

Interner Bericht

DLR-IB-SL-HF-2024-178

Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurfsprozess

Masterarbeit

Pia Allebrodt

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt



DLR

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt

Projektname

Dokumenteigenschaften

Titel Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurfsprozess

Betreff Masterarbeit

Institut Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt (SL)

Erstellt von Pia Allebrodt

Beteiligte Dr.-Ing. Christian Hesse (SL)

Geprüft von _____

Freigabe von _____

Zugänglichkeit Stufe 1: Allgemein zugänglich (in elib ohne Zugangsbeschränkung)

Stufe 2: DLR intern zugänglich (in elib mit Beschränkung „nur DLR-intern zugänglich“)

Datum Oktober 2024

Version 1.0

Datei Info _____



Technische
Universität
Braunschweig

Institut für Akustik
und Dynamik

Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurfsprozess

Masterarbeit

Pia Allebrodt

Matr.-Nr.: 5205040

02. Oktober 2024

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

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



Masterarbeit für

Frau Pia Allebrodt
Matr.-Nr.: 5205040

Thema: Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurfsprozess

Der Entwurf zukünftiger Verkehrsflugzeuge ist geprägt durch die Einhaltung globaler Klimaschutzziele, die Entwicklung von neuartigen Flugzeugkonzepten mit nachhaltigen Technologien erfordern. Die Integration innovativer, klimaeffizienter Technologien führen jedoch zu signifikanten Veränderungen im Rumpfbereich, die die Lärmcharakteristik maßgeblich beeinflussen und somit eine große Herausforderung für die Kabinenakustik darstellen. Insbesondere der Kabinenlärm beeinträchtigt den Passagierkomfort wesentlich und stellt einen erfolgsbestimmenden Aspekt für den Entwurf dar. Damit nachträgliche kostenintensive Maßnahmen und eine resultierende Verzögerung oder Gefährdung der Inbetriebnahme vermieden werden, ist die Einbeziehung der Kabinenakustik als eine zusätzliche Disziplin in den frühen Phasen des Flugzeugentwurfs erforderlich. Aufgrund des bestehenden Zielkonfliktes zwischen der Akustik und den klassischen Disziplinen des Flugzeugentwurfes ist dabei der Ansatz der MULTIDISZIPLINÄREN ANALYSE UND OPTIMIERUNG (MDAO) essentiell, um den effizienten und leistungsfähigen Entwurf mit den Anforderungen des Passagierkomforts in Einklang zu bringen.

Der Flugzeugentwurfsprozess zeichnet sich durch eine iterative Methodik aus, deren Ziel in der Entwicklung eines Flugzeugentwurfes besteht, welcher die formulierten Anforderungen unter Einbeziehung spezifischer Randbedingungen optimal erfüllt. Dieser Prozess beinhaltet die Integration verschiedener Fachdisziplinen, die in Wechselwirkung stehen und daher die Berücksichtigung von Synergien erfordern. Zur Überwindung dieser komplexen multidisziplinären Interaktionen sowie zur Reduzierung von Entwicklungszeiten hat sich der MDAO-Ansatz im Flugzeugentwurfsprozess etabliert. Dieser Ansatz erlaubt eine schnelle, flexible Analyse und Bewertung verschiedener Entwurfsentscheidungen, um den Entwurf in Hinblick auf die formulierten Anforderungen zu optimieren.

Im Rahmen dieser Masterarbeit wird die Fertigkeit zur Berücksichtigung der Kabinenlärmvorhersage im Flugzeugvorentwurf anhand eines MDAO-Prozesses entwickelt und unter Einbeziehung der Struktur- auslegung sowie der Kabinenakustik eine Optimierung der neuartigen Flugzeugkonfiguration durchgeführt. Dieses Flugzeugkonzept ist charakterisiert durch eine Knickflügelkonfiguration mit T-Leitwerk sowie einem wasserstoffbasierten Antriebssystem mit offenen Propellern. Die Arbeit soll damit einerseits als Grundlage eines um die Kabinenakustik erweiterten MDAO-Ansatzes für den Flugzeugvorentwurf dienen. Andererseits sollen mittels der multidisziplinären Analyse Sensitivitätsstudien durchgeführt und daraus folgend Trendabschätzungen abgeleitet werden, um den Flugzeugentwurf disziplinübergreifend zu optimieren.



Bei der Bearbeitung der Aufgabe sollen im Speziellen folgende Punkte berücksichtigt werden:

- Literaturrecherche zum Stand der Technik im Gebiet der Strukturakustik und der Multidisziplinären Analyse und Optimierung im Kontext des Flugzeugentwurfs
- Definition des spezifischen Optimierungsproblems (Zielfunktionen, Entwurfsparameter und Nebenbedingungen)
- Ausarbeitung der Methode der numerischen Vorhersage des Kabinenlärms sowie der Strukturauslegung zur Einbindung in ein multidisziplinäres Optimierungsframework
- Entwicklung des MDAO-Prozesses zur Lösung des spezifischen Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik
- Durchführung und Auswertung der Optimierung sowie der Sensitivitätsstudien anhand einer neuartigen Flugzeugkonfiguration
- Dokumentation der Erfahrungen und Ergebnisse

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

Änderungen der Aufgabenstellung sind nur mit Zustimmung des Instituts möglich.

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

Zweitprüfer/in: Prof. Dr.-Ing. Ulrich Römer

Bearbeitungszeit: 6 Monate

Unterschrift Erstprüfer/in/

Ausgegeben am: 22.03.2024

Abgegeben am: _____

Eigenständigkeitserklärung

Hiermit versichere ich, Pia Allebrodt, durch meine Unterschrift, dass ich die vorliegende Masterarbeit mit dem Titel «Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurfsprozess» 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, 02. Oktober 2024

Pia Allebrodt

Kurzfassung

Die Anforderungen an das klimaneutrale Fliegen erfordern den Einsatz innovativer und nachhaltiger Technologien, speziell in den Bereichen der Aerodynamik und des Antriebes. Diese sind jedoch als dominante Ursache für den Kabinenlärm zu identifizieren, welcher angesichts der zunehmenden Anforderungen an den Passagierkomfort eine zentrale Rolle bei dessen Bewertung spielt. Die Kabinenakustik stellt außerdem aufgrund der Gesundheit der Kabinenbesatzung sowie der Kommunikationsfähigkeit während des Fluges für den Flugzeugentwurf einen kritischen Aspekt dar, für welchen es zur Vermeidung von möglichen Verzögerungen oder Risiken der Inbetriebnahme neuer Flugzeugkonzepte unerlässlich ist, den Kabinenlärm bereits in den frühen Entwurfsphasen zu evaluieren. Um die steigenden Anforderungen an die Kabinenakustik mit den Zielen eines nachhaltigen und effizienten Flugzeugkonzepts zu vereinen, stellt die multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung (MDAO) eine etablierte Methode im Flugzeugvorentwurf dar. In diesem Kontext wird in der vorliegenden Masterarbeit auf Basis der Finite Elemente Methode (FEM) eine Methodik zur zuverlässigen und recheneffizienten Kabinenlärmvorhersage entwickelt, die eine Integration in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurf erlaubt.

Die präzise Kabinenlärmvorhersage mittels der FEM erfordert einen hohen Fidelitätsgrad der Simulationsmodelle. Für eine umfassende Modellierung der Rumpf- und der Kabinenstruktur gilt es daher die begrenzt verfügbaren Vorentwurfsdaten mit spezifischem Wissen anzureichern. Zu diesem Zweck wird auf das wissensbasierte Werkzeug FUGA (FUSELAGE GEOMETRY ASSEMBLER) zurückgegriffen, welches die Generierung von Simulationsmodellen mit hoher Detailtreue ermöglicht. Darüber hinaus erlaubt FUGA die effiziente Bereitstellung zahlreicher Modellvarianten durch eine solveragnostische Formulierung der Simulationsmodelle und eine hohe Adaptierbarkeit gegenüber Konfigurationsänderungen. Der notwendige Fidelitätsgrad für zuverlässige Kabinenlärmprognosen erfordert umfangreiche Berechnungen, welche im Widerspruch mit den Voraussetzungen der MDAO stehen. Um dieser Problematik entgegenzutreten, wird der Einsatz datenangepasster Surrogatmodelle als zuverlässiger und recheneffizienter Ansatz zur Kabinenlärmvorhersage in der MDAO untersucht. Um das vibroakustische Verhalten bei Änderungen spezifischer Flugzeugparameter realitätsnah abzubilden, ist es erforderlich, bei der Erstellung der Trainingsdaten für die Surrogatmodelle mittels der FEM die disziplinären Wechselwirkungen des Flugzeugvorentwurfs mit der Kabinenakustik zu berücksichtigen, da diese die akustischen Eigenschaften maßgeblich beeinflussen. Die Integration dieser Interaktionen in das Surrogatmodell macht eine explizite Modellierung der Kopplungen im MDAO-Prozess redundant, sodass der MDAO-Prozess in seiner Komplexität wesentlich reduziert sowie dessen Recheneffizienz signifikant gesteigert werden kann. Die Implementierung der Surrogatmodelle zur Vorhersage des Kabinenlärms in das Optimierungsframework RCE (REMOTE COMPONENT ENVIRONMENT) sowie die Nutzung des Luftfahrzeugdatenschemas CPACS (COMMON PARAMETRIC AIRCRAFT CONFIGURATION SCHEMA) als zentrales Datenaustauschformat stellen die Anbindung an die vorhandenen Tools und Prozesse des Flugzeugvorentwurfs unter Wahrung der Konsistenz der disziplinspezifischen Modelle sicher.

Die Anwendbarkeit und die Erweiterbarkeit der entwickelten Methodik wird anhand vereinfachter Flugzeugvorentwurfsprozesse aufgezeigt, die über die Kabinenakustik hinaus die Struktur- sowie die Kabinenauslegung berücksichtigen. Anhand dieser Anwendungen der Methodik wird die Fähigkeit zur Lösung von Zielkonflikten aufgezeigt, die eine optimierte Abstimmung zwischen den Anforderungen an den Gesamtentwurf und dem Passagierkomfort ermöglicht. Damit leistet die vorliegende Arbeit einen bedeutsamen Beitrag zu der ganzheitlichen Betrachtung des Flugzeugentwurfs, der die Kabinenakustik als zusätzliche Disziplin effektiv integriert.

Abstract

The requirements for climate-neutral flying call for the use of innovative and sustainable technologies, especially in the areas of aerodynamics and propulsion. However, these can be identified as the dominant cause of cabin noise, which plays a central role in the assessment of passenger comfort in view of the increasing demands placed on it. Cabin acoustics are also a critical aspect of aircraft design due to the health of the cabin crew and the ability to communicate during flight, for which it is essential to evaluate cabin noise in the early design phases in order to avoid possible delays or risks to the entry into service of new aircraft concepts. To reconcile the increasing demands on cabin acoustics with the objectives of a sustainable and efficient aircraft concept, multidisciplinary design analysis and optimization (MDAO) represents an established method in preliminary aircraft design. In this context, this master's thesis develops a methodology for reliable and computationally efficient cabin noise prediction based on the finite element method (FEM), which allows integration into multidisciplinary aircraft preliminary design.

Precise cabin noise prediction using FEM requires a high level of fidelity of the simulation models. For a comprehensive modelling of the fuselage and cabin structure, the limited available preliminary design data must therefore be enriched with specific knowledge. For this purpose, the knowledge-based tool FUGA (FUSELAGE GEOMETRY ASSEMBLER) is used, which enables the generation of simulation models with a high level of detail. In addition, FUGA allows the efficient provision of numerous model variants through a solver-agnostic formulation of the simulation models and a high degree of adaptability to configuration changes. The necessary degree of fidelity for reliable cabin noise predictions requires extensive calculations, which conflict with the requirements of the MDAO. To address this problem, the use of data-driven surrogate models is investigated as a reliable and computationally efficient approach to cabin noise prediction in the MDAO. In order to realistically map the vibroacoustic behaviour when specific aircraft parameters change, it is necessary to take into account the disciplinary interactions between the preliminary aircraft design and the cabin acoustics when creating the training data for the surrogate models using FEM, as these have a significant influence on the acoustic properties. The integration of these interactions into the surrogate model makes explicit modelling of the couplings in the MDAO process redundant, so that the complexity of the MDAO process can be considerably reduced and its computational efficiency significantly increased. The implementation of the surrogate models for predicting cabin noise in the optimisation framework RCE (REMOTE COMPONENT ENVIRONMENT) and the use of the aircraft data schema CPACS (COMMON PARAMETRIC AIRCRAFT CONFIGURATION SCHEMA) as a central data exchange format ensure the connection to the existing tools and processes of aircraft preliminary design while maintaining the consistency of discipline-specific models.

The applicability and extensibility of the developed methodology is demonstrated using simplified aircraft preliminary design processes that take into account structural and cabin design in addition to cabin acoustics. Based on these applications of the methodology, the ability to resolve conflicting objectives is demonstrated, which enables optimised coordination between the requirements of the overall design and passenger comfort. This work thus makes a significant contribution to the holistic approach to aircraft design, which effectively integrates cabin acoustics as an additional discipline.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	XV
Tabellenverzeichnis	XVII
Nomenklatur	XIX
1. Einleitung	1
2. Stand des Wissens zur Analyse und Optimierung der Kabinenakustik im multidisziplinären Kontext	5
2.1. Kabinenlärmvorhersage am Flugzeug	6
2.1.1. Geräuschkulisse in der Flugzeugkabine	6
2.1.2. Numerische Betrachtungen zur Vorhersage des Kabinenlärms	8
2.2. Multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung im Flugzeugentwurf	11
2.2.1. Erstellung von Surrogatmodellen zur Kabinenlärmvorhersage	13
2.2.2. Mehrzieloptimierung	20
2.3. Optimierung der Kabinenakustik mittels multidisziplinärer Ansätze	21
3. Entwicklung einer Methodik zur Integration der Kabinenakustik in die multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung im Flugzeugvorentwurf	29
3.1. Beschränkungen des betrachteten Optimierungsproblems	29
3.2. Definition des Optimierungsproblems zur Integration der Kabinenakustik	30
3.3. Strukturauslegung und Massenabschätzung der Rumpfstruktur mittels Globaler Finite Elemente Modelle	34
3.4. Recheneffiziente Kabinenlärmvorhersage auf Basis von hochauflösenden Finite Elemente Simulationen	35
3.4.1. Wissensbasierte Entwurfsmethodik zur automatisierten Generierung von Simulationsmodellen hohen Fidelitätsgrades	37
3.4.2. Methode zur Erstellung von Surrogatmodellen der Kabinenakustik für den Flugzeugvorentwurf	39
3.5. Formulierung des Prozesses zur multidisziplinären Entwurfsanalyse und -optimierung unter Berücksichtigung der Kabinenakustik	43
4. Erweiterung des multidisziplinären Analyse- und Optimierungsprozesses um die Kabinenauslegung	47
4.1. Definition des erweiterten Optimierungsproblems	47
4.2. Kabinenauslegung in der multidisziplinären Entwurfsanalyse und -optimierung	48
4.2.1. Implementierung von neuem Wissen zur automatisierten Generierung von Sitzmodellen zur Anwendung vibroakustischer Analysen	49
4.2.2. Kabinenauslegung mittels eines wissensbasierten Ansatzes zur Einbindung in einen Optimierungsprozess	54
4.3. Erweiterung der Surrogatmodellierung zur Kabinenlärmvorhersage um die Kabinenauslegung	54
4.4. Ergänzung der Kabinenauslegung im Prozess zur multidisziplinären Entwurfsanalyse und -optimierung	57

5. Multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung am Anwendungsfall einer neuartigen Flugzeugkonfiguration	61
5.1. Multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik	62
5.1.1. Finite Elemente Modelle für die Strukturauslegung und die Kabinenlärms- vorhersage	62
5.1.2. Bewertung des Einflusses der Entwurfsvariablen auf die dimensionierte Pa- neeldickenverteilung und Rumpfstukturmasse	68
5.1.3. Surrogatmodelle zur Vorhersage des Kabinenlärms und Ableitung von Tr- endabschätzungen bezüglich struktureller Parameter in der Propellerebene	70
5.1.4. Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Struktur- auslegung und der Kabinenakustik	74
5.2. Multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung des um die Kabinenauslegung erweiterten Prozesses	77
5.2.1. Anpassung der Finite Elemente Modelle zur Strukturauslegung und Kabi- nenlärmsvorhersage	78
5.2.2. Analyse des Einflusses des Sitzabstandes auf die Kabinenauslegung	79
5.2.3. Bewertung der Surrogatmodelle zur Vorhersage des Kabinenlärms unter Be- rücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung	80
5.2.4. Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik	82
5.3. Auswertung der Rechenzeiten zur Surrogatmodellgenerierung und zur Optimierung	86
5.4. Diskussion zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Vorent- wurfsprozess	87
6. Zusammenfassung und Ausblick	89
Literaturverzeichnis	93
A. Anhang	105
A.1. Technische Daten der verwendeten Hardware	105
A.2. Verwendete Software	105
A.3. Validierung der Surrogatmodelle zur Kabinenlärmsvorhersage	105
A.3.1. Validierung des Surrogatmodells zur Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik	106
A.3.2. Validierung des Surrogatmodells zur Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Ka- binenakustik	110
A.4. Konvergenzstudie der Pareto-Front zur Optimierung der D250-Konfiguration	114
A.4.1. Konvergenzstudie der Pareto-Front zur Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik	114
A.4.2. Konvergenzstudie der Pareto-Front zur Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Ka- binenakustik	115

Abbildungsverzeichnis

1.1.	Entwicklung des Detailgrades in den Phasen des Flugzeugentwurfs am Beispiel eines vorderen Flügelholms (in Anlehnung an [118]).	2
1.2.	Zu untersuchende, neuartige Flugzeugkonfiguration mit Knickflügeln, T-Leitwerk und wasserstoffbasiertem Propellerantrieb.	3
2.1.	Wesentliche Schallquellen und Übertragungspfade an Turbofan- und Turbopropflugzeugen (aus [5]; in Anlehnung an [149]).	8
2.2.	Praktische Vorgehensweise zur Erstellung von datenangepassten Surrogatmodellen (in Anlehnung an [46, 122, 154]).	15
2.3.	Gegenüberstellung der Stichprobenmethoden Latin Hypercube Sampling und Zufallsstichproben anhand eines zweidimensionalen Beispiels (in Anlehnung an [96, 111]).	17
2.4.	Kriging-Modell mit den Trainingsdaten (schwarze Punkte), der Kriging-Vorhersage $\hat{f}(x)$ (blaue Linie) und dem 68 %-Konfidenzintervall (hellblau schattierter Bereich) im Vergleich zur tatsächlichen Funktion $f(x)$ (rote Linie) (in Anlehnung an [96]). . .	19
2.5.	Approximierte PARETO-Front (in Grau) einer Zweizieloptimierung mit nicht-dominierten Lösungen (rot) und dominierten Lösungen (blau) (in Anlehnung an [96]).	21
2.6.	Geometrie- und zugehörige Finite Elemente Modelle einer Rumpfsktion für hochgenaue vibroakustische Analysen (aus [56]).	27
3.1.	Schematische Querschnittsansicht der Rumpfabschirmung gegen das Auslösen von Propellerblättern mit dem Bereich vollständiger Aufdickung in Rot und den Bereich reduzierter Aufdickung in Dunkelblau (in Anlehnung an [119]).	33
3.2.	Visualisierung des GFEM und der Hautdickenverteilung auf Paneelebene einer konventionellen Flugzeugkonfiguration aus PANDORA.	35
3.3.	Konvergenzstudie der aus PANDORA resultierenden Strukturmassen bei der Strukturdimensionierung mit neun Iterationsschritten anhand einer konventionellen Flugzeugkonfiguration.	36
3.4.	Prozess zur Generierung der Trainingsdaten für das Surrogatmodell der Kabinenakustik.	40
3.5.	XDSM-Diagramm des zu untersuchenden multikriteriellen Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik unter Verwendung von Surrogatmodellen als Ersatz der rechenintensiven vibroakustischen FEM-Analysen.	45
3.6.	XDSM-Diagramm des zu untersuchenden multikriteriellen Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik bei der Einbindung der rechenaufwändigen vibroakustischen FEM-Analysen.	46
4.1.	CAD-basierte Geometriemodelle einer Sitzreihe aus FUGA mit unterschiedlichem Fidelitätsgrad.	50
4.2.	Resultierende Sitzanordnung im ACOUSTIC FLIGHT-LAB.	51
4.3.	Sitzreihe im Licht-Mockup des DLR-Instituts für Systemarchitekturen in der Luftfahrt in Hamburg	52
4.4.	Vernetzte Primär- und Sekundärstruktur des ACOUSTIC FLIGHT-LABS inklusive Punktmasselemente (in Rot) und starrer Verbindungselemente (in Blau).	53
4.5.	Geometrieoperation zur Erzeugung der Kabinenkavität mit Sitzausschnitten.	53

4.6.	Um die Kabinenauslegung erweiterter Prozess zur Generierung der Trainingsdaten für das Surrogatmodell der Kabinenakustik.	55
4.7.	XDSM-Diagramm des erweiterten multikriteriellen Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung, der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik unter Verwendung von Surrogatmodellen als Ersatz der rechenintensiven vibroakustischen FEM-Analysen.	58
4.8.	XDSM-Diagramm des erweiterten multikriteriellen Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung, der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik bei der Einbindung der rechenaufwändigen vibroakustischen FEM-Analysen.	60
5.1.	(a) Das Geometriemodell der D250-Konfiguration und (b) dessen Kabinenauslegung aus FUGA (in Anlehnung an [5]).	61
5.2.	GFEM der D250-Konfiguration mit Balkenelementen in Schwarz und Schalenelementen in Blau dargestellt.	63
5.3.	Geometriemodelle der zu untersuchenden Rumpfsktion des D250 für hochgenaue vibroakustische Analysen.	65
5.4.	Beidseitig vom Propellerlärm induzierte Schalldruckanregung (Realteil) auf der Rumpfoberfläche der D250-Konfiguration mit Kennzeichnung der zu untersuchenden Rumpfsktion bei der Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmonischen (in Anlehnung an [56]).	67
5.5.	Vergleich der aus PANDORA stammenden Paneeldickenverteilungen bei unterschiedlichen Spant- und Abschirmungsdicken.	68
5.6.	Differenz der dimensionierten Paneelmassen bei unterschiedlichen Spantdicken, mit Bezug auf die Paneelmasse der initiale Spantdicke $t_s = 0.002$ m.	69
5.7.	Strukturmasse in Abhängigkeit der Spant- und Abschirmungsdicke.	70
5.8.	Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische unter Beachtung der Auswirkungen der Strukturauslegung.	71
5.9.	Amplitudengang der APE für die zu untersuchende Rumpfsktion im Frequenzbereich $45.7 \text{ Hz} \leq f \leq 77.7 \text{ Hz}$ um die Blattfolgefrequenz $f_{b,1} = 61.7 \text{ Hz}$ bei einer konstanten Spantdicke $t_s = 0.016$ m und einer variablen Rumpfabschirmungsdicke t_r	72
5.10.	Approximierte PARETO-Front sowie die dominierten Lösungen der D250-Konfiguration im Zielfunktionsraum aus der Optimierung des Problems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik bei 200 Funktionsauswertungen.	74
5.11.	Nicht-dominierte und dominierte Lösungen des Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und Kabinenakustik im Entwurfsraum für die D250-Konfiguration.	75
5.12.	Beispielhafte Sitzanordnung der D250-Konfiguration in Richtung der Rumpflängsachse bei unterschiedlichen Sitzabständen und gleicher Anzahl an Passagiersitzen.	79
5.13.	Passagieranzahl n_p in Abhängigkeit des Sitzabstandes d_s für die D250-Konfiguration.	80
5.14.	Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische unter Beachtung der Auswirkungen der Struktur- und Kabinenauslegung.	81
5.15.	Approximierte PARETO-Front sowie die dominierten Lösungen der D250-Konfiguration im Zielfunktionsraum aus der Optimierung des Problems unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik bei 200 Funktionsauswertungen.	83
5.16.	Nicht-dominierte und dominierte Lösungen des Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik im Entwurfsraum für die D250-Konfiguration.	85

A.1.	Verteilung der Trainings- und Teststichproben für das Surrogatmodell gemäß Abschnitt 5.1.3 über dem definierten Entwurfsraum.	106
A.2.	Quantifizierung der Vorhersagegenauigkeit der Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.1.3 für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische anhand von Testdaten bei einer variablen Anzahl an Trainingsdaten.	107
A.3.	Maximaler relativer Vorhersagefehler der Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.1.3 für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische anhand von Testdaten bei einer variablen Anzahl an Trainingsdaten.	108
A.4.	Relative Unsicherheit im 99 %-Konfidenzintervall der Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.1.3 für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische bei $n_{train} = 110$ und $n_{train} = 220$ Trainingsdaten.	109
A.5.	Verteilung der Trainings- und Teststichproben für die Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.2.3 über dem definierten Entwurfsraum.	111
A.6.	Quantifizierung der Vorhersagegenauigkeit der Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.2.3 für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische anhand von Testdaten bei einer variablen Anzahl an Trainingsdaten.	112
A.7.	Relative Unsicherheit im 99 %-Konfidenzintervall der Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.2.3 für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische bei $n_{train} = 440$ Trainingsdaten.	113
A.8.	Approximierte PARETO-Front der D250-Konfiguration unter Betrachtung des Optimierungsproblems gemäß Abschnitt 3.2 bei einer unterschiedlichen Anzahl an zusätzlichen Funktionsauswertungen n_e	115
A.9.	Approximierte PARETO-Front der D250-Konfiguration unter Betrachtung des Optimierungsproblems gemäß Abschnitt 4.1 bei einer unterschiedlichen Anzahl an zusätzlichen Funktionsauswertungen n_e	116
A.10.	Zweidimensionale Projektionen der approximierten PARETO-Front der D250-Konfiguration unter Betrachtung des Optimierungsproblems gemäß Abschnitt 4.1 bei einer unterschiedlichen Anzahl an zusätzlichen Funktionsauswertungen n_e	117

Tabellenverzeichnis

3.1.	Überblick der löseragnostischen und entsprechenden NASTRAN- sowie ANSYS MECHANICAL APDL-Elementtypen zur Konvertierung der betrachteten Simulationsmodelle in das entsprechende Löserformat unter Berücksichtigung linearer und quadratischer Ansatzfunktionen (in Anlehnung an [5]).	39
5.1.	Blattfolgefrequenz sowie die ersten zwei Harmonischen des Propellerantriebs der D250-Konfiguration.	66
5.2.	Materialeigenschaften der Isolierung der D250-Konfiguration für die Beschreibung als äquivalentes Fluid.	66
5.3.	Geometrische und materielle Eigenschaften der Rumpfhaut der D250-Konfiguration.	66
5.4.	Maximale und minimale Differenz des Pegels der APE entlang der Dimension der Spantdicken t_s bei jeweils konstanter Abschirmungsdicke t_r über dem Entwurfsraum.	73
5.5.	Maximale und minimale Differenz des Pegels der APE entlang der Dimension der Rumpfabschirmungsdicke t_r bei jeweils konstanter Spantdicke t_s über dem Entwurfsraum.	73
5.6.	Werte der Entwurfsvariablen und der Zielgrößen von drei ausgewählten Entwürfen als Lösung des Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik gemäß Abschnitt 3.2.	76
5.7.	Vergleich der Kabinenlärmvorhersage mittels Surrogatmodelle und FEM-Analysen für die Ergebnisse aus der Optimierung unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik.	76
5.8.	Werte der Entwurfsvariablen und der Zielgrößen von drei ausgewählten Entwürfen als Lösung des Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik gemäß Abschnitt 4.1.	83
5.9.	Vergleich der Kabinenlärmvorhersage mittels Surrogatmodelle und FEM-Analysen für die Ergebnisse aus der Optimierung unter Berücksichtigung der Strukturauslegung, der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik.	84
5.10.	Zusammenfassung der Rechenzeiten für das Optimierungsproblem unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik und Gegenüberstellung einer Optimierung unter Verwendung von FEM-Analysen zur Kabinenlärmvorhersage.	86
A.1.	Technische Daten der für den Geometrieentwurf und für die Vernetzung verwendete Hardware.	105
A.2.	Übersicht über die verwendete Software.	105
A.3.	Leistungsmetriken zur Bewertung der Vorhersagefähigkeit der Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.1.3 mit 220 Trainingsdaten für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische, welche zur Kabinenlärmvorhersage dienen.	110

Nomenklatur

Mathematische Operatoren

$ \cdot $	Betrag
\lg	Dekadischer Logarithmus
\in	Element von
$[\cdot]$	Gaußklammer
$\{\cdot\}^H$	Hermitescher Operator
$\{\cdot\}^{-1}$	Inverse einer Matrix
$\max_x (f(x))$	Maximieren der Funktion $f(x)$ über alle x
$\min_x (f(x))$	Minimieren der Funktion $f(x)$ über alle x
$\exp(\cdot)$	Natürliche Exponentialfunktion
\notin	Nicht Element von
Σ	Summe
$\{\cdot\}^T$	Transposition

Symbole

$\mathbf{0}$	Nullmatrix
$\mathbf{1}$	Vektor aus Einsen
B	Biegesteifigkeit
\mathbf{C}_F	Akustische Dämpfungsmatrix
\mathbf{C}_S	Strukturelle Dämpfungsmatrix
C_S	Dynamischer Schubmodul
D	Entwurfsraum
\mathbf{E}	Einheitsmatrix
E	Elastizitätsmodul
E_0	Bezugswert der Schallenergie
E_{pot}	Akustische potentielle Energie
\mathbf{F}	Vektor der Zielfunktionen
F	Zielfunktion
\mathcal{F}_{agn}	Löseragnostisches Finite Elemente-Modell
\mathcal{F}_{spec}	Löserspezifisches Finite Elemente-Modell
\mathbf{I}	Trägheitstensor
\mathbf{K}_F	Akustische Steifigkeitsmatrix
\mathbf{K}_{FS}	Gekoppelte strukturakustische Steifigkeitsmatrix
\mathbf{K}_S	Strukturelle Steifigkeitsmatrix

L	Umfang des Einschlagbereichs des Propellerblattes am Rumpf
$L_{E,pot}$	Pegel der akustischen potentiellen Energie
L_m	Energetisch gemittelter Pegel der akustischen potentiellen Energie
$L_{m,FE}$	Anhand von FE-Analysen ermittelter energetisch gemittelter Pegel der akustischen potentiellen Energie
$L_{m,SM}$	Vorhersage des energetisch gemittelten Pegels der akustischen potentiellen Energie auf Basis von Surrogatmodellen
\mathbf{M}_F	Akustische Massenmatrix
\mathbf{M}_{FS}	Gekoppelte strukturakustische Massenmatrix
\mathbf{M}_S	Strukturelle Massenmatrix
\mathcal{M}_{Kabine}	Geometriemodell der Kabinenkavität
\mathcal{M}_{Sitze}	Geometriemodell der Sitze in der Kabine
\mathbb{N}	Menge der natürlichen Zahlen
\mathcal{P}	PARETO-Optimum
\mathbf{R}	Korrelationsmatrix
\mathbb{R}	Menge der reellen Zahlen
R	Korrelationsfunktion
R^2	Bestimmtheitsmaß
$R_{d,beul}$	Druckspannungsverhältnis in Bezug auf Beulen
R_f	Verhältnis der MISES-Vergleichsspannung
$R_{s,beul}$	Schubspannungsverhältnis in Bezug auf Beulen
V	Volumen
V_F	Volumen der Kabinenkavität
\mathbf{X}	Vektor der Stichproben
Z	Abweichung
Z_0	Luftimpedanz
c_F	Schallgeschwindigkeit im Fluid
d	Charakteristische Dicke der Struktur
d_s	Sitzabstand
$e_{\Delta L_m}$	Relative Abweichung der Vorhersage der akustischen potentiellen Energie in Bezug auf numerische Ergebnisse
\mathbf{f}_b	Vektor der Blattfolgefrequenz und deren Harmonischen
\mathbf{f}_F	Vektor der akustischen Anregung
\mathbf{f}_S	Vektor der strukturellen Anregung
f	Frequenz; Funktion des Originalmodells
$f_{b,1}$	Blattfolgefrequenz
$f_{b,k}$	k -te Harmonische der Blattfolgefrequenz
f_{max}	Maximal zu untersuchende Frequenz
\hat{f}	Approximation der Funktion f
g	Ungleichheitsbedingung
h	Bauteildicke; Gleichheitsbedingung
i	Imaginäre Einheit

i	Laufindex
k	Laufindex
k_F	Anzahl der akustischen Freiheitsgrade
k_S	Anzahl der strukturellen Freiheitsgrade
l	Laufindex
$l_{e,max}$	Maximale Elementkantenlänge
$l_{e,F}$	Maximale Elementkantenlänge des Fluids
$l_{e,S}$	Maximale Elementkantenlänge der Struktur
l_{Kabine}	Kabinenlänge
m_p	Propellerblattmasse
$m_{s,total}$	Masse der Rumpfstruktur
n_b	Anzahl an Propellerblättern
$n_{Element}$	Anzahl an Elementen pro Wellenlänge
n_e	Anzahl an Entwurfsvariablen
n_F	Anzahl an Zielfunktionen
n_g	Anzahl an Ungleichheitsbedingungen
n_h	Anzahl an Gleichheitsbedingungen
n_p	Anzahl an Passagieren
n_r	Anzahl an Kabinensitzreihen
n_s	Anzahl an Stichproben
$n_{s,r}$	Anzahl an Sitzen pro Reihe
n_{test}	Anzahl an Testdaten
n_{train}	Anzahl an Trainingsdaten
n_ω	Anzahl an zu untersuchenden Frequenzen
p	Vektor der Schalldrücke
p	Schallwechseldruck
p_k	Maß der Glattheit der Korrelationsfunktion in der Dimension k
r	Ortsvektor; Vektor der Korrelation der Abweichungen
\mathbf{r}_{Sitze}	Positionen der Sitze
s^2	Mittlerer quadratischer Fehler
t_p	Paneeldickenverteilung
t_r	Rumpfabschirmungsdicke des vollständig aufgedickten Bereichs
$t_{r,min}$	Minimale Rumpfabschirmungsdicke des vollständig aufgedickten Bereichs
t_s	Spantdicke
u	Vektor der Strukturauslenkung
ü	Vektor der Geschwindigkeiten
ü	Vektor der Beschleunigungen
u_e	Vektor der unbekanntenen Knotenwerte eines Elements
v_{50}	Eindringgeschwindigkeit des Propellerblattes
x	Vektor der Entwurfsvariablen
$\mathbf{x}^{(\cdot)}$	Stichprobe

x	Entwurfsvariable; Kartesische x-Koordinate
\bar{x}	Obere Grenze der Entwurfsvariable x
\underline{x}	Unter Grenze der Entwurfsvariable x
\mathbf{y}	Vektor der Funktionswerte
y	Funktionswert; Kartesische y-Koordinate
\bar{y}	Arithmetischer Mittelwert von y
\hat{y}	Approximierter Funktionswert
z	Kartesische z-Koordinate
$\Delta L_{E,pot}$	Differenz der Pegel der akustischen potentiellen Energie
$\Delta m_{s,p}$	Differenz der Paneelmasse
Λ	Eigenwert
Φ	Eigenvektor
Ω_b	Drehzahl des Propellers
θ	Wichtungsfaktor
$\lambda_{B,min}$	Minimale Biegewellenlänge
λ_C	Indikator für die Kopplungsstärke der Fluid-Struktur-Interaktion
$\lambda_{F,min}$	Minimale Wellenlänge des Fluidschalls
λ_{min}	Minimale Wellenlänge
μ	Funktion zur Erfassung des tatsächlichen Funktionsverhaltens
ν	Querkontraktionszahl
ρ_F	Fluiddichte
ρ_S	Strukturdichte
σ^2	Varianz
$\sigma_{krit,beul}$	Kritische Beulspannung bei Druckbelastung
σ_v	MISES-Vergleichsspannung
σ_x	Druckspannung
$\sigma_{zul,f}$	Zulässige maximale Spannung
$\tau_{krit,beul}$	Kritische Beulspannung bei Schubbelastung
τ_{xy}	Schubspannung
φ	Einfallswinkel des Propellerblattes auf den Rumpf
ω	Kreisfrequenz

Abkürzungen

APE	Akustische potentielle Energie
BEM	Randelementemethode (englisch: <i>Boundary Element Method</i>)
CAD	Rechnergestützte Konstruktion (englisch: <i>Computer-Aided-Design</i>)
CFD	Numerische Strömungsmechanik (englisch: <i>Computational Fluid Dynamics</i>)

CONMIN	CONSTRAINED FUNCTION MINIMIZATION
CPACS	COMMON PARAMETRIC AIRCRAFT CONFIGURATION SCHEMA
DAM	Dynamisches Flugzeugmodell (englisch: <i>Dynamic aircraft model</i>)
DEE	DESIGN AND ENGINEERING ENGINE
DLR	DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V.
DOE	Statistische Versuchsplanung (englisch: <i>Design of experiments</i>)
ELPASO	ELEMENTARY PARALLEL SOLVER
EXACT	EXPLORATION OF ELECTRIC AIRCRAFT CONCEPTS AND TECHNOLOGIES
FE	Finite Elemente
FEM	Finite Elemente Methode
FLOPS	FLIGHT OPTIMIZATION SYSTEM
FUGA	FUSELAGE GEOMETRY ASSEMBLER
GFEM	Globales Finite Elemente Modell
KBE	Wissensbasierte Entwurfsmethodik (englisch: <i>Knowledge-based Engineering</i>)
LEAPS	LAYERED AND EXTENSIBLE AIRCRAFT PERFORMANCE SYSTEM
LHS	Latin Hypercube Sampling
MDA	Multidisziplinäre Analyse (englisch: <i>Multidisciplinary analysis</i>)
MDAO	Multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung (englisch: <i>Multidisciplinary design analysis and optimization</i>)
MPoI	Minimum Probability of Improvement
MSE	Mittlerer quadratischer Fehler (englisch: <i>Mean squared error</i>)
NASA	NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION
OCCT	OPEN CASCADE TECHNOLOGY
PANAM	PARAMETRIC AIRCRAFT NOISE ANALYSIS MODULE
PANDORA	PARAMETRIC NUMERICAL DESIGN AND OPTIMIZATION ROUTINES FOR AIRCRAFT
PRADO	PRELIMINARY AIRCRAFT DESIGN AND OPTIMISATION PROGRAM
RCE	REMOTE COMPONENT ENVIRONMENT
RMSE	Wurzel des mittleren quadratischen Fehlers (englisch: <i>Root Mean Squared Error</i>)
ROM	Modell reduzierter Ordnung (englisch: <i>Reduced-Order Model</i>)
SARCHOPT	SURROGATE-BASED ARCHITECTURE OPTIMIZATION
SBO	Surrogatbasierte Optimierung
SEA	Statistische Energie Analyse
SMT	SURROGATE MODELING TOOLBOX
XDSM	eXtended Design Structure Matrix
XML	Extensible Markup Language
ZAL	ZENTRUM FÜR ANGEWANDTE LUFTFAHRTFORSCHUNG

1. Einleitung

Angesichts der Auswirkungen des globalen Klimawandels gewinnt der Umweltschutz zunehmend an Bedeutung und rückt verstärkt in den Fokus der öffentlichen Wahrnehmung. Mit der Verabschiedung des Pariser Klimaschutzabkommens im Jahr 2015 ist ein Meilenstein gesetzt, welcher alle Nationen in dem Ziel vereint, den Klimawandel zu bekämpfen und notwendige Anpassungen an dessen Auswirkungen zu realisieren [37]. Dieses internationale Abkommen beinhaltet im Wesentlichen die Limitierung des Anstieges der globalen Durchschnittstemperatur auf möglichst 1.5°C, die Senkung von Emissionen sowie die Allokation von Finanzmitteln im Einklang mit den Zielen des Klimaschutzes [18]. Um den Verpflichtungen des Pariser Abkommens in Europa nachzukommen, wurde 2019 der *European Green Deal* von der Europäischen Kommission vorgestellt, mit welchem bis 2050 ein klimaneutrales Europa angestrebt wird [41].

Aufgrund eines prognostizierten Anstieges des Luftverkehrsaufkommens [15] sowie eines wesentlichen Anteils des Luftverkehrs an den weltweiten CO₂-Emissionen, welcher im Jahr 2022 auf 2 % zurückzuführen ist [64], liegt ein Hauptaugenmerk auf den Entwicklungen in der Luftfahrt [1]. Kriterien der Umweltverträglichkeit und Nachhaltigkeit werden daher verstärkt in die Evaluation zukünftiger Flugzeugkonzepte einbezogen und fordern den Einsatz innovativer Technologien, speziell in den Bereichen der Aerodynamik und der Antriebstechnik. Jedoch sind das Antriebssystem sowie die Aerodynamik als dominante Ursachen für den Kabinenlärm eines Flugzeuges zu identifizieren [148]. Die Integration neuartiger, nachhaltiger Technologien in diesen Bereichen führen zu wesentlichen Veränderungen des Rumpfes und beeinflussen damit die Charakteristik der Lärmemission grundlegend [4]. Insbesondere der Kabinenlärm dient maßgeblich zur Bewertung des Passagierkomforts, für welchen sich in den letzten Jahren eine stetig steigende Nachfrage entwickelt hat [50] und dessen Anforderungen mit der Klimaneutralität in Einklang zu bringen sind. Darüber hinaus stellt die Kabinenakustik aufgrund der Gesundheit der Kabinenbesatzung sowie der Sicherstellung der Kommunikation während des Fluges für den Flugzeugentwurf einen kritischen, erfolgsbestimmenden Aspekt dar. Zur Vermeidung von nachträglichen kostenintensiven Maßnahmen und möglichen Verzögerungen oder Risiken der Inbetriebnahme der zukünftigen Flugzeugkonzepte, ist es unerlässlich, die Prognose des Kabinenlärms bereits in den frühen Phasen des Flugzeugentwurfs zu bewerten.

Der Flugzeugentwurf ist ein komplexer, iterativer Prozess mit dem Ziel der Entwicklung eines Flugzeuges, welches die formulierten Anforderungen unter Einhaltung von spezifischen Randbedingungen optimal erfüllt. Dieser Prozess umfasst verschiedene Disziplinen, die in Wechselwirkung stehen und die Berücksichtigung synergetischer Effekte erfordern. Dazu zählen beispielsweise Aerodynamik, Strukturmechanik, Flugmechanik, Aeroelastik, Antrieb und Systeme. Gemäß RAYMER [117, 118] kann der Flugzeugentwurfsprozess in drei wesentliche Phasen gegliedert werden, welche dem Konzeptentwurf, dem Vorentwurf sowie dem Detailentwurf entsprechen. Mit Fortschreiten des Prozesses steigt dabei der Detailgrad des Entwurfes stetig an, wie in Abbildung 1.1 anhand eines vorderen Flügelholms gezeigt ist. In der Phase des Konzeptentwurfs wird auf Basis der Anforderungen und Randbedingungen die grobe Konfiguration des Flugzeugs festgelegt. Hierbei kommen einfache und schnelle Verfahren zum Einsatz, die die Untersuchung einer Vielzahl möglicher Flugzeugkonzepte erlauben. Es werden für jede Konfiguration die Hauptparameter bestimmt, zu denen beispielsweise Abmessungen, Gewicht sowie Triebwerksgröße zählen, und die technische Realisierbarkeit überprüft. Auf Basis dieser Ergebnisse wird die erfolgsversprechendste Konfiguration ausgewählt, welche im Vorentwurf weiter präzisiert wird. Während der zweiten Phase des Entwurfsprozesses wird das festgelegte Flugzeugkonzept kontinuierlich verfeinert. Unter Anwendung von

Optimierungswerkzeugen sowie aufwändigeren und genaueren Analysemethoden, wie der Finiten Elemente Methode (FEM), Windkanaltests und der numerischen Strömungsmechanik (englisch: *Computational Fluid Dynamics*, CFD), wird der Entwurf iterativ überarbeitet und optimiert. Mit einer positiven Realisierungsentscheidung beginnt die Phase des abschließenden Detailentwurfs, in welcher die herzustellenden Teile konstruiert und detaillierte technische Zeichnungen sowie rechnergestützte Konstruktionsmodelle (englisch: *Computer-Aided-Design*, CAD) erzeugt werden. Außerdem werden Details, Systeme und Teile erfasst, die in den vorherigen Phasen vernachlässigt werden. Dazu gehören unter anderem strukturelle Clips und Halterungen. Darüber hinaus umfasst der Detailentwurf die Durchführung von Versuchen zur Zulassung und die Serienreifemachung des Fertigungsprozesses.

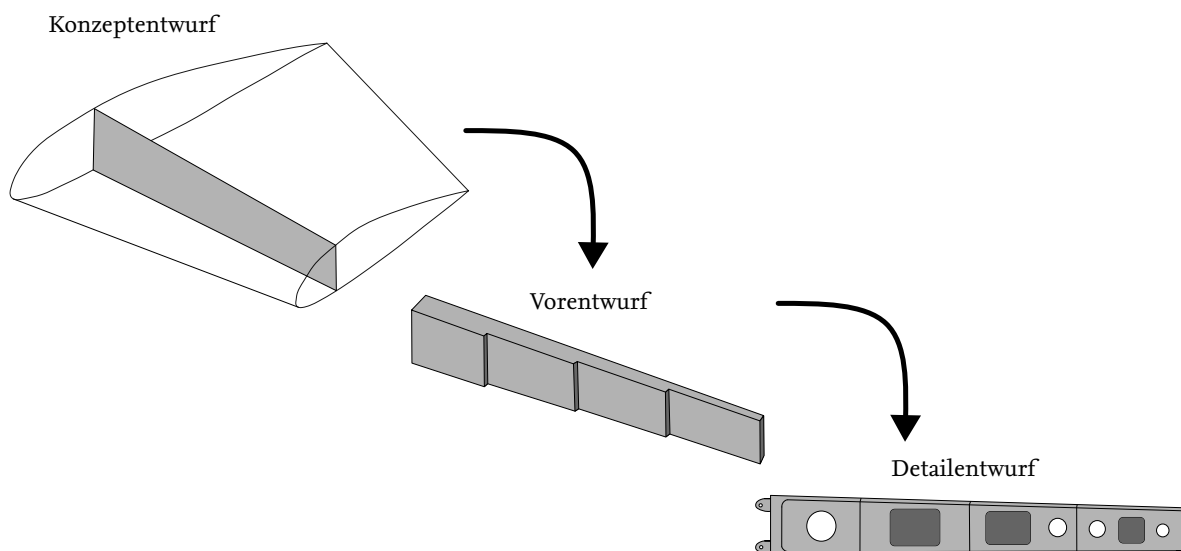


Abbildung 1.1.: Entwicklung des Detailgrades in den Phasen des Flugzeugentwurfs am Beispiel eines vorderen Flügelholms (in Anlehnung an [118]).

Die Interaktionen zwischen den einzelnen Disziplinen verleihen dem Flugzeugentwurf einen multidisziplinären Charakter und verdeutlichen die Notwendigkeit eines integrierten Ansatzes, um das komplexe Entwurfsproblem effizient und ganzheitlich zu lösen. Die multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung (englisch: *Multidisciplinary design analysis and optimization*, MDAO) stellt eine etablierte Methode dar, um die Wechselwirkungen sowie Synergien zwischen den Disziplinen unter Verwendung gekoppelter Modelle zu nutzen. Die Anwendung der MDAO ermöglicht im Gegensatz zum sequenziellen Vorgehen eine flexible Analyse und Bewertung einer Vielzahl von Entwurfsentscheidungen, um den Entwurf unter der Konformität der festgelegten Anforderungen und der disziplinspezifischen Ziele zu optimieren. Häufig sind die beteiligten Zielgrößen jedoch widersprüchlich und erfordern Kompromisse zwischen den einzelnen Disziplinen. Einer dieser Zielkonflikte besteht zwischen der Kabinenakustik und der Strukturauslegung. Während durch die Vorgaben des Leichtbaus eine Massenreduzierung angestrebt wird, steigt damit die Vibrationsanfälligkeit der Struktur und führt zu einem störenden Lärmpegel in der Kabine. Eine späte Berücksichtigung der akustischen Anforderungen im Entwurfsprozess führt oft dazu, dass nur noch symptomatische Eingriffe in die Entwicklung möglich sind, die mit dem Verlust anderer Optimierungsvorteile einhergehen [123]. Die Integration der Kabinenakustik als zusätzliche Disziplin in die frühen Phasen des Flugzeugentwurfs ermöglicht dagegen die Ausnutzung des gesamten Optimierungspotentials, indem alle beteiligten Disziplinen gleichwertig berücksichtigt werden. Dadurch kann ein ausge-

wogener Kompromiss gefunden werden, der zur Verbesserung der Gesamtleistung des Flugzeugs beiträgt.

