-, Rundungs- und Darstellungsfehler [6, 96]. In diesem Abschnitt liegt der Schwerpunkt auf der Betrachtung des Einflusses des Netzes auf den Diskretisierungsfehler und den daraus resultierenden Anforderungen an das FE-Netz.

Die Generierung von Netzen hoher Qualität ist in der Finite Elemente Methode von entscheidender Bedeutung für die Gewährleistung der Zuverlässigkeit und Genauigkeit der Simulationsergebnisse. Dadurch sind hohe Anforderungen an die FE-Netze zu stellen, deren Qualität durch verschiedene Faktoren beeinflusst wird.

Ein erster Aspekt ist die in Abschnitt 2.2.2 bereits angedeutete Art der Netztopologie. Strukturierte Netze sind im Allgemeinen den unstrukturierten Netzen aufgrund ihrer numerisch gut geeigneten Diskretisierung vorzuziehen [100]. Die Netze sind zudem konform aufzubauen. Das heißt, es ist sicherzustellen, dass bei der Modellierung keine hängenden Knoten, doppelten oder unverbundenen Knoten, Überlappungen, Lücken und Fehler in den Konnektivitäten auftreten [77, 100]. Ein weiteres Kriterium für die Vernetzung stellt die Feinheit des Netzes dar, die wesentliche Auswirkungen auf die Genauigkeit der Ergebnisse hat [7]. Generell konvergiert die Näherungslösung mit zunehmender Verfeinerung gegen die exakte Lösung, führt aber auch zu einem steigenden Rechenbedarf. Hier ist ein entsprechender Kompromiss zwischen Genauigkeit und Recheneffizienz zu treffen. Die Netzfeinheit kann im Modell variieren, um lokal höhere Genauigkeitsanforderungen zu erfüllen oder Details einer komplexen Struktur genauer zu erfassen. Weiterführend haben ebenso die Elementformen einen Einfluss auf die Netzqualität. Sind die Elemente von ihrer Grundform zu sehr entartet, führt dies in der Regel zu ausgeprägten Berechnungsfehlern und damit zu inakzeptablen Ergebnisabweichungen [54]. Die Elemente können auf verschiedene Weise verzerren, wie in Abbildung 2.7 gezeigt ist. Dazu zählen Seitenverhältnis-Verzerrungen, Winkelverzerrungen und Parallelogramm-Verzerrungen [69]. Zur Vermeidung solcher Verzerrungen lassen sich entsprechende Anforderungen an die Elementform ableiten, von denen die Wichtigsten nach [54, 100] lauten:

- Die Seitenlängen eines Elementes sollten möglichst gleich lang sein. Seitenlängenverhältnisse in den Grenzen von 0.5 bis 2 sind zulässig.
- Die Innenwinkel des Elements sollen weder zu spitz noch überstumpf sein. Die Innenwinkel liegen idealerweise in einem Bereich von größer als 10° und kleiner als 180° .
- Bei Viereckselementen sollten die Diagonalen möglichst gleich lang und orthogonal zueinander sein.

Zur Überprüfung solcher Entartungen und zur Bewertung des gesamten Netzes stellen Vernetzer, wie GMSH, oder auch kommerzielle FEM-Programme Qualitätskriterien zur Verfügung [100]. Spezifisch werden in GMSH drei unterschiedliche Qualitätskriterien betrachtet. Dabei handelt es sich um die vorzeichenbehaftete invertierte Konditionszahl SICN (englisch: *signed inverted condition number*), dem vorzeichenbehafteten invertierten Gradientenfehler SIGE (englisch: *signed inverted gradient error*) sowie dem Verhältnis γ zwischen dem Radius der einbeschriebenen Kugel und dem Radius

der umschriebenen Kugel eines Elementes [35]. Generell sind für alle genannten Kriterien der maximale Wert von Eins anzustreben [34]. Für Netze guter Qualität sollte ein minimaler Wert größer als 0.1 vorliegen [34].

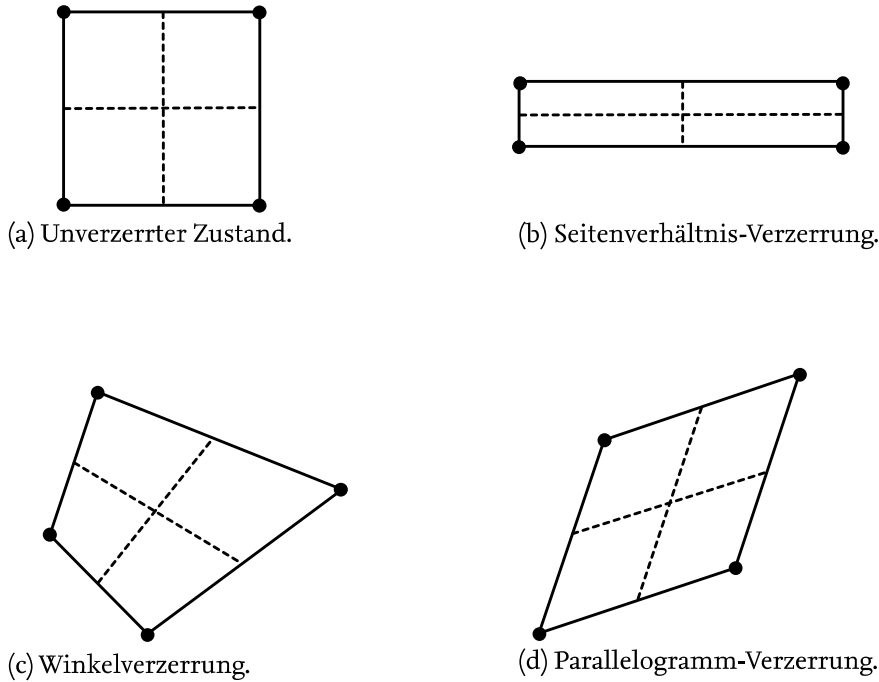


Abbildung 2.7.: Klassifikation der Elementverzerrungen (in Anlehnung an [69]).

Ferner existieren weitere Anforderungen an das Netz, die speziell zur Sicherstellung einer zuverlässigen vibroakustischen Vorhersage dienen. In der Literatur [7, 12, 66, 67] wird im Allgemeinen empfohlen, Viereckselemente für die Diskretisierung dünnwandiger Strukturbauteile und Hexaederelemente für die Diskretisierung von Fluidgebieten mit jeweils quadratischen Ansatzfunktionen zu verwenden.

Die Feinheit des Netzes in einer vibroakustischen Analyse ist von der relevanten maximalen Frequenz f_{max} abhängig [7]. Diese maximale Frequenz bestimmt die kleinste auftretende Wellenlänge λ_{min} . Aufgrund der unterschiedlichen physikalischen Gesetzmäßigkeiten der Wellenausbreitung in Strukturen und Fluiden, sind beide Medien separat zu betrachten. Zur Bestimmung der minimalen Wellenlänge wird Gleichung (2.3) für die Longitudinalwellen in Luft und Gleichung (2.7) für die Biegewellen in dünnwandigen Strukturen herangezogen. Um die sinusförmige Schwingung hinreichend genau abzubilden und folglich zuverlässige Ergebnisse zu erzielen, werden zur Diskretisierung des vibroakustischen Systems unterschiedliche Empfehlungen für die Anzahl an Elementen pro Wellenlänge n_e in Abhängigkeit der Ansatzfunktion ausgesprochen. Einige dieser Empfehlungen aus der Literatur sind in Tabelle 2.1 für lineare und quadratische Ansatzfunktionen zusammengefasst. Die optimale Elementkantenlänge $l_{e,opt}$ ergibt sich zu

$$l_{e,opt} = \frac{\lambda_{min}}{n_e}. \quad (2.12)$$

Diese wird als Zielelementkantenlänge für die Vernetzung definiert. Angesichts der geometrischen

Gegebenheiten kann bei der Vernetzung nicht gewährleistet werden, dass diese Elementkantenlänge $l_{e,opt}$ an jedem Element eingehalten wird. Stattdessen ist es wichtig sicherzustellen, dass die erzeugten Elemente Kantenlängen l_e aufweisen, für die $l_e \leq l_{e,opt}$ gilt, um die Anforderung der maximal zu betrachtenden Frequenz f_{max} zu erfüllen. Da die notwendige Anzahl an Elementen pro Wellenlänge durch die Abhängigkeit von der Wahl des Elementtyps und den auftretenden Wellentypen problemspezifisch ist, wird die Durchführung einer Konvergenzstudie empfohlen [7].

Tabelle 2.1.: Empfehlungen zur Wahl der Anzahl an Elementen pro Wellenlänge in numerischen vibroakustischen Analysen für lineare und quadratische Ansatzfunktionen.

Literatur	Anzahl n_e für lineare Ansatzfunktion	Anzahl n_e für quadratische Ansatzfunktionen
ANSYS [4]	10	5
ATALLA UND BERNHARD [6]	6	3
ATALLA UND SGARD [7]	6	4
LANGER ET AL. [66]	500	20
MARBURG [73]	6 – 10	4

2.3. Numerische Modellierung der Fluid-Struktur-Interaktion

Damit das vibroakustische Verhalten eines Systems aus einer Struktur und einem akustischem Fluid umfassend beschrieben werden kann, ist es notwendig die Kopplung der beiden Teilsysteme zu berücksichtigen. Dieses Verhalten ist über die gekoppelten Differentialgleichungen mathematisch darstellbar und wird in diesem Abschnitt diskretisiert mit der FEM betrachtet.

Für ein entkoppeltes und diskretisiertes Fluidgebiet mit k_F Knoten ergibt sich aus der Fourier-Transformierten der inhomogenen Wellengleichung (2.1) das Gleichungssystem in Matrixform zu [46]

$$[-\omega^2 \mathbf{M}_F + i\omega \mathbf{C}_F + \mathbf{K}_F] \mathbf{p}(\omega) = \mathbf{f}_F(\omega), \quad \mathbf{M}_F, \mathbf{C}_F, \mathbf{K}_F \in \mathbb{R}^{k_F \times k_F}. \quad (2.13)$$

$\mathbf{M}_F, \mathbf{C}_F, \mathbf{K}_F$ bezeichnen die Massen-, Dämpfungs- und Steifigkeitsmatrix des betrachteten Fluides. Die Vektoren $\mathbf{p}(\omega)$ und $\mathbf{f}_F(\omega)$ fassen die Knotenwerten des Schalldrucks sowie die Knotenwerte der akustischen Anregung im Fluid bei einer Kreisfrequenz ω zusammen. Darüber hinaus beschreibt i die imaginäre Einheit.

Gemäß [46] kann das Gleichungssystem einer entkoppelten schwingenden Struktur, welche in diskretisierter Form k_S Freiheitsgrade aufweist, in Matrixform analog zum akustischen Gleichungssystem (2.13) ausgedrückt werden durch

$$[-\omega^2 \mathbf{M}_S + i\omega \mathbf{C}_S + \mathbf{K}_S] \mathbf{u}(\omega) = \mathbf{f}_S(\omega), \quad \mathbf{M}_S, \mathbf{C}_S, \mathbf{K}_S \in \mathbb{R}^{k_S \times k_S}. \quad (2.14)$$

Die Matrizen zur Beschreibung von Masse, Dämpfung und Steifigkeit der diskretisierten Struktur sind durch $\mathbf{M}_S, \mathbf{C}_S$ und $\mathbf{K}_S$ dargestellt. Der Vektor $\mathbf{u}(\omega)$ beschreibt die strukturellen Verschiebungsfreiheitsgrade und $\mathbf{f}_S(\omega)$ steht für den strukturellen Lastvektor.

Zur Kopplung der beiden Teilsysteme erfordert die Kontinuität an der Struktur-Fluid-Grenzfläche die Übereinstimmung der normalen Komponente der Strukturoberflächengeschwindigkeit mit der normalen Schnelle des akustischen Fluids [52]. Außerdem ist die Belastung, die das Fluid auf die Struktur ausübt, als Kopplungsbedingung zu berücksichtigen [87]. Das gekoppelte Gleichungssystem ergibt sich infolgedessen zu

$$\left(-\omega^2 \begin{bmatrix} \mathbf{M}_S & \mathbf{0} \\ \mathbf{M}_{FS} & \mathbf{M}_F \end{bmatrix} + i\omega \begin{bmatrix} \mathbf{C}_S & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{C}_F \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_S & \mathbf{K}_{FS} \\ \mathbf{0} & \mathbf{K}_F \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} \mathbf{u}(\omega) \\ \mathbf{p}(\omega) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}_S(\omega) \\ \mathbf{f}_F(\omega) \end{bmatrix}, \quad (2.15)$$

mit den zusätzlich entstehenden Kopplungsmatrizen $\mathbf{M}_{FS} \in \mathbb{R}^{k_F \times k_S}$ sowie $\mathbf{K}_{FS} \in \mathbb{R}^{k_S \times k_F}$ [46]. Diese Kopplungsmatrizen stehen über die Fluidichte ρ_F durch

$$\mathbf{M}_{FS} = -\rho_F \mathbf{K}_{FS} \quad (2.16)$$

in Beziehung [87] und charakterisieren die Kopplung zwischen den akustischen und strukturellen Freiheitsgraden an der Grenzfläche [46].

Die bisherigen Ausführungen zur Fluid-Struktur-Interaktion betrachten ein vibroakustisches System, bei welchem die Auswirkungen der Fluidbelastung einen signifikanten Einfluss auf die Schwingungen der umgebenden Struktur haben und die Bestimmung der Dynamik der Struktur sowie der Akustik des Fluids simultan gefordert ist. Ein solches System wird als stark gekoppelt bezeichnet. Es existieren darüber hinaus Problemstellungen, in denen der Einfluss der Fluidbelastung auf die Struktur vernachlässigbar gering ist, sodass die strukturelle sowie akustische Gleichung sequentiell gelöst werden. In diesem Fall wird von einer schwachen Kopplung gesprochen. Als Kriterium zur Bewertung der Kopplungsstärke haben ATALLA UND BERNHARD [6] eine dimensionslose Größe λ_C eingeführt, die zu

$$\lambda_C = \frac{\rho_F c_F}{\rho_S d \omega} \quad (2.17)$$

definiert ist. Hierin ist d eine charakteristische Dicke der Struktur. Ein Wert von $\lambda_C < 1$ weist auf eine schwache Kopplung hin, während für $\lambda_C \geq 1$ eine starke Kopplung vorliegt. Das Kriterium ist allerdings in alleiniger Betrachtung für eine Aussage zur Kopplungsstärke nicht hinreichend, da in Gleichung (2.17) die Geometrie sowie die Eigenschaften von Struktur und Fluid nicht berücksichtigt werden [6]. Dies ist insbesondere bei Kavitäten, für die $\lambda_C < 1$ gilt, zu beachten. Aufgrund dieser unzureichenden Bedingung wird üblicherweise bei der Untersuchung von Fluid-Struktur-Systemen eine starke Kopplung modelliert [87]. Aus Gleichung (2.17) ist ersichtlich, dass durch die Abhängigkeit des Kriteriums von ω^{-1} die Bedeutung der starken Kopplung mit steigender Frequenz verringert wird. Die Gültigkeit dieser Tendenz wird in [12] bestätigt.

2.4. Stand des Wissens zur numerischen Vorhersage von Kabinenlärm

Zur Identifizierung des Forschungsbedarfs wird in diesem Abschnitt der aktuelle Wissensstand zur numerischen Vorhersage des Kabinenlärms unter Verwendung der Finite Elemente Methode mit besonderem Fokus auf die Modellgenerierung aufgezeigt. Die Forschung zur Vorhersage des Kabinenlärms erfährt laut WILBY [108] seit Mitte des 20. Jahrhunderts eine zunehmende Beachtung. Damalige und auch heutige Auslöser hierfür sind Änderungen an den Flugzeugkonfigurationen und am Antriebssystem, wie damals speziell die Einführung von Turbo-Strahltriebwerken, die zu einem Anstieg des Schallpegels in der Flugzeugkabine führen.

Um diesen Anstieg durch gezielte und effektive Maßnahmen zu vermeiden, ist die Akustik in der frühen Phase des Entwurfsprozesses zu berücksichtigen. In der Dissertation von ROOZEN [91] wird zu diesem Zweck der Einfluss struktureller Modifikationen am Rumpf als Maßnahme zur Lärmbe-kämpfung untersucht und in diesem Rahmen die Notwendigkeit numerischer Methoden verdeutlicht. Es wird die Vorhersagefähigkeit der FEM untersucht und anhand eines einfachen Rumpfmodells, welches die Primärstruktur inklusive Versteifungen, Kabinenboden und dem vom Rumpf eingeschlossenen Fluid beschreibt, gezeigt, dass im tieffrequenten Bereich bis 200 Hz gute Genauigkeit erreicht werden kann. Zur Vorhersage des Kabinenlärms beinhaltet das Modell eine große Anzahl an Freiheitsgraden. Um die Rechendauer trotz der vielen Freiheitsgrade zu reduzieren, wird die Einführung von Substrukturen diskutiert, die zunächst einzeln analysiert und in einem

anschließenden Schritt gekoppelt werden. Darüber hinaus wird explizit hervorgehoben, dass weitere Details wie Fenster, Türen und Kabinenverkleidungen im Modell zu berücksichtigen sind, um das dynamische Verhalten des Flugzeugs mit höherer Genauigkeit abzubilden.

Ebenso stellt KRAKERS [61] den Bedarf an einer Berücksichtigung von weiteren Fachdisziplinen, wie u.a. der Akustik, im frühen Entwurfsprozess heraus und implementiert entsprechende Anforderungen beim Rumpfantwurf im Rahmen einer multidisziplinären Optimierung. Die aus diesem Entwurfsprozess resultierenden FE-Modelle beschreiben die Kabinensektion des Rumpfes und umfassen die versteifte Primärstruktur, den Kabinenboden, die Isolierungen, die Kabinenverkleidung sowie ein an die Struktur gekoppeltes akustisches Fluid der Kabine. Strukturelle Details, wie Fenster, werden in dieser Arbeit nicht berücksichtigt.

BUEHRLE ET AL. [16] untersuchen das Potential einer Erweiterung des gültigen Frequenzbereichs bis auf 1 kHz für strukturdynamische Vorhersagen mittels der Finite Elemente Methode. Hierzu ist die Einbeziehung detaillierter Modelle der Struktur sowie von Verbindungselementen notwendig. Die Komplexität des Modells wird damit sowohl aufgrund eines höheren Fidelitätsgrades als auch durch die mit der Frequenz ansteigenden Netzfeinheit gesteigert. Fortschritte in der Computertechnologie ermöglichen die Lösung solcher komplexen Modelle. Das zu untersuchende Modell berücksichtigt eine zylindrische Schalenstruktur, die durch Niete mit Stringer und Spanten verbunden sind, sowie einen Kabinenboden, welcher durch Querträger gestützt wird. Die Ergebnisse werden experimentell validiert.

Ähnlich zu [16] führen auch HERDIC ET AL. [45] sowie MISSAOUI UND CHENG [74] Untersuchungen an versteiften, zylindrischen Schalenstrukturen durch, die zusätzlich mit einer akustischen Kavität gekoppelt sind. HERDIC ET AL. erfassen in ihrem Modell außerdem Fenstersektionen mit entsprechenden Materialparametern, die als rechteckige Ausschnitte idealisiert werden. Die numerischen Ergebnisse werden durch eine experimentelle Modalanalyse validiert und zeigen Abweichungen in der Antwort der Struktur, für die als Ursache die vereinfachte Modellierung der Fenster vermutet wird. MISSAOUI UND CHENG schließen die Modellierung des Kabinenbodens mit ein und analysieren im Besonderen den Einfluss des Kabinenbodens auf das Schallfeld der Kabine, welcher sich als nicht vernachlässigbar erweist.

Darüber hinaus existieren einige Untersuchungen zum Schalldurchgang durch die Kabinenseitenwand, für die beispielhaft [37, 41, 75] zu erwähnen sind. Im Vergleich zu den zuvor erwähnten Veröffentlichungen, wird hierbei nur ein Ausschnitt des Rumpfs betrachtet, in welchem neben der versteiften Primärstruktur außerdem eine Isolierung sowie die Kabinenverkleidung integriert sind. MOESER ET AL. [75] charakterisieren dieses Modell als ein vollständig gekoppeltes System. Die Ergebnisse aus der numerischen FE-Analyse, die unter Verwendung eines Diffusfeldes als Anregung durchgeführt wird, zeigen eine gute Übereinstimmung mit den Messungen im Frequenzbereich von 150 Hz bis 2000 Hz. GROOTEMAN [37] zielt dagegen auf eine effizientere Modellierung und Lösung der Schalldurchgangsberechnung ab. Unter Ausnutzung der verschiedenen Anforderungen an die Diskretisierung bezüglich der geforderten Elementkantenlänge von Fluid und Struktur wird aufgrund einer daraus resultierenden verringerten Anzahl an Modellfreiheitsgraden ein nicht-koinzidentes Netz verwendet. Das akustische Fluid und die Struktur sind vollständig gekoppelt, werden allerdings getrennt voneinander mittels eines iterativen Löser berechnet. Der rechnerische Aufwand wird sowohl durch die nicht-koinzidente Vernetzung als auch durch die Lösungsstrategie reduziert. GURUPRASAD ET AL. [41] untersuchen den Schalldurchgang hinsichtlich der Auswirkungen von Unsicherheiten in den Eingangsparametern während der frühen Entwurfsphasen von Flugzeugen. Es wird eine hohe Sensitivität des Schalldämmmaßes speziell im hohen Frequenzbereich bei Parameterunsicherheiten von 10% quantifiziert.

Des Weiteren gibt es eine Vielzahl von Studien, die sich mit der effizienten und gleichzeitig akkuraten Modellierung einzelner Komponenten befassen. Insbesondere sei dabei die Dissertation

von BLECH [12] hervorzuheben, in welcher geeignete Modellierungsansätze für die Flugzeugzelle, die Isolierung, die Kabinenverkleidung sowie die Kabinenkavität inklusive Passagiere und Bestuhlung identifiziert werden. BLECH betont, dass es nicht das Ziel der Dissertation ist, ein Modell für ein reales Flugzeug abzuleiten, sondern für die den Kabinenlärm beeinflussenden Komponenten wichtige Modellierungsaspekte zu identifizieren, um Fehler in der Vorhersage des Kabinenlärms zu vermeiden. Hierfür wird eine grundlegende Modellierung einer Rumpfsektion ohne Details, wie Fenster oder Verbindungselemente, verwendet. Die Erkenntnisse aus diesem vereinfachten Modell sind auf reale Strukturen zu übertragen. Ein weiterer Aspekt, der in dieser Arbeit behandelt wird, bezieht sich auf effiziente Lösungsansätze. Es wird aufgezeigt, dass vollständige Flugzeugmodelle aufgrund zu hoher Berechnungskosten selten verfügbar sind und häufig nur Rumpfsektionen untersucht werden. Im Hinblick auf die zeitlichen und speicherbezogenen Anforderungen des numerischen Lösungsprozesses untersucht BLECH die Optimierung des Löses sowie physikalisch motivierte Modellreduktionsmethoden. Letztere umfassen die Untersuchung von symmetriebedingte Teilmodellierungen, einer frequenzabhängige Netzgenerierung, einer schwachen Kopplung zwischen Struktur und Fluid sowie der Notwendigkeit einer vollständigen Modellierung der gesamten Rumpflänge.

Dieser Überblick über die Literatur zeigt, dass die numerische Vorhersage des Kabinenlärms immer noch mit einigen Herausforderungen verbunden ist. Die Komplexität der Flugzeugmodelle, die Vielzahl der Schallquellen und die Wechselwirkungen zwischen Struktur und Fluid erfordern eine präzise Modellierung und eine ausreichende Berücksichtigung aller relevanten Parameter für eine zuverlässige Simulation des Kabinenlärms. Dies gewinnt insbesondere Bedeutung bei der Betrachtung zunehmender Frequenzen.

Zusammenfassend ist aus der Literatur festzustellen, dass der Fokus der universitären Forschung auf der Weiterentwicklung der Methodik zur numerischen Kabinenlärmvorhersage liegt, mit dem Ziel einer effizienteren Analyse. Dies bezieht sich sowohl auf die Modellreduktion als auch auf die Optimierung des numerischen Löses. Üblicherweise werden daher lediglich Modelle mit einem geringen Fidelitätsgrad untersucht, die die Anwendbarkeit der Methodik bestätigen.

In der angewandten Forschung, die sich mit der Untersuchung realer Flugzeugkonfigurationen auseinandersetzt, sind diese Modelle unzureichend für eine akzeptable Genauigkeit der numerischen Simulation. Eine weitere Herausforderung besteht darin, dass in den frühen Entwurfsphasen Unsicherheiten bezüglich der Modellparameter bestehen und im Laufe des Entwurfsprozesses aufgrund von Modifikationen eine Vielzahl von Modellen zu analysieren ist. Die Erstellung entsprechender Simulationsmodelle beansprucht dabei einen signifikanten Teil der Zeit eines Simulationsprozesses und ist angesichts der Menge an Modellen manuell kaum zu bewältigen. Die Automatisierung der Modellgenerierung präsentiert dabei eine erfolgversprechende Möglichkeit, den Entwurfsprozess auf effiziente Weise zu optimieren. Erschwert wird die Modellgenerierung zudem durch die üblicherweise begrenzte Verfügbarkeit von Informationen im Flugzeugvorentwurf, um eine detaillierte und umfassende Modellierung zu gewährleisten, insbesondere bei der Einführung neuartiger Produktarchitekturen [49]. Zu diesem Zweck wird eine wissensbasierte Entwurfsmethodik vorgeschlagen, mit der zum einen neues Wissen für den Entwurf generiert und zum anderen die durch die Unsicherheiten im Entwurf resultierende Vielzahl an Modellen mit dem erforderlichen Maß an Fidelität automatisiert erstellt werden kann. Ein Einblick in die wissensbasierte Entwurfsmethodik wird im folgenden Kapitel gegeben.

3. Einführung in die wissensbasierte Entwurfsmethodik

Die wissensbasierte Entwurfsmethodik beschreibt gemäß [20, 63] einen Ansatz zur Erfassung und Wiederverwendung von Wissen mit dem primären Ziel der Reduktion von Zeit und Kosten in der Produkt- sowie Prozessentwicklung. Dies wird hauptsächlich durch die Automatisierung von wiederkehrenden Entwicklungsaufgaben sowie durch die Erfassung, Aufbewahrung und Wiederverwendung von Entwurfswissen erreicht. Mit Hilfe von Regeln, die kontinuierlich erweitert und aktualisiert werden können, wird dieses Wissen formalisiert und in entsprechenden computergestützten Systemen integriert.

Ein solches regelbasiertes KBE-System umfasst laut [63] mehrere Komponenten, zu denen unter anderem ein Daten- sowie ein Wissensrepositorium und ein Regelinterpreter zählen. Das Datenrepositorium dient als Speicherort für Produktdaten und Zwischenergebnisse, welche sich aus der Anwendung der Regeln ergeben. Diese Regeln, die das Wissen zur Produktentwicklung repräsentieren, sind im Wissensrepositorium hinterlegt und werden in verschiedene Typen klassifiziert [63]:

- Logische Regeln: Schlussfolgerungen werden auf Grundlage der Auswertung von Aussagen über if-then-else-Bedingungen aufgestellt.
- Mathematische Regeln: Diese umfassen Prinzipien, Gesetze und Verfahren, die in der Mathematik verwendet werden, um Operationen auszuführen, Beziehungen zu beschreiben sowie mathematische Aussagen abzuleiten.
- Geometrie-Handhabungsregeln: Diese Regeln dienen zur Erzeugung und Modifikation von geometrischen Objekten.
- Konfigurationsauswahlregeln: Durch die Kombination von logischen und mathematischen Regeln kann der Objektbaum, welcher eine hierarchische Datenstruktur für die Organisation und Darstellung von Objekten und ihren Beziehungen liefert, verändert werden.
- Kommunikationsregeln: Dieser Typ an Regeln ermöglicht die Kommunikation des wissensbasierten Systems mit anderen Softwareprogrammen, z.B. Finite Elemente Programme, und Datenrepositorien.

Ein Entwurfsproblem wird auf Basis der bereits vorhandenen Daten im Datenrepositorium sowie weiterer angeforderten Daten formuliert [103]. Sollten diese angeforderten Daten nicht unmittelbar verfügbar sein, wird ein graphenbasierter Regelinterpreter herangezogen, um die Generierung dieser Daten zu ermöglichen [103]. Der Regelinterpreter fungiert als algorithmischer Mechanismus, der die Entscheidung darüber trifft, welche Regeln angewendet und in welcher Reihenfolge diese ausgeführt werden [49, 103]. Mit Bezug auf die Modellgenerierung stellt der KBE-Ansatz durch eine zentrale Datenbasis sowie eine gezielte Verschaltung der Regelsätze sowohl einen hohen Grad an Konsistenz als auch eine hohe Flexibilität und Anpassungsfähigkeit der erzeugten Modelle im Flugzeugentwurfsprozess sicher [103].

Im Hinblick auf den im vorherigen Kapitel herausgestellten Forschungsbedarf bezüglich der automatisierten Modellgenerierung mittels eines wissensbasierten Ansatzes zur Vorhersage von Kabinenlärm widmet sich Abschnitt 3.1 dem Stand des Wissens zur automatisierten Modellgenerierung im Flugzeugentwurfsprozess. Aufgrund der fachlichen Nähe der Vibroakustik zum Struktur- und

insbesondere zum Rumpfbau, beschränken sich die Betrachtungen dieses Abschnitts auf strukturelle Modellgeneratoren. Abschließend befasst sich Abschnitt 3.2 speziell mit der Funktionsweise des wissensbasierten Werkzeuges FUGA, welches im Rahmen dieser Arbeit mit neuem Wissen zur automatisierten Generierung von Simulationsmodellen erweitert wird.

3.1. Stand des Wissens zur automatisierten Generierung numerischer Modelle

In Abschnitt 2.4 wurde bereits aufgezeigt, dass die automatisierte Modellgenerierung im Rahmen des Flugzeugentwurfs eine unverzichtbare Fähigkeit ist, um die aus den Unsicherheiten der Modellparameter resultierende Vielzahl an Modellen bewältigen zu können. Diese Notwendigkeit wird durch die umfassende Betrachtung des Flugzeugentwurfs als multidisziplinärer und iterativer Prozess bekräftigt. Um die Effizienz und Integration verschiedener Disziplinen im Entwurfsprozess zu verbessern und die Entwicklung innovativer, leistungsfähiger Flugzeuge zu fördern, werden numerische Analysen durchgeführt. Diese setzen die Bereitstellung entsprechender Simulationsmodelle voraus, die je nach physikalischer Disziplin unterschiedliche Fidelitätsgrade aufweisen und zueinander konsistent sein müssen.

Zu diesem Zweck werden in der Literatur einige Flugzeugvorentwurfsprogramme vorgestellt, die die Modellgenerierung automatisieren. Dieser Abschnitt gibt aufgrund der Vielzahl an Programmen, die meist auch ähnliche Ansätze verfolgen, nur einen beispielhaften Einblick.

Die Generierung der Modelle unterschiedlicher Fidelitätsgrade wird innerhalb dieser Entwurfsprogramme in einem Modul durchgeführt, welcher in der Literatur des Öfteren als MULTI-MODEL GENERATOR (MMG) bezeichnet wird. Ein solcher Generator ist in dem von HEINZE ET AL. [43, 44] beschriebenen und an der Technischen Universität Braunschweig entwickelten multidisziplinären Vorentwurfstool PRADO (PRELIMINARY AIRCRAFT DESIGN AND OPTIMISATION PROGRAM) enthalten. ÖSTERHELD ET AL. zeigen in [84], wie die Modelle der äußeren Rumpfstruktur für FE- als auch für aerodynamische Analysen mittels PRADO generiert und diese an entsprechende hausintern entwickelte Analyse-Codes bereitgestellt werden. Strukturelle Details, wie Fensterausschnitte, sind in den Modellen nicht berücksichtigt. Die Konsistenz der Modelle wird in PRADO dadurch sichergestellt, dass ein einziger Eingabedatensatz und das selbe Modul für die Erstellung des aerodynamischen und des strukturellen Netzes verwendet werden.

Auch die von LA ROCCA [62] vorgestellte DESIGN AND ENGINEERING ENGINE der Technischen Universität Delft dient zur Unterstützung und Beschleunigung des Entwurfsprozesses unter Anwendung einer multidisziplinären Optimierung und hat unter anderem einen MMG integriert. Dieser basiert im Gegensatz zu PRADO auf einem wissensbasierten Ansatz und besteht aus zwei wesentlichen Paketen. Das erste Paket stellt ein Geometriemodell zur Verfügung, indem aus einer Reihe von objektorientierten Klassen für den Rumpf, die Flügel, die Leitwerke und die Triebwerke ein Modell durch Geometriemodifikationen zusammengesetzt wird. Auf Basis dieses Geometriemodells werden anschließend unter Nutzung des Wissenssystems des zweiten Pakets konsistente, disziplinabhängige Simulationsmodelle abgeleitet. Die Anwendung des MMGs wird beispielsweise in [64] zur Erstellung von strukturellen FE-Modellen gezeigt. Unter Anwendung des wissensbasierten Ansatzes wird die Geometrie zur Erzeugung qualitativ hochwertiger Netze zunächst durch Modifikationsoperationen korrigiert. Die Geometrie sowie weitere notwendige Informationen wie Materialdaten werden in PATRAN eingelesen, in welchem das FE-Modell generiert wird, und die Analyse unter Verwendung von NASTRAN durchgeführt. Die bereits in Abschnitt 2.4 erwähnte Dissertation von KRAKERS [61] nutzt ebenfalls eine DESIGN AND ENGINEERING ENGINE zur Auslegung des Rumpfes, für welchen entsprechende strukturelle, akustische oder thermische Analysemodelle aus dem implementierten MMG stammen. Zur Erstellung des Geometrie- und FE-Modells verwendet

der MMG in [61] die Software ICAD, eine kommerzielle KBE-Anwendung. TOOREN UND KRAKERS [99] heben deutlich hervor, dass der Entwurf komplexer Produkte mittels einer multidisziplinären Optimierung einen leistungsstarken MMG erfordert.

Darüber hinaus existieren Tools für den Flugzeugvorentwurf, die speziell zur Strukturauslegung dienen und ebenfalls eine automatisierte Modellgenerierung umfassen. Hierzu zählt das am DEUTSCHEN ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V. (DLR) entwickelte Programm PANDORA (PARAMETRIC NUMERICAL DESIGN AND OPTIMIZATION ROUTINES FOR AIRCRAFT), welches über entsprechende Algorithmen globale Finite Elemente Modelle (GFEM) sowie detaillierte Finite Elemente Modelle (DFEM) generieren kann [70, 86]. Bei GFEM wird die Flugzeugzelle durch Schalen- und Balkenelemente idealisiert [101]. DFEM berücksichtigen darüber hinaus weitere Strukturkomponenten, wie z.B. Druckschotts, Kabinen- und Frachtboden und den Mittelflügelkasten [70].

Ein weiteres am DLR entwickeltes Programm zur strukturellen Modellgenerierung ist MODGEN, welches von KLIMMEK in [55] vorgestellt wird. MODGEN liefert konsistente FE-Modelle der Primärstruktur, die beispielsweise im Rahmen des Prozesses CPACS-MONA zur aeroelastischen Strukturauslegung sowie -optimierung eingebunden werden [57]. Die Simulationsmodelle werden auf Grundlage von CPACS-Datensätze erstellt, welche in Abschnitt 3.2.1 beschrieben werden und als zentrale Datenbasis die Erzeugung konsistenter Modelle ermöglichen. Die Geometrie wird dabei in Teilflächen zerlegt und die Finiten Elemente mittels einer isoparametrischen Teilung auf diesen Teilflächen generiert [56]. Diese isoparametrische Vernetzung liefert Netze bei kurzen Berechnungszeiten. Für komplexere Geometrien sind auf die in Abschnitt 2.2.2 beschriebenen Algorithmen zurückzugreifen. In [25] zeigen DEWALD ET AL. weiterhin die Generierung von Simulationsmodellen der versteiften Primärstruktur mittels MODGEN für vibroakustische Untersuchungen und leiten in diesem Kontext allgemeine Modellierungsvorschriften her. DEWALD ET AL. nutzen zur Modellierung der versteifenden Strukturkomponenten Schalenelemente mit linearer Ansatzfunktion und berücksichtigen die Verbindung einzelner Strukturelemente über Nitelemente, um die Vibrationen der Struktur im mittleren Frequenzbereich geeignet abzubilden. Darüber hinaus verdeutlichen DEWALD ET AL. die Fähigkeit von MODGEN, den Detailgrad hinsichtlich der Elementauflösung parametrisch in Bezug zum untersuchten Frequenzbereich anpassen zu können. Weitere strukturelle Details werden auch in dieser Veröffentlichung nicht betrachtet.

Wie in Abschnitt 2.4 gezeigt, sind im Flugzeugvorentwurf nicht ausreichend Informationen verfügbar, um zuverlässige Simulationen durchführen zu können. Insbesondere betrifft dies Disziplinen, die im multidisziplinären Optimierungsprozess des traditionellen Flugzeugvorentwurfs erst im Rahmen der jüngsten Forschung mit einbezogen werden [103], wie unter anderem die Analyse des Kabinenlärms. Zur Überwindung dieser Einschränkung wird am DLR das wissensbasierte Tool FUGA entwickelt, welches von WALTHER ET AL. in [103] vorgestellt und dessen wesentliche Funktionsweise im folgenden Abschnitt 3.2 betrachtet wird. FUGA fokussiert die Auslegung des Rumpfes und kombiniert dazu Aspekte des Flugzeugvorentwurfs, der Struktur- und der Kabinenauslegung. Die Vorentwurfsdaten zur Kabinen- und Rumpfstruktur werden mit zusätzlich erforderlichen Daten zur Geometrie sowie zur numerischen Detailanalyse unter Anwendung des wissensbasierten Ansatzes angereichert. Dies erlaubt eine realitätsgetreue Bewertung der Kabine in den frühen Entwurfsphasen.

3.2. FUGA als wissensbasiertes Entwurfssystem

Dieser Abschnitt gibt einen Überblick über die verwendete Entwurfsmethodik und Strukturierung des Wissens in FUGA sowie deren Umsetzung in Python.

3.2.1. Wissensbasierte Entwurfsmethodik in FUGA

FUGA weist als wissensbasiertes System die einleitend erwähnten fundamentalen Elemente eines Daten- und Wissensrepositoriums sowie eines Regelinterpreters auf, welche in Anlehnung an WALTHER ET AL. [103] im Folgenden näher erläutert werden. Die Basis des Datenrepositoriums bilden Luftfahrzeugdatensätze im Vorentwurfsdatenformat CPACS [2]. Die multidisziplinäre und iterative Natur des Flugzeugentwurfs erfordert eine enge Zusammenarbeit und den konsistenten Austausch von Informationen zwischen den beteiligten Fachdisziplinen, welche durch das zentrale Datenformat CPACS ermöglicht wird. CPACS-Datensätze verwenden eine hierarchische Struktur in der EXTENDED MARKUP LANGUAGE (XML), um Luftfahrzeuge zu beschreiben. Diese beinhalten zunächst Informationen zur äußeren Hülle des Flugzeugs, können aber durch eine erweiterte Beschreibung von der Primärstruktur [92] oder der Kabine [102] in ihrem Fidelitätsgrad gesteigert werden [102]. Darüber hinaus ist das Datenrepositorium mit weiteren Datensätzen anzureichern. Diese umfassen Informationen struktureller Details zum Rumpf- und Kabinenentwurf, die nicht in CPACS erfasst werden, sowie spezifische Daten zur Generierung von Simulationsmodellen. Außerdem ist ein Spenderdatensatz erforderlich, der bei einem unvollständigen CPACS-Datensatz der zu untersuchenden Konfiguration fehlende Daten ergänzt. Das Datenrepositorium kann beliebige Daten beinhalten, deren Typ von Python unterstützt wird, wie numerische Werte, Tabellen, über die CAD-Bibliothek OPEN CASCADE TECHNOLOGY (OCCT) erstellte CAD-Modelle sowie Berechnungsnetze für Finite Elemente Analysen [49].

Die Entwurfsregeln, welche als Python-Klassen in FUGA implementiert sind, liefern jeweils einen Eintrag im Datenrepositorium. Die Formulierung einer Regel erfordert die Definition eines `provides`-Attributs, eines `requires`-Attributs sowie einer `compute`-Methode. Mittels des `provides`-Attributs erhält die Regel eine einzigartige Ressourcenkennung (englisch: *unique resource identifier*, URI), über welche auf den Wert im Datenrepositorium, der der Regel zugeordnet ist, zugegriffen werden kann. Das `requires`-Attribut enthält die erforderlichen URIs der Einträge im Datenrepositorium, die zur Ausführung der Regel essentiell sind. Die `compute`-Methode ist eine Funktion, welche spezifische Operationen enthält, um den Wert zu berechnen, der mit dem `provides`-Attribut verknüpft ist. Das Ergebnis der `compute`-Methode wird zurückgegeben und im Datenrepositorium abgespeichert. Die Struktur von FUGA erlaubt eine einfache Implementierung neuer Regeln sowie auch die Erweiterung, Modifikation oder Überschreibung bestehender Regeln. Die Regeln werden in FUGA zu Regelsätzen gruppiert und in Form von verschiedenen Paketen organisiert, welche in Abschnitt 3.2.2 erläutert werden.

FUGA verwendet einen Regelinterpreter, der auf einem graphenbasierten Ansatz beruht. Das Regelsystem kann als gerichteter Graph modelliert werden, bei dem alle Regeln als Knoten und die Abhängigkeiten sowie Beziehungen zwischen den Regeln durch gerichtete Kanten dargestellt werden. Dieser Graph, welcher alle Regeln und Abhängigkeiten enthält, wird als maximaler Konnektivitätsgraph (englisch: *maximal connectivity graph*, MCG) bezeichnet und ist in Abbildung 3.1 dargestellt. Zur Lösung eines spezifischen Entwurfsproblems wird ein Teilgraph, ein sogenannter fundamentaler Problemgraph (englisch: *fundamental problem graph*, FPG), aus dem maximalen Konnektivitätsgraph abgeleitet. Dieser enthält die spezifischen Knoten und Abhängigkeiten, die für die Lösung des Entwurfsproblems relevant sind. Sowohl die Knoten, die den bereits bekannten Knoten vorausgehen, als auch die Knoten, die dem angefragten Knoten nachstehen, werden hierbei vernachlässigt. Auf Grundlage des vollständigen Problemgraphen wird eine Ausführungsreihenfolge der relevanten Regeln bestimmt, welche als Problemlösungsgraph (englisch: *problem solution graph*, PSG) dargestellt wird. Sofern der PSG einem gerichteten azyklischen Graphen entspricht, ist das Problem direkt lösbar. Dieser graphenbasierte Ansatz liefert zwei Vorteile. Zum einen ist das Wissenssystem durch das Ergänzen weiterer Regeln auf sehr einfache Art erweiterbar. Zum anderen führt eine Aktualisierung eines Eintrags im Datenrepositorium dazu, dass alle Einträge, die von diesem abhängig sind, un-

gültig werden und eine Neuberechnung erfordern, um Inkonsistenzen zu vermeiden.

Zusammenfassend schafft die verwendete wissensbasierte Methodik in FUGA die Voraussetzungen, die Konsistenz zwischen Modellen unterschiedlichen Fidelitätsgrades durch den Einsatz eines zentralen Datenformates sicherzustellen sowie das Wissen durch die Erweiterung zusätzlicher Regeln bzw. Regelsätze um neuartige Produktarchitekturen zu erweitern.

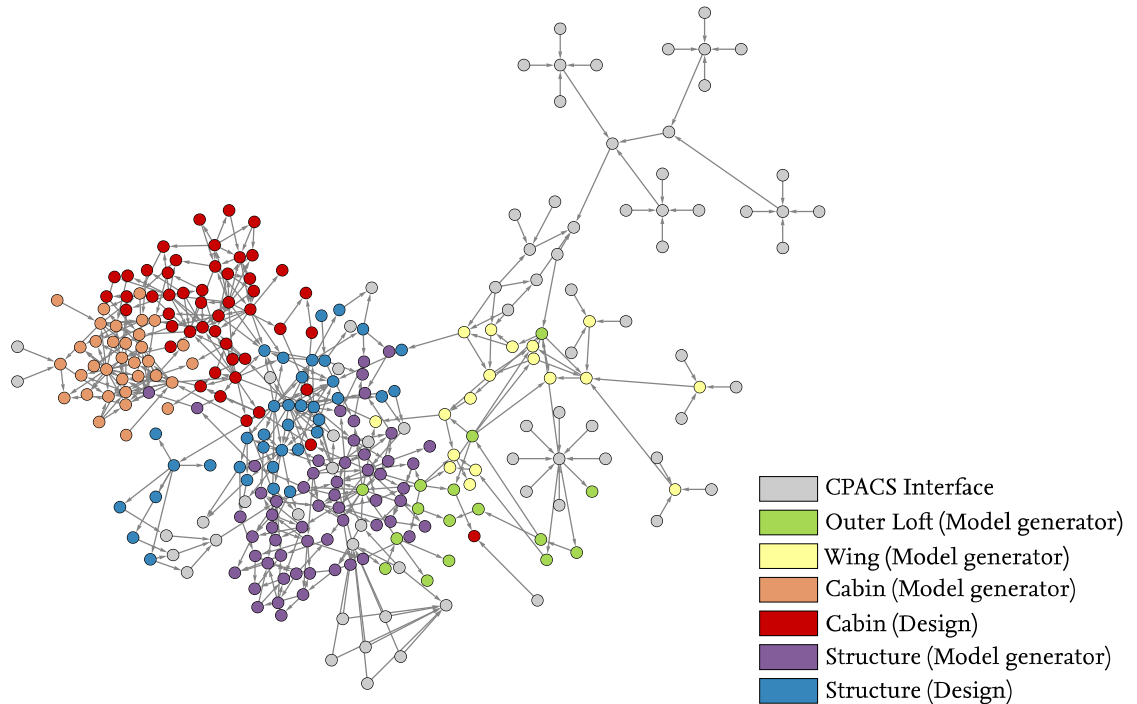


Abbildung 3.1.: Maximaler Konnektivitätsgraph der Entwurfs- und Modellierungsregeln nach Regelsätzen (aus [103]).

3.2.2. Strukturierung des Wissens

Gemäß der Erläuterungen in Abschnitt 3.2.1 weist FUGA eine modulare Softwarearchitektur auf, bei der das Wissen in verschiedenen Paketen strukturiert ist. Der Grundgedanke der Modularisierung ermöglicht die unabhängige Nutzung der einzelnen Pakete, deren Funktionen im Folgenden erläutert werden.

Das Framework des wissensbasierten Werkzeuges bildet das Paket `fuga.core`, in dem die Grundfunktionalitäten des Daten- und Wissensrepositorium sowie des Regelinterpreters implementiert sind. Alle weiteren Pakete stellen Erweiterungen des Regelrepositoriums dar, die gemäß ihres vordefinierten Nutzens voneinander abgegrenzt sind und von den Basisklassen des Wissensrepositoriums aus `fuga.core` erben. Das Paket `fuga.cpacs` liefert über die implementierten Regeln eine Schnittstelle zu CPACS-Datensätzen und ermöglicht damit den Austausch von Daten zwischen dem Datenrepositorium und dem CPACS-Datensatz. Während `fuga.geometry` Regelsätze zur geometrischen Modellierung bereitstellt, liefert das Paket `fuga.simulation` entsprechende Regeln zur Ableitung von löseragnostischen Simulationsmodellen. Mit `fuga.design` wird die Fähigkeit des KBE-Systems erweitert, fehlendes Wissen zu ergänzen. Sind Informationen gefordert, die vom verwendeten CPACS-Datensatz nicht bereitgestellt werden oder für die noch keine CPACS-Beschreibung existiert (z.B. Wasserstofftanks), so wird das Datenrepositorium automatisch über die Regelsätze

dieses Pakets um die erforderlichen, fehlenden Details vervollständigt. `fuga.design` erzeugt die fehlenden Informationen auf Basis des unvollständigen CPACS-Datensatzes, des Spenderdatensatzes sowie der Werte der aus `fuga.geometry` entstammenden Regeln. Um die Funktionalitäten der Regeln innerhalb der Pakete ferner zu differenzieren, werden diese nochmals in Regelsätzen gruppiert. Beispielsweise enthält `fuga.simulation` die beiden Regelsätze `cad` und `fem`, die den CAD-basierten Geometrieentwurf und die Generierung von Simulationsmodellen aus diesen Geometrien voneinander abgrenzen.

Es ist anzumerken, dass sich FUGA zum Zeitpunkt der Verfassung dieser Arbeit in einem fortlaufenden Entwicklungsprozess befindet und zusätzliche Verbesserungen sowie Erweiterungen vorgenommen werden, um die Fähigkeiten und Möglichkeiten von FUGA weiter auszubauen. Dies betrifft insbesondere das Paket `fuga.simulation`, welches automatisiert generierte FE-Modelle bereitstellen soll, welche unter anderem die zuverlässige Vorhersage des Kabinenlärms in frühen Entwurfsphasen ermöglichen. Zu diesem Zweck werden im folgenden Kapitel die Regelsätze des Pakets `fuga.simulation` um neues Wissen erweitert.

4. Implementierung von neuem Wissen zur automatisierten Modellgenerierung

In FUGA erfolgt die automatisierte Generierung von Simulationsmodellen auf Grundlage der in Kapitel 3 beschriebenen wissensbasierten Methodik. Dies gliedert sich gemäß HESSE ET AL. [49] in zwei wesentliche Schritte. Der erste Schritt ist das Erzeugen eines CAD-basierten Geometrieentwurfs mit Hilfe der im öffentlich verfügbaren Geometriekernel OCCT implementierten Geometrieoperationen. Die Darstellung der dreidimensionalen Geometrieobjekte erfolgt in OCCT mittels eines Begrenzungsflächenmodells (englisch: *Boundary Representation*, BRep) [82], welches sich aus einer Topologie und der zugehörigen Geometrie zusammensetzt [14]. Die wesentlichen topologischen Entitäten umfassen Volumenkörper (englisch: *Solids*), Flächen (englisch: *Faces*), Kanten (englisch: *Edges*) und Eckpunkte (englisch: *Vertices*), deren Geometrie über Volumina, Oberflächen, Kurven sowie Punkte charakterisiert wird [14]. Diese Entitäten sind wie folgt definiert [98]:

- Ein Körper wird durch seine umgebenden Flächen beschrieben.
- Die Flächen werden von Kanten begrenzt, die auf der Oberfläche liegen. Mehrere Flächen können zu einer Schale (englisch: *Shell*) zusammengefasst werden.
- Die Kanten werden von Eckpunkten begrenzt. Mehrere zusammenhängende Kanten bilden einen Linienzug (englisch: *Wire*).

Mehrere BRep-Modelle können außerdem in einem Verbund (englisch: *Compound*) als ein integrales Modell gespeichert werden [82].

Im zweiten Schritt wird basierend auf dem CAD-Modell automatisiert mit GMSH ein FE-Netz generiert. GMSH verfügt über eine Python-Schnittstelle [35] und ist somit an das in Python umgesetzte Werkzeug FUGA anbindbar. Die so erzeugten Simulationsmodelle sind löseragnostisch und können in das benötigte Format des zu verwendenden FE-Programms konvertiert werden [49].

In diesem Kapitel wird neues Wissen in Form von erweiternden Regeln zur automatisierten Generierung löseragnostischer Simulationsmodelle beschrieben. Mit Hilfe dieser neuen Regeln werden die Vorentwurfsdaten mit zusätzlichen Informationen angereichert, die für eine detaillierte Modellierung des Rumpfes und der Kabine erforderlich sind und eine verbesserte Vorhersagegenauigkeit des Kabinenlärms ermöglichen. Zu beachten ist, dass der Umfang dieser Arbeit nicht alle relevanten Details der Struktur zur präzisen Vorhersage von Kabinenlärm berücksichtigt. Um diese Vorhersagen weiter präzisieren zu können, ist es erforderlich aufbauend auf dem in der vorliegenden Arbeit erzeugten Wissen weitere Regelsätze in FUGA zu implementieren, welche es in weiterführenden Untersuchungen zu validieren gilt. Die Robustheit dieser neuen Regeln wird anhand unterschiedlich komplexer Flugzeugkonfigurationen evaluiert, welche in Abschnitt 4.1 vorgestellt werden. In den nachfolgenden Abschnitten 4.2 bis 4.5 werden neue Regeln zur Implementierung der Fenstergeometrien im Rumpf, der Druckschotte, der Wasserstofftanks sowie der Sekundärkavität im Detail erläutert und diskutiert. Abschließend erfolgt in Abschnitt 4.6 eine Bewertung der implementierten Regeln im globalen Kontext von FUGA.

4.1. Vorstellung der Flugzeugkonfigurationen unterschiedlicher Komplexität

Zum Entwurf der Regeln sowie zur Bewertung der Robustheit dieser werden drei unterschiedliche Flugzeugkonfigurationen herangezogen, die sich in ihrer Komplexität unterscheiden. Eine

sehr einfache Geometrie wird durch das ACOUSTIC FLIGHT-LAB bereitgestellt, welches als Validationsplattform akustischer Untersuchungen in einem reflexionsarmen Halbraum im Zentrum für Angewandte Luftfahrtforschung (ZAL) in Hamburg aufgebaut ist [105]. Dabei handelt es sich um eine vereinfachte Rumpfsektion eines konventionellen Kurzstreckenflugzeuges mit einer Länge von etwa 8.5 m und einem Durchmesser von ca. 4 m, welche sich durch die Verwendung von baugleichen Komponenten auszeichnet [48]. So weisen alle verbauten Stringer und Spanten die gleichen geometrischen Eigenschaften sowie die Hautfelder eine konstante Dicke auf [105]. Neben den Versteifungen sind im Rumpf zusätzlich ein Passagier- und ein Frachtboden sowie dafür notwendige Struktur, wie Stützen, Längs- und Querbalken vorhanden [25]. Auch die Sekundärverkleidung und Isolierungen sind in der Rumpfsektion verbaut. Die Rumpfsektion ist mittels vier Stickstoffgefüllter Federn zwischen zwei Trägern an den Stirnseiten des Rumpfes montiert, was eine effektive Entkopplung der Struktur von ihrer Lagerung bewirkt und somit das dynamische Verhalten der Struktur geringstmöglich beeinflusst [105]. Das ACOUSTIC FLIGHT-LAB sowie das in FUGA aus der CPACS-Beschreibung abgeleitete Geometriemodell sind in Abbildung 4.1 dargestellt.

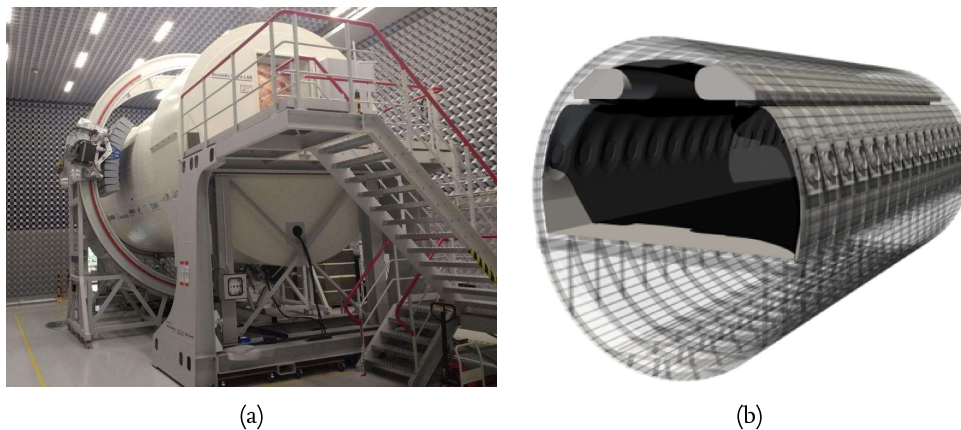


Abbildung 4.1.: (a) Das ACOUSTIC FLIGHT-LAB in der Testumgebung (aus [105]) und (b) dessen Geometriemodell aus FUGA (aus [49]).

Eine Erweiterung der Komplexität des ACOUSTIC FLIGHT-LAB liefert die an den AIRBUS-A320 angelehnte D180-Konfiguration des DLR, welche auf die Beförderung von 180 Passagieren ausgelegt ist. Die Kabine ist vollständig als Economy-Klasse ausgestattet. Statt einer vereinfachten Rumpfsektion wird eine vollständige Konfiguration eines typischen Kurzstreckenflugzeuges verwendet, deren CPACS-Beschreibung aus dem Vorentwurfstool OPENAD [109] stammt. Abbildung 4.2 zeigt die Geometrie der D180-Konfiguration inklusive des aus FUGA stammenden Kabinenentwurfs.

Eine weitere Konfiguration eines Kurzstreckenflugzeuges des DLR, welche von den konventionellen Entwürfen abweicht und damit die Komplexität zusätzlich erhöht, ist die ebenfalls mit OPENAD generierte D250-Konfiguration. Diese Konfiguration ist aus den Anforderungen eines klimaneutralen Konzeptes sowie des Transportes von 250 Passagieren unter Berücksichtigung einer Zweiklassen-Bestuhlung, welche die Economy- sowie die Business-Klasse umfasst, motiviert. Durch die Knickflügelbauart, das T-Leitwerk sowie dem wasserstoffbasierten Antriebssystem mit offenen Propellern und einem rumpfintegrierten Wasserstofftank im Heckbereich des Flugzeuges zeichnet sich die D250-Konfiguration als neuartiges Konzept unter Einsatz revolutionär neuer und nachhaltiger Technologien aus. Zur Demonstration der Generierung konsistenter Modelle sowie der Implementierung von neuem Wissen in FUGA wird daher diese Konfiguration im Rahmen der in Kapitel 5 durchzuführenden vibroakustischen Analysen näher betrachtet. Abbildung 4.3 veranschaulicht die D250-Konfiguration inklusive der aus FUGA stammenden Kabinenauslegung, bei der aufgrund höherer Komfortstandards in der Business-Klasse lediglich 240 Sitzplätze in der Kabine vorhanden

sind. Auf Basis dieser drei Konfigurationen wird in den folgenden Abschnitten die Implementierung neuer Regeln in FUGA vorgestellt.

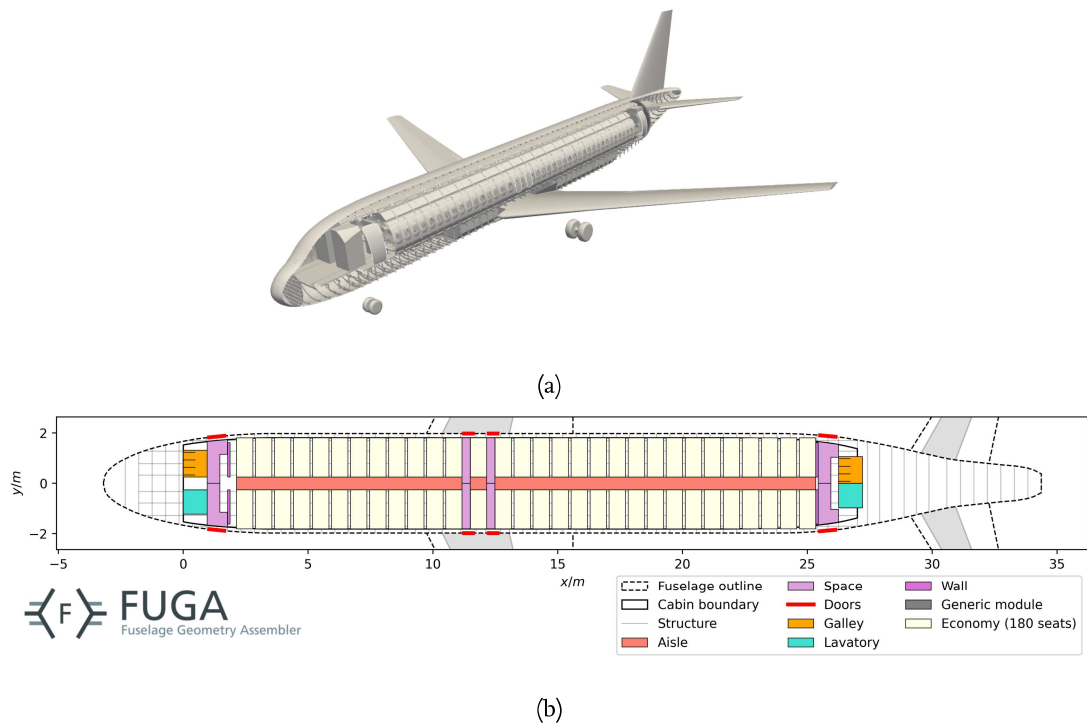


Abbildung 4.2.: (a) Das Geometriemodell der D180-Konfiguration und (b) dessen Kabinenlayout aus FUGA.

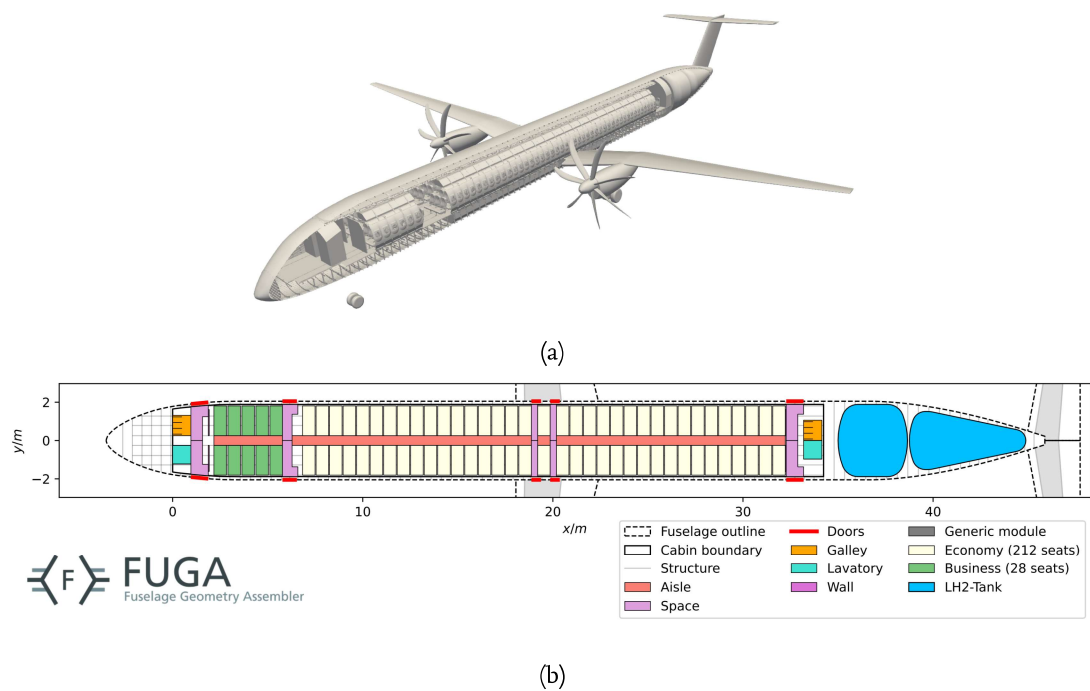


Abbildung 4.3.: (a) Das Geometriemodell der D250-Konfiguration und (b) dessen Kabinenlayout aus FUGA.

4.2. Implementierung und Vernetzung von Fenstergeometrien im Modell des Rumpfes

In Abschnitt 2.4 wird ein Bedarf an detaillierteren Modellen zur numerischen Analyse des Kabinenlärms herausgestellt. Um die Vorhersage der Kabinenakustik mit höherer Genauigkeit abzubilden, wird in verschiedenen Publikationen [45, 91] die Einbeziehung der Kabinenfenster im Simulationsmodell als essentiell betrachtet. Insbesondere HERDIC ET AL. [45] haben entsprechende Untersuchungen durchgeführt und bereits Fenster als vereinfachte Rechteckgeometrie in ihrem zylindrischen Modell betrachtet. Die Ergebnisse dieses Artikels verdeutlichen jedoch, dass die getroffenen vereinfachten Modellierungsannahmen zu Abweichungen des strukturdynamischen Verhaltens führen und daher eine detailliertere Modellierung erforderlich ist. Im Kontext der bisherigen Forschung besteht daher eine dringende Nachfrage, die Fähigkeit zur Integration der Fenstersektionen in das Simulationsmodell auf höherem Detailgrad zu erlangen.

Abbildung 4.4 zeigt ein Hautfeld des Fensterbereiches aus dem Inneren eines Flugzeugrumpfes. Wie aus der Abbildung hervorgeht, ist der Fensterbereich durch seine ovale Form charakterisiert und wird durch einen umschließenden Rahmen verstärkt, welcher auf der Primärstruktur vernietet ist. Die Fensterscheiben aus Plexiglas werden zwischen Rahmen und Primärstruktur fest eingespannt und verdichtet [17, 45]. Auf dem Verstärkungsrahmen ist außerdem eine Anbindungsmöglichkeit zum Fenstertrichter der Kabinenverkleidung vorhanden.

Zur umfassenden Modellierung des Fensterbereiches werden im Folgenden sowohl die reale Form der Fensterausschnitte als auch die Verstärkungsrahmen berücksichtigt. Die Modellierung der Anbindung zum Fenstertrichter wird dabei vernachlässigt. Die anschließenden Unterabschnitte erörtern die automatisierte Generierung eines Simulationsmodells für die Rumpfaußenhaut inklusive der beschriebenen Fensterbereiche. Die resultierenden Regeln, welche das Paket `fuga.simulation` ergänzen, werden zunächst am ACOUSTIC FLIGHT-LAB auf niedriger Abstraktionsebene behandelt und in einem weiteren Schritt an der D180- sowie der D250-Konfiguration evaluiert. Der folgende Unterabschnitt liefert zunächst eine Beschreibung der wissensbasierten Geometrieerstellung.



Abbildung 4.4.: Innenansicht eines Flugzeughautfeldes mit Fenster und Verstärkungsrahmen aus dem Kabinen-Mockup des DLR-Instituts für Systemarchitekturen in der Luftfahrt in Hamburg.

4.2.1. Geometrieentwurf unter Berücksichtigung der Fensterbereiche

Der CAD-basierte Geometrieentwurf für die Implementierung der Fensterbereiche im Rumpf basiert auf der in FUGA bereits vorliegenden segmentierten strukturellen Rumpfoberfläche gemäß Abbildung 4.5. In CPACS erhält jeder verfügbare Knoten eine global gültige, eindeutige Kennung (englisch: *unique identifier*, uID), mit welcher auf den zugehörigen Knoten an anderer Stelle im Datensatz verwiesen werden kann [104]. Die Definition der Rumpfsegmente erfolgt durch die Vergabe einer uID sowie über die Zuweisung der uIDs von Stringern sowie Spanten im CPACS-Datensatz, die das jeweilige Segment umschließen. Die Segmente weisen außerdem aufgrund der am Rumpf in Umfangs- und Längsrichtung variierenden Belastungen unterschiedliche Hautfelddicken sowie Materialien auf, welche jeweils durch sogenannte *sheetBasedStructuralElements* definiert und über die zugehörigen *sheetElementUIDs* in CPACS zugeordnet werden. Die *sheetBasedStructuralElements* enthalten für die Generierung des FE-Modells relevante Struktureigenschaften.

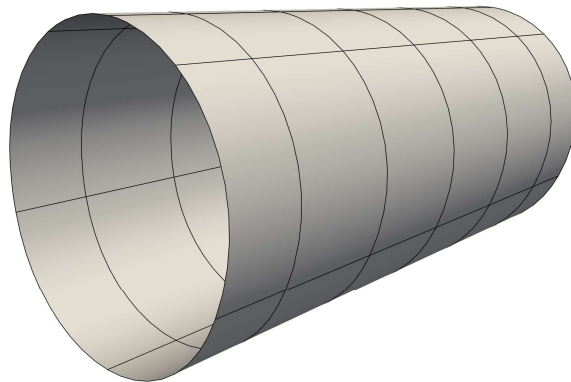


Abbildung 4.5.: Segmentierte strukturelle Rumpfoberfläche des ACOUSTIC FLIGHT-LAB.

Auf die segmentierte Rumpfoberfläche werden die Kurven zur Berandung der Fenster und der Verstärkungsrahmen mittels BOOLESCHER Operationen projiziert. Die dazu notwendigen Schritte sind in Abbildung 4.6 zusammengefasst.

Die Definition für die Geometrie der Fensterausschnitte stammt ebenfalls aus CPACS, deren Beschreibung in [104] erläutert wird und in Abbildung 4.7 dargestellt ist. Die Beschreibung der Fensterausschnitte umfasst die Position des Ausschnittes auf der Rumpfoberfläche, welche über einen Ursprungspunkt mit *positionX*, *referenceY* und *referenceZ* sowie einen Referenzwinkel (*referenceAngle*) definiert ist. Diese bilden einen Verschnittvektor mit der Rumpfoberfläche und resultieren zu einem Schnittpunkt, von dem aus ein Rechteck der Breite *deltaX* und der Höhe *deltaY* in Richtung eines Orientierungsvektors *orientationVector* extrudiert wird. Unter Angabe eines Rundungsradius (*filletRadius*) ist die Definition von abgerundeten Ecken des Rechteckes möglich. Die Abmaße des Rechteckes werden innerhalb eines lokalen Koordinatensystems charakterisiert, das durch einen Ausrichtungsvektor (*alignmentVector*) definiert ist. Derzeit wird in CPACS die Definition von Tür-, Fenster- und Rampenausschnitten unterstützt. Aufgrund der Relevanz bezüglich der Bewertung der Kabinenakustik werden jedoch lediglich Fensterausschnitte betrachtet.

Eine Beschreibung des Verstärkungsrahmens ist in der aktuellen CPACS-Version 3.4 noch nicht implementiert, sodass weitere Informationen zu diesem als Eingangsgrößen vorgegeben und im Datenrepositorium ergänzt werden. Der Rahmen wird dabei als in der Rumpfhaut integriert idealisiert, sodass dieser Bereich der Rumpfhaut durch eine erhöhte Dicke modelliert wird. Die Vernetzung des Rahmens auf dem Rumpf ist somit vernachlässigbar. Der Verstärkungsrahmen wird über

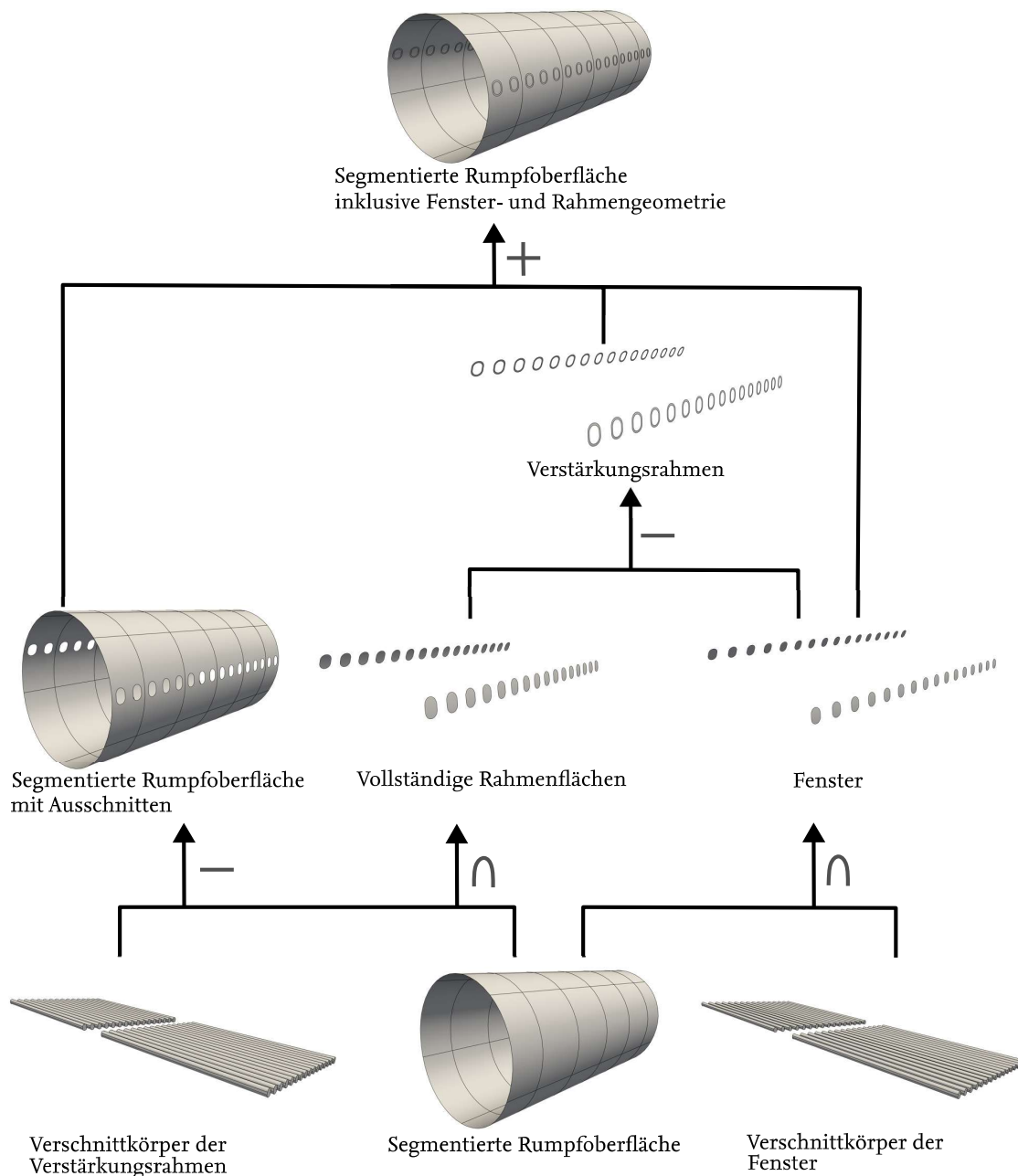


Abbildung 4.6.: Geometrieoperationen zur Erzeugung der segmentierten strukturellen Rumpfoberfläche mit Fenstern und Verstärkungsrahmen.

die Differenzen von Breite und Höhe zwischen Rahmen und Fenster bestimmt. Zusätzlich sind `sheetBasedStructuralElements` inklusive Materialien und Dicke für Fenster sowie Rahmen zu definieren. Entsprechende Informationen werden auch in den CPACS-Spenderdatensatz ergänzt sowie in die Regeln des Pakets `fuga.design` im Falle unvollständiger CPACS-Datensätze implementiert.

Mit Hilfe der geometrischen Informationen werden entsprechende Verschnittkörper für Fenster und Fensterrahmen erstellt und in Richtung des Orientierungsvektors extrudiert. Zunächst werden die Verschnittkörper der Fenster mit der segmentierten Rumpfoberfläche überlagert und die

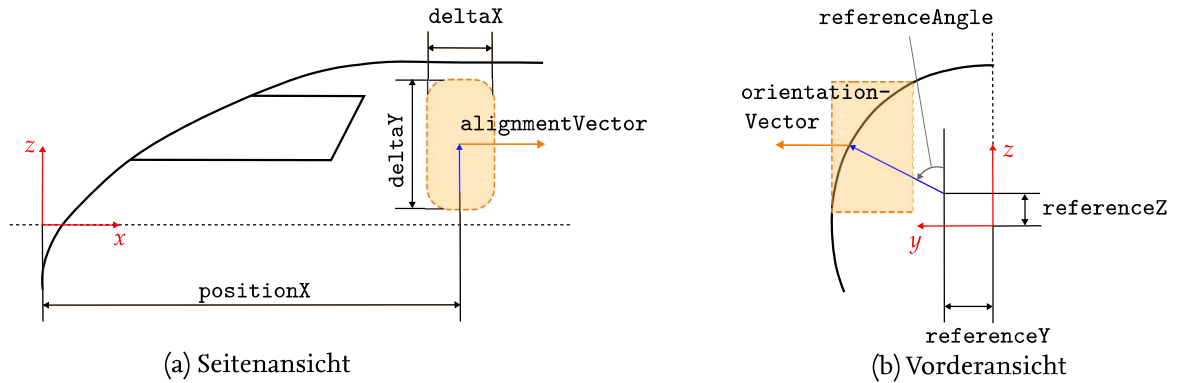


Abbildung 4.7.: Schematische Darstellung der Ausschnitt-Definition in CPACS (in Anlehnung an [104]).

gemeinsamen Flächen bestimmt, was als Resultat den Fensterflächen entspricht. Analog ist dies mit den Verschnittkörpern der Rahmen durchzuführen. Die Resultate dieser Operation werden von der segmentierten Rumpfoberfläche abgezogen. Dies liefert die Rumpfhaut mit entsprechenden Ausschnitten für Fenster- und Rahmengeometrie. Zuletzt sind zum Erhalt der endgültigen Rahmengeometrie die Fensterflächen von den Flächen, welche aus der Überlagerung von Rumpfhaut und Rahmen-Verschnittkörpern entstanden sind, zu subtrahieren. Die somit gebildeten Geometriemodelle für die Rumpfhaut inklusive Ausschnitte, Fenster und Fensterrahmen werden in einem Verbund gespeichert, welcher in Abbildung 4.8 dargestellt ist, und zur Vermeidung von doppelten Entitäten miteinander fusioniert. Für jede in diesem Verbund auftretende Fläche erfolgt eine Zuordnung der entsprechenden `sheetElementUID` und speziell für die einzelnen Fenster- und Rahmenflächen die Vergabe einer `uID`. Da die Segmente des Rumpfes im Allgemeinen als Schalen im Verbund hinterlegt sind, die mehrere Flächen umfassen, erfolgt zusätzlich eine Zuordnung der Rumpfflächen zu den jeweiligen Segmenten. Die Fenster und Rahmen werden durch einzelne Flächen im Verbund beschrieben, sodass eine weitere Zuweisung der `sheetElementUIDs` nicht notwendig ist. Der Geometrieverbund, die Geometrien der einzelnen Komponenten sowie die zugeordneten `uIDs` und `sheetElementUIDs` stehen beim Abruf der Regel im Datenrepositorium zur Verfügung. Diese können somit neben der Vernetzung auch zur Weiterverarbeitung in nachfolgenden Regeln verwendet werden.

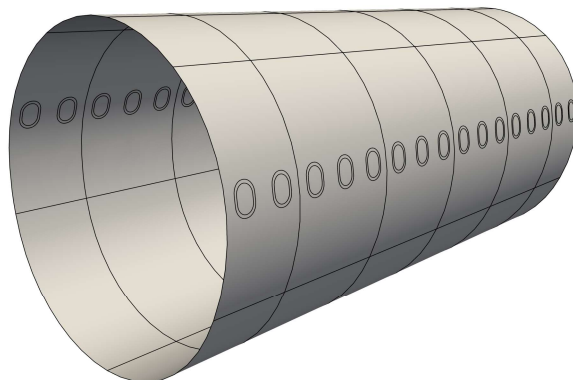


Abbildung 4.8.: Segmentierte strukturelle Rumpfoberfläche mit Fenstern und Verstärkungsrahmen des ACOUSTIC FLIGHT-LAB.

Zur Vorbereitung einer strukturierten Vernetzung der Rumpfaußenhaut stellt sich ein weiterführendes Preprocessing bezüglich des Geometriemodells als Notwendigkeit heraus. Dies wird in Abschnitt 4.2.2 erörtert und verdeutlicht. Das zusätzliche Preprozessing wird in einer ergänzenden Regel hinterlegt. In dieser wird die um Fenster- und Rahmengeometrie ergänzte segmentierte Rumpfoberfläche ferner mit den Definitionsebenen der Stringer und Spanten verschnitten, wie in Abbildung 4.9 dargestellt ist. Die Verschnittoperationen liefern zusätzliche Kurven und Punkte der Verstärkungskomponenten auf dem Rumpf, welche als Grundlage zur Vernetzung in GMSH gemäß der in Abschnitt 2.2.2 erwähnten BOTTOM-UP-Methode dient. Für die Vernetzung problematische Bereiche stellen die Hautfelder um die Fensterrahmen dar. Dies ist insbesondere der Fall, wenn im Vergleich zur Zielelementkantenlänge der Abstand zwischen den auf dem Rumpf liegenden Stringerkurven und den Kurven der Fensterrahmen sehr klein ist und somit große Elementverzerrungen hervorgerufen werden. Zur Sicherstellung einer hohen Elementqualität werden daher bestimmte Stringerebenen vor der Durchführung der Verschnittoperation vernachlässigt.

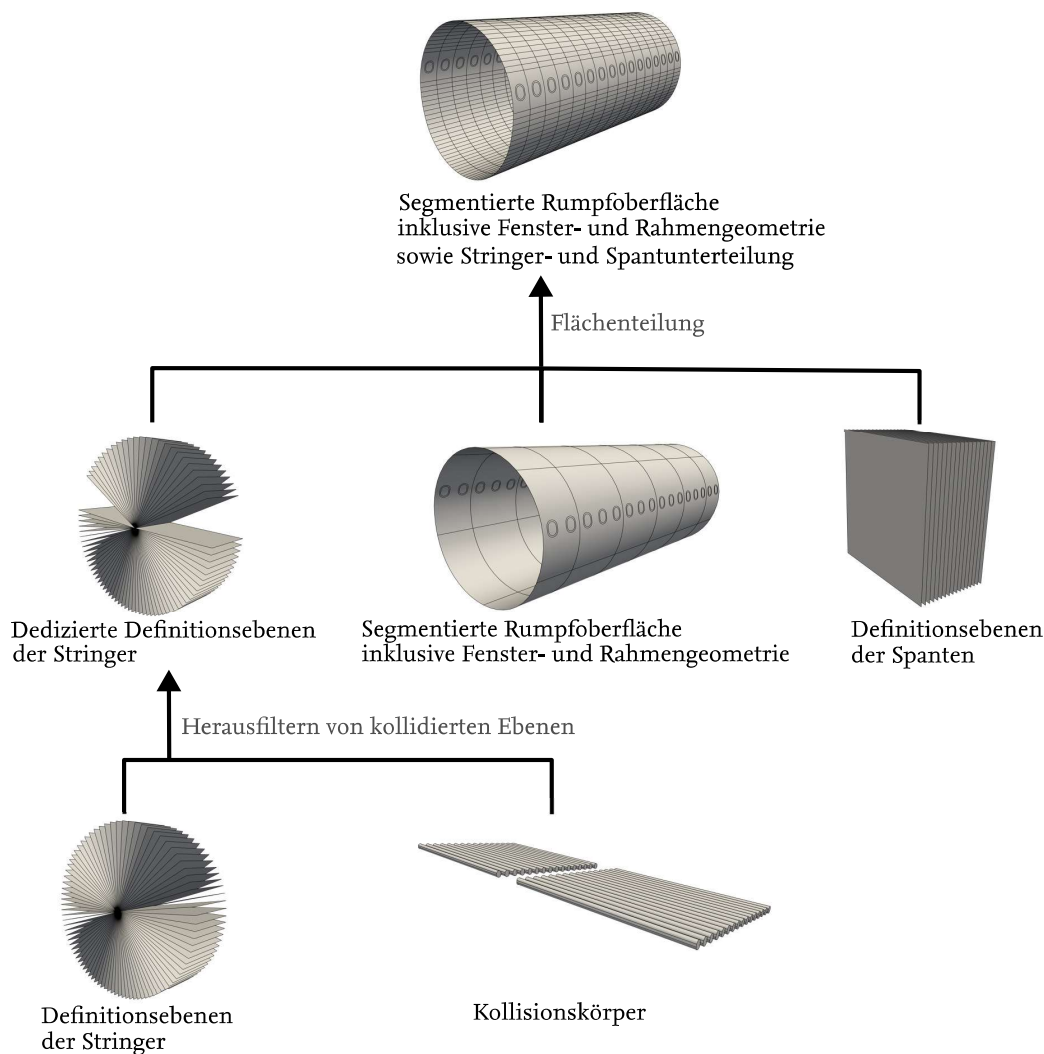


Abbildung 4.9.: Geometrieoperationen zur Erzeugung der Stringer- und Spant-unterteilten, segmentierten strukturellen Rumpfoberfläche mit Fenstern und Verstärkungsrahmen.

Analog zur Erzeugung der Fenster und Verstärkungsrahmen, werden dazu um die Fenster- und Rahmenausschnitte Kollisionskörper erstellt, die in der Höhe der Fensterrahmen eine Differenz in Abhängigkeit der doppelten geforderten Zielelementkantenlänge aufweist. Die Zielelementkantenlänge wird als Eingangsgröße definiert und im Datenrepositorium gespeichert. Mit Hilfe dieser Körper wird eine Kollisionsdetektion mit den Stringerebenen durchgeführt und die kollidierenden Ebenen zur Verschneidung der Stringerebenen mit dem Rumpf herausgefiltert. Die Rumpfoberfläche inklusive der Stringer- und Spantunterteilung wird wiederum fusioniert, um Inkonformitäten in der Vernetzung zu vermeiden. Das resultierende Geometriemodell, welches in Abbildung 4.10 aufgezeigt ist, wird inklusive der zu den Flächen zugeordneten uIDs und sheetElementUIDs durch die Regel zurückgegeben und liefert die Basis zur Vernetzung, welche im nachfolgenden Abschnitt behandelt wird.

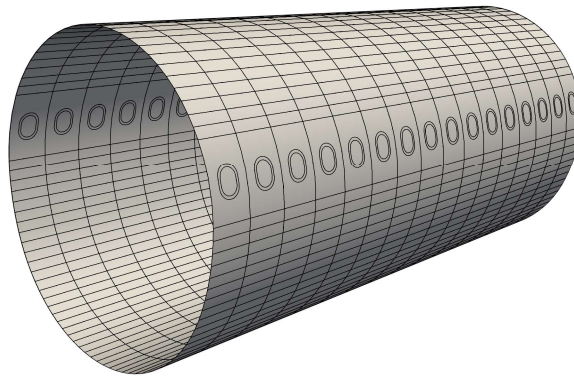


Abbildung 4.10.: Stringer- und Spant-unterteilte, segmentierte strukturelle Rumpfoberfläche mit Fenster- und Rahmengeometrie des ACOUSTIC FLIGHT-LAB.

4.2.2. Vernetzung des Rumpfmodells

Das im vorangegangenen Abschnitt hergeleitete Geometriemodell gilt es unter Beachtung der in Abschnitt 2.2.3 beschriebenen Anforderung zur Anwendung einer vibroakustischen Analyse mit GMSH zu vernetzen und als löseragnostisches Simulationsmodell bereitzustellen. Die Rumpfoberfläche wird dabei mittels Schalenelementen diskretisiert, für die sowohl lineare als auch quadratische Ansatzfunktionen definiert werden können. Die Zielelementkantenlänge der Struktur sowie die Ordnung der Ansatzfunktionen können als Eingangsgröße gesteuert werden. Zur Erhaltung eines strukturellen Netzes hoher Qualität werden in diesem Abschnitt sowohl Verfahren für eine lokale Optimierung des Netzes entwickelt als auch verschiedene Vernetzungsmethoden anhand des ACOUSTIC FLIGHT-LABS evaluiert. Letzteres umfasst die Bewertung verschiedener 2D-Vernetzungsalgorithmen sowie auch der Auswirkungen einer vollständigen oder unvollständigen Rekombination anhand der resultierenden Netzqualitäten. Die zu untersuchenden Vernetzungsmethoden sind in Tabelle 4.1 zusammengefasst. Die Untersuchungen zu den verschiedenen Vernetzungsmethoden ergeben, dass die Methode $\mathbb{V}_3$ als höherwertige Wahl im Kontext vibroakustischer Analysen hervortritt. Infolgedessen werden die spezifischen Verfahren zur lokalen Netzoptimierung unter Anwendung dieser Methode präzise herausgearbeitet und dargelegt. Die in diesem Abschnitt hergeleitete Vorgehensweise zur Vernetzung werden in Form einer konfigurationsgenerischen Regel in FUGA implementiert.

Tabelle 4.1.: Zusammenfassung der zu untersuchenden Vernetzungsmethoden.