Obwohl der Vorentwurf durch die Anwendung numerischer Simulationen potenziell eine geeignete Phase für die Einbindung der Kabinenakustik in den MDAO-Prozess darstellt, wird dies in der Praxis aufgrund von unzureichenden Vorhersagemethoden in der Regel nicht umgesetzt. Einerseits fehlen oftmals für neuartige Konzepte im Kontext des Flugzeugvorentwurfes ausreichende Informationen für eine detaillierte Modellierung von Rumpfstruktur und Kabinenbauteilen, die eine aussagekräftige Kabinenlärmprognose erlauben [59], wie in Abbildung 1.1 verdeutlicht wird. Andererseits ist die numerische Simulation zur realitätsnahen Kabinenlärmprognose im Rahmen der multidisziplinären Optimierung aufgrund zahlreicher Modellauswertungen mit einem derart hohen Rechenaufwand verbunden, sodass diese untragbar erscheint.

Ziel dieser Masterarbeit ist es, eine Methodik zur zuverlässigen und recheneffizienten Kabinenlärmvorhersage zu entwickeln, die eine Integration in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurf erlaubt. Mit Hilfe des wissensbasierten Werkzeuges FUGA (FUSELAGE GEOMETRY ASSEMBLER) [143] werden die in dieser Phase begrenzt zur Verfügung stehenden Informationen auf Basis von Luftfahrzeugdatensätzen im Vorentwurfsdatenformat CPACS (COMMON PARAMETRIC AIRCRAFT CONFIGURATION SCHEMA) [3] mit spezifischem Wissen zur Modellgenerierung angereichert. Auf diese Weise wird durch die daraus resultierenden dedizierten Simulationsmodelle eine hohe Vorhersagegenauigkeit gewährleistet. Im Rahmen dieser Arbeit gilt es die Fähigkeit eines um die Kabinenakustik erweiterten Ansatzes zur multidisziplinären Analyse und Optimierung auszuarbeiten. Dies wird unter Berücksichtigung der Kabinenakustik, der auf dem Framework PANDORA (PARAMETRIC NUMERICAL DESIGN AND OPTIMIZATION ROUTINES FOR AIRCRAFT) [110] basierten Strukturauslegung sowie der mittels FUGA durchgeführten Kabinenauslegung betrachtet. Dieser entwickelte MDAO-Ansatz wird anhand einer neuartigen Flugzeugkonfiguration gemäß Abbildung 1.2 demonstriert, welche sich durch eine Knickflügelkonfiguration mit T-Leitwerk sowie einem wasserstoffbasierten Antriebssystem mit offenen Propellern auszeichnet [19]. Aus den Ergebnissen der multidisziplinären Analyse werden ferner Parameterstudien durchgeführt, aus denen Trendabschätzungen abgeleitet werden, um den Flugzeugentwurf disziplinübergreifend zu optimieren.

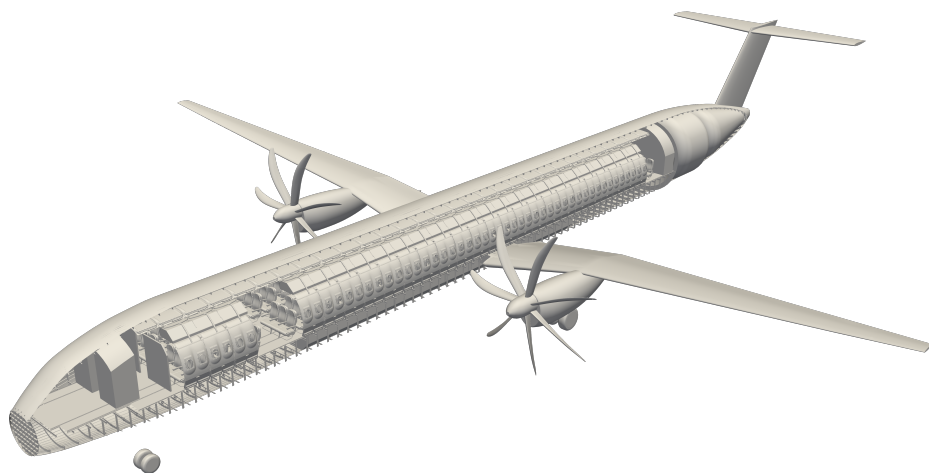


Abbildung 1.2.: Zu untersuchende, neuartige Flugzeugkonfiguration mit Knickflügeln, T-Leitwerk und wasserstoffbasiertem Propellerantrieb.

Um die Fähigkeit der Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurf zu erlangen, werden im folgenden Kapitel 2 spezifische Grundlagen zur numerischen Kabinenlärnvorhersage am Flugzeug sowie zur multidisziplinären Entwurfsanalyse und -optimierung gegeben. Darüber hinaus wird ein umfassender Überblick zum Stand des Wissens der Optimierung der Kabinenakustik mittels multidisziplinärer Ansätze herausgearbeitet. Anschließend widmet sich Kapitel 3 der Entwicklung einer Methodik zur Integration der Kabinenakustik in einen vereinfachten MDAO-Prozess, welcher die Strukturauslegung sowie die Kabinenakustik berücksichtigt. Insbesondere liegt der Fokus auf einer recheneffizienten Kabinenlärnvorhersage, die eine Implementierung in den MDAO-Prozess erlaubt. In Kapitel 4 wird die Erweiterbarkeit dieser Methodik durch die zusätzliche Einbeziehung der Kabinenauslegung aufgezeigt. Dies beinhaltet außerdem die Implementierung von neuem Wissen zur Sitzanordnung in Form von erweiterten Regeln des wissensbasierten Werkzeugs FUGA. Die entwickelte Methodik wird in Kapitel 5 durch das Lösen spezifisch definierter Optimierungsprobleme aus Kapitel 3 und 4 unter Berücksichtigung der Kabinenakustik anhand einer neuartigen Flugzeugkonfiguration demonstriert. Abschließend gibt Kapitel 6 eine Zusammenfassung der wesentlichen Erkenntnisse dieser Arbeit und zeigt Perspektiven für einen umfassenden Flugzeugentwurfsprozess auf.

2. Stand des Wissens zur Analyse und Optimierung der Kabinenakustik im multidisziplinären Kontext

Mit den steigenden Ansprüchen an erhöhtem Passagierkomfort und der gleichzeitigen Forderung des Einsatzes nachhaltiger Technologien wird insbesondere die Notwendigkeit deutlich, die Kabinenakustik bereits möglichst früh im Entwurfsprozess zu berücksichtigen. Im Rahmen der Einhaltung der im *European Green Deal* festgelegten Klimaziele stehen speziell effiziente Propellerantriebe im Fokus des Flugzeugentwurfs [56]. Im Vergleich zu Turbofan-Antrieben bieten diese bei niedrigen Flughöhen und niedrigen Machzahlen eine höhere Antriebseffizienz [135], führen allerdings aufgrund hoher tonaler Schalldruckpegel zu signifikant höheren Lärmpegeln in der Kabine [121]. Um eine ganzheitliche Betrachtung des Flugzeugentwurfs zu gewährleisten und somit die Fähigkeit zur Bewertung von Flugzeugen während der frühen Phase des Flugzeugvorentwurfs zu verbessern, ist es daher unerlässlich, über die traditionellen Disziplinen des multidisziplinären Optimierungsprozesses, wie Aerodynamik und Strukturauslegung, hinauszublicken und den Optimierungsbereich auf zusätzliche Disziplinen, wie die Kabinenakustik, auszuweiten. Wie bereits in Kapitel 1 verdeutlicht, umfasst die Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Vorentwurf mehrere Herausforderungen, die eine praktische Umsetzung bisher nicht erlaubt haben. Insbesondere erfordert die Auflösung des bestehenden Zielkonflikts zur Strukturauslegung einen Kompromiss zwischen der Minimierung der Rumpfmasse und der Minimierung der Kabinenlärmbelastung. Im Gesamtentwurf gelten die direkten Betriebskosten sowie die Flugzeugleistung als wesentliche Kriterien zur Bewertung des Flugzeugkonzeptes, für welche die Masse als maßgeblicher Einflussfaktor zu identifizieren ist. Die unter der Vorgabe des Leichtbaus resultierenden Strukturen liefern jedoch nur einen begrenzten Gestaltungsspielraum für die Lärminderung [109]. Daher ist es erforderlich eine Methodik zu entwickeln, die nicht nur zum Ziel hat, konventionelle Leistungs- und Wettbewerbsanforderungen zu erfüllen, sondern auch darauf ausgerichtet ist, den Entwurfsprozess so anzupassen, dass dieser den sich ändernden Entwurfsanforderungen für Flugzeuge gerecht wird [17]. Darüber hinaus fehlt es trotz zunehmender Verfügbarkeit von Modellen, Simulationsmöglichkeiten und Rechenleistung an zuverlässigen, recheneffizienten Vorhersagemethoden in der frühen Phase des Flugzeugvorentwurfs, welche eine Voraussetzung zur Bewertung des Entwurfes darstellen.

Zur Überwindung dieser Herausforderungen werden in den Ausführungen dieses Kapitels die notwendigen Vorkenntnisse beschrieben, die zur Entwicklung einer entsprechenden Methode zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Vorentwurfsprozess erforderlich sind. Abschnitt 2.1 gibt zunächst einen Überblick über den Stand der Forschung zur Kabinenlärmvorhersage am Flugzeug. Dies beinhaltet die Entstehung von Kabinenlärm und die Identifizierung möglicher Einflussfaktoren auf den Schallpegel im Flugzeuginneren sowie die Anwendung numerischer Simulationen für zuverlässige Prognosen des Kabinenlärms. In Abschnitt 2.2 werden spezifische Grundlagen der MDAO im Flugzeugentwurf behandelt, die den Umgang mit widersprüchlichen Zielen im Rahmen eines Optimierungsprozesses sowie Methoden zur recheneffizienten Umsetzung umfassen. Abschließend wird in Abschnitt 2.3 der gegenwärtige Stand des Wissens zur Optimierung des Kabinenlärms im multidisziplinären Kontext zusammengefasst.

2.1. Kabinenlärmvorhersage am Flugzeug

Schon seit Mitte des 20. Jahrhunderts haben wesentliche Änderungen in der Flugzeugkonfiguration oder dem Antriebssystem, welche auf wirtschaftliche Gründe zurückzuführen sind, Probleme bezüglich des Flugzeuginnenlärms hervorgerufen [148]. Zur Verhinderung eines unerwünschten Anstieges des Schalldruckpegels hat die Vorhersage des Kabinenlärms daher zunehmend an Bedeutung gewonnen [148]. Seitdem wurden sowohl wesentliche Erkenntnisse zur Identifizierung von Schallquellen und Übertragungswegen gewonnen, als auch signifikante Fortschritte in Bezug auf die Entwicklung von Vorhersagemethoden erzielt, welche im Folgenden in Anlehnung an [5] näher erläutert werden. Fundamentale Grundlagen vibroakustischer Phänomene sind den Ausführungen klassischer Lehrbücher wie [44, 45, 76, 85, 99, 100] zu entnehmen.

2.1.1. Geräuschkulisse in der Flugzeugkabine

Der Flugzeuginnenlärm resultiert aus einer Vielzahl von Schall- und Vibrationsquellen am Flugzeug, die sich innerhalb oder außerhalb des Rumpfes befinden [148]. Gemäß MIXSON UND WILBY [98] sowie WILBY [149] umfassen diese:

- das Druckfeld, welches auf die turbulente Grenzschicht zurückzuführen ist und maßgebend den breitbandigen Lärm in der Kabine erzeugt,
- Propellerlärm, welcher primär ein tonales Spektrum aufweist und dessen Geräuschenstehungsmechanismus mit der Dicke der durch die Luft rotierender Propellerblätter sowie den die Blätter umgebenden aerodynamischen Drücken verbunden ist,
- tonaler sowie breitbandiger Fanlärm, der durch die instationäre Strömung verursacht wird, welche mit den Rotoren und Statoren interagiert [61],
- breitbandiger Strahlärm, welcher durch turbulente Schwankungen im Strömungsfeld erzeugt wird [61],
- Vibrationen der Triebwerke [157], welche durch Unwuchten hervorgerufen werden und über die Triebwerksbefestigung in die Flügelstruktur sowie den Rumpf übertragen werden,
- Vibrationen an den Flügel- und Höhenleitwerksstrukturen, welche aus der Wechselwirkung zwischen der vom Propeller induzierten Wirbelschleppe und den Auftriebsflächen angeregt werden, sowie
- Lärmquellen innerhalb des Flugzeuges, welche Flugzeugsysteme, wie Klimaanlage, Avioniksysteme oder Hydrauliksysteme, einschließen.

Der von diesen Quellen abgestrahlte Schall wird sowohl über Luft- als auch über Körperschallpfade in die Kabine übertragen [149]. Luftschallpfade beschreiben ausgehend von einem akustischen oder aerodynamischen Druckfeld die Transmission des Schalls durch die Flugzeugstruktur in die Kabine [98]. Das hervorgerufene Druckfeld erzeugt dabei eine Druckbelastung auf dem Rumpf und regt die Flugzeugstruktur zu Schwingungen an. Die Schwingungen dieser dünnwandigen Strukturen breiten sich über die Kabinenverkleidung bis in die Kabinenkavität aus und können dort durch das menschliche Ohr wahrgenommen werden [59]. Die luftgebundene Transmission durch dünnwandige Bauteile kann in resonante und nicht-resonante Komponenten klassifiziert werden. Die nicht-resonante Schallübertragung folgt dem BERGER'SCHEN Massegesetz [149]. Die resonante Transmission ist dagegen durch den Effekt der Koinzidenz gekennzeichnet und gilt aufgrund der

damit einhergehenden leichten Anregbarkeit der Struktur mit einer großen Amplitude als dominanter Luftschallpfad, welcher einen wesentlichen Anteil an dem vorherrschenden Kabinenlärm hat [98, 149].

Körperschallpfade sind durch die Übertragung von Schwingungen und Vibrationen durch Strukturen gekennzeichnet, welche als akustischer Schall in die Kabine abgestrahlt werden. Diese Vibrationen sind auf Quellen zurückzuführen, die Schwingungsenergie über Unwuchten, Pulsation oder instationäre aerodynamische Kräfte in die Struktur einleiten [98, 149].

Neben den vom Flugzeugtyp abhängigen Schallquellen und deren Übertragungsweg wird der Charakter und das Niveau des Kabinenlärms außerdem von akustischen Eigenschaften der Kabinenkavität bestimmt [149]. Die Anregung akustischer Moden kann den Schalldruckpegel lokal verstärken und insbesondere im Bereich tiefer Frequenzen ausgeprägte Resonanzeffekte hervorrufen [156]. Die durch die Kabinenmöblierung gewährleistete Schalldämpfung wird jedoch als ausreichend betrachtet, um diese akustischen Resonanzen zu unterdrücken [149].

Insbesondere das Antriebssystem sowie die den Rumpf umgebende turbulente Grenzschicht gelten als Hauptursache für den Kabinenlärm und liefern einen signifikanten Beitrag zu den Schalldruckpegeln innerhalb der Kabine [148]. Die Gesamtschallimmission, die auf den Passagier einwirkt, ergibt sich aus der Kombination der Schallemissionen aller wirkenden Schallquellen sowie deren Übertragung über verschiedene Transmissionspfade in die Flugzeugkabine. Die relevanten Schallquellen und deren Übertragungswege sind in Abbildung 2.1 anhand eines Turbofan- sowie eines Turbopropflugzeugs zusammengefasst.

Im Fokus dieser Arbeit steht die akustische Anregung durch den Propellerlärm, welcher aufgrund der Verwendung effizienter Propellerantriebe für zukünftiger Flugzeugentwürfe im Rahmen der Erreichung der Klimaziele für die Bewertung der Kabinenakustik eine besondere Beachtung erfordert [56]. Zur Verdeutlichung der Lärmcharakteristik von Propellerantrieben sei zu ergänzen, dass das Frequenzspektrum des von den rotierenden Propellern erzeugten Druckfeldes von diskreten Frequenzen dominiert wird [121]. Diese entsprechen der Blattfolgefrequenz $f_{b,1}$, welche sich gemäß

$$f_{b,1} = n_b \Omega_b \quad (2.1)$$

aus dem Produkt der Anzahl der Blätter n_b und der Drehzahl des Propellers Ω_b ergibt, sowie deren Harmonischen, die als ganzzahlige Vielfache k der Blattfolgefrequenz auftreten und sich zu

$$f_{b,k} = k f_{b,1}, \quad k \in \mathbb{N}, k > 1 \quad (2.2)$$

berechnen [101, 149]. Insbesondere gelten die Blattfolgefrequenz sowie die ersten zwei bis drei Harmonischen als störend und beeinträchtigen den Passagierkomfort somit erheblich [67]. Ferner ist der Propellerlärm durch eine starke Richtwirkung charakterisiert, bei der die maximale Abstrahlung in der Propellerebene erfolgt und in bzw. gegen Flugrichtung keine Abstrahlung stattfindet [98, 109]. Diese gerichtete Schallabstrahlung bewirkt eine dominante Übertragung des Propellerlärms über die Seitenwände des Rumpfes, die es mittels Lärmschutzmaßnahmen zu kontrollieren gilt [149].

Basierend auf den Erkenntnissen zu den Schallquellen und Schallpfaden am Flugzeugen wird im folgenden Abschnitt eine Übersicht über verschiedene Verfahren zur numerischen Analyse vibroakustischer Probleme gegeben. Dabei wird insbesondere auf die numerische Untersuchung des vibroakustischen Verhaltens eines gekoppelten Systems aus Struktur und Fluid unter Anwendung der FEM eingegangen.

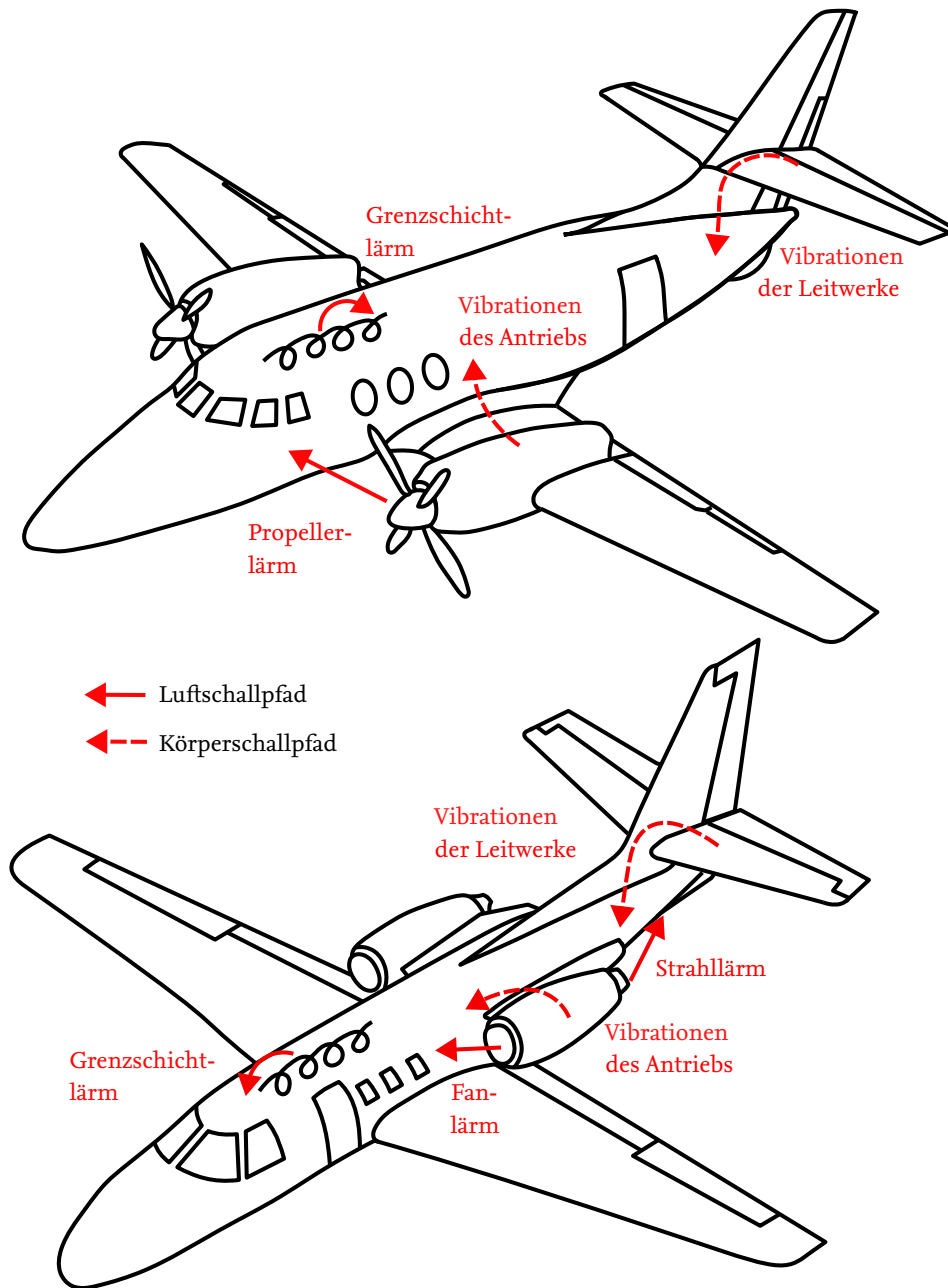


Abbildung 2.1.: Wesentliche Schallquellen und Übertragungspfade an Turbofan- und Turbopropflugzeugen (aus [5]; in Anlehnung an [149]).

2.1.2. Numerische Betrachtungen zur Vorhersage des Kabinenlärms

Die Integration der Kabinenlärmbewertung in den frühen Phasen des Entwurfsprozesses erfordert zuverlässige Simulationsmodelle und Berechnungsmethoden. Die numerische Simulation vibroakustischer Vorgänge kann mittels verschiedener Verfahren erfolgen, deren Auswahl ebenso wie der Fidelitätsgrad der Modelle in Abhängigkeit des zu betrachtenden Frequenzbereiches definiert ist [7, 109]. Im tieffrequenten Bereich, welcher durch eine geringe modale Dichte und deutlich abgrenzbaren Resonanzen charakterisiert ist, werden deterministische Berechnungsverfahren zur

numerischen Lösung partieller Differentialgleichungen, wie die FEM [158] oder auch die Randelementmethode (englisch: *Boundary element method*, BEM) [8], angewendet [7]. Die wesentliche Idee dieser beiden Methoden besteht in der Überführung eines Kontinuumproblems in ein diskretes Problem durch die Unterteilung des betrachteten Gebiets in eine finite Anzahl an Knoten und Elementen. Während sich dies bei der BEM nur auf den Rand des Gebiets beschränkt, erfordert die FEM die Diskretisierung des gesamten Gebiets [102]. Eine zuverlässige Vorhersage mittels dieser Verfahren erfordert Simulationsmodelle, welche die Eigenschaften von Struktur und akustischem Fluid sowie auch die Geometrien mit hohem Detailgrad abbilden [6]. Zusätzlich unterliegt die Netzauflösung einer Frequenzabhängigkeit, um eine geeignete Diskretisierung und die Konvergenz des Problems zu gewährleisten [92]. Der hohe Frequenzbereich zeichnet sich dagegen durch eine hohe modale Dichte und eine starke modale Überlappung aus [10]. In diesem Frequenzbereich zeigt die vibroakustische Antwort des Systems eine deutliche Sensitivität gegenüber Fertigungstoleranzen und kleinen Variationen in den geometrischen oder physikalischen Modellparametern [10, 89]. Angesichts dieser Sensitivitäten werden energiebasierte und statistische Berechnungsverfahren herangezogen, unter denen die Statistische Energie Analyse (SEA) [71, 89] als etablierte Methode gilt. Die Modellierung erfolgt dabei in Subsystemen, die gemäß ihrer groben geometrischen Formen und dynamischen Materialeigenschaften beschrieben werden [43]. Innerhalb dieser Subsysteme wird die Energieübertragung und -speicherung analysiert, welche bei einer ausreichend hohen modalen Dichte statistisch erfasst werden kann [43, 89]. Im mittleren Frequenzbereich wird das Schwingverhalten sowohl von den Effekten bei niedrigen als auch bei hohen Frequenzen beeinflusst [7]. Die deterministischen Verfahren sowie auch die SEA sind in diesem Bereich mit Herausforderungen bei der Berechnung konfrontiert, welche einerseits auf den zunehmenden Einfluss von Unsicherheiten in den Modellparametern und andererseits auf eine nicht ausreichend hohe modale Dichte zurückzuführen sind [10]. Dies motiviert den Einsatz hybrider Verfahren, die deterministische und statistische Ansätze vereinen [25, 81].

Angesichts der Beschränkung der akustischen Antwortanalyse auf die vom Propeller verursachte tieffrequente Druckerregung auf der Rumpfhaut, richtet sich der Fokus dieser Arbeit auf die Anwendung der FEM zur Untersuchung vibroakustischer Systeme. Das Verhalten eines solchen Systems ist geprägt durch die Wechselwirkungen einer schwingenden Struktur und einem akustischen Fluid, die es über gekoppelte Berechnungsansätze zu berücksichtigen gilt. Diese Fluid-Struktur-Interaktion bewirkt, dass Vibrationen einer Struktur eine Bewegung angrenzender Fluidteilchen hervorruft, während der Schalldruck im Fluid die Struktur zu Schwingungen anregt [102]. In der Literatur [6, 7, 70, 102] wird hierbei eine starke und eine schwache Kopplung unterschieden. Eine starke Kopplung erfordert die simultane Lösung der Fluid- und der Strukturgleichung unter Berücksichtigung von Kopplungsbedingungen an der Interaktionsfläche der beiden Gebiete [7, 70]. Ist der Einfluss der Druckbelastung des Fluids auf die Struktur vernachlässigbar, können die strukturelle und die akustische Gleichung sequentiell gelöst werden, was eine schwache Kopplung repräsentiert [70]. ATALLA UND BERNHARD [6] haben zur Bewertung der Kopplungsstärke ein Kriterium

$$\lambda_C = \frac{\rho_F c_F}{\rho_S d \omega} \quad (2.3)$$

eingeführt, welches für $\lambda_C < 1$ eine schwache Kopplung und für $\lambda_C \geq 1$ eine starke Kopplung definiert. Hierin sind ρ_F die Dichte des Fluids, c_F die Schallgeschwindigkeit des Fluids, ρ_S die strukturelle Dichte, d die charakteristische Dicke der Struktur sowie ω die Kreisfrequenz. Da dieses Kriterium weder die Geometrien noch die Eigenschaften von Struktur und Fluid berücksichtigt, ist λ_C jedoch für eine Bewertung der Kopplungsstärke nicht hinreichend [6]. So ist der Einfluss einer flachen akustischen Kavität auf das strukturdynamische Verhalten einer Platte nicht zu vernachlässigen, wie es beispielsweise an dem doppelwandigen Flugzeugrumpf und dem davon eingeschlos-

senen akustischen Fluid der Fall ist [33]. Aus diesem Grund wird üblicherweise bei der Untersuchung eines Fluid-Struktur-Systems eine stark gekoppelte Analyse durchgeführt [112]. BLECH [11] hat die Anwendung einer schwachen Kopplung für den zu betrachtenden Fall eines Flugzeugrumpfes im Rahmen effizienter Lösungsstrategien untersucht und gezeigt, dass mit steigender Frequenz aufgrund der reziprok proportionalen Abhängigkeit zwischen λ_C und ω eine schwache Kopplung gerechtfertigt ist. Im tieffrequenten Bereich hat sich jedoch eine starke Kopplung als erforderlich erwiesen [11], die basierend auf den diskretisierten, entkoppelten Differentialgleichungen für Struktur und Fluid mathematisch beschrieben werden kann.

Für das entkoppelte Fluidgebiet ergibt sich aus der räumlichen Diskretisierung der HELMHOLTZ-Gleichung das Gleichungssystem zu

$$[-\omega^2 \mathbf{M}_F + i\omega \mathbf{C}_F + \mathbf{K}_F] \mathbf{p}(\omega) = \mathbf{f}_F(\omega), \quad (2.4)$$

bei welchem eine Unterteilung in k_F Knoten $\mathbf{M}_F, \mathbf{C}_F, \mathbf{K}_F \in \mathbb{R}^{k_F \times k_F}$ die Massen-, Dämpfungs- und Steifigkeitsmatrix des akustischen Fluids beschreiben [54]. Die Vektoren $\mathbf{p}(\omega)$ und $\mathbf{f}_F(\omega)$ enthalten die Knotenwerte des Schalldrucks sowie die der akustischen Anregung bei der Kreisfrequenz ω . Außerdem stellt i die imaginäre Einheit dar.

Analog zu Gleichung (2.4) ist das strukturelle Gleichungssystem, welches in diskretisierter Form über k_S Freiheitsgrade verfügt, durch

$$[-\omega^2 \mathbf{M}_S + i\omega \mathbf{C}_S + \mathbf{K}_S] \mathbf{u}(\omega) = \mathbf{f}_S(\omega) \quad (2.5)$$

auszudrücken [54]. Die Matrizen $\mathbf{M}_S, \mathbf{C}_S, \mathbf{K}_S \in \mathbb{R}^{k_S \times k_S}$ beschreiben die Masse, Dämpfung und Steifigkeit der Struktur. Die Vektoren $\mathbf{u}(\omega)$ und $\mathbf{f}_S(\omega)$ fassen die strukturellen Verschiebungsfreiheitsgrade sowie die strukturellen Lasten zusammen.

Die Kopplung von Fluid und Struktur erfordert zur Gewährleistung der Kontinuität an der Grenzfläche dieser Teilgebiete, dass die normale Komponente der strukturellen Oberflächengeschwindigkeit mit der Schallgeschwindigkeit des akustischen Fluids korrespondiert [70]. Darüber hinaus sind an der Interaktionsfläche die auf die Struktur wirkenden zusätzlichen akustischen Lasten zu berücksichtigen [112]. Unter Beachtung dieser Kopplungsbedingungen ist das stark gekoppelte Gleichungssystem durch

$$\left(-\omega^2 \begin{bmatrix} \mathbf{M}_S & \mathbf{0} \\ \mathbf{M}_{FS} & \mathbf{M}_F \end{bmatrix} + i\omega \begin{bmatrix} \mathbf{C}_S & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{C}_F \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_S & \mathbf{K}_{FS} \\ \mathbf{0} & \mathbf{K}_F \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} \mathbf{u}(\omega) \\ \mathbf{p}(\omega) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}_S(\omega) \\ \mathbf{f}_F(\omega) \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

zu formulieren [26]. Hierin charakterisieren $\mathbf{M}_{FS} \in \mathbb{R}^{k_F \times k_S}$ sowie $\mathbf{K}_{FS} \in \mathbb{R}^{k_S \times k_F}$ zusätzliche Kopplungsmatrizen, die über die Fluidichte ρ_F durch

$$\mathbf{M}_{FS} = -\rho_F \mathbf{K}_{FS} \quad (2.7)$$

in Beziehung stehen [112]. Mit dem diskretisierten Gleichungssystem für gekoppelte Fluid-Struktur-Systeme ist die Grundlage zur numerischen Analyse der Kabinenakustik im Flugzeug unter Anwendung der FEM geschaffen.

Die Fluid-Struktur-Interaktion veranschaulicht die multidisziplinäre Natur vibroakustischer Probleme, die sich aus den komplexen Wechselwirkungen zwischen einer schwingenden Struktur und einem angrenzenden akustischen Fluid ergeben. Es besteht daher die Notwendigkeit an der Durchführung multidisziplinärer Analysen (englisch: *Multidisciplinary analysis*, MDA), um die Effekte dieser Interaktionen zu berücksichtigen und zuverlässige Vorhersagen des Kabinenlärms zu gewährleisten.

Wie bereits in Abschnitt 2.1.1 angedeutet, wird der Lärmpegel im Inneren eines Flugzeugs jedoch

von zahlreichen Einflussfaktoren determiniert. Dies umfasst unter anderem die Auslegung des Antriebssystems und der Aerodynamik des Flugzeugs. Als die dominanten Schallquellen wirken sich diese durch aeroakustische Effekte auf die Druckanregung aus, welche über die Struktur Schwingungen des Fluids im Flugzeuginneren hervorruft. Darüber hinaus haben die Struktur- und Kabinenauslegung einen Einfluss auf den Kabinenlärm. Sowohl die geometrische Gestaltung als auch die Materialwahl der Primär- und Sekundärstruktur haben direkte Auswirkungen auf die dynamischen Eigenschaften und folglich auf die Schallausbreitung in den dünnwandigen Strukturen und den eingeschlossenen Luftkavitäten. Die Erweiterung der MDA auf weitere Disziplinen ermöglicht somit eine präzise Identifizierung von Optimierungspotentialen und die Entwicklung gezielter Maßnahmen zur Verbesserung der Kabinenakustik unter Berücksichtigung der Gesamtleistung des Flugzeugs. Um dieses Potential nutzen zu können, wird im Flugzeugentwurf die MDAO angewendet, welche im folgenden Abschnitt behandelt wird.

2.2. Multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung im Flugzeugentwurf

Die multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung ist eine etablierte Methode im Flugzeugentwurf, um die Wechselwirkungen zwischen verschiedenen Fachdisziplinen zu berücksichtigen und die formulierten Anforderungen effektiv zu erfüllen [147]. Durch diese ganzheitliche Herangehensweise wird eine effiziente und umfassende Optimierung des Flugzeugentwurfs ermöglicht, die in der Literatur im Rahmen einer Vielzahl an multidisziplinären Flugzeugentwurfsprogrammen angewendet wird. Um an dieser Stelle nur einen kleinen Einblick zu geben, sei beispielhaft das von der NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA) entwickelte Programm FLOPS (FLIGHT OPTIMIZATION SYSTEM) [97] zu nennen, welches zur Bewertung fortschrittlicher Flugzeugkonzepte im Konzept- und Vorentwurf dient [82, 103]. FLOPS beinhaltet sechs Hauptmodule, welche Gewicht, Aerodynamik, Antrieb, Missionsleistung, Start und Landung sowie die Programmsteuerung umfassen [103]. Die Module stützen sich auf empirische bzw. semi-empirische Methoden, sodass die Bewertung von in den Fokus rückenden unkonventionellen Flugzeugkonzepten mit FLOPS nur begrenzt möglich ist [146]. Um eine höhere Flexibilität in Bezug auf den Einsatz neuartiger Technologien im Flugzeugentwurf zu erreichen, entwickelt die NASA das Flugzeugentwurfstool LEAPS (LAYERED AND EXTENSIBLE AIRCRAFT PERFORMANCE SYSTEM) [146], welches als Nachfolger von FLOPS konzipiert ist. Der Fokus der Entwicklung richtet sich auf die Bereitstellung eines Analysewerkzeuges, in welchem die Analysemodule flexibel austauschbar sind. Dadurch kann der Benutzer den Grad der Detaillierung der Analyse wählen, der für den aktuellen Stand des Entwurfsprozesses erforderlich ist.

Ein etabliertes multidisziplinäres Flugzeugentwurfsprogramm für die Konzept- und Vorentwurfsphase aus Deutschland ist PRADO (PRELIMINARY AIRCRAFT DESIGN AND OPTIMIZATION PROGRAM) [52, 53, 147], welches an der TECHNISCHEN UNIVERSITÄT BRAUNSCHWEIG zur Analyse und Bewertung von konventionellen sowie neuen Konfigurationen entwickelt wird. PRADO integriert Entwurfsmodule verschiedener Fachdisziplinen, darunter zählen unter anderem der komponentenweise Aufbau der Flugzeuggeometrie, Aerodynamik, Flugleistung und -eigenschaften, Antriebsauslegung, Fahrwerksauslegung, Bestimmung des Kraftstoffbedarfs für charakteristische Flugmissionen, Massenabschätzung, Strukturauslegung und eine Kostenanalyse. Darüber hinaus erlaubt der Aufbau von PRADO die Integration weiterer Module, wie beispielsweise das Analysetool PANAM (PARAMETRIC AIRCRAFT NOISE ANALYSIS MODULE) [32] zur Ermittlung der Lärmemissionen am Flugzeug entlang der Flugtrajektorie. Im Rahmen von PRADO sind statistische Methoden verfügbar, die mittels einfacher äquivalenter Balken- und Traglinien theorien verbessert werden können und weiterhin durch FEM-Berechnungen sowie Panelverfahren in Bezug auf ihre Genauigkeit gesteigert werden [108].

Ebenso dient die von der TECHNISCHEN UNIVERSITÄT DELFT entwickelte DESIGN AND ENGINEERING ENGINE (DEE) zur Unterstützung der multidisziplinären Analyse und Optimierung im Flugzeugentwurf, welche in Anlehnung an [79, 80] vorgestellt wird. Die DEE zeichnet sich durch eine modulare und offene Architektur aus, die eine Skalierbarkeit und Adaption an verschiedene Entwurfsprobleme erlaubt. Insbesondere sind die Komponenten des Initiators und des Multi-Modell-Generators hervorzuheben, die auf einem wissensbasierter Ansatz (englisch: *Knowledge-based engineering*, KBE) basieren. Der Initiator, welcher einen Satz an Auslegungstools beinhaltet, übernimmt den konzeptionellen Flugzeugentwurf und kann aufgrund des KBE-Ansatzes die Beschränkungen klassischer Handbuchmethoden überwinden, insbesondere bei der Betrachtung neuartiger Flugzeugkonfigurationen. Basierend auf den vom Initiator erzeugten Entwurfsparametern können über den Multi-Modell-Generator automatisiert konsistente Simulationsmodelle mit dediziertem Fidelitätsgrad für diverse Analysetools abgeleitet werden. Die DEE umfasst dabei die Disziplinen der Aerodynamik, der Strukturauslegung, der Aeroelastik, der Massenabschätzung sowie der Flugmechanik. Speziell für die Bereiche Aerodynamik und Strukturauslegung stehen Analysetools unterschiedlicher Fidelität zur Verfügung. Diese reichen von einfachen theoretischen Ansätzen, wie der Balkentheorie oder Panelverfahren, bis hin zur Anwendung numerischer Simulationen mittels der FEM oder der Lösung der NAVIER-STOKES-Gleichungen. KRAKERS [77] erweitert die DEE und den implementierten Multi-Modell-Generators mit Fokus auf den Entwurf eines Flugzeugrumpfes und bezieht neben strukturellen Anforderungen ebenfalls thermische und akustische Aspekte zur Bewertung der Rumpfkonzepte ein.

Auch am DEUTSCHEN ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V. (DLR) wird eine multidisziplinäre, hoch modulare Flugzeugentwurfsumgebung unter Berücksichtigung eines Multi-Fidelitäts-Ansatzes entwickelt [150], die auf dem Integrationsframework RCE (REMOTE COMPONENT ENVIRONMENT) [14] basiert. Im Rahmen dieser multidisziplinären Entwurfsumgebung wird unter anderem das auf Handbuchmethoden fundierte Konzeptentwurfstool OPENAD [150] entwickelt. Dieses kann als eigenständiges Werkzeug für den Gesamtprozess des Flugzeugentwurfs, die Erkundung des Entwurfsraums und Parameteroptimierungen verwendet werden. Durch die Nutzung des zentralen Datenaustauschformats CPACS (COMMON PARAMETRIC AIRCRAFT CONFIGURATION SCHEMA) [3] zum Datenimport und -export, auf welches in Kapitel 3 näher eingegangen wird, kann OPENAD sowohl mit DLR-interner als auch externer Software gekoppelt werden, wie anschließende Analysetools mit hohem Fidelitätsgrad zur detaillierten Strukturauslegung oder aerodynamischen Bewertung [150]. Die Ergebnisse aus OPENAD dienen dabei als Eingangsdaten für Analysen mit hohem Fidelitätsgrad, die innerhalb eines multidisziplinären Optimierungsprozesses zusammengeführt werden, um ein optimales Design zu erreichen [150].

Eine umfassende Übersicht weiterer Flugzeugentwurfsprogramme auf Basis einer multidisziplinären Analyse und Optimierung kann HOSSEINI ET AL. [60] entnommen werden. Neben der Realisierung von Flugzeugentwurfsprogrammen ist auch die Entwicklung einzelner Analysewerkzeuge und -methoden zur Einbindung in den MDAO-Prozess im Fokus der Forschung, die mit einer höheren Zuverlässigkeit die Realität abbilden. Beispiele hierfür sind die Arbeiten von KLIMMEK ET AL. [73], MARTINS [94], ÖSTERHELD ET AL. [107] oder WUNDERLICH [151] für hochgenaue aerodynamischen und strukturellen Verfahren, welche unter einer gekoppelten Betrachtung zuverlässige aeroelastische Untersuchungen erlauben. Darüber hinaus ist die Arbeit von PETSCH ET AL. [110], in welcher ein Werkzeug zur detaillierten Strukturdimensionierung vorgestellt wird, und die Veröffentlichung von DELFS ET AL. [32] zur präzisen Flugzeuglärmvorhersage zu nennen.

WERNER-WESTPHAL ET AL. [147] heben hervor, dass neue Anforderungen an das Flugzeugkonzept, welche auf die verstärkte Beachtung von Umweltaspekten zurückzuführen sind, möglichst früh in den Entwurfsprozess zu berücksichtigen sind. Auf diese Weise können diese Kriterien erfüllt werden, ohne die wirtschaftlichen und leistungsbezogenen Entwurfsziele des Flugzeugs übermäßig zu

beeinträchtigen. Die steigende Anzahl an Anforderungen verdeutlicht die Notwendigkeit an Modellen und Analysemethoden mit hohem Fidelitätsgrad, um die damit einhergehend zunehmende Komplexität des Entwurfsprozesses zu bewältigen. Insbesondere gilt dies für unkonventionelle, neuartige Flugzeugkonfigurationen, für die keine empirischen Modelle verfügbar und daher Methoden basierend auf physikalischen Modellen erforderlich sind. [147]

Trotz steigender Rechenleistungen stellt der hohe Rechenbedarf eine große Herausforderungen bei der Integration von Analysemethoden mit hohem Fidelitätsgrad dar [46, 48, 106]. Dies gilt speziell für vibroakustische FEM-Analysen aufgrund des in Abschnitt 2.1.2 beschriebenen erforderlichen hohen Detaillierungsgrades in der Modellierung, der Kopplung zwischen Struktur und Fluid, der Frequenzabhängigkeit sowie einer frequenzabhängigen Netzauflösung. Um die bestmögliche Lösung für das Entwurfsproblem zu finden, ist im Kontext des Optimierungsprozesses eine Vielzahl an Flugzeugkonzepten zu evaluieren, welche eine hohe Anzahl an Ausführungen der hochgenauen Analysen bedingen. Dies steht jedoch im Kontrast zu der Anforderung einer schnellen Bewertung im MDAO-Prozess. Eine effiziente Lösung bietet der Einsatz von Surrogatmodellen, welche die rechnerisch teuren Simulationen ersetzen und in Abschnitt 2.2.1 behandelt werden.

Ein weiteres großes Forschungsfeld der MDAO befasst sich mit mathematischen Optimierungsalgorithmen sowie den MDAO-Architekturen [95]. Hervorzuheben ist die Hauptherausforderung der MDAO, die Kopplung der einzelnen Disziplinen bzw. Komponenten des betrachteten Systems zu verwalten, für welche die MDAO-Architekturen eine konsistente und formale Grundlage bieten [95]. Ein häufig betrachtetes Problem, welches in diesem Zusammenhang erforscht wird, ist die Mehrzieloptimierung. Aufgrund des Vorhandenseins von gegensätzlichen Zielen, wie es zwischen der Kabinenakustik und der Strukturauslegung besteht, gewinnt diese im Flugzeugentwurf an Relevanz. Abschnitt 2.2.2 widmet sich daher der Erörterung von Optimierungsansätzen zur Berücksichtigung mehrerer Zielgrößen.

2.2.1. Erstellung von Surrogatmodellen zur Kabinenlärmvorhersage

Die Integration hochauflösender Analysemethoden, die Betrachtung einer Vielzahl von Entwurfsvariablen und die Berücksichtigung zahlreicher Disziplinen in einem MDAO-Prozess resultieren in einer wesentlichen rechnerischen Belastung [122]. Zur Bewältigung dieser Herausforderung haben sich Surrogatmodelle, auch bekannt als Metamodelle oder Antwortflächenmodelle, als leistungsstarkes Werkzeug etabliert, welches ein vereinfachtes, signifikant recheneffizienteres Modell unter der Gewährleistung einer ausreichenden Genauigkeit bereitstellt [96, 122].

ELDRED UND DUNLAVY [38] klassifizieren Surrogatmodelle in Datenanpassungsmodelle, Multi-Fidelitätsmodelle und Modelle reduzierter Ordnung (englisch: *Reduced-Order Model*, ROM). Datenanpassungsmodelle sind approximative Modelle einer funktionalen Ausgabe, die auf einer Kurvenanpassung an Daten basieren, welche aus dem komplexen Originalmodell stammen [96]. Da die Daten ihren Ursprung aus physikalischen oder numerischen Experimenten haben können, besteht eine wesentliche Anforderung darin, auf eine geringe Anzahl an teuren Modellauswertungen unter Einhaltung einer ausreichenden Genauigkeit zurückzugreifen [2]. Beschränkt wird dies jedoch durch den *Fluch der Dimensionalitäten* [46, 96]. Dieser beschreibt, dass mit zunehmender Anzahl an Entwurfsvariablen auch die Anzahl der erforderlichen Modellauswertungen zur Erstellung eines ausreichend genauen Surrogatmodells steigt [96]. Neben der Anwendung von Datenanpassungsmodellen zur kostengünstigen Vorhersage dienen diese außerdem als Grundlage zur surrogatbasierten Optimierung (SBO), welche in Abschnitt 2.2.2 näher behandelt wird, oder zur Quantifizierung des Einflusses unsicherer Parameter im Rahmen von Sensitivitätsanalysen [78]. Diese Anwendungsfälle erfordern eine wiederholte Auswertung derselben Funktion und können von den intrinsisch statistischen Eigenschaften der datenangepassten Surrogatmodelle in Bezug auf die Effizienz profitieren [154].

Der zweite Typ der Multi-Fidelitätsmodelle entspricht physikbasierten Modellen, die Daten verschiedener Fidelitätsstufen kombinieren [153]. Der Fidelitätsgrad der Modelle kann beispielsweise durch eine gröbere Diskretisierung, einer reduzierten Elementordnung oder das Vereinfachen physikalischer Annahmen variiert werden und resultiert im Vergleich zu den hochgenauen Modellen in einer geringeren Rechenzeit [38].

ROMs werden aus einem hochgenauen Modell unter Verwendung einer reduzierten Basis abgeleitet, wie den aus der Modalanalyse resultierenden Eigenmoden oder Singulärvektoren einer Proper Orthogonal Decomposition [9]. Diese Reduzierung führt zu einer Projektion des ursprünglich hochdimensionalen Systems auf eine kleine Anzahl an generalisierten Koordinaten. [38]

ROMs haben sich in der Literatur wie [12, 112] als effizienter Ersatz der Modelle mit hohem Fidelitätsgrad herausgestellt, weisen allerdings den Nachteil auf, dass die Implementierung dieser Techniken Zugriff auf den Quellcode des numerischen Lösers erfordert [17]. Daher sind diese nicht auf kommerzielle FEM-Programme (z.B. NASTRAN) anwendbar, welche im Rahmen dieser Masterarbeit eingesetzt werden. Demgegenüber haben KOHLSCHKE ET AL. in ihrer Studie [75] aufgezeigt, dass die Anwendung von Multi-Fidelitätsmodellen für akustische Simulationen aufgrund der bestehenden Frequenzabhängigkeit des Detaillierungsgrades in der Modellierung bei höheren Frequenzen zu Ungenauigkeiten führt und das Potential dieser Surrogatmodelle in weiteren Studien analysiert werden muss. Die Ausführungen der vorliegenden Masterarbeit beschränken sich daher auf datenangepasste Surrogatmodelle, die sich in diversen Veröffentlichungen bereits als geeignet für die vibroakustische Vorhersage herausgestellt haben. KOHLSCHKE ET AL. [74] haben ein Surrogatmodell zur Prognose der Innenakustik eines vereinfachten Autokabinenmodells auf Basis von BEM-Simulationen erstellt und erhalten eine maximale Abweichung von 7%, welche für die praktische Anwendung eines Optimierungsprozesses als ausreichend bewertet wird. İBRAHİM ET AL. [63] verwenden datenangepasste Surrogatmodelle zur Lärmvorhersage an elektrischen Motoren. Zur Bewertung der akustischen Leistung von verschiedenen Variationen der Motorgeometrien wird ein Simulationsverfahren auf Basis der FEM verwendet. Die Evaluierung der entwickelten Surrogatmodelle demonstriert eine gute Vorhersagefähigkeit [63]. KRAKERS [77] führt in seiner Dissertation eine multikriterielle Optimierung zum Entwurf eines Flugzeugrumpfes unter Beachtung der Struktur- auslegung, thermischer sowie akustischer Anforderungen durch, für welche jeweils ein datenangepasstes Surrogatmodell erstellt wird. Insbesondere sei das Surrogatmodell der akustischen Anforderung hervorgehoben, welches das Schalldämmmaß approximiert und einen geringen Fehler von maximal 2% aufweist [77]. Darüber hinaus werden Studien durchgeführt, die sich mit der Prognose des Schalldämmmaßes von unendlichen und endlichen Platten mithilfe von datenangepassten Surrogatmodellen befassen. ZAPAROLI CUNHA ET AL. [155] betrachten in diesem Zusammenhang analytische sowie numerische Methoden und zeigen auf, dass die analysierten Surrogatmodelle das Potenzial zur Anwendung als informelles Entscheidungswerkzeug in Optimierungsprozessen haben. Aufgrund der Einschränkung der vorliegenden Arbeit auf datenangepasste Surrogatmodelle werden diese im Folgenden lediglich als "Surrogatmodelle" bezeichnet.

Die Erstellung eines Surrogatmodells erfolgt gemäß dem in Abbildung 2.2 dargestellten schematischen Ablauf. Der erste Schritt besteht in der Auswahl von n_s Stichproben

$$\mathbf{X} = \left[\mathbf{x}^{(1)}, \mathbf{x}^{(2)}, \dots, \mathbf{x}^{(n_s)} \right]^T, \quad (2.8)$$

deren Vektoren $\mathbf{x}^{(i)} = \left[x_1^{(i)}, x_2^{(i)}, \dots, x_{n_e}^{(i)} \right]^T$ die Werte für die n_e Entwurfsvariablen beinhalten und innerhalb des Entwurfsraumes D gemäß $\mathbf{x}^{(i)} \in D$ mit $i = 1, 2, \dots, n_s$ definiert sind [46]. Der Entwurfsraum D wird definiert durch die untere Grenze \underline{x} sowie die obere Grenze \bar{x} der einzelnen

Entwurfsvariablen x zu

$$\underline{x}_j \leq x_j \leq \bar{x}_j, \quad j = 1, 2, \dots, n_e. \quad (2.9)$$

Die Festlegung der Stichproben erfolgt mittels einer statistischen Versuchsplanung (englisch: *Design of experiments*, DOE) [2]. Typische Methoden für das DOE sind unter anderem Full-factorial Sampling und Latin Hypercube Sampling (LHS) [139]. An diesen Stichproben wird das rechnerisch aufwändige Modell mit hohem Fidelitätsgrad zu

$$y^{(i)} = f(\mathbf{x}^{(i)}) \quad (2.10)$$

ausgewertet und liefert somit die Stützpunkte $(\mathbf{x}^{(i)}, y^{(i)})$ mit $i = 1, 2, \dots, n_s$, die auch als Trainingsdaten bezeichnet werden [46]. Eine Anforderung besteht in der Auswahl eines effektiven Stichprobenplans, um den rechnerischen Aufwand zur Erstellung des Surrogatmodells so gering wie möglich zu halten und gleichzeitig eine hohe Vorhersagegenauigkeit des Surrogatmodells sicherzustellen [46]. Dies umfasst eine geeignete Wahl der Anzahl sowie auch der Positionierung der Stichproben. Unter den verschiedenen verfügbaren Stichprobenmethoden ist insbesondere das Latin Hypercube Sampling hervorzuheben, welches aufgrund seiner raumfüllenden Eigenschaften und der geringen Stichprobengrößen häufig Anwendung findet [2, 78, 154].

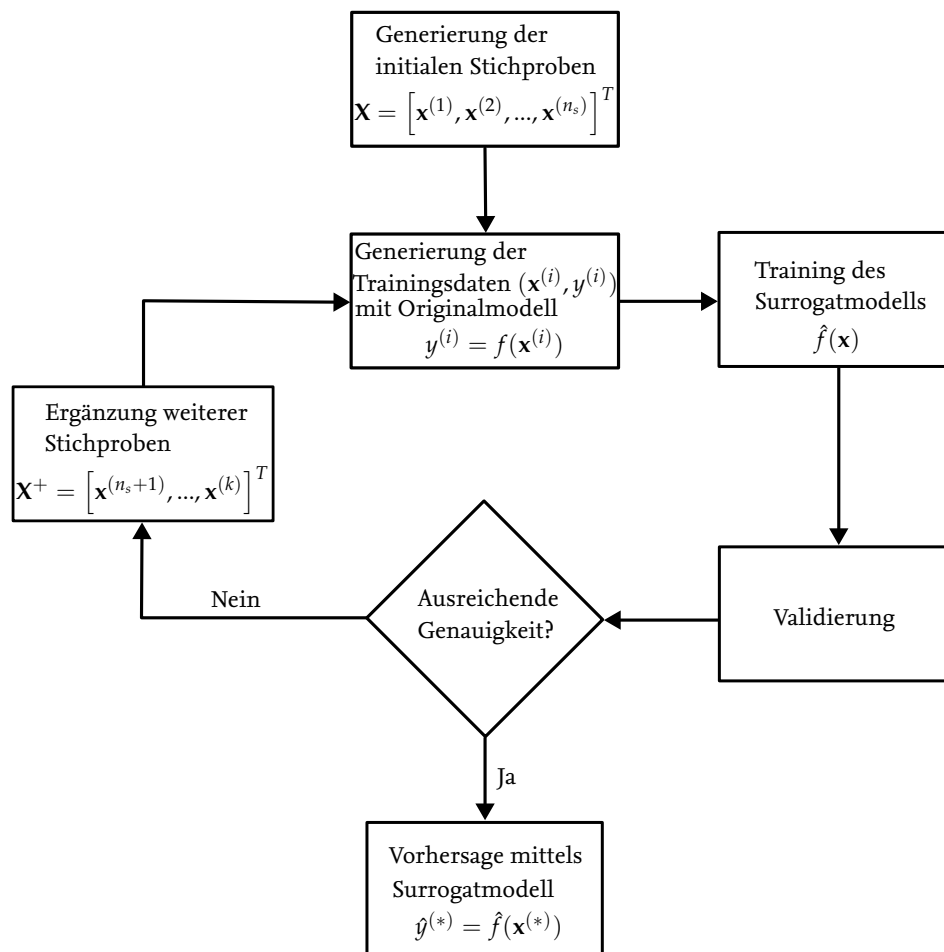


Abbildung 2.2.: Praktische Vorgehensweise zur Erstellung von datenangepassten Surrogatmodellen (in Anlehnung an [46, 122, 154]).

Nach der Generierung der Trainingsdaten wird das Surrogatmodell unter Anwendung eines Interpolations- oder Regressionsalgorithmus erstellt und liefert somit eine Approximation $\hat{f}(\mathbf{x}^{(i)})$ des Originalmodells $f(\mathbf{x})$ [17]. Typische Methoden sind unter anderem künstliche neurale Netzwerke, GAUSS-Prozess-Regression, Support Vector Regression, Moving Least Squares und Regression Trees [131]. Die Wahl eines geeigneten Algorithmus für die Surrogatmodellierung ist sowohl von der Anzahl an Entwurfsvariablen als auch von der Stichprobengröße abhängig [46]. In der vorliegenden Arbeit wird eine Beschränkung auf wenige Entwurfsvariablen sowie eine geringe erforderliche Anzahl an Stichproben festgelegt, um den Rechenaufwand zur Erstellung des Surrogatmodells möglichst gering zu halten. KUDELA UND MATOUSSEK [78] geben einen Überblick über die aktuellen Fortschritte und Anwendungen von Surrogatmodellen für Finite Elemente-Berechnungen. Insbesondere wird in dieser Veröffentlichung die GAUSS-Prozess-Regression, welche auch als Kriging bekannt ist, als geeignete und gängige Methode hervorgehoben, welche eine hohe Genauigkeit bei Problemen mit weniger als ca. 50 Entwurfsvariablen aufweist. Auch künstliche neurale Netzwerke werden als häufig verwendete Methode identifiziert. Voraussetzung für eine gute Annäherung mittels künstlicher neuronaler Netzwerke an das Verhalten des Originalmodells ist, dass ein großer Satz an Trainingsdaten zur Verfügung steht [78, 155]. Damit ist dieser Algorithmus für das im Rahmen dieser Arbeit zu entwickelnde Surrogatmodell nicht geeignet. Ebenso führen ROSHANIAN ET AL. [122] Surrogatmodelle auf Basis von Kriging als weit verbreitete Methode zur Approximation von FEM-Rechnungen auf. ZAPAROLI CUNHA ET AL. [154] bieten einen umfassenden Einblick in die Anwendung von verschiedenen Methoden zur Surrogatmodellierung mit dem Fokus auf strukturdynamische und vibroakustische Probleme. Auch in dieser Veröffentlichung wird betont, dass Kriging eine gute Leistung bei kleinen und niedrigdimensionalen Stichprobenplänen aufweist. FORRESTER ET AL. [46] schränken die Nutzung von Kriging weiter ein auf weniger als 20 Entwurfsvariablen sowie maximal 500 Stichproben. Einen Ansatz zur Verbesserung der Kriging-Modelle für die Anwendung auf hochdimensionale Entwurfsräume wird von BOUHLEL ET AL. [16] vorgestellt. In den Untersuchungen von IBRAHIM ET AL. [63] und ZAPAROLI CUNHA ET AL. [155] werden verschiedene Methoden der Surrogatmodellierung am Anwendungsfall akustischer Vorhersagen verglichen, bei welchen die Surrogatmodelle auf Basis von Kriging insgesamt gute Ergebnisse liefern. Auch die Studie von KOHLSCHE ET AL. [74] zeigt die Anwendbarkeit von Kriging für die Erstellung von Surrogatmodellen zur Innenlärmvorhersage von Fahrzeugen und demonstriert damit die Fähigkeit des Kriging-Ansatzes, die charakteristische Frequenzantwort zu erfassen.

Eine Voraussetzung für Surrogatmodelle zur kosteneffizienten Vorhersage des Modellverhaltens besteht darin, eine global hohe Genauigkeit bei der Approximation an das Originalmodell zu erreichen. Um dies sicherzustellen, wird im Anschluss an das Modelltraining eine Validierung durchgeführt [46]. Resultiert aus der Validierung eine unzureichende Vorhersagegenauigkeit, werden weitere Stichproben ergänzt, mit denen das Modell erneut trainiert und bewertet wird. Das resultierende Surrogatmodell erlaubt damit die Vorhersage neuer, unabhängiger Datenpunkte $\mathbf{x}^{(*)}$ zu

$$\hat{y}^{(*)} = \hat{f}(\mathbf{x}^{(*)}). \quad (2.11)$$

Der Fokus dieser Arbeit liegt nicht auf der Entwicklung eines optimierten Surrogatmodells. Vielmehr zielt die Arbeit darauf ab zu prüfen, ob die Bewertung der Kabinenakustik mittels eines Surrogatmodells im Rahmen eines MDAO-Prozesses adäquat abgebildet werden kann. Daher wird im Folgenden auf einen Vergleich verschiedener Ansätze der statistischen Versuchsplanung sowie der Interpolations- bzw. Regressionsalgorithmen zur Erstellung des Surrogatmodells verzichtet. Stattdessen wird auf das Latin Hypercube Sampling sowie Kriging zurückgegriffen, welche in der Literatur bereits hinreichend genaue Surrogatmodelle in der FEM-basierten und vibroakustischen Anwendung auf Basis von kleinen Stichprobengrößen erzeugen können. Die Aspekte der Stich-

probenerstellung durch Latin Hypercube Sampling, des Modelltrainings mittels Kriging sowie der Validierung werden im Folgenden näher erläutert.

Latin Hypercube Sampling in der statistischen Versuchsplanung

Latin Hypercube Sampling ist eine statistische Methode zur Versuchsplanerstellung, welche auf der multidimensionalen Erweiterung des lateinischen Quadratschemas, sogenannten lateinischen Hyperwürfeln, basiert [46]. Zur Erzielung einer raumfüllenden Verteilung der Stichproben wird der Entwurfsraum in jeder Dimension in disjunkte Intervalle eingeteilt, in denen die Stichproben basierend auf einem zufälligen Prozess generiert werden [46, 132]. Dies geschieht unter Einhaltung der Bedingung, dass in jedem besetzten Intervall entlang der Dimensionsachse keine weitere Stichprobe vorliegt und resultiert in einer gleichmäßigen Projektion der Stichproben auf jede Dimension [96]. Abbildung 2.3 illustriert beispielhaft die raumfüllenden Eigenschaften des LHS im Vergleich zu Zufallsstichproben, welche eine ungleichmäßige Verteilung mit Clustern und Lücken aufweisen. Dies wird anhand von zehn generierten Stichproben im zweidimensionalen Entwurfsraum mit den Entwurfsvariablen x_1 und x_2 verdeutlicht.

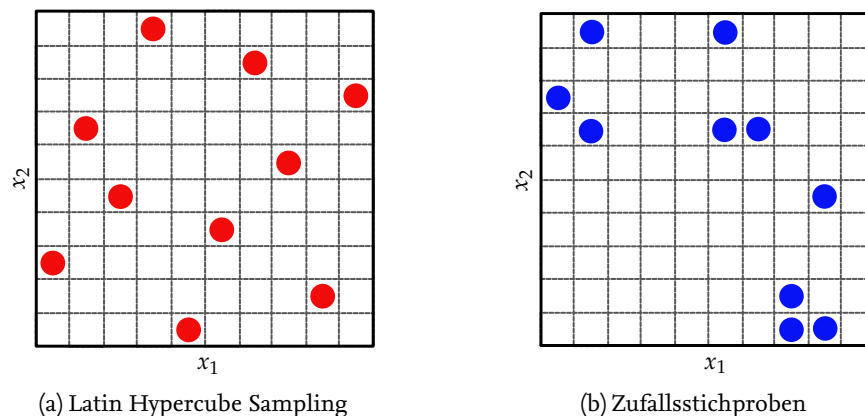


Abbildung 2.3.: Gegenüberstellung der Stichprobenmethoden Latin Hypercube Sampling und Zufallsstichproben anhand eines zweidimensionalen Beispiels (in Anlehnung an [96, 111]).

Kriging-Ansatz zur Approximation des akustischen Verhaltens

Kriging ist eine statistische Methode zur Interpolation von Daten, die zur Approximation hochgradig nichtlinearer technischer Simulationen dient [96]. Das Kriging-Modell, welches eine Funktion $f(\mathbf{x})$ durch $\hat{f}(\mathbf{x})$ approximiert, besteht aus einer Funktion $\mu(\mathbf{x})$ zur Erfassung eines Teils des Funktionsverhaltens sowie einer Abweichung $Z(\mathbf{x})$, die eine normalverteilte Zufallsvariable mit einem Mittelwert von 0 und der Varianz σ^2 beschreibt [69, 96]. Dies lässt sich mathematisch zu

$$\hat{f}(\mathbf{x}) = \mu(\mathbf{x}) + Z(\mathbf{x}) \quad (2.12)$$

formulieren. Je nach Wahl der Funktion $\mu(\mathbf{x})$ wird zwischen verschiedenen Kriging-Verfahren unterschieden. In der Literatur wird häufig die Wahl einer konstante Funktion $\mu(\mathbf{x}) = \mu$ empfohlen [72, 120]. Diese entspricht der Mittelung der Simulationsergebnisse über den Entwurfsraum, für welche das Verfahren als Ordinary Kriging bezeichnet wird [72].

Die zentrale Idee von Kriging zur Vorhersage an noch nicht beobachteten Punkten beruht auf der Annahme einer räumlichen Korrelation der Abweichungen $Z(\mathbf{x})$ [69, 96]. Dies impliziert, dass die beobachteten Simulationsantworten an nahe beieinander liegenden Stichproben \mathbf{x} sich ähnlicher

sind als an Punkten, die weiter voneinander entfernt sind [96]. Daher wird die Annahme getroffen, dass die Korrelation zwischen den Abweichungen der Punkte $\mathbf{x}^{(i)}$ sowie $\mathbf{x}^{(j)}$ im Entwurfsraum D mit n_e Entwurfsvariablen der Funktion einer gewichteten Distanz zwischen den Punkten entspricht [69]. Für die Korrelationsfunktion gilt [69, 124]:

$$R(\mathbf{x}^{(i)}, \mathbf{x}^{(j)}) = \exp \left[- \sum_{k=1}^{n_e} \theta_k |x_k^{(i)} - x_k^{(j)}|^{p_k} \right], \quad \theta_k \geq 0, p_k \in [1, 2]. \quad (2.13)$$

Darin kann θ_k als Gewichtung der Variable x_k und p_k als Maß der Glattheit der Korrelationsfunktion in der Dimension k des Entwurfsraumes D interpretiert werden [69]. θ_k und p_k sind sogenannte Hyperparameter [137], die vor dem Modelltraining festgelegt werden und einen direkten Einfluss auf die Vorhersagefähigkeit des Modells haben [152]. Zum Erhalt eines effektiven Surrogatmodells ist daher eine Optimierung der Hyperparameter erforderlich [152].

Ein Kriging-Modell, welches mit den Stichproben $\mathbf{X} = [\mathbf{x}^{(1)}, \mathbf{x}^{(2)}, \dots, \mathbf{x}^{(n_s)}]^T$ und den zugehörigen Simulationsergebnissen $\mathbf{y} = [y^{(1)}, y^{(2)}, \dots, y^{(n_s)}]^T$ trainiert wird, liefert die Vorhersage der Funktion $f(\mathbf{x})$ an dem unbekanntem Punkt $\mathbf{x}^{(*)}$ gemäß [69] durch

$$\hat{y}^{(*)} = \hat{f}(\mathbf{x}^{(*)}) = \mu + \mathbf{r}^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{y} - \mathbf{1}\mu). \quad (2.14)$$

Darin ist \mathbf{r} ein Vektor der Korrelation der Abweichungen von $\mathbf{x}^{(*)}$ und den n_s betrachteten Stichproben sowie \mathbf{R} die Korrelationsmatrix [125]. Diese sind definiert durch

$$\mathbf{r} = \begin{bmatrix} R(\mathbf{x}^{(1)}, \mathbf{x}^{(*)}) \\ R(\mathbf{x}^{(2)}, \mathbf{x}^{(*)}) \\ \vdots \\ R(\mathbf{x}^{(n_s)}, \mathbf{x}^{(*)}) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R} = \begin{bmatrix} R(\mathbf{x}^{(1)}, \mathbf{x}^{(1)}) & R(\mathbf{x}^{(1)}, \mathbf{x}^{(2)}) & \dots & R(\mathbf{x}^{(1)}, \mathbf{x}^{(n_s)}) \\ R(\mathbf{x}^{(2)}, \mathbf{x}^{(1)}) & R(\mathbf{x}^{(2)}, \mathbf{x}^{(2)}) & \dots & R(\mathbf{x}^{(2)}, \mathbf{x}^{(n_s)}) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ R(\mathbf{x}^{(n_s)}, \mathbf{x}^{(1)}) & R(\mathbf{x}^{(n_s)}, \mathbf{x}^{(2)}) & \dots & R(\mathbf{x}^{(n_s)}, \mathbf{x}^{(n_s)}) \end{bmatrix}. \quad (2.15)$$

An den Punkten, die zum Training des Modells verwendet werden, liefert das Kriging-Modell aufgrund der interpolierenden Eigenschaften eine exakte Vorhersage [69].

Eine Besonderheit, die die Verwendung von Kriging als Surrogatmodellierungsmethode bietet, ist die Fähigkeit zur Unsicherheitsquantifizierung der Vorhersagen, welche durch den mittleren quadratischen Fehler (englisch: *Mean squared error*, MSE) zu

$$s^2(\mathbf{x}^{(*)}) = \sigma^2 \left[1 - \mathbf{r}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{r} + \frac{1 - \mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{r}}{\mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{1}} \right] \quad (2.16)$$

charakterisiert wird [69]. Diese Unsicherheiten werden über Konfidenzintervalle dargestellt, die in direktem Zusammenhang mit dem Standardfehler als Quadratwurzel des MSE stehen [96]. Dabei entspricht beispielsweise ± 1 Standardfehler einem 68 %-Konfidenzintervall [96], welches in Abbildung 2.4 veranschaulicht wird. Dies ist insbesondere bei der surrogatbasierten Optimierung von großer Relevanz [21] und wird in Abschnitt 2.2.2 detaillierter ausgeführt.

Die Kriging-Methode, die auch eine Hyperparameter-Optimierung inkludiert, ist zur einfachen Anwendung in verschiedenen Softwarepaketen, wie der SURROGATE MODELING TOOLBOX (SMT) [126], implementiert und wird im Kontext dieser Masterarbeit für die Erstellung von Surrogatmodellen verwendet. Der vorliegende Abschnitt gibt daher nur einen dedizierten Einblick in die Kriging-Methode. Ausführliche Erläuterungen zur Theorie sind SACKS ET AL. [124, 125], JONES ET AL. [69] und FORRESTER ET AL. [46] zu entnehmen.

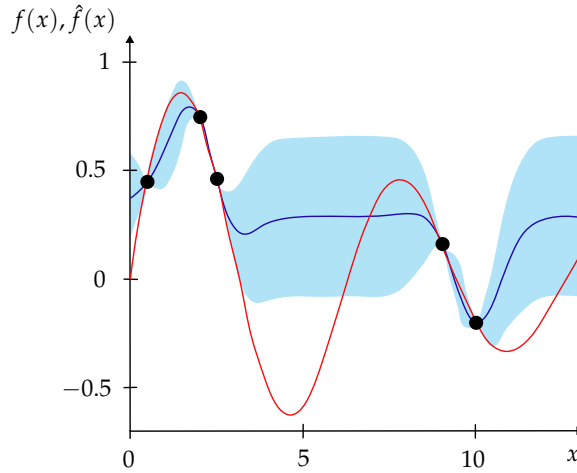


Abbildung 2.4.: Kriging-Modell mit den Trainingsdaten (schwarze Punkte), der Kriging-Vorhersage $\hat{f}(x)$ (blaue Linie) und dem 68 %-Konfidenzintervall (hellblau schattierter Bereich) im Vergleich zur tatsächlichen Funktion $f(x)$ (rote Linie) (in Anlehnung an [96]).

Validierung und Bewertung des Surrogatmodells

Zur Quantifizierung der Vorhersagegenauigkeit von Surrogatmodellen wird anhand eines verfügbaren Datensatzes $(\mathbf{x}^{(i)}, y^{(i)})$ mit $i = 1, 2, \dots, n_s$ eine Validierung durchgeführt. Diese Daten werden in einen reduzierten Satz an Trainingsdaten aufgeteilt, mit denen das Surrogatmodell trainiert wird, sowie einen unabhängigen Satz an Testdaten, die auf das Surrogatmodell angewendet werden und mittels eines Vergleichs mit den Ergebnissen des (Computer-)Experiments zur Beurteilung der Vorhersagefähigkeit dienen [95].

Zur Bewertung dieser Genauigkeit des Surrogatmodells mit n_{test} Testdaten wird für ein global genaues Modell die Verwendung der Wurzel des mittleren quadratischen Fehlers (englisch: *Root mean squared error*, RMSE), welche durch

$$\text{RMSE}(y, \hat{y}) = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n_{test}} (y^{(i)} - \hat{y}^{(i)})^2}{n_{test}}} \quad (2.17)$$

berechnet wird, sowie das Bestimmtheitsmaß, welches zu

$$R^2(y, \hat{y}) = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{n_{test}} (y^{(i)} - \hat{y}^{(i)})^2}{\sum_{i=1}^{n_{test}} (y^{(i)} - \bar{y})^2} \quad (2.18)$$

mit

$$\bar{y} = \frac{1}{n_{test}} \sum_{i=1}^{n_{test}} y^{(i)} \quad (2.19)$$

definiert ist, empfohlen [46]. Gemäß FORRESTER ET AL. [46] weist ein Surrogatmodell im Allgemeinen global gute Vorhersagefähigkeiten auf, wenn $\text{RMSE} < 10\%$ und $R^2 > 0.8$ ist. Zusätzlich bietet die Nutzung von Kriging die Möglichkeit, die darin implizierte Unsicherheitsquantifizierung durch Konfidenzintervalle zur Bewertung der Vorhersagegenauigkeit heranzuziehen. Die in diesem Abschnitt gewonnenen Erkenntnisse und Modelle werden im Folgenden verwendet, um komplexe Optimierungsprobleme mit mehreren Zielgrößen effizient zu lösen.

2.2.2. Mehrzieloptimierung

Technische Entwurfsaufgaben umfassen inhärent mehrere Anforderungen, die es zu optimieren gilt [86]. In Anwendungen der Luft- und Raumfahrttechnik besteht eine typische Herausforderung darin, Systeme zu entwickeln, die gleichzeitig leicht, kostengünstig, robust und leistungsstark sind [46]. Diese Ziele stehen üblicherweise miteinander im Konflikt und erfordern daher eine gründliche Abwägung und die Suche nach einer kompromissbildenden Lösung [86]. Mathematisch kann ein solches Optimierungsproblem mit n_e kontinuierlichen Entwurfsvariablen x , die zu dem Vektor \mathbf{x} zusammengefasst werden, n_F Zielfunktionen $F(\mathbf{x})$, n_g Ungleichheitsbedingungen $g(\mathbf{x})$ und n_h Gleichheitsbedingungen $h(\mathbf{x})$ in allgemeiner Form durch

$$\min_{\mathbf{x} \in D} \left(\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} F_1(\mathbf{x}) \\ F_2(\mathbf{x}) \\ \vdots \\ F_{n_F}(\mathbf{x}) \end{bmatrix} \right), \quad (2.20)$$

unter den Bedingungen

$$g_k(\mathbf{x}) \leq 0, \quad k = 1, 2, \dots, n_g,$$

$$h_l(\mathbf{x}) = 0, \quad l = 1, 2, \dots, n_h,$$

dargestellt werden [96]. Im Rahmen dieser Mehrzieloptimierung, auch bekannt als multikriterielle Optimierung, kann im Gegensatz zur Einzieloptimierung keine eindeutig optimale Lösung identifiziert werden. Stattdessen wird eine PARETO-Menge erzeugt, die aus einem Satz gleichwertiger, nicht-dominiertes Lösungen besteht und sogenannte PARETO-Optima repräsentiert [86]. Eine Lösung wird als nicht-dominiert charakterisiert, wenn keine andere Lösung existiert, die in allen Zielfunktionen überlegen ist [96]. Die Abbildung der PARETO-Menge im Zielfunktionsraum wird als PARETO-Front bezeichnet [116]. Die exakte Bestimmung der PARETO-Front ist aufgrund von hohen Zeitkosten, welche auf die hohe Komplexität von Optimierungsproblemen technischer Entwurfsaufgaben zurückgehen, in der Regel nicht möglich, sodass eine Approximation dieser angestrebt wird, die in den meisten Fällen ausreichend ist [116]. Ein effektiver Optimierungsansatz zielt daher darauf ab, eine möglichst präzise Approximation der PARETO-Front zu erzeugen [116]. Für eine hinreichende Approximation sind die Anforderungen an Konvergenz und Diversität der Lösungen auf der PARETO-Front entscheidend [31]. Letzteres umfasst die gleichmäßige Verteilung von nicht-dominierten Lösungen entlang der Kurve, um die gesamte Vielfalt an möglichen Lösungen zu repräsentieren [31].

Abbildung 2.5 zeigt beispielhaft eine Menge an bewerteten Lösungen im Zielfunktionsraum einer Zweizieloptimierung mit den Zielfunktionen $F_1(\mathbf{x})$ und $F_2(\mathbf{x})$. Die rot hervorgehobenen Punkte stellen nicht-dominierte Lösungen dar und bilden somit die Approximation der in Grau dargestellte PARETO-Front, während die dominierten Lösungen in Blau dargestellt sind.

Zur Lösung eines solchen multikriteriellen Optimierungsproblems stehen verschiedene Methoden zur Verfügung. Eine effiziente Methode, die im Vergleich zu anderen Lösungsansätzen, wie die Methode der gewichteten Summen oder genetische Algorithmen, nur eine geringe Anzahl an rechenintensiven Funktionsauswertungen benötigt, stellt die surrogatbasierte Optimierung dar [21]. Dazu wird mit einem anfänglichen Satz an teuer bewerteten Stützpunkten $(\mathbf{x}^{(i)}, y^{(i)})$ mit $i = 1, 2, \dots, n_s$, aus denen eine initiale PARETO-Front ermittelt wird, entweder für jede Zielfunktion (Multi-Surrogat) oder für eine skalarisierte Formulierung des multikriteriellen Problems (Mono-Surrogat) ein Surrogatmodell konstruiert [116]. Auch für den Fall der SBO ist Kriging eine weit verbreitete Methode zur Surrogatmodellierung bei kleinen Datensätzen und einer geringen Anzahl an Entwurfsvariablen [21]. Im Gegensatz zur Anwendung von Surrogatmodellen als Ersatz hochgenauer Analysen, bei

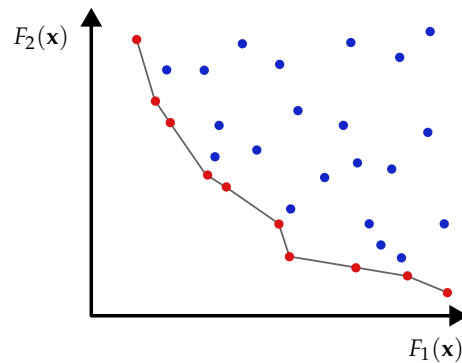


Abbildung 2.5.: Approximierte PARETO-Front (in Grau) einer Zweizieloptimierung mit nicht-dominierten Lösungen (rot) und dominierten Lösungen (blau) (in Anlehnung an [96]).

welchen eine global genaue Vorhersage angestrebt wird, besteht das Ziel im Rahmen der SBO darin, lediglich in der Nähe der Optima eine hohe Genauigkeit zu erreichen, um diese mit möglichst wenigen Funktionsauswertungen zu identifizieren [96]. Auf Basis dieser Surrogatmodelle erfolgt eine recheneffiziente Bewertung eines Ergänzungskriteriums (englisch: *infill criterion*), mit welchem neue Stichproben gezielt im Entwurfsraum ausgewählt werden [116]. Insbesondere die Fähigkeit der Unsicherheitsquantifizierung in den Vorhersagen von Kriging-Modellen ermöglicht die Entwicklung von Ergänzungskriterien, die sowohl auf die Identifizierung globaler Minima (Exploration) als auch auf die Verbesserung der Präzision des Surrogatmodells abzielen, um Bereiche mit globalen Minima besser vorherzusagen (Exploitation) [21]. Diese neu identifizierten Stichproben liefern durch die Ausführung der hochgenauen Analysen weitere Stützpunkte, mit denen zum einen die Vorhersagegenauigkeit des Modells erhöht und zum anderen eine Verbesserung gegenüber der aktuellen PARETO-Front erzielt wird [21]. Dieser Prozess wird bis zur Erreichung der Konvergenz wiederholt. Eine vergleichende Übersicht zu Konvergenz- und Ergänzungskriterien im Kontext der Mehrzieloptimierung wird von BUSSEMAKER ET AL. [21] vorgestellt.

Da die PARETO-Front eine Menge von Kompromisslösungen des Entwurfsproblems darstellt, gilt es diese im Rahmen einer Trade-off-Studie zur Ermittlung des “besten” Entwurfs auszuwerten [132]. Der Prozess der Entscheidungsfindung erfordert die Priorisierung der verschiedenen Zielgrößen sowie weitere Informationen zur Festlegung ihrer relativen Bedeutung [132]. Diese Informationen sind häufig nicht rein technischer Natur und basieren auf Erfahrungswerten, ermöglichen damit aber die Ausübung menschlichen Urteils im Entwurfsprozess [13, 132].

2.3. Optimierung der Kabinenakustik mittels multidisziplinärer Ansätze

In diesem Abschnitt wird der gegenwärtige Forschungsstand zur Optimierung der Kabinenakustik im Flugzeug mittels multidisziplinärer Ansätze dargestellt. Der Fokus liegt insbesondere auf der struktur-akustischen Optimierung, bei welcher die Strukturen mit dem Ziel der Verbesserung der akustischen Eigenschaften bei einer gleichzeitigen Reduktion der Masse ausgelegt werden. Anzumerken sei, dass sich die vorliegende Arbeit auf passive Maßnahmen beschränkt und aktive Ansätze zur Lärmreduktion außer Betracht bleiben.

Die Veröffentlichung von MARBURG [91] sowie deren Folgeartikel von MARBURG ET AL. [93] bieten eine umfassende Übersicht über die allgemeinen Entwicklungen in der struktur-akustischen Optimierung für die passive Lärmbekämpfung und verzeichnen insgesamt eine vergleichsweise geringe Anzahl an Beiträgen in diesem Forschungsgebiet. Dies ist auf die technischen Herausforderungen bei der Implementierung der rechnerisch aufwendigen, gekoppelten vibroakustischen

Analysen im MDAO-Prozess zurückzuführen, die zur Abdeckung eines weiten Frequenzbereiches für eine bestimmte Anzahl an diskreten Frequenzen in jedem Schritt des Optimierungsprozesses gelöst werden müssen [93]. Die in den Veröffentlichungen [91, 93] betrachteten Beiträge werden in akademische sowie realistische Anwendungen klassifiziert. Zusammengefasst behandeln die akademischen Anwendungen Probleme von Balken, Platten, Schalen, Kanälen und Boxen, während die realistischen Anwendungen Probleme von Sandwichpaneelen, Lautsprecherdiaphragmen, Musikinstrumenten, Fahrzeuglärm und vereinfachte Flugzeugrümpfe in Form von Zylindern umfassen. Darüber hinaus liefern die Arbeiten [91, 93] eine Übersicht über in der Literatur häufig verwendete Entwurfsvariablen, Nebenbedingungen sowie Zielfunktionen. Diese werden in Anlehnung an [91, 93] im Wesentlichen wiedergegeben. In Bezug auf die Entwurfsvariablen bevorzugen demnach die meisten Studien die Variation von Platten- bzw. Schalendicken sowie die Dicken einzelner Schichten in einem mehrschichtigen Aufbau. Alternativ werden auch Entwurfsvariablen für Materialdaten, Querschnittsdaten von Balken, Rippengrößen und deren Positionen, Steifigkeit, Dämpfung von Absorbern sowie geometrische Daten von Schalenstrukturen und Kavitäten verwendet. Die Anzahl an Entwurfsvariablen variiert zwischen 2 und ca. 36000, wobei in einem Großteil der Veröffentlichungen eine Anzahl < 50 bevorzugt wird. Die Ansätze zur Formulierung der akustischen Zielfunktionen sind ebenso vielfältig. Zur Bewertung der akustischen Eigenschaften sind häufig in der Literatur verwendete Größen der Schalldruckpegel an einer oder mehreren diskreten Positionen, die abgestrahlte Schalleistung, das Schalldämmmaß, die akustische potentielle Energie (APE) sowie die erste Eigenfrequenz. Die Spezifikation von Nebenbedingungen umfasst eine obere und untere Begrenzung der Entwurfsvariablen zur Gewährleistung der technischen Machbarkeit, variiert darüber hinaus allerdings in Abhängigkeit des spezifischen Optimierungsproblems, welches auf unterschiedliche Weise formuliert werden kann. Diese umfassen

- a) die Minimierung der akustischen Eigenschaft unter Einbeziehung einer Nebenbedingung für die Strukturmasse,
- b) die Minimierung der Strukturmasse mit einer Nebenbedingung für die akustische Eigenschaft, sowie
- c) die multikriterielle Minimierung von der Strukturmasse und der akustischen Eigenschaft.

Insgesamt wird in [91, 93] ein großes Potential im Bereich der struktur-akustischen Optimierung zur Gestaltung leiser Strukturen herausgestellt. Insbesondere wird dabei in der realistischen Anwendung ein Bedarf an weiterführenden Beispielen aufgezeigt, um ein tiefergehendes Verständnis der Optimierungsverfahren zu erlangen [91, 93]. Die folgenden Ausführungen fokussieren daher die realistischen Anwendungsfälle, die speziell die Optimierung des Innenlärms von Flugzeugkabinen umfassen.

Bereits ROOZEN [121] hat in seiner Dissertation von 1992 durch den Einsatz von Propellerantrieben in Kombination mit den leichten Kompositmaterialien der Primärstruktur die Notwendigkeit zur Einbringung der Bewertung der Kabinenakustik in den frühen Phasen des Flugzeugentwurfs aufgrund der zunehmenden Bedeutung des Kabinenkomforts aufgezeigt. Zum Zweck der Reduktion des Kabinenlärmpegels wird ein strukturelles Verstimmungskonzept untersucht, bei welchem die Rumpfstruktur und das Antriebssystem so gestaltet werden, dass die Resonanzfrequenzen des Flugzeugs und die Anregungsfrequenz des Antriebssystems deutlich voneinander getrennt vorliegen. Dies umfasst die Optimierung der strukturellen Eigenfrequenzen durch die Modifikation der Dicke der Spante sowie der Spant-Haut-Verbindungsstücke in der Propellerebene, eine geeignete Auslegung des Antriebssystems zur Optimierung der Blattfolgefrequenzen oder die Kombination beider Ansätze. Insbesondere strukturelle Modifikationen werden hierbei als effektive Maßnahme herausgestellt. Auf Basis von gekoppelten vibroakustischen FEM-Analysen wird in dieser Disser-

tation an einem Modell einer Rumpfsktion, welches die Primärstruktur, Versteifungen, Kabinenboden sowie das vom Rumpf eingeschlossene Fluid umfasst, bis zu einer Frequenz von 120 Hz der Einfluss der Änderung der dominierenden Eigenfrequenzen auf den Innengeräuschpegel gezeigt. Das Potential des vorgeschlagenen Verstimmungskonzeptes wird durch die nachgewiesene Reduktion des Schalldruckpegels um 5 bis 8 dB bei einer geringen Massenzunahme von 5 bis 8 kg deutlich. Ziel dieser Analysen ist jedoch nicht, die Schalldruckpegel der betrachteten Flugzeugkonfiguration mit hoher Genauigkeit vorherzusagen, sondern Vergleichsstudien zwischen mehreren strukturellen Entwürfen durchzuführen. Um das dynamische Verhalten des Flugzeuges mit höherer Genauigkeit vorherzusagen, empfiehlt ROOZEN die Einbeziehung weiterer Details in der Modellierung, wie Fenster, Türen, Kabinenverkleidungen und Kabinenausstattung. Es wird jedoch in diesem Kontext verdeutlicht, dass in den frühen Entwurfsphasen nur die globalen Abmessungen des Rumpfes sowie die Art des Antriebes bekannt sind, was eine signifikante Herausforderung für die Modellierung darstellt. [121]

Der Ansatz der Beeinflussung der Eigenfrequenzen durch strukturelle Modifikationen mit dem Ziel einer Änderung der modalen Dichte im Frequenzbereich der Antriebsanregung zur Verbesserung der Kabinenakustik wird auch in der Dissertation von WARWICK [145] aufgegriffen. Im Fokus der Untersuchung stehen Geschäftsreiseflugzeuge, deren Triebwerke typischerweise am Rumpheck positioniert sind. In der Dissertation wird hervorgehoben, dass diese Anordnung einen kürzeren Übertragungsweg der Triebwerksvibrationen bewirkt und somit zu störenden Lärmpegeln innerhalb der Kabine führt. Zur Minderung des Kabinengeräuschpegels wird daher unter anderem ein Verfahren entwickelt, um den Beitrag des hinteren Druckschottes zum Kabinenlärm zu minimieren. Mittels des Ansatzes der Topologieoptimierung wird dazu die erste Eigenfrequenz des Druckschottes durch die Modifikation der Versteifungen unter Berücksichtigung von Volumen- bzw. Massenbeschränkungen maximiert. Die Ergebnisse der Optimierung belegen laut WARWICK, dass die Topologieoptimierung eine effektive Methode darstellt, um die strukturellen Vibrationen des Druckschottes im Reiseflug bei gleichzeitiger Reduktion der Masse effizient zu verringern.

Das Potential der Minimierung der Lärmbelastung in Flugzeuginnenräumen durch die Optimierung ausgewählter Strukturparameter haben ebenso ENGELSTAD ET AL. [39] erkannt und ein strukturalakustisches Optimierungswerkzeug entwickelt, welches in späteren Veröffentlichungen [68] als SAOPT bezeichnet wird. Unter der Annahme einer schwachen Kopplung zwischen der Struktur und dem Fluid wird im Rahmen dieses entwickelten Werkzeugs zunächst eine strukturelle FEM-Berechnung mittels MSC NASTRAN durchgeführt [39]. Die Ergebnisse dieser Berechnung werden an das kommerzielle Tool COMET weitergegeben, mit dem durch die BEM die akustische Antwort im eingeschlossenen Innenbereich des Rumpfes ermittelt wird. Die multidisziplinäre Optimierung in SAOPT basiert auf einem gradientenbasierten Verfahren, welches durch das Programm CONMIN (CONSTRAINED FUNCTION MINIMIZATION) bereitgestellt wird [39]. Nachfolgende Veröffentlichungen [27, 28, 29] erweitern das Konzept von SAOPT und demonstrieren die Anwendung an unversteiften sowie versteiften Modellen einer Rumpfsktion, die als Zylinder dargestellt werden. Zur Anregung wird dazu ein tonales Signal im frequenten Bereich der strukturellen (2,1)-Mode des Rumpfes verwendet, welches mittels eines Monopols modelliert wird und den tonalen Propellerlärm repräsentiert. Die Berechnung der daraus resultierenden Druckerregung auf der Rumpfhaut erfolgt ebenfalls mit dem BEM-Tool COMET. CRANE ET AL. [27] setzen den Fokus ihrer Untersuchungen auf den Vergleich von unterschiedlich formulierten Optimierungsproblemen. Diese werden in SAOPT implementiert und behandeln die bereits erwähnten Formulierungen a) bis c) unter Annahme der Summe der quadratischen Schalldrücke an diskreten Positionen im Fluid als zu bewertende akustische Eigenschaft sowie zusätzlich

- d) die Minimierung der Summe der quadratischen Schalldrücke an diskreten Positionen im Fluid ohne Beachtung der Strukturmasse.

Untersucht wird dies in [27] an einem unversteiften Aluminium-Zylindermodell, welches sowohl in axialer als auch in zirkumferentieller Richtung in gleichmäßige Segmente unterteilt wird. Die Schalendicken der einzelnen Segmente dienen dabei als Entwurfsvariablen. Als Ergebnis dieser Studie wird festgehalten, dass die Formulierung a) des Optimierungsproblems zuverlässige und sinnvolle Ergebnisse liefert sowie relativ schnell zu lösen ist [27]. Ähnlich zum BERGER'SCHEN Massegesetz wird ein logarithmischer Zusammenhang zwischen dem Schalldruckpegel und der Strukturmasse erkannt [27]. CUNEFARE ET AL. [28] betrachten selbige Formulierungen sowie Modelle zur Optimierung und heben hervor, dass die Einteilung des Zylinder in longitudinale Segmente einen größeren Einfluss auf den Geräuschpegel im Innenraum des Rumpfes als die Segmentierung in zirkumferentieller Richtung aufweist. Insgesamt wird ein erhebliches Potential zur Reduktion von Lärmpegeln in Flugzeugkabinen von Propeller-Flugzeugen identifiziert [28]. In [29] erweitern CUNEFARE ET AL. diese Betrachtungen auf ein versteiftes Zylindermodell. Zusätzlich zu den Schalendicken der Segmente werden auch die Stringer sowie Spante in Subgruppen zusammengefasst und die Höhe dieser gruppierten Versteifungen als Entwurfsvariablen ergänzt. Ein Vergleich der betrachteten Typen an Entwurfsvariablen, bei welchen es sich um Schalendicke, Stringerhöhe und Spanthöhe handelt, legt nahe, dass die Variation der Schalendicken den Einfluss auf die Lärminderung dominiert [29]. ENGELSTAD ET AL. [40] untersuchen ferner einen versteiften Kompositzylinder unter Lösung des spezifischen Optimierungsproblems a). In dieser Studie werden die Koordinaten zur Definition der Versteifungsquerschnitte sowie Skalierungsfaktoren zur Anpassung an einzelne Versteifungselemente als Entwurfsvariablen gewählt. Dies ermöglicht im vorliegenden Fall eine Reduktion der Summe der quadratischen Schalldrücke um 8.6 dB bei einer gleichzeitigen Reduktion der Strukturmasse um 5 % im Vergleich zum initialen Rumpfwurf [40]. DE ROSA ET AL. [30] implementieren darüber hinaus die Möglichkeit der struktur-akustischen Optimierung unter Berücksichtigung mehrerer Frequenzen sowie struktureller Nebenbedingungen zur Einhaltung von Spannungswerten an kritischen Stellen. Zuletzt sei auch die Veröffentlichung von JOHNSON ET AL. [68] zu erwähnen, in welcher die struktur-akustische Optimierung eines unversteiften, achtlagigen Graphit-Epoxid-Kompositzylinders anhand der Variation der Ausrichtung der Fasern in den einzelnen Lagen untersucht wird. Der Optimierungsprozess liefert in dem untersuchten Fall einen unsymmetrischen Lagenaufbau bei einer Reduktion von 2.0 dB des mittleren Schalldruckpegels im Rumpfinnenen [68].