Vernetzungs- methode	Strukturierter 2D-Algorithmus	Unstrukturierter 2D-Algorithmus	Rekombination
V_1	TRANSFINITEAUTO	FRONTAL-DELAUNAY	Quad-dominant
V_2	TRANSFINITEAUTO	FRONTAL-DELAUNAY FOR QUADS	Quad-dominant
V_3	TRANSFINITEAUTO	MESHADAPT	Quad-dominant
V_4	TRANSFINITEAUTO	PACKING OF PARALLELOGRAMS	Quad-dominant
V_5	TRANSFINITEAUTO	QUASI-STRUCTURED QUAD	Vollständig
V_6	TRANSFINITEAUTO	MESHADAPT	Vollständig

Lokale Netzoptimierungen

Die geometrische Modellierung der Fenster und Fensterrahmen führt bei der Vernetzung zu Schwierigkeiten, welche durch die in GMSH zu Grunde liegende BOTTOM-UP-Methode zu Stande kommen. Ziel ist gemäß der Erläuterungen in Abschnitt 2.2.3 eine strukturierte Vernetzung des Rumpfes, welche in GMSH mittels des TRANSFINITE- bzw. TRANSFINITEAUTO-Algorithmus durchgeführt wird. Voraussetzung zur Anwendung dieses Algorithmus auf eine Fläche des Geometriemodells ist, dass die Fläche eine geometrische Form mit drei oder vier Ecken aufweist und die Punkte, die die Ecken dieser Flächen definieren, explizit anzugeben sind [35]. Wie Abbildung 4.11 zu entnehmen ist, entstehen durch die Verschnittoperationen in den Fensterbereichen des Rumpfes unregelmäßig verteilte Kurven und Punkte, welche bei Betrachtung unterschiedlicher Fenster auf dem Rumpf zusätzlich variieren. Eine strukturierte Vernetzung ist in diesen Bereichen daher nur durch die Einführung weiterer Kurven möglich, die die Geometrie in Dreiecks- bzw. Vierecksflächen aufteilt und damit weitere Randbedingungen für die Vernetzung vorgibt. Dies ist allerdings aufgrund der Variation der Topologie in diesen Bereichen nicht automatisiert umsetzbar und erfordert einen hohen manuellen Aufwand, sodass eine unstrukturierte Vernetzung hoher Qualität anzustreben ist.

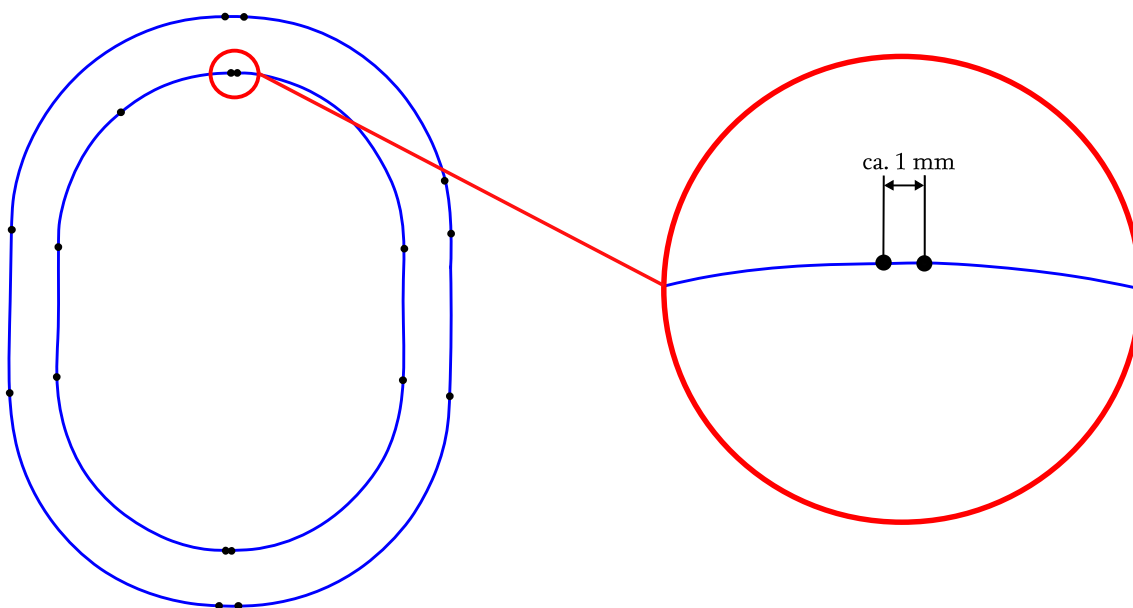


Abbildung 4.11.: Punkte sowie Kurven der Fenster- und Rahmengeometrie auf der Rumpfoberfläche.

Aus Abbildung 4.11 geht außerdem hervor, dass durch die Verschnittoperationen in den Fensterbereichen des Rumpfes Kurven mit einer Bogenlänge in der Größenordnung von ca. 1 mm entstehen. Diese Kurven verursachen bei vorgegebenen Zielelementkantenlängen im Zentimeterbereich große Verzerrungen der an die Kurven angrenzenden Elemente. Dies wird beispielhaft in Abbildung 4.12 an einem Ausschnitt des Netzes, welches mittels Methode $\mathbb{V}_3$ erzeugt wird, im Bereich der Fenster anhand des in Abschnitt 2.2.3 eingeführten Qualitätswertes SICN verdeutlicht. Die Diskretisierung der Struktur erfolgt mit einer Zielelementkantenlänge von $l_{e,s} = 0.05$ m, welche im Kontext der Vibroakustik von Interesse ist, und mit linearen Ansatzfunktionen als konservative Betrachtung.

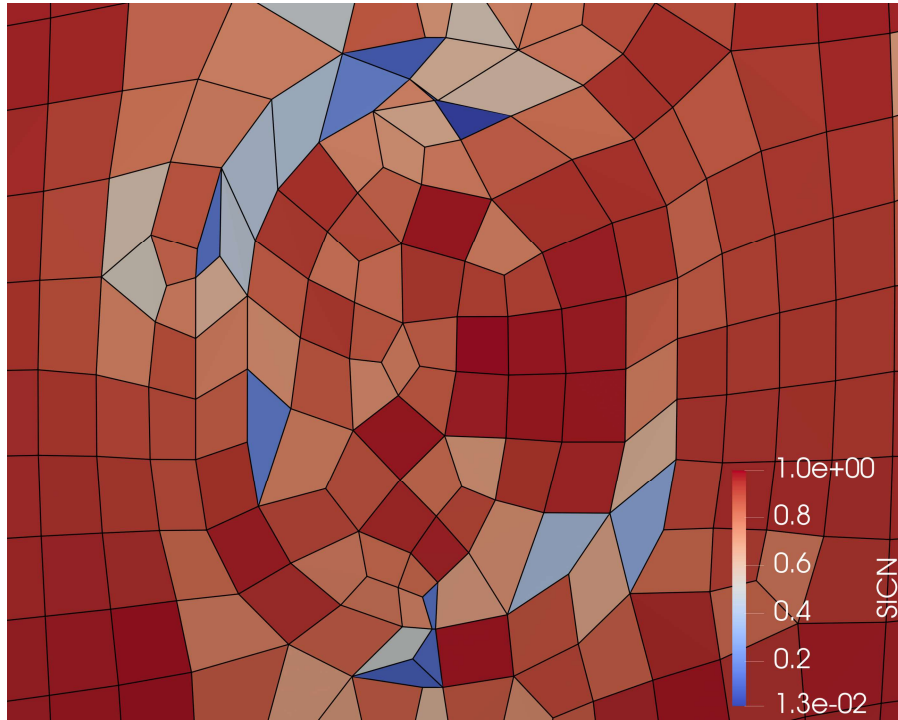


Abbildung 4.12.: Netzqualität der Fensterbereiche unter Anwendung des SICN-Indikators bei der Vernetzung mit Methode $\mathbb{V}_3$ bei einer Elementkantenlänge $l_{e,s} = 0.05$ m, linearen Ansatzfunktionen und ohne Netzgrößenfelder.

Zur Vermeidung solch verzerrter Elemente werden sogenannte Netzgrößenfelder (englisch: *Mesh Size Fields*) um die Punkte des Geometriemodells definiert, welche die Kurven begrenzen, deren Bogenlänge kleiner als die Zielelementkantenlänge ist. Diese Felder ermöglichen es, die Netzfeinheit in Abhängigkeit von verschiedenen Parametern in lokalen Bereichen anzupassen. Die Elementkantenlänge kann dabei innerhalb des Feldes konstant sein oder variieren. Die Bogenlänge s der Kurve $\mathbf{R}(u) = (x(u), y(u), z(u))$, welche durch die Variable u parametrisiert beschrieben werden kann und durch den Start- sowie Endparameter u_1 und u_2 begrenzt wird, ergibt sich laut [40] zu

$$s = \int_{u_1}^{u_2} \left\| \frac{d\mathbf{R}(u)}{du} \right\|_2 du, \quad (4.1)$$

mit der euklidischen Norm der ersten Ableitung $\frac{d\mathbf{R}}{du}$ der Kurvenfunktion $\mathbf{R}(u)$ nach dem Parameter u gemäß

$$\left\| \frac{d\mathbf{R}(u)}{du} \right\|_2 = \sqrt{\left(\frac{dx(u)}{du} \right)^2 + \left(\frac{dy(u)}{du} \right)^2 + \left(\frac{dz(u)}{du} \right)^2}. \quad (4.2)$$

Eine Methode zur Ermittlung der ersten Ableitung der Kurvenfunktion ist in GMSH implementiert, auf welche im Folgenden zurückgegriffen wird. Das Integral wird über eine interpolatorische Quadratur numerisch gelöst.

Für die Generierung von Netzen der Fensterbereiche hoher Qualität wird zum einen für jeden der kritischen Kurven begrenzenden Punkte ein Distance-Feld definiert, welches den Abstand zu dem jeweiligen Punkt zurückgibt [35]. Zum anderen wird zu jedem Distance-Feld ein Threshold-Feld definiert, bei dem in Abhängigkeit des vom Distance-Feld berechneten Abstandes die Elementgröße spezifiziert werden kann [35]. Hierzu wird gemäß Abbildung 4.13 ein minimaler und maximaler Abstand (DistMin und DistMax) sowie eine minimale und maximale Elementkantenlänge (SizeMin und SizeMax) festgelegt. In dem Bereich um den das Distance-Feld definierenden Punkt, der durch den Abstand DistMin bestimmt wird, wird die Vernetzung mit der Elementkantenlänge SizeMin durchgeführt. Außerhalb des Bereiches des maximalen Abstandes weist das Netz eine Netzfeinheit auf, die durch SizeMax vorgegeben wird. Zwischen den Grenzen DistMin und DistMax wird die Elementkantenlänge linear von SizeMin auf SizeMax interpoliert. Zur Generierung von Netzen hoher Qualität in den Fensterbereichen hat sich die Definition der Threshold-Felder gemäß der in Tabelle 4.2 zusammengefassten Wahl der Optionen in Abhängigkeit der strukturellen Zielelementkantenlänge $l_{e,S}$ und der zu dem Punkt zugehörigen kritischen Kurvenbogenlänge s als sehr zuverlässig erwiesen.

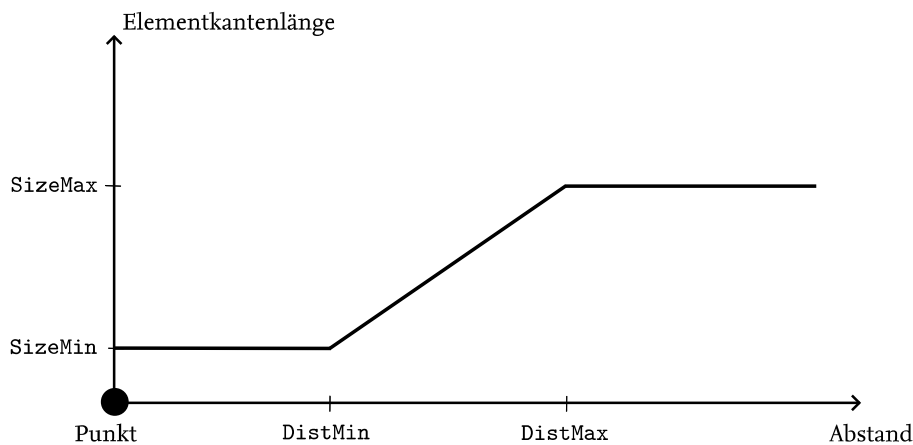


Abbildung 4.13.: Definition eines Threshold-Feldes in GMSH (in Anlehnung an [35]).

Tabelle 4.2.: Wahl der Optionen zur Definition der Threshold-Felder.

Option	Wert
DistMin	$2s$
DistMax	$2l_{e,S}$
SizeMin	s
SizeMax	$l_{e,S}$

Zudem wird ein Min-Feld definiert, welches die Threshold-Felder hinsichtlich der Elementkantenlängen an jeder beliebigen Stelle des Modells bewertet und den kleinsten Wert auswählt [35]. Mit Hilfe dieser Netzgrößenfelder ist die Vernetzung der Fensterbereiche mit hoher Qualität möglich, wie in Abbildung 4.14 anhand des SICN-Kriteriums bei der Vernetzung mit Methode V_3 und einer Zielelementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m gezeigt ist.

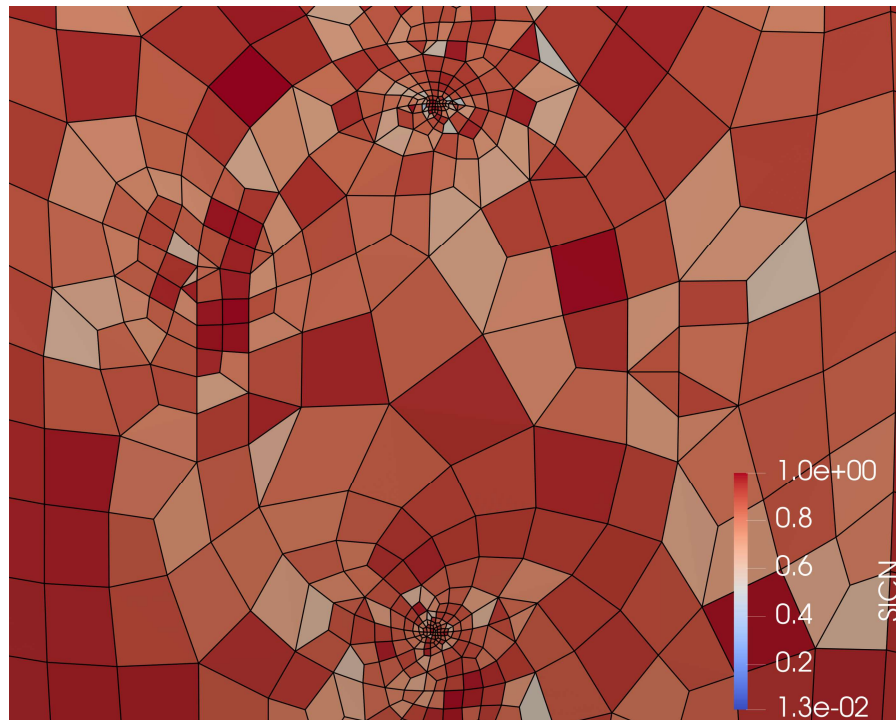


Abbildung 4.14.: Netzqualität der Fensterbereiche unter Anwendung des SICN-Indikators bei der Vernetzung durch Methode V_3 mit einer Elementkantenlänge $l_{e,s} = 0.05$ m, linearen Ansatzfunktionen und unter Berücksichtigung von Netzgrößenfeldern.

Eine weitere lokale Erhöhung der Netzqualität des Geometriemodells der Rumpfoberfläche inklusive der Fenster und Verstärkungsrahmen kann mit Hilfe einer zusätzlichen Stringer- und Spantunterteilung auf dem Rumpf erreicht werden, wie bereits in Abschnitt 4.2.1 erwähnt. Diese Notwendigkeit der Rumpfoberflächenteilung wird anhand der Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethode V_3 generierten Netze der Geometriemodelle mit und ohne der zusätzlichen Versteifungskomponentenunterteilung (vgl. Abbildung 4.8 und 4.10) in Abbildung 4.15 verdeutlicht. In dieser wird der Qualitätswert SICN bei einer Vernetzung mit der Elementkantenlänge von $l_{e,s} = 0.05$ m dargestellt. Analoge Ergebnisse zeigen sich auch für die Qualitätskriterien SIGE und γ , welche Anhang A.1 zu entnehmen sind. Entsprechende Netzqualitäten für SICN, SIGE und γ sind in Abbildung 4.16 graphisch veranschaulicht. Hierin wird der Mittelwert der Netzqualität in Blau und das Intervall der im Netz auftretenden Qualitätswerte zwischen dem Minimum und Maximum in Orange abgebildet. Aus den in Abbildung 4.15 dargestellten Netzen zeigt sich, dass mit Hilfe der Stringer- und Spantunterteilung ein größerer Bereich der Rumpfoberfläche strukturiert vernetzbar ist. Insbesondere im Bereich der Kabine zwischen Passagierboden und Deckenverkleidung treten auf der Rumpfoberfläche weniger verzerrte Elemente auf. Wie in Abbildung 4.16 ersichtlich ist, kann die Einbindung der Versteifungselementunterteilung lokal allerdings auch zu niedrigeren Elementqualitäten führen, die im dargestellten Fall für den Qualitätswert SICN sogar die mittlere Netzqualität reduzieren. So weisen die strukturiert vernetzten Bereiche des Rumpfes ohne Stringer- und Spantunterteilung (Abbildung 4.15b) im Vergleich zum Netz des Rumpfes mit Stringer- und Spantunterteilung (Abbildung 4.15a) aufgrund besserer Elementseitenverhältnisse eine nahezu maximale Qualität von ca. $\text{SICN} = 1$ auf, während in den strukturiert vernetzten Bereichen unter Berücksichtigung der Unterteilung ein ungefährender Qualitätswert von $\text{SICN} = 0.9$ auftritt. Die Stringer- und Spantunterteilungen auf dem Rumpf führen zu stärkeren Vernetzungs-Randbedingungen, die sich insbesondere auf die Elementseitenverhältnisse der strukturiert vernetzten Bereiche auswirkt und

damit die mittlere Netzqualität reduziert. Dennoch ist die SICN-Netzqualität bei der Berücksichtigung der Stringer- und Spantunterteilung ausreichend hoch, sodass die Verbesserung der Netzqualität im Bereich der Kabine zwischen Passagierboden und Deckenverkleidung als ausschlaggebend bewertet wird. Für die Qualitätswerte SIG_E und γ zeigt sich gemäß Abbildung 4.16b und 4.16c dagegen durch die Unterteilung des Rumpfes eine Verbesserung der mittleren Netzqualität. Die minimal und maximal auftretenden Qualitätswerte definieren das Intervall der Qualitätskriterien der Netze. Diese Intervalle liegen für alle drei Kriterien eindeutig über 0.1, was laut GEUZAINÉ [34] ein Kriterium für Netze guter Qualität ist. Da für die Vorhersage des Kabinenlärms insbesondere der Bereich des Rumpfes auf Höhe der Kabine wesentlich ist und dieser durch die Stringer- und Spantunterteilung des Rumpfes eine deutliche Verbesserung der Netzqualität erfährt, wird die Unterteilung des Rumpfes für eine strukturierte Vernetzung im Rahmen eines erweiterten Preprozessings als erforderlich erachtet.

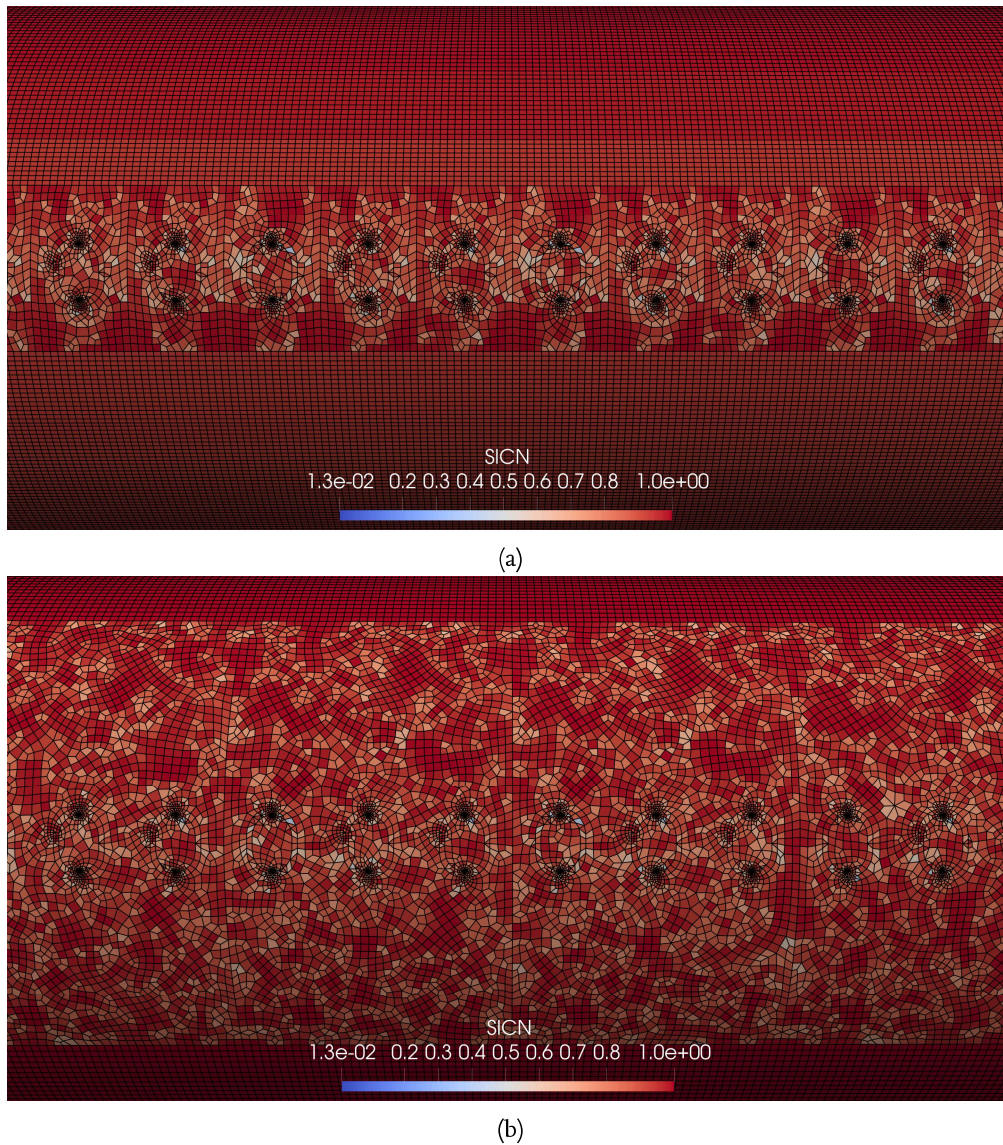
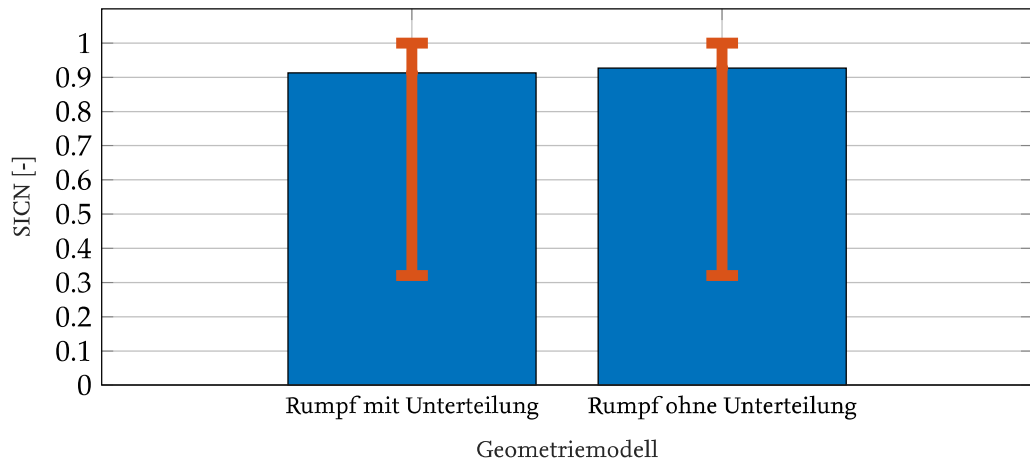
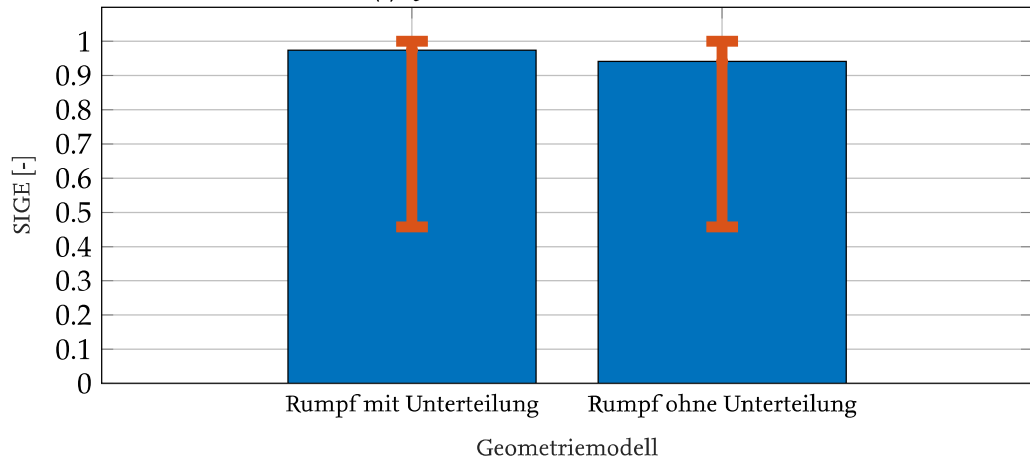


Abbildung 4.15.: Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethode V_3 generierten Netze des Geometriemodells (a) mit und (b) ohne der zusätzlichen Stringer- und Spantunterteilung bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SICN.



(a) Qualitätskriterium SICN.



(b) Qualitätskriterium SIGE.

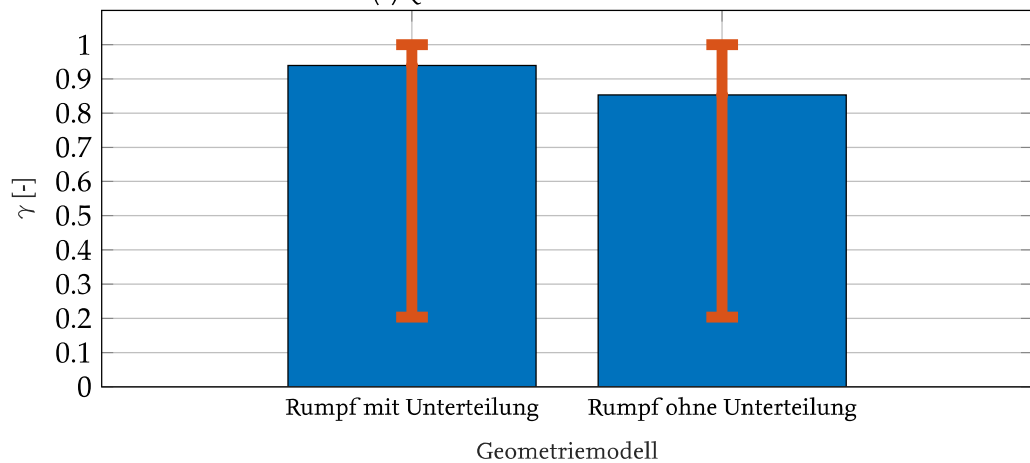
(c) Qualitätskriterium γ .

Abbildung 4.16.: Gegenüberstellung der mittleren, minimalen und maximalen Netzqualitäten der mittels Methode V_3 vernetzten Geometriemodelle der Rumpfoberfläche mit und ohne der zusätzlichen Stringer- und Spantunterteilung bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m sowie linearen Ansatzfunktionen.

Evaluation verschiedener Vernetzungsmethoden

Nachdem lokale Netzoptimierungen durch Netzgrößenfelder und einem erweiterten Preprocessing des Geometriemodells herausgestellt sind, wird im Folgenden die Vernetzung anhand der in Tabelle 4.1 beschriebenen Methoden im Sinne einer für vibroakustische Analysen bestmögliche Vernetzung untersucht. Dafür werden unterschiedliche unstrukturierte 2D-Algorithmen analysiert, die auf die Fensterbereiche sowie die umschließenden Hautfelder angewendet werden. Alle weiteren Hautfelder des Rumpfes werden mittels des TRANSFINITEAUTO-Algorithmus unter Berücksichtigung der vorgegebenen Zielelementkantenlänge strukturiert vernetzt. Vorteil des TRANSFINITEAUTO-Algorithmus ist, dass automatisch die Bereiche erkannt werden, die strukturiert vernetzt werden können, und alle weiteren Bereiche unstrukturiert vernetzt werden. Dies ist insbesondere im Kontext des Preprozessings positiv zu bewerten, da keine Zuordnung des Vernetzungsalgorithmus zu den Flächen erfolgen muss. Darüber hinaus wird der Einfluss einer unvollständigen bzw. vollständigen Rekombination untersucht. Für alle Vernetzungsmethoden entsprechend Tabelle 4.1 wird die Erzeugung von Netzgrößenfeldern gemäß der Erläuterungen im Rahmen der lokalen Netzoptimierungen berücksichtigt. Nach der Netzgenerierung mit GMSH werden doppelt vorkommende Knoten im Netz entfernt und somit neben den in Abschnitt 4.2.1 beschriebenen geometrischen Maßnahmen auf diese Weise zusätzlich konforme Netze sichergestellt. Darüber hinaus werden für die Vernetzungsmethoden V_1 bis V_4 nach der Netzgenerierung die Viereckselemente, deren Qualität unter einem Schwellenwert liegt, zum Zweck einer höheren Netzqualität in zwei Dreieckselemente zerteilt. Erfahrungen zeigen jedoch, dass diese Funktion der Viereckselementaufteilung in der GMSH-Version 4.11.1 nicht zuverlässig anwendbar ist, da einige Viereckselemente, deren Qualität niedriger als der angegeben Wert ist, im Netz bestehen bleiben. Auf Grundlage von praktischem Experimentieren hat sich ein Schwellenwert der Qualität von 0.3 als sinnvoll etabliert, um Viereckselemente mit einer Qualität von unter 0.1 weitreichend zu eliminieren.

Die Bewertung der Vernetzungsmethoden erfolgt im Weiteren anhand des SICN-Qualitätskriteriums. Konforme Aussagen und Trends ergeben sich auch mittels der Kriterien SIGE oder γ , deren Ergebnisse sich in Anhang A.2 befinden. Die mit den Vernetzungsmethoden V_1 bis V_6 generierten Netze der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche inklusive der Fenster- und Verstärkungsrahmengengeometrie des ACOUSTIC FLIGHT-LABS bei einer Zielelementkantenlänge von $l_{e,s} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen sind in Abbildung 4.17 unter Betrachtung des Qualitätsindikators SICN dargestellt. Angesichts der Homogenität der strukturiert vernetzten Hautfelder entlang des Rumpfes wird jeweils ein Detailausschnitt des Rumpfes mit Fokus auf die Fensterbereiche dargestellt, bei dem die strukturierten Bereiche ansatzmäßig zu erkennen sind. Entsprechende SICN-Werte zum Mittelwert (blauer Balken) und der minimalen sowie maximalen Netzqualität (orangener Balken) sind Abbildung 4.18 zu entnehmen. Tabelle 4.3 fasst weitere Daten zu den Netzen zusammen, welche die Anzahl an Dreiecks- und Viereckselementen, dem prozentualen Anteil an Dreieckselementen im Netz sowie die Rechenzeiten zur Vernetzung umfassen. Die technischen Daten der verwendeten Hardware zur Berechnung der Vernetzung sind in Anhang A.3 aufgelistet. Ein Vergleich der Netzqualitäten in Abbildung 4.18 zeigt bei allen sechs Methoden ähnlich hohe Mittelwerte, welche im Bereich von 0.91 bis 0.96 variieren. Auch die maximal auftretenden SICN-Werte liegen für alle Methoden in einem annähernd gleichen Wertebereich zwischen 0.99 und 1.0. Unterschiede sind in den minimal auftretenden SICN-Werten zu erkennen, die im Folgenden unter Einbeziehung von Abbildung 4.17 und Tabelle 4.3 für die sechs Vernetzungsmethoden ganzheitlich diskutiert werden.

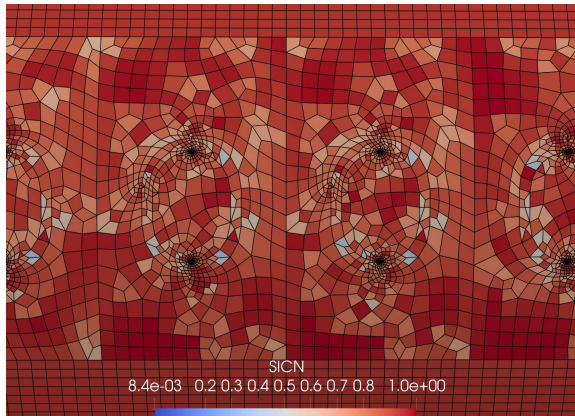
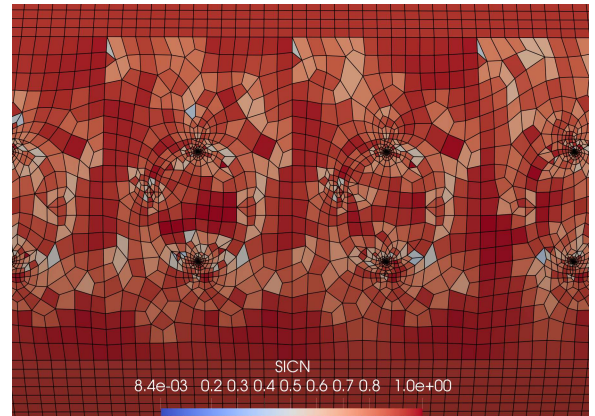
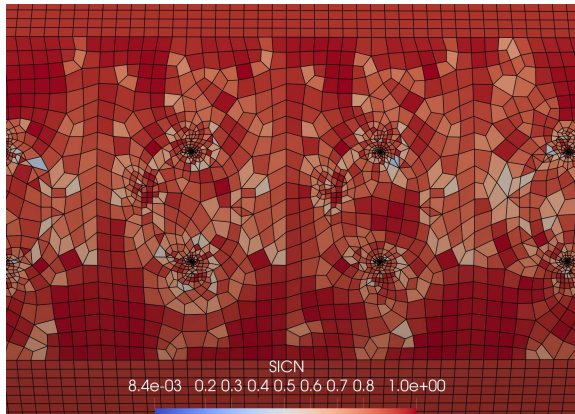
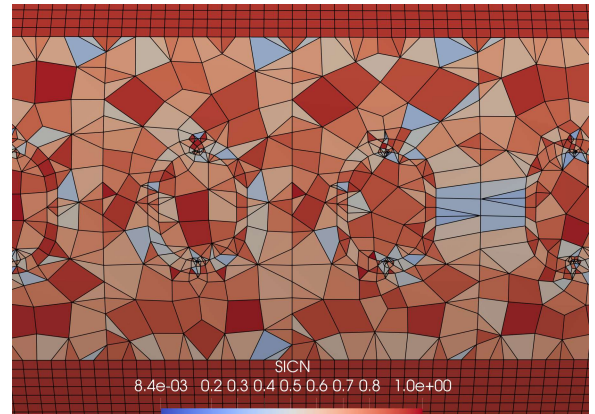
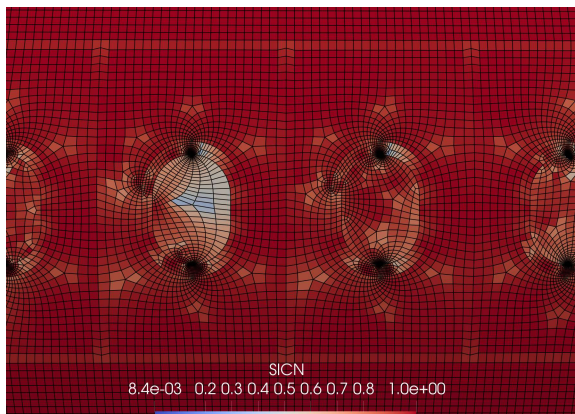
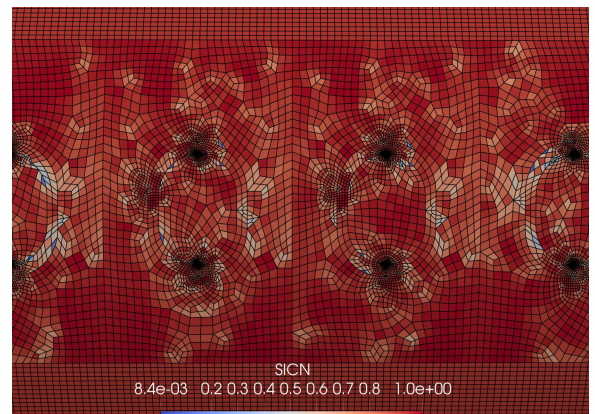
(a) Vernetzungsmethode V_1 .(b) Vernetzungsmethode V_2 .(c) Vernetzungsmethode V_3 .(d) Vernetzungsmethode V_4 .(e) Vernetzungsmethode V_5 .(f) Vernetzungsmethode V_6 .

Abbildung 4.17.: Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethoden V_1 bis V_6 generierten Netze der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche mit Fenster- und Verstärkungsrahmen-geometrie bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m sowie linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätskriteriums SICN.

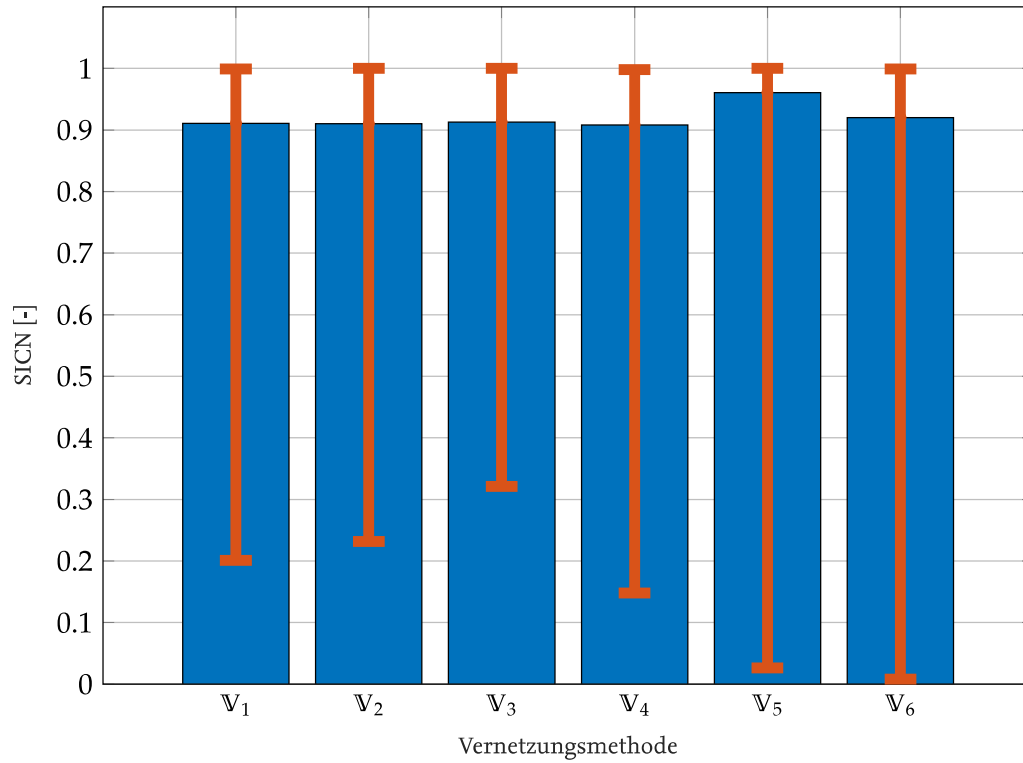


Abbildung 4.18.: Mittlere, minimale und maximale SICN-Netzqualitäten des ACOUSTIC FLIGHT-LABs bei einer Vernetzung mit den Vernetzungsmethoden V_1 bis V_6 und einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m sowie linearen Ansatzfunktionen.

Tabelle 4.3.: Anzahl der Dreiecks- und Viereckselemente sowie Rechenzeiten der Vernetzung des ACOUSTIC FLIGHT-LABs unter Anwendung der Vernetzungsmethoden V_1 bis V_6 bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.

Vernetzungsmethode	Anzahl an Viereckselementen	Anzahl an Dreieckselementen	Prozentualer Anteil der Dreieckselemente im Netz	Vernetzungszeit
V_1	102089	436	0.43 %	23.5 s
V_2	98570	1182	1.18 %	21.0 s
V_3	98673	1330	1.33 %	40.4 s
V_4	82838	4192	4.82 %	8.0 s
V_5	261698	0	0.00 %	168.3 s
V_6	397926	0	0.00 %	39.1 s

Gemäß Abbildung 4.17 lässt sich feststellen, dass die resultierenden quad-dominanten Netze der Vernetzungsmethoden V_1 , V_2 und V_3 eine große Ähnlichkeit aufweisen. Die Anordnung der Elemente ist im Bereich der Fenster sowie der umgebenden Hautfelder vergleichbar und weist Charakteristika eines hybriden Netzes auf. Die Ähnlichkeit der Netze ist auch anhand der Anzahl der Elemente aus Tabelle 4.3 zu erkennen, welche für alle drei Netze ungefähr 100000 Elemente umfasst. Außerhalb der Netzgrößenfelder nähern die Elemente die Zielelementkantenlänge sehr gut an. Das mittels Methode V_1 generierte Netz, welches auf den FRONTAL-DELAUNAY-Algorithmus zurückgreift, enthält von diesen drei Methoden den geringsten Anteil an Dreieckselementen. Dies führt zu stärker verzerrten Viereckselementen, sodass der minimale SICN-Wert mit 0.20 für Me-

thode $\mathbb{V}_1$ im Vergleich zu $\mathbb{V}_2$ mit 0.23 und $\mathbb{V}_3$ mit 0.32 am kleinsten ist. Die Methode $\mathbb{V}_2$ nutzt den FRONTAL-DELAUNAY FOR QUADS-Algorithmus, welcher für eine Rekombination zu Vierecksnetzen hoher Qualität die Generierung von rechtwinkligen Dreiecken anstrebt, und ist daher dem einfachen FRONTAL-DELAUNAY-Algorithmus vorzuziehen. Der in Methode $\mathbb{V}_3$ angewandte MESHADAPT-Algorithmus, welcher gemäß der Erläuterungen aus Abschnitt 2.2.2 für komplex gekrümmte Oberflächen, wie beispielsweise der Rumpfoberfläche, als besonders robust gilt und zum Zweck einer höheren Elementqualität Änderungen am Netz durchführt, erweist sich gegenüber aller untersuchten Methoden entsprechend der minimalen SICN-Werte aus Abbildung 4.18 als sehr effektiv zur Vermeidung von großen Elementverzerrungen. Die Erzielung einer höheren Qualität mit Hilfe des MESHADAPT-Algorithmus bedingt allerdings Berechnungszeiten von 40.4 s, die ungefähr doppelt so hoch sind wie bei den Methoden $\mathbb{V}_1$ und $\mathbb{V}_2$. Zur Darstellung der Robustheit dieses Algorithmus, sind in Abbildung 4.19 die mittels Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_2$ und $\mathbb{V}_3$ generierten Netze für die komplexere D180-Konfiguration sowie in Abbildung 4.20 entsprechende SICN-Netzqualitäten gegenübergestellt. Während sich das durch Methode $\mathbb{V}_3$ generierte Netz des Rumpfmodells mit ausreichender Genauigkeit anhand der D180-Konfiguration reproduzieren lässt, ist für das Netz, welches mit Methode $\mathbb{V}_2$ erzeugt wird, im Bereich der Fenster und der umgebenden Hautfelder eine wesentliche Verschlechterung der Elementqualitäten zu erkennen. Insbesondere werden bei Letzterer Elemente erzeugt, deren Kanten größer als die Zielelementkantenlänge sind. Damit die Ergebnisse der vibroakustischen Analyse den vollständig interessierenden Frequenzbereich abbilden, ist gemäß der Beschreibungen in Abschnitt 2.2.3 bei der Vernetzung zwingend sicherzustellen, dass die im Netz auftretenden Elementkanten kleiner oder gleich der optimalen Elementkantenlänge sind, welche in Abhängigkeit des interessierenden Frequenzbereiches durch Gleichung (2.7) sowie Gleichung (2.12) bestimmt und als Zielelementkantenlänge definiert wird. Bei Missachtung dieser Anforderung können falsche Rückschlüsse aus den Simulationsergebnissen gezogen werden. Infolgedessen ist die Anwendung der Methode $\mathbb{V}_2$ für die Vernetzung des Rumpfes nicht geeignet.