Wie bereits in Abschnitt 2.2 verdeutlicht wird, erweitert KRAKERS in seiner Dissertation [77] die DEE mit Fokus auf den Entwurf von Flugzeugrümpfen und stellt aufgrund der stetig steigenden Nachfrage nach einem verbesserten Passagierkomfort den Bedarf zur Erweiterung des Entwurfsprozesses in den frühen Phasen um neue Disziplinen heraus. Zusätzlich zur Strukturauslegung werden thermische sowie akustische Anforderungen in den MDAO-Prozess miteinbezogen. Da sowohl die Kabinenakustik als auch die thermischen Anforderungen im Zielkonflikt mit der Strukturauslegung stehen, wird das Optimierungsproblem als Mehrzieloptimierung formuliert und gelöst. Auf Grundlage des in der DEE implementierten Multi-Modell-Generators werden dedizierte Modelle zur Ableitung der Strukturmasse, zur Überprüfung der strukturellen Anforderungen sowie für thermische und akustische FEM-Analysen generiert. Die resultierenden Modelle beschreiben eine vereinfachte Rumpfsktion, welche eine versteifte Primärstruktur, den Kabinenboden, die Isolierungen, die Sekundärstruktur und die an die Struktur gekoppelte Kabinenkavität umfassen. Basierend auf einem DOE werden datenangepasste Surrogatmodelle erstellt, mit denen unter Verwendung eines genetischen Algorithmus die Optimierung durchgeführt wird. Als Zielfunktionen dienen die Masse des Rumpfes, das Schalldämmmaß sowie die Temperaturdifferenz zwischen Innen- und Außenoberfläche der Rumpfhaut. Zur Ermittlung von optimierten Entwürfen werden dabei die Dicke der Rumpfhaut, die Dicke der Sekundärstruktur, die Anzahl an Stringer und Spanten sowie die Querschnittsfläche der Stringer variiert. Zusätzlich werden Festigkeits- und Steifigkeitskrite-

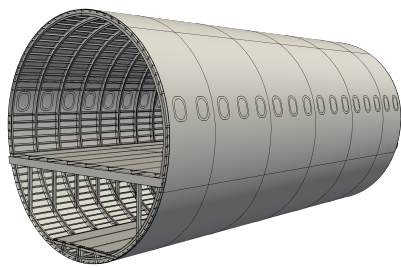
rien der Strukturauslegung als Nebenbedingung berücksichtigt, wie beispielsweise eine maximale Beulspannung. Im Kontext dieser Dissertation wird festgestellt, dass der Ansatz der Mehrzieloptimierung innerhalb der Untersuchungen zu Entwurfslösungen führt, die eine Verbesserung der thermischen und akustischen Eigenschaften auf Kosten geringer Gewichtszunahmen erlauben. [77] Die bisherigen Ausführungen verdeutlichen, dass sich ein Großteil der Literatur mit der Gestaltung der Primärstruktur zur Optimierung der Kabinenakustik befasst. Darüber hinaus ist die Studie von HESSE UND BIEDERMANN [57] zu erwähnen, in welcher ein multikriterieller MDAO-Ansatz für den Kabinentwurf unter Berücksichtigung von Anforderungen der Kabinenakustik, der Masse der Sekundärstruktur und des Kabinenvolumens betrachtet wird. Demonstriert wird dies anhand eines Modells des ACOUSTIC FLIGHT-LABS. Dabei handelt es sich um eine vereinfachte Rumpfsktion eines konventionellen Kurzstreckenflugzeugs, welche als Validationsplattform für akustische Untersuchungen dient und in einem reflexionsarmen Halbraum im Zentrum für Angewandte Luftfahrt (ZAL) in Hamburg platziert ist [144]. Das Modell des ACOUSTIC FLIGHT-LABS umfasst in der Studie [57] die versteifte Primärstruktur, die Kabinenstruktur sowie die von der Rumpfsktion eingeschlossenen Kavitäten. Zur Bewertung der Kabinenakustik an diesem Modell bei einer monofrequenten, approximierten Propelleranregung wird die APE in der Kabinenkavität auf Basis der mittels der FEM ermittelten Schalldruckwerte verwendet. Als Entwurfsvariablen werden die Höhe sowie die Breite des Gepäckfaches, der Radius der Seitenwandpaneele und die Höhe des gekrümmten Deckenpanels gewählt. Das Optimierungsproblem wird durch einen evolutionären und multikriteriellen Algorithmus gelöst. Die Diskussion verschiedener Entwürfe der resultierenden PARETO-Front in [57] zeigt das Potential auf, durch den Kabinentwurf die Kabinenakustik beeinflussen zu können.

Dieser Literaturüberblick verdeutlicht, dass die Integration der Kabinenakustik in die frühen Phasen des multidisziplinären Flugzeugentwurfs aufgrund wachsender Anforderungen an den Passagierkomfort und der Einführung innovativer Technologien von signifikanter Bedeutung ist und ein großes Potential aufweist, um den Flugzeugentwurf disziplinübergreifend zu optimieren. Klassische Flugzeugentwurfstools, wie PRADO, berücksichtigen nach aktuellem Kenntnisstand die Kabinenakustik nicht. Aufgrund ihrer hohen Modularität bieten diese Tools jedoch die Möglichkeit, um zusätzliche Disziplinen wie die Kabinenakustik erweitert zu werden. Dennoch sind damit auch einige herausfordernde Aspekte verbunden, welche auf die geometrische Komplexität der Flugzeuge, die Vielzahl an Schallquellen, das resonante dynamische Verhalten, die frequenzabhängige Auswahl der Analysemethoden sowie die Wechselwirkung zwischen Struktur und Fluid zurückzuführen sind. Dies erfordert die Integration von Interaktionen zwischen verschiedenen Disziplinen und eine präzise Modellierung, um ein Gleichgewicht zwischen Komfort, Leistung und Kosten zu erreichen.

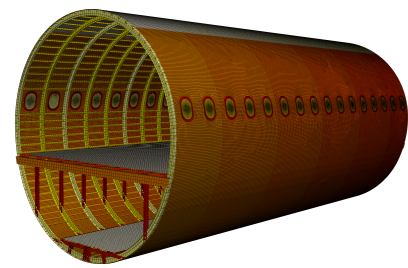
Aus den begrenzt verfügbaren Publikationen in diesem Forschungsbereich wird ersichtlich, dass der Fokus der Forschung auf der Entwicklung von Methoden zur Durchführung von Optimierungsprozessen zur Verbesserung der Kabinenakustik liegt, die jedoch weitgehend isoliert betrachtet werden und nur eine geringe Interaktion mit anderen Disziplinen im Flugzeugentwurf aufweisen. So wird die Fluid-Struktur-Interaktion teilweise als schwach gekoppelt modelliert, und strukturelle Anforderungen an die Primärstruktur, die über die Massenminimierung hinausgehen, wie etwa die statische Auslegung der Struktur basierend auf Festigkeits- und Beulkriterien, werden häufig vernachlässigt. Darüber hinaus werden üblicherweise zur numerischen Vorhersage des Kabinenlärms Simulationsmodelle mit einem geringen Fidelitätsgrad untersucht, um die Anwendbarkeit der Methodik zu bestätigen. Wie bereits in [5] hervorgehoben und durch HESSE ET AL. [58] anhand von Sensitivitätsanalysen bezüglich struktureller Details bestätigt wird, sind diese Modelle in der angewandten Forschung, welche die Untersuchung realer Flugzeugkonfigurationen umfasst, für

zuverlässige Aussagen im Entwurfsprozess unzureichend. Die für die Vibroakustik erforderliche umfassende und detaillierte Modellierung mit hohem Fidelitätsgrad wird durch die begrenzte Verfügbarkeit von Informationen im Flugzeugvorentwurfsprozess erschwert, insbesondere in Hinblick auf die Integration neuartiger Produktarchitekturen [59]. Eine weitere Herausforderung besteht durch die Vielzahl an Konfigurationen, die es aufgrund von Modifikationen im Laufe des multidisziplinären Entwurfsprozesses zu analysieren gilt und welche durch den hohen Zeitaufwand in der Modellgenerierung manuell nicht zu bewältigen ist [5]. Mit steigendem Detailgrad der Modelle werden die Berechnungen zunehmend komplexer und zeitaufwändiger, was die Notwendigkeit effektiver und automatisierter Methoden zur Einbindung in den rechenintensiven MDAO-Prozess verdeutlicht. Eine zusätzliche Anforderung an die Modellierung im Kontext eines MDAO-Prozesses stellt die Bereitstellung von Simulationsmodellen dar, die in Abhängigkeit der physikalischen Disziplin unterschiedliche Fidelitätsgrade erfordern und dennoch konsistent zueinander sein müssen [143].

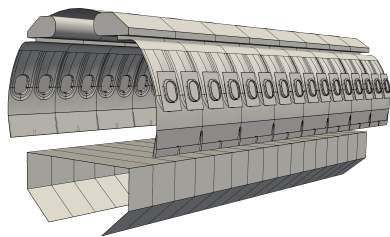
Zusammenfassend wird trotz offensichtlicher Vorteile die Analyse und Bewertung des Kabinenlärms in der frühen Phase des Flugzeugvorentwurfs aufgrund eines Mangels an ausreichend detaillierten Modellen sowie geeigneten, effizienten Vorhersagemethoden nicht berücksichtigt. Zu diesem Zweck wird im Rahmen der vorliegenden Masterarbeit eine Methodik zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurfsprozess vorgeschlagen, bei der datenangepasste Surrogatmodelle als effiziente Alternative zu den rechenintensiven vibroakustischen FEM-Analysen eingesetzt werden. Zur zuverlässigen Vorhersage des Kabinenlärms durch Surrogatmodelle werden Trainingsdaten anhand von FEM-Analysen erstellt, die auf Basis eines wissensbasierten Ansatzes automatisiert generierte Modelle mit dediziertem Fidelitätsgrad nutzen. Dieser Ansatz erlaubt eine detaillierte Modellierung der Primärstruktur, einschließlich zusätzlicher Komponenten wie Fenster und strukturelle Verbindungen, der Sekundärstruktur sowie der verschiedenen Kavitäten. Der Fidelitätsgrad wird in Abbildung 2.6 anhand von Geometrie- und Finite Elemente Modellen des ACOUSTIC FLIGHT-LABS veranschaulicht. Darüber hinaus wird die Methodik zur Bewertung der Kabinenakustik im Kontext eines MDAO-Prozesses an die Disziplinen der Struktur- und Kabinenauslegung gekoppelt. Damit wird einerseits die Fähigkeit einer zuverlässigen, recheneffizienten Vorhersagemethode zur Bewertung der Kabinenakustik entwickelt, und andererseits die modulare und einfache Implementierung der Methode in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurfsprozess aufgezeigt. Das folgende Kapitel bietet einen Überblick über den wissensbasierten Ansatz und der notwendigen Voraussetzungen für die Integration in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurfsprozess. Zudem wird die entwickelte Methode zur Einbindung der Kabinenakustik in den MDAO-Prozess detailliert beschrieben.



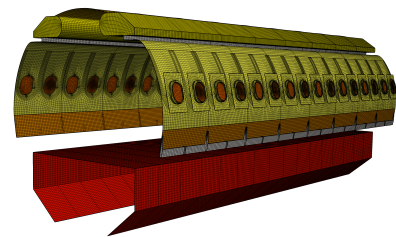
(a) Primärstruktur der Rumpfsektion.



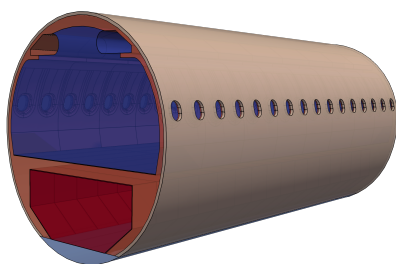
(b) Vernetzte Primärstruktur des Rumpfes.



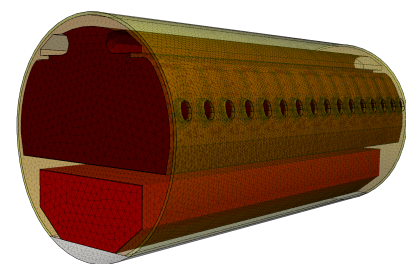
(c) Sekundärstruktur der Rumpfsektion.



(d) Vernetzte Sekundärstruktur der Rumpfsektion.



(e) Kavitäten der Rumpfsektion.



(f) Vernetzte Kavitäten der Rumpfsektion.

Abbildung 2.6.: Geometrie- und zugehörige Finite Elemente Modelle einer Rumpfsektion für hochgenaue vibroakustische Analysen (aus [56]).

3. Entwicklung einer Methodik zur Integration der Kabinenakustik in die multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung im Flugzeugvorentwurf

Der gegenwärtige Flugzeugentwurfsprozess ist durch eine interdisziplinäre Zusammenarbeit zwischen einer Vielzahl an Fachdisziplinen charakterisiert, die jeweils spezifisches Wissen in den Prozess einbringen sowie spezialisierte Softwaretools erfordern [3]. Die Koordination und Verwaltung der verschiedenen Tools sowie der aufgrund der Interaktion der Disziplinen erforderliche Datenaustausch verursacht einen großen organisatorischen Aufwand im Entwurfsprozess [14]. Um diese interdisziplinäre Zusammenarbeit zu verbessern und dezentrale Prozesse über die Grenzen von Geschäftseinheiten hinaus zu ermöglichen, wird am DLR das in Abschnitt 2.2 erwähnte Integrationsframework RCE [14] entwickelt. RCE ermöglicht die benutzerfreundliche Integration disziplinärer Werkzeuge sowie die Definition von Abhängigkeiten zwischen diesen zur Entwicklung automatisierter Workflows, die über verteilte Netzwerke ausgeführt werden können [14].

Ein wesentlicher Aspekt besteht dabei in der Umsetzung des Datenaustausches. Zur Reduktion der Anzahl an Schnittstellen zwischen den beteiligten Disziplinen und zur Sicherstellung konsistenter Modelle, die in Abhängigkeit der physikalischen Disziplin verschiedene Fidelitätsgrade aufweisen können, hat sich das zentrale Datenformat CPACS etabliert, welches ebenfalls am DLR entwickelt wird [3]. CPACS-Datensätze beschreiben Luftfahrzeuge parametrisch in einer hierarchischen Struktur basierend auf der EXTENSIBLE MARKUP LANGUAGE (XML). Der Fidelitätsgrad der Luftfahrzeugbeschreibung kann durch das Hinzufügen von Informationen zu dem Datensatz sukzessiv gesteigert werden [141]. Dies beginnt mit einer einfachen Beschreibung der Außen geometrie des Luftfahrzeugs und kann um detaillierte Informationen zu beispielsweise Strukturkonzepten [127] oder der Kabine [141] erweitert werden [141]. Darüber hinaus bietet CPACS die Möglichkeit weitere Daten zu dem Flugzeugbetrieb, Flughäfen, Fluggesellschaften, Missionen und prozessspezifischen Daten, welche für Studien und Analysen erforderlich sind, zu erfassen [3]. Diese Standardisierung des Datenaustausches über CPACS vereinfacht damit die Einbindung neuer Disziplinen in den MDAO-Prozess des Flugzeugentwurfes.

Auf Grundlage von CPACS als zentrales Datenaustauschformat wird in diesem Kapitel ein Prozess zur multidisziplinären Analyse und Optimierung im Flugzeugvorentwurf erstellt, welcher in RCE implementiert wird. Dazu werden zunächst in Abschnitt 3.1 Beschränkungen des zu betrachtenden Optimierungsproblems eingeführt und in Abschnitt 3.2 das Optimierungsproblem formal definiert. Anschließend wird auf die Entwicklung von disziplinären Methoden mit hohem Fidelitätsgrad zur Strukturauslegung in Abschnitt 3.3 und zur Kabinenlärmprognose in Abschnitt 3.4 eingegangen, die in das multidisziplinäre Optimierungsframework RCE eingebunden werden. Zuletzt behandelt Abschnitt 3.5 die Integration der entwickelten Methoden in einen MDAO-Prozess unter Berücksichtigung der Wechselwirkungen zwischen den Disziplinen.

3.1. Beschränkungen des betrachteten Optimierungsproblems

Der Flugzeugvorentwurf umfasst zahlreiche Disziplinen, die zueinander in Wechselwirkung stehen. Eine lokale Änderung einer Eigenschaft, wie Masse oder Widerstand, bewirkt dem Vergrößerungs-

gesetz folgend eine globale Änderung dieser Größe am Flugzeug, die größer ist als die ursprünglich lokale Änderung, unter der Annahme gleichbleibender Anforderungen der Transportaufgabe. Diese Beobachtung ist auf die wesentlichen Auswirkungen der interdisziplinären Wechselwirkungen zurückzuführen. Ein anschauliches Beispiel hierfür ist die Massenreduktion. Wird lokal eine Masse reduziert, so wird weniger Auftrieb und folglich weniger Schub benötigt. Diese Anpassungen beeinflussen damit die Auslegung der Auftriebs- und Antriebssysteme, welche ihrerseits Auswirkungen auf die dimensionierenden Belastungen der Struktur sowie zusätzlich unter anderem auf die akustischen Schallquellen haben. Infolgedessen verändern sich die Gesamtflugzeugmasse und die Lärmbelastung in der Kabine. Diese komplexen Zusammenhänge verdeutlichen die Notwendigkeit eines iterativen Vorgehens im Rahmen der MDAO. Ausschließlich durch wiederholte Anpassungen und Rückkopplungen zwischen den Disziplinen kann eine Konvergenz erreicht werden, die zu einem integrierten Flugzeugentwurf führt.

Für einen ersten Nachweis der Gültigkeit der entwickelten Methode wird ein reduzierter Flugzeugvorentwurfsprozess betrachtet, welcher lediglich spezifische Aspekte der Strukturauslegung und die Kabinenakustik umfasst. Durch diese Einschränkung werden die Interaktionen und Einflussfaktoren anderer Disziplinen unberücksichtigt gelassen. Dennoch ermöglicht dieser reduzierte Prozess die Darstellung des Zielkonflikts zwischen der Minimierung der Strukturmasse sowie der Reduktion der Kabinenlärmbelastung und demonstriert damit die Anwendbarkeit der Methode zur Einbindung akustischer Aspekte in den Flugzeugvorentwurf. Diese Beschränkungen gehen mit den Annahmen einher, dass die äußere Geometrie der Konfiguration sowie die strukturellen und akustischen Lastfälle im MDAO-Prozess konstant bleiben. Damit beschränkt sich die Strukturauslegung auf eine reine Dimensionierung der Rumpfstruktur, die lediglich die Anpassung der Rumpfhautfeldstärken in Abhängigkeit struktureller Parameter an die dimensionierenden Lasten umfasst. Um außerdem den Aspekt des Einsatzes nachhaltiger Technologien aufzugreifen, wird das Optimierungsproblem an einer Flugzeugkonfiguration mit Propellerantrieb ausgerichtet. Diese Antriebe stehen besonders aufgrund der im Vergleich zu anderen Antrieben höheren Effizienz im Fokus der Forschung, führen jedoch zu signifikant höheren Lärmpegeln in der Kabine, wie in Kapitel 2 detaillierter erläutert. Im Fokus der vibroakustischen Analyse steht trotz der Vielzahl an Schallquellen am Flugzeug, welche in Abschnitt 2.1.1 beschrieben werden, die akustische Anregung durch den Propellerlärm, während sich die Strukturauslegung auf statische Betrachtungen beschränkt. Die akustischen Anregungen sowie die für die Struktur dimensionierenden Lastfälle werden dabei als gegeben vorausgesetzt. Basierend auf diesen Annahmen und Beschränkungen wird im Folgenden das spezifische Optimierungsproblem definiert, welches zur Veranschaulichung der Integration der Kabinenakustik in den Flugzeugvorentwurfsprozess dient.

3.2. Definition des Optimierungsproblems zur Integration der Kabinenakustik

Die klassischen Ziele des multidisziplinären Flugzeugentwurfs auf Gesamtebene umfassen die Bereitstellung einer effizienten, sicheren und leistungsstarken Flugzeugkonfiguration. Hierbei stellt sich die Flugzeugmasse als wesentlicher Einflussfaktor heraus, die es im Rahmen der Strukturauslegung zu minimieren gilt. Angesichts der steigenden Nachfrage nach erhöhtem Passagierkomfort müssen die damit einhergehenden Anforderungen, speziell die Reduktion des Kabinenlärms, mit den traditionellen Anforderungen an Effizienz und Leistungsfähigkeit eines Flugzeugs in Einklang gebracht werden. Wie in Kapitel 2 verdeutlicht, rückt dies insbesondere durch den Einsatz neuartiger, nachhaltiger Technologien in den Bereichen Aerodynamik und Antriebssystem in den Vordergrund, die als wesentliche Ursache für den Kabinenlärm zu identifizieren sind. Die Masse eines Bauteils steht jedoch in direktem Zusammenhang mit dem akustischen Transmissionsverhalten,

sodass die Massenminimierung positive Effekte auf die Flugzeugleistung haben kann, aber auch potenziell zu einer Erhöhung des Kabinenlärms führt. Das aus diesem Zielkonflikt resultierende Optimierungsproblem ist daher multikriterieller Natur. Zur Auflösung dieses Zielkonfliktes bedarf es einer geeigneten Wahl an Zielfunktionen, Entwurfsvariablen und Nebenbedingungen, die in diesem Abschnitt vorgestellt und diskutiert werden.

Wie bereits anhand der klassischen Ziele des Flugzeugentwurfs deutlich wird, ist für die Strukturauslegung die Masse der Rumpfstruktur $m_{s,total}$ eine zentrale Zielgröße. Darüber hinaus ist im Kontext der Dimensionierung auch die Einhaltung von Kriterien der maximalen Festigkeit und der Stabilität sicherzustellen, um die Funktionalität sowie auch die Sicherheit der Rumpfstrukturen zu gewährleisten. Diese Kriterien werden über Nebenbedingungen in dem Optimierungsproblem integriert und in Anlehnung an [130] wie folgt definiert:

- Das Verhältnis der vorliegenden Mises-Vergleichsspannung σ_v zur zulässigen maximalen Spannung $\sigma_{zul,f}$ muss kleiner oder gleich 1.0 sein:

$$R_f = \frac{\sigma_v}{\sigma_{zul,f}} \leq 1.0. \quad (3.1)$$

Der zulässige Spannungswert, welcher sich aus den Material- und Geometriedaten ergibt, impliziert zusätzlich einen Sicherheitsfaktor von 1.5 gemäß CS25.303 [42].

- Das Verhältnis der vorliegenden Druckspannung σ_x zur kritischen Beulspannung $\sigma_{krit,beul}$ muss kleiner oder gleich 1.0 sein:

$$R_{d,beul} = \frac{\sigma_x}{\sigma_{krit,beul}} \leq 1.0. \quad (3.2)$$

- Das Verhältnis der vorliegenden Schubspannung τ_{xy} zur kritischen Beulspannung $\tau_{krit,beul}$ muss kleiner oder gleich 1.0 sein:

$$R_{s,beul} = \frac{\tau_{xy}}{\tau_{krit,beul}} \leq 1.0. \quad (3.3)$$

- Unter kombinierter Schub- und Druckbelastung gilt zur Vermeidung von Beulen:

$$R_{d,beul} + R_{s,beul}^2 \leq 1.0. \quad (3.4)$$

Die Formulierung einer Zielgröße als Bewertungsgröße für die Kabinenakustik bietet verschiedene Möglichkeiten, wie in Abschnitt 2.3 beschrieben. Eine Herausforderung besteht hierbei darin, eine skalare Größe zu finden, die trotz der resonanten und interferenten Effekte das Schallfeld in der Kabine adäquat abbildet. MARBURG ET AL. [93] fassen in diesem Zusammenhang die Verwendung von Energiebegriffen als besonders geeignet auf. Aus diesem Grund wird im Rahmen dieser Arbeit die APE als Bewertungskriterium für die Reduktion des Lärms in der Kabinenkavität mit dem Volumen V_F verwendet. Die APE zeichnet sich als globale Größe aus und wird aus dem Volumenintegral der frequenzabhängigen Quadrate der Schalldruckamplituden $p(\mathbf{r}, \omega)$ zu

$$E_{pot}(\omega) = \frac{1}{4\rho_F c_F^2} \int_{V_F} |p(\mathbf{r}, \omega)|^2 dV \quad (3.5)$$

definiert [104]. Darin sind $\mathbf{r} = [x, y, z]$ der Koordinatenvektor zu einem Punkt in dem akustischen Gebiet, ω die Kreisfrequenz der zeit-harmonischen Anregung und ρ_F die Dichte sowie c_F die Schallgeschwindigkeit des betrachteten akustischen Mediums. Damit resultiert die APE im Wesentlichen

aus der Summe der quadrierten Schalldruckamplituden über dem gesamten Kabinenvolumen [104], welche auch in den in Abschnitt 2.3 vorgestellten Studien [27, 28, 29, 30, 39, 40, 68] zur strukturaakustischen Optimierung untersucht wird. Der entsprechende Pegel der APE ergibt sich zu

$$L_{E,pot} = 10 \lg \left(\frac{E_{pot}}{E_0} \right) \text{ dB}, \quad (3.6)$$

mit dem gemäß DIN EN ISO 1638:2105 [36] genormten Bezugswert $E_0 = 10^{-12} \text{ J}$. Um außerdem die Frequenzabhängigkeit des akustischen Verhaltens im Optimierungsprozess zu berücksichtigen, wird die APE unter den Druckanregungen der Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmonischen untersucht, welche als besonders beeinträchtigend für den Passagierkomfort gelten. Aus den $n_\omega = 3$ zu untersuchenden Frequenzen wird der energetische Mittelwert der Pegel der APE zu

$$L_m = 10 \lg \left(\frac{1}{n_\omega} \sum_{i=1}^{n_f} 10^{0.1L_{E,pot,i}} \right) \text{ dB} \quad (3.7)$$

bestimmt und als Zielgröße in der Mehrzieloptimierung definiert. Um den Raum möglicher Lösungen für eine erste Untersuchung nicht zu stark einzuschränken, wird auf die Definition weiterer Nebenbedingungen verzichtet. Für zukünftige Untersuchungen wäre unter anderem die Einführung einer maximalen Grenze für den mittleren Pegel L_m denkbar.

In Bezug auf die Entwurfsvariablen wird zunächst ein kleiner Satz von zwei Variablen ausgewählt, welche den Vorteil bieten, dass die Surrogatmodelle zur Kabinenlärmprognose graphisch darstellbar sind. Um den Einfluss der Wechselwirkungen zwischen der Strukturauslegung und der Kabinenakustik im MDAO-Prozess zu verdeutlichen, werden strukturelle Parameter der Primärstruktur herangezogen. Diese beeinflussen sowohl die Strukturdimensionierung und -masse als auch die akustischen Eigenschaften der Struktur und damit den Kabinenlärm maßgeblich, wie in Abschnitt 2.1 ausgeführt. Aufgrund der primären Abstrahlung des Propellerlärms in der Propellerebene fokussieren sich die Entwurfsvariablen gezielt auf diesen Bereich. Diese Entscheidung gründet sich auf der Erwartung, dass die größten Auswirkungen auf den Kabinenlärm in der Propellerebene auftreten, während gleichzeitig ein möglichst geringer Einfluss auf die Gesamtmasse des Flugzeugs erzielt wird.

An typischen Turboprop-Flugzeugen, wie der ATR 42-500s, werden zu diesem Zweck als vibroakustische Maßnahme sieben Spante im Bereich der Propellerebene verstärkt, die sowohl die Masse als auch die Steifigkeit der Struktur erhöhen und damit die Vibrationsanfälligkeit der Struktur verringern [65]. Daher wird die Spantdicke t_s dieser sieben Spanten als eine geeignete Entwurfsvariable betrachtet.

Darüber hinaus verfügen Propellerflugzeuge gemäß CS25.905 (d) [42] über eine Rumpfabschirmung gegen das Auslösen von Propellerblättern (englisch: *Blade release shielding*) im Bereich der Propellerebene zur Sicherstellung der Passagiersicherheit. Unter Beachtung möglicher kritischer Flugbahnen des Propellerblattes wird diese Abschirmung in einen Bereich vollständiger Aufdickung sowie einen Bereich differenziert, dessen Aufdickung um 30 % im Vergleich zur vollständigen Dicke reduziert ist [24]. Die Aufteilung dieser Bereiche zeigt beispielhaft Abbildung 3.1. Die Dimensionierung dieser Abschirmung wird in einer Studie der NASA und der FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION von CARNEY ET AL. [24] untersucht und in der Arbeit von RITTER [119] als empirische Methode in dem Flugzeugentwurfswerkzeug OPENAD implementiert, auf welche im Rahmen dieser Masterarbeit zurückgegriffen wird. Die vollständige Dicke dieser Rumpfabschirmung t_r beeinflusst ebenfalls die Strukturmasse und folglich das akustische Transmissionsverhalten, sodass dieser Parameter als zweite Entwurfsvariable betrachtet wird. Die Mindestdicke für den vollständig verstärkten Bereich

ist empirisch gemäß [24, 88] zu

$$t_{r,min} = \sqrt{\frac{v_{50}^2 m_p \cos^2 \varphi}{2LC_s}} \quad (3.8)$$

zu berechnen, worin v_{50} die Eindringgeschwindigkeit, m_p die Masse, φ der Einfallswinkel und L der Umfang der Einschlagsbereichs des Propellerblattes ist. Außerdem entspricht C_s einer empirischen Materialkonstante, die als dynamischer Schubmodul zu interpretieren ist und für im Flugzeugbau eingesetzte Aluminiumlegierungen $C_s = 276$ MPa beträgt [88].

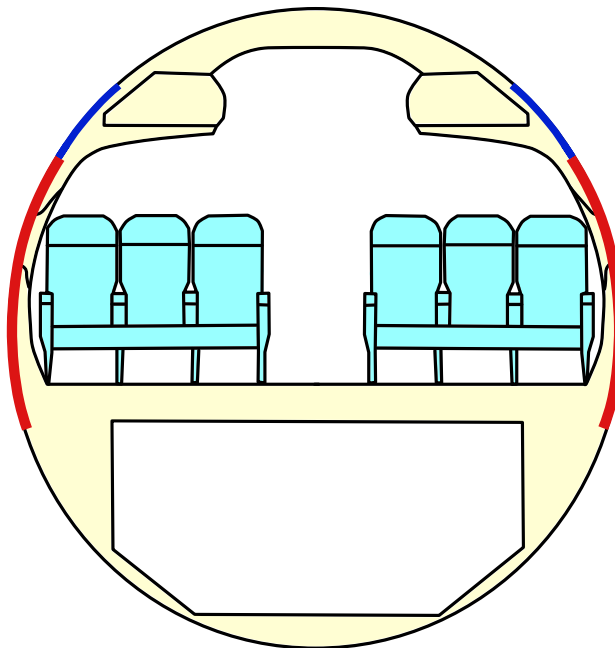


Abbildung 3.1.: Schematische Querschnittsansicht der Rumpfabschirmung gegen das Auslösen von Propellerblättern mit dem Bereich vollständiger Aufdickung in Rot und den Bereich reduzierter Aufdickung in Dunkelblau (in Anlehnung an [119]).

Diese beiden Entwurfsvariablen bilden ein kontinuierliches Optimierungsproblem ab und definieren einen Entwurfsraum, dessen Grenzen konfigurationsspezifisch abhängig von vorgegebenen oder aus der Dimensionierung erforderlichen Mindestdicken sowie dem verfügbaren Bauraum im Rumpf sind. Die Verwendung von CPACS als zentrales Datenformat im Optimierungsprozess bietet dabei den Vorteil, die Anzahl sowie die Art der Entwurfsvariablen auf eine einfache Weise zu erweitern bzw. auszutauschen.

Zusammengefasst ergibt sich das in diesem Abschnitt vorgestellte multikriterielle Optimierungsproblem mit der zu untersuchenden Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmoni-

schen $\mathbf{f}_b = [f_{b,1}, f_{b,2}, f_{b,3}]$ mathematisch zu

$$\min_{\mathbf{x} \in D} \left(\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} m_{s,total}(\mathbf{x}) \\ L_m(\mathbf{x}, \mathbf{f}_b) \end{bmatrix} \right),$$

unter den Bedingungen

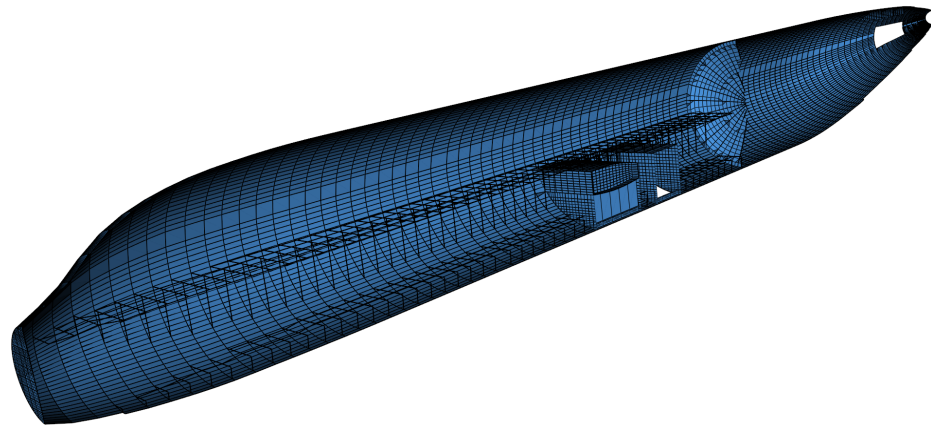
$$\begin{aligned} R_f &= \frac{\sigma_v}{\sigma_{zul,f}} \leq 1.0, \\ R_{d,beul} &= \frac{\sigma_x}{\sigma_{krit,beul}} \leq 1.0, \\ R_{s,beul} &= \frac{\tau_{xy}}{\tau_{krit,beul}} \leq 1.0, \\ R_{d,beul} + R_{s,beul}^2 &\leq 1.0, \end{aligned} \tag{3.9}$$

mit $\mathbf{x} = [t_s, t_r]^T$. Basierend auf dieser Definition des MDAO-Problems werden im Folgenden Analysemethoden mit hohem Fidelitätsgrad zur Einbindung in den MDAO-Prozess vorgestellt, angefangen mit einer Methode zur Strukturauslegung und Massenabschätzung der Rumpfstruktur.

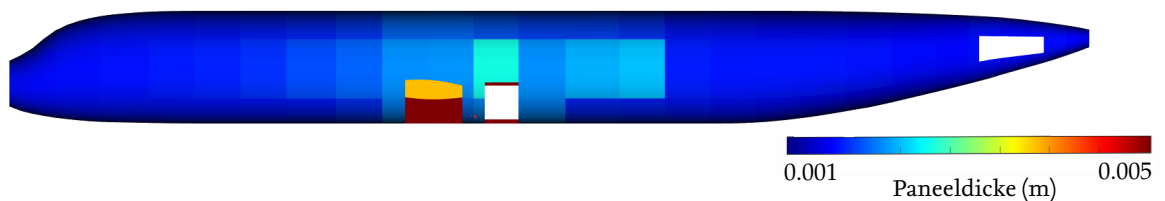
3.3. Strukturauslegung und Massenabschätzung der Rumpfstruktur mittels Globaler Finite Elemente Modelle

Ein zentrales Element des Flugzeugentwurfs liegt in der Gestaltung von leichten Flugzeugstrukturen, die gemäß den Anforderungen aus der Zertifizierung den kritischen Belastungszuständen standhalten müssen und deren Bewertung durch eine Massenabschätzung erfolgt [83]. Am DLR wird zu diesem Zweck das PYTHON-basierte Framework PANDORA [110] entwickelt, welches im Rahmen der Vorentwurfsphase durch den steigenden Detailgrad des Entwurfes und dem Einsatz von Methoden höherer Genauigkeit eine zuverlässige Dimensionierung von Flugzeugrumpfstrukturen nach statischen Lastfällen sowie eine präzise Vorhersage der Strukturmasse unter Verwendung der FEM liefert [130]. PANDORA bietet einen automatisierten Prozess zur Strukturdimensionierung und ermöglicht somit die Integration in einen MDAO-Prozess. Grundlage dessen bilden CPACS-Datensätze, welche Informationen zur Erstellung von Geometrie- und Finite Elemente Modellen liefern [110]. Ein typisches Detailniveau im Vorentwurf für statische Strukturanalysen stellen Globale Finite Elemente Modelle (GFEM) dar, für welche die Rumpfstruktur durch Schalen- und Balkenelemente idealisiert wird [84]. Die Modelle umfassen die Rumpfhaut, Stringer, Spanten, Druckschotte, Verstärkungsstrukturen für den Kabinen- sowie Frachtboden und den Flügelmittellkasten [110], wie in Abbildung 3.2a veranschaulicht. Diese GFEM sind zunächst löseragnostisch und können in das Format verschiedener Löser konvertiert werden, darunter NASTRAN, ANSYS MECHANICAL APDL, ABAQUS und B2000++, um lineare statische Analysen durchzuführen, die in einem iterativen Dimensionierungsprozess verwendet werden [83, 110]. In diesem Prozess der Dimensionierung hinsichtlich maximaler Festigkeit sowie Stabilität, aus dem eine optimale Hautdickenverteilung für die einzelnen Paneele t_p sowie eine GFEM-basierte Schätzung der Strukturmassen von Balken- und Schalenelementen sowie der daraus gebildeten Gesamtmasse $m_{s,total}$ resultiert, werden relevante Flug- und Bodenlastfälle gemäß CS25 Subpart C [42] berücksichtigt. Eine aus PANDORA generierte Paneeldickenverteilung ist beispielhaft in Abbildung 3.2b gezeigt.

Um die Rechenzeit für die Strukturauslegung innerhalb des MDAO-Prozesses zu reduzieren, besteht die Möglichkeit, nach einer initialen Strukturanalyse die Lastfälle auf jene zu beschränken, die für die Auslegung dominant sind. Eine zusätzliche Eingrenzung der Rechenzeit wird durch die



(a) GFEM mit Balkenelementen in Schwarz und Schalenelementen in Blau dargestellt.



(b) Resultierende Dickenverteilung der Rumpffpaneele aus der Strukturauslegung.

Abbildung 3.2.: Visualisierung des GFEM und der Hautdickenverteilung auf Paneelebene einer konventionellen Flugzeugkonfiguration aus PANDORA.

Vorgabe eines Konvergenzkriteriums in Bezug auf die resultierende Strukturmasse zur Überprüfung des Iterationsschrittes k zu

$$\frac{m_{s,total}^{(k)} - m_{s,total}^{(k-1)}}{m_{s,total}^{(k)}} \cdot 100\% < 1\% \quad (3.10)$$

erreicht. Das Konvergenzverhalten der im Dimensionierungsprozess ermittelten Strukturmassen über neun Iterationsschritte, nach welchen die Veränderung der Strukturmasse zum vorherigen Schritt 0.25 % beträgt, wird in Abbildung 3.3 beispielhaft anhand einer konventionellen Flugzeugkonfiguration gemäß Abbildung 3.2 aufgezeigt. Nach sechs Iterationen kann im Allgemeinen eine Änderung der Strukturmasse von unter 1 % im Vergleich zum vorherigen Rechenschritt sichergestellt werden. Unter Verwendung des Löser ANSYS MECHANICAL APDL, welcher im Kontext der Methode zur Einbindung in den MDAO-Prozess eingesetzt wird, ist dies mit einem Rechenaufwand von ungefähr 25 min verbunden. Damit ist ein ausreichender Kompromiss zwischen Rechengenauigkeit und -dauer im MDAO-Prozess gewährleistet. Die technischen Daten der verwendeten Hardware zur Berechnung der Strukturauslegung sind Anhang A.1 zu entnehmen.

3.4. Recheneffiziente Kabinenlärmvorhersage auf Basis von hochauflösenden Finite Elemente Simulationen

Zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurfsprozess wird in Abschnitt 2.3 die Notwendigkeit von Simulationsmodellen hohen Fidelitätsgrades für vibroakusti-

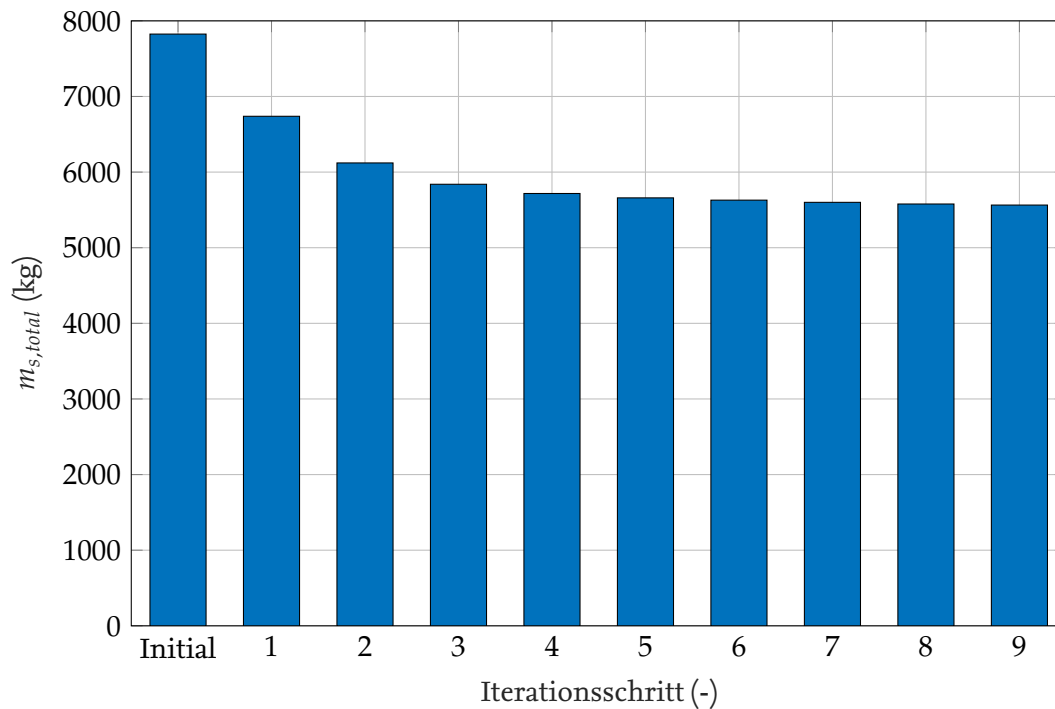


Abbildung 3.3.: Konvergenzstudie der aus PANDORA resultierenden Strukturmassen bei der Strukturdimensionierung mit neun Iterationsschritten anhand einer konventionellen Flugzeugkonfiguration.

sche Analysen herausgestellt, um zuverlässige Vorhersagen des Kabinenlärms zu ermöglichen und somit fundierte Entscheidungen hinsichtlich der Lärmreduktion und des Passagierkomforts im multidisziplinären Kontext treffen zu können. Allerdings sind in dieser frühen Entwurfsphase Informationen zur Modellgenerierung nur begrenzt verfügbar. Um diese Informationen mit zusätzlichem Wissen zur Geometrie sowie zur numerischen Detailanalyse anzureichern und in Abhängigkeit der physikalischen Disziplin Modelle mit dediziertem Fidelitätsgrad bereitzustellen, wird am DLR das wissensbasierte Werkzeug FUGA entwickelt, welches von WALTHER ET AL. [143] eingeführt und in Bezug auf die Generierung von dedizierten Simulationsmodellen in [5, 55, 56, 59] erweitert wird. Die grundlegende Funktionsweise von FUGA zur Ableitung von Simulationsmodellen wird in Abschnitt 3.4.1 beschrieben. Wie in [143] ausgeführt, erlaubt der wissensbasierte Ansatz die Einbindung in einen MDAO-Prozess. Der hohe Fidelitätsgrad in der Modellierung führt jedoch zu einer hohen Anzahl an Freiheitsgraden und beeinflusst damit die Lösungszeit der vibroakustischen FEM-Analysen erheblich. Dies wird durch die zu berücksichtigende starke Kopplung zwischen Struktur und Fluid, das frequenzabhängige vibroakustische Verhalten sowie die frequenzabhängige Diskretisierung verstärkt, welche generell zu hohen Rechenzeiten beitragen. Um den Anforderungen der MDAO gerecht zu werden und die Untersuchung einer Vielzahl an Flugzeugkonzepten zu ermöglichen, ist daher zur Integration der Kabinenakustik eine Methodik erforderlich, die sowohl eine hohe Genauigkeit als auch eine effiziente Berechnung sicherstellt. Mit der Einschränkung auf kommerzielle FEM-Programme stellen eine vielversprechende Lösung Surrogatmodelle als Ersatz der aufwendigen FEM-Berechnungen im Flugzeugvorentwurfsprozess dar, deren Erstellung für den Anwendungsfall der Kabinenakustik sich Abschnitt 3.4.2 widmet.

3.4.1. Wissensbasierte Entwurfsmethodik zur automatisierten Generierung von Simulationsmodellen hohen Fidelitätsgrades

In diesem Abschnitt wird die wissensbasierte Methodik zur automatisierten Generierung von Simulationsmodellen mit dediziertem Fidelitätsgrad in ihren Grundzügen erläutert. Eine umfassende Übersicht ist [55, 59, 142, 143] zu entnehmen und wurde bereits im Rahmen einer vorhergehenden Studienarbeit der Autorin [5] ausführlicher behandelt.

Das in der Programmiersprache PYTHON entwickelte Tool FUGA ist auf die Gestaltung des Flugzeugrumpfes ausgerichtet und vereint dabei wesentliche Aspekte aus den Bereichen des Flugzeugvorentwurfs, der Struktur- sowie der Kabinenauslegung [143]. Basierend auf einem wissensbasierten Ansatz werden die begrenzt verfügbaren Vorentwurfsdaten um zusätzliche notwendige Informationen zur Geometrie sowie zur numerischen Detailanalyse ergänzt, um eine realitätsnahe Bewertung der Kabine in den frühen Phasen des Entwurfsprozesses zu ermöglichen [5, 55]. Als wissensbasierte Methodik weist FUGA die Komponenten eines Wissensrepositoriums, eines Datenrepositoriums sowie eines Regelinterpreters auf [143]. Das Wissensrepositorium besteht aus einer Sammlung von verknüpften Entwurfsregeln, die das Wissen zur Produktentwicklung darstellen. Durch die Architektur von FUGA können neue Regeln auf einfache Weise hinzugefügt sowie bestehende Regeln erweitert, modifiziert oder überschrieben werden [143]. Diese Regeln sind als PYTHON-Klassen implementiert und umfassen logische, mathematische, geometrische, konfigurationsbezogene sowie kommunikationsbasierte Aspekte, die Schlussfolgerungen ableiten, mathematische Operationen durchführen, Objekte modifizieren, Datenstrukturen anpassen und die Kommunikation mit anderen Softwareprogrammen ermöglichen [80]. Durch die Ausführung dieser Klassen werden neue Daten generiert, die jeweils einen Eintrag in dem Datenrepositorium liefern. Das Datenrepositorium dient allgemein zur Speicherung von Produktdaten, welche von einem beliebigen von PYTHON-unterstützten Typ sein können, wie numerische Werte, Tabellen, geometrische Daten oder auch Berechnungsnetze für Finite Elemente Modelle [56]. Grundlage dieser Datenbasis bilden Luftfahrzeugdaten im Vorentwurfsdatenschema CPACS [143]. Werden Daten angefordert, die nicht im Datenrepositorium verfügbar sind, wird zur Ergänzung dieser Daten ein Regelinterpreter mit graphenbasiertem Ansatz eingesetzt [143]. Dieser Regelinterpreter agiert als algorithmischer Mechanismus, der darüber entscheidet, welche Regeln zur Anwendung kommen und in welcher Reihenfolge diese ausgeführt werden [59]. Der graphenbasierte Ansatz bietet den Vorteil, dass eine Aktualisierung eines Eintrags im Datenrepositorium zur Ungültigkeit aller davon abhängigen Einträge führt, die daraufhin eine Neuberechnung erfordern, wodurch Inkonsistenzen vermieden werden [143]. Damit schafft FUGA durch den wissensbasierten Ansatz die Voraussetzungen für die automatisierte Modellgenerierung unter Berücksichtigung eines hohen Detailgrads in der Phase des Flugzeugvorentwurfs, mit welcher aufgrund der hohen Adaptierbarkeit der Modelle eine Vielzahl von Flugzeugkonfigurationsvarianten effizient bereitgestellt werden kann. Dies wird durch den Einsatz von CPACS als zentrales Datenformat und die gezielte Verschaltung der Regelsätze erreicht, wodurch die Konsistenz zwischen Modellen unterschiedlichen Fidelitätsgrades sichergestellt wird [5, 143]. Insbesondere besitzt FUGA die Flexibilität, um das Wissen durch die Ergänzung zusätzlicher Regeln für neuartige Produktarchitekturen zu erweitern, sodass neue, nachhaltige Technologien berücksichtigt werden können [143].

Die Modellgenerierung für die FEM-basierte Kabinenlärmprognose, welche im Folgenden in Anlehnung an [55] näher ausgeführt wird, umfasst den CAD-basierten Geometrieentwurf unter Nutzung des quelloffenen Geometrie-kernels OPEN CASCADE TECHNOLOGY (OCCT) [136] sowie die automatisierte Vernetzung dieser Geometrien mittels der öffentlich verfügbaren PYTHON-Bibliothek GMSH [47]. Wie in Abbildung 2.6 bereits vorgestellt, umfassen die in Finite Elemente (FE) diskretisierten Modelle detaillierte Komponenten der Primärstruktur und der Kabinenverkleidung sowie

die Kavitäten, die über entsprechende Regeln in FUGA generiert werden können.

Die Geometrien der Primärstruktur werden auf Basis der entsprechenden Definition in CPACS [127] modelliert. Zusätzliche Regeln des Rumpfwurfs, welche von WALTHER UND CIAMPA [140] vorgestellt werden, ermöglichen die Anreicherung des Entwurfes mit spezifischem Wissen über Rumpfinterne Komponenten, wie Stringer, Spante, Bodenstrukturen und Druckschotte. Zur Sicherstellung der Konsistenz zwischen Rumpfstruktur und Kabine liefern die Geometrien der Primärstruktur Randbedingungen für die anschließende Platzierung und Anbindung der Kabinenkomponenten. Die aktuelle CPACS-Definition betrachtet Kabinenbauteile als Zukaufteile ohne eigene Parametrik [141], sodass diese innerhalb von FUGA parametrisiert und automatisiert über OCCT erzeugt werden. Eine wesentliche Bedingung besteht außerdem darin, die Geometrien von Rumpf und Kabine wasserdicht zu generieren. Dies stellt eine Voraussetzung dar, um resultierende Innenräume als Volumina abzuleiten, welche die Luft in der Passagierkabine bzw. im Frachtraum sowie die thermische und akustische Isolierung abbilden.

Auf Basis dieser CAD-Geometrien können in einem weiteren Schritt entsprechende FE-Netze zur Lärmprognose bereitgestellt werden. Dazu werden zunächst unter Berücksichtigung der Angabe einer maximalen strukturellen Elementkantenlänge alle strukturellen Komponenten mit linearen oder quadratischen Schalenelementen diskretisiert und strukturelle Verbindungen über Niet-, Feder- und starre Verbindungselemente erzeugt. Darauf folgend werden die Kavitäten ebenfalls unter Angabe einer maximalen Fluid-Elementkantenlänge vernetzt, für welche aktuell lineare oder quadratische Tetraeder-Elemente in FUGA verfügbar sind, und die Fluid-Struktur-Interaktion an spezifischen Flächen definiert. Struktur- und Fluidgebiete werden demnach separat und nonkonform vernetzt.

Es ist zu beachten, dass zur hinreichend genauen Abbildung der sinusförmigen Schwingungen Struktur und Fluid mit sechs bis zehn Elementen bei linearen Ansatzfunktionen bzw. mit drei bis vier Elementen bei quadratischen Ansatzfunktionen pro Wellenlänge zu diskretisieren sind [6, 7, 92]. Um diese Anforderungen zu erfüllen, ist für die Vernetzung eine maximale Elementkantenlänge zu

$$l_{e,max} = \frac{\lambda_{min}}{n_{Element}} \quad (3.11)$$

einzuhalten. Darin entspricht $n_{Element}$ der Anzahl an Elementen pro Wellenlänge und λ_{min} der minimal auftretenden Wellenlänge. Letzteres ist aufgrund fundamentaler Unterschiede in der Schallausbreitung in Abhängigkeit vom vorliegenden Medium zu differenzieren. Für die minimale Wellenlänge einer Luftschallwelle eines reinen Tones der maximal zu betrachtenden Frequenz f_{max} gilt mit der Schallgeschwindigkeit c_F :

$$\lambda_{F,min} = \frac{c_F}{f_{max}}. \quad (3.12)$$

Das Schwingverhalten von dünnwandigen Strukturen, welche primär im Leichtbau eingesetzt werden, ist insbesondere von BiegeWellen geprägt [99]. In Anlehnung an [76] kann die minimal auftretende BiegeWellenlänge einer endlich ausgedehnten Platte mit der Strukturdicke ρ_S und der Bauteildicke h durch

$$\lambda_{B,min} = \frac{\sqrt{2\pi}}{\sqrt{f_{max}}} \sqrt[4]{\frac{B}{\rho_S h}} \quad (3.13)$$

näherungsweise beschrieben werden. Die Biegesteifigkeit B ergibt sich unter zusätzlicher Zuhilfenahme von dem Elastizitätsmodul E und der Querkontraktionszahl ν zu [76]

$$B = \frac{Eh^3}{12(1 - \nu^2)}. \quad (3.14)$$

Durch die in FUGA berücksichtigte spezifische Adaption der Elementgrößen in den Fluid- und Strukturgebieten zur hinreichend genauen Auflösung der Wellen wird die Möglichkeit geschaffen, eine übermäßige Diskretisierung in Bereichen zu vermeiden, für die eine wesentlich gröbere Vernetzung ausreicht, und somit die Anzahl der Freiheitsgrade auf ein Minimum zu reduzieren. Diese nonkonforme Vernetzung erfordert jedoch die Zuweisung der Elemente von Struktur und Fluid zur Definition der Fluid-Struktur-Interaktion.

Darüber hinaus können Belastungen sowie Randbedingungen dem Modell mit FUGA hinzugefügt werden. Die aus FUGA resultierenden Simulationsmodelle sind löseragnostisch und können zum Zeitpunkt des Verfassens dieser Arbeit in die Formate der FE-Löser NASTRAN und ANSYS MECHANICAL APDL konvertiert werden. Eine Übersicht zu den löseragnostischen Elementtypen sowie den in NASTRAN und ANSYS MECHANICAL APDL verwendeten Elemente wird in Tabelle 3.1 gegeben. Basierend auf den mit FUGA generierten Simulationsmodellen mit hohem Fidelitätsgrad wird im Folgenden ein Prozess zur Erstellung von Surrogatmodellen zur Vorhersage des Kabinenlärms im Kontext des Flugzeugvorentwurfs vorgestellt.

Tabelle 3.1.: Überblick der löseragnostischen und entsprechenden NASTRAN- sowie ANSYS MECHANICAL APDL-Elementtypen zur Konvertierung der betrachteten Simulationsmodelle in das entsprechende Löserformat unter Berücksichtigung linearer und quadratischer Ansatzfunktionen (in Anlehnung an [5]).

Löseragnostischer Elementtyp	Elementtyp in NASTRAN	Elementtyp in ANSYS MECHANICAL APDL
Dreieckiges Schalenelement (linear)	CTRIA3	SHELL181
Dreieckiges Schalenelement (quadratisch)	CTRIA6	SHELL281
Viereckiges Schalenelement (linear)	CQUAD4	SHELL181
Viereckiges Schalenelement (quadratisch)	CQUAD8	SHELL281
Akustisches Tetraeder-Element (linear)	CTETRA	FLUID30
Akustisches Tetraeder-Element (quadratisch)	CTETRA	FLUID221
Akustisches Hexaeder-Element (linear)	CHEXA	FLUID30
Akustisches Hexaeder-Element (quadratisch)	CHEXA	FLUID220
Punktmasselement	CONM2	MASS21
Absorberelement	CAABSF	SF
Starres Verbindungselement	RBE2	CERIG
Federelement	CBUSH	COMBI250
Nitelement	CFAST	RBE3 in Kombination mit COMBI250

3.4.2. Methode zur Erstellung von Surrogatmodellen der Kabinenakustik für den Flugzeugvorentwurf

Die Erstellung von Surrogatmodellen als Ersatz für aufwendige FEM-Berechnungen von vibroakustischen Problemen ist mit einigen Herausforderungen verbunden, die auf die komplexen, frequenzabhängigen Phänomene sowie den damit einhergehenden resonanten und interferenten Effekten zurückzuführen sind. Dies führt zu einem hochgradig nichtlinearen Antwortverhalten, welches es mittels der Surrogatmodelle hinreichend genau abzubilden gilt. In Abschnitt 2.2.1 konnte bereits aufgezeigt werden, dass Kriging eine geeignete Surrogatmodellierungstechnik für vibroakustische Anwendungsfälle darstellt, ausgehend von mittels Latin Hypercube Sampling erzeugten Stichproben, die eine repräsentative Abdeckung des Entwurfsraumes sicherstellen.

Eine weitere Herausforderung bei der Entwicklung dieser Surrogatmodelle wird durch das in Ab-

schnitt 3.2 definierte Optimierungsproblem bedingt, welches den Zielkonflikt zwischen Struktur- auslegung und Kabinenakustik abbildet. Die Änderung struktureller Parameter der Primärstruktur beeinflusst nicht nur die Strukturdimensionierung und -masse, sondern auch das vibroakustische Transmissionsverhalten, welches Auswirkungen auf den Schallpegel in der Passagierkabine hat. Dabei haben sowohl die strukturellen Entwurfsvariablen als auch die aus der Strukturdimensionierung resultierenden Paneeldickenverteilung gemäß Abschnitt 3.3 eine wesentliche Auswirkung auf die Kabinenakustik. Folglich besteht eine Kopplung zwischen der Strukturauslegung und der Kabinenakustik, welche zur präzisen Abbildung des vibroakustischen Verhaltens im Surrogatmodell zu berücksichtigen ist. In diesem Hinblick ist eine Erweiterung der in Abschnitt 2.2.1 vorgestellten Vorgehensweise zur Surrogatmodellerstellung erforderlich, welche sich insbesondere auf den Schritt der Generierung der Trainingsdaten $(\mathbf{x}^{(i)}, y^{(i)})$ auf Basis des Originalmodells $y^{(i)} = f(\mathbf{x}^{(i)})$ bezieht und durch den in Abbildung 3.4 dargestellten Prozess zu erweitern ist. Zur Einbeziehung von Anregungen bei unterschiedlichen Ordnungen der Blattfolgefrequenz im MDAO-Prozess gilt es für jede zu betrachtende Frequenz ein eigenes Surrogatmodell zu generieren.

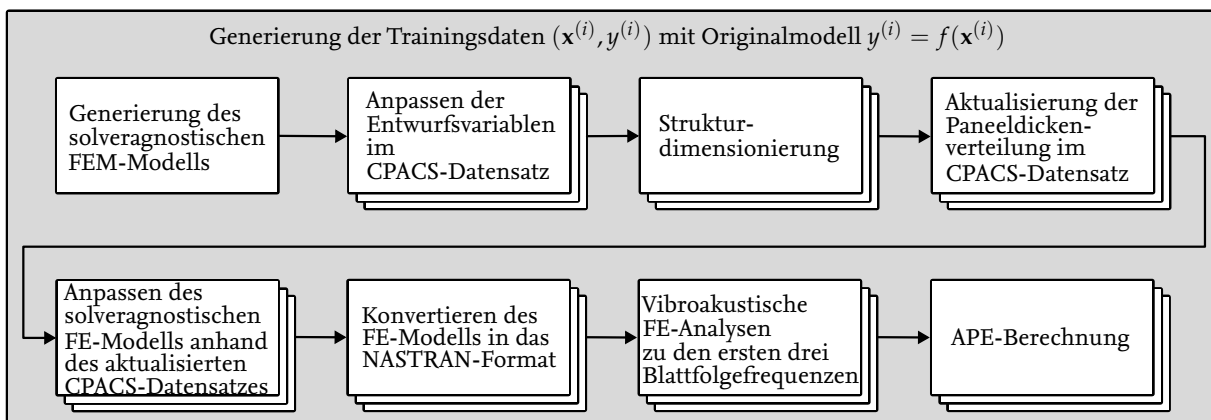


Abbildung 3.4.: Prozess zur Generierung der Trainingsdaten für das Surrogatmodell der Kabinenakustik.

Der Ausgangspunkt der Betrachtungen sind gemäß Abbildung 2.2 die aus dem DOE hervorgehenden Stichproben \mathbf{X} . Zur Erstellung dieser Stichproben mittels LHS wird die Toolbox SMT verwendet, die insbesondere basierend auf der Arbeit von JIN ET AL. [66] den *Enhanced Stochastic Evolutionary*-Algorithmus für die Erstellung optimaler statistischer Versuchspläne für Computereperimente bereitstellt.

Auf Grundlage des CPACS-Datensatzes der zu untersuchenden Flugzeugkonfiguration wird mit FUGA ein Basis-Simulationsmodell des Rumpfes für die vibroakustischen FEM-Analysen erstellt, dessen Diskretisierung von der maximal zu betrachtenden Frequenz abhängt und welches zunächst in löseragnostischer Form vorliegt. Das Modell umfasst die Primärstruktur des Rumpfes, die Kabinenkomponenten, die Kavitäten, die Randbedingungen sowie die durch den Propeller erzeugten Druckanregungen bei den zu untersuchenden Ordnungen der Blattfolgefrequenz auf der Rumpfhaut. Neben der flexiblen Wahl des FE-Lösers bietet der Löseragnostizismus einen weiteren Vorteil, der einen signifikanten Einfluss auf die Effizienz des Prozesses zur Surrogatmodellerstellung hat. Die Generierung von Simulationsmodellen hohen Fidelitätsgrades mit FUGA erfordert komplexe Geometrieoperationen, die in umfangreichen Rechenzeiten resultieren [5]. Da die grundlegende Geometrie der Konfiguration beibehalten wird und für jede Stichprobe aus dem DOE lediglich spezifische Parameter modifiziert werden, die keine Änderung in der Vernetzung bedingen, ist das Simulationsmodell in löseragnostischer Form nur einmalig zu generieren. Durch die Nutzung des Pakets PICKLE [113], welches in der PYTHON-Standardbibliothek enthalten ist, kann die Instanz des

löseragnostischen Modells abgespeichert und zu einem späteren Zeitpunkt für Modifikationen unter Beibehaltung der Konsistenz sowie zur Konvertierung in ein beliebiges, verfügbares Löserformat aufgerufen werden. Dies reduziert die Notwendigkeit wiederholter aufwändiger Geometrieoperationen und führt zu erheblichen Einsparungen in Bezug auf Rechenzeit und Ressourcen bei der Modellgenerierung mit FUGA.

Ein Aspekt, der in der Modellgenerierung berücksichtigt werden kann und sich ebenfalls auf die Effizienz des Prozesses auswirkt, besteht in der Erstellung frequenzspezifischer Modelle. Dabei wird für jede betrachtete Frequenz ein an die maximale Elementkantenlänge angepasstes Netz erstellt. Mittels PICKLE können in diesem Fall die Geometrien zwischengespeichert werden, sodass nur die Vernetzung mehrmals auszuführen ist. Der Vorteil der frequenzspezifischen Simulationsmodelle liegt darin, dass bei niedrigeren Frequenzen, für die eine gröbere Vernetzung ausreichend ist, die Anzahl an Freiheitsgraden und folglich die Rechenzeit für die FEM-Analyse reduziert werden kann. Dies ist insbesondere bei ausgeprägten Differenzen in den Rechenzeiten bei der Nutzung kommerzieller FEM-Programme zur Kosteneinsparung von Bedeutung. Nachteilig ist zu beachten, dass die Modellgenerierung in FUGA durch die mehrfache Vernetzung mit einem größeren Zeitaufwand verbunden ist, die aufgrund der hohen Komplexität der Modelle nicht zu vernachlässigen ist. Außerdem müssen im Gegensatz zur Nutzung eines einzigen Simulationsmodells die Modelle für jede zu untersuchende Frequenz einzeln in das FEM-Programm eingelesen und aufgebaut werden, um die Analysen zu starten. Dies nimmt wiederum bei dem betrachteten hohen Fidelitätsgrad einige Zeit in Anspruch und ist folglich gegen die entsprechende Zeiteinsparung aufgrund einer geringeren Anzahl von Freiheitsgraden abzuwägen.

Ausgehend vom CPACS-Datensatz der zu untersuchenden Flugzeugkonfiguration und dem zugehörigen löseragnostischen Basis-Simulationsmodell werden alle nachfolgenden Schritte für jede Stichprobe aus dem DOE des Stichprobenplans wiederholend durchgeführt. Dies wird im Rahmen der vorliegenden Arbeit sukzessiv umgesetzt. Bei der Verfügbarkeit von Rechenclustern bietet die Parallelisierung dieses Prozesses ein großes Potential, um den Rechenaufwand zur Erstellung von Surrogatmodellen auf Basis von Simulationsmodellen mit hohem Fidelitätsgrad effizient zu bewältigen.

Um die Kopplung zwischen der Strukturauslegung und der Kabinenakustik zu berücksichtigen, ist vor der Durchführung der vibroakustischen FEM-Analyse die Paneeldickenverteilung gemäß der in Abschnitt 3.3 eingeführten Methodik zur Strukturauslegung mit PANDORA für jede Stichprobe zu ermitteln. Die entsprechenden Entwurfsvariablen werden dazu im CPACS-Datensatz, welcher als Input für PANDORA dient, gemäß der jeweiligen Stichprobe angepasst. Die aus der Strukturdimensionierung resultierende Paneeldickenverteilung wird ebenfalls im CPACS-Datensatz aktualisiert. Das löseragnostische Modell wird entsprechend dieser Anpassungen bezüglich der Entwurfsvariablen sowie der Paneeldickenverteilung modifiziert und anschließend in das Löserformat NAS-TRAN konvertiert. Auf Grundlage dieses Simulationsmodells wird eine harmonische Analyse im Frequenzbereich zu der Blattfolgefrequenz bzw. deren Harmonischen für jede Stichprobe in NAS-TRAN durchgeführt. Wie in Abschnitt 2.1.2 beschrieben, ist für ein solches vibroakustisches Problem die Wechselwirkung zwischen Fluid und Struktur zu beachten, welche in sich einen multidisziplinären Charakter aufweist. Der aus der harmonischen Analyse resultierende komplexwertige Schalldruck wird an den Knotenwerten der Kabinenkavität ausgelesen und somit die APE berechnet. Durch die räumliche Diskretisierung von Gleichung (3.5) lässt sich die APE bei der Anregungsfrequenz ω zu

$$E_{pot}(\omega) = \frac{1}{4} \mathbf{p}^H(\omega) \mathbf{M}_F \mathbf{p}(\omega) \quad (3.15)$$

formulieren [54]. Darin entspricht $\mathbf{p}(\omega)$ dem Vektor der Schalldrücke sowie \mathbf{M}_F der akustischen Massenmatrix des betrachteten Fluidgebietes gemäß Gleichung (2.6).

Da lediglich die Schritte der vibroakustischen Analysen und dementsprechend auch der APE-Be-

rechnung frequenzabhängig sind, ist es zur Steigerung der Effizienz und der Automatisierung des Prozesses sinnvoll, eine Schleife über alle zu untersuchenden Frequenzen für diese beiden abschließenden Schritte einzuführen. Somit sind alle vorhergehenden Schritte, die eine Frequenzunabhängigkeit aufweisen, nur einmalig pro Stichprobe auszuführen.

Die Stichproben sowie die zugehörigen Ergebnisse der APE-Berechnung stellen die Eingangsdaten zum Training des Surrogatmodells unter Verwendung von Kriging dar, welches ebenfalls über die Toolbox SMT erfolgt. Für eine höhere Zuverlässigkeit der Vorhersagen sowie zur Gewährleistung einer sinnvollen Auswertung im Kontext der Validierung wird statt des Pegels der APE, welcher logarithmisch aufgetragen ist, die APE in ihrer linearen Skalierung zum Training des Surrogatmodells verwendet. Aus den Vorhersagen des Modells kann anschließend der zugehörige Pegel gemäß Gleichung (3.6) ermittelt werden. Um eine bessere Vergleichbarkeit zwischen den Surrogatmodellen unterschiedlicher Frequenz zu schaffen, werden zusätzliche Stichproben für alle Modelle ergänzt, auch wenn die globale Genauigkeit einzelner Modelle bereits ausreichend ist. Die Surrogatmodelle werden ebenfalls mittels PICKLE gespeichert, um den Zugriff auf diese Modelle während des MDAO-Prozesses zu ermöglichen.

Der in diesem Abschnitt vorgestellte Prozess zur Erstellung von Surrogatmodellen für die Vorhersage des Kabinenlärms ist auf das in Abschnitt 3.2 beschriebene reduzierte Optimierungsproblem spezifiziert, welches die Anwendbarkeit der Methodik zur Einbindung der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurfsprozess demonstrieren soll. Ein wesentlicher Aspekt, der im Folgenden diskutiert wird, besteht bezüglich der Gültigkeit der Methodik bei der Erweiterung des Optimierungsproblems um zusätzliche Disziplinen, die im Flugzeugvorentwurf standardmäßig beteiligt sind. Mit der Einführung weiterer Disziplinen entstehen zusätzliche Kopplungen zur Kabinenakustik, deren Auswirkungen analog zur Strukturdimensionierung im Surrogatmodell abzubilden sind. Diese Kopplungen sind im Allgemeinen unidirektionaler Art, sodass die Kabinenakustik durch die Ergebnisse anderer Disziplinen beeinflusst wird, die Schalldruckverteilung in der Passagierkabine allerdings keinen Einfluss auf andere Disziplinen, wie der Aerodynamik oder der Antriebsauslegung hat. Damit kann die Kabinenakustik als nachgelagerte Disziplin betrachtet werden, sodass der in Abbildung 3.4 dargestellte Prozess um vorgelagerte Analysen ergänzt werden kann. Sollte dennoch eine bidirektionale Kopplung zur Kabinenakustik oder einer anderen Disziplin vorliegen, ist die Konvergenz der Analysen durch eine Erweiterung des Prozesses um ein iteratives Vorgehen, wie dem JACOBI- oder GAUSS-SEIDEL-Verfahren, sicherzustellen. Um solch aufwendige Prozesse handhabbar zu halten und auf bestehende in RCE integrierte disziplinspezifische Tools zurückgreifen zu können, ist eine zukünftige Implementierung in RCE sinnvoll.

Werden darüber hinaus im Kontext der Einbindung zusätzlicher Disziplinen globale Abmaße des Flugzeugs verändert oder diese als Entwurfsvariablen im MDAO-Prozess definiert, ist das ursprünglich generierte Basis-Simulationsmodell nicht weiter verwendbar. In diesem Fall sind mittels FUGA für jede Stichprobe Geometriemodifikationen durchzuführen und die resultierenden Geometrien erneut zu vernetzen, um ein angepasstes Simulationsmodell bereitzustellen.

Auch eine Erweiterung in Bezug auf zusätzliche akustische Quellen als Anregung und damit einhergehend die Untersuchungen in weiteren Frequenzbereichen ist denkbar. Insbesondere bei breitbandigen Anregungen, wie der turbulenten Grenzschicht, ist jedoch das Ausmaß an zusätzlichem Rechenaufwand zu beachten, welches eine Parallelisierung des Prozesses unabdingbar macht, um den Zeitaufwand zur Erstellung der Surrogatmodelle in einem angemessenen Zeitrahmen zu halten.

Zusammenfassend wird eine Methode zur Erstellung von Surrogatmodellen für die Kabinenlärmprognose vorgeschlagen, die auf FEM-Analysen von Simulationsmodellen mit hohem Fidelitäts-

grad basiert. Im Vergleich zur direkten Einbindung der vibroakustischen FEM-Analysen stellt die Implementierung von Surrogatmodellen eine recheneffiziente Möglichkeit zur Bewertung des Kabinenlärms in einem MDAO-Prozess dar. Aufgrund der bestehenden interdisziplinären Kopplung zu anderen Disziplinen, die im Kontext des Flugzeugvorentwurfs ausgewertet werden, sind entsprechende disziplinspezifische Analysen im Prozess zur Generierung der Trainingsdaten zu berücksichtigen. Durch die Abbildung der Effekte anderer Disziplinen auf die Kabinenakustik ist jedoch zu beachten, dass die Interpretierbarkeit der Surrogatmodelle erschwert wird. Weiterhin ist der vorgestellte Prozess in Bezug auf zusätzliche akustische Anregungen sowie Disziplinen erweiterbar. Aufgrund der Nutzung von CPACS als zentrale Datenbasis für die Generierungen von Simulationsmodellen sowie als zentrales Datenaustauschformat im Prozess wird dabei die Konsistenz zwischen den unterschiedlichen Disziplinen sichergestellt. Die löseragnostische Form der aus FUGA stammenden Simulationsmodelle unterstützt hierbei die effiziente Modifikation der Modellparameter auf Basis von CPACS. Die parallelisierte Ausführung der in Abbildung 3.4 zusammengefassten Vorgehensweise zur Generierung der Trainingsdaten bietet ein großes Potential, den Zeitaufwand zur Erstellung der Surrogatmodelle signifikant zu reduzieren.

3.5. Formulierung des Prozesses zur multidisziplinären Entwurfsanalyse und -optimierung unter Berücksichtigung der Kabinenakustik

Basierend auf den entwickelten Methoden zur Strukturauslegung und der Kabinenlärmvorhersage wird im Folgenden die Umsetzung des in Gleichung (3.9) spezifizierten MDAO-Problems betrachtet. Der MDAO-Prozess wird im Rahmen dieser Arbeit in RCE implementiert und ausgeführt. Trotz der Nutzung von Surrogatmodellen zur Kabinenlärmvorhersage, die eine schnelle Evaluation innerhalb weniger Millisekunden im MDAO-Prozess erlauben, ist die Strukturauslegung durch den in Abschnitt 3.3 beschriebenen iterativen Prozess mit einem rechnerischen Aufwand von ca. 25 min verbunden, welcher die Ausführung des MDAO-Prozesses zeitlich dominiert. Um die Anzahl an Durchläufen und somit den Zeitbedarf zur Optimierung des multikriteriellen Problems zu begrenzen, wird zur Lösung dessen ein SBO-Ansatz herangezogen. Da RCE einen solchen Ansatz für die Mehrzieloptimierung nicht bereitstellt, wird auf den Optimierer SBARCHOPT (SURROGATE-BASED ARCHITECTURE OPTIMIZATION) zurückgegriffen, welcher von BUSSEMAKER [20] entwickelt wird. SBARCHOPT ist ursprünglich für die Mehrzieloptimierung von Architekturen technischer Systeme konzipiert, eignet sich jedoch aufgrund seiner vielseitigen Funktionalitäten auch als Optimierungsalgorithmus für das vorliegende Problem. Eine direkte Implementierung von SBARCHOPT in RCE ist nicht vorhanden, sodass der Optimierer stattdessen als Hintergrundprozess ausgeführt wird und per WEBSOCKET mit RCE kommuniziert. Zu diesem Zweck wird DLR-intern entwickelte Software verwendet. Die Kommunikation erfolgt über einen CPACS-Datensatz, welcher auch zum Datenaustausch zwischen den Disziplinen im RCE-Prozess dient. SBARCHOPT legt die Werte der Entwurfsvariablen der Spantdicke t_s und der Abschirmungsdicke t_r für die aktuelle Iteration fest, welche in der CPACS-Datei aktualisiert werden. Dieser aktualisierte CPACS-Datensatz wird anschließend über die Serververbindung für den weiteren Prozess in RCE bereitgestellt. Wie bereits in Abschnitt 3.4.2 erläutert, besteht zwischen der Strukturauslegung und der Kabinenakustik eine unidirektionale Kopplung über die Paneeldickenverteilung t_p . Durch die Berücksichtigung der aus der Strukturauslegung resultierenden Paneeldickenverteilung in den Surrogatmodellen der Kabinenakustik ist diese Kopplung im MDAO-Prozess nicht erforderlich, sodass die Strukturauslegung und die Kabinenlärmevaluation zu den iterationsspezifischen Werten der Entwurfsvariablen parallel ausgeführt werden können. Beide Disziplinen erhalten als Input den aktualisierten CPACS-Datensatz, aus welchem die Entwurfsvariablen ausgelesen werden. Auf Basis des CPACS-Datensatzes wird im Rahmen der Strukturauslegung unter Verwendung von

PANDORA gemäß der in Abschnitt 3.3 beschriebenen Methode zunächst das GFEM gebildet, mit welchem anschließend die Paneeldickenverteilung \mathbf{t}_p sowie eine Massenabschätzung $m_{s,total}$ erfolgt. In Bezug auf das in Gleichung (3.9) dargestellte Optimierungsproblem kann aufgrund der in PANDORA implizierten Sicherstellung der Kriterien für maximale Festigkeit und Stabilität auf die explizite Formulierung der beschriebenen Nebenbedingungen im MDAO-Prozess verzichtet werden. Simultan dazu werden die Surrogatmodelle der unterschiedlichen Ordnung der Blattfolgefrequenz $f_{b,i}$ mittels PICKLE eingelesen. Für die Werte der Entwurfsvariablen des aktuellen Durchlaufs im MDAO-Prozess wird aus den Surrogatmodellen pro zu untersuchender Frequenz eine Vorhersage für den Pegel der APE $L_{E,pot}$ abgeleitet. In einem weiteren Schritt wird aus den Vorhersagen der APE der energetisch gemittelte Pegel L_m gemäß Gleichung (3.7) bestimmt.

Sowohl die APE pro untersuchte Frequenz sowie der energetisch gemittelte Pegel auf akustischer Seite als auch die Paneeldickenverteilung und die Strukturmassen auf Seiten der Strukturauslegung werden in den CPACS-Datensatz geschrieben. Die um diese Ergebnisse aus den Disziplinen ergänzte CPACS-Datei wird schließlich an den Optimierer SBARCHOPT zurückgeführt. Die Entwurfsvariablen und die Zielgrößen der aktuellen Iteration werden dem Optimierer als Trainingsdaten für die SBO hinzugefügt. Auf Basis des Ergänzungskriteriums *Minimum Probability of Improvement* (MPOI) [116] werden für die folgende Iteration neue Werte für die Entwurfsvariablen bestimmt [23], die wiederum über den CPACS-Datensatz an RCE übermittelt werden. Dabei wird für jede Zielfunktion ein unabhängiges Kriging-Surrogatmodell trainiert [20]. Dieses Modell basiert auf einem initialen DOE, welcher auf eine raumfüllende Methode zurückgeht, die auch für hierarchische Entwurfsräume ausgelegt ist und in [22, 23] beschrieben wird. Der Datensatz, der aus diesem DOE hervorgeht, wird durch die zusätzlichen Stichproben erweitert, welche im Rahmen der Optimierung ermittelt werden. Die Ermittlung der neuen Werte der Entwurfsvariablen stellt ein eigenes Optimierungsproblem dar, welches über einen genetischen Algorithmus gelöst wird [23, 116]. Auf Grundlage der Kriging-Modelle wird dazu die Wahrscheinlichkeit bewertet, dass mit den neuen Entwurfsvariablen eine Verbesserung gegenüber der aktuellen PARETO-Front erreicht wird [21, 116]. Dies erfolgt, indem die Dominanz-Wahrscheinlichkeit für jedes Ziel einzeln betrachtet wird [20].

Dieses Vorgehen wird für eine vorgegebene Anzahl an Stichproben zur initialen Surrogatmodellierung und ergänzenden Funktionsauswertungen wiederholt, mit dem Ziel einer hinreichend genauen Abbildung der PARETO-Front. Der beschriebene Prozess ist in Abbildung 3.5 in Form eines EXTENDED DESIGN STRUCTURE MATRIX-Diagramms (XDSM-Diagramm) gemäß der Definition von MARTINS UND LAMBE [95] generisch zusammengefasst. Anzumerken sei, dass die Darstellung des Datenaustausches über CPACS hierbei nicht dargestellt wird, während für die Strukturauslegung explizit der CPACS-Datensatz als Input definiert ist. Grund hierfür ist, dass eine Vielzahl an Parametern aus dem CPACS-Datensatz zur Generierung des GFEM notwendig sind, die unter anderem Materialien, Geometrien sowie Lasten umfassen und nicht einzeln im Kontext des XDSM-Diagramms erfasst werden können.

Zur Effizienzbewertung sei dieser Prozess ferner mit einem äquivalenten MDAO-Prozess zu vergleichen, in dem statt der Surrogatmodelle die vibroakustischen FEM-Analysen implementiert sind. Die XDSM-Darstellung dieses MDAO-Prozesses ist in Abbildung 3.6 veranschaulicht. Gegenüber des in Abbildung 3.5 gezeigten Prozesses erfordert die direkte Implementierung der hochgenauen vibroakustischen FEM-Analyse zusätzlich

- die Einbindung von FUGA zur Generierung eines vibroakustischen Modells in löseragnostischer Form \mathcal{F}_{agn} , dessen Netzauflösung von der maximal zu untersuchenden Frequenz f_{max} abhängig ist,
- die Kopplung zwischen Strukturauslegung und Kabinenakustik über die Paneeldickenverteilung \mathbf{t}_p ,

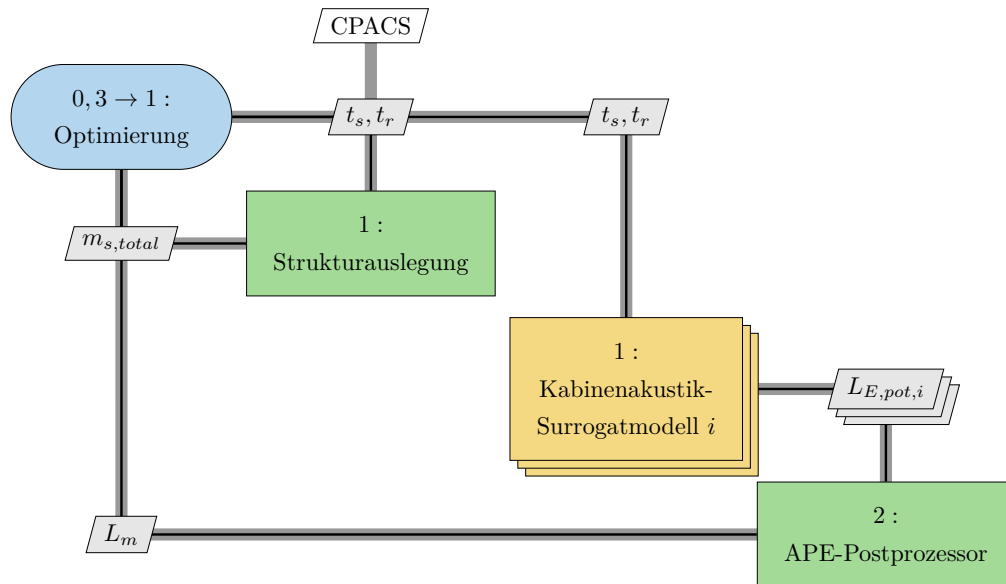


Abbildung 3.5.: XDSM-Diagramm des zu untersuchenden multikriteriellen Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik unter Verwendung von Surrogatmodellen als Ersatz der rechenintensiven vibroakustischen FEM-Analysen.

- die Modifikation des löseragnostischen Simulationsmodells entsprechend der dimensionierten Struktur und der Entwurfsvariablen sowie die Konvertierung zu einem löser-spezifischen Modell \mathcal{F}_{spec} , und
- die Berechnung der APE aus den aus der FEM-Analyse resultierenden Schalldruckverteilungen \mathbf{p} in der Kabine und der Massenmatrix des Fluids \mathbf{M}_F gemäß Gleichung (3.15), welche anschließend durch Gleichung (3.6) zu einem Pegel umformuliert wird.

Diese Schritte sind analog zu der in Abschnitt 3.4.2 beschriebenen Vorgehensweise zur Erstellung der Surrogatmodells wiederzufinden und erfordern durch die Einbeziehung der Kopplung zwischen Strukturauslegung und Kabinenakustik die sequentielle Ausführung der Disziplinen.

Abschließend kann festgestellt werden, dass die Integration von Surrogatmodellen als Ersatz für die rechenintensiven vibroakustischen FEM-Analysen eine signifikante Reduzierung des Rechenaufwands im MDAO-Prozess ermöglicht. Dies ist jedoch mit einem erhöhten Aufwand bei der Generierung der Surrogatmodelle verbunden. Je nach Wahl des Optimierungsalgorithmus weist dennoch die Nutzung von Surrogatmodellen eine höhere Effizienz auf, da die Anzahl an notwendigen Iterationen zur Ermittlung der PARETO-Front mehrere hundert oder sogar tausende Iterationen umfassen kann, in denen die schnelle Vorhersage mittels Surrogatmodellen den Optimierungsprozess maßgeblich beschleunigt. Basierend auf der in diesem Kapitel vorgestellten Methodik und den Prozessen zur Integration der Kabinenakustik befasst sich das folgende Kapitel mit der Erweiterbarkeit dieser Methodik um die Disziplin der Kabinenauslegung.

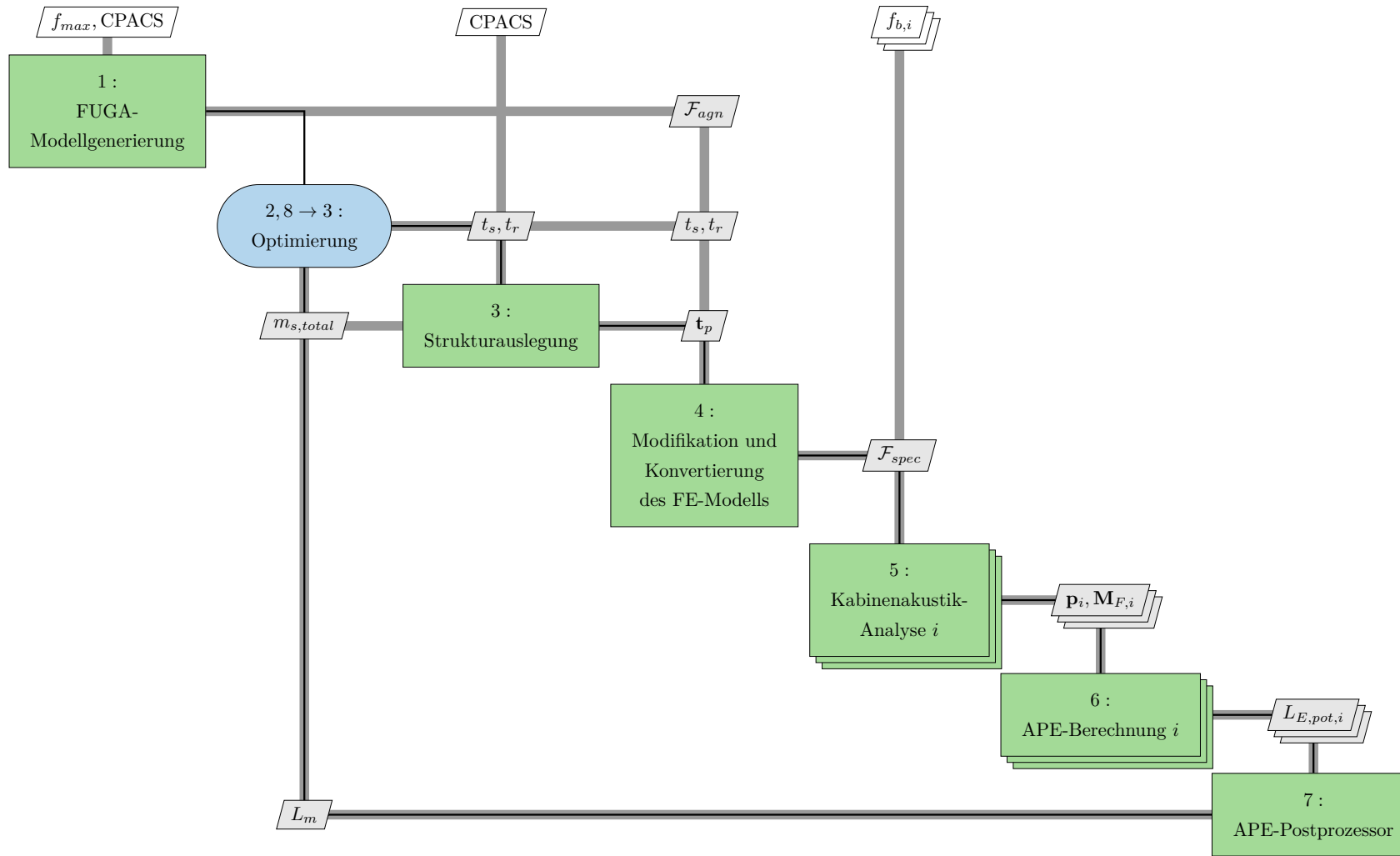


Abbildung 3.6.: XDSM-Diagramm des zu untersuchenden multikriteriellen Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik bei der Einbindung der rechenaufwändigen vibroakustischen FEM-Analysen.

4. Erweiterung des multidisziplinären Analyse- und Optimierungsprozesses um die Kabinenauslegung

Zur Veranschaulichung der Erweiterbarkeit der im vorherigen Kapitel aufgezeigten Methodik zur Integration der Kabinenakustik in den Flugzeugvorentwurf wird zusätzlich zur Strukturauslegung und der Kabinenakustik auch die Kabinenauslegung in den MDAO-Prozess miteinbezogen. Dazu gibt Abschnitt 4.1 eine Beschreibung des angepassten Optimierungsproblems, welches zusätzlich eine Zielfunktion zur Bewertung der Kabinenauslegung berücksichtigt. Eine entsprechende Methode zur Kabinenauslegung, um welche der MDAO-Prozess zu erweitern ist, wird in Abschnitt 4.2 vorgestellt. Die Einbeziehung der Kabinenauslegung erfordert ferner die Erweiterung der Methodik zur Erstellung von Surrogatmodellen zur Kabinenlärmprognose sowie die Ergänzung dieser Disziplin in dem MDAO-Prozess, welche in Abschnitt 4.3 sowie 4.4 vorgestellt werden.

Auch für das in diesem Kapitel betrachtete Optimierungsproblem gelten die in Abschnitt 3.1 beschriebenen Beschränkungen. Darüber hinaus wird die Kabinenauslegung auf die Sitzanordnung begrenzt, während Aspekte wie Notausgänge sowie weitere Monumente, z.B. Bordküchen und Toiletten, unberücksichtigt bleiben. Es wird zudem ausschließlich eine Ein-Klassen-Bestuhlung mit den konventionellen Abmaßen eines Economy-Sitzes und einer einheitlichen Sitzreihenkonfiguration, welche die Verteilung der Passagiere über einer Reihe beschreibt, über die gesamte Länge der Kabine im Kontext der Kabinenauslegung betrachtet. Diese Einschränkungen dienen der Eingrenzung des zu ergänzenden Wissens in der Simulationsumgebung von FUGA zur Berücksichtigung der Kabinenauslegung im Rahmen der in dieser Arbeit durchzuführenden vibroakustischen Untersuchungen. Ferner erfolgt die vereinfachende Annahme, dass die Kabine im strukturellen Dimensionierungsprozess unberücksichtigt bleibt.

4.1. Definition des erweiterten Optimierungsproblems

In Anlehnung an das in Abschnitt 3.2 beschriebene Optimierungsproblem ist ein multikriterielles Problem zu definieren, welches zusätzlich Aspekte der Kabinenauslegung berücksichtigt. In Bezug auf die Zielfunktionen werden analog zu Abschnitt 3.2 die konkurrierenden Größen der Strukturmasse $m_{s,total}$ sowie des energetisch gemittelten Pegels der APE L_m berücksichtigt. Dies wird unter Beachtung der Nebenbedingungen der strukturellen Festigkeit und Stabilität gemäß Gleichung (3.1) bis Gleichung (3.4) betrachtet, welche implizit in PANDORA sichergestellt werden. Unter Betrachtung der Sitzanordnung im Rahmen der Kabinenauslegung wird die Anzahl an Passagieren n_p als Zielfunktion untersucht, welche aus wirtschaftlichen Gründen zu maximieren ist. Typischerweise zählt die Passagierkapazität zu einer der wichtigsten Anforderung gemäß der definierten Transportaufgabe des Flugzeugentwurfs, welche es zu erfüllen gilt. Im Kontext der Entwicklung disruptiver Flugzeugkonzepte zur Erfüllung der Anforderungen einer klimaneutralen Luftfahrt sind jedoch unkonventionelle Ansätze erforderlich, um neue Lösungsräume zu erschließen. Dies ist zusätzlich durch die steigenden Anforderungen des Kabinenkomforts zu rechtfertigen, welcher im Flugzeugentwurf eine zunehmende Bedeutung erfährt und insbesondere durch den Einsatz nachhaltiger Technologien entsprechend der Ausführungen in Kapitel 2 signifikant beeinflusst wird. Die Wahl der Anzahl an Passagieren als Zielfunktion führt somit neben der Lösung des multikriteriellen Optimierungsproblems zu der zentralen Fragestellung, wie viele Sitzplätze ein reduzierter Kabinenlärm kostet. Aus akustischer Sicht ist bei steigender Passagierkapazität durch die zusätzliche Integration von Sitzen, welche schallabsorbierende Eigenschaften aufweisen, eine abnehmende APE

zu erwarten, sodass kein Zielkonflikt zwischen der Kabinenauslegung und -akustik vorliegt. Dennoch kann vermutet werden, dass das Auftreten resonanter Effekte in Struktur oder Fluid diese Korrelation beeinflusst, welche im Kontext der Surrogatmodellierung untersucht wird. Aufgrund der getroffenen Annahme der Vernachlässigung der Kabine im strukturellen Dimensionierungsprozess sowie der in Kapitel 3 aufgeführten Beschränkungen einer konstant bleibenden äußeren Geometrie und der Außerachtlassung der Beeinflussung des Kabinenvolumens durch die Rumpfabschirmung, welche mit einer konstanten Kabinengeometrie einhergehen, besteht dagegen keine Kopplung zwischen Struktur- und Kabinenauslegung.

Um die grafische Darstellung der Surrogatmodelle zu gewährleisten, werden entsprechend dem in Abschnitt 3.2 beschriebenen Optimierungsproblem zwei Entwurfsvariablen definiert. Da die Struktur- und die Kabinenauslegung nicht gekoppelt sind, erfolgt die Auswahl der Entwurfsvariablen mit dem Ziel, dass diese jeweils eine der beiden Disziplinen beeinflussen, während beide Entwurfsvariablen eine Auswirkung auf die Kabinenakustik haben. Demnach wird als erste Entwurfsvariable die Spantdicke t_s gemäß Abschnitt 3.2 für sieben Spante im Bereich der Propellerebene festgelegt. Als zweite Entwurfsvariable dient der Sitzabstand d_s (englisch: *seat pitch*) in der Kabine. Dieser beschreibt den Abstand eines Punktes auf einem Sitz zu dem gleichen Punkt des unmittelbar folgenden Sitzes [117] und bestimmt aufgrund der konstanten Kabinenlänge folglich die Anzahl der zu befördernden Passagiere.

Wie auch in Kapitel 3, wird auf die Spezifikation von Nebenbedingungen verzichtet, die über die strukturellen Anforderungen bezüglich Festigkeit und Stabilität hinausgehen, um den möglichen Lösungsraum nicht unnötig einzuschränken. Folglich ergibt sich mit den kontinuierlichen Entwurfsvariablen $\mathbf{x} = [t_s, d_s]^T$ im Entwurfsraum D das um die Kabinenauslegung erweiterte, multi-kriterielle Optimierungsproblem mit der zu untersuchenden Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmonischen $\mathbf{f}_b = [f_{b,1}, f_{b,2}, f_{b,3}]$ mathematisch zu

$$\min_{\mathbf{x} \in D} \left(\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} m_{s,total}(t_s) \\ L_m(\mathbf{x}, \mathbf{f}_b) \\ -n_p(d_s) \end{bmatrix} \right),$$

unter den Bedingungen

$$\begin{aligned} R_f &= \frac{\sigma_v}{\sigma_{zul,f}} \leq 1.0, \\ R_{d,beul} &= \frac{\sigma_x}{\sigma_{krit,beul}} \leq 1.0, \\ R_{s,beul} &= \frac{\tau_{xy}}{\tau_{krit,beul}} \leq 1.0, \\ R_{d,beul} + R_{s,beul}^2 &\leq 1.0. \end{aligned} \tag{4.1}$$

Um für alle Zielgrößen ein einheitliches Minimierungsproblem zu formulieren, wird die Maximierung der Anzahl an Passagieren n_p hierin durch eine Minimierung der negativen Passagieranzahl beschrieben. Auf Grundlage dieses MDAO-Problems wird im Folgenden eine Methode zur Bewertung der Kabinenauslegung unter Verwendung des wissensbasierten Werkzeuges FUGA vorgestellt.

4.2. Kabinenauslegung in der multidisziplinären Entwurfsanalyse und -optimierung

Zur Bewertung der Kabinenauslegung im MDAO-Prozess sind weitere Informationen zur Kabine erforderlich, die im Kontext des Flugzeugvorentwurfs nicht verfügbar sind. Das Werkzeug FUGA

bietet diesbezüglich die Möglichkeit, durch die wissensbasierte Methodik die Vorentwurfsdaten um entsprechende Informationen anzureichern. Da FUGA zum Zeitpunkt der Erstellung der vorliegenden Arbeit einem fortlaufenden Entwicklungsprozess unterliegt und insbesondere die Kabinenausstattung, welche unter anderem Sitze, Bordküchen, Toiletten sowie Trennwände umfasst, im Zuge der Simulationsmodellgenerierung noch nicht implementiert ist, gilt es das Wissenssystem um entsprechende Regeln zu ergänzen. Mit Bezug auf das MDAO-Problem gemäß Abschnitt 4.1 wird im Folgenden die Erweiterung des Wissenssystems um die automatisierte Generierung von Sitzmodellen zur Anwendung vibroakustischer Analysen vorgestellt sowie auf Grundlage dessen eine Methode zur Kabinenauslegung im MDAO-Prozess ausgearbeitet.