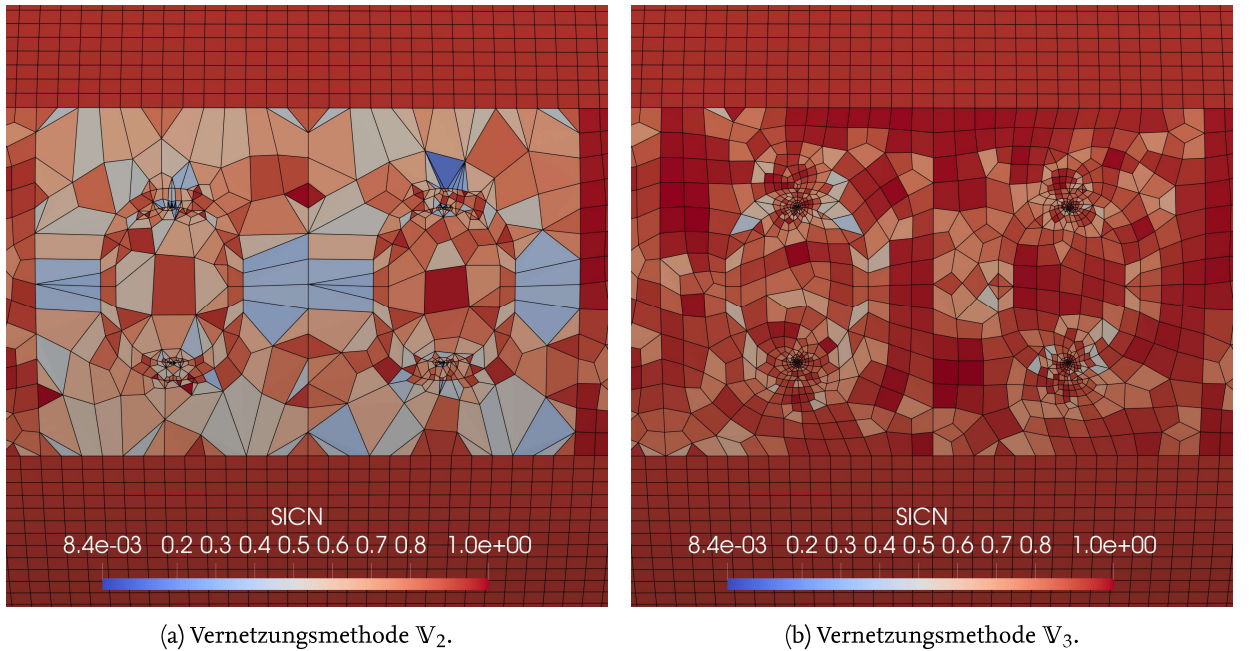


Abbildung 4.19.: Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_2$ und $\mathbb{V}_3$ generierten Netze der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche mit Fenster- und Verstärkungsrahmengeometrie der D180-Konfiguration bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SICN.

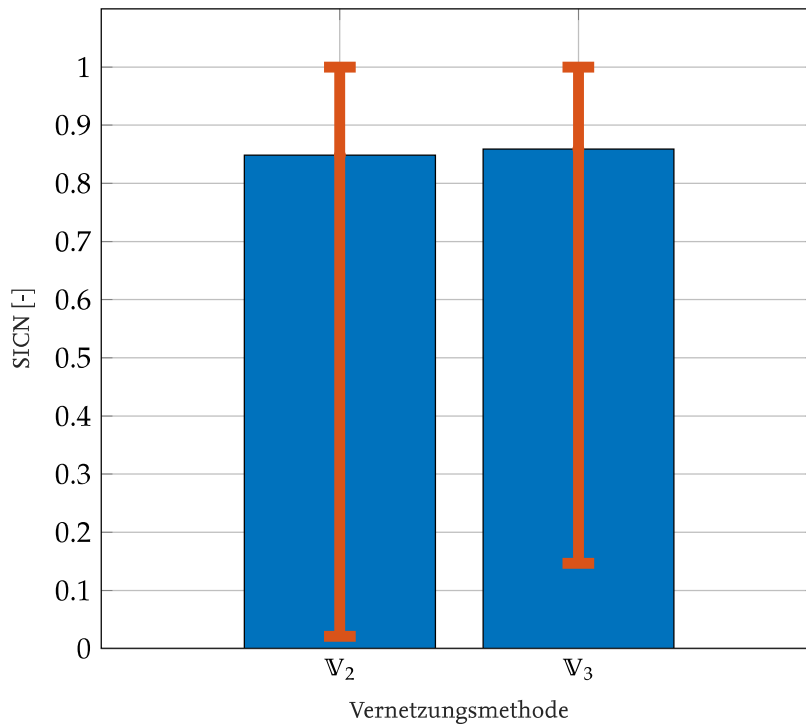


Abbildung 4.20.: Mittlere, minimale und maximale SICN-Netzqualitäten der D180-Konfiguration bei einer Vernetzung mit den Vernetzungsmethoden V_2 und V_3 , einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.

Ein vergleichbares Ergebnis zu dem mit Methode V_2 erzeugten Netz an der D180-Konfiguration wird durch die quad-dominante Vernetzung des ACOUSTIC FLIGHT-LABs mittels Methode V_4 (Abbildung 4.17d) erzielt. Die Vernetzungszeit dieser Methode ist im Vergleich zu den anderen Methoden mit 8.0 s gering. Der Anteil an verbleibenden Dreieckselementen im Netz nach der Rekombination ist mit 4.82 % dagegen vergleichsweise hoch. Das Netz weist allerdings ebenso Elementkantenlängen auf, die größer als die Zielelementkantenlänge sind, und mit starken Elementverzerrungen einhergehen. Wie auch bei Methode V_2 , ist diese Missachtung zur Anwendung der Methode V_4 für die Vernetzung der Rumpfgeometrie ein Ausschlusskriterium. Für das Versagen des in Methode V_4 verwendeten PACKING OF PARALLELOGRAMS-Algorithmus wird die Komplexität der Rumpfgeometrie vermutet, die die linearen geometrischen Bedingungen nicht erfüllt. Die erfolgreiche Anwendung dieses unstrukturierten 2D-Algorithmus wird beispielsweise an linearen Geometrien in [39] aufgezeigt.

Die Vernetzungsmethode V_5 nutzt den QUASI-STRUCTURED QUAD-Algorithmus, welcher eine strukturierte Vernetzung bei einer vollständigen Rekombination anstrebt und damit großes Potential bietet. Es zeigt sich, dass bei der Vernetzung der Rumpfgeometrie keine Dreieckselemente im Netz verbleiben und das Netz insgesamt auch eine strukturierte Anordnung aufweist. Die Erzeugung vollständiger Vierecksnetze geht jedoch auf Kosten der Elementqualität, sodass minimale SICN-Werte von 0.02 auftreten. Es wird sowohl an der Elementanzahl als auch an dem generierten Netz in Abbildung 4.17e verdeutlicht, dass durch die Anstrengung einer vollständigen Rekombination weitere Elementteilungen durchgeführt werden und die vorgegebene Zielelementkantenlänge ignoriert wird. Dies verursacht eine signifikante Zunahme der Elementanzahl im Netz und ist insbesondere bei größeren Modellen, wie der D180- oder D250-Konfiguration, in Bezug auf den Speicherbedarf sowie der Effizienz der Lösung des Gleichungssystems kritisch zu betrachten. Zu beachten ist au-

ßerdem, dass die Elementkantenlänge der mit dem TRANSFINITEAUTO-Algorithmus strukturiert vernetzten Hautfelder ebenfalls beeinträchtigt wird und somit über das gesamte Rumpfmodell ein verfeinertes Netz erzeugt wird. So ist beispielsweise in Relation zu dem mit Methode V_3 erzeugten Netz die Anzahl an Elementen um 261.7 % erhöht. Auch die Vernetzung selbst erfordert in Gegenüberstellung zu den anderen fünf Methoden mit 168.3 s eine wesentlich längere Berechnungsdauer. Dies ist auf die mehrfache Neuvernetzung zur Bildung vollständig rekombinierter, strukturierter Netze im Rahmen des QUASI-STRUCTURED QUAD-Algorithmus [88] zurückzuführen.

Zuletzt soll die vollständige Rekombination auch anhand des robusten MESHADAPT-Algorithmus im Rahmen der Vernetzungsmethode V_6 aufgezeigt werden. Analog zu den Erkenntnissen der Vernetzungsmethode V_5 , zeigt sich auch in diesem Fall eine signifikante Zunahme der Elementanzahl, welche im Vergleich zu Methode V_3 um 397.9 % gesteigert ist, und trotz einer hohen Netzeinheit eine negative Auswirkung auf die minimale Netzqualität hat. Im Gegensatz zu Methode V_5 sind die Berechnungszeiten für die Vernetzung mittels dieser Methode vergleichbar mit dem quad-dominanten Netz (V_3).

Insgesamt lässt sich feststellen, dass eine vollständige Rekombination zu einer zu feinen Netzauflösung führt und mit einer Minderung der Elementqualität einhergeht, sodass quad-dominante Netze zu bevorzugen sind. GRUBISIC ET AL. [39] sind zu dem gleichen Schluss gekommen und zeigen, dass die verbliebenen Dreiecke eines quad-dominanten Netzes aufgrund des geringen prozentualen Anteils keine negativen Auswirkungen auf die Ergebnisse haben.

Von den Methoden, welche quad-dominante Netze erzeugen, stellt sich Methode V_3 als guter Kompromiss zwischen der resultierenden Netzqualität, der Einhaltung der Zielelementkantenlänge, der Robustheit des Verfahrens sowie der Berechnungsdauer für die Vernetzung heraus. Diese Methode wird daher zur Vernetzung der Stringer- und Spant-unterteilten, segmentierten strukturellen Rumpfoberfläche mit Fenstern und Verstärkungsrahmen in FUGA verwendet.

Implementierung der Generierung löseragnostischer Simulationsmodelle in FUGA

Zur Generierung des Simulationsmodells des Rumpfes innerhalb von FUGA ist über die Vernetzung der Geometrie gemäß Vernetzungsmethode V_3 hinaus die Zuweisung der den Flächen zugeordneten uIDs sowie den zugehörigen sheetElementUIDs mit Material- und Dickeneigenschaften zu den Elementen erforderlich, welche aus der Geometrieregeln (Abschnitt 4.2.1) resultieren. Mittels der uIDs können gezielt die Elemente des Modells aufgerufen werden, welche beispielsweise einem bestimmten Rumpfsegment zugeordnet sind. Die Zweckmäßigkeit dieser Funktionalität wird in Abschnitt 4.3 gezeigt.

Aus GMSH werden die Knotenkoordinaten sowie -konnektivitäten zur Bildung der Dreiecks- bzw. Viereckselemente exportiert sowie in Form von Arrays in Python gespeichert. Zudem erfolgt eine Zuordnung der Elemente zu den Flächen des Geometriemodells, über welche die Vergabe der uIDs und sheetElementUIDs für die einzelnen Elemente erfolgt. Die Knoten und Elemente sowie weitere erforderliche Modellinformationen, wie Materialien oder uIDs, werden bei Abruf der Regeln in Form einer löseragnostischen Darstellung im Datenrepositorium gespeichert. Das damit generierte Simulationsmodell des Rumpfes unter Beachtung der Fenster- und Verstärkungsrahmengengeometrie kann schließlich in das entsprechend erforderliche Format des zu verwendenden FE-Programms konvertiert werden. Im nachfolgenden Abschnitt werden die implementierten Regeln bezüglich deren Robustheit bei der Anwendung auf komplexere Flugzeugkonfigurationen untersucht.

4.2.3. Diskussion zur Implementierung und Vernetzung von Fenstergeometrien im Modell des Rumpfes

Die implementierten Regeln zur Berücksichtigung der Fenstergeometrien im Modell des Rumpfes werden in diesem Abschnitt bezüglich der Effizienz, Robustheit und möglichen Verbesserungen diskutiert. Dazu werden die Ergebnisse des Geometrieentwurfs sowie der Vernetzung für das ACOUSTIC FLIGHT-LAB, die D180- und die D250-Konfiguration herangezogen. Die Abbildungen 4.21 und 4.22 veranschaulichen die Geometriemodelle sowie die Netze unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SICN bei einer Zielelementkantenlänge von $l_{e,s} = 0.05$ m der drei Flugzeugkonfigurationen. Ferner fasst Tabelle 4.4 weitere Informationen, wie entsprechende Berechnungszeiten und die Gesamtanzahl an Elementen der Netze, zusammen.

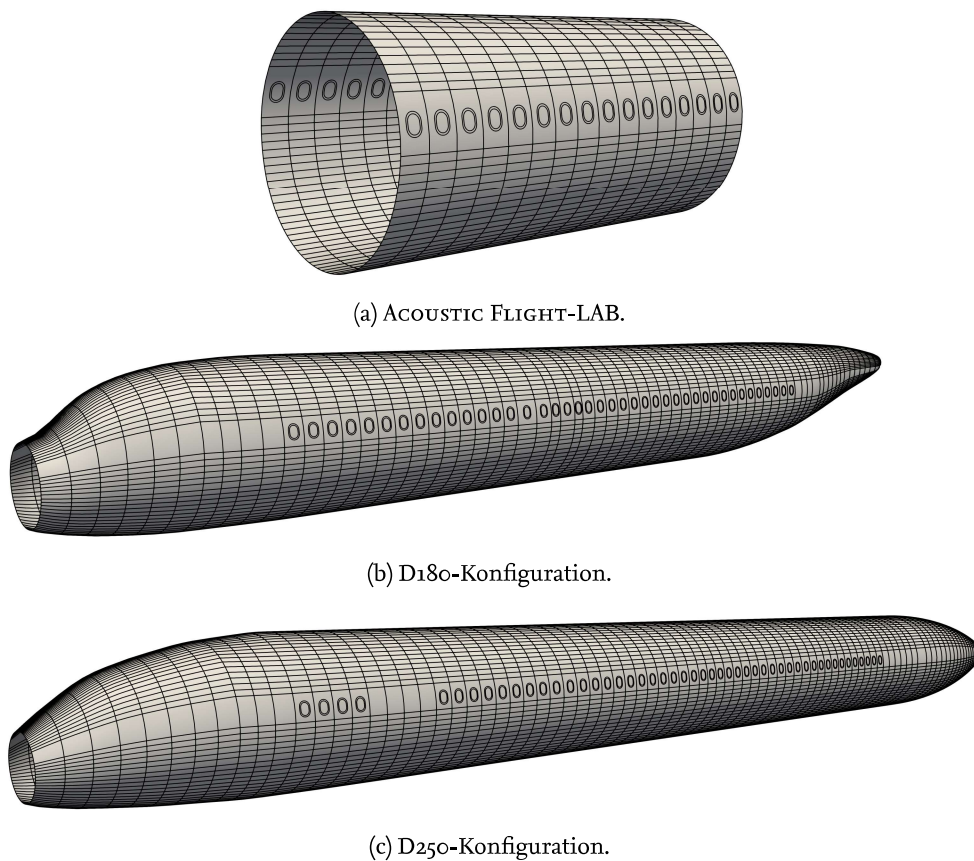
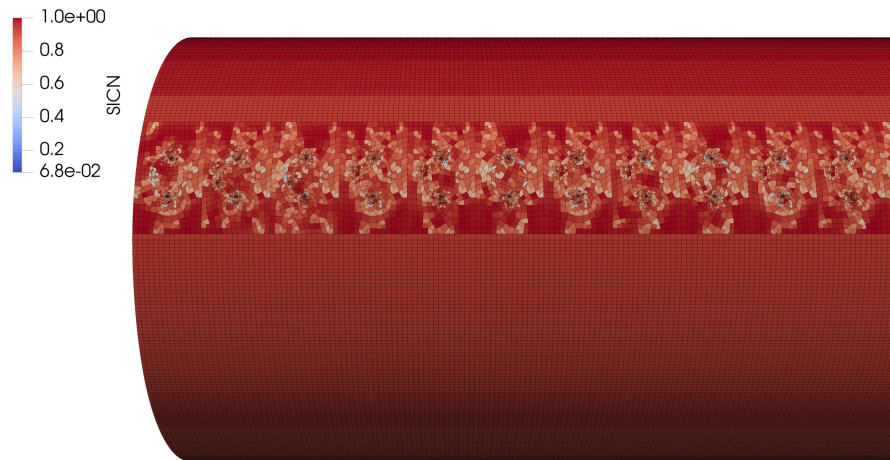


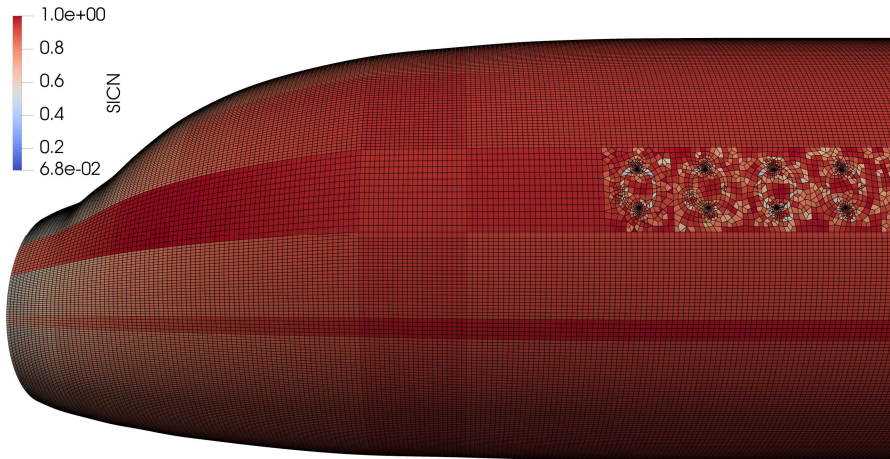
Abbildung 4.21.: Geometriemodelle der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche mit Fenster- und Verstärkungsrahmengemetrie von verschiedenen Flugzeugkonfigurationen.

Tabelle 4.4.: Ergebnisse des Geometrieentwurfs und der Vernetzung mit einer Elementkantenlänge von $l_{e,s} = 0.05$ m für die verschiedenen Flugzeugkonfigurationen.

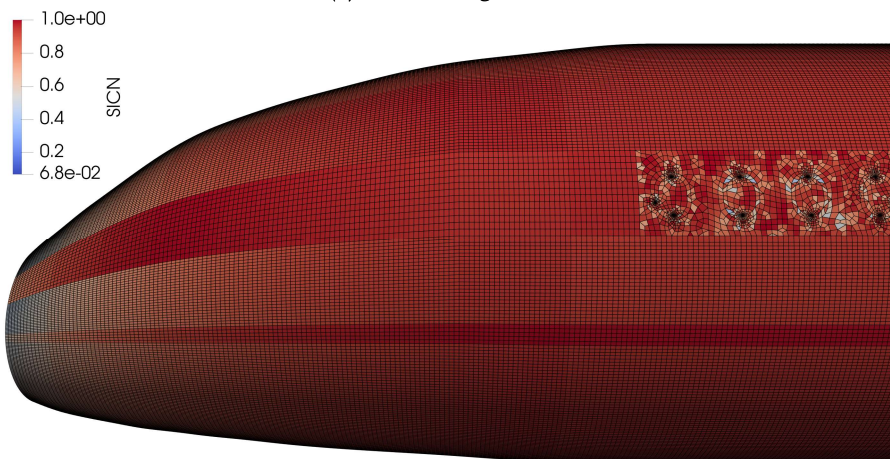
	ACOUSTIC FLIGHT-LAB	D180- Konfiguration	D250- Konfiguration
Berechnungszeit des Geometrieentwurfs:	445.9 s	2767.9 s	6140.3 s
Berechnungszeit der FE-Modellgenerierung:	57.9 s	781.8 s	2029.3 s
Anzahl der Elemente im Netz:	100003	398096	541484



(a) ACOUSTIC FLIGHT-LAB.



(b) D180-Konfiguration.



(c) D250-Konfiguration.

Abbildung 4.22.: Ausschnitte der mittels Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_3$ generierten Netze der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche mit Fenster- und Verstärkungsrahmengemetrie für unterschiedliche Flugzeugkonfigurationen bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SICN.

Die Regeln zum Geometrieentwurf liefern unabhängig von der Konfiguration zuverlässige Ergebnisse, wie anhand Abbildung 4.21 verdeutlicht wird. Die zunehmende Komplexität der Konfigurationen erfordert entsprechend längere Berechnungszeiten. Als besonders rechenintensiv können die BOOLESCHEN Operationen herausgestellt werden, wie auch in [103] beschrieben wird. Die durch Verschnittoperationen notwendige Fusionierung der Geometrie, welche sich zur Sicherstellung der Konformität des Netzes als entscheidend erweist, hat ebenso einen maßgeblichen Einfluss auf die Berechnungszeit. Darüber hinaus sind auch die Zuordnungen der uIDs und sheetElementUIDs zu den Flächen des Geometriemodells aufgrund der durch die Stringer- und Spantunterteilung des Rumpfes großen Anzahl an Flächen aufwendig in der Berechnung. Während die BOOLESCHEN und Fusionierungsoperationen unvermeidbar sind, liefert Letzteres Optimierungspotential durch die Auslagerung des Zuordnungsprozesses in leistungssteigernde Cython-Routinen.

Für alle drei Netze der Abbildung 4.22 ergeben sich konforme, gleichartige Netzstrukturen, die im Bereich der Fenster und dem zylindrischen Teil des Rumpfes ähnliche Elementqualitäten aufweisen. Abweichungen zu der über dem Rumpf vorliegenden hohen Elementqualität sind im konischen Bereich des Hecks und des Bugs festzustellen, welche auf die in diesen Bereichen zusammenlaufende Geometrie des Rumpfes zurückzuführen ist. Der TRANSFINITEAUTO-Algorithmus stellt sicher, dass die maximale im Netz auftretende Elementkantenlänge der vorgegebenen Zielelementkantenlänge entspricht. Um die Konformität der Netze und eine strukturierte Vernetzung zu gewährleisten, ist die Anzahl der Elemente in Umlaufrichtung des Rumpfes konstant zu halten. Aufgrund der am Bug und Heck sich annähernden Stringerkurven sowie der von Stringer und Spanten eingeschlossenen schmaler werdenden Hautfelder werden folglich auch die Elementkanten in Umlaufrichtung kleiner, während die Spantabstände über dem Rumpf konstant sind und die Zielelementkantenlänge in Längsrichtung durch den strukturierten 2D-Algorithmus angestrebt wird. Dies führt zu ungünstigen Seitenverhältnissen der Elemente. Da der Bug- und Heckbereich des Rumpfes für die Vorhersage der Kabinenakustik nicht entscheidend sind, ist das Ergebnis der Vernetzung für die drei Flugzeugkonfigurationen hinreichend. Für Analysen, die über die vibroakustischen Untersuchungen hinausgehen, sind diese Bereiche in der Vernetzung zu optimieren, beispielsweise durch die Nutzung des TRANSFINITE-Algorithmus, welcher die Vorgabe der Knotenanzahl pro Kurve erfordert und daher mit einem erweiterten Preprocessing assoziiert ist. Darüber hinaus bietet auch die Vernetzung der Fensterbereiche Verbesserungspotential. Die in dieser Arbeit verwendeten Netzgrößenfelder führen zu lokal sehr fein aufgelösten Netzen. Dies erhöht deutlich die Anzahl an Elementen und bedingt einen höheren Speicherbedarf sowie einen höheren Aufwand zur Lösung des aus der Diskretisierung resultierenden Gleichungssystems. Zur Vermeidung solcher lokaler Netzfeinheiten ist die Topologie der Fenster- und Rahmengeometrie in fortführenden Arbeiten zu optimieren. Die Kurven kurzer Bogenlänge, die die Ursache für die Notwendigkeit der Netzgrößenfelder sind, gilt es dazu mit angrenzenden Kurven zu vereinigen und entsprechende Operationen in das Preprocessing des Geometrieentwurfs zu berücksichtigen.

Trotz vorhandener Möglichkeiten zur weiteren Optimierung zeigt die ganzheitliche Betrachtung der Regeln zur Implementierung einer detaillierten Modellierung der Fenster die zuverlässige Generierung der löseragnostischen Simulationsmodelle hoher Qualität für beliebige Flugzeugkonfigurationen auf. Auf Basis dieses Modells wird im Folgenden weiterführendes Wissen zur Anbindung der Druckschotte und zur Integration und Anbindung von Wasserstofftanks an den Rumpf in FUGA implementiert.

4.3. Bereitstellung eines löseragnostischen Simulationsmodells der Druckschotte und Anbindung an die Rumpfstruktur

In Abschnitt 2.4 wird anhand der Literatur verdeutlicht, dass die integralen Bauteile des Rumpfes für eine akzeptable Genauigkeit der vibroakustischen Untersuchungen zu berücksichtigen sind. Insbesondere mit Erhöhung des gültigen Frequenzbereiches sind für FE-basierte Vorhersagen der Kabinenakustik detaillierte Modellierungen der Strukturkomponenten des Rumpfes sowie deren Befestigung erforderlich [16]. In der Literatur werden typischerweise Rumpfmodelle untersucht, welche die Stringer, die Spanten, den Kabinenboden inklusive Stützen, Längs- und Querbalken sowie Nietverbindungen umfassen [16, 25]. Darüber hinaus sind häufig nur Modelle von Rumpfsektionen verfügbar [12], sodass Komponenten, die nur in Bereichen außerhalb des Kabinenabschnitts verbaut sind, wie die Druckschotte, nicht in Betracht gezogen werden.

Zur Erweiterung dieses üblichen Vorgehens sollen mit FUGA vollständige Flugzeugmodelle für vibroakustische Analysen bereitgestellt werden, die über die bisherigen Betrachtungen aus der Literatur hinausgehen. Wie in [49] veranschaulicht wird, sind in FUGA bereits Regelsätze zur Modellierung der Primär- und Sekundärstruktur auf unterschiedlichem Fidelitätsgrad implementiert, die stetig erweitert werden. Ein Aspekt, der in den etablierten Regelsätzen des Pakets `fuga.simulation` zur Generierung des Simulationsmodells bisher nicht ausreichend berücksichtigt wird, betrifft die Einbindung der Druckschotte. Dies wird in diesem Abschnitt behandelt. Der CAD-basierte Geometrieentwurf ist bereits in FUGA verfügbar und wird nachfolgend vorgestellt. Basierend auf diesem Wissen erfolgt die Vernetzung und die Generierung eines löseragnostischen Simulationsmodells der Druckschotte. Das Modell des Rumpfes aus Abschnitt 4.2 wird anschließend mit diesem verknüpft. Die resultierenden Regeln, welche anhand der D180-Konfiguration veranschaulicht werden, werden abschließend an einem Vergleich mit der D250-Konfiguration evaluiert und diskutiert.

4.3.1. Vorhandene Implementierungen der Druckschotte in FUGA

Die Druckschotten dienen zum hermetischen Verschluss der Druckkabine in axialer Richtung, in welcher der Druck während des Fluges entsprechend der Vorgaben gemäß CS-25.841(A) [27] reguliert werden kann. Das vordere und hintere Druckschott unterscheiden sich in ihrer geometrischen Form. Das Vordere weist üblicherweise eine flache Bauweise mit Längs- und Querversteifungen auf, während das hintere Druckschott einer Druckkalotte mit einer sphärischen Ausbuchtung und radialen Versteifungen entspricht [104]. CPACS unterstützt diese beiden Varianten der Druckschotte [92]. Neben der Angabe einer `sheetElementUID`, welche den Druckschotten ein Material und eine Dicke zuweist, erfolgt die CPACS-Beschreibung der Druckschotte unter Angabe folgender Parameter [23]:

- **Flaches Druckschott:**
 - `reinforcementNumberVertical`: Anzahl der vertikalen Versteifungen
 - `structuralElementVerticalUID`: uID zur Zuweisung eines Materials, einer Dicke sowie eines Start- und Endpunktes für die vertikalen Versteifungen
 - `reinforcementNumberHorizontal`: Anzahl der horizontalen Versteifungen
 - `structuralElementHorizontalUID`: uID zur Zuweisung eines Materials, einer Dicke sowie eines Start- und Endpunktes für die horizontalen Versteifungen
- **Sphärisches Druckschott:**
 - `bulkheadCalotteRadiusAtFrame`: Radius der Druckkalotte in der Ebene des angrenzenden Spants

- `maxFlectionDepth`: Maximale Biegung der Druckkalotte
- `reinforcementNumberRadial`: Anzahl der gleichmäßig verteilten radialen Versteifungen
- `structuralElementRadialUID`: uID zur Zuweisung eines Materials, einer Dicke sowie eines Start- und Endpunktes für die horizontalen Versteifungen

Zusätzlich umfasst die CPACS-Beschreibung der Druckschotte eine `pressureBulkheadElementUID`, mit der auf das jeweilige Druckschott verwiesen werden kann, und eine `frameUID` [92]. Aus strukturellen Belastungsgründen erfolgt die Positionierung der Druckschotte stets an einer zuvor festgelegten Spantposition, die mittels der `frameUID` verlinkt wird [92]. Mit Hilfe dieser Angaben ist eine geometrische Modellierung der Druckschotte möglich, die WALTHER ET AL. [104] zu entnehmen und in FUGA implementiert ist. Die CAD-basierten Geometriemodelle der Druckschotte sind in Abbildung 4.23 dargestellt. Neben der Geometrie wird außerdem bei Aufruf der Regel für jedes Druckschott die `pressureBulkheadElementUID` sowie die zugehörige `sheetElementUID` zurückgegeben und im Datenrepositorium hinterlegt. Auf Basis dieses Geometriemodells wird im Folgenden Abschnitt eine Regel zur Generierung löseragnostischer Simulationsmodelle bereitgestellt, die anschließend an das Modell des Rumpfes angebunden werden.

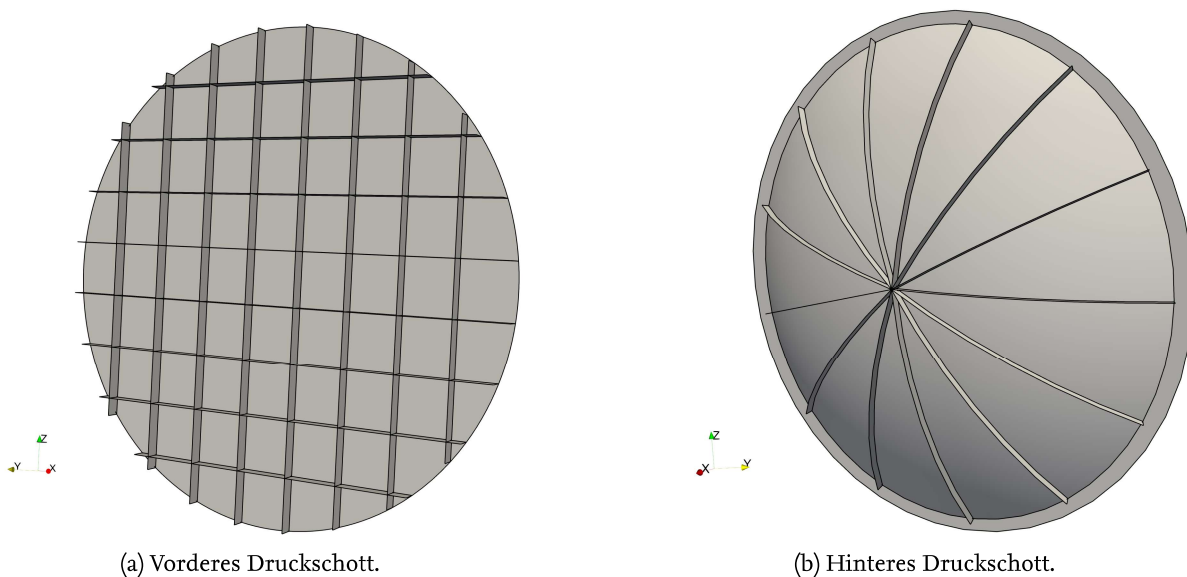


Abbildung 4.23.: Geometriemodelle der Druckschotte für die D180-Konfiguration.

4.3.2. Vernetzung der Druckschotte zur Bereitstellung eines löseragnostischen Simulationsmodells

Für eine Modellierung mit hohem Fidelitätsgrad werden die Druckschotte inklusive der Versteifungen mittels Schalenelemente diskretisiert. Deren Zielelementkantenlänge sowie die Ansatzfunktion der Elemente werden über die Eingangsgrößen definiert, die auch zur Vernetzung des Rumpfes dienen. In Abschnitt 4.2.2 hat sich die Vernetzungsmethode V_3 als geeignete und robuste Methode zur Generierung von Netzen hoher Qualität der komplexen Rumpfoberfläche bewährt. Da insbesondere das hintere Druckschott mit seiner sphärischen Form und den radialen Versteifungen ebenfalls als komplex betrachtet werden kann, wird für die Druckschotte eine an diese Methode angelehnte Vernetzung angestrebt. Im Gegensatz zur Vernetzung des Rumpfes ist jedoch die Definition von

Netzgrößenfeldern in diesem Fall aufgrund ausreichender Kurvenbogenlängen nicht erforderlich. Die für die Vernetzung der Druckschotte gewählten Optionen sind in Tabelle 4.5 zusammengefasst. Der Vollständigkeit halber sind weitere Untersuchungen zu den Vernetzungsmethoden gemäß Tabelle 4.1 Anhang A.4 zu entnehmen.

Tabelle 4.5.: Optionen zur Vernetzung der Druckschotte.

Strukturierter Vernetzungsalgorithmus:	TRANSFINITEAUTO
Unstrukturierter Vernetzungsalgorithmus:	MESHADAPT
Rekombination:	Quad-dominant
Netzgrößenfelder:	Nein
Aufteilung der Viereckselemente niedriger Qualität < 0.3 :	Ja
Entfernen doppelter Knoten:	Ja

Die resultierenden Netze der Druckschotte sind unter Betrachtung der SICN-Qualität bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen in Abbildung 4.24 dargestellt. Entsprechende mittlere, minimale und maximale SICN-Werte sind Abbildung 4.25 zu entnehmen. Die Kriterien γ und SIGE liefern analoge Aussagen und werden daher nicht betrachtet.

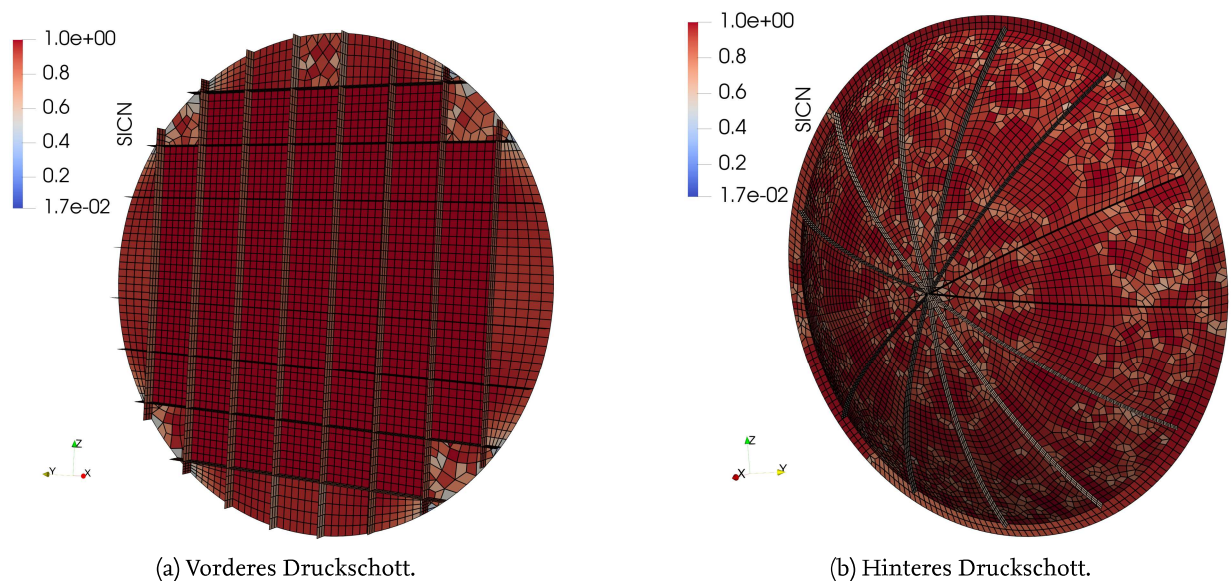


Abbildung 4.24.: Netze der Druckschotte unter Anwendung des MESHADAPT-Algorithmus für die D180-Konfiguration bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SICN.

Das Netz des vorderen Druckschotts weist im Wesentlichen eine strukturierte Topologie auf. Lediglich wenige Randbereiche sind unstrukturiert vernetzt. Die Elemente weisen über das gesamte Druckschott eine hohe Qualität auf mit einem Mittelwert von 0.89, einem minimalen Wert von 0.36 und einem maximalen Wert von 1.0 bezüglich des SICN-Kriteriums. Im Vergleich zum vorderen Druckschott weist das hintere Druckschott aufgrund der sphärischen Form und den radial angeordneten Versteifungen eine Geometrie höherer Komplexität auf. Der TRANSFINITEAUTO-Algorithmus findet bei dieser Geometrie nur an den Versteifungen Anwendung, sodass der sphärische Bereich vollständig unstrukturiert vernetzt wird. Dennoch sind charakteristische Eigenschaften einer hybriden Netztopologie in den Bereichen der Kalotte zwischen den Versteifungen erkenntlich. Insgesamt zeigen sich auch am hinteren Druckschott Elemente hoher Qualität, die hinsichtlich des

SICN-Kriteriums einen Mittelwert von 0.84, einen minimalen Wert von 0.50 und ein Maximum von 1.0 besitzen. Des weiteren sind in Tabelle 4.6 zusätzliche Informationen zur Vernetzungszeit sowie der Anzahl an Dreiecks- und Viereckselementen der Druckschottnetze gegeben. Wie auch in Abschnitt 4.2.2 herausgestellt wird, lässt sich erkennen, dass der Anteil an Dreieckselementen im Netz mit etwas über 1 % sehr gering und damit für vibroakustische Analysen akzeptabel ist. Die Vernetzungszeiten liegen bei 0.4 s für das vordere sowie bei 0.5 s für das hintere Druckschott und sind insgesamt aufgrund der im Vergleich zum Rumpf geringen Größe der Geometriemodelle als unkritisch zu bewerten. Zusammenfassend lässt sich die Vernetzung als erfolgreich beurteilen. Auch für die Druckschotte erweist sich der unstrukturierte MESHADAPT-Algorithmus als robuste und zuverlässige Methode zur Netzgenerierung.

Basierend auf dieser Vernetzung werden die aus der Geometrieregeln resultierenden `pressureBulkheadElementUIDs` sowie die zugehörigen `sheetElementUIDs` den jeweiligen Elementen der Druckschotte zugewiesen und liefern damit weitere wichtige Informationen für das FE-Modell, welches als Rückgabewert der Regel generiert wird. Dieses gilt es im Weiteren mit dem Modell der Rumpfoberfläche, einschließlich der Fenstergeometrien, zu verknüpfen.

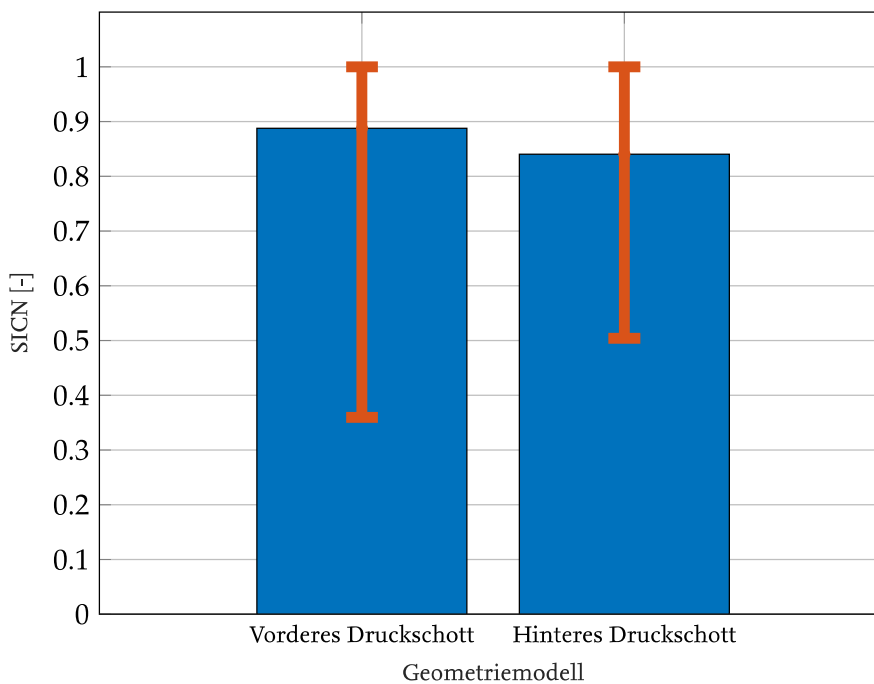


Abbildung 4.25.: Mittlere, minimale und maximale SICN-Netzqualitäten der Druckschotte der D180-Konfiguration unter Anwendung des MESHADAPT-Algorithmus bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.

Tabelle 4.6.: Anzahl der Dreiecks- und Viereckselemente sowie Rechenzeiten der Vernetzung der Druckschotte der D180-Konfiguration bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.

Druckschott	Anzahl an Viereckselementen	Anzahl an Dreieckselementen	Prozentualer Anteil der Dreieckselemente im Netz	Vernetzungszeit
Vorderes	5632	61	1.07 %	0.4 s
Hinteres	6275	78	1.23 %	0.5 s

4.3.3. Anbindung der Druckschotte an das Simulationsmodell des Rumpfes

Die Anbindung der Druckschotte an den Rumpf wird näherungsweise über eindimensionale, ideal starre Verbindungselemente modelliert. Diese erzeugen eine Kopplung zwischen einem unabhängigen Knoten und einem oder mehreren abhängigen Interaktionsknoten durch das Einfügen einer zusätzlichen unphysikalischen Steifigkeit [80]. Die Kopplung zwischen den abhängigen und unabhängigen Knoten erfolgt durch die Spezifikation der Freiheitsgrade, in denen die Knoten eine kongruente Verschiebung bzw. Rotation aufweisen [26]. Mathematisch werden diese Elementtypen durch Zwangsbedingungen im Gleichungssystem berücksichtigt [80]. In NASTRAN werden die starren Verbindungselemente als RBE2-Elemente repräsentiert, während in ANSYS MECHANICAL diese direkt durch die Zwangsbedingung CERIG dargestellt werden.

Um die starren Verbindungselemente zur Anbindung der Druckschotte an den Rumpf zu definieren, wird zunächst das Simulationsmodell der Rumpfoberfläche, welches die Fenster und Verstärkungsrahmen berücksichtigt, um die Modelle der Druckschotte ergänzt. Die Knoten und Elemente der Druckschotte erhalten hierbei basierend auf dem vorhandenen Modell des Rumpfes eine neue Indizierung, mit der diese im kombinierten Simulationsmodell wieder aufrufbar sind. Aus dem kombinierten Simulationsmodell werden mittels der frameUIDs, welche jeweils einem Spant zugeordnet sind und die Positionierung der Druckschotte im Rumpf festlegen, die uIDs der an diese Spante angrenzenden Rumpfsegmente ermittelt. Über die uIDs der Rumpfsegmente können entsprechend zugehörige Knoten im Modell extrahiert werden. Aus diesem Satz an Knoten werden ferner diejenigen bestimmt, welche an der x -Position des jeweiligen Spantes und somit auf der entsprechenden Spantkurve auf dem Rumpf liegen. Diese dedizierten Knoten werden auf Seiten des Rumpfes im Weiteren zur Anbindung der Druckschotte verwendet. Durch die in Abschnitt 4.2 implementierte Spant- und Stringerunterteilung des Rumpfes ist sichergestellt, dass eine ausreichende Anzahl an Knoten auf dieser Spantkurve vorhanden und eine Anbindung der Druckschotts möglich ist. Für jeden dieser dedizierten Rumpfknoten wird der am nächsten gelegene Knoten des Druckschotts zugeordnet, indem die entsprechenden Knoten der Druckschotte über die pressureBulkheadElementUID aus dem kombinierten Modell identifiziert werden. Die starren Verbindungselemente ergeben sich aus diesen Knotenpaaren sowie der Kopplung über alle sechs Freiheitsgrade. Die Verbindungselemente werden dem kombinierten Modell schließlich hinzugefügt. Jeder Rumpfknoten entlang der entsprechenden Spantkurve ist mittels eines starren Verbindungselements an einen Knoten im Randbereich des Druckschotts angebunden. Das kombinierte Simulationsmodell entspricht in löseragnostischer Form dem Rückgabewert der Regel.