4.2.1. Implementierung von neuem Wissen zur automatisierten Generierung von Sitzmodellen zur Anwendung vibroakustischer Analysen

Wie in Abschnitt 2.1.2 und 2.3 herausgestellt, besteht ein Bedarf an Modellen hohen Fidelitätsgrades zur zuverlässigen Kabinenlärmpgnose auf Basis der FEM. Zusätzlich zur Struktur betrifft dies auch die von der Rumpf- und der Kabinenstruktur eingeschlossenen Kavitäten, in welche der Schall von der Struktur einkoppelt [5]. Insbesondere der Schallpegel in der Kabinenkavität wird ferner durch Sitze, Passagiere und Monumente beeinflusst, die absorbierende oder auch reflektierende Eigenschaften aufweisen. Zur Berücksichtigung dieser Effekte für die realitätsnahe Kabinenlärmpvorhersage ist daher die Modellierung der Kabinenkomponenten erforderlich.

Im Rahmen der folgenden Ausführungen wird neues Wissen in Form von erweiternden Regeln zur automatisierten Generierung von löseragnostischen FE-Modellen unter Beachtung der Passagiersitze in FUGA ergänzt. Dies erfolgt auf Grundlage eines in FUGA bereits implementierten, CAD-basierten Geometrieentwurfs. Neben dem CPACS-Datensatz sind dazu als zusätzliche Eingangsparameter der Sitzabstand, die Sitzabmaße, die Sitzreihenkonfiguration unter Berücksichtigung der Anzahl an Gängen und die Masse einer Sitzreihe erforderlich. Mit Ausnahme der Sitzmasse [141] können diese Informationen in der aktuellen CPACS-Version 3.5 [35] nicht definiert werden. Zur Einbeziehung solcher Informationen, die nicht in CPACS erfasst werden können, wird eine zusätzliche Datei im XML-Format für FUGA bereitgestellt. Diese beinhaltet neben der Ergänzung von Daten zu den Sitzen weitere Details zum Rumpf- und Kabinenentwurf sowie spezifische Parameter zur Simulationsmodellgenerierung [5, 142].

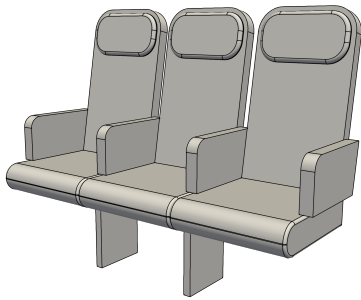
Da die Sitze Auswirkungen auf das dynamische Verhalten der Rumpfstruktur haben und das poröse Material der Sitze eine zusätzliche Absorption in die Kavität einbringt, sind diese sowohl im Struktur- als auch im Kavitätsmodell einzubinden. In diesem Zusammenhang werden die vereinfachten Annahmen getroffen, dass die Sitze eine konstante Dichte über dem Volumen sowie an allen Flächen eine homogene akustische Impedanz aufweisen. Zur Beschreibung des in FUGA neu implementierten Wissens wird das in Abschnitt 2.3 bereits beschriebene ACOUSTIC FLIGHT-LAB herangezogen, dessen aus FUGA abgeleitetes Geometriemodell Abbildung 2.6 zu entnehmen ist.

Anpassung des Fidelitätsgrades des vorhandenen Geometrieentwurfs der Sitze

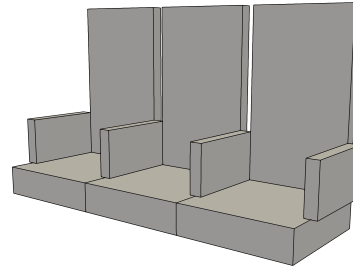
WALTHER stellt in seiner Dissertation [142] einen in FUGA implementierten CAD-basierten Geometrieentwurf einer Sitzreihe vor, welcher auf einer parametrischen Darstellung auf Komponentenebene beruht und in Abbildung 4.1a gezeigt ist. Diese Darstellung erweitert die parametrische Beschreibung von Sitzen auf Grundlage von TORENBEEK [138] und erlaubt damit die umfassende Modellierung der Sitze mittels zusätzlicher Parameter, wie die Sitzbreite oder die Neigung der Rückenlehne [142].

Im Kontext dieser Arbeit erfolgt die Berücksichtigung der Sitze in dem vibroakustischen FE-Modell in einem ersten Ansatz auf niedrigem Fidelitätsgrad, welcher auf struktureller Seite einer Imple-

mentierung als Massenpunkte für jeweils eine Sitzreihe entspricht. Auf akustischer Seite werden die Sitzvolumina aus der Kabinenkavität entfernt und absorbierende Eigenschaften an den Flächen der Ausschnitte definiert. Dabei besteht die Herausforderung in der Bereitstellung eines Geometriemodells, welches die Vernetzung der Kabinenkavität unter Berücksichtigung einer ausreichenden Elementqualität ermöglicht. Zur Erfüllung dieser Voraussetzung ist aufgrund von Hinterschneidungen und einer Vielzahl an kurzen Kanten des ursprünglichen Geometrieentwurfs aus FUGA, die zu stark verzerrten Elementen in der Vernetzung führen, der Detaillierungsgrad der Sitze entsprechend zu reduzieren. Dies umfasst das Entfernen von Abrundungen, der Kopfstütze sowie der Neigung der Rückenlehne. Darüber hinaus werden außerdem die Bodenstützen entfernt, welche vernachlässigbar geringe absorbierenden Eigenschaften aufweisen. Damit ergibt sich die in Abbildung 4.1b dargestellte Geometrie einer Sitzreihe, welche typische Abmaße eines Economy-Sitzes aufweist und es im Rumpf unter Beachtung des vorgegebenen Sitzabstandes zu platzieren gilt.



(a) Fidelitätsgrad der Sitze gemäß WALTHER [142].



(b) Fidelitätsgrad für die vibroakustische Analyse.

Abbildung 4.1.: CAD-basierte Geometriemodelle einer Sitzreihe aus FUGA mit unterschiedlichem Fidelitätsgrad.

Generierung einer Sitzanordnung im Kontext der Kabinenauslegung

Unter Beachtung des definierten Optimierungsproblems in Abschnitt 4.1 gilt es die Sitzanordnung in der Kabine anhand eines variablen Sitzabstandes in FUGA zu bestimmen. Hierbei sind als vereinfachte Annahmen eine Ein-Klassen-Bestuhlung mit einer einheitlichen Sitzreihenkonfiguration sowie die Vernachlässigung von Notausgängen und weiteren Kabinenmonumenten zu berücksichtigen.

Die Positionierung der Sitze entlang der Rumpflängsachse, welcher der globalen x -Achse am Flugzeug entspricht, ergibt sich aus der verfügbaren Kabinenlänge l_{Kabine} , die aus der Geometrie der Kabinenkavität abgeleitet wird, und dem vorgegebenen Sitzabstand d_s . Aus diesen Größen ist die Anzahl an Reihen n_r zu

$$n_r = \left\lfloor \frac{l_{Kabine}}{d_s} \right\rfloor, \quad n_r \in \mathbb{N} \quad (4.2)$$

zu ermitteln. Anschließend werden die Sitze in x -Richtung beginnend vom Kabinenanfang unter Berücksichtigung des entsprechenden Sitzabstand platziert. Es ist zu beachten, dass zum Erhalt eines kontinuierlichen MDAO-Problems im Rahmen dieser Arbeit keine Optimierung dieser Positionierung und damit des Sitzabstandes durchgeführt wird, sodass im hinteren Bereich der Kabine ungenutzter Raum entsteht, sofern $\frac{l_{Kabine}}{d_s} \notin \mathbb{N}$.

Die Positionierung der Sitze in Kabinenquerrichtung, die mit der globalen y -Achse des Flugzeugs zusammenfällt, basiert auf einer in FUGA implementierten Sitzanordnung, welche sich zur Erfüllung der Transportaufgabe an einer vorgegebenen Anzahl an Passagieren orientiert und zusätzlich

unterschiedliche Klassen, die Anzahl an Gängen sowie eine Mindestgangbreite berücksichtigt. Die resultierende Sitzanordnung im ACOUSTIC FLIGHT-LAB bei einem beispielhaften Sitzabstand von $d_s = 0.76$ m ist in Abbildung 4.2 veranschaulicht, welche im Folgenden als Grundlage zur strukturmechanischen und akustischen Modellierung dient.

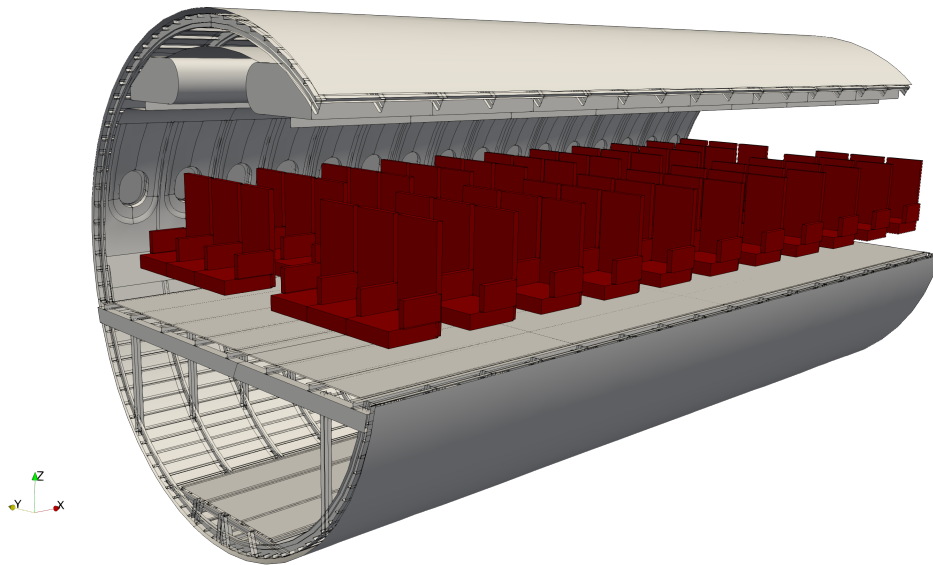


Abbildung 4.2.: Resultierende Sitzanordnung im ACOUSTIC FLIGHT-LAB.

Strukturmechanische Modellierung der Sitze

Die strukturmechanische Modellierung der Sitze als konzentrierte Punktmassenelemente erfolgt in Anlehnung an die Implementierung der Wasserstofftanks auf selbigem Fidelitätsgrad gemäß der Ausführungen in [5]. Zur Definition dieser Elemente wird die Angabe der Masse, des Schwerpunkts, der Hauptträgheitsmomente sowie das zugehörige Hauptachsensystem der Sitzreihe benötigt. Aufgrund von materiellen Inhomogenitäten eines realen Flugzeugsitzes wird als Referenz eine Sitzreihe gemäß Abbildung 4.3 herangezogen, deren Masse mit 38 kg bestimmt worden ist.

Unter der vereinfachten Annahme einer homogenen Dichte, die sich aus dem Volumenkörper und der Masse der Sitzreihen ergibt, können mittels OCCT der Schwerpunkt sowie der Trägheitstensor ermittelt werden. Das Lösen des Eigenwertproblems

$$(\Lambda \mathbf{E} - \mathbf{I}) \Phi = \mathbf{0}, \quad (4.3)$$

in welchem Λ die Eigenwerte, \mathbf{E} die Einheitsmatrix, \mathbf{I} der Trägheitstensor und Φ die zu den Eigenwerten zugehörigen Eigenvektoren beschreiben, liefert darüber hinaus die Hauptträgheitsmomente im Hauptachsensystem [128]. Dabei entsprechen die Eigenwerte den Hauptträgheitsmomenten und die Eigenvektoren den Hauptachsen. An den Schwerpunkten der Sitzreihen werden zusätzliche FE-Knoten erstellt, welche zur Definition der Punktmassenelemente dienen. Ferner werden lokale Koordinatensysteme an diesen Knoten in Bezug auf die Hauptachsen ausgerichtet, auf welche die Punktmassenelemente zur Definition der Massenträgheit referenzieren. Außerdem werden die massebezogenen physikalischen Eigenschaften diesen Elementen zugeordnet.

Wie in Abbildung 4.3 verdeutlicht, erfolgt die Anbindung der Sitzreihe im Flugzeug über zwei Bodenstützen an die Sitzschienen, welche in den Längsbalken der Bodenstruktur integriert sind. Im



Abbildung 4.3.: Sitzreihe im Licht-Mockup des DLR-Instituts für Systemarchitekturen in der Luftfahrt in Hamburg.

FE-Modell erfolgt diese Anbindung der Punktmassenelemente mittels starrer Verbindungselemente an die Sitzschienen. Diese Methode der Anbindung von Punktmassenelementen an eine Struktur wird in [105] untersucht, in welcher eine gute Konformität zwischen Experiment und Simulation festgestellt wird. Dazu werden diejenigen Knoten auf den zwei Sitzschienen ermittelt, die entlang der Kabinenlängsrichtung auf gleicher Höhe mit der Vorder- und Hinterkante der Sitzreihe positioniert sind. Damit ergeben sich pro Sitzreihe vier Anbindungspunkte, für welche jeweils ein separates Verbindungselement generiert wird. Die Definition dieser Elemente erfolgt durch die Zuordnung sowohl des Knotens des Punktmassenelements als auch des Knotens auf der Sitzschiene. Zudem ist die Spezifizierung von Freiheitsgraden erforderlich, über welche Kräfte zwischen Bodenstruktur und Punktmasse übertragen werden. Für den vorliegenden Fall werden die translatorischen Freiheitsgrade zur Kraftübertragung des Verbindungselements festgelegt. Aus der in Abbildung 4.2 gezeigten Geometrie ergibt sich unter Anwendung der entsprechenden in FUGA implementierten Regeln das in Abbildung 4.4 veranschaulichte strukturelle Simulationsmodell des Rumpfes, in welchem die Punktmassenelemente der Sitze in Rot sowie die starren Verbindungselemente in Blau dargestellt sind.

Berücksichtigung der Sitze im akustischen Fluid

Ausgangspunkt zur Berücksichtigung der Sitze im akustischen Fluid stellt das Kabinenvolumen dar, welches sich aus den wasserdichten Geometrien der Sekundärstruktur ableiten lässt. Mit der beschriebenen Geometrie der Sitze gemäß Abbildung 4.1b sowie der aus dem Sitzabstand resultierenden Sitzanordnung, wie in Abbildung 4.2 dargestellt, ergeben sich die in der Kabine positionierten Sitzvolumina. Diese sind unter Verwendung der BOOLESCHEN Verschnittoperation aus OCCT von dem Kabinenvolumen abzuziehen, wie in Abbildung 4.5 visualisiert.

Die resultierende Geometrie der Kabinenkavität wird anschließend unter Verwendung von GMSH mittels Tetraederelementen vernetzt. Für diejenigen Elemente, die an Strukturkomponenten des Rumpfes oder der Kabine grenzen, wird eine Fluid-Struktur-Interaktion definiert. Zusätzlich besteht die Möglichkeit, Absorbererelemente an den offenen Enden der Sektion zu spezifizieren. Darüber hinaus werden Absorbererelemente an den Flächen der Sitzkonturen im Kabinenvolumen definiert, welche in Abbildung 4.5 rot hervorgehoben sind. Die Definition der Absorbererelemente erfordert neben der Festlegung der Elementkonnektivität die Angabe von Impedanzeigenschaften, für

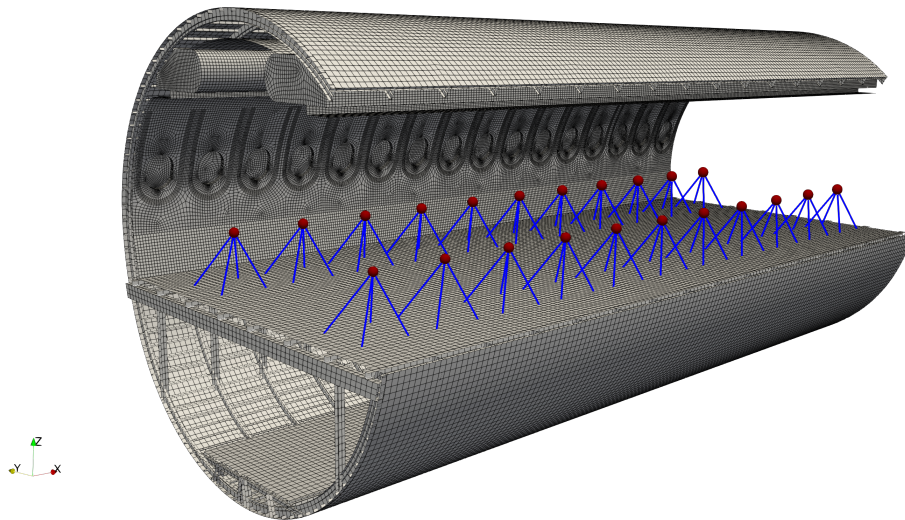


Abbildung 4.4.: Vernetzte Primär- und Sekundärstruktur des ACOUSTIC FLIGHT-LABs inklusive Punktmasselemente (in Rot) und starrer Verbindungselemente (in Blau).

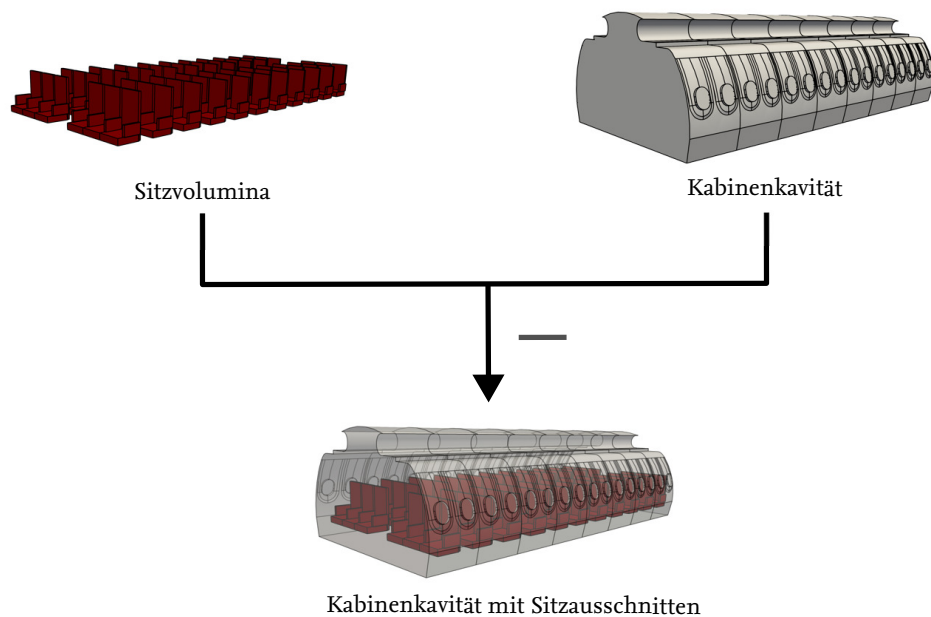


Abbildung 4.5.: Geometrieoperation zur Erzeugung der Kabinenkavität mit Sitzausschnitten.

welche an den offenen Enden die Impedanz von Luft mit $Z_0 \approx 410 \text{ Ns/m}^3$ verwendet wird. Zur Modellierung der Sitze führt BLECH [11] entsprechende Untersuchungen durch und ermittelt die Impedanz der Sitze über einem Frequenzbereich von ungefähr 50 Hz bis 1000 Hz, auf welche im Rahmen der vorliegenden Arbeit zurückgegriffen wird.

Damit wird eine vernetzte Geometrie der Kabinenkavität zur Verfügung gestellt, die die absorbierenden Eigenschaften der Sitze berücksichtigt. In Anlehnung an die vorgestellte Auslegung der Sitzanordnung unter Zuhilfenahme von FUGA wird im Folgenden eine Methode zur Kabinenauslegung entwickelt, die zur Einbindung in den MDAO-Prozess dient.

4.2.2. Kabinenauslegung mittels eines wissensbasierten Ansatzes zur Einbindung in einen Optimierungsprozess

Zur Bewertung der Kabinenauslegung im MDAO-Prozess gemäß des in Gleichung (4.1) definierten Optimierungsproblems ist die Anzahl an Passagieren für variable Sitzabstände zu bestimmen. Grundlage bildet dazu die vorhergehend beschriebene Anreicherung der Vorentwurfsdaten mit Details zur Kabine, welche auf der in FUGA verwendeten wissensbasierten Methodik zurückgeht. Im Kontext der Generierung der Sitzanordnung wird gemäß Gleichung (4.2) die Anzahl an unterzubringenden Reihen n_r aus einem vorgegeben Sitzabstand d_s ermittelt. Mit der Annahme einer einheitlichen Sitzreihenkonfiguration, welche mit einer konstanten Anzahl an Sitzen pro Reihe $n_{s,r}$ einhergeht, ist daraus die Gesamtanzahl an zu befördernden Passagieren n_p zu

$$n_p = n_r \cdot n_{s,r} \quad (4.4)$$

abzuleiten. Die Anzahl an Passagieren wird zusätzlich zur Sitzanordnung aus der entsprechenden FUGA-Regel zurückgegeben.

Zusammenfassend steht mit den Ausführungen dieses Abschnittes 4.2 eine Methode zur Implementierung der Sitze im Simulationsmodell, welche den Fidelitätsgrad dieser erhöhen, sowie eine Methode zur Kabinenauslegung im Rahmen der MDAO zur Verfügung. Durch die Nutzung von CPACS innerhalb des Werkzeugs FUGA ist die Anbindung an RCE gewährleistet, die eine einfache und konsistente Einbindung dieser Disziplin erlaubt. In Anlehnung an die entwickelte Methodik befasst sich der folgende Abschnitt mit der Erweiterung der Surrogatmodellierung zur Kabinenlärmsvorhersage um die Kabinenauslegung.

4.3. Erweiterung der Surrogatmodellierung zur Kabinenlärmsvorhersage um die Kabinenauslegung

Die Kopplung zwischen der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik über die Entwurfsvariable des Sitzabstandes erfordert die Erweiterung der in Abschnitt 3.4.2 vorgestellten Methode zur Generierung der Trainingsdaten im Kontext der in Abschnitt 2.2.1 beschriebenen Surrogatmodellierung zur Kabinenlärmsvorhersage im Flugzeugvorentwurfsprozess. Die Kabinenauslegung hat durch die Positionierung der Sitze, welche mit dem Hinzufügen von Absorberelementen und Punktmassenelementen im FE-Modell einhergehen, einen Einfluss sowohl auf das strukturdynamische Verhalten als auch die Schallausbreitung in der Kabinenkavität, welche sich über die Fluid-Struktur-Kopplung zusätzlich gegenseitig bedingen. Somit muss neben der Strukturauslegung auch die Kabinenauslegung vor der Durchführung der vibroakustischen FEM-Analysen erfolgen, um die Kopplungen zur Kabinenakustik im Surrogatmodell adäquat abbilden zu können. Wie in Abschnitt 4.1 erläutert, besteht durch die getroffenen Annahmen jedoch keine Kopplung zwischen der Kabinen- und der Strukturauslegung, sodass die Reihenfolge dieser Disziplinen vor der Durchführung der vibroakustischen FEM-Analysen frei gewählt werden kann, ohne dass dies die Ergebnisse der vibroakustischen Analyse beeinflusst. Da im traditionellen Flugzeugentwurfprozess die äußere Flugzeuggeometrie Randbedingungen für die Kabine liefert, wird zur Berücksichtigung dieses Aspekts für zukünftige Untersuchungen, welche eine Kopplung dieser Disziplinen berücksichtigen, eine erweiterte Methode vorgeschlagen, welche die Kabinenauslegung an die Strukturauslegung anschließt. Der erweiterte Prozess zur Generierung der Trainingsdaten der frequenzabhängigen Surrogatmodelle zur Kabinenlärmsprognose ist in Abbildung 4.6 dargestellt, welcher in Anlehnung an den ursprünglichen Prozess gemäß Abschnitt 3.4.2 im Folgenden erläutert wird. Unter Bezugnahme auf Abschnitt 2.2.1 dienen die aus dem DOE hervorgehenden Stichproben als Ausgangspunkt der

Betrachtungen. Diese Stichproben werden mithilfe von LHS unter Anwendung des in der Toolbox SMT integrierten *Enhanced Stochastic Evolutionary*-Algorithmus [66] generiert.

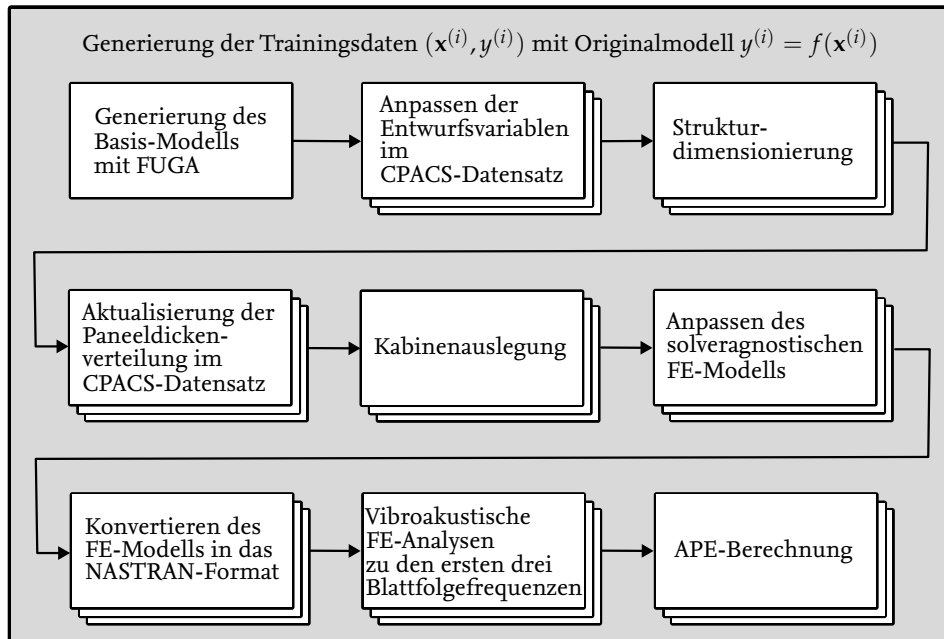


Abbildung 4.6.: Um die Kabinenauslegung erweiterter Prozess zur Generierung der Trainingsdaten für das Surrogatmodell der Kabinenakustik.

Unabhängig von diesen Stichproben wird initial mit Hilfe von FUGA ein Basis-Simulationsmodell in löseragnostischer Form auf Grundlage des CPACS-Datensatzes erzeugt, dessen Diskretisierung unter Beachtung der maximal zu untersuchenden Frequenz bestimmt wird. Grund der initialen Generierung dieses Basis-Modells sind die bereits in Abschnitt 3.4.2 dargelegten rechenaufwändigen Geometrie- und Vernetzungsoperationen in FUGA. Das Basis-Modell ist durch die unidirektionale Kopplung von Struktur- und Kabinenauslegung zur Kabinenakustik für jede Stichprobe zu adaptieren. Um diese erforderlichen Modifikationen am Simulationsmodell unter Beibehaltung der Konsistenz effizient durchzuführen und wiederholende rechenintensive Operationen in FUGA zu vermeiden, werden Instanzen des löseragnostischen Modells über PICKLE abgespeichert. Eine weitere Funktionalität von FUGA, die zur Effizienzsteigerung der durchzuführenden Modifikationen genutzt wird, ist die Generierung von komponentenbasierten Simulationsmodellen, welche zu einem integrierten Gesamtmodell zusammengeführt werden können. So werden die vernetzte Primär- und Kabinenstruktur des Rumpfes, inklusive der von dem Propeller auf der Rumpfoberfläche induzierten Druckanregungen bei den zu untersuchenden Ordnungen der Blattfolgefrequenz, sowie auch die vernetzte Sekundärkavität unter Berücksichtigung zugehöriger Randbedingungen separat über PICKLE hinterlegt. An der Kabinenkavität sind durch die Variation des Sitzabstandes und der damit einhergehenden veränderliche Sitzanordnung geometrische Modifikationen notwendig, sodass diese für jede Stichprobe neu zu vernetzen ist. Anstelle der vernetzten Kabinenkavität wird daher im initialen Schritt der Modellgenerierung die Geometrie des nicht bestuhlten Kabinenvolumens über PICKLE gespeichert. Die Ergänzung der Sitze sowie die Vernetzung dieser resultierenden Geometrie wird durch die Ausführung entsprechender FUGA-Regeln in einem späteren Schritt ausgeführt. Für den Aspekt der Erstellung frequenzspezifischer Modelle, bei denen für jede Frequenz ein Simulationsmodell entwickelt wird, das an die jeweilige erforderliche Diskretisierung angepasst ist, wird auf die Ausführungen in Abschnitt 3.4.2 verwiesen.

Da für die einzelnen Stichproben die Spantdicke und der Sitzabstand variiert wird und damit die Strukturauslegung, die Kabinenauslegung sowie die Kabinenakustik beeinflusst werden, sind alle folgenden Schritte für jede Stichprobe aus dem DOE wiederholend auszuführen. Zur Berücksichtigung der Stichproben-spezifischen Werte der Entwurfsvariablen wird daher zunächst der CPACS-Datensatz an entsprechenden Stellen angepasst, welcher als Eingabe für das weitere Vorgehen dient. Um die Kopplung zwischen der Strukturauslegung und der Kabinenakustik sicherzustellen, wird darauf aufbauend für jede Stichprobe in Anlehnung an Abschnitt 3.3 die Strukturauslegung mittels PANDORA durchgeführt. Die aus der Dimensionierung resultierende Paneeldickenverteilung, die sich auf das akustische Transmissionsverhalten der Primärstruktur auswirkt, wird daher ebenfalls in dem CPACS-Datensatz aktualisiert.

Daran anschließend erfolgt zur Berücksichtigung der Kopplung zwischen der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik im Surrogatmodell Stichproben-spezifisch die in Abschnitt 4.2.1 vorgestellte Ermittlung der Sitzanordnung mit Hilfe von FUGA. Dies umfasst außerdem die Verschnittoperation der mittels PICKLE hinterlegten Geometrie der nicht bestuhlten Kabinenkavität mit den in der Kabine positionierten Sitzvolumina.

Auf dieser Grundlage sind im löseragnostischen Simulationsmodell strukturseitig die Stärke der Spante sowie der Rumpffpaneele anhand des aktualisierten CPACS-Datensatzes zu modifizieren und zudem die Punktmasselemente inklusive derer Anbindung an die Rumpfstruktur mittels starrer Verbindungselemente zu ergänzen. Auf Seiten des Fluidgebiets ist das Simulationsmodell um die vernetzte Kabinenkavität unter Berücksichtigung der Sitzausschnitte und die Definition von Absorberelementen an den durch die Sitzausschnitte entstehenden Grenzflächen zu erweitern. Sowohl die Kabinenauslegung als auch die Modellmodifikationen werden mit FUGA durchgeführt, sodass ein Datenaustausch der Ergebnisse der Kabinenauslegung über CPACS, wie es für die Strukturdimensionierung mit PANDORA erforderlich ist, obsolet ist. Diese Anpassungen können somit über die gleiche FUGA-Instanz in das löseragnostische Modell übertragen werden.

Die damit modifizierten löseragnostischen FE-Modelle werden schließlich in das NASTRAN-Format exportiert. Auf Basis dieser Modelle können anschließend harmonische Analysen der zu untersuchenden Frequenzen durchgeführt werden. Die aus diesen Analysen resultierenden Schalldruckverteilungen in der Kabinenkavität ermöglichen die Ermittlung der APE gemäß Gleichung (3.15). Die für jede Stichprobe berechneten APE bilden in Kombination mit den zugehörigen Entwurfsvariablen die Grundlage zum Modelltraining. Unter Verwendung von Kriging wird dabei für jede Frequenz ein eigenes Surrogatmodell trainiert, welches mittels der Toolbox SMT erfolgt. Wie auch in Abschnitt 3.4.2, wird für eine höhere Vorhersagegenauigkeit der Modelle und einer sinnvollen Auswertung im Kontext der Validierung die APE in ihrer linearen Skalierung zum Modelltraining verwendet und die aus diesen Surrogatmodellen resultierende Vorhersage anschließend mittels Gleichung (3.6) in einen Pegel umgerechnet. Die Surrogatmodelle werden schließlich ebenfalls über PICKLE gespeichert, um diese für den MDAO-Prozess zur Verfügung zu stellen.

Im Rahmen der vorliegenden Masterarbeit wird der Prozess gemäß Abbildung 4.6 sukzessiv ausgeführt, welcher bei der Verfügbarkeit von Rechenclustern für die einzelnen Stichproben parallel verarbeitet werden kann. Eine Umsetzung dieses Prozesses in RCE, welche bereits in Abschnitt 3.4.2 vorgeschlagen wird, bietet hierbei zusätzlich aufgrund der vereinfachten angenommenen Dissoziation von Struktur- und Kabinenauslegung die Möglichkeit der Parallelisierung dieser Auslegungen, deren Ergebnisse im Kontext der Modellmodifikation zusammengeführt werden. Unter Berücksichtigung der Methode zur Kabinenauslegung und der erweiterten Surrogatmodelle behandelt der nachfolgende Abschnitt die Ergänzung der Kabinenauslegung im MDAO-Prozess.

4.4. Ergänzung der Kabinenauslegung im Prozess zur multidisziplinären Entwurfsanalyse und -optimierung

Auf Grundlage der in diesem Kapitel entwickelten Methode zur Kabinenauslegung wird im Weiteren die Umsetzung des in Gleichung (4.1) spezifizierten, erweiterten MDAO-Problems behandelt. Dies erfolgt in Anlehnung an den in Abschnitt 3.5 beschriebenen Prozess zur multikriteriellen Optimierung unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik. Es sei darauf hingewiesen, dass im Folgenden lediglich Teilaspekte des in RCE zu implementierenden und auszuführenden Prozesses betrachtet werden, die durch die Integration der Kabinenauslegung bedingt sind. Für eine umfassende Übersicht sei auf Abschnitt 3.5 verwiesen.

Zur Lösung des Optimierungsproblems wird entsprechend dem Vorgehen in Abschnitt 3.5 auf den Optimierer SARCHOPT zurückgegriffen, um die Anzahl an Iterationen sowie die benötigte Rechenzeit zur Optimierung des multikriteriellen Problems zu begrenzen. Der Zeitbedarf zur Lösung des Optimierungsproblems kann zudem durch die Nutzung von Surrogatmodellen zur Kabinenlärmprognose als Ersatz der rechenintensiven vibroakustischen FEM-Analysen reduziert werden, welche gemäß der in Abschnitt 4.3 vorgestellten Methode zu erstellen sind.

Analog zur Strukturauslegung zeichnet sich die Kopplung zwischen der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik durch eine Unidirektionalität aus. Unter Einbeziehung der Struktur- und Kabinenauslegung in die Surrogatmodellierung der Kabinenlärmprognose erweist sich die Abbildung dieser unidirektionalen Kopplung im MDAO-Prozess als nicht erforderlich. Wie in Abschnitt 4.1 beschrieben, besteht aufgrund der getroffenen Annahmen zwischen der Struktur- und der Kabinenauslegung keine Wechselwirkung. Damit können die drei in Betracht zu ziehenden Disziplinen der Strukturauslegung, der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik im MDAO-Prozess parallelisiert werden. Unter Berücksichtigung der Abhängigkeiten der Disziplinen von den Entwurfsvariablen, werden diese als Eingangsparameter vom Optimierer bereitgestellt und mit Hilfe von CPACS als zentrales Datenaustauschformat an die einzelnen Disziplinen übergeben.

Die Strukturauslegung, welche gemäß der in Abschnitt 3.3 beschriebenen Methode unter Nutzung von PANDORA und unter Berücksichtigung der im CPACS-Datensatz enthaltenen Parameter erfolgt, liefert die an die Lasten angepasste Paneeldickenverteilung t_p sowie die daraus abzuleitende gesamte primäre Strukturmasse $m_{s,total}$. Wie bereits in Abschnitt 3.5 erläutert, werden die Nebenbedingungen der strukturellen Festigkeit und Stabilität gemäß des Optimierungsproblems in Gleichung (4.1) implizit in PANDORA erfüllt, sodass deren Formulierung im Optimierungsprozess redundant ist.

Die Kabinenauslegung stützt sich auf die in Abschnitt 4.2 vorgeschlagenen Methode, welche in FUGA implementiert ist. Ein erforderlicher Input zur Erzeugung von neuem Wissen, welche für die Auslegung der Kabine relevant ist, stellt der CPACS-Datensatz der zu untersuchenden Flugzeugkonfiguration dar. Auf Basis dessen kann die Sitzanordnung innerhalb der Kabine bestimmt werden und die Anzahl an zu transportierenden Passagieren n_p an den Optimierer zurückgegeben werden. Ebenso wie die statische Strukturauslegung weist auch die Kabinenauslegung keine Frequenzabhängigkeit auf, sodass diese Auslegung für alle zu untersuchenden Frequenzen einmalig durchzuführen ist.

Darüber hinaus liefern die Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage für jede zu betrachtende Frequenz die prognostizierten Pegel der APE, welche in einem nachfolgenden Schritt zu einem energetisch gemittelten Pegel L_m gemäß Gleichung (3.7) verrechnet werden können. Die Zielgrößen $m_{s,total}$, n_p und L_m werden in den CPACS-Datensatz geschrieben, welcher schließlich an den Optimierer zurückgeführt wird. Der Optimierer bestimmt auf Grundlage dieser Ergebnisse wiederum über das MPoI-Ergänzungskriterium die Werte der Entwurfsvariablen für die nachfolgende Iteration, wie in Abschnitt 3.5 detaillierter erläutert. Dieses Vorgehen wird für eine vorgegebene Anzahl

an initialen und ergänzenden Funktionsauswertungen wiederholt, um eine hinreichend approximierte PARETO-Front für das in Gleichung (4.1) definierte Optimierungsproblem zu erzielen. Der beschriebene Prozess ist in Abbildung 4.7 in Anlehnung an die Definition von MARTINS UND LAMBE [95] in Form eines XDSM-Diagramms visualisiert. Es sei wiederholend zu Abschnitt 3.5 zu erwähnen, dass der Datenaustausch durch CPACS hierin nicht dargestellt ist, der CPACS-Datensatz allerdings aufgrund der Vielzahl an erforderlichen Parametern als Eingabe für die Struktur- und Kabinenauslegung hinterlegt ist.

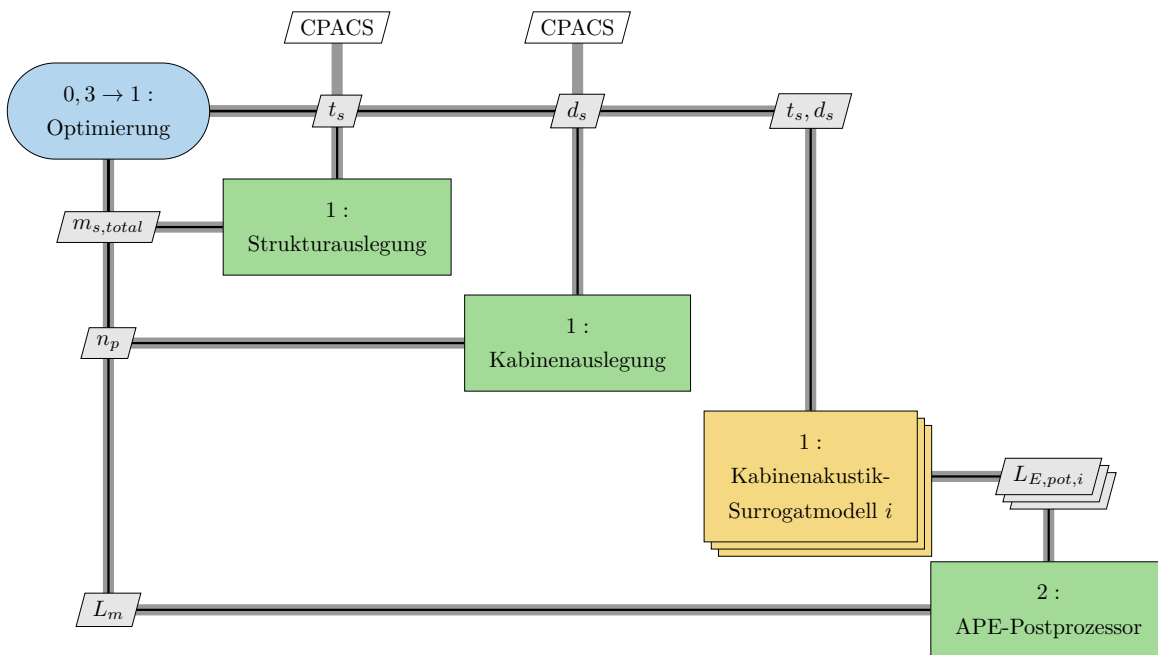


Abbildung 4.7: XDSM-Diagramm des erweiterten multikriteriellen Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung, der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik unter Verwendung von Surrogatmodellen als Ersatz der rechenintensiven vibroakustischen FEM-Analysen.

Diesem Prozess sei ein äquivalenter MDAO-Prozess gegenübergestellt, welcher statt der Surrogatmodelle zur Kabinenlärnvorhersage die rechenaufwändigen vibroakustischen FEM-Analysen einbindet. Abbildung 4.8 veranschaulicht die XDSM-Darstellung dessen. Wie auch in Abschnitt 3.5 wird in einem Vergleich von Abbildung 4.7 und Abbildung 4.8 deutlich, dass die Integration der vibroakustischen FEM-Analysen weitere Schritte erfordert, die in der Vorgehensweise zur Surrogatmodellierung gemäß Abschnitt 4.3 wiederzufinden sind.

Basis des Prozesses stellt die Einbindung von FUGA zur Modellgenerierung dar, aus welcher neben löseragnostischen Modellen \mathcal{F}_{agn} von Primär- und Sekundärstruktur sowie auch der Sekundärkavität außerdem das CAD-basierte Geometriemodell der Kabinenkavität \mathcal{M}_{Kabine} auf Grundlage des CPACS-Datensatzes abzuleiten ist. Die Diskretisierung der löseragnostischen FE-Modelle wird in Abhängigkeit der maximal zu untersuchenden Frequenz f_{max} bestimmt. Die aus FUGA resultierenden Geometrien und Simulationsmodelle werden zur Effizienzsteigerung des MDAO-Prozesses einmalig vor Aufruf des Optimierers generiert.

Während die Strukturauslegung lediglich von der Entwurfsvariable der Spantdicke t_s beeinflusst wird, benötigt die Kabinenauslegung zusätzlich zur Entwurfsvariable des Sitzabstandes d_s die Geometrie der Kabinenkavität \mathcal{M}_{Kabine} aus FUGA. Auf Basis der Spantdicke sowie der Ergebnisse aus der

Struktur- und Kabinenauslegung, welche zum einen die dimensionierte Paneeldickenverteilung \mathbf{t}_p und zum anderen die Koordinaten der in der Kabine positionierten Sitze $\mathbf{r}_{\text{Sitze}}$ sowie die Geometrie dieser $\mathcal{M}_{\text{Sitze}}$ umfassen, wird das löseragnostische FE-Modell angepasst. Dies schließt die Integration der vernetzten und um die Sitzvolumina reduzierten Kabinenkavität sowie der an die Struktur anzubindenden Punktmassenelemente der Sitze mit ein. Anschließend wird das Simulationsmodell in ein spezifisches Löserformat konvertiert. Die damit durchzuführenden vibroakustischen FEM-Analysen liefern für jede der zu untersuchenden Frequenzen die Schalldruckverteilung \mathbf{p} und die Massenmatrix \mathbf{M}_F der Kabinenkavität, aus welchen gemäß Gleichung (3.15) die APE zu berechnen ist. Durch Gleichung (3.6) kann diese zu einem Pegel $L_{E,pot}$ umformuliert werden. In einem nachgelagerten Schritt wird analog zu dem in Abbildung 4.7 visualisierten Prozess der energetisch gemittelte Pegel der APE L_m mit Hilfe von Gleichung (3.7) bestimmt.

Insbesondere wird aus dem XDSM-Diagramm ersichtlich, dass durch die Integration der vibroakustischen FEM-Analysen die unidirektionale Kopplung von Struktur- und Kabinenauslegung zur Kabinenakustik über die Paneeldickenverteilung \mathbf{t}_p bzw. die Sitzanordnung, welche über die Koordinaten der Sitze $\mathbf{r}_{\text{Sitze}}$ sowie die Geometrie dieser $\mathcal{M}_{\text{Sitze}}$ abgebildet wird, zu berücksichtigen ist. Somit ist die Kabinenakustik unter Beachtung der Ergebnisse dieser beiden Disziplinen nachgelagert zu analysieren, während aufgrund der nicht berücksichtigten Kopplung zwischen Struktur- und Kabinenauslegung diese weiterhin parallel ausgeführt werden können.

Insgesamt weist der MDAO-Prozess unter Einbindung der FEM-Analysen im Vergleich zu dem Prozess, welcher Surrogatmodelle nutzt, eine deutlich höhere Komplexität auf, die über CPACS als Datenaustauschformat sowie entsprechende Optimierungsframeworks, wie RCE, zu koordinieren ist. Die erweiterte Berücksichtigung der Kabinenauslegung führt zu zusätzlichen Verknüpfungen zwischen den Komponenten des MDAO-Prozesses durch disziplinäre Ein- und Ausgaben, die durch den Einsatz von Surrogatmodellen entfallen. Der in Abbildung 4.7 dargestellte Prozess ist folglich auf einfache und recheneffiziente Weise um neue Disziplinen zu erweitern. Zu beachten ist dabei jedoch die damit einhergehende steigende Komplexität der Vorgehensweise zur Erstellung der Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage.

Basierend auf den in Kapitel 3 und Kapitel 4 entwickelten Methodiken zur Integration der Kabinenakustik in den MDAO-Prozess im Flugzeugvorentwurf wird im folgenden Kapitel die Anwendbarkeit dieser aufgezeigt. Dazu werden die in Abschnitt 3.2 und 4.1 definierten multikriteriellen Optimierungsprobleme anhand einer neuartigen Flugzeugkonfiguration gelöst und die Ergebnisse mit Fokus auf den Kabinenlärm diskutiert.

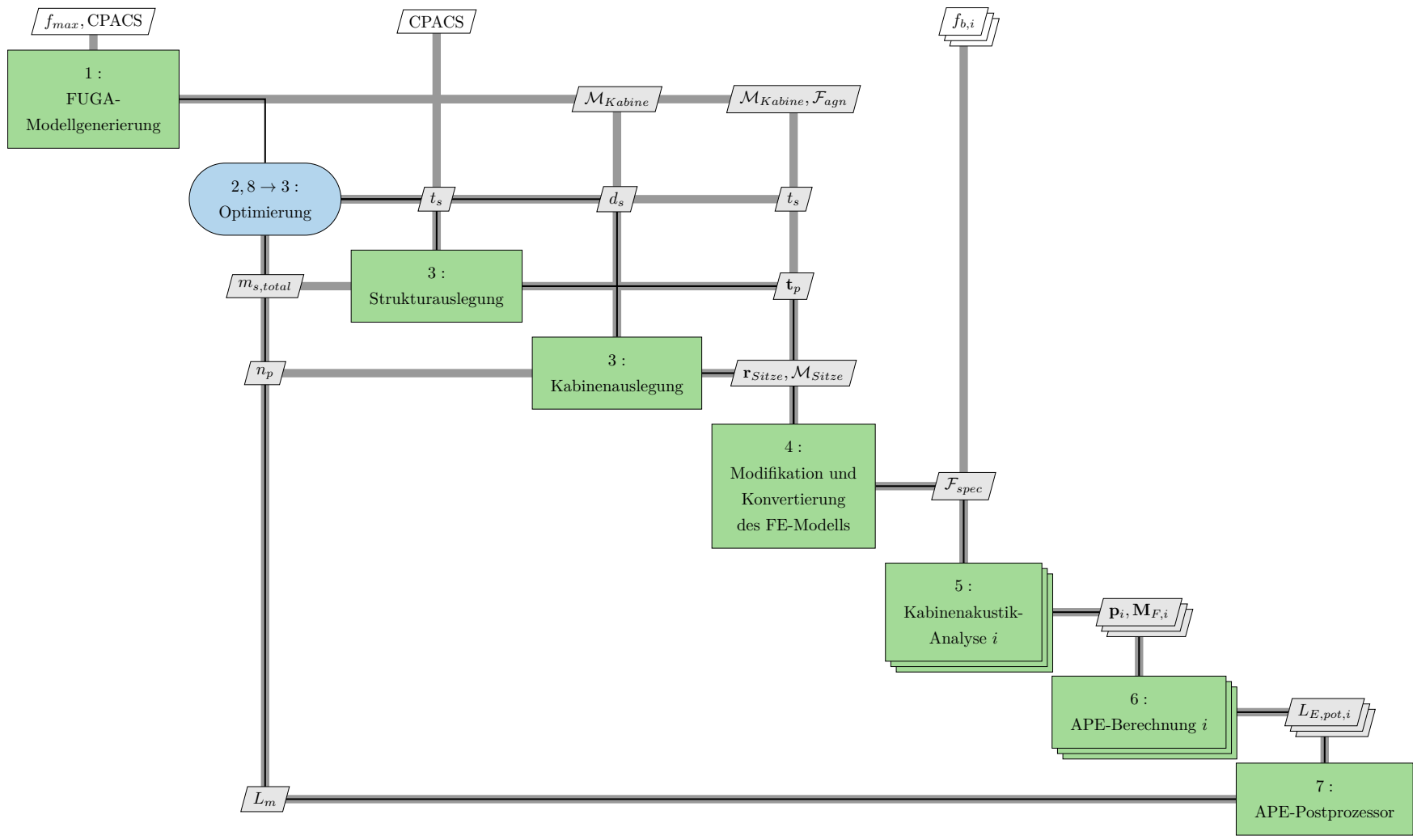


Abbildung 4.8.: XDSM-Diagramm des erweiterten multikriteriellen Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung, der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik bei der Einbindung der rechenaufwändigen vibroakustischen FEM-Analysen.

5. Multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung am Anwendungsfall einer neuartigen Flugzeugkonfiguration

In diesem Kapitel wird die Anwendbarkeit und Erweiterbarkeit der entwickelten Methodik zur Integration der Kabinenakustik im Flugzeugvorentwurfsprozess anhand der neuartigen und auf Kurzstrecken ausgelegten D250-Konfiguration [19] demonstriert. Diese stammt aus dem DLR-Projekt EXACT (EXPLORATION OF ELECTRIC AIRCRAFT CONCEPTS AND TECHNOLOGIES), das zum Ziel hat, klimaneutrale Verkehrsflugzeuge unter der Berücksichtigung des gesamten Lebenszyklus zu entwerfen [34]. Neben der Anforderung eines klimaneutralen Konzeptes ist die Konfiguration zur Erfüllung der Transportaufgabe für die Beförderung von 250 Passagieren in einer Zwei-Klassen-Bestuhlung mit Economy und Business Class ausgelegt. Die Konfiguration ist charakterisiert durch eine Knickflügelbauart in Kombination mit einem T-Leitwerk, einen effizienten wasserstoffbasierten Propellerantrieb sowie im Heckbereich des Rumpfes integrierten Wasserstofftanks [19]. Eine entsprechende Beschreibung der D250-Konfiguration im CPACS-Format stammt aus dem Konzeptentwurfstool OPENAD. In Abbildung 5.1 ist das Geometriemodell der D250-Konfiguration sowie die aus FUGA resultierende Kabinenauslegung dargestellt.

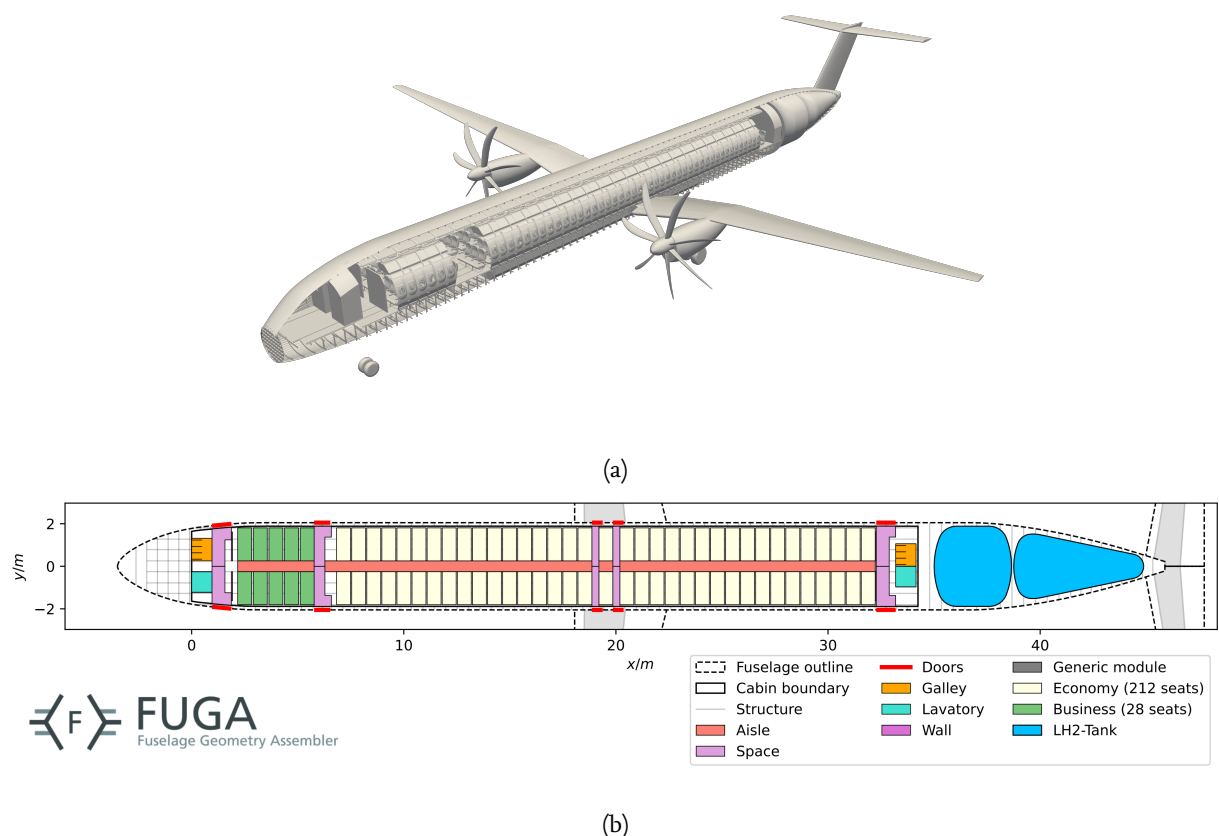


Abbildung 5.1.: (a) Das Geometriemodell der D250-Konfiguration und (b) dessen Kabinenauslegung aus FUGA (in Anlehnung an [5]).

In den Abschnitten 5.1 sowie 5.2 dieses Kapitels werden die Ergebnisse aus der Mehrzieloptimierung gemäß der in Abschnitt 3.2 und Abschnitt 4.1 vorgestellten Optimierungsprobleme ausgewertet und diskutiert. In Abschnitt 5.3 wird ein Überblick über die Rechenzeiten zur Surrogatmodellgenerierung sowie zur Optimierung gegeben und gegenübergestellt. Abschließend erfolgt in Abschnitt 5.4 eine Diskussion der entwickelten Methode zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurf. Anhang A.1 und A.2 geben einen Überblick über die im Rahmen dieses Kapitels verwendete Hard- und Software.

5.1. Multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik

In Anlehnung an das definierte Optimierungsproblem aus Abschnitt 3.2 wird der Zielkonflikt zwischen der Strukturauslegung und der Kabinenakustik mittels der in Kapitel 3 entwickelten Methoden für die D250-Konfiguration gelöst. Der Entwurfsraum der definierten Entwurfsvariablen dieser Konfiguration ergibt sich mit den unteren sowie oberen Grenzen der Spantdicke t_s und der Rumpfabschirmungsdicke t_r zu

$$\begin{aligned} 0.002 \text{ m} &\leq t_s \leq 0.016 \text{ m}, \\ 0.066 \text{ m} &\leq t_r \leq 0.15 \text{ m}. \end{aligned} \tag{5.1}$$

Da im Rahmen der Strukturauslegung keine Dimensionierung der Verstärkungsstrukturen betrachtet wird, wird als untere Grenze der Spantdicke die initiale, aus dem CPACS-Datensatz der D250-Konfiguration stammende Dicke angenommen. Die untere Grenze der Abschirmungsdicke richtet sich nach der Dimensionierung gemäß Gleichung (3.8) bei der Annahme einer Aufdickung durch eine Aluminiumlegierung. Als obere Grenze beider Entwurfsvariablen werden Werte gewählt, die für eine erste Untersuchung eine umfassende Erkundung des Lösungsraums ermöglichen. Für die Spantdicke wird als obere Grenze daher ein selbst ermittelter Erfahrungswert aus dem FEM-Programm gewählt, bei welchem noch rechenbare Profile erzeugt werden können. Die obere Grenze der Abschirmungsdicke stellt dagegen eine Differenz von über 0.09 m zur unteren Grenze sicher. Zu beachten ist, dass der durch die Kabinenbekleidung eingeschränkte Bauraum damit überschritten wird. Dies erfordert eine Anpassung der Kabinenstruktur in diesem Bereich, die im Kontext der vorliegenden Arbeit unberücksichtigt bleibt.

Zur Lösung des Optimierungsproblems wird zunächst ein Überblick über den Detailgrad der verwendeten FE-Modelle zur Strukturauslegung und zur vibroakustischen Analyse gegeben. Ausgehend von diesen FE-Modellen wird der Einfluss der Entwurfsvariablen auf die Strukturauslegung und den Kabinenlärm untersucht. Letzteres erfolgt basierend auf Vorhersagen zum Kabinenlärm in Form von Surrogatmodellen, die weiterhin zur effizienten Einbindung der Kabinenlärmvorhersage im Kontext der MDAO dient. Der mit diesen Surrogatmodellen durchgeführte MDAO-Prozess liefert eine PARETO-Front, welche abschließend vorgestellt und diskutiert wird.

5.1.1. Finite Elemente Modelle für die Strukturauslegung und die Kabinenlärmvorhersage

In diesem Abschnitt werden die FE-Modelle zur Strukturauslegung und zur Kabinenlärmvorhersage der zu untersuchenden D250-Konfiguration vorgestellt, deren erforderlicher Fidelitätsgrad für zuverlässige Untersuchungen sich wesentlich unterscheidet. Die automatisierte Generierung der Simulationsmodelle erfolgt über PANDORA und FUGA, die zur Sicherstellung der Konvergenz der Modelle auf denselben CPACS-Datensatz zurückgreifen. Es gelten die allgemeinen Annahmen eines linearen Materialverhaltens sowie eines idealen Gases.

Globales Finite Elemente Modell zur Strukturauslegung

Wie bereits in Abschnitt 3.3 erläutert, entspricht das GFEM dem typischen Detailniveau für strukturelle Auslegungen in der Vorentwurfsphase, welches für das D250-Konzept in Abbildung 5.2 gezeigt ist. Das GFEM umfasst die Rumpfhaut, Stringer, Spante, Druckschotten sowie Stützen, Längs- und Querbalken für den Kabinen- bzw. Frachtboden. Der Flügelmittelkasten sowie entsprechende Ausschnitte für Flügel und Leitwerke, die in Abschnitt 3.3 aufgeführt sind, werden als vereinfachende Annahme nicht berücksichtigt. Die Diskretisierung in Schalen- und Balkenelemente erfolgt anhand der Einteilung von Hautfeldern durch Stringer und Spante. Die daraus resultierende Elementkantenlänge wird auf weitere Komponenten übertragen. Die verwendeten Elemente werden mit linearer Ansatzfunktion definiert und entsprechen in ANSYS MECHANICAL APDL den SHELL181- sowie BEAM188-Elementen. In Bezug auf die Schalenrepräsentationen wird das Netz von quadrilateralen Elementen dominiert, mit Ausnahme weniger triangularer Elemente an den Druckschotten, welche aufgrund einer komplexeren Geometrie zum Erhalt einer ausreichenden Netzqualität erzeugt werden.

Darüber hinaus wird das GFEM an den Knoten entlang der Verbindungslinie des vorderen Druckschottes und der Rumpfhaut gelagert. Dabei wird an allen Punkten die Verschiebung in x -Richtung gemäß des in Abbildung 5.2 definierten Flugzeugkoordinatensystems sowie zusätzlich an einem einzelnen Knoten alle sechs Freiheitsgrade gesperrt. Die Lastfälle, welche in CPACS definiert sind, werden in dynamische Flugzeugmodellpunkte (englisch: *Dynamic aircraft model points*, DAM-Punkte) eingeleitet und über flexible Verbindungselemente auf die Rumpfstruktur übertragen [110]. Diese DAM-Punkte stellen ein kondensiertes dynamisches Masse-Steifigkeits-Modell des Flugzeugs dar, auf deren Grundlage die verschiedenen in CPACS hinterlegten Flug- und Bodenlastfälle generiert werden [110].

Das resultierende GFEM weist 46144 Freiheitsgraden auf und bedingt eine Rechenzeit von ungefähr 25 min für den gesamten Dimensionierungsprozess unter Verwendung der in Anhang A.1 beschriebenen Hardware.

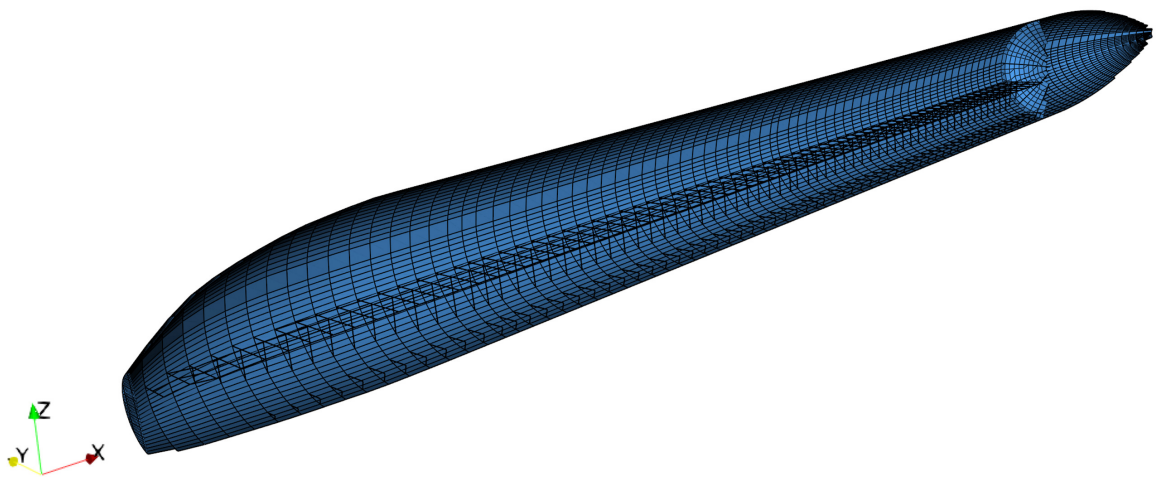


Abbildung 5.2.: GFEM der D250-Konfiguration mit Balkenelementen in Schwarz und Schalenelementen in Blau dargestellt.

Finite Elemente Modell mit hohem Fidelitätsgrad zur vibroakustischen Analyse

Im Gegensatz dazu erfordert das Simulationsmodell zur vibroakustischen Analyse zusätzlich zur Primärstruktur die Modellierung der Kabinenstruktur und der Kavitäten, deren Geometrien in Abbildung 5.3 veranschaulicht sind. Um den Rechenaufwand bei dem geforderten Fidelitätsgrad für die vibroakustischen Analysen unter Beachtung der verfügbaren technischen Ressourcen gemäß Anhang A.1 auf einem machbaren Umfang zu halten, wird die D250-Konfiguration auf eine Sektion im Bereich der Propellerebene gekürzt. Das Modell umfasst:

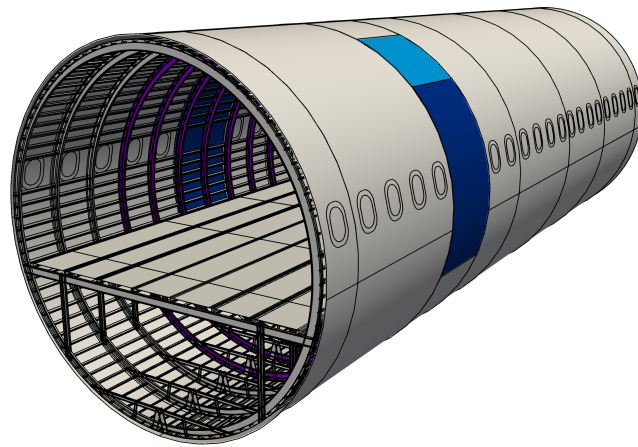
- die Rumpfhaut mit Fenstern und Fensterverstärkungsrahmen sowie der Rumpfabschirmung in der Propellerebene,
- Stringer und Spanten als Verstärkung des Rumpfes,
- die Kabinenbodenpaneele inklusive Stützen, Längs- und Querbalken,
- die Kabinenverkleidung,
- die Kabinenkavität (dargestellt in Abbildung 5.3c in Dunkelblau), und
- die Sekundärkavität mit sekundärer Luftkavität (hellblau in Abbildung 5.3c), Bilge (violett) und als äquivalentes Fluid modellierte Isolierung (rot).

Insbesondere sind in Abbildung 5.3a die Rumpfabschirmung mit dem Bereich vollständiger Aufdickung in Dunkelblau sowie der Bereich reduzierter Aufdickung in Hellblau und die sieben Spante in der Propellerebene in Violett hervorgehoben, deren Dicke es im Rahmen des MDAO-Prozesses zu optimieren gilt.

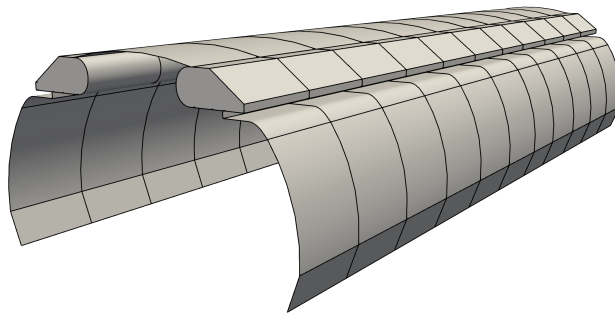
Die strukturellen profilbasierten Komponenten liegen in extrudierter Form vor und werden ebenso wie schalen- und plattenförmige Komponenten mittels Schalenelementen diskretisiert, während die Kavitäten durch Tetraederelemente repräsentiert werden. Für die Elemente wird eine lineare Ansatzfunktion gewählt, welche gemäß der Untersuchungen von HESSE ET AL. [58] unter Verwendung des Löser NASTRAN sowohl eine bessere Modellgüte als auch geringere Rechenzeiten im Vergleich zu den quadratischen Äquivalenten bei einer korrespondierenden Anzahl an Modellfreiheitsgraden bedingen. Die Verbindung zwischen strukturellen Komponenten erfolgt mittels Nieten und die Anbindung der Sekundärstruktur an die Rumpfstruktur mittels Federelementen. Entsprechende in NASTRAN konvertierte Elementtypen sind Tabelle 3.1 zu entnehmen. Zudem wird eine nicht-knotenkonforme Fluid-Struktur-Wechselwirkung an den Interaktionsflächen zwischen Fluid- und Strukturgebieten definiert sowie an den offenen Enden der Rumpfsektion die Kavitäten mit Absorberelementen versehen. Zur Berücksichtigung von Dämpfungseffekten wird außerdem ein globaler struktureller Dämpfungsgrad von 1 % festgelegt.

Darüber hinaus sei im Vergleich zu den Modellen des ACOUSTIC FLIGHT-LABS aus Abbildung 2.6 anzumerken, dass die Kabinenseitenwände in einer Variante mit niedrigerem Fidelitätsgrad verwendet werden, in welchem die Fensterausschnitte nicht modelliert sind. Dies ist auf Instabilitäten in der Modellierung der Sekundärkavität zurückzuführen, die durch den Komplexitätsgrad der D250-Konfiguration zu Stande kommen und zukünftig weitere Entwicklungsarbeiten in FUGA erfordern. Auch der Frachtbereich kann für die D250-Konfiguration aufgrund fehlender Informationen in CPACS nicht modelliert werden. In dieser Hinsicht sind ebenfalls weitere Regeln in FUGA zu implementieren, um über den KBE-Ansatz das entsprechende fehlende Wissen zum Frachtbereich im CPACS-Datensatz zu ergänzen [5].

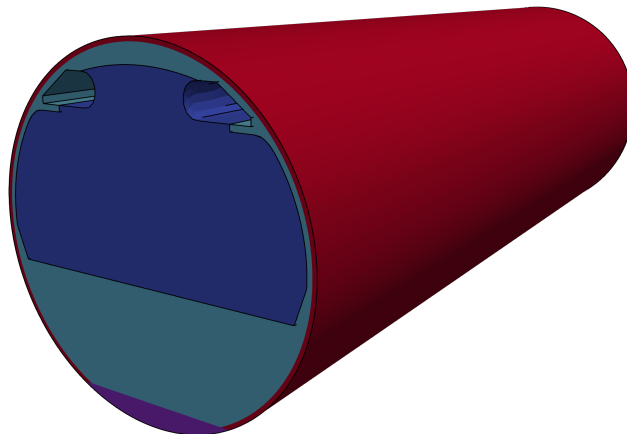
Die erforderlichen Elementkantnlängen für die Struktur- und Fluidgebiete zur hinreichend genauen Abbildung der Schwingungen stehen in Abhängigkeit zur maximal zu beobachtenden Frequenz, die im Fall der vorliegenden Studie der dritten Harmonischen $f_{b,3}$ entspricht. Die Blatt-



(a) Primärstruktur.



(b) Kabinenverkleidung.



(c) Kavitäten.

Abbildung 5.3.: Geometriemodelle der zu untersuchenden Rumpfsktion des D250 für hochgenaue vibroakustische Analysen.

folgefrequenz und deren zweite und dritte Harmonische, welche gemäß Gleichung (2.1) bzw. Gleichung (2.2) aus der charakteristischen Größen von $n_b = 7$ Propellerblätter sowie eine Drehzahl von $\Omega_b = 8.814 \text{ s}^{-1}$ für die Propellertriebwerke der D250-Konfiguration abzuleiten sind, sind in Tabelle 5.1 aufgeführt.

Tabelle 5.1.: Blattfolgefrequenz sowie die ersten zwei Harmonischen des Propellerantriebs der D250-Konfiguration.

Blattfolgefrequenz $f_{b,1}$:	61.7 Hz
Zweite Harmonische $f_{b,2}$:	123.4 Hz
Dritte Harmonische $f_{b,3}$:	185.1 Hz

Um weiterhin die Anzahl an Freiheitsgraden zu begrenzen, erfolgt die Diskretisierung der Struktur und des Fluids mit $n_{Element} = 6$ Elementen pro Wellenlänge. Für die Kavitäten ist für die maximale Elementkantenlänge das Medium dimensionierend, welches die geringste Schallgeschwindigkeit aufweist. Dies entspricht für den vorliegenden Fall der als äquivalentes Fluid modellierten Isolierung, welche aus Glaswolle besteht und deren Materialeigenschaften auf Grundlage der Untersuchungen von LÜHE [87] Tabelle 5.2 zu entnehmen sind. Unter Verwendung von Gleichung (3.11) und Gleichung (3.12) ergibt sich die maximale Elementkantenlänge des Fluids zu $l_{e,F} = 0.108$ m.

Tabelle 5.2.: Materialeigenschaften der Isolierung der D250-Konfiguration für die Beschreibung als äquivalentes Fluid.

Dichte ρ_F :	$7.6677 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
Schallgeschwindigkeit c_F :	$120 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
Dämpfungskoeffizient:	1.0

Aus der Strukturdimensionierung mit PANDORA ergibt sich standardmäßig als untere Grenze eine Paneeldicke von 0.001 m. Diese ist im Vergleich zu den anderen Strukturkomponenten sehr dünn, sodass dies zu den kleinsten auftretenden Biegewellen führt und damit maßgebend für die Ermittlung der maximalen strukturellen Elementkantenlänge $l_{e,S}$ ist. Entsprechende geometrische und materielle Eigenschaften zur Berechnung der maximalen Elementkantenlänge der Struktur über Gleichung (3.11) unter Zuhilfenahme von Gleichung (3.13) und Gleichung (3.14) sind in Tabelle 5.3 zusammengefasst und liefern $l_{e,S} = 0.038$ m. Dies resultiert insgesamt in einer Modellgröße von 8.04 Mio. Freiheitsgraden.

Tabelle 5.3.: 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 :	0.001 m

Zur Ermittlung der APE, welche aus der Schalldruckverteilung in der Kabine abgeleitet wird, wird eine harmonische Analyse in NASTRAN durchgeführt. Dazu werden keine Lagerungsbedingungen definiert, um den Zustand unter Flugbedingungen abzubilden. Als akustische Anregung dient die aus [56] stammende, beidseitig vom Propellerlärm induzierte komplexwertige Schalldruckverteilung auf der Rumpfoberfläche für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische. Die Ermittlung dieser Anregung basiert auf einem empirischen Verfahren gemäß [133], welches sich durch eine schnelle Berechnung auszeichnet. Aufgrund fehlender Informationen zur exakten Blattgeometrie in der frühen Entwurfsphase nutzt dieses Verfahren globale Parameter des Propellers und erreicht damit eine akzeptable Genauigkeit im Kontext des Flugzeugvorentwurfs [56, 133]. Die vom Propeller hervorgerufene Schalldruckverteilung auf der Rumpfoberfläche bei der Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmonischen ist in Abbildung 5.4 veranschaulicht, welche als Flächenlasten auf die vernetzte Rumpfsktion projiziert werden. Hierbei wird die Richtwirkung

des Propellerlärms deutlich, dessen Abstrahlung primär in der Propellerebene erfolgt. Ausgehend von der Position des Propellers zeigt sich aufgrund konvektiver Effekte eine Stauchung der Wellen entgegen der Flugrichtung sowie eine Streckung dieser in Flugrichtung. Mit zunehmender Frequenz ist außerdem eine zunehmende Wellenzahl ersichtlich. Dieses vibroakustische Modell, welches 8.04 Mio. Freiheitsgraden aufweist, ist in NASTRAN mit einem Rechenaufwand von ungefähr 75 min pro Frequenzschritt bei der Verwendung der in Anhang A.1 beschriebenen Hardware verbunden.

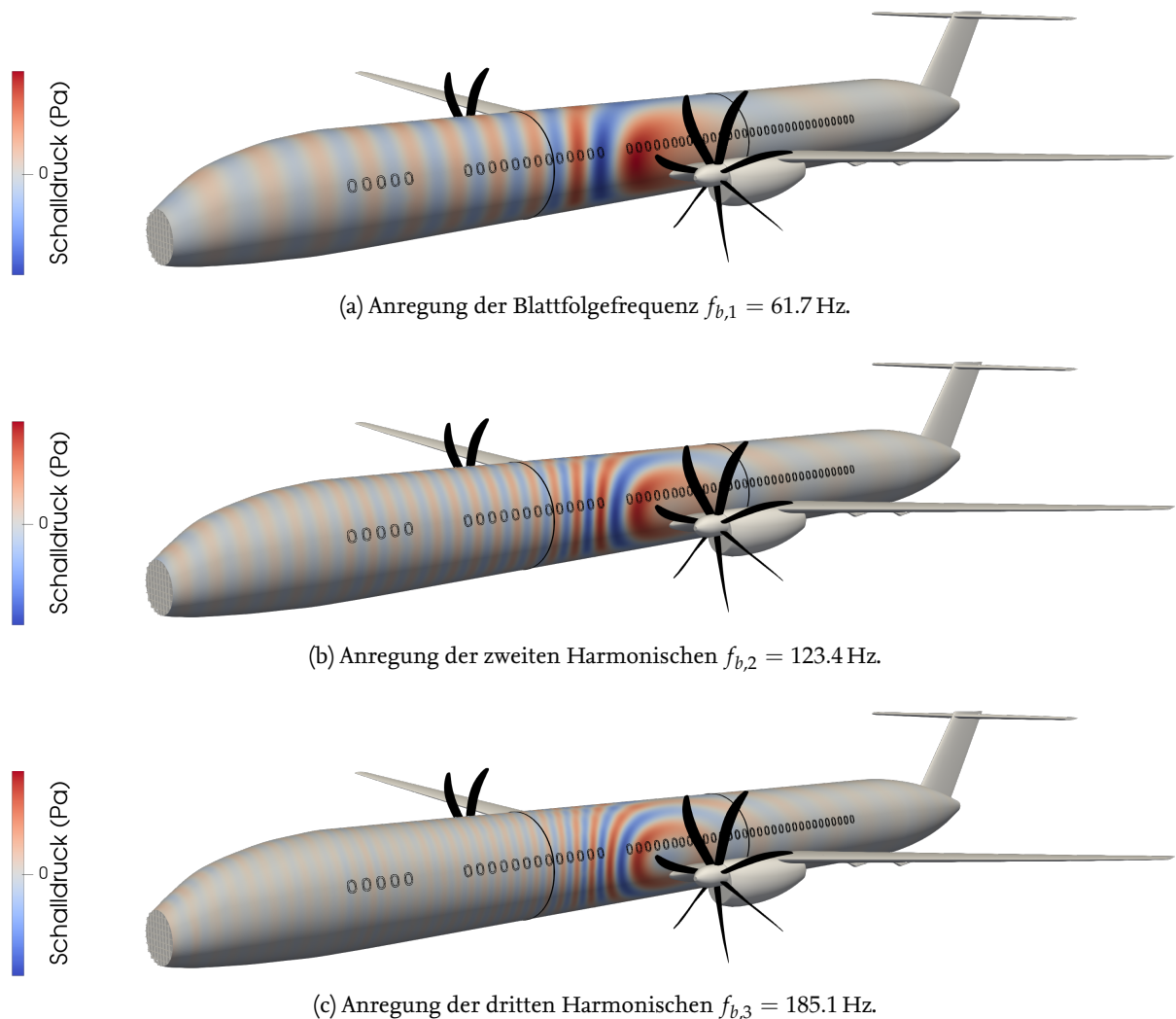


Abbildung 5.4.: Beidseitig vom Propellerlärm induzierte Schalldruckanregung (Realteil) auf der Rumpfoberfläche der D250-Konfiguration mit Kennzeichnung der zu untersuchenden Rumpfsktion bei der Blattfolgefrequenz sowie der zweiten und dritten Harmonischen (in Anlehnung an [56]).

Die beschriebenen FE-Modelle zur statischen Strukturauslegung in ANSYS MECHANICAL APDL sowie der vibroakustischen Analyse in NASTRAN bilden die Grundlage zur Erstellung von Surrogatmodellen gemäß des in Abschnitt 3.4.2 beschriebenen Prozesses. Dies wird im Folgenden für den Fall der D250-Konfiguration vorgestellt und der Einfluss der Entwurfsvariablen auf die Disziplinen der Strukturauslegung sowie der Kabinenakustik aufgezeigt. Aufgrund der Beschränkung des vibroakustischen Modells auf eine Rumpfsktion sei anzumerken, dass die Strukturauslegung sowie die damit implizierte Bestimmung der Strukturmasse in den weiteren Ausführungen anhand des gesamten Rumpfes erfolgt.

5.1.2. Bewertung des Einflusses der Entwurfsvariablen auf die dimensionierte Paneeldickenverteilung und Rumpfstrukturmasse

Um die Surrogatmodelle bezüglich des Einflusses der Spant- und Rumpfabschirmungsdicke auf die APE bewerten zu können, wird aufgrund der implizierten Kopplung zur Strukturdimensionierung im Folgenden zunächst der Einfluss der Entwurfsvariablen auf die Paneeldickenverteilung und der daraus ergebenden Rumpfstrukturmasse diskutiert. Zur Erfassung dieses Einflusses ist in Abbildung 5.5 eine Gegenüberstellung der Paneeldickenverteilungen verschiedener Spant- und Abschirmungsdicken an den Grenzen des Entwurfsraums gemäß Gleichung (5.1) dargestellt, in welcher die Rumpfabschirmung in Dunkelrot hervorgehoben ist. Da die strukturellen Entwurfsvariablen sich auf die Propellerebene beziehen und wesentliche Änderungen in der Paneeldickenverteilung nur in der nahen Umgebung dieser Ebene auftreten, beschränkt sich die Abbildung dieser auf die Rumpfsektion gemäß des vibroakustischen Simulationsmodells.

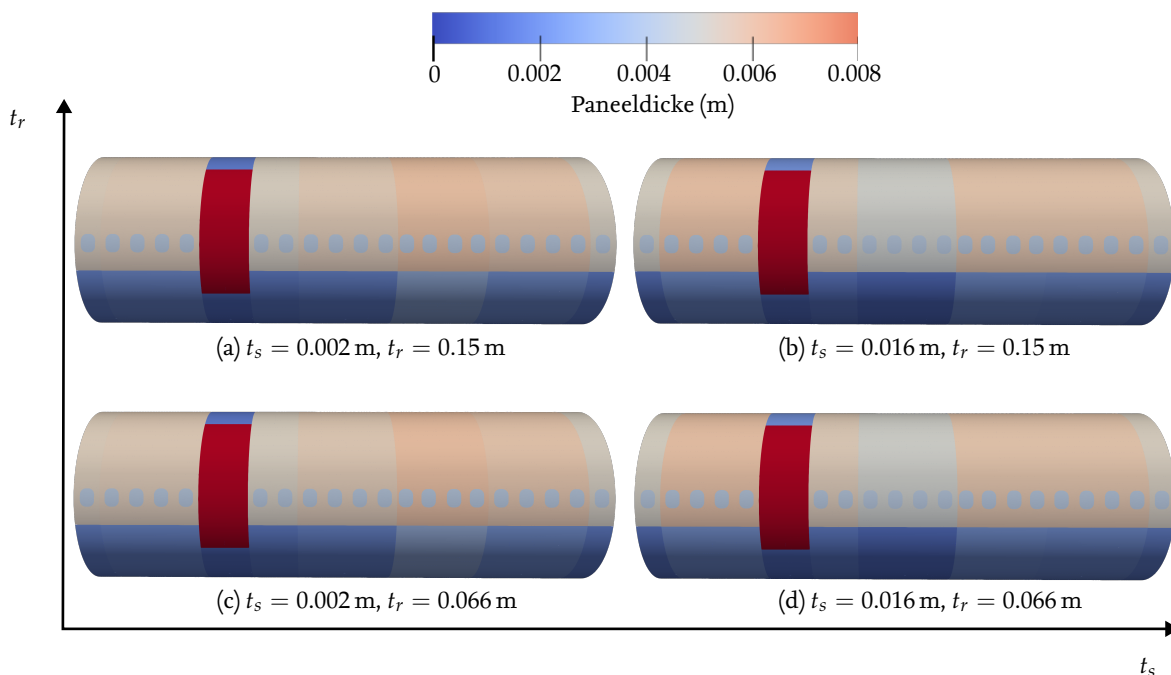


Abbildung 5.5.: Vergleich der aus PANDORA stammenden Paneeldickenverteilungen bei unterschiedlichen Spant- und Abschirmungsdicken.

Aus der vergleichenden Übersicht wird deutlich, dass die Rumpfabschirmungsdicke keinen ersichtlichen Einfluss auf die Paneeldickenverteilung ausübt. Dies ist darauf zurückzuführen, dass während der Dimensionierung die Dicke dieser Abschirmung ebenfalls mit dem Ziel einer minimalen Masse an die vorliegenden Lastzustände angepasst wird und die Aufdickung somit auf die angrenzenden Paneele keine Auswirkungen hat. Damit wird die Konvergenz des Verfahrens bestätigt, da mit unterschiedlichen initialen Zuständen gleiche Ergebnisse erzielt werden. Anzumerken sei an dieser Stelle, dass die dimensionierten Paneeldicken der Rumpfabschirmung im Rahmen der Optimierung und der Surrogatmodellgenerierung nach der Dimensionierung überschrieben werden, um die ursprünglich vorgegebene Rumpfabschirmungsdicke für weitergehende Analysen zu beachten. Damit ist die berechnete Hautdickenverteilung aufgrund der zusätzlich zu tragenden Masse nicht optimiert, was im Rahmen der vorliegenden Arbeit vernachlässigt wird.

Für die Spantdicke zeigt sich im Gegensatz dazu eine Änderung angrenzender Paneele, die im

Millimeter-Bereich einzuordnen ist. Dabei ist bei einer zunehmenden Spantdicke eine Aufdickung derjenigen Paneele zu erkennen, welche an die Rumpfabschirmung angrenzen. Wiederum ist für an diese Paneele angrenzenden Paneele eine geringere Strukturstärke erforderlich. Dies bezieht sich auf die Ober- sowie Unterseite des Rumpfes.

Abbildung 5.6 verdeutlicht zudem den Einfluss der Spantdicke auf die Masse der dimensionierten Paneele bei konstanter Rumpfabschirmungsdicke über der gesamten Rumpflänge. Hierbei wird die Differenz der Rumpfhautmasse $\Delta m_{s,p}$ zum initialen dimensionierten Rumpfwurf aus OPENAD mit $t_s = 0.002$ m veranschaulicht, für welche sich eine Zunahme der Paneelmasse bei größer werdender Spantdicke herausstellt. Diese Änderungen in der Paneeldickenverteilung und die daraus abgeleitete Zunahme der Rumpfhautmasse sind anhand einer Umverteilung der Lasten sowie durch die zusätzliche Versteifung der Struktur zu begründen, welche durch die Aufdickung der Spante hervorgerufen wird. Aufgrund der Vielzahl an Lastfällen, die in die Dimensionierung einfließen, ist eine weiterführende Auswertung diesbezüglich nicht möglich.

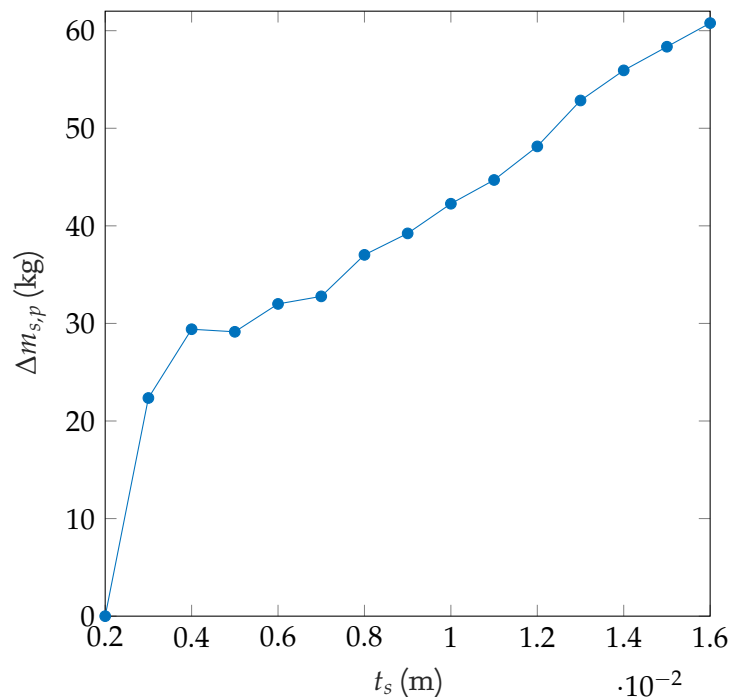


Abbildung 5.6.: Differenz der dimensionierten Paneelmassen bei unterschiedlichen Spantdicken, mit Bezug auf die Paneelmasse der initiale Spantdicke $t_s = 0.002$ m.

Diese Beobachtung einer zunehmenden Masse der Rumpfhaut überlagert sich mit der Massenzunahme, welche durch steigende Spant- und Abschirmungsdicken verursacht wird, bei der Betrachtung der gesamten Strukturmasse $m_{s,total}$ des vollständigen Rumpfes. Abbildung 5.7 veranschaulicht die approximierten Strukturmasse anhand eines mit 220 Datenpunkten trainierten Kriging-Modells über dem Entwurfsraum, welches mithilfe von 30 zusätzlichen Testdaten auf Basis von LHS-Stichproben validiert wird. Dieses Surrogatmodell weist einen maximalen Fehler von 0.003 %, ein Bestimmtheitsmaß von $R^2 = 0.99$ sowie einen RMSE von 0.001 % auf, was auf eine sehr hohe Vorhersagegenauigkeit hindeutet. Die Trainings- und Testdaten dieses Modells stammen aus Zwischenergebnissen der Datengenerierung zur Erstellung der Surrogatmodelle zur Vorhersage des Kabinenlärms, welche im nachfolgenden Abschnitt behandelt und in Anhang A.3.1 validiert werden. Detaillierte Informationen zu den Stichproben sind als Teilaspekt dieses Anhanges aufgeführt. Das Surrogatmodell der approximierten Strukturmasse verdeutlicht, dass die Änderung der Spant- und

Abschirmungsdicke eine deutlich größere Massenänderung bewirkt, welche primär in der Propellerebene auftritt, als die durch die Dimensionierung der Paneele verursachte. Infolgedessen zeigt sich ein nahezu lineares Verhalten der Strukturmasse $m_{s,total}$ in Bezug auf beide Entwurfsvariablen. Zudem ist über dem Entwurfsraum eine wesentlich größere strukturelle Massenzunahme durch die Aufdickung der Rumpfabschirmungsdicke im Vergleich zur Spantdicke zu erkennen.

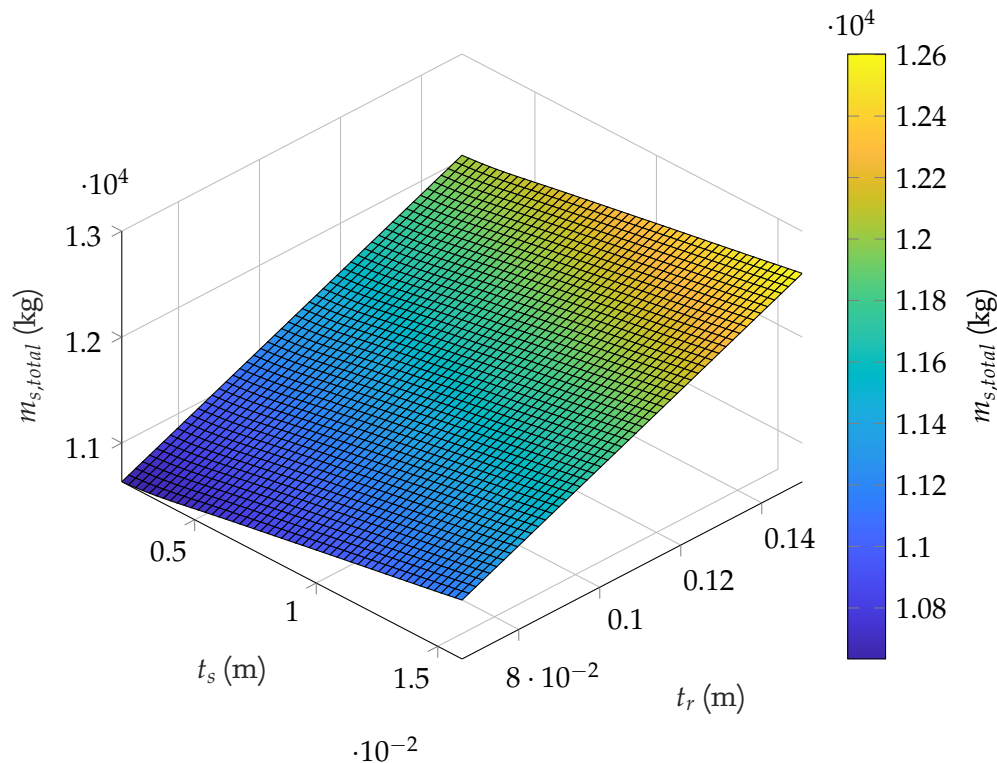


Abbildung 5.7.: Strukturmasse in Abhängigkeit der Spant- und Abschirmungsdicke.

Unter Berücksichtigung dieser Erkenntnisse werden im Weiteren die Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage unter dem Einfluss variabler Spant- und Rumpfabschirmungsdicken vorgestellt. Darüber hinaus gilt es Trends bezüglich der Entwurfsvariablen abzuleiten, deren Interpretierbarkeit aufgrund der Kopplung zwischen Strukturauslegung und Kabinenakustik erschwert ist.

5.1.3. Surrogatmodelle zur Vorhersage des Kabinenlärms und Ableitung von Trendabschätzungen bezüglich struktureller Parameter in der Propellerebene

Im Folgenden werden die Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage des in Abschnitt 5.1.1 beschriebenen FE-Modells der D250-Konfiguration diskutiert, welche gemäß der in Abschnitt 3.4.2 vorgestellten Methode generiert werden, und Trends bezüglich struktureller Parameter in der Propellerebene abgeleitet. Für die Kriging-basierten Surrogatmodelle werden jeweils 220 Stichproben zum Modelltraining verwendet, deren Validierung in Anhang A.3.1 betrachtet und für die im Kontext dieser Arbeit eine ausreichende Vorhersagegenauigkeit aufgezeigt wird. Diese sind für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische in Abbildung 5.8 abgebildet. Während die Vorhersage der APE auf einer linearen Skala basiert, erfolgt die Darstellung der Surrogatmodelle in der logarithmischen Maßeinheit Dezibel. Dazu werden die Pegel der APE aus den Vorhersagen des Surrogatmodells ermittelt. Dies schafft die einheitliche Interpretierbarkeit der APE auf Grundlage der genormten Definition von Pegeln gemäß DIN EN ISO 1638:2105 [36].

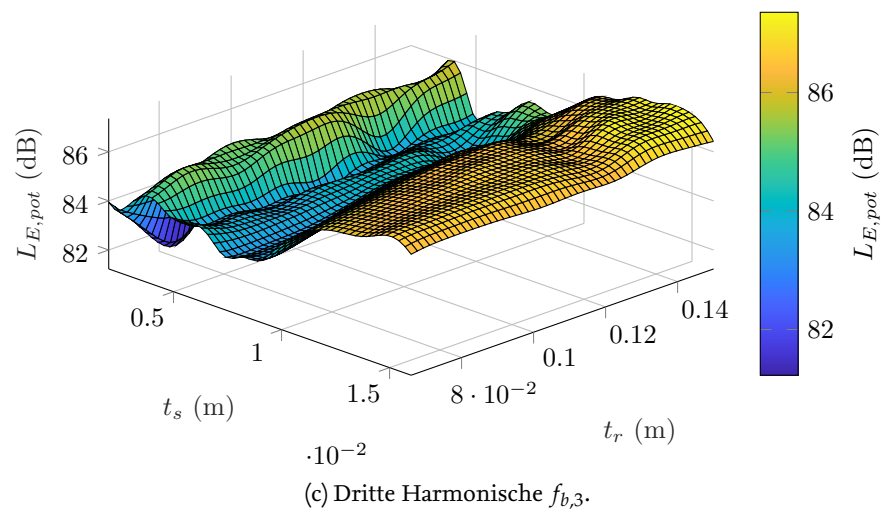
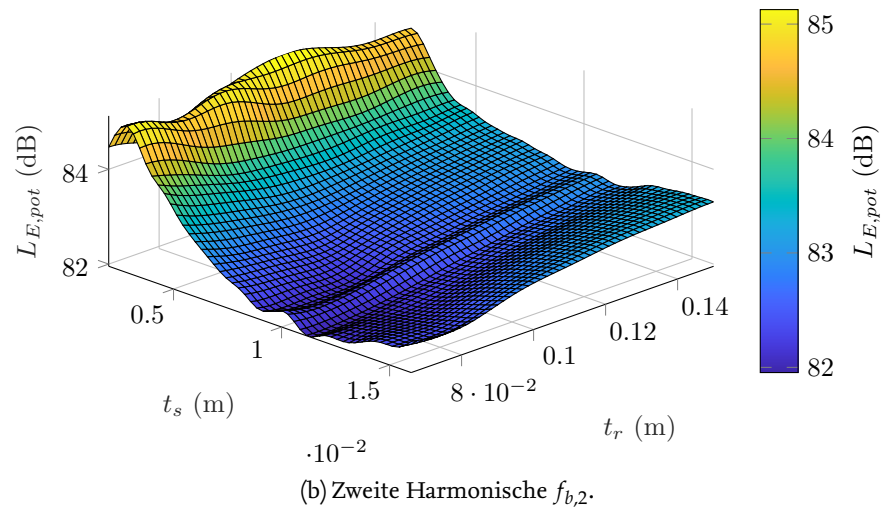
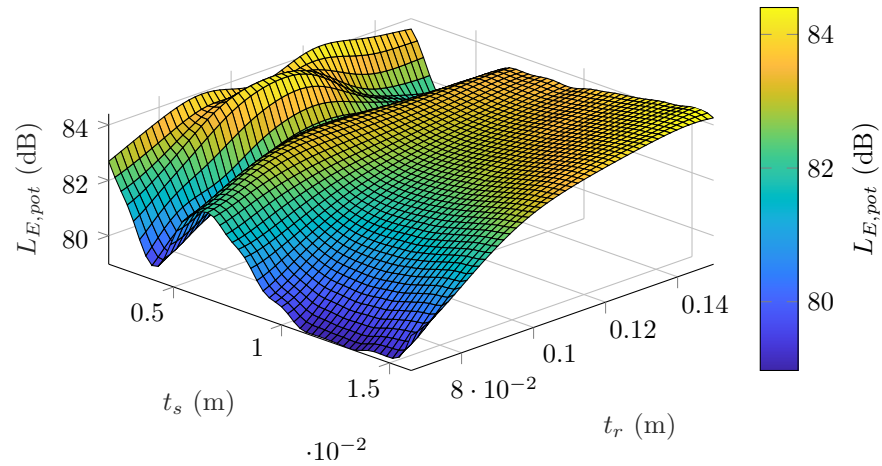


Abbildung 5.8.: Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische unter Beachtung der Auswirkungen der Strukturauslegung.