4.3.4. Diskussion zur Vernetzung und Anbindung der Druckschotte an die Rumpfstruktur

Die Regeln zur Vernetzung und zur Anbindung der Druckschotts werden im Folgenden diskutiert. Zur Veranschaulichung der Robustheit werden die Regeln auf die D250-Konfiguration angewendet. In Abbildung 4.26 sind die vernetzten Druckschotte unter Beachtung des SICN-Qualitätskriteriums sowie in Abbildung 4.27 die zugehörigen mittleren, minimalen und maximalen SICN-Werte dieser Netze dargestellt. Diese zeigen im Allgemeinen eine gute Übereinstimmung mit der Qualität der Druckschottnetze der D180-Konfiguration.

Die Bereitstellung löseragnostischer Modelle der Druckschotte, welche die Vernetzung einschließt, benötigt sowohl für die D180- als auch für die D250-Konfiguration geringe Rechenzeiten, die auf die im Vergleich zur Rumpfoberfläche kleinen Geometriemodelle zurückzuführen und Tabelle 4.7 zu entnehmen sind. Die Berechnungszeiten beziehen sich dabei auf die Gesamtzeit der Bereitstellung der Modelle für das vordere und hintere Druckschott.

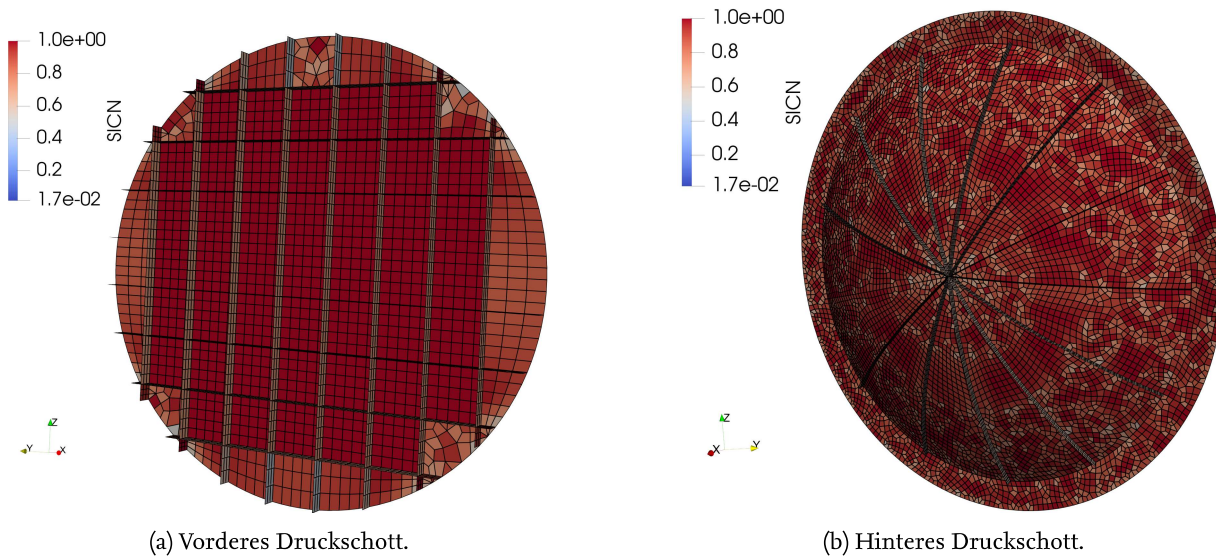


Abbildung 4.26.: Netze der Druckschotte unter Anwendung des MESHADAPT-Algorithmus für die D250-Konfiguration bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SICN.

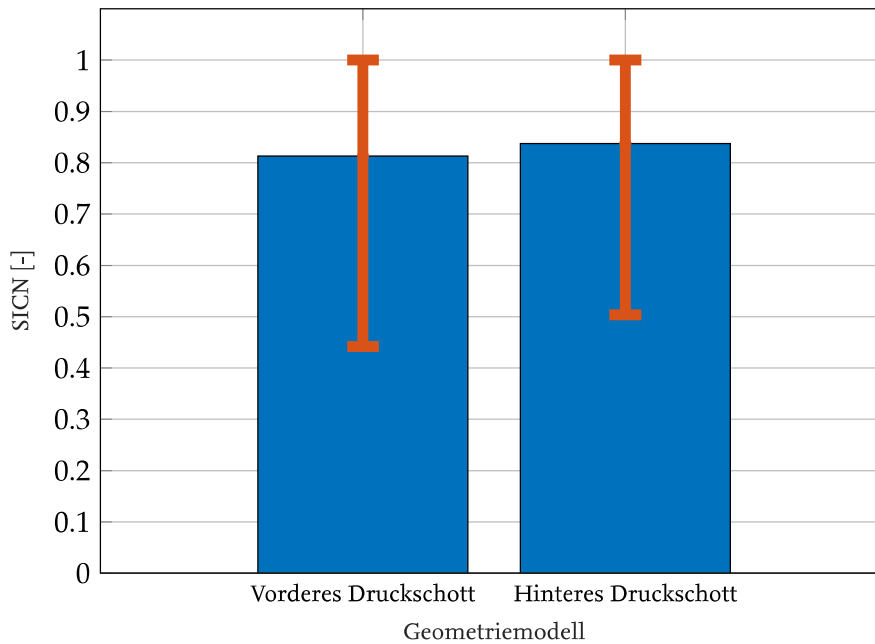


Abbildung 4.27.: Mittlere, minimale und maximale SICN-Netzqualitäten der Druckschotte der D250-Konfiguration unter Anwendung des MESHADAPT-Algorithmus bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.

Tabelle 4.7.: Rechenzeiten zur Bereitstellung löseragnostischer Modelle der Druckschotte.

Konfiguration	Berechnungszeit
D180	4.5 s
D250	11.5 s

Darüber hinaus erfolgt auch die Anbindung der Druckschotte mittels starrer Verbindungselemente, indem zu jedem Knoten, der auf der Spantkurve des Rumpfes vorliegt, ein Verbindungselement zu einem nahe gelegenen Randknoten des Druckschottes definiert wird. Insgesamt können die Regeln zur Vernetzung und Anbindung der Druckschotte an den Rumpf damit als zuverlässig bewertet werden.

Die Anbindung der Druckschotte mittels Verbindungselementen liefert einen wesentlichen Vorteil in der Vernetzung. Dieser wird bei einer Gegenüberstellung der Kopplung der Druckschotte mit dem Rumpf über koinzidente Knoten verdeutlicht. Die Netze können durch die Verbindungselemente unabhängig voneinander gebildet und bezüglich ihrer geometrischen Bedingungen optimiert werden, ohne zusätzlich erzwungene Knoten an den Kopplungsstellen zum Rumpf zu berücksichtigen. Dies vereinfacht die Netzgenerierung und führt zu Netzen höherer Qualität.

Die in dieser Arbeit gewählten starren Verbindungselemente bilden durch die zusätzlich in das Modell eingebrachte Steifigkeit die reale Anbindung nicht ausreichend genau ab. Stattdessen sollte in nachfolgenden Arbeiten auf interpolierende Verbindungselemente zurückgegriffen werden, die die lokale Steifigkeit des Modells nicht beeinflussen [26, 80]. Im Gegensatz zu den starren Verbindungselementen besitzen diese Elemente einen oder mehrere unabhängige Knoten sowie lediglich einen abhängigen Knoten [26]. Die Verschiebung des abhängigen Knotens ergibt sich dabei aus der gewichteten Summe der Verschiebungen der unabhängigen Knoten [80]. Die interpolierenden Verbindungselemente sind gegenwärtig in FUGA noch nicht modellierbar. Mit den starren Verbindungselementen wird daher ein erster Ansatz geliefert, der die Anbindung der Druckschotte an den Rumpf generell ermöglicht.

4.4. Implementierung der Wasserstofftanks

Wie in Abschnitt 3.2.1 verdeutlicht ist, bietet FUGA durch seinen wissensbasierten Ansatz die Möglichkeit, durch das Hinzufügen neuer Regeln das Wissenssystem um neuartige Produktarchitekturen im Paket `fuga.design` zu erweitern. Eine solche Erweiterung, die in den letzten Jahren aufgrund der Forschung zu klimaneutralen Antriebskonzepten eine hohe Relevanz erlangt hat, umfasst die Integration und Modellierung von Wasserstofftanks im Rumpf. Der Entwurf der D250-Konfiguration, welcher auf den Vorgaben eines nachhaltigen Ansatzes basiert, berücksichtigt zu diesem Zweck im Heck des Rumpfes entsprechenden Bauraum. Da die Wasserstofftanks das dynamische Verhalten des Rumpfes beeinflussen, ist die Einbindung dieser in das Simulationsmodell für vibroakustische Analysen unerlässlich. Diese Fähigkeit soll durch zusätzliche Regeln in FUGA geschaffen werden und erfolgt in einem ersten Ansatz auf niedrigem Fidelitätsgrad. Dazu wird die Geometrie der Tanks, welche bereits in FUGA verfügbar ist, vorgestellt und auf dieser Grundlage eine Modellierung der Tanks als Punktmassen implementiert, die an den Rumpf angebunden werden. Die resultierenden Regeln werden unter Bezugnahme auf die D250-Konfiguration erörtert und diskutiert.

4.4.1. Vorhandener Geometrieentwurf der Wasserstofftanks in FUGA

Die implementierte Geometrie der Tanks in FUGA beruht auf einer vereinfachten parametrischen Darstellung und wird in Anlehnung an [103] erläutert. Der Tank setzt sich aus zwei Schichten zusammen, welche eine innere Aluminium- oder Stahlhülle zur Aufnahme der Druckbelastungen sowie eine diese Hülle umschließende Isolation als thermische Schutzschicht des flüssig vorliegenden Wasserstoffes umfassen. Basierend auf einfachen geometrischen Eingabeparametern, besteht der Tank aus einem abgeschnittenen exzentrischen Kegelstumpf, der durch die Positionen und Radien seiner kreisförmigen Grundflächen definiert wird, sowie zwei sphärischen Endkappen, welche

durch die zusätzliche Angabe einer jeweiligen Höhe spezifiziert werden. Der Übergang zwischen dem Kegelstumpf und den Endkappen wird mittels eines tangentialen Rundungsradius knickfrei gestaltet. Die resultierende Tankgeometrie zeigt Abbildung 4.28.

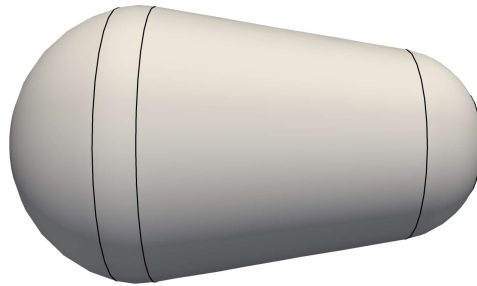


Abbildung 4.28.: Geometrie eines Wasserstofftanks aus FUGA.

Die Konstruktion des Tanks wird für eine optimale Ausnutzung des Bauraums von Außen nach Innen durchgeführt. Basierend auf der äußeren Schale, die die Oberfläche der Isolierung beschreibt, sowie den Angaben der Isolierungs- und Wanddicke werden mittels OCCT über einen Versatz der äußeren Schale sowohl die Oberfläche am Übergang zwischen Isolierung und metallischer Hülle als auch die Oberfläche zum Tankinnenvolumen bestimmt. Letztere ermöglicht die Definition des verfügbaren Wasserstoffvolumens, welches der Tank transportieren kann. Die Anzahl an Tanks, die in den Rumpf integriert werden soll, kann ebenfalls über einen entsprechenden Konstruktionsparameter festgelegt werden. Für die Tanks wird eine einheitliche Länge bestimmt, die sich aus dem verfügbaren Bauraum im Rumpf und der definierten Anzahl an Tanks ergibt. Als Bauraum für die Tanks wird in FUGA der Bereich zwischen dem hinteren Druckschott und der Vorderkante des Höhenleitwerks angenommen. Speziell für die D250-Konfiguration werden zwei Wasserstofftanks berücksichtigt, deren aus FUGA resultierende Geometrie in Abbildung 4.29 dargestellt ist.

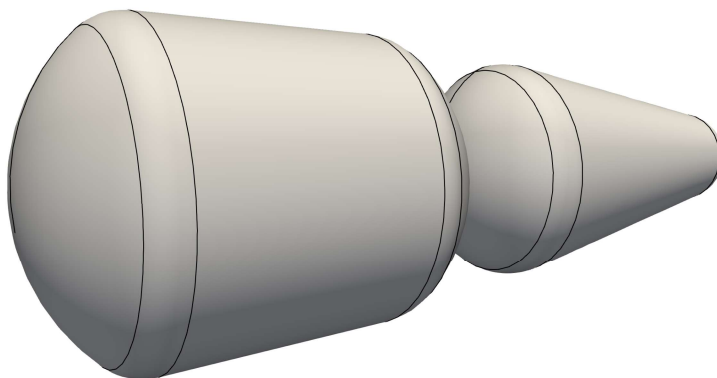


Abbildung 4.29.: Geometrie des Wasserstofftanks für die D250-Konfiguration aus FUGA.

Da zu den Wasserstofftanks in der CPACS-Version 3.4 keine Beschreibung vorhanden ist, werden die zur Konstruktion der Tanks beschriebenen Eingabeparameter als provisorische Lösung direkt im `fuga.design`-Regelsatz als Standardwerte definiert. Darüber hinaus existieren weitere Regeln in `fuga.design`, die zusätzliche Informationen zu den Wasserstofftanks liefern, wie die Masse des von den Tanks transportierbaren Wasserstoffes, eine empirische Abschätzung der strukturellen Tankmassen sowie die Schwerpunkte der Tanks.

Zur Implementierung der Wasserstofftanks im Simulationsmodell wird in einem ersten Ansatz die Isolierung sowie auch die Füllung des Tanks mit Wasserstoff vernachlässigt und nur die metallische Hülle als konzentriertes Punktmassenelement berücksichtigt, unter der Annahme vernachlässigbar kleiner lokaler Verformungen der Tankstruktur. Die Definition der Punktmassenelemente erfordert die Angabe der Tankstrukturmassen sowie die zugehörigen Massenträgheitsmomente. Für die Anbindung des Tanks an den Rumpf sind darüber hinaus die Lagerungspunkte am Rumpf essentiell. Diese zusätzlichen Informationen werden in den Regelsätzen von `fuga.design` ergänzt, welche nachfolgend behandelt werden.

4.4.2. Erweiterung der geometrischen Beschreibung der Wasserstofftanks

Zur Ermittlung der Masse und der Massenträgheitsmomente der metallischen Tankhülle ist der Volumenkörper dieser erforderlich. Der Volumenkörper wird aus den beiden Versatz-Oberflächen gebildet, die die metallische Hülle definieren. Aus den Oberflächen werden mittels OCCT Volumenkörper gebildet, deren Differenz den dünnwandigen Volumenkörper der metallischen Tankhülle ergibt. Dieser wird im Rahmen einer eigenen Regel zurückgegeben.

Auf dieser Grundlage kann mittels OCCT darüber hinaus das Volumen sowie ein dichtespezifischer Trägheitstensor der Tankhülle ermittelt werden. Durch die zusätzliche Angabe der Dichte innerhalb der Regeln kann der wahre Trägheitstensor sowie aus dem Volumen die Masse der Tankhülle ermittelt werden. Da zur Definition der Punktmassenelemente die Hauptträgheitsmomente gefordert sind, ist zu deren Bestimmung zusätzlich das Eigenwertproblem

$$(\Lambda E - I)\Phi = 0 \quad (4.3)$$

zu lösen [93]. Hierin sind Λ die Eigenwerte, E die Einheitsmatrix, I der Trägheitstensor und Φ die zu den Eigenwerten zugehörigen Eigenvektoren. Die Eigenwerte entsprechen den drei Hauptträgheitsmomenten, während die Eigenvektoren das Hauptachsensystem definieren [93]. Für die Ermittlung der Masse sowie für die Berechnung der Hauptträgheitsmomente und das Hauptachsensystem werden zwei separate Regeln formuliert.

Darüber hinaus sind zur Anbindung der Tanks an den Rumpf die Lagerungspunkte auf dem Rumpf zu bestimmen. Gemäß BREWER [15] erfolgt die Anbindung eines Tanks an den Rumpf mittels einer Vierpunktlagerung. Dieses Lagerungssystem erlaubt die thermische Ausdehnung und Kontraktion des Rumpfes und verhindert, dass der Tank durch die damit hervorgerufenen Rumpfverformungen belastet wird [15]. Die Richtungen der Kräfte, die an diesen vier Punkten aufgenommen werden, variieren und sind in Abbildung 4.30 dargestellt. Zur Anbindung der Tanks an den Rumpf werden selektierte Schnittpunkte der Stringer- und Spantkurven auf der Rumpfoberfläche gewählt, die bei Berücksichtigung der Modellierung von Stringern und Spanten eine ausreichende Stabilität und Tragfähigkeit des Rumpfes gewährleisten. Die Koordinaten dieser Schnittpunkte können aus FUGA bestimmt werden. Aufgrund der in Abschnitt 4.2 beschriebenen Stringer- und Spantunterteilung der Rumpfaußenhaut sowie der *Bottom-up*-Vernetzung in GMSH ist sichergestellt, dass für diese Schnittpunkte Knoten im FE-Modell existieren. Die gezielte Auswahl der vier Schnittpunkte für jeden Tank, die zur Lagerung verwendet werden sollen, erfolgt durch die Einschränkung der möglichen x -Koordinaten auf den Bereich des im Rumpf positionierten Kegelstumpfes. Aus diesen dedizierten Schnittpunkten, deren x -Koordinaten innerhalb dieses Bereiches liegen, werden dann jeweils die zwei Punkte auf Höhe der z -Koordinate des Schwerpunktes gewählt, die sich am nächsten an der Position bei 25 % und 75 % der vollen Länge des Kegelstumpfes befinden. Die gewählten Lagerungspunkte werden für jeden Tank sortiert, um eine eindeutige Zuordnung der Lagerungsbedingungen gemäß Abbildung 4.30 zu ermöglichen. Der Aufruf dieser Regel liefert schließlich die sortierten Lagerungspunkte. Mit den in diesem Abschnitt vorgestellten Ergänzungen der Tankmassen, Hauptträgheitsmomenten sowie der Lagerungspunkte kann die Definition der Tanks als

Punktmassen und deren Integration in den Rumpf erfolgen. Dieser Vorgang wird im Folgenden näher erläutert.

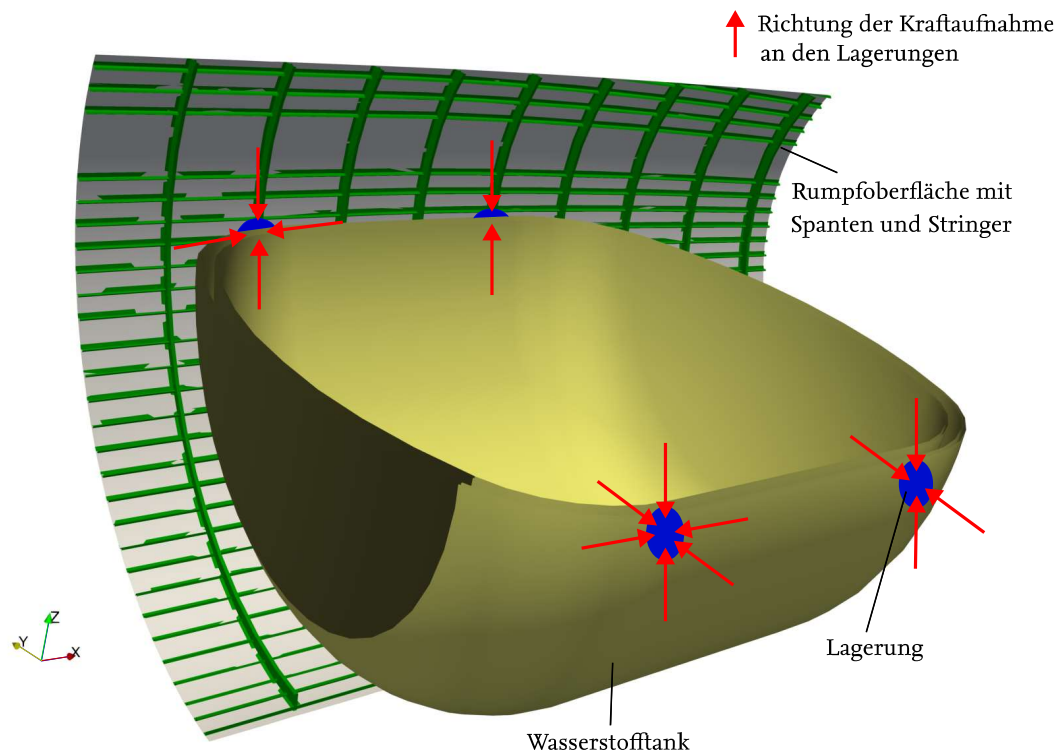


Abbildung 4.30.: Vierpunktlagerung zur Anbindung des Wasserstofftanks an den Rumpf (in Anlehnung an [15]).

4.4.3. Modellierung der Wasserstofftanks als Punktmassen und Anbindung an das Modell des Rumpfes

Die Modellierung der Tanks als konzentrierte Punktmassen und die Anbindung dieser an den Rumpf erfolgt mittels zwei getrennter Regeln im Paket `fuga.simulation`. Die erste Regel umfasst die Definition einer tankspezifischen `uID` und die Zuweisung der physikalischen Eigenschaften der Tanks zu der `uID`. Diese `uID` ist mit den `sheetElementUIDs` zu vergleichen, die ebenfalls den eine Struktur beschreibenden Elementen entsprechende physikalische Eigenschaften vergeben. Zu den Eigenschaften, die zur Definition der Punktmassen erforderlich sind und über die tankspezifische `uID` zugeordnet werden, zählen die Tankmasse sowie die Hauptträgheitsmomente. Da die Hauptachsen der Tanks näherungsweise mit dem globalen Koordinatensystem des Flugzeugs zusammenfallen, werden die Hauptträgheitsmomente im globalen Koordinatensystem angegeben. Im Rahmen der zweiten Regel werden die Punktmassenelemente, die jeweils einen Tank repräsentieren, sowie die Verbindungselemente zur Anbindung der Tanks an den Rumpf spezifiziert. Die Punktmassen werden an den Schwerpunkten der Tanks platziert, die aus `fuga.design` stammen und an deren Position entsprechende Modellknoten erzeugt werden. Zur Definition dieser Punktmassenelemente werden schließlich für jeden Tank die `uID`, die physikalischen Eigenschaften und der zugehörige Modellknoten des Schwerpunkts zugeordnet. Die Anbindung von konzentrierten Punktmassen an eine Struktur wird in [81] mittels starrer Verbindungselemente untersucht und zeigt eine gute Übereinstimmung zwischen Simulation und Experiment. Diese werden daher auch

im Rahmen der vorliegenden Arbeit verwendet. Für jeden Lagerungspunkt wird dabei ein separates Element generiert. Die Definition eines starren Verbindungselements erfolgt zum einen durch die Angabe des Knotens, der das Punktmassenelement des zugehörigen Tanks beschreibt, sowie des damit zu verknüpfenden Knotens, welcher einem Lagerungspunkt auf dem Rumpf zugeordnet ist. Zum anderen sind die Freiheitsgrade zu deklarieren, in deren Richtung Kräfte über das Verbindungselement übertragen werden sollen. Die löseragnostisch formulierten Punktmassenelemente sowie Verbindungselemente werden dem Simulationsmodell der Rumpfoberfläche mit Fenstergeometrie angefügt und als Ergebnis der Regel zurückgegeben. Abbildung 4.31 zeigt eine Draufsicht des Flugzeughecks des Simulationsmodells der D250-Konfiguration, in welcher die Punktmassenelemente in Blau und die starren Verbindungselemente in Rot dargestellt sind.

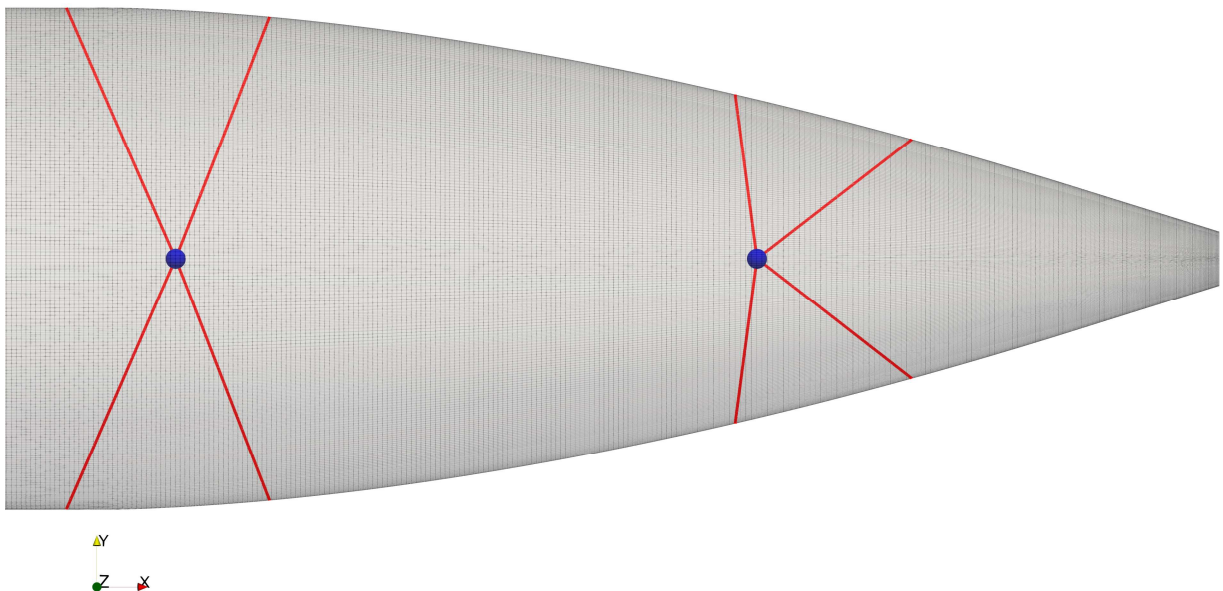


Abbildung 4.31.: Draufsicht auf den Heckbereich des Simulationsmodell des Rumpfes inklusive Massenelemente der Wasserstofftanks (in Blau) und starrer Verbindungselemente (in Rot).

4.4.4. Diskussion zur Implementierung der Wasserstofftanks

Wie in Abschnitt 4.4.3 anhand der D250-Konfiguration gezeigt wird, können die metallischen Hüllen der Wasserstofftanks bei Aufruf der entwickelten Regeln auf niedrigem Fidelitätsgrad im Simulationsmodell berücksichtigt werden. Die Regeln enthalten keine rechenintensiven Operationen und sind innerhalb weniger Sekunden ausführbar. Die Simulationsmodelle der Flugzeugkonfigurationen werden lediglich um eine geringe Anzahl an Elementen ergänzt, die der Anzahl an Wasserstofftanks im Rumpf als Punktmassenelemente sowie vier weiterer Verbindungselemente pro Tank entspricht. Dies stellt eine rechen- und speichereffiziente Implementierung der Tanks dar. Aufgrund des geringen Fidelitätsgrades ist zu vermuten, dass das strukturdynamische Verhalten der Tanks nicht mit der erforderlichen Genauigkeit, die für vibroakustische Analysen notwendig ist, wiedergegeben wird. Die hier gezeigten Implementierungen liefern einen ersten Ansatz zur Modellierung der Tanks und erfordern Verbesserungen, insbesondere wenn diese für Untersuchungen mit einem höheren Detailgrad verwendet werden sollen. Dies lässt sich auf zwei Arten erreichen. Zum einen bietet die Modellierung der Tanks als Punktmassenelemente weitere Verbesserungsmöglichkeiten. Hier sind sowohl die Isolierungsschicht der Tanks als auch der Wasserstoff selbst in die Definition der Punktmassenelemente miteinzubeziehen. Außerdem wird in Abschnitt 4.4.3

die vereinfachte Annahme getroffen, dass die Hauptachsen der Tanks mit dem globalen Koordinatensystem übereinstimmen. Dies ist für die D250-Konfiguration eine akzeptable Annahme, würde allerdings bei stark abgeschrägtem Rumpfheck, wie bei der D180-Konfiguration in Abbildung 4.2 veranschaulicht ist, und daraus resultierenden schräg eingebauter Tanks zu Fehlern führen. Zur korrekten Definition der Hauptträgheitsmomente ist daher für jeden Tank ein lokales Koordinatensystem, welches dem Hauptachsensystem entspricht, einzuführen und die Hauptträgheitsmomente auf dieses Koordinatensystem zu beziehen.

Zum anderen ist der Fidelitätsgrad durch die Berücksichtigung der Geometriemodellierung der Tanks zu steigern. Hierzu sind ein CAD-basierter Geometrieentwurf sowie eine entsprechende Vernetzung dieser Geometrien zu implementieren. Dies geht mit weiteren Überlegungen zur korrekten Abbildung des physikalischen Verhaltens der Isolierung und des Wasserstoffs bei unterschiedlichen Füllständen einher. Ferner sind weitere Informationen zu den Tanks zu generieren, wie unter anderem die Lagerungspunkte an den Tanks.

Darüber hinaus sind Angaben, wie die Dichte der metallischen Tankhülle, die in der aktuellen Version von FUGA in den Regelsätzen hartkodiert vorliegen, in einem externen Datensatz zu verwalten. Es existieren ferner bereits Überlegungen zu einer CPACS-Beschreibung der Wasserstofftanks, die mit der CPACS-Version 3.5 eingeführt wird [24]. Dies führt zu einer größeren Flexibilität in der Modellgenerierung.

Die bisherigen Betrachtungen dieses Kapitels haben sich auf strukturelle Details und Komponenten beschränkt. Der folgende Abschnitt erweitert diese Betrachtungen zum Zweck einer ganzheitlichen vibroakustischen Untersuchung am Flugzeug auf die Fluidgebiete und fokussiert die detaillierte Modellierung der Sekundärkavität.

4.5. Erweiterung des Ansatzes zur Modellierung der Sekundärkavität

Zusätzlich zur Struktur sind für zuverlässige vibroakustische Analysen des Kabinenlärms auch die Fluidkavitäten in Betracht zu ziehen. In diese Kavitäten, welche von der Struktur eingeschlossen werden, findet eine Schallabstrahlung auf den in Abschnitt 2.1.2 beschriebenen Schallpfaden statt. Für Modelle, die sowohl Fluid- als auch Strukturgebiete umfassen, ist zur korrekten Abbildung der physikalischen Vorgänge die Kopplung dieser Gebiete über die in Abschnitt 2.3 behandelte Fluid-Struktur-Interaktion zu berücksichtigen. Diese erfordert für die akustischen Fluidelemente an der Interaktionsfläche die Zuweisung von FSI-Randbedingungen. Durch die zusätzliche Definition von Kontaktelementen kann auf eine Vernetzung mit koinzidenten Knoten des Fluids und der Struktur an der Interaktionsfläche verzichtet werden. Stattdessen kann eine unabhängige, optimierte Vernetzung der Domänen durchgeführt werden. Dabei kann insbesondere die Zielelementkantenlänge $l_{e,F}$ des Fluids von der strukturellen Zielelementkantenlänge $l_{e,S}$ abweichen und somit bei unterschiedlichen Anforderungen an die Netzauflösung die Anzahl an Freiheitsgraden im Modell reduziert sowie die Effizienz der Lösung gesteigert werden. Diese Möglichkeiten zur Definition der Fluid-Struktur-Interaktion sind bereits in `fuga.simulation` implementiert.

Die geometrische Darstellung der Kavitäten unterteilt sich in der aktuellen Version von FUGA in die Kabinenkavität sowie die Sekundärkavität, wie in Abbildung 4.32 anhand des ACOUSTIC FLIGHT-LABs gezeigt ist. Die Kavitäten lassen sich aus den Berandungen der Primär- und Sekundärstrukturen ableiten, an die die Anforderung einer wasserdichten Verbindung gestellt wird [49].

Es stehen zwei verschiedene Geometriemodelle für die Kabinen- sowie die Sekundärkavität zur Verfügung, die jeweils unterschiedliche Fidelitätsgrade aufweisen. Diese Unterschiede resultieren aus der Berücksichtigung von Sekundärstrukturen mit variierender Detaillierung. Abbildung 4.33 zeigt beispielhaft die Sekundärkavität des ACOUSTIC FLIGHT-LABs mit niedrigem und hohem Fidelitätsgrad.

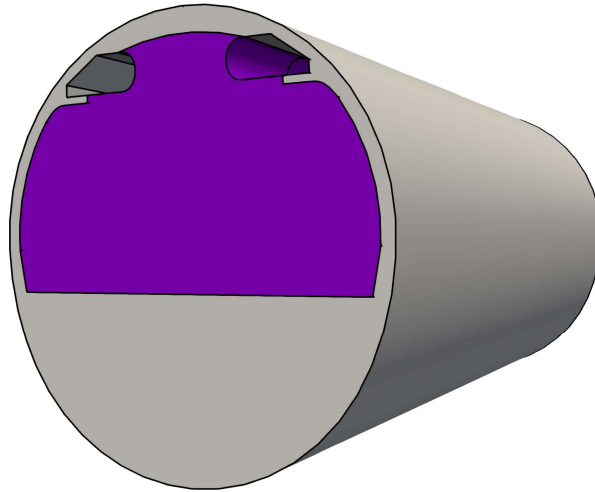
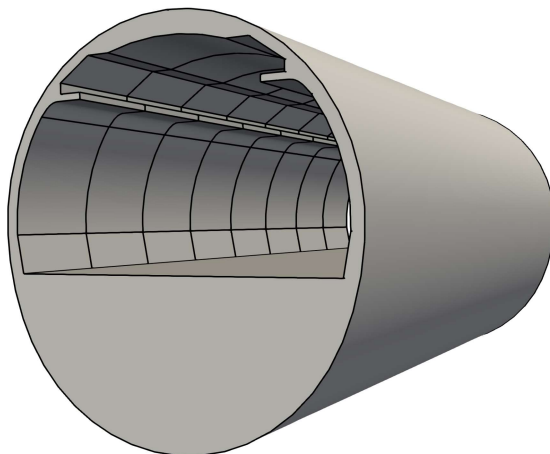
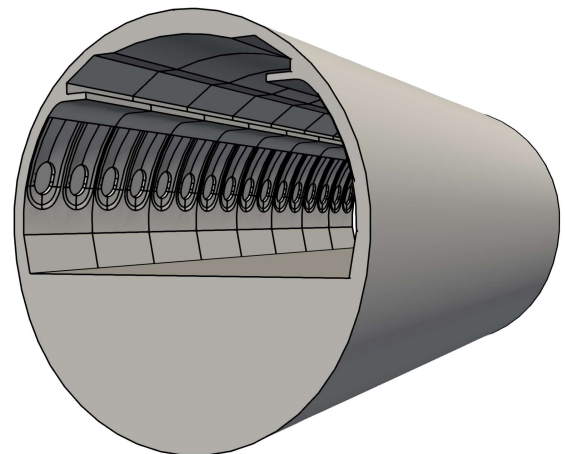


Abbildung 4.32.: Implementierte Geometrie der Kabinenkavität (in Violett) und der Sekundärkavität (in Grau) des ACOUSTIC FLIGHT-LAB aus FUGA.



(a) Niedriger Fidelitätsgrad.



(b) Hoher Fidelitätsgrad.

Abbildung 4.33.: In FUGA implementierte Geometriemodelle der Sekundärkavität des ACOUSTIC FLIGHT-LAB mit unterschiedlichem Fidelitätsgrad.

Ein Vergleich mit dem Rumpf eines typischen Passagierflugzeugs, welcher im Querschnitt in Abbildung 4.34 dargestellt ist, verdeutlicht, dass die Sekundärkavität sich in weitere Abschnitte differenziert. Hier ist die Bilgenkavität zu nennen, die sich unterhalb des Cargodecks befindet. Außerdem ist der Hohlraum zwischen Primärstruktur und Kabinenverkleidung mit einer Isolierung ausgekleidet. Die Isolierung, welche üblicherweise aus poröser Glaswolle besteht, erstreckt sich über den gesamten Umfang des Rumpfes, mit Ausnahme des unteren Rumpfabschnitts, um möglichen Feuchtigkeitsproblemen vorzubeugen. Diese Bereiche weisen unterschiedliche physikalische Eigenschaften auf, die bei der numerischen Simulation zur präzisen Vorhersage des Kabinenlärms berücksichtigt werden müssen. Insbesondere die Isolierung hat aufgrund ihrer dämmenden Eigenschaften einen wesentlichen Einfluss auf die Schalltransmission am Rumpf und ist daher im Modell miteinzubeziehen. Ein etablierter Ansatz zur Modellierung eines solchen porösen Materials stellen die sogenannten äquivalenten Fluidmodelle dar [1]. Diese modellieren das poröse Material

als Fluid unter der zugrunde liegenden Annahme eines starren Skeletts, sodass lediglich die Bewegung des Fluids innerhalb des porösen Materials berücksichtigt wird [19]. Damit ist eine spezifische Unterteilung der Sekundärkavität notwendig, die durch die Erweiterung der bestehenden Regeln im Paket `fuga.simulation` eingebunden wird. Die Regeln werden im Weiteren zunächst auf niedriger Abstraktionsebene am ACOUSTIC FLIGHT-LAB behandelt und in einem weiteren Schritt auch an der D180- sowie D250-Konfiguration evaluiert. Die nachfolgenden Betrachtungen beschränken sich auf den automatisierten Geometrieentwurf.

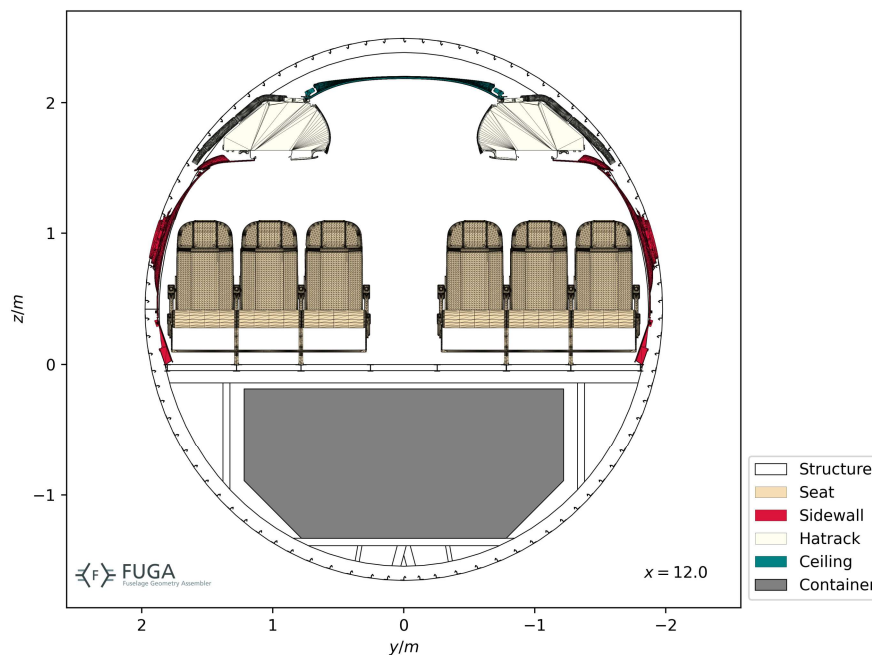


Abbildung 4.34.: Querschnitt des Rumpfes eines typischen Passagierflugzeugs aus FUGA.

4.5.1. Erweiterung der implementierten Regeln zum Geometrieentwurf der Sekundärkavität

Auf Grundlage der in Abbildung 4.33 dargestellten Sekundärkavitäten soll im Folgenden die Unterteilung in die Isolierungskavität, die Bilgenkavität und die verbleibende sekundäre Luftkavität mit niedrigem und hohem Fidelitätsgrad ermöglicht werden. Die Regeln zur Generierung dieser Teilkavitäten mit unterschiedlichen Fidelitätsgraden sind grundsätzlich gleich gestaltet und unterscheiden sich nur in der Vorgabe der ursprünglich implementierten Sekundärkavität mit entsprechender Detailgenauigkeit als Eingabewert. Die folgenden Ausführungen beziehen sich daher nur auf die Unterteilung der Sekundärkavität mit niedrigem Fidelitätsgrad. Die wesentlichen Schritte zur Erzeugung der einzelnen Kavitäten sind in Abbildung 4.35 zusammengefasst.

Der erste Schritt besteht in der Abgrenzung der Bilgenkavität mittels einer Verschnittoperation mit einem in OCCT verfügbaren Halbraum. Dabei handelt es sich um einen unendlichen Volumenkörper, der durch eine Ebene begrenzt wird [83]. Dieser wird gebildet durch einen Punkt, der auf der begrenzenden Ebene liegt, sowie den Normalenvektor dieser Ebene. Als Punkt dient der aus `fuga.geometry` stammende Ursprung des Cargobodens. Der Cargoboden wird als parallel zum Passagierkabinenboden angenommen, sodass der Normalenvektor aus dem Kreuzprodukt von zwei Vektoren bestimmt wird, die aus den Punkten der Kabinenbodenpaneele gebildet werden und die Ebene des Bodens aufspannen. Wie anhand der D180-Konfiguration in Abbildung 4.2a verdeutlicht wird, weisen viele Flugzeuge zur Vermeidung des unerwünschten Kontakts des Flugzeughecks

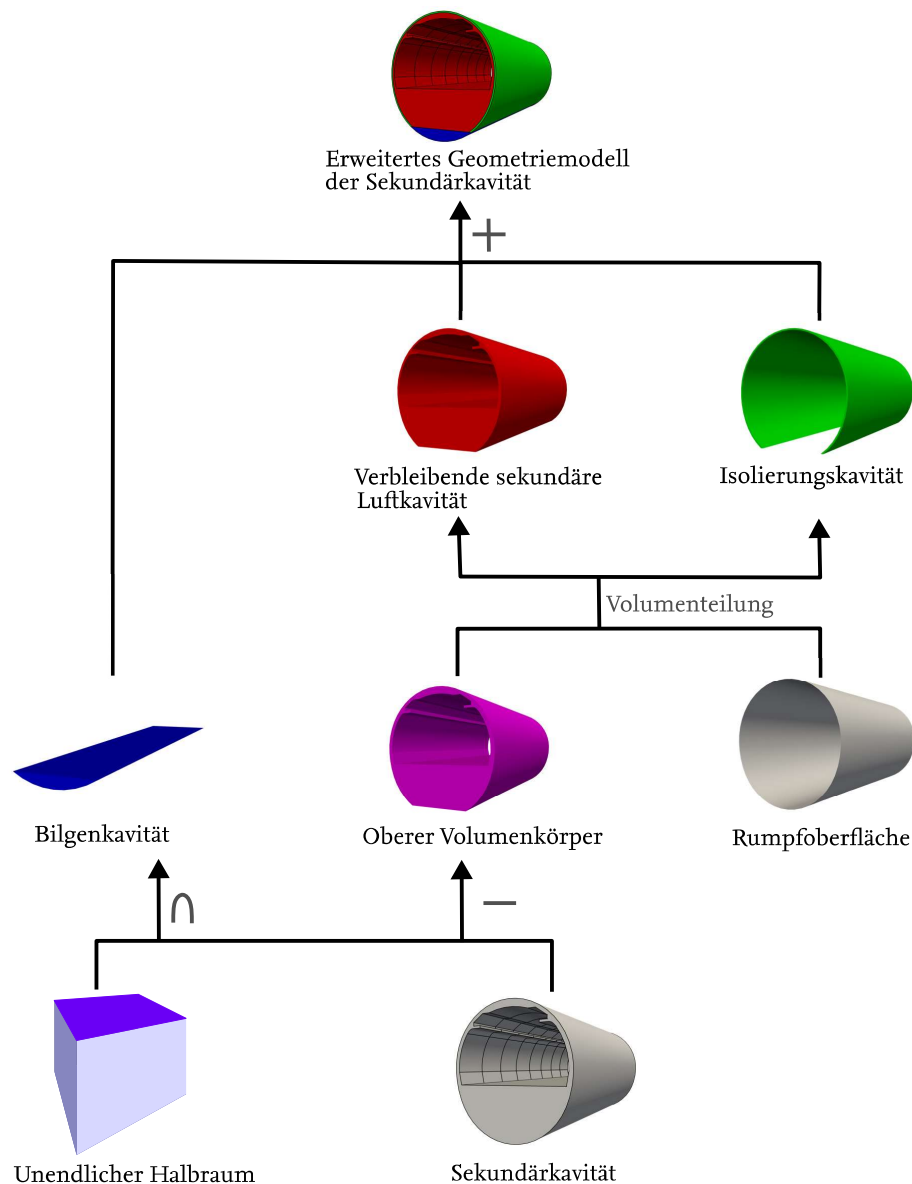


Abbildung 4.35.: Geometrieoperationen zur Erzeugung der Isolierungskavität, der Bilgenkavität und der sekundären Luftkavität.

mit dem Boden bei Start oder Landung eine starke Abschrägung des Hecks auf. Im Bereich dieser Abschrägung verläuft unter Umständen der hintere Teil der Kabine, sodass der Cargobereich und damit auch die Bilge bei einem zu großen Heckfreiwinkel nicht über die komplette Kabinenlänge definiert ist. Die den Halbraum begrenzende Ebene zur Definition der Bilgenkavität erfüllt zusätzlich die Aufgabe, sicherzustellen, dass die Isolierung aufgrund von Feuchtigkeitsansammlungen nicht über den vollen Rumpfumfang modelliert wird. Gleichzeitig sind die aktuellen Implementierungen in *fuga.design* noch nicht in der Lage, den Cargobereich auszulegen, wodurch eine Trennung von Bilgen- und verbleibender sekundärer Luftkavität für die derzeitigen Betrachtungen aufgrund fehlender Angaben zum Cargobereich im CPACS-Datensatz der in Abschnitt 4.1 vorgestellten Konfigurationen nicht notwendig ist. Ungeachtet dessen, wird zur Veranschaulichung der Fähigkeit zur Modellierung der verschiedenen Teilkavitäten, welche auch die Bilge einschließt,

als vereinfachte Annahme die Bilgenkavität durch das Anheben des Kabinenbodens manipuliert und somit über die gesamte Kabinenlänge definiert. Um die Definition der Bilge über die gesamte Kabinenlänge zu gewährleisten, wird eine Kollisionsdetektion implementiert. Dazu werden die Querschnittsflächen des Rumpfes an den Positionen des Kabinenanfangs und -endes ermittelt und mit dem Halbraum verschnitten. Findet keine Kollision zwischen dem Halbraum und den beiden Querschnittsflächen statt, so wird innerhalb einer Schleife die begrenzende Ebene des Halbraumes um 0.1 m angehoben, bis eine Kollision mit beiden Querschnittsflächen detektiert werden kann. Anschließend wird die Ebene um weitere 0.2 m angehoben, um einen ausreichenden Abstand der Isolierungen zum unteren Rumpfabschnitt sicherzustellen. Durch Verschneiden der Sekundärkavität mit diesem gegebenenfalls manipulierten Halbraum entstehen zwei Volumenkörper, wie in Abbildung 4.36 dargestellt ist. Der untere, blaue Volumenkörper entspricht der Bilgenkavität, während der obere, pinke Volumenkörper zur weiteren Unterteilung im nächsten Schritt verwendet wird.

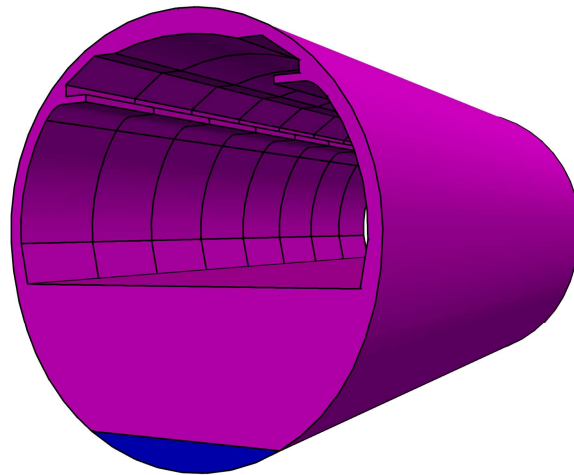


Abbildung 4.36.: Resultierende Geometrie aus dem Verschneiden von Sekundärkavität und einem Halbraum zur Definition der Bilgenkavität.

Zur Separation der Isolierungskavität von diesem oberen Volumenkörper ist die Definition einer Isolierschichtdicke erforderlich, die aufgrund einer fehlenden CPACS-Beschreibung als Eingangsgröße definiert und im Datenrepositorium hinterlegt ist. Es wird eine Versatzfläche zur Rumpfoberfläche gebildet, die um die Dicke der Isolierung in Richtung Rumpfinneres verschoben wird. Durch Verschneiden des Volumenkörpers mit dieser Versatzfläche werden schließlich die Kavität der Isolierung sowie die verbleibende sekundäre Luftkavität erzeugt. Abbildung 4.37 veranschaulicht die damit resultierende unterteilte Sekundärkavität mit niedrigem und hohem Fidelitätsgrad, in welcher die Bilgenkavität in Blau, die Isolierungskavität in Grün und die verbleibende sekundäre Luftkavität in Rot dargestellt wird.

Zusätzlich zum Geometrieentwurf sind zur Vorbereitung der Fluid-Struktur-Interaktion die Flächen der einzelnen Kavitäten zu ermitteln, die an die Rumpf- oder Sekundärstruktur grenzen und damit Interaktionsflächen darstellen. Für jede Kavität wird eine Liste erstellt, in der für sämtliche Flächen des Volumenkörpers mittels BOOLESCHER Werte festgehalten wird, ob eine Wechselwirkung mit einer benachbarten Struktur besteht. Die Geometriemodelle der Kavitäten sowie die zugehörigen Listen der FSI-Kennzeichnung werden durch die Regel zurückgegeben und sind die Grundlage zur Vernetzung der sekundären Fluidbereiche. Im folgenden Abschnitt wird die Robustheit der Regel anhand verschiedener Flugzeugkonfigurationen untersucht sowie die resultierende Regel diskutiert.

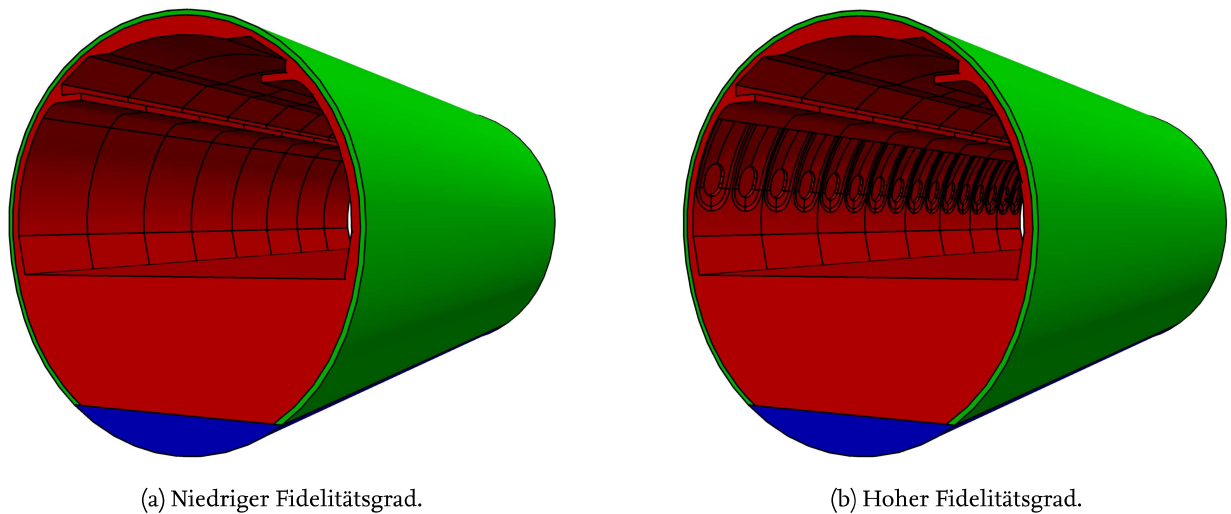


Abbildung 4.37.: Erweitertes Geometriemodell der Sekundärkavität des ACOUSTIC FLIGHT-LAB mit unterschiedlichem Fidelitätsgrad.

4.5.2. Diskussion zur Erweiterung des Ansatzes zur Modellierung der Sekundärkavität

Anhand der vorgestellten Regeln, die der Erweiterung des Ansatzes zur Modellierung der Sekundärkavität dienen, wird gezeigt, dass der Geometrieentwurf der unterteilten Sekundärkavität auf verschiedenen Fidelitätsgraden möglich ist. Die Regeln konnten für das ACOUSTIC FLIGHT-LAB erfolgreich ausgeführt werden. Die Anwendung der Regeln auf die D180- und D250-Konfiguration zeigt dagegen keine zuverlässige Ausführung. Lediglich für die D180-Konfiguration liefert die Regel zur Generierung der unterteilten Sekundärkavität mit niedrigem Fidelitätsgrad ein Geometriemodell, welches in Abbildung 4.38 dargestellt ist. Die fehlerhafte Ausführung der Regeln an der D180- und D250-Konfiguration ist darauf zurückzuführen, dass der Volumenkörper, welcher aus den Berandungen der Primär- und Sekundärstruktur erzeugt wird, von OCCT nicht als wasserdicht angenommen wird, obwohl dies eine Voraussetzung zur Erstellung eines Volumens darstellt. Um die Fähigkeit der Erweiterung des Geometrieentwurfs zuverlässig zu gewährleisten, ist daher in nachfolgenden Arbeiten die Wasserdichtigkeit der Volumina sicherzustellen und zugehörige Regeln anzupassen.

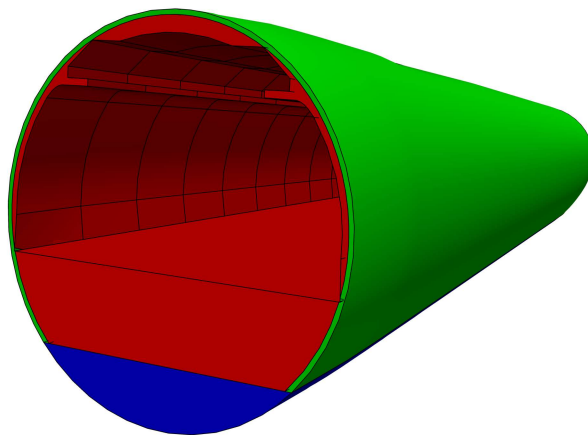


Abbildung 4.38.: Erweitertes Geometriemodell der Sekundärkavität der D180-Konfiguration mit niedrigem Fidelitätsgrad.

Der Geometrieentwurf der unterteilten Sekundärkavität ist ferner mit rechenintensiven Verschnittoperationen verbunden, welche sich auch in den entsprechenden Berechnungszeiten widerspiegeln. Diese sind für das ACOUSTIC FLIGHT-LAB sowie die D180-Konfiguration in Tabelle 4.8 zusammengefasst. Analog zu Abschnitt 4.2.3 wird anhand dieser die steigende Komplexität der betrachteten Flugzeugkonfigurationen bezüglich des Kabinenentwurfs verdeutlicht.

Tabelle 4.8.: Berechnungszeiten des erweiterten Geometrieentwurfs der Sekundärstruktur.

Konfiguration	geringe Fidelität	hohe Fidelität
ACOUSTIC FLIGHT-LAB	9.3 s	181.2 s
D180-Konfiguration	380.3 s	nicht korrekt ausführbar

Die Regeln weisen darüber hinaus Potential für weitere Verbesserungen auf. In Abschnitt 4.5.1 wird bereits auf die fehlende Implementierung des Cargobereichs hingewiesen. Sofern eine Definition des Cargobereiches in `fuga.design` vorliegt, ist die Geometrie der einzelnen Kavitäten an diese anzupassen und die entsprechenden Flächen im Cargobereich zu ermitteln, für die eine Fluid-Struktur-Interaktion zu berücksichtigen ist. In Abhängigkeit dieser Definition sind insbesondere mögliche Anpassungen an der Methode zur Abgrenzung der Isolierungskavität vorzunehmen, für die gemäß der Erläuterungen in Abschnitt 4.5.1 der Cargoboden aufgrund der Abschrägung des Hecks angehoben und somit die Bilge nicht korrekt modelliert wird. Außerdem sind weitere Details in den Kavitäten zu berücksichtigen, wie beispielsweise Ausschnitte für die Fenstertrichter.

Auf Grundlage der zum erweiterten Geometrieentwurf der Sekundärkavität vorgestellten Regeln sind in einem weiterführenden Schritt zusätzliche Implementierungen zur Vernetzung der Fluidgebiete sowie der um den Cargobereich erweiterten Definition der Fluid-Struktur-Interaktion erforderlich, mit denen die Kavitäten den bereits verfügbaren Simulationsmodellen der Struktur hinzugefügt werden kann. Eine besondere Herausforderung stellt hierbei die Vernetzung der einzelnen Teilkavitäten dar, die zueinander konforme Netze aufweisen müssen. Eine Fusionierung der Kavitäten, die die Konformität bei den Oberflächennetzen sicherstellen kann, führt im Falle von 3D-Geometrien zu einer Verschmelzung zu einem einzigen Volumenkörper und macht die Operationen zur Kavitätaufteilung rückgängig. Daher sind weitere Überlegungen notwendig, die die konforme Vernetzung des erweiterten Geometriemodells ermöglichen. Außerdem ist zur Modellierung des physikalischen Verhaltens der Isolierung ein äquivalentes Fluidmodell zu implementieren. Untersuchungen zur Modellierung der Isolierung sind unter anderem BLECH [12] zu entnehmen, welcher die Nutzung des BIOT-Modells empfiehlt. Aufgrund dieser noch fehlenden Fähigkeiten wird in Kapitel 5 die Sekundärkavität mit niedrigem Fidelitätsgrad gemäß Abbildung 4.33a berücksichtigt, welche vollständig mit Luft gefüllt ist.

4.6. Bewertung der implementierten Regeln im globalen Kontext von FUGA

In dem vorliegenden Kapitel werden Regeln zur Implementierung von neuem Wissen zur automatisierten Generierung von konsistenten FE-Modellen basierend auf der wissensbasierten Methodik erörtert. Es wird veranschaulicht, dass das bestehende Wissenssystem durch die Modifikation und Erweiterung bestehender Regeln sowie durch die Integration von neuen Regeln zu neuartigen Produktarchitekturen erweitert werden kann. Die Anwendbarkeit dieser Regeln auf generische Flugzeugkonzepte wird durch die Verwendung verschiedener Flugzeugkonfigurationen veranschaulicht und bestätigt. Dies wird insbesondere durch das zentrale Datenformat CPACS sichergestellt, mit dem die unterschiedlichen Flugzeugentwürfe auf eine einheitliche Weise beschrieben werden können und welches somit konfigurationsunabhängig konsistente Daten bereitstellt. Darüber hinaus wird ein Bedarf an weiteren Optimierungen der einzelnen Regeln sowie an Modellierungsansätzen

unterschiedlicher Genauigkeit herausgestellt. Letzteres bietet die Möglichkeit Simulationsmodelle des erforderlichen Fidelitätsgrades abzuleiten. Dies ist speziell im Kontext multidisziplinärer Analysen im Rahmen des Flugzeugentwurfsprozesses relevant, für welche unterschiedlich detaillierte, konsistente Modelle notwendig sind. Ferner sollte die Auslegung der Regeln eine globale Perspektive in Betracht ziehen, die über die spezifische Anwendung der Regel hinausgeht. So hat sich beispielsweise die Projektion der Stringer- und Spantkurven auf den Rumpf nicht nur zur Vernetzung der Rumpfoberfläche mit hoher Qualität als essentiell erwiesen, sondern auch zur Anbindung der Druckschotte und der Punktmassenelemente der Wasserstofftanks. Unter Beachtung solcher globaler Aspekte kann die Effizienz und Konsistenz der Modellgenerierung gesteigert werden. Zusammenfassend kann mit Hilfe der in diesem Kapitel erläuterten Regeln, welche die bestehenden Vorentwurfsdaten mit zusätzlichem Wissen anreichern, die automatisierte Modellgenerierung auf höherem Detailgrad erfolgen. Die Regeln gewährleisten eine hohe Flexibilität gegenüber Konfigurationsänderungen und liefern eine Grundlage für weitere Implementierungen in FUGA. Basierend auf dem um diese Regeln erweiterten Wissensrepositorium werden im folgenden Kapitel Simulationsmodelle einer neuartigen Flugzeugkonfiguration generiert und mit diesen vibroakustische Analysen durchgeführt.

5. Automatisierte Modellgenerierung und vibroakustische Analyse am Anwendungsbeispiel einer neuartigen Flugzeugkonfiguration

Auf Grundlage des im vorherigen Kapitel beschriebenen neu implementierten Wissens in FUGA gilt es im Folgenden Simulationsmodelle der D250-Konfiguration mit unterschiedlichen Fidelitätsgraden abzuleiten. Diese Ableitung der Simulationsmodelle wird in Abschnitt 5.1 näher behandelt. Zur Demonstration der Analysefertigkeit dieser generierten Simulationsmodelle werden in Abschnitt 5.2 vibroakustische Untersuchungen unter Betrachtung einer Schalldruckanregung durchgeführt, welche die Propeller im Reiseflug auf die Rumpfhaut ausüben.

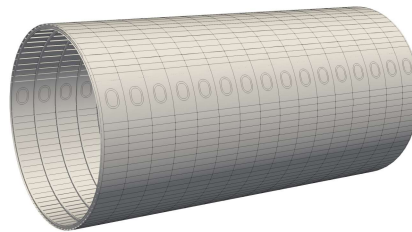
5.1. Generierung von Simulationsmodellen unterschiedlichen Fidelitätsgrades

In diesem Abschnitt wird die Fähigkeit der automatisierten Modellgenerierung auf Basis von Flugzeugvorentwurfsdaten anhand der neuartigen D250-Flugzeugkonfiguration im Hinblick auf die vibroakustische Analyse aufgezeigt. Dabei gilt es variable Fidelitätsgrade der Modelle zu berücksichtigen. Zu diesem Zweck werden unterschiedliche CAD-basierte Geometriemodellversionen mit verschiedenen Kombinationen an Komponenten betrachtet, welche in Abbildung 5.1 dargestellt sind. Das Modell G_1 berücksichtigt die um die Fenstergeometrie ergänzte Rumpfhaut, die Stringer, die Spanten sowie Nietverbindungen, die die Versteifungen mit dem Rumpf verknüpfen. Da die Rumpfhaut inklusive der Fenstergeometrien durch die erforderliche Netzfeinheit in einem Modellumfang resultiert, welcher zur Ergebniserzeugung leistungsfähigere technische Ressourcen bedarf als zum Zeitpunkt der Anfertigung der Studienarbeit zur Verfügung stehen, wird die Analysefähigkeit dieses Modells anhand einer generischen, versteiften Rumpfsektion gezeigt. Die Position der Rumpfsektion wird dabei so gewählt, dass diese die Propellerebene schneidet und somit die maximale Abstrahlung des Propellerlärms im Rahmen der vibroakustischen Analyse betrachtet werden kann. Das Geometriemodell G_2 modifiziert das Modell G_1 durch die Betrachtung der gesamtheitlichen Rumpfhaut ohne Fenstergeometrien, welche einen Ausschnitt für den Flügelkasten berücksichtigt, und erweitert dieses außerdem um die folgenden Komponenten:

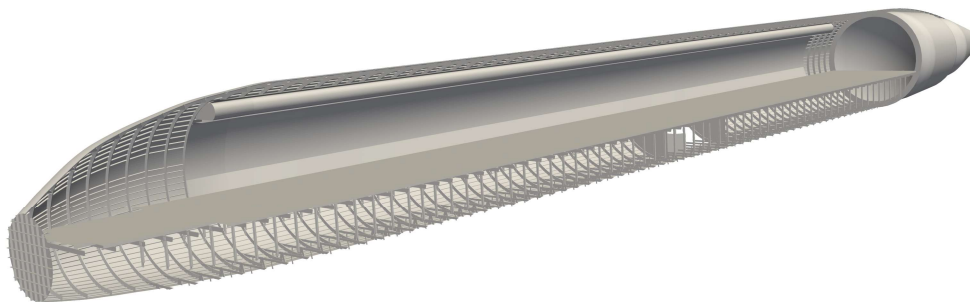
- Kabinenbodenpaneele inklusive Stützen, Längs- und Querbalken,
- Kabinenverkleidung auf niedrigem Fidelitätsgrad (d.h. ohne Fensterauschnitte),
- Druckschotte gemäß der in Abschnitt 4.3 vorgestellten Regeln,
- Wasserstofftanks gemäß der in Abschnitt 4.4 vorgestellten Regeln,
- Kabinen- sowie die vereinfachte Sekundärkavität.

Dies veranschaulicht folglich die konsistente Erweiterung der CAD-basierten Geometriemodelle auf Grundlage der wissensbasierten Entwurfsmethodik. Die Modelle umfassen damit die strukturellen Regeln, die in dieser Arbeit behandelt werden und zuverlässig ausführbar sind. Zusätzlich können auch die Komponenten selbst in ihrem Fidelitätsgrad variiert und an die Anforderungen der zu untersuchenden Disziplin angepasst werden [103]. So können Versteifungen, wie

Spanten, beispielsweise als Balken- bzw. Schalenrepräsentationen oder als extrudierte Volumen dargestellt werden [49]. Da im Rahmen dieser Arbeit die Vibroakustik als einzige Disziplin fokussiert wird, wird die Variation des Detaillierungsgrades der Komponenten allerdings nicht betrachtet. Entsprechende Untersuchungen sind [103] zu entnehmen.



(a) Geometriemodell G_1 .



(b) Geometriemodell G_2 .

Abbildung 5.1.: Geometriemodelle unterschiedlichen Fidelitätsgrades der D250-Konfiguration.

Basierend auf den Geometriemodellen G_1 und G_2 sind entsprechende Simulationsmodelle abzuleiten. Dabei werden die schalen- und plattenförmigen Komponenten, zu denen die Rumpfaußenhaut, die Kabinenverkleidung, die Druckschotte sowie die Bodenpaneele zählen, mit Schalenelementen im FE-Modell repräsentiert. Die profilbasierten strukturellen Komponenten, wie Stringer, Spanten, Stützen, Längs- und Querbalken, liegen in extrudierter Form vor und werden ebenso als Schalenelemente diskretisiert. Die Vernetzung erfolgt für diese strukturellen Bauteile quad-dominant, sodass zusätzlich zu Viereckselementen auch ein geringer Anteil an Dreieckselementen im Netz vorhanden ist. Wie in Abschnitt 4.3 erörtert wird, wird die Anbindung der Druckschotte an die Rumpfstruktur mittels starrer Verbindungselemente modelliert. In gleicher Weise werden auch die Wasserstofftanks, die gemäß Abschnitt 4.4 als Punktmassenelemente idealisiert werden, an den Rumpf gekoppelt. Nietverbindungen werden dagegen über flexible Verbindungselemente dargestellt. Die Kabinen- und Sekundärkavität werden mittels akustischer Volumenelemente diskretisiert. Aufgrund der komplexen Geometrien der Volumenkörper werden die Kavitäten zum Erhalt einer ausreichenden Elementqualität über Tetraederelemente vernetzt. Im Rahmen zukünftiger Studien sollen diesbezüglich Vernetzungsmethoden zum Erhalt qualitativ hochwertiger Netze, welche primär aus Hexaederelementen gebildet werden, untersucht werden. Die Modelle beruhen auf den allgemeinen Annahmen eines linearen Materialverhaltens und eines idealen Gases. Darüber hinaus wird zur Berücksichtigung von Dämpfungseffekten näherungsweise ein globaler struktureller Dämpfungsgrad von 1 % definiert.

Ferner besteht die Möglichkeit die Variabilität des Fidelitätsgrades in der Modellgenerierung über die Netzauflösung und die Ordnung der Ansatzfunktionen zu beeinflussen. Letzteres wird zur Einsparung von Rechenressourcen im Folgenden nicht betrachtet, sodass für alle Modelle Elemen-

te mit linearer Ansatzfunktion gewählt werden. In Abschnitt 5.2 werden vibroakustische Analysen durchgeführt, bei denen die von den Propellern hervorgerufenen Schalldruckfelder auf der Rumpfoberfläche bei der Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmonischen als Anregung dienen. Die erforderlichen Zielelementkantenlängen weisen dabei eine Abhängigkeit von der Blattfolgefrequenz und deren Harmonischen auf. Zur Veranschaulichung der Multi-Fidelität werden zwei Netzfeinheiten bestimmt, die sowohl ein grobes Netz zur Analyse der Blattfolgefrequenz als auch ein feines Netz zur Untersuchung der zweiten und dritten Harmonischen bereitstellen. Die Blattfolgefrequenz ergibt sich gemäß Gleichung (2.8) aus der Anzahl der Propellerblätter und der Propellerdrehzahl zu $f_{b1} = 61.7 \text{ Hz}$. Die zweite und dritte Harmonische ergeben sich aus dem Vielfachen der Blattfolgefrequenz und betragen $f_{b2} = 123.4 \text{ Hz}$ sowie $f_{b3} = 185.1 \text{ Hz}$. Die charakteristischen Größen des Propellers sind in Tabelle 5.1 zusammengefasst.

Tabelle 5.1.: Charakteristische Größen des Propellers der D250-Konfiguration.

Anzahl der Blätter n_b :	7
Drehzahl Ω_b :	8.814 s^{-1}
Blattfolgefrequenz f_{b1} :	61.7 Hz
Zweite Harmonische f_{b2} :	123.4 Hz
Dritte Harmonische f_{b3} :	185.1 Hz

Wie bereits in Abschnitt 2.1.1 verdeutlicht wird, bestimmen Biegewellen das dominante Schwingverhalten der Flugzeugstruktur. Insbesondere die Rumpfhaut weist im Vergleich zu den übrigen Komponenten, welche in den Geometriemodellen betrachtet werden, eine geringe Hautdicke auf. Dies führt zu den kleinsten auftretenden Biegewellen der gesamten Flugzeugstruktur, die folglich zur Bestimmung der Zielelementkantenlänge maßgebend sind. Ausgehend von 10 Elementen pro Wellenlänge, welche gemäß Tabelle 2.1 eine ausreichende Annahme zur Abbildung der Wellenphänomene darstellt, ergibt sich mit den geometrischen und materiellen Eigenschaften der D250-Konfiguration, die in Tabelle 5.2 zusammengefasst sind, unter Zuhilfenahme der Gleichungen (2.5), (2.7) sowie (2.12) für das grobe Netz eine optimale Elementkantenlänge von $l_{e,opt} = 0.073 \text{ m}$. Für die Bestimmung der optimalen Elementkantenlänge des feinen Netzes, welches die Untersuchung sowohl der zweiten als auch der dritten Harmonischen der Blattfolgefrequenz ermöglichen soll, ist die höhere Frequenz f_{b3} maßgeblich und ergibt $l_{e,opt} = 0.042 \text{ m}$.

Tabelle 5.2.: Geometrische und materielle Eigenschaften der Rumpfhaut der D250-Konfiguration.

Elastizitätsmodul E :	$73759731563 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$
Querkontraktionszahl ν :	0.33
Dichte ρ_S :	$2800 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
Minimale Hautdicke h :	0.0033 m

Für die Luftkavitäten werden analog zur Strukturdiskretisierung 10 Elemente pro Wellenlänge angenommen. Dies führt mit den Fluideigenschaften, welche Tabelle 5.3 zu entnehmen sind, gemäß den Gleichungen (2.2), (2.3) und (2.12) zu den optimalen Elementkantenlängen $l_{e,opt} = 0.554 \text{ m}$ für das grobe Netz sowie $l_{e,opt} = 0.185 \text{ m}$ für das feine Netz.

Die Struktur und die Fluidkavitäten können durch die Vorgabe unabhängiger Zielelementkantenlängen $l_{e,S}$ und $l_{e,F}$ separat und nonkonform vernetzt werden, wie in Abschnitt 4.5 erläutert wird. Die Zielelementkantenlängen des Fluids und der Struktur werden für beide Netzfeinheiten gezielt geringfügig kleiner als die theoretisch berechneten optimalen Elementkantenlängen gewählt, um reproduzierbar qualitativ hochwertige und zuverlässige Ergebnisse erzeugen zu können. Diese Zielelementkantenlängen sind in Tabelle 5.4 zusammengefasst und dienen zur Vernetzung der Geome-

Tabelle 5.3.: Materialeigenschaften der Kabinen- und Sekundärkavität der D250-Konfiguration unter Flugbedingungen.

Dichte ρ_F :	$1.204 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
Schallgeschwindigkeit c_F :	$342 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

triemodelle G_1 sowie G_2 . Im Vergleich zur Struktur erfolgt die Diskretisierung des Fluids signifikant größer. Dies ist für den Bereich niedriger Frequenzen charakteristisch, wobei das Verhältnis zwischen der Zielelementkantenlänge für die Struktur und der Zielelementkantenlänge für das Fluid mit zunehmender Frequenz aufgrund der dispersiven Eigenschaften der in der Struktur auftretenden BiegeWellen ansteigt. Auf eine Konvergenzstudie wird in Anbetracht der in Abschnitt 5.2 vorgesehenen Analysen verzichtet, mit welchen lediglich die Machbarkeit nachgewiesen und keine Aussage bezüglich der Kabinenakustik aus den Ergebnissen abgeleitet wird.

Tabelle 5.4.: Zielelementkantenlängen zur Generierung der Simulationsmodelle aus den Geometriemodellen G_1 und G_2 .

Zielelementkantenlänge	Grobes Netz	Feines Netz
$l_{e,S}$	0.06 m	0.03 m
$l_{e,F}$	0.54 m	0.17 m

Die damit resultierenden löseragnostischen Simulationsmodelle können in das gewünschte Format des zu verwendenden FE-Programms konvertiert werden. Um diese Fähigkeit und den Vorteil des Löseragnostizismus aufzuzeigen, wird das FE-Modell der generischen Rumpfsktion in ANSYS MECHANICAL sowie das FE-Modell der D250-Konfiguration mit vollständiger Rumpflänge in NASTRAN analysiert. Die dazu genutzten Elementtypen sind der Vollständigkeit halber für beide FE-Programme aus Tabelle 5.5 zu entnehmen.

Tabelle 5.5.: ANSYS MECHANICAL- und NASTRAN-Elementtypen zur Konvertierung der betrachteten löseragnostischen Simulationsmodelle in das entsprechende Löserformat bei linearen Ansatzfunktionen.

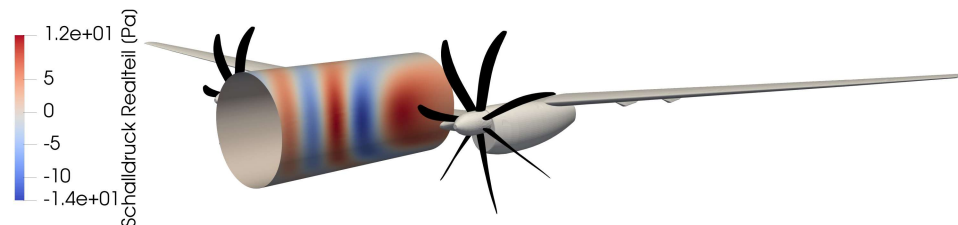
Löseragnostischer Elementtyp	Elementtyp in ANSYS MECHANICAL	Elementtyp in NASTRAN
Schalenelement (Dreieckselement)	SHELL181	CTRIA3
Schalenelement (Viereckselement)	SHELL181	CQUAD4
Akustisches Volumenelement (Tetraeder)	FLUID30	CTETRA
Punktmassenelement	MASS21	CONM2
Starres Verbindungselement	CERIG	RBE2
Flexibles Verbindungselement	RBE3 in Kombination mit COMBI250	CFAST

Zusammenfassend können die in Kapitel 4 vorgestellten Regeln in Kombination mit dem bereits bestehenden Wissen von FUGA zur Generierung von disziplinabhängigen Simulationsmodellen angewendet werden. Die Fidelität der Simulationsmodelle kann unter Gewährleistung der Konsistenz auf Grundlage des wissensbasierten Ansatzes sowohl über den CAD-basierten Geometrieentwurf als auch über die Eigenschaften des Netzes variiert werden. Ersteres kann über die Kombination an Komponenten sowie deren Detailgrad bestimmt werden. Zweiteres umfasst die Wahl der Zielelementkantenlängen sowie der Ordnung der Ansatzfunktionen. Der wissensbasierte Ansatz

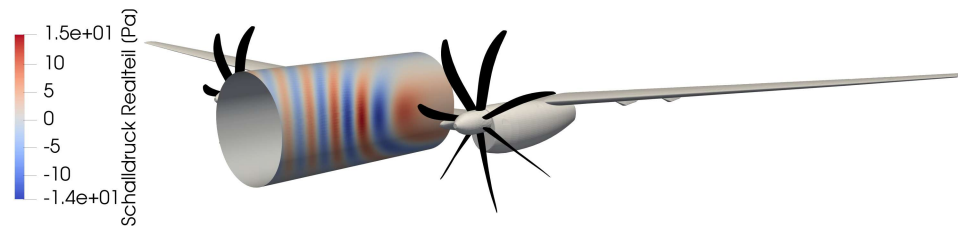
erlaubt die gezielte Anreicherung von Informationen, die in der frühen Phase des Flugzeugvorentwurfs üblicherweise nicht zur Verfügung stehen, und erweist eine hohe Flexibilität gegenüber Konfigurationsänderungen sowie neuartigen Produktarchitekturen. Mittels der in diesem Abschnitt generierten Simulationsmodelle, welche in die Löserformate von ANSYS MECHANICAL und NAS-TRAN konvertiert sind, gilt es im Folgenden die Analysefähigkeit dieser Modelle zur Anwendung von vibroakustischen Untersuchungen aufzuzeigen.

5.2. Demonstration der Analysefähigkeit der generierten Modelle anhand vibroakustischer Untersuchungen

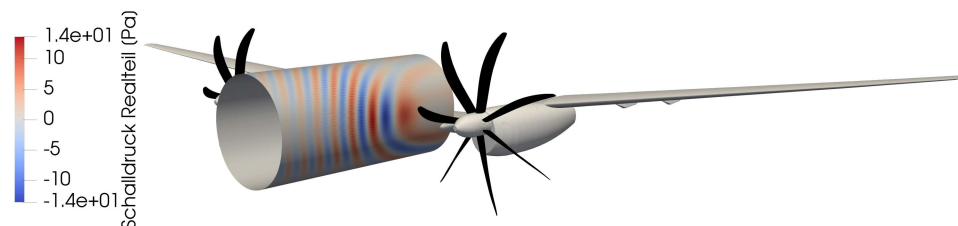
Die Analysefähigkeit der mittels FUGA generierten und auf der Geometrie G_1 und G_2 basierenden Simulationsmodelle wird durch die Untersuchung des Schwingverhaltens des Rumpfes sowie der Schalldruckverteilung in der Kabine veranschaulicht, welche durch die von den Propellern verursachte und auf den Flugzeugrumpf einwirkenden Druckwellen angeregt werden. Betrachtet wird hierbei die einseitige Anregung eines Propellers bei der Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmonischen gemäß Tabelle 5.1. Die von dem Propeller hervorgerufenen komplexwertigen Druckerregungen auf der Rumpfoberfläche werden mittels des in [95] beschriebenen empirischen Verfahrens berechnet. Diese sind in Abbildung 5.2 und Abbildung 5.3 für die generische Rumpfsktion sowie die D250-Konfiguration gezeigt.



(a) Anregung der Blattfolgefrequenz $f_{b1} = 61.7$ Hz.



(b) Anregung der zweiten Harmonischen $f_{b2} = 123.4$ Hz.



(c) Anregung der dritten Harmonischen $f_{b3} = 185.1$ Hz.

Abbildung 5.2.: Einseitige Schalldruckerregung auf der Rumpfoberfläche bei der Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmonischen für die generische Rumpfsktion.

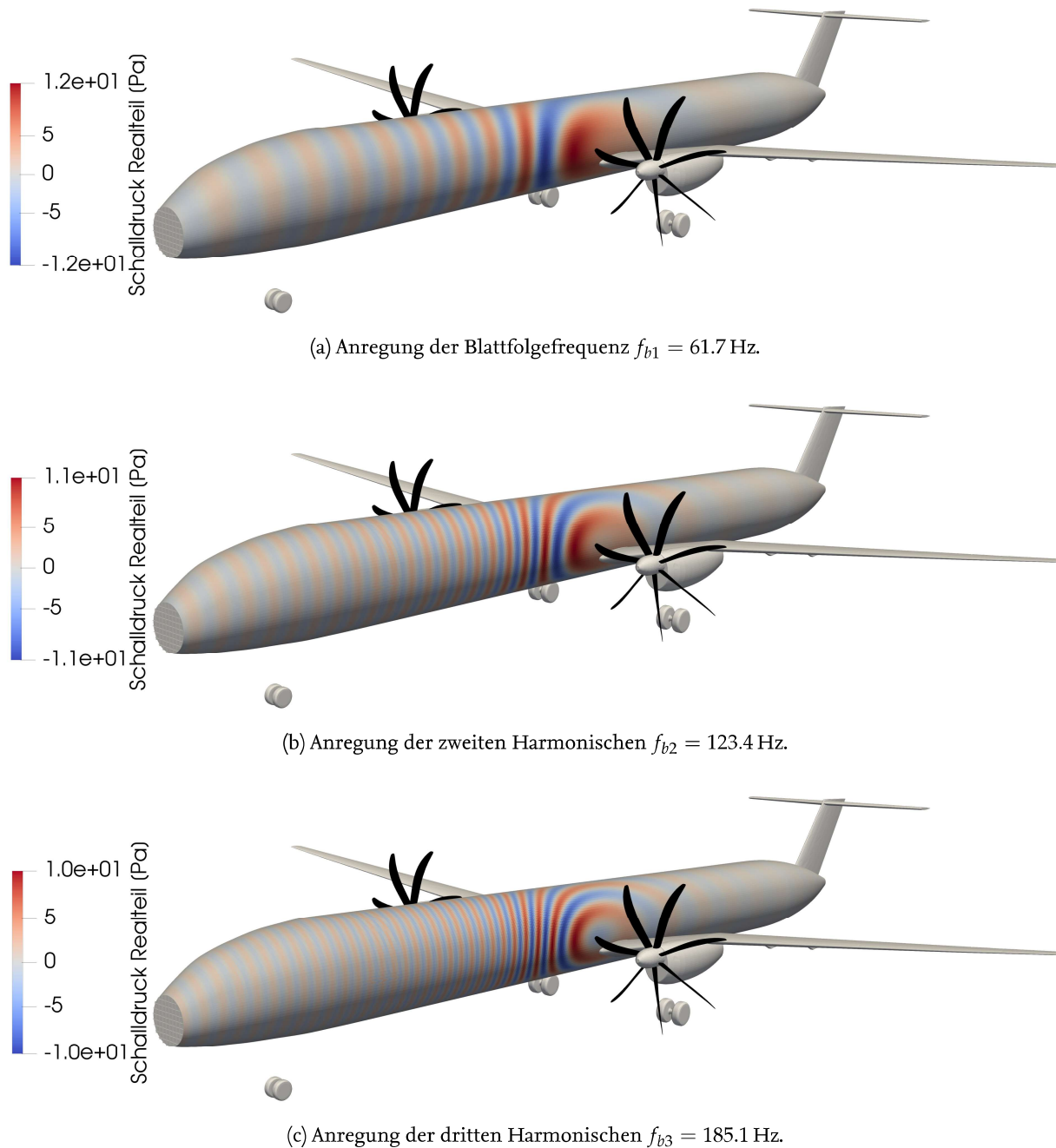


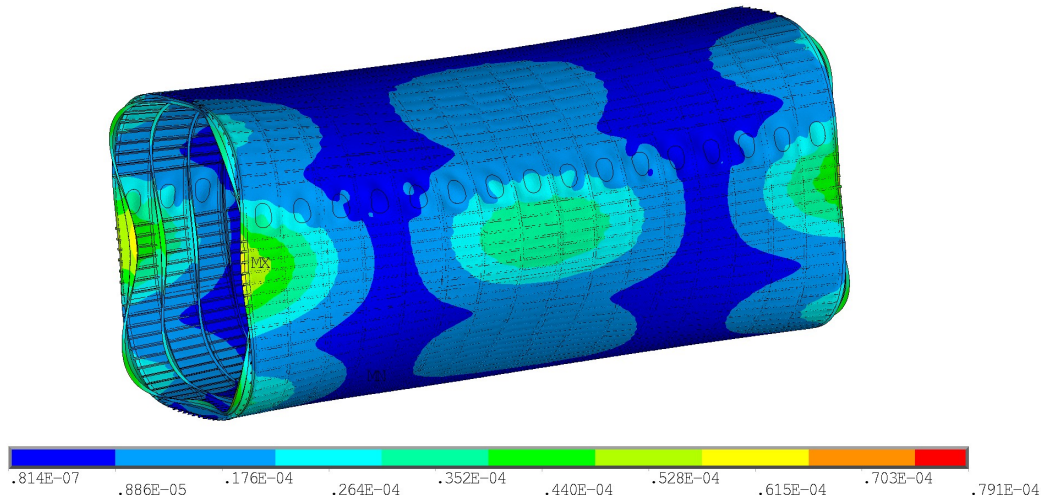
Abbildung 5.3.: Einseitige Schalldruckanregung auf der Rumpfoberfläche bei der Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmonischen für die D250-Konfiguration mit vollständiger Rumpflänge.

Zur Aufprägung dieser Anregungen auf das Simulationsmodell der Rumpfsektion ist in ANSYS MECHANICAL die zusätzliche Definition von Oberflächenelementen des Typs SURF154 auf der Rumpfoberfläche erforderlich, deren Knoten koinzident zu den Knoten der SHELL181-Elementen der Rumpfhaut sind. Das strukturdynamische Verhalten der Rumpfsektion kann anschließend durch Lösen der Gleichung (2.14) bei der Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmonischen bestimmt werden und ist in Abbildung 5.4 dargestellt. Die Betriebsschwingform bei der Propelleranregung mit der Blattfolgefrequenz wird für eine Hochdeckerkonfiguration in [49] gezeigt und

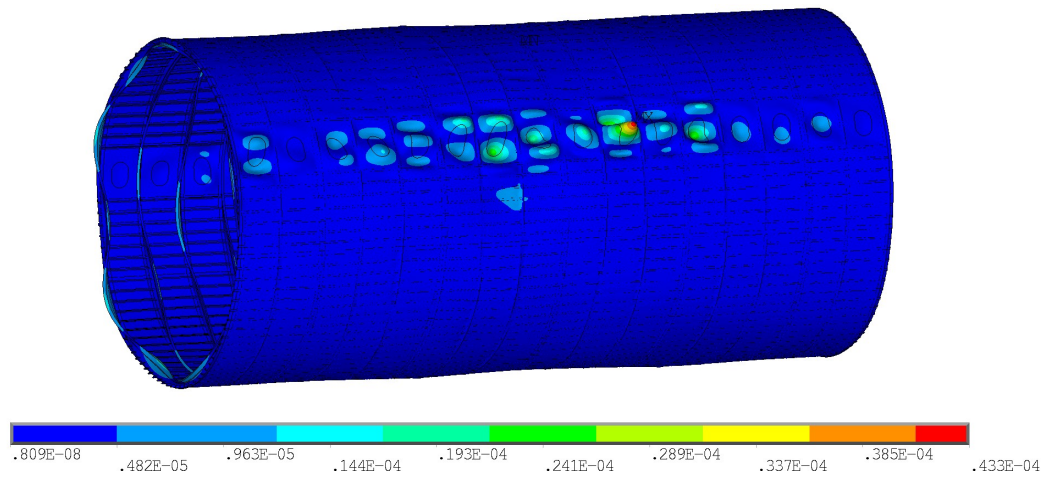
weist eine gute Übereinstimmung mit Abbildung 5.4a auf. Für diese ist ein globales Schwingungsverhalten zu erkennen, bei der sich eine globale Strukturwelle über die Rumpfsektion ausbreitet. Ein solches Verhalten ist bei tiefen Frequenzen zu erwarten. Bei der zweiten und dritten Harmonische ist mit der Vervielfachung der Blattfolgefrequenz ein lokales Schwingverhalten ausgeprägt, welches sich durch lokale Schwingungen einzelner Hautfelder auszeichnet und insbesondere in den Fensterbereichen große Amplituden aufweist.

Zur Ermittlung der Druckverteilung in der Kabinenkavität des Gesamtmodells der D250-Konfiguration bei den betrachteten Propelleranregungen ist eine starke Fluid-Struktur-Kopplung zu berücksichtigen und somit das Gleichungssystem gemäß Gleichung (2.15) in NASTRAN zu lösen. Die resultierenden Schalldruckverteilungen in der Hörebene der Passagiere sind in Abbildung 5.5 dargestellt, in welcher eine Abnahme der Wellenlänge bei zunehmender Frequenz zu erkennen ist. Dieses Verhalten entspricht den Erwartungen und kann somit als sinnvoll beurteilt werden. Ein ähnliches Modell der D250-Konfiguration wird ferner von HESSE ET AL. [47] hinsichtlich der Auswirkungen einer Aufdickung spezieller Rumpfsegmente, welche als Abschirmung gegen losgelöste Propellerblätter im Flug dient, auf den Kabinenlärm analysiert.

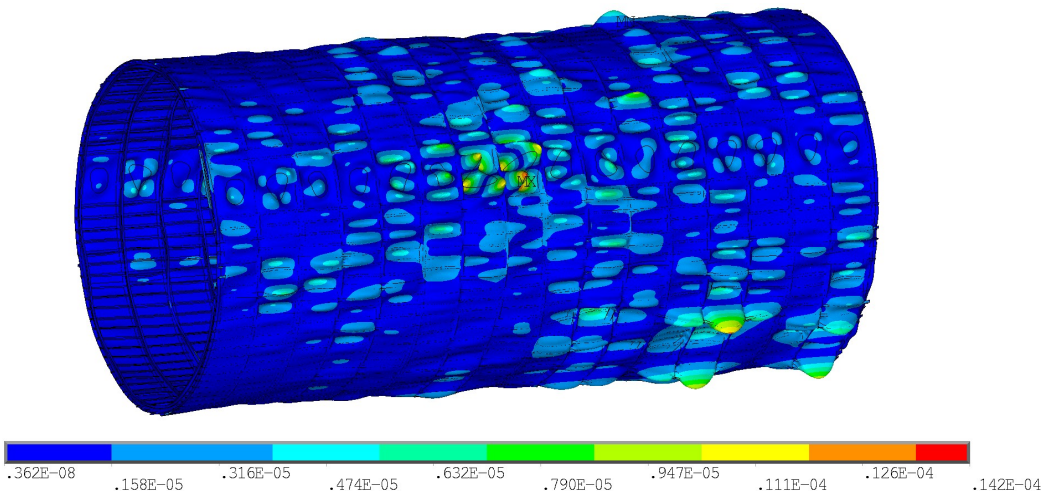
Aus den durchgeführten Analysen sind mehrere wichtige Erkenntnisse abzuleiten. Die Analyse- und Rechenfähigkeit der generierten Modelle wird anhand verschiedener Fidelitätsgrade und mittels vibroakustischer Untersuchungen bewiesen. Dabei kann die Unabhängigkeit der Modelle vom Löser aufgezeigt werden. Dies eröffnet ein hohes Maß an Flexibilität, um verschiedene Analysewerkzeuge je nach den spezifischen Anforderungen des gegebenen Problems oder den Präferenzen des Anwenders einzusetzen. Durch die Einbindung der Fenstergeometrien, der Druckschotte und der Wasserstofftanks in die Modellgenerierung werden weitere Verbindungen im frühen Flugzeugvorentwurfsprozess geschaffen. Dies erlaubt die Durchführung multidisziplinärer Detailanalysen, deren Zuverlässigkeit durch die Erweiterung der zur Modellierung zu Verfügung stehenden Informationen gesteigert wird.



(a) Betriebsschwingform bei Anregung der Blattfolgefrequenz $f_{b1} = 61.7$ Hz.

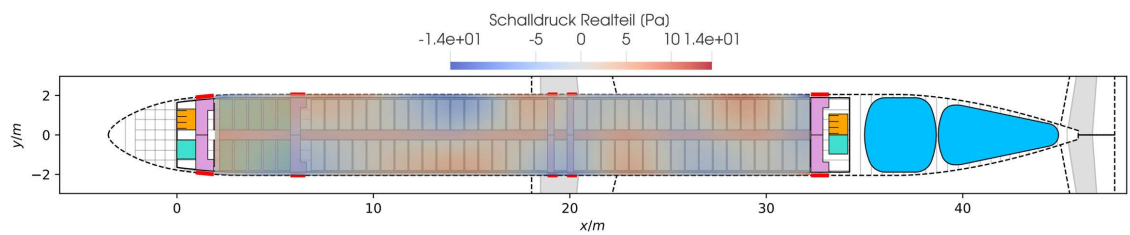


(b) Betriebsschwingform bei Anregung der zweiten Harmonischen $f_{b2} = 123.4$ Hz.

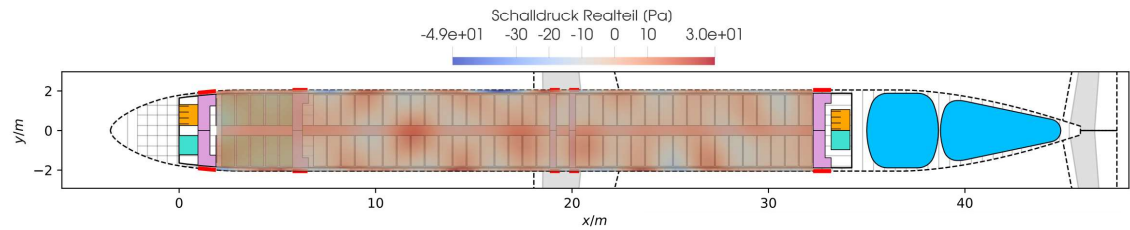


(c) Betriebsschwingform bei Anregung der dritten Harmonischen $f_{b3} = 185.1$ Hz.

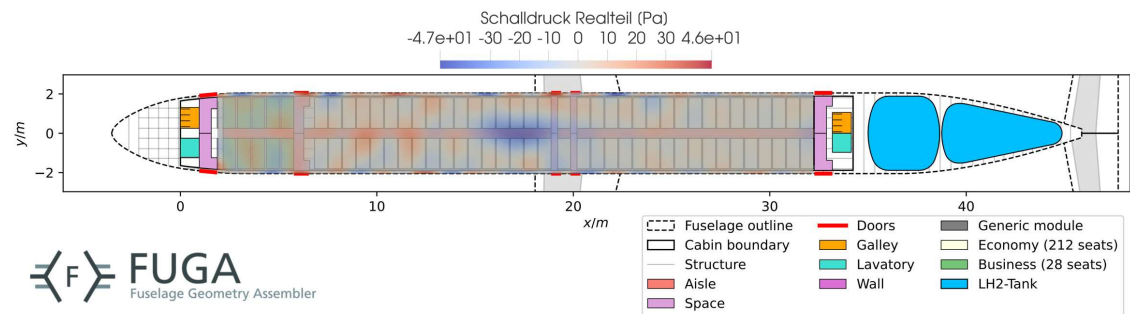
Abbildung 5.4.: Betriebsschwingformen der generischen Rumpfsektion unter verschiedenen Propelleranregungen.



(a) Schalldruckverteilung bei Anregung der Blattfolgefrequenz $f_{b1} = 61.7$ Hz.



(b) Schalldruckverteilung bei Anregung der zweiten Harmonischen $f_{b2} = 123.4$ Hz.



(c) Schalldruckverteilung bei Anregung der dritten Harmonischen $f_{b3} = 185.1$ Hz.

Abbildung 5.5.: Resultierende Schalldruckverteilung in der Kabinenkapazität in der Hörebene der Passagiere für unterschiedliche Propelleranregungen.

6. Zusammenfassung und Ausblick

Gegenstand der vorliegenden Arbeit ist die automatisierte Generierung von numerischen Simulationsmodellen mittels eines wissensbasierten Ansatzes. Der Fokus liegt dabei auf der Bereitstellung von Modellen für vibroakustische Finite Elemente Analysen, die zuverlässige Vorhersagen des Kabinenlärms im Rahmen des Entwurfsprozesses erlauben. Grundlage der Modellierung bilden Luftfahrzeugdatensätze im Vorentwurfsdatenformat CPACS, welches als zentrales Datenaustauschformat zwischen den beteiligten Disziplinen im Flugzeugentwurfsprozess dient. Da im Kontext des Vorentwurfes meist nur begrenzte Informationen zur Verfügung stehen, die eine disziplinabhängige Modellgenerierung sowie die Durchführung entsprechender Analysen zur Ableitung zuverlässiger Vorhersagen erschweren, gilt es die bestehenden Vorentwurfsdaten mit spezifischem Wissen zur Modellgenerierung anzureichern. Dazu werden Modellierungsvorschriften in Form von Regeln innerhalb einer wissensbasierten Entwurfsmethodik entwickelt, die die Funktionalitäten des wissensbasierten Tools FUGA erweitern.

Für eine verbesserte Vorhersagegenauigkeit des Kabinenlärms werden Regeln zur detaillierten Modellierung des Rumpfes und der Kabine definiert. Speziell werden Regeln zur Implementierung der Fenstergeometrien, der Druckschotte und der Wasserstofftanks ausgearbeitet sowie die bestehende Modellierung der Sekundärkavität im Rumpf erweitert. Die Generierung von Simulationsmodellen mit FUGA gliedert sich im Allgemeinen in zwei Schritte. Der erste Schritt umfasst den CAD-basierten Geometrieentwurf unter Anwendung des Geometriekernels OCCT, während im zweiten Schritt die automatisierte Vernetzung dieser Geometrien mittels des Vernetzers GMSH erfolgt. Die Modelle werden löseragnostisch beschrieben und erlauben die Konvertierung in ein beliebiges Lösersformat.

Zur Berücksichtigung der Fenstergeometrien im Modell der Rumpfoberfläche, die sowohl die Fenster als auch die zugehörigen Verstärkungsrahmen einschließen, erweist sich die Vernetzung als wesentliche Herausforderung. Zum Erhalt qualitativ hochwertiger Vierecksnetze aus dieser Geometrie stellt sich eine Vernetzung mittels des strukturierten TRANSFINITEAUTO-Algorithmus sowie des unstrukturierten MESHADAPT-Algorithmus unter Anwendung einer quad-dominanten Rekombination als effektiv heraus. Insbesondere ist im Rahmen des Geometrieentwurfs die Fusionierung der Geometrien erforderlich, um die Konformität der Netze sicherzustellen. Für lokale Netzoptimierungen im Bereich der Fenster sind Netzgrößenfelder zu definieren, die zu lokal sehr fein aufgelösten Netzbereichen führen. Diese erweisen sich als notwendig, um starke Elementverzerrungen zu vermeiden, die aus den Vernetzungsbedingungen aus der Geometrie resultieren. Die lokal feine Netzauflösung bedingt höhere Speicher- und Rechenkosten und ist im Hinblick auf die Finite Elemente Analyse als kritisch zu bewerten, sodass bezüglich der Optimierung des Geometrieentwurfs Bedarf weiterer Forschungsarbeiten besteht. Darüber hinaus ist zur lokalen Netzoptimierung im Geometrieentwurf die Projektion der Stringer- und Spantkurven auf die Rumpfoberfläche erforderlich. Damit sind die unstrukturiert vernetzten Bereiche auf ein Minimum zu reduzieren und die Netzqualitäten effektiv zu steigern. Auf Basis der Netze der Rumpfoberfläche inklusive der Fenstergeometrien erfolgt die Integration und Anbindung der Druckschotte und Wasserstofftanks.

In der Literatur werden üblicherweise für vibroakustische Analysen Modelle von Rumpfsektionen verwendet. Zur Erweiterung dieser Betrachtungen auf ganzheitliche Flugzeugmodelle sind weitere Komponenten mit einzubeziehen. Diese Fähigkeit der Modellgenerierung vollständiger Flugzeugkonfigurationen wird mit der Implementierung der Druckschotte in FUGA weiter ausgebaut. Die Vernetzung der Druckschotte erfolgt analog zu der Rumpfoberfläche mittels des TRANSFINITEAU-

TO- und des MESHADAPT-Algorithmus bei einer quad-dominanten Rekombination. Für die Anbindung der Druckschotte an den Rumpf werden starre Verbindungselemente verwendet, die den Vorteil bieten, dass der Rumpf und die Druckschotte keine koinzidenten Knoten aufweisen müssen und somit eine unabhängige Vernetzung dieser Komponenten stattfinden kann. Dies führt zu Netzen der Druckschotte höherer Qualität.

Der wissensbasierte Ansatz schafft darüber hinaus die Voraussetzung zur Erweiterung des Wissens um neuartige Produktarchitekturen, wodurch die Implementierung der Wasserstofftanks ermöglicht wird. Dies erfolgt als erster Ansatz durch die Modellierung als Punktmassen, die ebenfalls über starre Verbindungselemente an den Rumpf gekoppelt werden. Diese Implementierung liefert eine speicher- und recheneffiziente Methodik zur Berücksichtigung der Tanks in dem Simulationsmodell.

Zusätzlich zu den Ergänzungen struktureller Details sowie Komponenten erfolgt eine Erweiterung des Geometrieentwurfs der Sekundärkavität. Diese Erweiterung erlaubt die Modellierung der Isolierungskavität, der Bilgenkavität sowie der verbleibenden sekundären Luftkavität. Basierend auf dieser Arbeit ist in weiteren Schritten die Vernetzung der erweiterten Kavität unter Berücksichtigung der Fluid-Struktur-Interaktion sowie einer Modellierung des physikalischen Verhaltens der Isolierung zu implementieren.

Die Robustheit der entwickelten Regeln wird anhand verschieden komplexer Flugzeugkonfigurationen evaluiert. Insgesamt können die Regeln konfigurationsunabhängig und zuverlässig ausgeführt werden. Eine Ausnahme stellt jedoch die erweiterte Sekundärkavität dar, bei der es zu Fehlern kommt, die auf Geometrieoperationen aus OCCT zurückzuführen sind. Entsprechende Regeln sind daher in nachfolgenden Arbeiten für eine zuverlässige Ausführung anzupassen.

Auf Grundlage des um diese Regeln erweiterten Wissenssystems in FUGA wird die Fähigkeit der automatisierten Generierung von Simulationsmodellen unterschiedlicher Fidelitätsgrade anhand eines neuartigen Flugzeugkonzepts aufgezeigt. Dabei werden eine generische strukturelle Rumpfsektion sowie ein Modell eines Rumpfes in voller Länge mit Struktur und Kavitäten betrachtet. Mittels vibroakustischer Untersuchungen, bei denen durch die Propeller verursachte Schalldruckanregungen der Rumpfhaut betrachtet werden, wird die Rechen- sowie Analysefertigkeit der generierten Modelle aufgezeigt. Die Analysen werden mit unterschiedlichen Finite Elemente Programmen durchgeführt und veranschaulichen den Vorteil des Löseragnostizismus.

Zusammenfassend wird in dieser Arbeit gezeigt, dass mit Hilfe eines wissensbasierten Ansatzes automatisiert konsistente Simulationsmodelle unterschiedlichen Fidelitätsgrades generiert werden können. Der wissensbasierte Ansatz erlaubt durch die Modifikation und Erweiterung bestehender Regeln sowie durch die Integration von neuen Regeln die gezielte Anreicherung von Informationen zur Modellgenerierung. Dies gewährleistet eine hohe Flexibilität gegenüber Konfigurationsänderungen sowie die Integration neuartiger Produktarchitekturen und ermöglicht somit die Durchführung multidisziplinärer Detailanalysen in der frühen Phase des Flugzeugvorentwurfs, deren Zuverlässigkeit durch die Erweiterung der zur Modellierung zu Verfügung stehenden Informationen erhöht wird.

Ausgehend von dem erweiterten Wissenssystem FUGA und den Erkenntnissen dieser Arbeit ergeben sich Perspektiven weiterer Forschungsansätze. Die Modellierung vollständiger Flugzeugkonfigurationen zur multidisziplinären Detailanalyse ist mit den in dieser Arbeit vorgestellten Implementierungen nicht abgeschlossen. Zum einen liegt ein Bedarf an weiteren Optimierungen der Regeln vor, die eine effizientere Vernetzung oder die Steigerung der Zuverlässigkeit der Regeln umfasst. Zum anderen sind auf Basis des erweiterten Wissensrepositoriums Regeln zur Modellierung

bereits implementierter Komponenten mit höherem Fidelitätsgrad sowie Regeln zur Modellierung von Komponenten, die bisher noch nicht berücksichtigt werden, zu ergänzen. Letzteres schließt beispielsweise die Modellierung der Sitze, der Kabinenmonumente, der Flügel und der Leitwerke ein. Mit dem Fidelitätsgrad der Modelle wird allerdings auch der Bedarf an leistungsfähigeren Rechenressourcen erhöht. Zur Verbesserung der Rechenzeit sowie der Reduzierung des erforderlichen Speicherbedarfs besteht eine Notwendigkeit weiterer Forschungsarbeiten bezüglich der Effizienzsteigerung des Lösungsprozesses, um die Zugänglichkeit der Simulationen sicherzustellen. Dies beinhaltet Untersuchungen bezüglich effizienter Lösungsalgorithmen und Methoden der Modellordnungsreduktion. Darüber hinaus sind zur Gewährleistung einer zuverlässigen Vorhersage mittels Simulationen die Modellierungsvorschriften disziplinabhängig zu validieren. Ein weiterer Schritt ist ferner die multidisziplinäre Analyse neuartiger Flugzeugkonfigurationen, mit denen Trendabschätzungen sowie Sensitivitätsanalysen durchgeführt werden können, um den Flugzeugentwurf disziplinübergreifend zu optimieren.

Literaturverzeichnis

- [1] ABAWI, Y. ; LANGFELDT, F. ; HOPPEN, H. ; GLEINE, W. ; MILOW, B. : Application of the Johnson-Champoux-Allard model for the calculation of the sound absorption coefficient of aerogel granules based on inverse characterization for the determination of the granules parameters. In: *46. Jahrestagung für Akustik (DAGA)*. Hannover, 2020
- [2] ALDER, M. ; MOERLAND, E. ; JEPSEN, J. ; NAGEL, B. : Recent Advances in Establishing a Common Language for Aircraft Design with CPACS. In: *Aerospace Europe Conference 2020*. Bordeaux, Frankreich, 2020
- [3] ALGERMISSEN, S. ; HESSE, C. ; DEWALD, R. D.: Automatisierte Modellerstellung zur Berechnung von Innenlärm in Flugzeugen. In: *49. Jahrestagung für Akustik (DAGA)*. Hamburg, 2023
- [4] ANSYS: *Acoustic Analysis Guide*. Mechanical APDL Release 2023 R2. Ansys, Inc., 2023
- [5] ASTLEY, R. J.: Numerical Acoustical Modeling (Finite Element Modeling). In: CROCKER, M. J. (Hrsg.): *Handbook of Noise and Vibration Control*. Hoboken, NJ, USA : John Wiley & Sons, Inc, 2007, S. 101–115. – DOI: 10.1002/9780470209707.ch7
- [6] ATALLA, N. ; BERNHARD, R. J.: Review of numerical solutions for low-frequency structural-acoustic problems. In: *Applied Acoustics* 43 (1994), Nr. 3, S. 271–294. – DOI: 10.1016/0003-682X(94)90050-7
- [7] ATALLA, N. ; SGARD, F. : *Finite Element and Boundary Methods in Structural Acoustics and Vibration*. Boca Raton, FL, USA : CRC Press, 2015. – DOI: 10.1201/b18366
- [8] BATHE, K.-J. : *Finite element procedures*. Englewood Cliffs, NJ, USA : Prentice Hall, 1996
- [9] BAUDOUIN, T. ; REMACLE, J.-F. ; MARCHANDISE, E. ; HENROTTE, F. ; GEUZAIN, C. : A frontal approach to hex-dominant mesh generation. In: *Advanced Modeling and Simulation in Engineering Sciences* 1 (2014), Nr. 1, S. 8. – DOI: 10.1186/2213-7467-1-8
- [10] BERN, M. ; PLASSMANN, P. : Chapter 6 - Mesh Generation. In: SACK, J. R. (Hrsg.) ; URRUTIA, J. (Hrsg.): *Handbook of Computational Geometry*. Amsterdam : North-Holland, 2000, S. 291–332. – DOI: 10.1016/B978-044482537-7/50007-3
- [11] BIEDERMANN, J. : *Energiebasierte Korrelation von strukturdynamischen Messungen mit numerischen Modellen für Strukturen mit hoher modaler Dichte*. Braunschweig, Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, Dissertation, 2016
- [12] BLECH, C. : *Wave-resolving aircraft cabin noise prediction*. Braunschweig, Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, Dissertation, 2022
- [13] BOEING: *Commercial Market Outlook 2022-2041*. https://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/market/assets/downloads/CMO-2022-Report_FINAL_v01.pdf. Version: 2022 - Zugriffsdatum: 24. Juli 2023
- [14] BREITENBERGER, M. ; APOSTOLATOS, A. ; PHILIPP, B. ; WÜCHNER, R. ; BLETZINGER, K.-U. : Analysis in computer aided design: Nonlinear isogeometric B-Rep analysis of shell structures. In: *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering* 284 (2015), S. 401–457. – DOI: 10.1016/j.cma.2014.09.033

- [15] BREWER, G. D.: *Hydrogen Aircraft Technology*. Boca Raton, FL, USA : CRC Press, 1991. – DOI: 10.1201/9780203751480
- [16] BUEHRLE, R. D. ; FLEMING, G. A. ; PAPPAS, R. S. ; GROSVELD, F. W.: Finite element model development for aircraft fuselage structures. In: *XVIII International Modal Analysis Conference*. San Antonio, TX, USA, 2000
- [17] BUEHRLE, R. D. ; KLOS, J. ; GIBBS, G. P.: Damped Windows for Aircraft Interior Noise Control. In: *Noise-Con 2004*. Baltimore, MD, USA, 2004
- [18] BUNDESMINISTERIUM FÜR WIRTSCHAFTLICHE ZUSAMMENARBEIT UND ENTWICKLUNG: *Klimaabkommen von Paris*. <https://www.bmz.de/de/service/lexikon/klimaabkommen-von-paris-14602>. Version: 2023 - Zugriffsdatum: 12. Juli 2023
- [19] CHAMPOUX, Y. ; ALLARD, J.-F. : Dynamic tortuosity and bulk modulus in air-saturated porous media. In: *Journal of Applied Physics* 70 (1991), Nr. 4, S. 1975–1979. – DOI: 10.1063/1.349482
- [20] CHAPMAN, C. ; PINFOLD, M. : Design engineering—a need to rethink the solution using knowledge based engineering. In: *Knowledge-Based Systems* 12 (1999), Nr. 5-6, S. 257–267. – DOI: 10.1016/S0950-7051(99)00013-1
- [21] CLARKE, D. ; FLACHENECKER, F. ; GUIDETTI, EMMANUELLE, PIONNIER, PIERRE-ALAIN: *CO2 Emissions from air transport - A near-real-time global database for policy analysis*. – DOI: 10.1787/ecc9f16b-en
- [22] COTONI, V. ; SHORTER, P. ; LANGLEY, R. : Numerical and experimental validation of a hybrid finite element-statistical energy analysis method. In: *The Journal of the Acoustical Society of America* 122 (2007), Nr. 1, S. 259–270. – DOI: 10.1121/1.2739420
- [23] DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V.: *CPACS 3.4 Documentation*. https://www.cpacs.de/documentation/CPACS_3_4_0_Docs/html/c0ba9e4f-907d-6cd2-42c4-d4ed9179a9dd.htm. Version: 2023 - Zugriffsdatum: 09. August 2023
- [24] DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V., INSTITUT FÜR SYSTEMARCHITEKTUREN IN DER LUFTFAHRT: *CPACS Issue #786: Definition of cryogenic fuel storage*. <https://github.com/DLR-SL/CPACS/issues/786>. Version: 2022 - Zugriffsdatum: 22. August 2023
- [25] DEWALD, R. D. ; KLIMMEK, T. ; ALGERMISSEN, S. ; HESSE, C. ; WINTER, R. : Angepasste Modellierungsvorschriften für vibroakustische Untersuchungen von Flugzeugrümpfen. In: *49. Jahrestagung für Akustik (DAGA)*. Hamburg, 2023
- [26] DONG, G. ; TANG, Y. ; ZHAO, Y. F.: Simulation of Elastic Properties of Solid-lattice Hybrid Structures Fabricated by Additive Manufacturing. In: *Procedia Manufacturing* 10 (2017), S. 760–770. – DOI: 10.1016/j.promfg.2017.07.072
- [27] EUROPEAN UNION AVIATION SAFETY AGENCY: *Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25. Amendment 25*, 2020
- [28] FAHY, F. J.: Statistical energy analysis: a critical overview. In: *Philosophical Transactions: Physical and Engineering Sciences* 346 (1994), Nr. 1681, S. 431–447. – DOI: 10.1098/rsta.1994.0027
- [29] FAHY, F. J.: *Foundations of Engineering Acoustics*. 1. Auflage. Elsevier professional, 2000

- [30] FAHY, F. J. ; GARDONIO, P. : *Sound and Structural Vibration: Radiation, Transmission and Response*. 2. Auflage. Elsevier, 2007. – DOI: 10.1016/B978-0-12-373633-8.X5000-5
- [31] FILIPIAK, M. : Mesh generation. In: *Edinburgh parallel computing centre, the University of Edinburgh, Edinburgh* (1996)
- [32] FINLAYSON, B. A.: *Mathematics in science and engineering*. Bd. 87: *The method of weighted residuals and variational principles: With application in fluid mechanics, heat and mass transfer*. New York : Academic Press, 1972
- [33] FREY, P. J. ; GEORGE, P. L.: *Mesh generation: Application to finite elements*. 2. Auflage. Hoboken, NJ, USA : Wiley, 2008
- [34] GEUZAIN, C. ; REMACLE, J. F.: Issue #1636: Mesh quality metrics and ways to improve them. <https://gitlab.onelab.info/gmsh/gmsh/-/issues/1636>. Version: 2021 - Zugriffsdatum: 20. Juli 2023
- [35] GEUZAIN, C. ; REMACLE, J. F.: *Gmsh Reference Manual: The documentation for Gmsh 4.11.1*. <https://gmsh.info/doc/texinfo/gmsh.html>. Version: 2022 - Zugriffsdatum: 15. Juli 2023
- [36] GEUZAIN, C. ; REMACLE, J.-F. : Gmsh: A 3-D finite element mesh generator with built-in pre- and post-processing facilities. In: *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 79 (2009), Nr. 11, S. 1309–1331. – DOI: 10.1002/nme.2579
- [37] GROOTEMAN, F. P.: Transmission Loss analyses on fuselage panels. In: *ISMA 2006 International Conference on Noise and Vibration Engineering*. Leuven, Belgien, 2006
- [38] GRUBIŠIĆ, L. ; LACMANOVIĆ, D. ; TAMBAČA, J. : Evaluation of the quad oriented meshing algorithms in Gmsh. In: *ET²eR–ekonomija, turizam, telekomunikacije i računarstvo* 4 (2022), Nr. 1, S. 1–7
- [39] GRUBIŠIĆ, L. ; LACMANOVIĆ, D. ; TAMBAČA, J. : Preconditioning the Quad Dominant Mesh Generator for Ship Structural Analysis. In: *Algorithms* 15 (2022), Nr. 1, S. 2. – DOI: 10.3390/a15010002
- [40] GUENTER, B. ; PARENT, R. : Computing the arc length of parametric curves. In: *IEEE Computer Graphics and Applications* 10 (1990), Nr. 3, S. 72–78. – DOI: 10.1109/38.55155
- [41] GURUPRASAD, S. M. ; BLECH, C. ; RÖMER, U. ; MATTHIES, H. G. ; LANGER, S. C.: Uncertainty Quantification of numerical transmission loss calculations of an aircraft fuselage section. In: *44. Jahrestagung für Akustik (DAGA)*. München, 2018
- [42] HAUPT, M. : *Finite Elemente Methoden II*. Vorlesungsskript, Technische Universität Braunschweig, 2020
- [43] HEINZE, W. : *ZLR-Forschungsbericht*. Bd. 94-01: *Ein Beitrag zur quantitativen Analyse der technischen und wirtschaftlichen Auslegungsgrenzen verschiedener Flugzeugkonzepte für den Transport grosser Nutzlasten: Zugl.: Braunschweig, Techn. Univ., Diss., 1994*. Braunschweig : Inst. für Flugzeugbau und Leichtbau, 1994
- [44] HEINZE, W. ; ÖSTERHELD, C. M. ; HORST, P. : Multidisziplinäres Flugzeugentwurfsverfahren PrADO-Programmentwurf und Anwendung im Rahmen von Flugzeug-Konzeptstudien. In: *Jahrbuch der DGLR-Jahrestagung 2001* (2001)

- [45] HERDIC, P. C. ; HOUSTON, B. H. ; MARCUS, M. H. ; WILLIAMS, E. G. ; BAZ, A. M.: The vibro-acoustic response and analysis of a full-scale aircraft fuselage section for interior noise reduction. In: *The Journal of the Acoustical Society of America* 117 (2005), Nr. 6, S. 3667–3678. – DOI: 10.1121/1.1887125
- [46] HESSE, C. : *Aktive Reduktion der Schalleinstrahlung in Kavitäten*. Braunschweig, Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, Dissertation, 2016
- [47] HESSE, C. ; ALLEBRODT, P. ; TESCHNER, M. ; BIEDERMANN, J. : Wissensbasierte Modellgenerierung für die Kabinenlärmprognoze in Flugzeugen aus Vorentwurfsdaten. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2023*. Stuttgart, 2023
- [48] HESSE, C. ; WALTHER, J.-N. ; ALLEBRODT, P. ; WANDEL, M. : Integration of multi-physics analysis into the cabin design process using virtual reality. In: *AIAA AVIATION 2021 FORUM*. Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021. – DOI: 10.2514/6.2021-2776
- [49] HESSE, C. ; WALTHER, J.-N. ; ALLEBRODT, P. ; WANDEL, M. ; ALGERMISSSEN, S. ; DEWALD, R. D.: Wissensbasierte Modellgenerierung für die Vorhersage von Kabinenlärm im Kontext des Flugzeugvorentwurfs. In: *49. Jahrestagung für Akustik (DAGA)*. Hamburg, 2023
- [50] INTERNATIONAL ENERGY AGENCY: *Aviation: Tracking Aviation*. <https://www.iea.org/energy-system/transport/aviation#>. Version: 2023 - Zugriffsdatum: 11. Juli 2023
- [51] JOHANSSON, S. ; CLAESSON, I. : Active noise control in propeller aircraft. In: *Conference for the Promotion of Research in IT at New Universities and at University Colleges in Sweden*, 2001
- [52] KALTENBACHER, M. : Computational acoustics in multi-field problems. In: *Journal of Computational Acoustics* 19 (2011), Nr. 01, S. 27–62. – DOI: 10.1142/S0218396X11004286
- [53] KALTENBACHER, M. : *Numerical Simulation of Mechatronic Sensors and Actuators*. 3. Auflage. Berlin, Heidelberg : Springer-Verlag, 2015. – DOI: 10.1007/978-3-642-40170-1
- [54] KLEIN, B. : *FEM: Grundlagen und Anwendungen der Finite-Element-Methode im Maschinen- und Fahrzeugbau*. 10. Auflage. Wiesbaden : Springer Vieweg, 2015. – DOI: 10.1007/978-3-658-06054-1
- [55] KLIMMEK, T. : Parameterization of topology and geometry for the multidisciplinary optimization of wing structures. In: *Proceedings CEAS 2009*, 2009
- [56] KLIMMEK, T. : *Statische aeroelastische Anforderungen beim multidisziplinären Strukturentwurf von Transportflugzeugflügeln*. Braunschweig, Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, Dissertation, 2016
- [57] KLIMMEK, T. ; SCHULZE, M. ; ABU-ZURAYK, M. ; ILIC, C. ; MERLE, A. : cpacs-MONA – An independent and in high fidelity based MDO tasks integrated process for the structural and aeroelastic design for aircraft configurations. In: *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2019, IFASD 2019*. Savannah, Georgia, USA, 2019
- [58] KNOTHE, K. ; WESSELS, H. : *Finite Elemente: Eine Einführung für Ingenieure*. 5. Auflage. Berlin, Heidelberg : Springer Berlin Heidelberg, 2017. – DOI: 10.1007/978-3-662-49352-6
- [59] KOLLMANN, F. G.: *Maschinenakustik: Grundlagen, Meßtechnik, Berechnung, Beeinflussung*. 2. Auflage. Berlin, Heidelberg : Springer Berlin Heidelberg, 2000. – DOI: 10.1007/978-3-642-57229-6

- [60] KOLLMANN, F. G. ; SCHÖSSER, T. F. ; ANGERT, R. : *Praktische Maschinenakustik*. Berlin, Heidelberg : Springer-Verlag, 2006. – DOI: 10.1007/3-540-30975-6
- [61] KRAKERS, L. A.: *Parametric fuselage design: Integration of mechanics and acoustic and thermal insulation*. Delft, Niederlande, TU Delft, Dissertation, 2009
- [62] LA ROCCA, G. ; LANGEN, T. ; BROUWERS, Y. : The design and engineering engine: Towards a modular system for collaborative aircraft design. In: *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. Brisbane, Australien, 2012
- [63] LA ROCCA, G. : *Knowledge based engineering techniques to support aircraft design and optimization*. Delft, TU Delft, Dissertation, 2011
- [64] LA ROCCA, G. ; VAN TOOREN, M. : A Knowledge Based Engineering Approach to Support Automatic Generation of FE Models in Aircraft Design. In: *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. – DOI: 10.2514/6.2007-967
- [65] LANGEMANN, D. ; REISCH, C. : *So einfach ist Mathematik – Partielle Differenzialgleichungen für Anwender*. Berlin, Heidelberg : Springer Berlin Heidelberg, 2018. – DOI: 10.1007/978-3-662-57502-4
- [66] LANGER, P. ; MAEDER, M. ; GUIST, C. ; KRAUSE, M. ; MARBURG, S. : More Than Six Elements Per Wavelength: The Practical Use of Structural Finite Element Models and Their Accuracy in Comparison with Experimental Results. In: *Journal of Computational Acoustics* 25 (2017), Nr. 04, S. 1750025. – DOI: 10.1142/S0218396X17500254
- [67] LANGER, S. C. ; BLECH, C. : Cabin noise prediction using wave-resolving aircraft models. In: *PAMM* 19 (2019), Nr. 1. – DOI: 10.1002/pamm.201900388
- [68] LANGLEY, R. S. ; COTONI, V. : Response variance prediction for uncertain vibro-acoustic systems using a hybrid deterministic-statistical method. In: *The Journal of the Acoustical Society of America* 122 (2007), Nr. 6, S. 3445–3463. – DOI: 10.1121/1.2799499
- [69] LEE, N.-S. ; BATHE, K.-J. : Effects of element distortions on the performance of isoparametric elements. In: *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 36 (1993), Nr. 20, S. 3553–3576. – DOI: 10.1002/NME.1620362009
- [70] LEON MUÑOZ, C. ; PETSCH, M. ; KOHLGRÜBER, D. ; PEDELABORDE-AUGAS, M. : Automatic tool-based pre-processing of generic structural models for water impact simulations in the aircraft pre-design. In: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* 1226 (2022), Nr. 1, S. 012042. – DOI: 10.1088/1757-899X/1226/1/012042
- [71] LERCH, R. ; SESSLER, G. ; WOLF, D. : *Technische Akustik: Grundlagen und Anwendungen*. Berlin, Heidelberg : Springer-Verlag, 2009. – DOI: 10.1007/978-3-540-49833-9
- [72] LYON, R. H. ; DEJONG, R. G.: *Theory and application of statistical energy analysis*. 2. Auflage. Boston : Butterworth-Heinemann, 1995
- [73] MARBURG, S. : Discretization Requirements: How many Elements per Wavelength are Necessary? In: MARBURG, S. (Hrsg.) ; NOLTE, B. (Hrsg.): *Computational Acoustics of Noise Propagation in Fluids - Finite and Boundary Element Methods*. Berlin, Heidelberg : Springer Berlin Heidelberg, 2008, S. 309–332. – DOI: 10.1007/978-3-540-77448-8_12

- [74] MISSAOUI, J. ; CHENG, L. : Vibroacoustic analysis of a finite cylindrical shell with internal floor partition. In: *Journal of Sound and Vibration* 226 (1999), Nr. 1, S. 101–123
- [75] MOESER, C. ; PEIFFER, A. ; BRÜHL, S. ; TEWES, S. : FEM Schalldurchgangsrechnung einer Doppelwandstruktur. In: *34. Jahrestagung für Akustik (DAGA)*. Dresden, 2008
- [76] MÖSER, M. : *Technische Akustik*. 10. Auflage. Berlin, Heidelberg : Springer-Verlag, 2015. – DOI: 10.1007/978-3-662-47704-5
- [77] MOTTERSHEAD, J. E. ; LINK, M. ; FRISWELL, M. I. : The sensitivity method in finite element model updating: A tutorial. In: *Mechanical Systems and Signal Processing* 25 (2011), Nr. 7, S. 2275–2296. – DOI: 10.1016/j.ymssp.2010.10.012
- [78] MÜLLER, G. (Hrsg.) ; MÖSER, M. (Hrsg.): *Taschenbuch der Technischen Akustik*. 3. Auflage. Berlin, Heidelberg : Springer-Verlag, 2004. – DOI: 10.1007/978-3-662-43966-1
- [79] MÜLLER, G. ; MÖSER, M. : *Numerische Methoden der Technischen Akustik*. Berlin, Heidelberg : Springer-Verlag, 2017. – DOI: 10.1007/978-3-662-55409-8
- [80] NOWAKOWSKI, C. ; FEHR, J. ; EBERHARD, P. : Einfluss von Schnittstellenmodellierungen bei der Reduktion elastischer Mehrkörpersysteme. In: *auto* 59 (2011), Nr. 8, S. 512–519. – DOI: 10.1524/auto.2011.0929
- [81] OBST, A. W. ; BLOCK, J. ; SCHÜTZE, R. ; GSCHWILM, J. : SM98-044/221 Structure Development for the ROSETTA Lander. In: *Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing* Bd. 428, 1999, S. 103
- [82] OPEN CASCADE TECHNOLOGY: *BRep Format*. https://dev.opencascade.org/doc/occt-6.7.0/overview/html/occt_brep_format.html. Version: 2023 - Zugriffsdatum: 07. August 2023
- [83] OPEN CASCADE TECHNOLOGY: *BRepPrimAPI_MakeHalfSpace Class Reference*. https://dev.opencascade.org/doc/refman/html/class_b_rep_prim_a_p_i___make_half_space.html. Version: 2023 - Zugriffsdatum: 21. August 2023
- [84] ÖSTERHELD, C. ; HEINZE, W. ; HORST, P. : Influence of aeroelastic effects on preliminary aircraft design. In: *Proceedings of the ICAS-Congress, Harrogate*, 2000
- [85] PEIFFER, A. : Full frequency vibro-acoustic simulation in the aeronautics industry. In: *Proceedings (Keynote) of ISMA 2016 including USD 2016 International Conference on Uncertainty in Structural Dynamics*, 2016, S. 1–15
- [86] PETSCH, M. ; KOHLGRÜBER, D. ; HEUBISCHL, J. : PANDORA - A python based framework for modelling and structural sizing of transport aircraft. In: *MATEC Web of Conferences* 233 (2018), S. 00013. – DOI: 10.1051/mateconf/201823300013
- [87] PURI, R. S.: *Krylov subspace based direct projection techniques for low frequency, fully coupled, structural acoustic analysis and optimization*. Oxford, Oxford Brookes University, Dissertation, 2008
- [88] REBEROL, M. ; GEORGIADIS, C. ; REMACLE, J.-F. : *Quasi-structured quadrilateral meshing in Gmsh – a robust pipeline for complex CAD models*. – DOI: 10.48550/arXiv.2103.04652

- [89] REMACLE, J.-F. ; HENROTTE, F. ; CARRIER-BAUDOUIN, T. ; BÉCHET, E. ; MARCHANDISE, E. ; GEUZAINÉ, C. ; MOUTON, T. : A frontal Delaunay quad mesh generator using the L_∞ norm. In: *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 94 (2013), Nr. 5, S. 494–512. – DOI: 10.1002/nme.4458
- [90] REMACLE, J.-F. ; LAMBRECHTS, J. ; SENY, B. ; MARCHANDISE, E. ; JOHNNEN, A. ; GEUZAINÉ, C. : Blossom-Quad: A non-uniform quadrilateral mesh generator using a minimum-cost perfect-matching algorithm. In: *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 89 (2012), Nr. 9, S. 1102–1119. – DOI: 10.1002/nme.3279
- [91] ROOZEN, N. B.: *Quiet by design : numerical acousto-elastic analysis of aircraft structures*. Eindhoven, Technische Universiteit Eindhoven, Dissertation, 1992. – DOI: 10.6100/IR373471
- [92] SCHERER, J. ; KOHLGRÜBER, D. : Fuselage structures within the CPACS data format. In: *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 88 (2016), Nr. 2, S. 294–302. – DOI: 10.1108/AEAT-02-2015-0056
- [93] SCHIEHLEN, W. ; EBERHARD, P. : *Technische Dynamik*. 5. Auflage. Wiesbaden : Springer Fachmedien Wiesbaden, 2017. – DOI: 10.1007/978-3-658-18457-5
- [94] SINAMBARI, G. R. ; SENTPALI, S. : *Ingenieurakustik: Physikalische Grundlagen, Anwendungsbeispiele und Übungen*. 6. Auflage. Wiesbaden : Springer Fachmedien Wiesbaden, 2020. – DOI: 10.1007/978-3-658-27289-0
- [95] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS, INC.: *AIR1407: Prediction Procedure for Near-Field and Far-Field Propeller Noise*. Warrendale, PA, USA, 1977. – DOI: 10.4271/AIR1407A
- [96] SORGER, C. G.: *Generierung von Netzen für Finite Elemente hoher Ordnung in zwei und drei Raumdimensionen*. München, Technische Universität München, Dissertation, 2012
- [97] STEINKE, P. : *Finite-Elemente-Methode: Rechnergestützte Einführung*. 5. Auflage. Berlin, Heidelberg : Springer Berlin Heidelberg, 2015. – DOI: 10.1007/978-3-642-53937-4
- [98] TESCHEMACHER, T. ; BAUER, A. M. ; OBERBICHLER, T. ; BREITENBERGER, M. ; ROSSI, R. ; WÜCHNER, R. ; BLETZINGER, K.-U. : Realization of CAD-integrated shell simulation based on isogeometric B-Rep analysis. In: *Advanced Modeling and Simulation in Engineering Sciences* 5 (2018), Nr. 1. – DOI: 10.1186/s40323-018-0109-4
- [99] VAN TOOREN, M. ; KRAKERS, L. : Multi-Disciplinary Design of Aircraft Fuselage Structures. In: *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. – DOI: 10.2514/6.2007-767
- [100] WAGNER, M. (Hrsg.): *Lineare und nichtlineare FEM: Eine Einführung mit Anwendungen in der Umformsimulation mit LS-DYNA*. 3. Auflage. Wiesbaden : Springer Fachmedien Wiesbaden, 2022. – DOI: 10.1007/978-3-658-36522-6
- [101] WALTHER, J.-N. ; CIAMPA, P. D.: Knowledge-based automatic Airframe Design using CPACS. In: *Transportation Research Procedia* 29 (2018), S. 427–439. – DOI: 10.1016/j.trpro.2018.02.038
- [102] WALTHER, J.-N. ; HESSE, C. ; ALDER, M. ; BIEDERMANN, J. ; NAGEL, B. : Expansion of the cabin description within the CPACS air vehicle data schema to support detailed analyses. In: *CEAS Aeronautical Journal* 13 (2022), Nr. 4, S. 1119–1132. – DOI: 10.1007/s13272-022-00610-5

- [103] WALTHER, J.-N. ; HESSE, C. ; BIEDERMANN, J. ; NAGEL, B. : Extensible aircraft fuselage model generation for a multidisciplinary, multi-fidelity context. In: *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*. Stockholm, Schweden : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022
- [104] WALTHER, J.-N. ; KOCACAN, B. ; HESSE, C. ; GINDORF, A. ; NAGEL, B. : Automatisierte Kabinenvirtualisierung auf Basis von Flugzeugvorentwurfsdaten. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2020*. Aachen, 2020
- [105] WANDEL, M. ; TESCHNER, M. ; THOMAS, C. : Acoustic Flight-Lab - Eine einzigartige Integrationsplattform zur Optimierung vibro-akustischer Maßnahmen an Flugzeugen. In: *49. Jahrestagung für Akustik (DAGA)*. Hamburg, 2023
- [106] WHITELEY, J. : *Finite Element Methods: A Practical Guide*. Cham : Springer International Publishing, 2017. – DOI: 10.1007/978-3-319-49971-0
- [107] WILBY, J. F.: Aircraft interior noise. In: *Journal of Sound and Vibration* 190 (1996), Nr. 3, S. 545–564. – DOI: 10.1006/jsvi.1996.0078
- [108] WILBY, J. F.: Aircraft Cabin Noise and Vibration Prediction and Passive Control. In: CROCKER, M. J. (Hrsg.): *Handbook of Noise and Vibration Control*. Hoboken, NJ, USA : John Wiley & Sons, Inc, 2007, S. 1197–1206. – DOI: 10.1002/9780470209707.ch99
- [109] WOEHLER, S. ; ATANASOV, G. ; SILBERHORN, D. ; FRÖHLER, B. ; ZILL, T. : Preliminary Aircraft Design within a Multidisciplinary and Multifidelity Design Environment. In: *Aerospace Europe Conference 2020*. Bordeaux, Frankreich, 2020
- [110] ZELLER, P. : *Handbuch Fahrzeugakustik: Grundlagen, Auslegung, Berechnung, Versuch*. 3. Auflage. Wiesbaden : Springer Fachmedien Wiesbaden, 2018. – DOI: 10.1007/978-3-658-18520-6
- [111] ZIENKIEWICZ, O. C. ; TAYLOR, R. L.: *The finite element method: Volume 1: The basis*. 5. Auflage. Oxford : Butterworth-Heinemann, 2002

A. Anhang

A.1. Netzqualitäten bei der Netzoptimierung durch Stringer- und Spantunterteilung der Rumpfoberfläche beim ACOUSTIC FLIGHT-LAB

In Ergänzung zu Abschnitt 4.2.2, in welchem unter anderem für lokale Netzoptimierungen die Auswirkungen einer Stringer- und Spantunterteilung des Rumpfes auf die Netzqualität untersucht werden, sind die Netze für die weiteren Qualitätskriterien SIGE und γ in den Abbildungen A.1 und A.2 dargestellt.

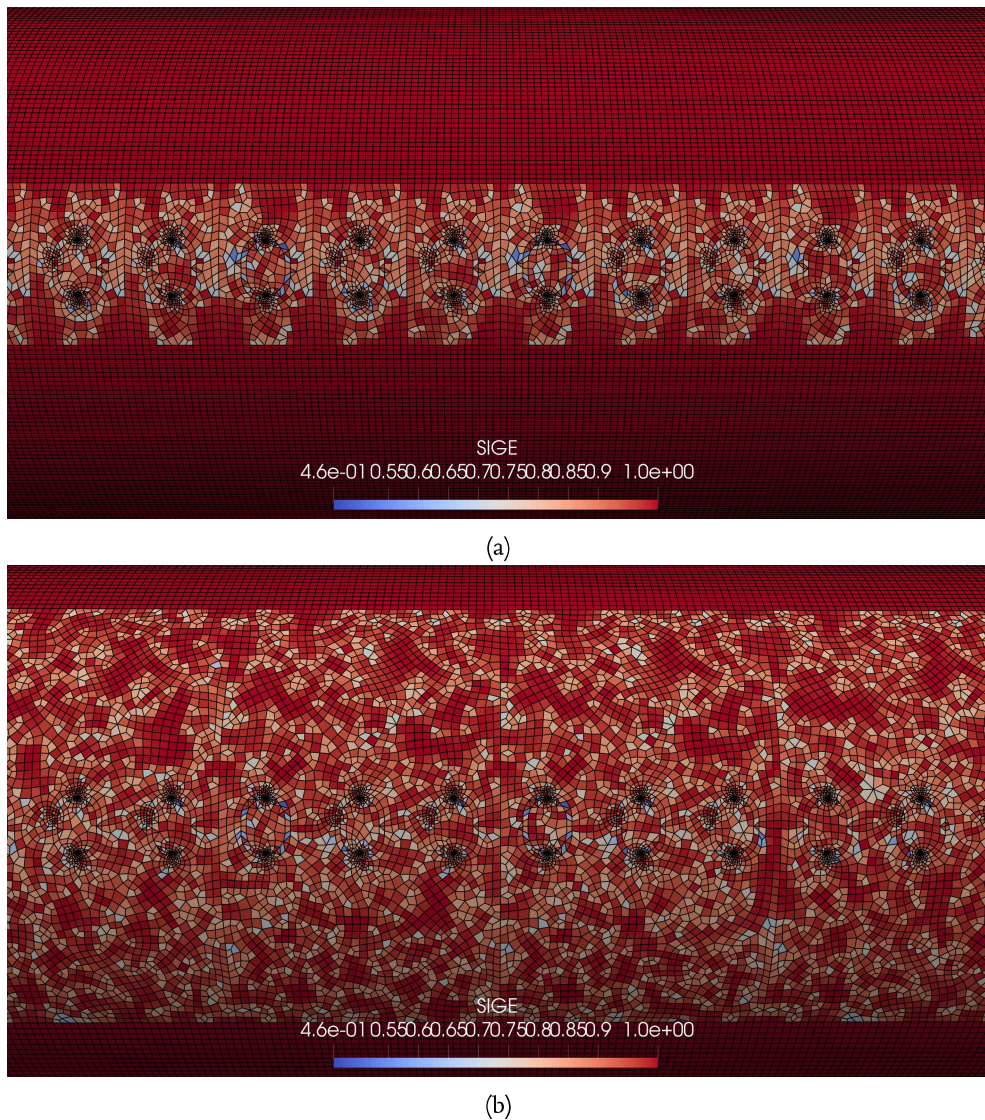


Abbildung A.1.: Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethode V_5 generierten Netze des Geometriemodells (a) mit und (b) ohne der zusätzlichen Stringer- und Spantunterteilung bei einer Elementkantenlänge $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes SIGE.

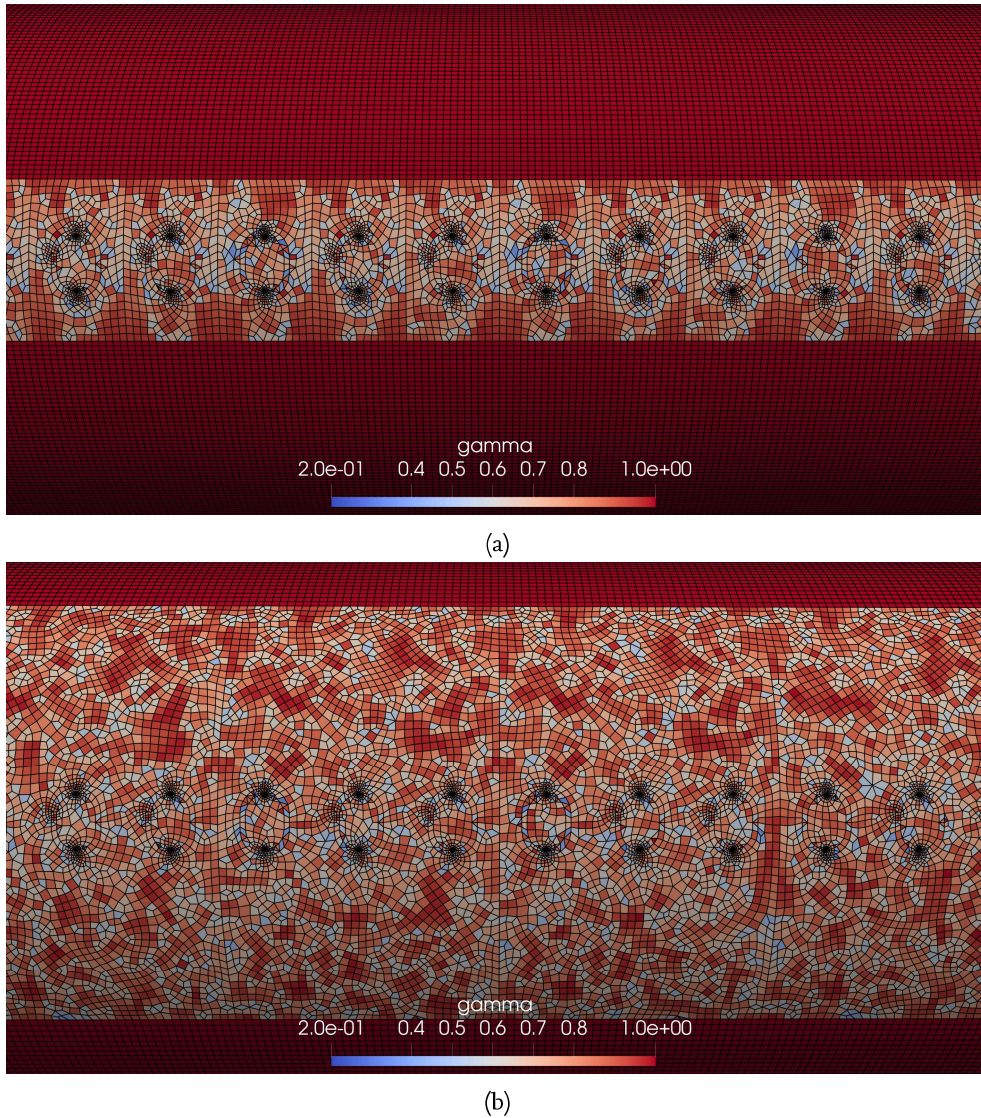
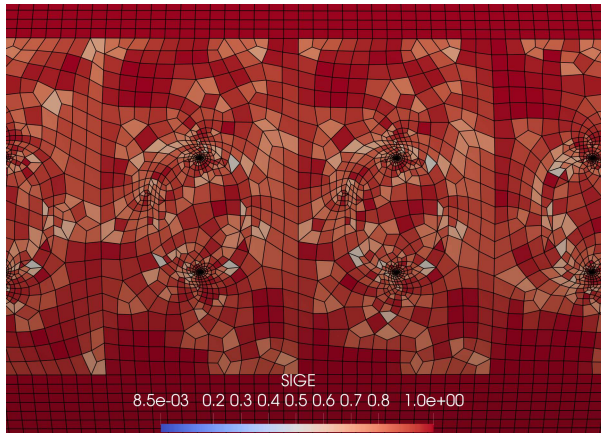


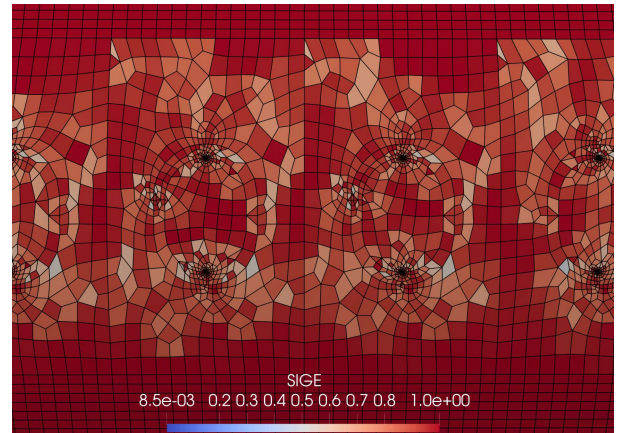
Abbildung A.2.: Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethode V_5 generierten Netze des Geometriemodells (a) mit und (b) ohne der zusätzlichen Stringer- und Spantunterteilung bei einer Elementkantenlänge $l_{e,s} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätswertes γ .

A.2. Netzqualitäten bei der Vernetzung mittels unterschiedlicher Vernetzungsmethoden

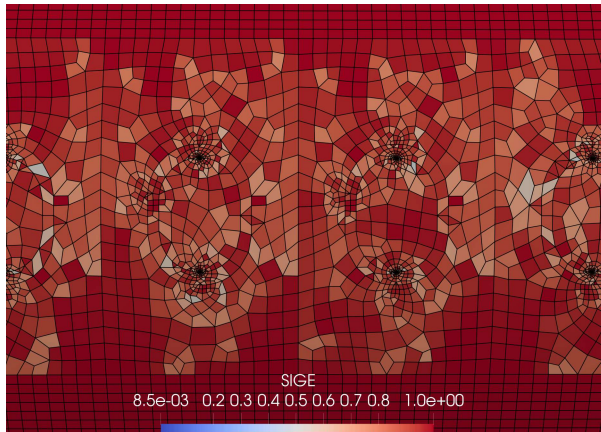
Ergänzend zu Abschnitt 4.2.2 sind in Abbildung A.3 und Abbildung A.4 Ausschnitte des Netzes des ACOUSTIC FLIGHT-LABS unter Betrachtung der Qualitätskriterien SIGE und γ dargestellt, welche mittels der Vernetzungsmethoden V_1 bis V_6 gemäß Tabelle 4.1 erzeugt werden. Die zugehörigen mittleren, minimalen und maximalen Qualitätswerte sind den Abbildungen A.5 und A.6 zu entnehmen.



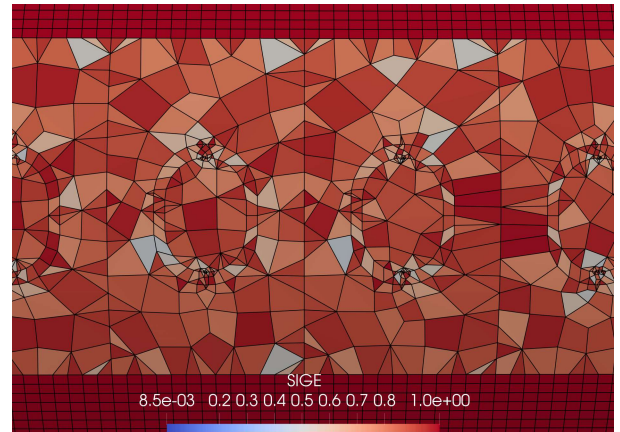
(a) Vernetzungsmethode V_1 .



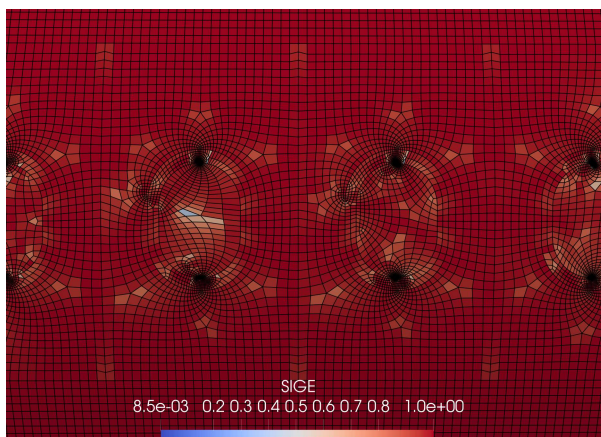
(b) Vernetzungsmethode V_2 .



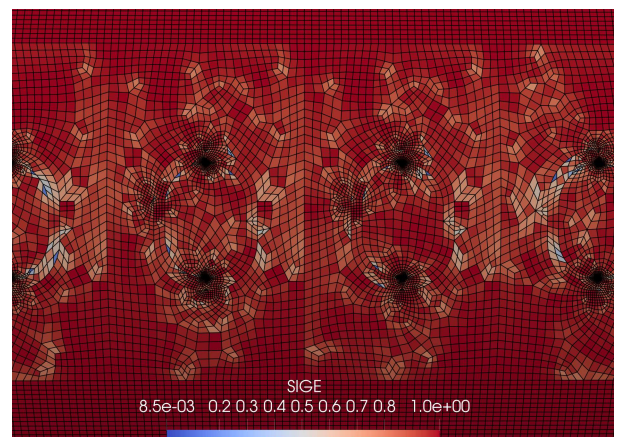
(c) Vernetzungsmethode V_3 .



(d) Vernetzungsmethode V_4 .



(e) Vernetzungsmethode V_5 .



(f) Vernetzungsmethode V_6 .

Abbildung A.3.: Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethoden V_1 bis V_6 generierten Netze der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche mit Fenster- und Verstärkungsrahmen-geometrie bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,s} = 0.05\text{m}$ sowie linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätskriteriums SICE.

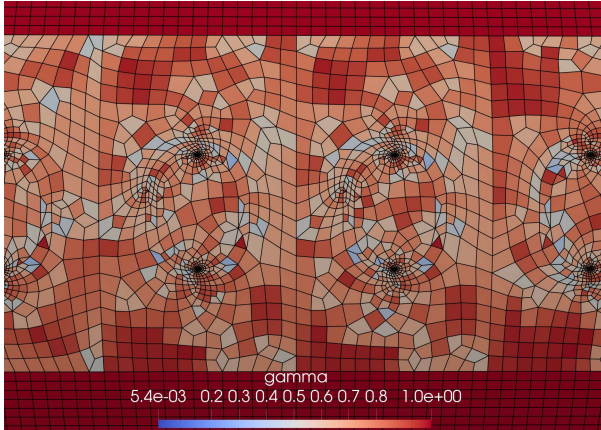
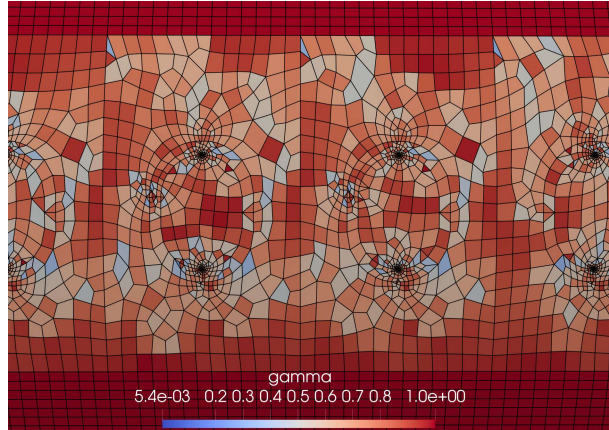
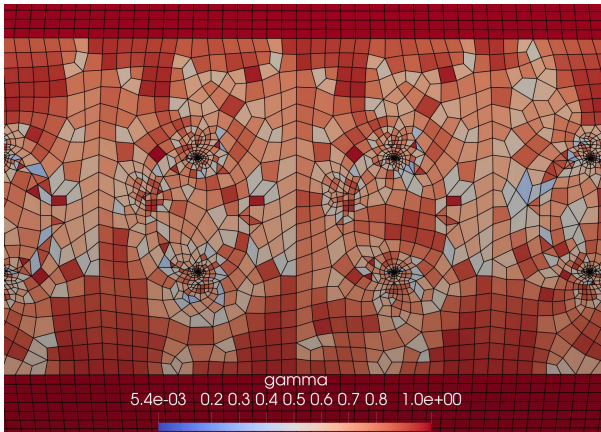
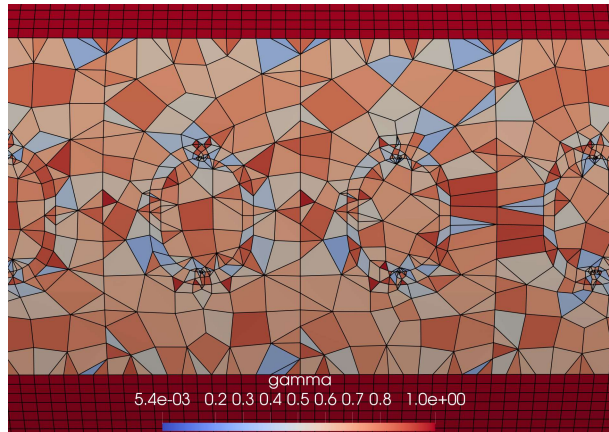
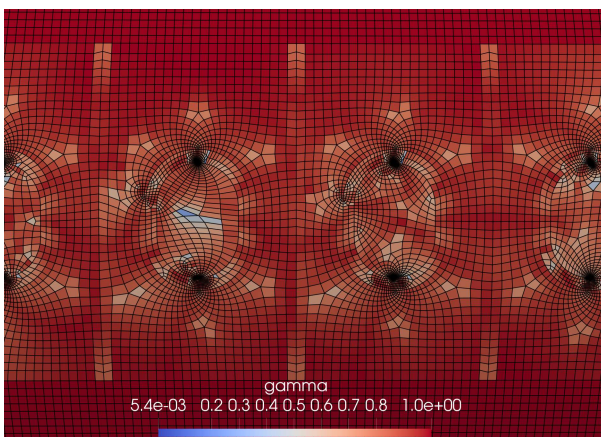
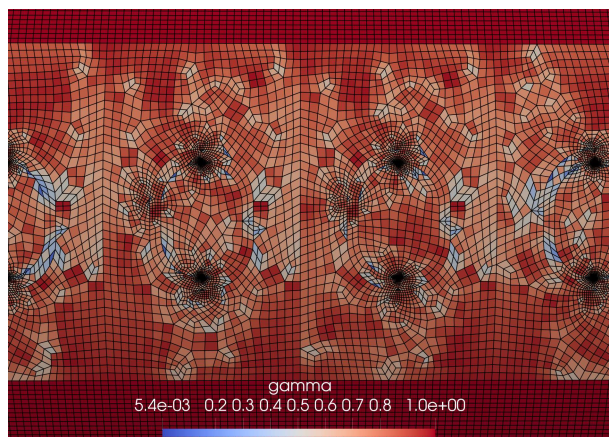
(a) Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_1$.(b) Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_2$.(c) Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_3$.(d) Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_4$.(e) Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_5$.(f) Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_6$.

Abbildung A.4.: Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ generierten Netze der Stringer- und Spant-unterteilten Rumpfoberfläche mit Fenster- und Verstärkungsrahmen-geometrie bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05\text{m}$ sowie linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätskriteriums γ .

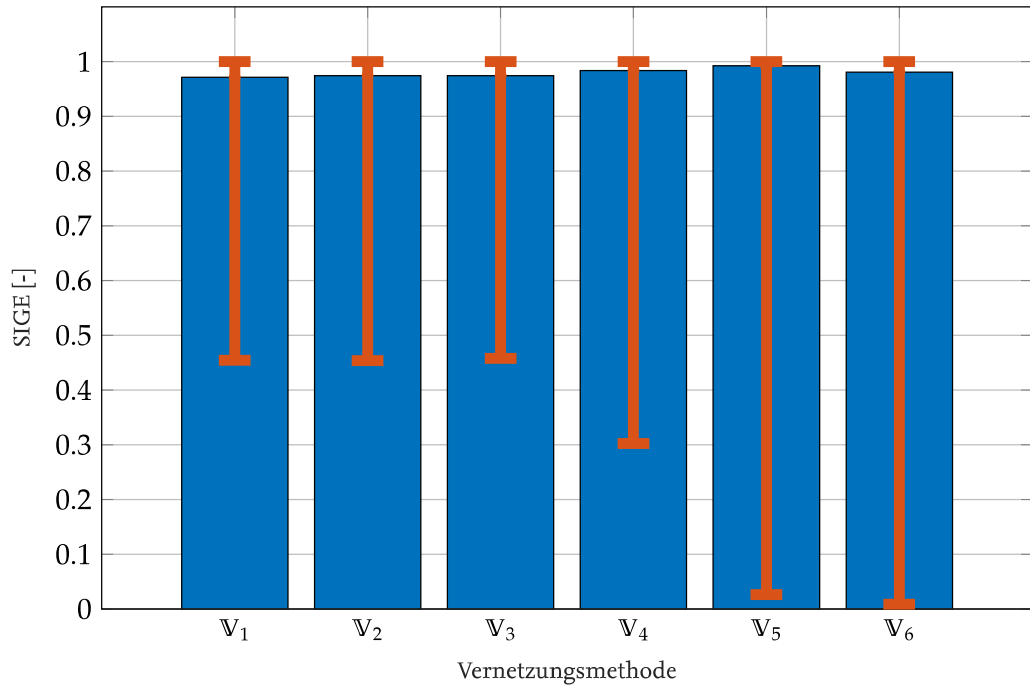


Abbildung A.5.: Mittlere, minimale und maximale SIGE-Netzqualitäten des ACOUSTIC FLIGHT-LABs bei einer Vernetzung mit den Vernetzungsmethoden V₁ bis V₆ und einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m.

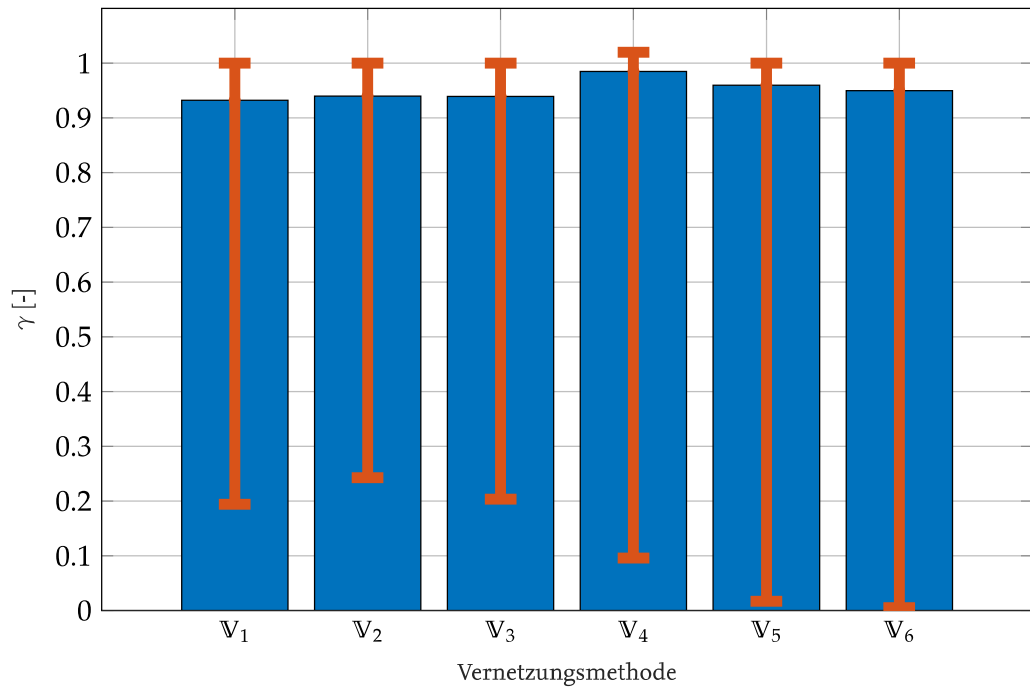


Abbildung A.6.: Mittlere, minimale und maximale γ -Netzqualitäten des ACOUSTIC FLIGHT-LABs bei einer Vernetzung mit den Vernetzungsmethoden V₁ bis V₆ und einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m.

A.3. Technische Daten der verwendete Hardware

In Tabelle A.1 sind Informationen zur Hardware zusammengefasst, welche für die in Kapitel 4 vorgestellten Berechnungen zur Vernetzung und Modellgenerierung verwendet wird.

Tabelle A.1.: Technische Daten der für den Geometrieentwurf und für die Vernetzung verwendete Hardware.

Gerät:	Mobiles Endgerät
Prozessor:	i7-1270P (@2.20GHz)
Grafikkarte:	NVIDIA GeForce MX550
Arbeitsspeicher:	32.0GB DDR4

A.4. Untersuchung verschiedener Methoden zur Vernetzung der Druckschotte

Zum Erhalt von Netzen hoher Qualität der Druckschotte werden in Ergänzung zu Abschnitt 4.3.2 verschiedene Vernetzungsmethoden in Anlehnung an Tabelle 4.1 untersucht. Wie in Abschnitt 4.3.2 erläutert wird, erfolgt die Vernetzung analog zu der Rumpfoberfläche inklusive Fenstergeometrien, mit dem Unterschied, dass die Definition von Netzgrößenfeldern im Falle der Druckschotte nicht erforderlich ist. Die resultierenden Netze sind unter Betrachtung der SICN-Qualität für die Vernetzungsmethoden V_1 bis V_6 in Abbildung A.7 für das vordere und in Abbildung A.8 für das hintere Druckschott dargestellt. Es werden dabei lineare Ansatzfunktionen sowie eine Zielelementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m angenommen. Entsprechende mittlere, minimale und maximale SICN-Werte sind Abbildung A.9 zu entnehmen. Die Kriterien γ und SIGE liefern analoge Aussagen und werden daher nicht betrachtet. Die Tabellen A.2 und A.3 fassen darüber hinaus weitere Daten zu den Netzen zusammen, welche die Anzahl an Dreiecks- und Viereckselementen, dem prozentualen Anteil an Dreieckselementen im Netz sowie die Rechenzeiten zur Vernetzung umfassen.

Insgesamt lassen sich ähnliche Erkenntnisse wie in Abschnitt 4.2.2 zur Vernetzung der Rumpfoberfläche inklusive Fenstergeometrien feststellen. Zur Vernetzung sind für alle Methoden nur wenige Sekunden notwendig, sodass diese als unkritisch bewertet werden können. Die SICN-Mittelwerte sind für alle Vernetzungsmethoden ausreichend hoch mit einem Wertebereich von $SICN = 0.69$ bis $SICN = 0.89$. Die maximal auftretenden Elementqualitäten liegen für alle Vernetzungsmethoden bei $SICN = 1.0$. Unterschiede bestehen bezüglich der minimalen SICN-Werte. Kritisch mit einem Wert von $SICN = 0.01$ sind die Vernetzungsmethode V_6 am vorderen Druckschott sowie V_5 am hinteren Druckschott.

Auch im Fall der Druckschotte weisen die quad-dominanten Netze der Vernetzungsmethode V_1 bis V_3 eine große Ähnlichkeit auf und zeigen Charakteristika eines hybriden Netzes. Die resultierenden Netze dieser drei Methoden umfassen eine vergleichbare Gesamtanzahl an Elementen. Der Anteil der Dreieckselemente im Netz liegt in einem Bereich von 1.07 % bis 2.60 % und ist als unkritisch zu bewerten. Im direkten Vergleich ist aufgrund der robusten Eigenschaft des MESHADAPT-Algorithmus, welche in Abschnitt 4.2.2 aufgezeigt wird, die Vernetzungsmethode V_3 zu bevorzugen. Das Netz, welches aus der Vernetzungsmethode V_4 resultiert, enthält in den unstrukturiert vernetzten Bereichen Elemente, deren Elementkantenlängen größer als die Zielelementkantenlänge sind. Dies ist wiederum auf die nicht vorhandenen linearen geometrischen Bedingungen zurückzuführen, für die der PACKING OF PARALLELOGRAMS-Algorithmus eine effektive Vernetzung ermöglicht. Folglich ist dieses Vorgehen der Vernetzung für die Druckschotte ungeeignet.

Analog zu Abschnitt 4.2.2 lässt sich anhand der Anzahl an Viereckselementen im Netz für die Vernetzungsmethoden V_5 und V_6 feststellen, dass aufgrund der vollständigen Rekombination die vor-

gegebene Zielelementkantenlänge ignoriert wird und ein deutlich feineres Netz erzeugt wird, als erforderlich ist. Folglich sind diese Methoden ebenfalls zur Vernetzung der Druckschotte nicht zu empfehlen. Zusammenfassend erweist sich somit die Vernetzungsmethode V_3 , wie bereits auch bei der Vernetzung der Rumpfhaut inklusive Fenstergeometrien, als geeignete Methode zur zuverlässigen Generierung hochwertiger Netze der Druckschotte.

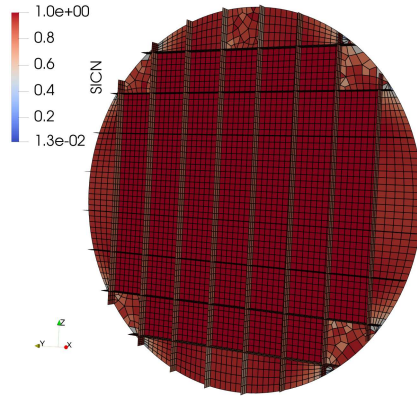
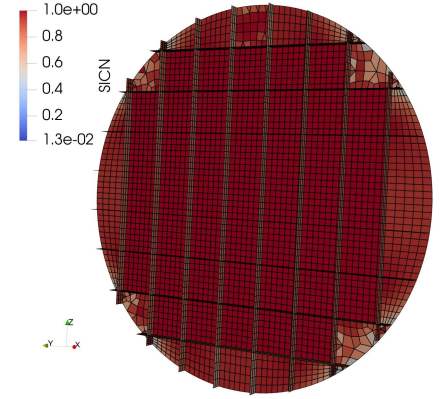
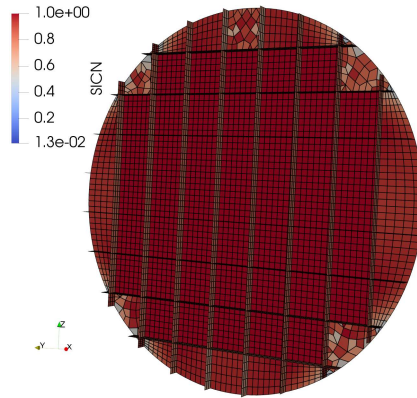
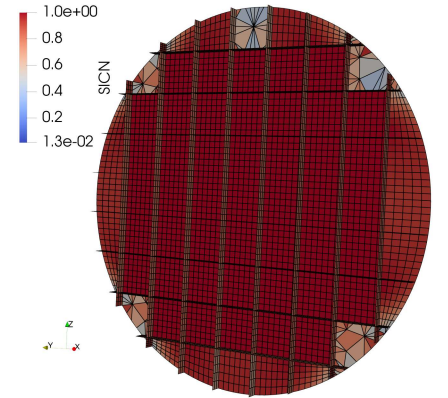
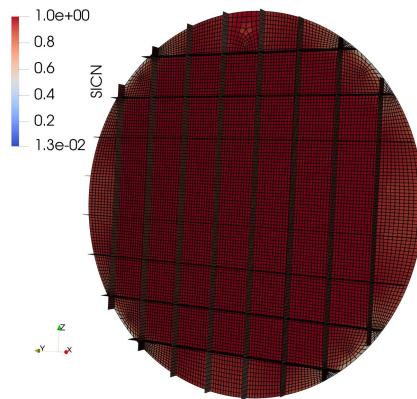
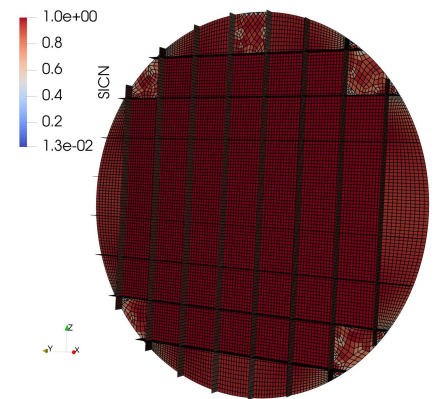
(a) Vernetzungsmethode V_1 .(b) Vernetzungsmethode V_2 .(c) Vernetzungsmethode V_3 .(d) Vernetzungsmethode V_4 .(e) Vernetzungsmethode V_5 .(f) Vernetzungsmethode V_6 .

Abbildung A.7.: Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethoden V_1 bis V_6 generierten Netze des vorderen Druckschottes der D180-Konfiguration bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05\text{m}$ sowie linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätskriteriums SICN.

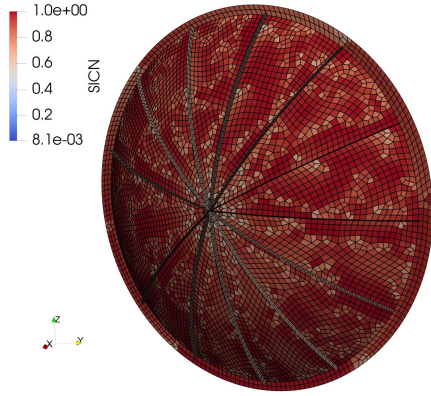
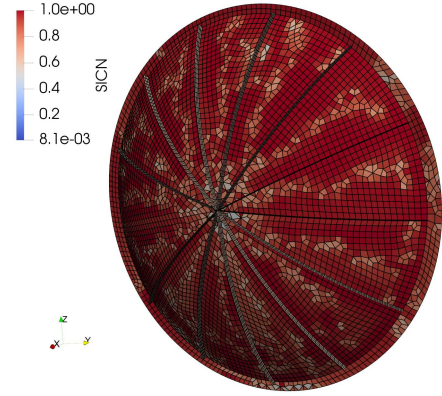
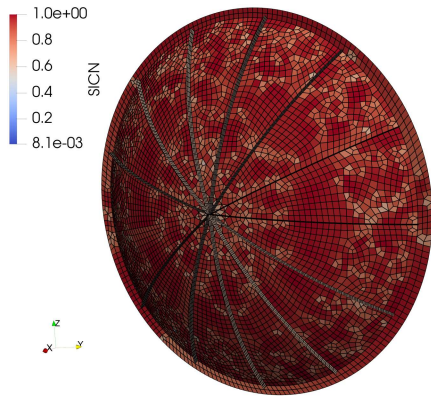
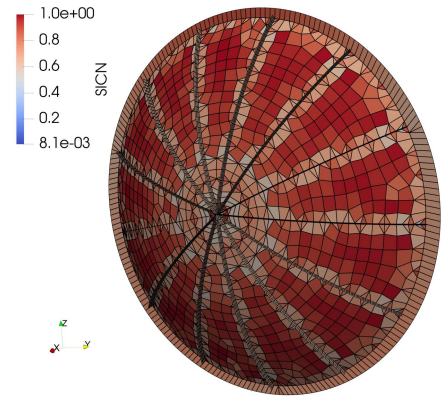
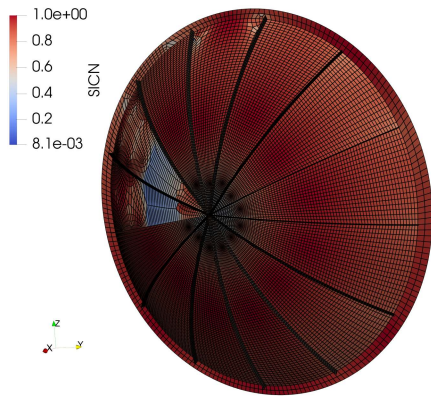
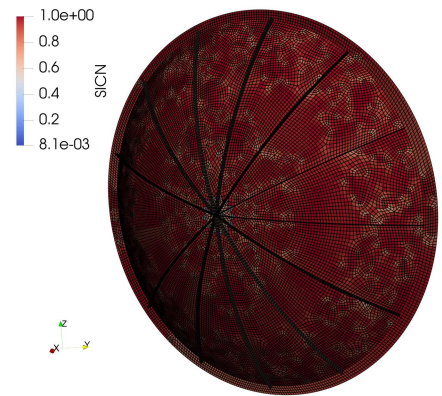
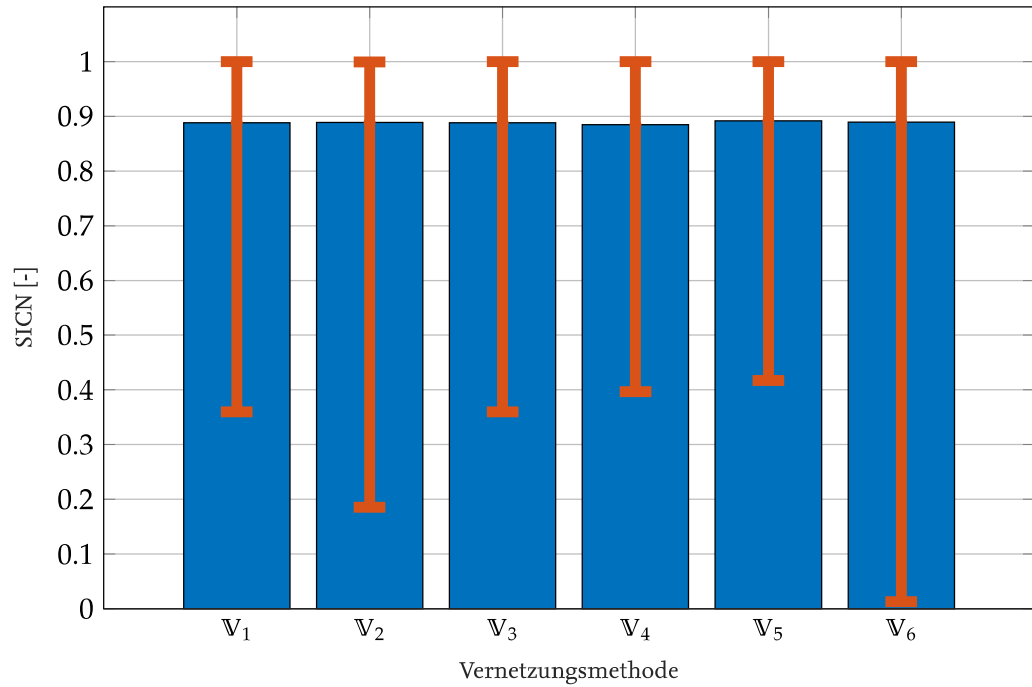
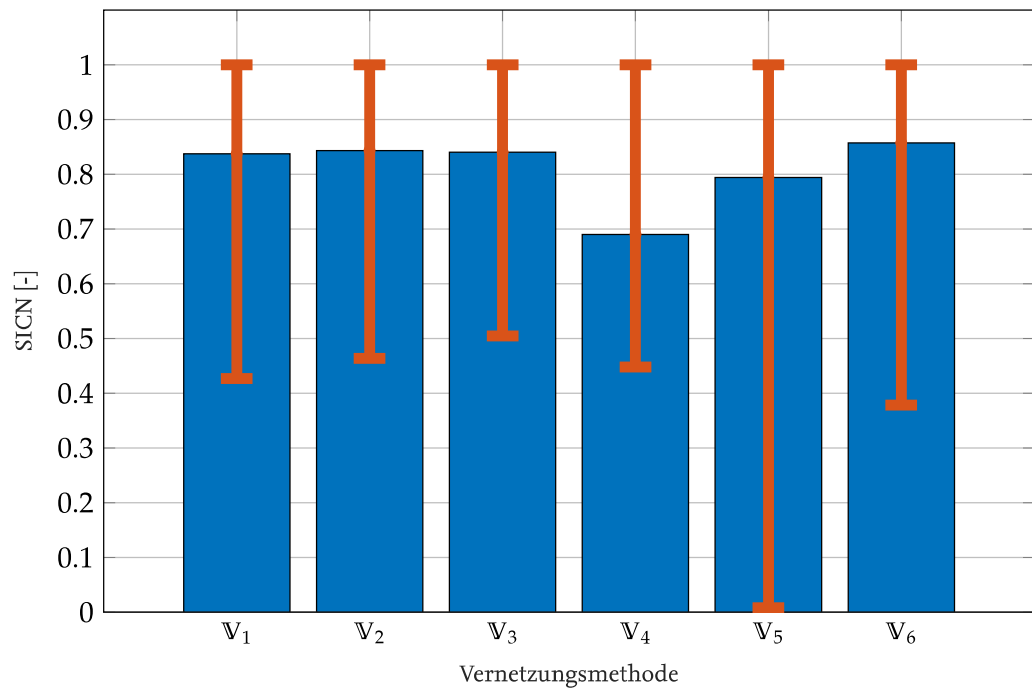
(a) Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_1$.(b) Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_2$.(c) Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_3$.(d) Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_4$.(e) Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_5$.(f) Vernetzungsmethode $\mathbb{V}_6$.

Abbildung A.8.: Gegenüberstellung der mittels Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ generierten Netze des hinteren Druckschottes der D18o-Konfiguration bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05\text{m}$ sowie linearen Ansatzfunktionen unter Betrachtung des Netzqualitätskriteriums SICN.



(a) Vorderes Druckschott.



(b) Hinteres Druckschott.

Abbildung A.9.: Mittlere, minimale und maximale SICN-Netzqualitäten für die Druckschotte der D180-Konfiguration bei einer Vernetzung mit den Vernetzungsmethoden V₁ bis V₆ und einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m.

Tabelle A.2.: Anzahl der Dreiecks- und Viereckselemente sowie Rechenzeiten der Vernetzung des vorderen Druckschottes der D180-Konfiguration unter Anwendung der Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.

Vernetzungs- methode	Anzahl an Vierecks- elementen	Anzahl an Dreiecks- elementen	Prozentualer Anteil der Dreiecks- elemente im Netz	Vernetzungszeit
$\mathbb{V}_1$	5656	63	1.10 %	0.8 s
$\mathbb{V}_2$	5623	83	1.45 %	0.8 s
$\mathbb{V}_3$	5632	61	1.07 %	0.6 s
$\mathbb{V}_4$	5528	121	2.14 %	0.5 s
$\mathbb{V}_5$	22949	0	0.00 %	3.3 s
$\mathbb{V}_6$	22707	0	0.00 %	0.7 s

Tabelle A.3.: Anzahl der Dreiecks- und Viereckselemente sowie Rechenzeiten der Vernetzung des hinteren Druckschottes der D180-Konfiguration unter Anwendung der Vernetzungsmethoden $\mathbb{V}_1$ bis $\mathbb{V}_6$ bei einer Elementkantenlänge von $l_{e,S} = 0.05$ m und linearen Ansatzfunktionen.

Vernetzungs- methode	Anzahl an Vierecks- elementen	Anzahl an Dreiecks- elementen	Prozentualer Anteil der Dreiecks- elemente im Netz	Vernetzungszeit
$\mathbb{V}_1$	6373	40	0.62 %	0.5 s
$\mathbb{V}_2$	5835	156	2.60 %	0.4 s
$\mathbb{V}_3$	6275	78	1.23 %	0.5 s
$\mathbb{V}_4$	2571	662	20.48 %	0.5 s
$\mathbb{V}_5$	20422	0	0.00 %	7.5 s
$\mathbb{V}_6$	25334	0	0.00 %	0.5 s