In Abschnitt 3.4 wird bereits hervorgehoben, dass aufgrund komplexer, frequenzabhängiger Phänomene, die mit resonanten und interferenten Effekten zusammenhängen, ein hochgradig nichtlineares Antwortverhalten zu erwarten ist. Dieses Verhalten wird anhand Abbildung 5.8 bestätigt. Durch die Veränderung struktureller Parameter, die neben den Entwurfsvariablen auch die Paneeldickenverteilung zur Berücksichtigung der disziplinübergreifenden Kopplung umfassen und mit einer Veränderung der Masse sowie der Steifigkeit des Systems einhergehen, werden die dynamischen Charakteristika der zu untersuchenden Rumpfsektion beeinflusst. Dies führt zu einem stark ausgeprägten nichtlinearen Verhalten über dem betrachteten Entwurfsraum. Der Einfluss der Änderung der strukturellen Parameter auf das resonante vibroakustische Verhalten ist beispielhaft anhand der numerisch ermittelten Amplitudengänge für verschiedene Abschirmungsdicken t_r und einer konstanten Spantdicke $t_s = 0.016$ m in Abbildung 5.9 gezeigt.

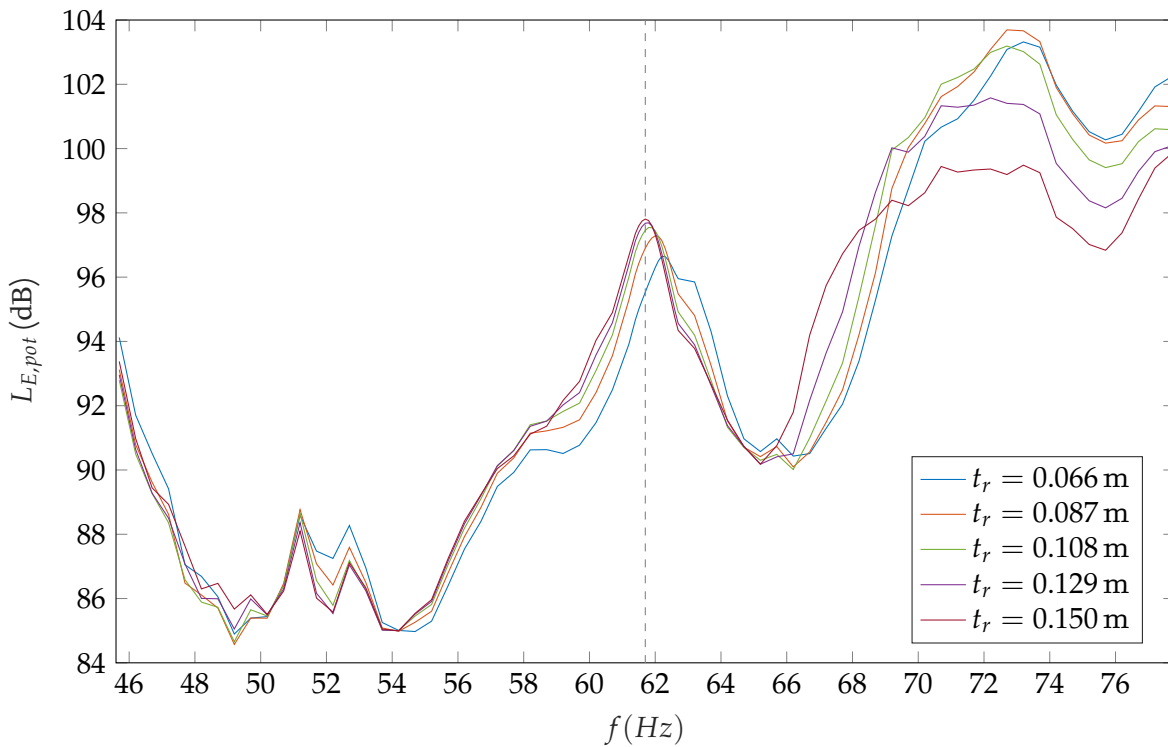


Abbildung 5.9.: Amplitudengang der APE für die zu untersuchende Rumpfsektion im Frequenzbereich $45.7 \text{ Hz} \leq f \leq 77.7 \text{ Hz}$ um die Blattfolgefrequenz $f_{b,1} = 61.7 \text{ Hz}$ bei einer konstanten Spantdicke $t_s = 0.016$ m und einer variablen Rumpfabschirmungsdicke t_r .

Betrachtet wird hierbei der Pegel der APE über einen Frequenzbereich von ± 16 Hz um die Blattfolgefrequenz $f_{b,1} = 61.7$ Hz. Zur Erfassung der von den Propellern angeregten Moden wird mittels zwei Monopolquellen an den Positionen der Triebwerke die Propelleranregung approximiert und die Frequenz gemäß des beschriebenen Bereiches in einer Schrittweite von 0.5 Hz über dem gesamten Bereich bzw. 0.1 Hz in der unmittelbaren Umgebung um die Blattfolgefrequenzen moduliert. Zu beachten ist, dass zur Approximation der Propelleranregung mittels Monopolquellen eine beliebige Amplitude gewählt wird und folglich die Größenordnung der APE mit den Surrogatmodellen nicht übereinstimmt. Außerdem werden interferente Effekte zwischen den beiden Propellertriebwerken sowie auch konvektive Effekte nicht berücksichtigt. Insbesondere anhand der Resonanz, welche in der Nähe der Blattfolgefrequenz auftritt, ist das in Abbildung 5.8a dargestellte monoton steigende Verhalten der APE bei zunehmender Rumpfabschirmungsdicke und einer Spantdicke von $t_s = 0.016$ m zu erklären. Zum einen wird ersichtlich, dass sich die Resonanzfre-

quenz mit steigender Rumpfabschirmungsdicke in die Blattfolgefrequenz verschiebt. Bei Anregung in der Blattfolgefrequenz wird mit zunehmender Rumpfabschirmungsdicke somit ein resonantes Verhalten angenähert, welches mit höheren Schwingungsamplituden verbunden ist. Zum anderen ist allgemein mit einem Anstieg der Entwurfsvariable t_r in der Resonanz eine höhere Amplitude zu verzeichnen. Dies deutet darauf hin, dass die Anregung durch die Veränderung der Rumpfabschirmung besser in das vibroakustische System einkoppelt. Diese beiden Effekte überlagern sich zusätzlich und führen zu dem in Abbildung 5.8a abgebildeten Verhalten.

Das nichtlineare Verhalten der Surrogatmodelle in Abbildung 5.8 wird mit steigender Frequenz aufgrund einer höheren modalen Dichte verstärkt und führt zu einer Zunahme an lokalen Extrema im Entwurfsraum. Diese Effekte überlagern den Trend einer gemäß dem BERGER'SCHEN Massegesetz erwarteten Zunahme der Schalldämmung infolge einer strukturellen Massenzunahme, die entsprechend den Erkenntnissen aus Abschnitt 5.1.2 primär in der akustisch stark angeregten Propellerebene auftritt.

Insbesondere die Dicke der Spante in der Propellerebene zeigt einen ausgeprägten Einfluss auf die APE der Kabinenkavität über den gesamten Entwurfsraum. Dies wird in Ergänzung zu Abbildung 5.8 durch die maximalen und minimalen Differenzen der APE, $\max(\Delta L_{E,pot})$ sowie $\min(\Delta L_{E,pot})$, entlang der Dimension der Spantdicke bei jeweils konstanter Rumpfabschirmungsdicke t_r über dem Entwurfsraum bei allen drei zu untersuchenden Frequenzen in Tabelle 5.4 verdeutlicht.

Tabelle 5.4.: Maximale und minimale Differenz des Pegels der APE entlang der Dimension der Spantdicken t_s bei jeweils konstanter Abschirmungsdicke t_r über dem Entwurfsraum.

Frequenz	$\max(\Delta L_{E,pot})$	$\min(\Delta L_{E,pot})$
$f_{b,1}$	3.7 dB	1.6 dB
$f_{b,2}$	3.1 dB	1.8 dB
$f_{b,3}$	5.5 dB	3.1 dB

Die Auswirkung einer veränderten Rumpfabschirmungsdicke ist lediglich in der ersten Blattfolgefrequenz maßgeblich, während in der zweiten und dritten Harmonischen eine vergleichsweise geringe Änderung der APE entlang der Dimension der Rumpfabschirmungsdicke t_r bei jeweils konstanter Spantdicke t_s über dem Entwurfsraum feststellbar ist. Dies wird analog in Tabelle 5.5 verdeutlicht.

Tabelle 5.5.: Maximale und minimale Differenz des Pegels der APE entlang der Dimension der Rumpfabschirmungsdicke t_r bei jeweils konstanter Spantdicke t_s über dem Entwurfsraum.

Frequenz	$\max(\Delta L_{E,pot})$	$\min(\Delta L_{E,pot})$
$f_{b,1}$	5.2 dB	1.3 dB
$f_{b,2}$	1.1 dB	0.4 dB
$f_{b,3}$	3.0 dB	0.4 dB

Folglich ist sowohl für die Spant- als auch für die Rumpfabschirmungsdicke eine Sensitivität auf die APE ersichtlich. Speziell die Spantdicke bietet mit zusätzlichem Bezug auf die Strukturmasse gemäß Abschnitt 5.1.2 ein großes Potential, um bei einer vergleichweisen moderaten Massenzunahme einen großen Einfluss auf die APE in allen zu untersuchenden Frequenzen zu haben. Die Ableitung eines eindeutigen Trends bezüglich der Variabilität der Spantdicke auf die APE ist aufgrund des stark ausgeprägten nichtlinearen Verhaltens nicht möglich. Hinsichtlich der Variation der Abschirmungsdicke ist generell ein geringer Einfluss auf die APE zu identifizieren. Es lässt sich ein allgemeiner Trend über die drei zu betrachtenden Frequenzen erkennen, bei dem die APE mit

zunehmender Dicke der Rumpfabschirmung ansteigt. Dieser Trend wird jedoch durch resonante und interferente Effekte beeinträchtigt, die zu Abweichungen von diesem Verhalten führen. Die vorgestellten Surrogatmodelle dienen als Ersatz der rechenaufwändigen vibroakustischen FEM-Analysen im Optimierungsprozess. Unter Einsatz dieser Modelle werden die Ergebnisse aus der Optimierung im nachfolgenden Abschnitt erörtert.

5.1.4. Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik

Dieser Abschnitt widmet sich der Erörterung der Ergebnisse aus der Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Disziplinen der Strukturauslegung und der Kabinenakustik gemäß den Ausführungen aus Kapitel 3. Unter Anwendung des Optimierers SBARCHOPT ergibt sich die PARETO-Front gemäß Abbildung 5.10 im Zielfunktionsraum, deren Konvergenz in Anhang A.4 bzw. A.4.1 untersucht wird. Die abgebildete PARETO-Front ist das Resultat aus insgesamt 200 Funktionsauswertungen und liefert 94 nicht-dominierte Lösungen, welche in Orange hervorgehoben sind. Drei spezifische nicht-dominierte Entwürfe sind außerdem in Grün gekennzeichnet, auf die nachfolgend detaillierter eingegangen wird. Alle dominierten Lösungen sind in Blau dargestellt.

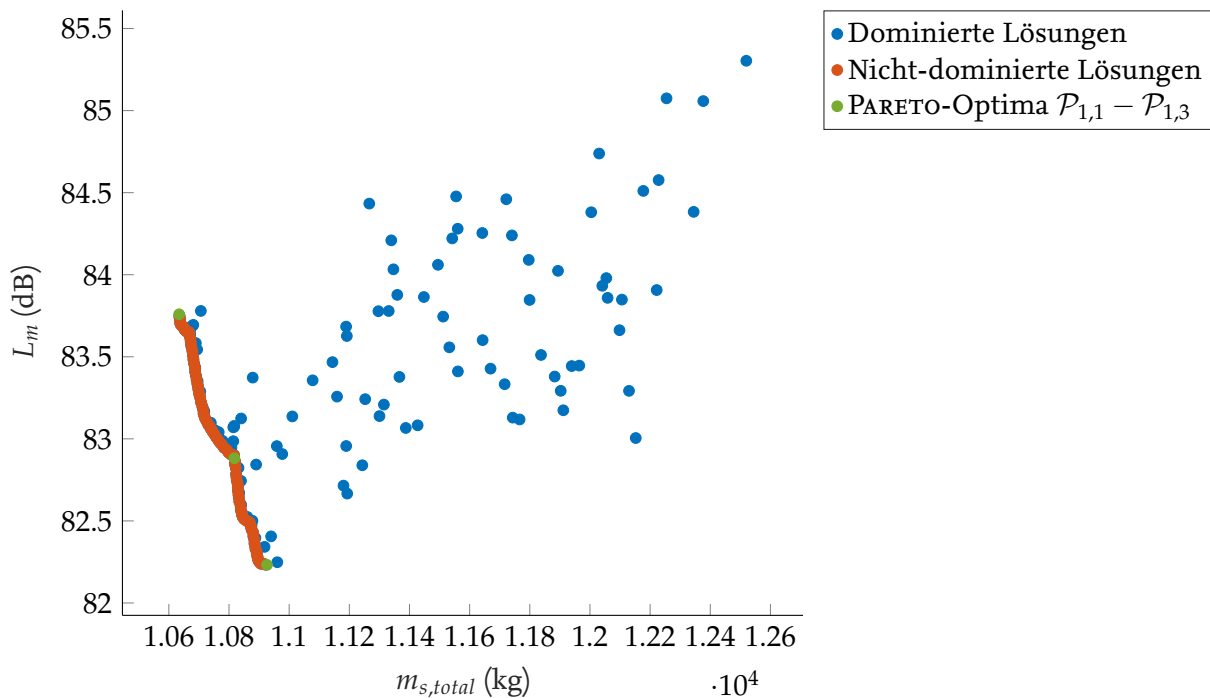


Abbildung 5.10.: Approximierte PARETO-Front sowie die dominierten Lösungen der D250-Konfiguration im Zielfunktionsraum aus der Optimierung des Problems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik bei 200 Funktionsauswertungen.

Abbildung 5.11 verdeutlicht zudem die Verteilung dieser dominierten und nicht-dominierten Lösungen im Entwurfsraum gemäß Gleichung (5.1). Anhand der Lage der optimalen Lösungen im Entwurfsraum wird insbesondere deutlich, dass eine geringe Rumpfabschirmungsdicke die Erfüllung des Optimierungsproblems begünstigt. Somit erweist sich insbesondere die Variation der Spantdicke zur Identifikation nicht-dominierten Lösungen als entscheidend. Diese Erkenntnisse korrelieren mit den Ergebnissen aus Abschnitt 5.1.2 und Abschnitt 5.1.3. Zum einen ruft die Erhöhung der Spantdicke eine geringe Massenzunahme hervor und ist aufgrund einer maßgeblichen Beeinflussung der dynamischen Struktureigenschaften als einflussreicher Parameter auf den Kabinenlärm

über dem Entwurfsraum zu identifizieren. Zum anderen weist eine zunehmende Rumpfabschirmungsdicke eine geringe Auswirkung auf die Kabinenakustik auf, welche den allgemeinen Trend einer steigenden APE zeigt, und ist mit einer wesentlichen Massenänderung verbunden. Folglich liefert die Variation der Rumpfabschirmungsdicke über dem definierten Entwurfsraum keine sinnvollen nicht-dominierten Lösungen. Dies lässt schlussfolgern, dass die Rumpfabschirmungsdicke keine geeignete Entwurfsvariable für die hier gewählten Zielgrößen darstellt.

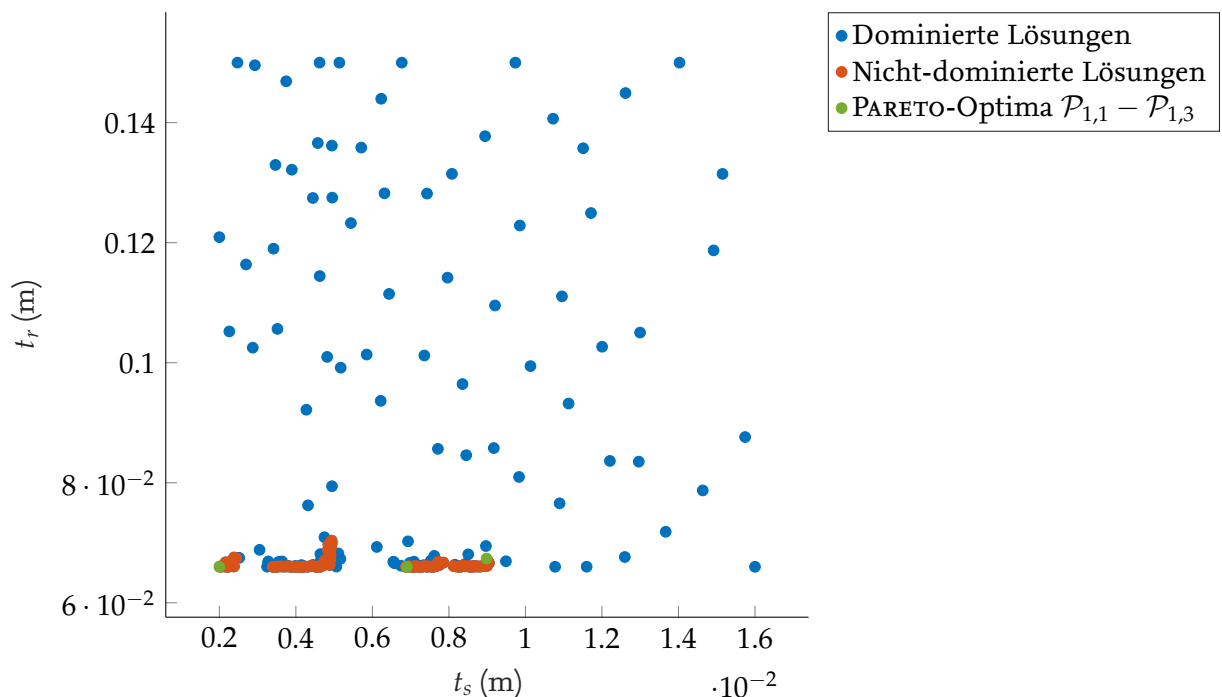


Abbildung 5.11.: Nicht-dominierte und dominierte Lösungen des Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und Kabinenakustik im Entwurfsraum für die D250-Konfiguration.

Zur Bewertung der PARETO-Front werden ferner die Extremwerte der Zielgrößen aus den nicht-dominierten Lösungen bestimmt, mit welchen der vorhandene Zielkonflikt quantifiziert wird. Diese definieren die Grenzen der Zielgrößen durch

$$\begin{aligned} 10634 \text{ kg} &\leq m_{s,total} \leq 10926 \text{ kg}, \\ 82.2 \text{ dB} &\leq L_m \leq 83.8 \text{ dB}. \end{aligned} \tag{5.2}$$

Unter Betrachtung der erzeugten nicht-dominierten Lösungen zeigt sich, dass die Minimierung einer Zielgröße mit der Maximierung der jeweils anderen verbunden ist. Um diesen Zielkonflikt zu veranschaulichen, werden in Tabelle 5.6 drei ausgewählte Entwürfe $\mathcal{P}_{1,1}$ bis $\mathcal{P}_{1,3}$ aus der PARETO-Front mit den jeweiligen Werte der Entwurfsvariablen und Zielgrößen zusammengefasst, welche in Abbildung 5.10 sowie Abbildung 5.11 in Grün hervorgehoben sind. Diese Entwürfe repräsentieren sowohl die Extrema als auch einen ausgewogenen Kompromiss zwischen der Strukturmasse und dem Kabinenlärm. Im Rahmen der approximierten PARETO-Front ist somit die Reduktion des energetisch gemittelten APE-Pegels um 1.6 dB auf Kosten einer strukturellen Massenzunahme von 292 kg zu erzielen. Dies entspricht einer Reduktion der APE über den drei zu untersuchenden Frequenzen um 30.8 % bei einer relativen Massenzunahme von 2.7 %. Die resultierende Reduktion des Kabinenlärms stellt eine signifikante Verbesserung dar, während die Erhöhung der Strukturmasse

im Verhältnis zur Gesamtmasse als gering zu bewerten ist. Folglich stellt das Verhältnis zwischen der Verbesserung des Kabinenlärms und der Zunahme der Strukturmasse für das Optimum $\mathcal{P}_{1,2}$ einen guten Kompromiss im Kontext des in Abschnitt 3.2 beschriebenen Optimierungsproblems dar. Es sei jedoch anzumerken, dass unter Einbeziehung des Gesamtflugzeugentwurfs diese Erhöhung der Strukturmasse mit weiteren Massenzunahmen aufgrund des in Abschnitt 3.1 beschriebenen Effekts des Vergrößerungsgesetzes verbunden ist, deren Abschätzung die Integration weiterer Disziplinen im MDAO-Prozess erfordert. Darüber hinaus ist für zukünftige Untersuchungen das vibroakustische FE-Modell von der Betrachtung einer Sektion auf den gesamten Rumpf zu erweitern. Trotz der primären Schallabstrahlung des Propellerlärms in der Propellerebene ist sowohl durch die Ausbreitungen der Vibrationen entlang der Rumpf- und Kabinenstruktur als auch durch resonante und interferente Effekte am bzw. im Flugzeug mit einer Beeinträchtigung des Schallpegels in der gesamten Kabinenkavität zu rechnen, die für zuverlässige Vorhersagen zu berücksichtigen ist.

Tabelle 5.6.: Werte der Entwurfsvariablen und der Zielgrößen von drei ausgewählten Entwürfen als Lösung des Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik gemäß Abschnitt 3.2.

PARETO-Optimum	t_s	t_r	$m_{s,total}$	L_m
PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{1,1}$	0.0020 m	0.0660 m	10634 kg	83.8 dB
PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{1,2}$	0.0090 m	0.0674 m	10926 kg	82.2 dB
PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{1,3}$	0.0069 m	0.0660 m	10818 kg	82.9 dB

Da außerdem die Unsicherheiten aus dem Surrogatmodell zur Kabinenlärmprognose nicht im MDAO-Prozess berücksichtigt werden, sind die optimalen Lösungen aus Tabelle 5.6 zur Bewertung der Vertrauenswürdigkeit der PARETO-Front mittels der vibroakustischen FEM-Analysen zu validieren. Die Ergebnisse dieser Validierung sind Tabelle 5.7 zu entnehmen. Darin entsprechen $L_{m,SM}$ der Vorhersage des energetisch gemittelten Pegels L_m durch die Surrogatmodelle und $L_{m,FE}$ der Vorhersage von L_m mittels FEM-Analysen. Darüber hinaus beschreibt $e_{\Delta L_m}$ die relative Abweichung der APE-Vorhersage mittels Surrogatmodelle in Bezug auf die FEM-basierten Ergebnisse, welche sich unter Zuhilfenahme der nach E_{pot} umgeformten Gleichung (3.6) zu

$$e_{\Delta L_m} = \left(10^{\frac{L_{m,SM} - L_{m,FE}}{10}} - 1 \right) \cdot 100 \% \quad (5.3)$$

berechnet.

Tabelle 5.7.: Vergleich der Kabinenlärmvorhersage mittels Surrogatmodelle und FEM-Analysen für die Ergebnisse aus der Optimierung unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik.

PARETO-Optimum	$L_{m,SM}$	$L_{m,FE}$	$e_{\Delta L_m}$
PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{1,1}$	83.8 dB	82.9 dB	23.0 %
PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{1,2}$	82.2 dB	82.2 dB	0.0 %
PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{1,3}$	82.8 dB	82.8 dB	0.0 %

Für die PARETO-Optima $\mathcal{P}_{1,2}$ und $\mathcal{P}_{1,3}$ ergibt sich eine hohe Übereinstimmung des Pegels L_m . Dagegen ist für das PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{1,1}$ eine größere Abweichung von 23.0 % zu verzeichnen. In Anbetracht der Werte der Entwurfsvariablen gemäß Tabelle 5.6 und des definierten Entwurfsraums nach Gleichung (5.1) wird deutlich, dass das PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{1,1}$ an den unteren Grenzen beider Entwurfsvariablen einzuordnen ist. Da insbesondere in den Randbereichen des Entwurfsraums größere Vorhersagefehler durch die Surrogatmodelle auftreten, wie in Anhang A.3.1 diskutiert, ist

die Abweichung der APE für das PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{1,1}$ auf dessen Lage am Rand des Entwurfsraums zurückzuführen. Aufgrund dieses großen Vorhersagefehlers sowie der Verteilung der PARETO-Optima entlang der unteren Grenze der Rumpfabschirmungsdicke im Entwurfsraum gemäß Abbildung 5.11 ist anzunehmen, dass die approximierte PARETO-Front von der tatsächlichen PARETO-Front Abweichungen aufweist. Folglich ist auf Basis dieser Approximation eine weiterführende Interpretation nicht sinnvoll. Auch die Rückschlüsse aus den Extremwerten der PARETO-Front gemäß Gleichung (5.2) sind folglich mit besonderer Sorgfalt abzuwägen.

Für weiterführende Untersuchungen stellt ein anschließender Schritt die Verfeinerung der Surrogatmodelle dar, um auch in den Randbereichen höhere Genauigkeiten sicherzustellen. Mittels der aktualisierten Surrogatmodelle zur Kabinenlärmpgnose ist die Optimierung erneut durchzuführen und zu bewerten. Da der Fokus der vorliegenden Arbeit in der Methodenentwicklung und der Prüfung der Anwendbarkeit dieser besteht, wird dies allerdings im Folgenden nicht weiter ausgeführt.

Zusammenfassend kann trotz des Auftretens von Vorhersagefehlern aufgrund einer unzureichenden Genauigkeit in den Randbereichen der Surrogatmodelle zur Kabinenlärmpgnose in der Optimierung die Anwendbarkeit der in Kapitel 3 erarbeiteten Methodik zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurfsprozess aufgezeigt werden. Die ermittelte PARETO-Front zeigt dabei ein vorhandenes Potential für die Lösung des Zielkonflikts zwischen der Strukturauslegung und der Kabinenakustik auf. Für eine aussagekräftige Bewertung der aus der Optimierung resultierenden Entwürfe im Kontext des Flugzeugvorentwurfs sind jedoch weitere Disziplinen zu ergänzen, um auch die Wechselwirkungen mit anderen Disziplinen oder auch weitere Effekte zu erfassen, wie die global hervorgerufene Massenänderung aufgrund des Vergrößerungsgesetzes. Zur Demonstration der Erweiterbarkeit der vorgestellten Methodik wird im Folgenden zusätzlich die Kabinenauslegung im Optimierungsprozess berücksichtigt.

5.2. Multidisziplinäre Entwurfsanalyse und -optimierung des um die Kabinenauslegung erweiterten Prozesses

Zur Veranschaulichung der Erweiterung der Methodik zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurf wird im Folgenden die Kabinenauslegung als zusätzliche Disziplin im MDAO-Prozess berücksichtigt. Dabei wird der Zielkonflikt zwischen Strukturauslegung, Kabinenauslegung und Kabinenakustik gemäß dem in Abschnitt 4.1 definierten MDAO-Problem anhand der D250-Konfiguration untersucht. Der Entwurfsraum wird für die D250-Konfiguration mit den unteren und oberen Grenzen der Entwurfsvariablen, der Spandicke t_s und dem Sitzabstand d_s , zu

$$\begin{aligned} 0.002 \text{ m} &\leq t_s \leq 0.016 \text{ m}, \\ 0.711 \text{ m} &\leq d_s \leq 2.10 \text{ m}, \end{aligned} \tag{5.4}$$

gewählt. Dabei richtet sich die untere und obere Grenze der Spandicke an den definierten Entwurfsraum gemäß Gleichung (5.1). Im Kontext der Sitzanordnung existiert im Allgemeinen keine einheitliche Definition des Sitzabstandes für die verschiedenen Sitzklassen eines Flugzeugs, da jede Fluggesellschaft eigene Standards etabliert hat [129]. Dennoch ist aus anthropometrischer Sicht ein minimaler Sitzabstand von $d_s = 28'' \approx 0.711 \text{ m}$ erforderlich [115], welcher als untere Grenze zu berücksichtigen ist. Als obere Grenze wird ein Sitzabstand von $d_s = 2.10 \text{ m}$ angenommen, welcher ungefähr $83''$ entspricht. Dies ist vergleichbar mit Sitzabständen in der Business oder First Class, wie es von verschiedenen Fluggesellschaften [90, 114] für hohen Komfort auf Langstreckenflügen eingesetzt wird. Auch wenn im Weiteren die Kabinenauslegung mit einer Economy Class-

Bestuhlung der für Kurzstrecken ausgelegten D250-Konfiguration betrachtet wird, erlaubt der damit aufgespannte Entwurfsraum eine umfängliche Untersuchung zur Ermittlung des Einflusses der Kabinenauslegung auf den Flugzeuginnenlärm sowie zur Optimierung des in Abschnitt 4.1 definierten MDAO-Problems.

Zu diesem Zweck werden im Folgenden zunächst zur Adaption auf das zu betrachtende Optimierungsproblem auf Basis der in Abschnitt 5.1.1 beschriebenen FE-Modelle Änderungen in der Modellierung zur Strukturauslegung sowie zur vibroakustischen FEM-Analyse beschrieben. Darauf aufbauend wird der Einfluss der Entwurfsvariablen auf die Kabinenauslegung untersucht. Da die Struktur- und Kabinenauslegung gemäß den Annahmen aus Abschnitt 4.1 im Rahmen dieser Arbeit entkoppelt betrachtet werden und somit der Sitzabstand als Entwurfsvariable keine Auswirkungen auf die Strukturauslegung hat, wird für die Untersuchung des Einflusses der Spantdicke auf die Strukturauslegung auf Abschnitt 5.1.2 verwiesen. Der Effekt variierender Spantdicken sowie Sitzabstände auf die Kabinenakustik wird ferner in Form von Surrogatmodellen abgebildet, welche detailliert diskutiert werden. Durch die Anwendung der Surrogatmodelle zur recheneffizienten Kabinenlärnvorhersage im MDAO-Prozess wird eine PARETO-Front generiert, die abschließend präsentiert und kritisch untersucht wird.

5.2.1. Anpassung der Finite Elemente Modelle zur Strukturauslegung und Kabinenlärnvorhersage

Dieser Abschnitt behandelt die Modifikationen der FE-Modelle zur Strukturauslegung sowie zur Kabinenlärnvorhersage, welche an das in Abschnitt 4.1 spezifizierte Optimierungsproblem abgestimmt sind. Grundlage bilden die in Abschnitt 5.1.1 beschriebenen Modelle, die mit Hilfe von PANDORA bzw. FUGA generiert werden. Grund dieser Anpassungen ist die zusätzliche Berücksichtigung der Disziplin der Kabinenauslegung sowie die Vernachlässigung der Rumpfabschirmungsdicke als Entwurfsvariable im Optimierungsproblem. Letzteres erfordert die Festlegung einer spezifischen Rumpfabschirmungsdicke. Da in Abschnitt 5.1.3 und Abschnitt 5.1.4 ein geringer Einfluss auf die Kabinenakustik festgestellt wird und die Optimierungsergebnisse darauf hindeuten, dass eine geringe Rumpfabschirmungsdicke vorteilhaft ist, wird für die folgenden Untersuchungen die erforderliche Mindestdicke von $t_r = 0.066$ m in Anlehnung an Abschnitt 5.1 festgelegt. Diese ist im GFEM zur Strukturauslegung sowie auch im vibroakustischen FE-Modell einzubeziehen. Aufgrund der vereinfachten Annahme einer vernachlässigten Wechselwirkung zwischen Struktur- und Kabinenauslegung ist eine weitere Modifikation des GFEM nicht erforderlich. Die Anzahl an Freiheitsgraden sowie die erforderlichen Rechenzeiten zur Strukturauslegung stimmen folglich mit dem in Abschnitt 5.1.1 beschriebenen GFEM überein.

Demgegenüber sind im vibroakustischen FE-Modell die Sitze gemäß den Ausführungen in Abschnitt 4.2.1 zu berücksichtigen. Da dieses vibroakustische Modell der D250-Konfiguration zur Erhöhung der Recheneffizienz im Rahmen dieser Arbeit auf eine Rumpfsektion beschränkt ist, sei anzumerken, dass die Kabinenauslegung sowie die daraus abzuleitende Passagieranzahl im MDAO-Prozess analog zur Strukturauslegung unter Betrachtung des gesamten Rumpfes erfolgt. Ausschließlich die in der Rumpfsektion lokalisierten Sitze werden anschließend in das vibroakustische Modell der Rumpfsektion implementiert. Dies umfasst die Ergänzungen der Sitze als Punktmassen mit Strukturanbindung durch starre Verbindungselemente, das Ausschneiden der Sitze aus der Kabinenkavität und die Definition von Absorberelementen an den dadurch entstehenden Grenzflächen. Daraus resultiert eine veränderliche Anzahl an Modellfreiheitsgraden im Bereich von etwa 8.04 Mio. bis 8.06 Mio., welche mit Rechenzeiten zwischen 75 min und 78 min pro Frequenzschritt verbunden sind.

Entsprechend der einleitenden Ausführungen in Kapitel 4 wird zur Bestimmung der Sitzanordnung die Annahme einer Ein-Klassen-Bestuhlung über die gesamte Kabinenlänge mit einheitli-

cher Sitzreihenkonfiguration getroffen. Für die D250-Konfiguration, welche als Schmalrumpfflugzeug charakterisiert ist, wird eine Anordnung mit einem Mittelgang und jeweils drei Sitzplätzen pro Seite zugrunde gelegt. Die geometrische Gestaltung der Sitze orientiert sich dabei an einem konventionellen Economy-Sitz. Unter Berücksichtigungen dieser Annahmen wird im Folgenden die Auswirkung der Entwurfsvariablen auf die Kabinenauslegung untersucht.

5.2.2. Analyse des Einflusses des Sitzabstandes auf die Kabinenauslegung

Um die Kopplung zwischen der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik im Kontext der Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage bewerten zu können, wird zunächst der Einfluss der Entwurfsvariablen auf die Kabinenauslegung anhand der gesamten Kabinenlänge der D250-Konfiguration untersucht. Aufgrund der entkoppelten Betrachtung von der Struktur- und der Kabinenauslegung besteht eine Unabhängigkeit der Kabinenauslegung von der Spantdicke, sodass sich die Betrachtungen dieses Abschnittes ausschließlich auf die Analyse der Auswirkungen des Sitzabstandes auf die Gestaltung der Sitzanordnung und auf die Passagieranzahl beschränken. Die Bestimmung der Sitzanordnung gemäß Abschnitt 4.2.1 sowie der daraus abzuleitenden Passagieranzahl nach Abschnitt 4.2.2, welche außerdem im MDAO-Prozess auszuwerten ist, ist für die vollständige D250-Konfiguration unter der Voraussetzung bereits im Datenrepositorium hinterlegter Abhängigkeiten innerhalb von FUGA mit einem rechnerischen Aufwand von 2.3 s verbunden.

Wie in Abschnitt 4.2.1 dargelegt, wird zur Gewährleistung eines kontinuierlichen Optimierungsproblems in der vorliegenden Arbeit keine Optimierung des Sitzabstandes im Rahmen der Sitzanordnung vorgenommen. Daher variiert die Positionierung der Sitze entlang der Flugzeugsängsachse in Abhängigkeit des Sitzabstandes, ungeachtet einer konstant bleibenden Passagieranzahl. Dies ist anhand zwei unterschiedlicher Sitzabstände, welche die gleiche Anzahl an Sitzen und damit an Passagieren in der Kabine ermöglichen, in einer Schnittansicht des Rumpfes der D250-Konfiguration in Abbildung 5.12 aufgezeigt. Insbesondere ist in Abbildung 5.12a der in Abschnitt 4.2.1 erwähnte ungenutzte Raum im hinteren Bereich der Kabine deutlich erkennbar. Entsprechend Gleichung (4.2) entsteht dieser ungenutzte Raum, wenn das Verhältnis von Kabinenlänge zu Sitzabstand keine natürliche Zahl ergibt.

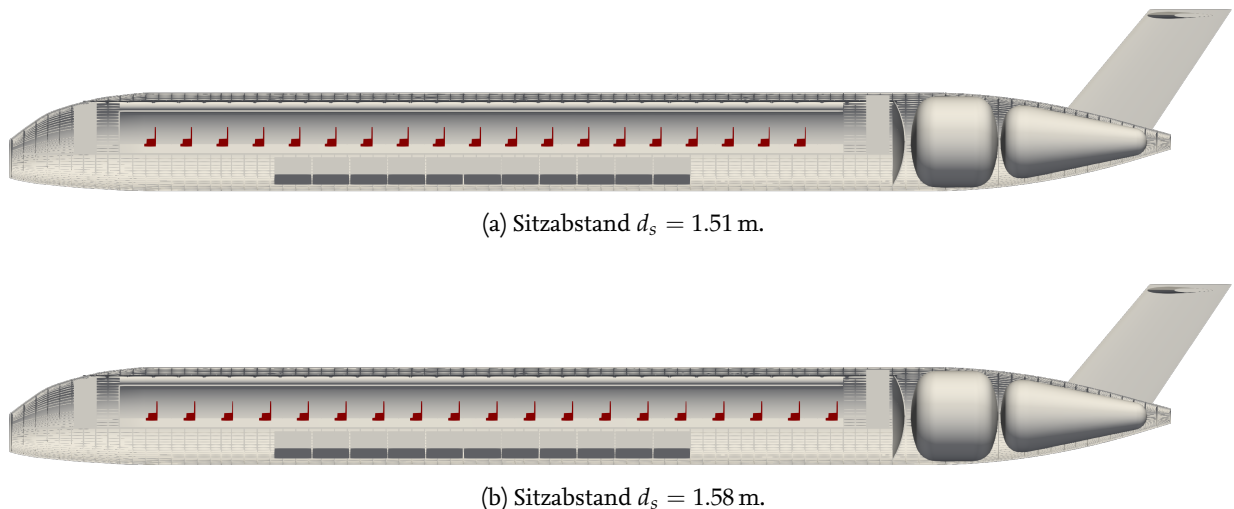


Abbildung 5.12.: Beispielhafte Sitzanordnung der D250-Konfiguration in Richtung der Rumpflängsachse bei unterschiedlichen Sitzabständen und gleicher Anzahl an Passagiersitzen.

Unter Anwendung der in Abschnitt 4.2.2 erläuterten Methode ergibt sich die in Abbildung 5.13 dargestellte Anzahl an zu befördernden Passagieren n_p in Abhängigkeit des Sitzabstandes d_s . Mit zuneh-

mendem Sitzabstand ist eine stufenweise Abnahme der Passagieranzahl zu erkennen. Diese diskreten Sprünge in dem Funktionsverhalten sind einerseits auf die Berücksichtigung einer diskreten Anzahl an Reihen im Kabinenvolumen gemäß Gleichung (4.2) und andererseits auf die Definition einer spezifischen Anzahl an Sitzen pro Reihe in Gleichung (4.4) zurückzuführen. Unter Berücksichtigung dieser Erkenntnisse werden im folgenden Abschnitt die Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage vorgestellt, welche sowohl die Kopplung der Struktur- als auch der Kabinenauslegung zur Kabinenakustik implizieren.

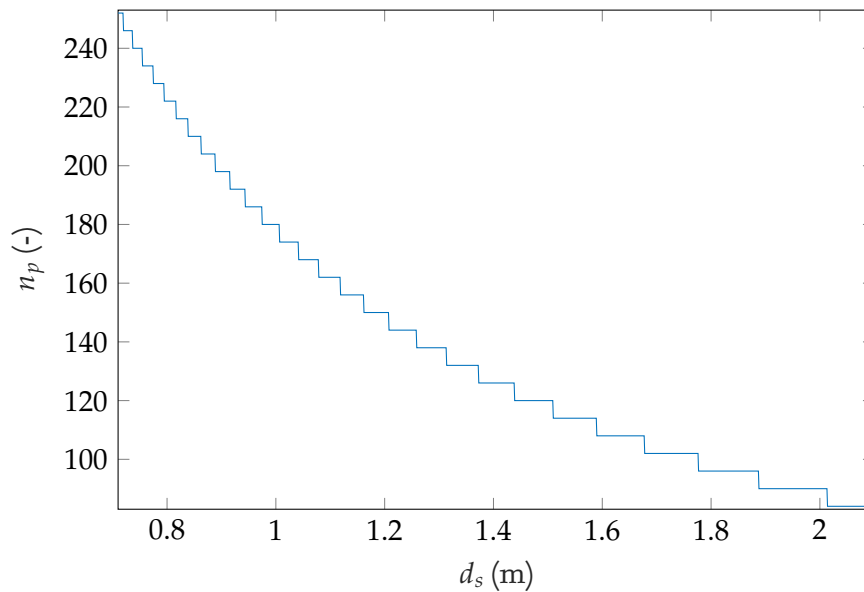
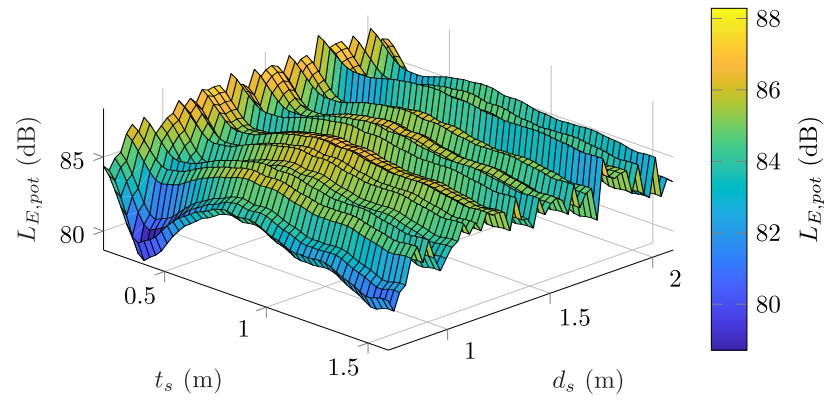


Abbildung 5.13.: Passagieranzahl n_p in Abhängigkeit des Sitzabstandes d_s für die D250-Konfiguration.

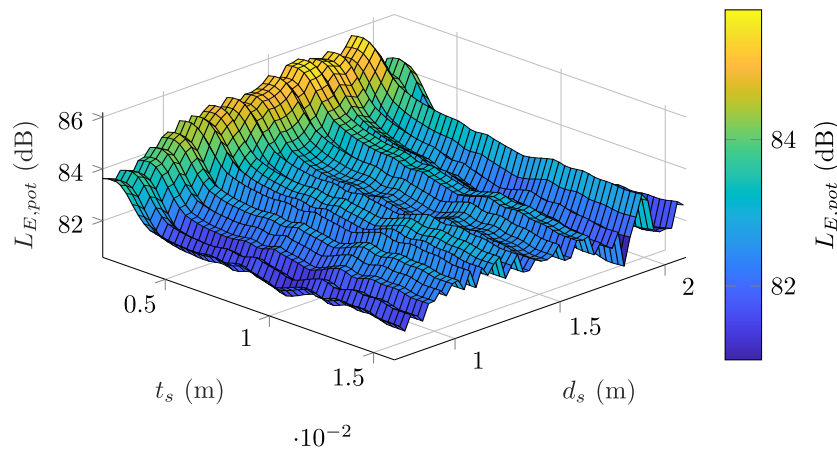
5.2.3. Bewertung der Surrogatmodelle zur Vorhersage des Kabinenlärms unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung

Auf Basis der Kabinenauslegung mithilfe von FUGA sowie der in Abschnitt 5.2.1 beschriebenen FE-Modelle zur statischen Strukturauslegung in ANSYS MECHANICAL APDL und zur vibroakustischen Analyse in NASTRAN wird die Erstellung von Kriging-Surrogatmodellen gemäß des in Abschnitt 4.3 beschriebenen Prozesses behandelt. Aufgrund der separaten Kopplung von Struktur- und Kabinenauslegung an die Kabinenakustik ist die Abbildung entsprechender Effekte in den Surrogatmodellen erforderlich, welche die dynamischen Charakteristika des vibroakustischen Systems beeinflussen und somit maßgeblich auf die Kabinenakustik einwirken. Dies umfasst auf Seiten der Strukturauslegung die Veränderung der Paneeldickenverteilung und folglich der Strukturmasse in Abhängigkeit der Spantdicke t_s , wie in Abschnitt 5.1.2 behandelt. Im Kontext der Kabinenauslegung bewirkt die Variation des Sitzabstandes d_s sowohl eine Veränderung der Sitzanzahl als auch eine Anpassung der Sitzpositionen entlang der Rumpflängsachse, was im vorhergehenden Abschnitt erörtert wird. Durch die Berücksichtigung dieser Effekte der Struktur- und Kabinenauslegung auf die Kabinenakustik weisen die Surrogatmodelle eine hohe Komplexität auf, welche in Abbildung 5.14 veranschaulicht wird. Analog zu den Surrogatmodellen aus Abschnitt 5.1.3 wird dazu der Pegel der APE für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische über dem Entwurfsraum dargestellt. Diese Surrogatmodelle sind mit 440 Datenpunkten trainiert. Die Validierung der Modelle wird in Anhang A.3.2 betrachtet, aus der trotz einer doppelt so hohen Anzahl an Trainingsdaten im Vergleich zu den in Abschnitt 5.1.3 behandelten Surrogatmodellen eine unzureichende Vorhersage-

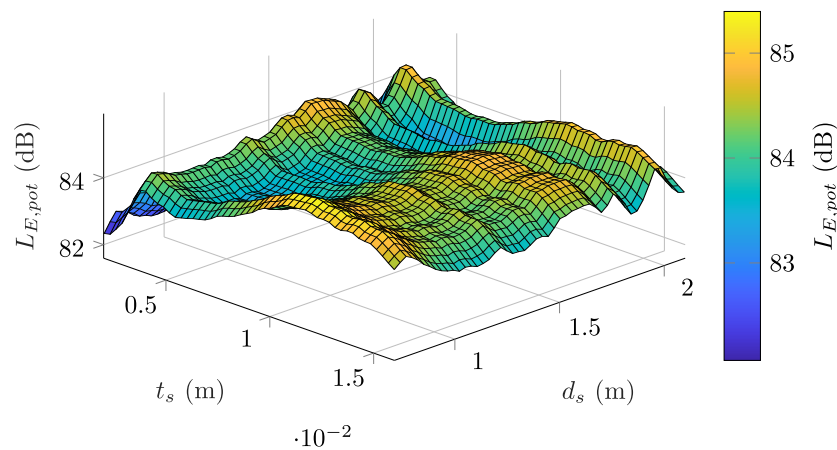
genauigkeit für den Anwendungsfall der Kabinenlärmvorhersage im Rahmen der MDAO hervor-
geht. Dies soll im Weiteren unter Einbeziehung der Abbildung 5.14 näher beleuchtet werden.



(a) Blattfolgefrequenz $f_{b,1}$.



(b) Zweite Harmonische $f_{b,2}$.



(c) Dritte Harmonische $f_{b,3}$.

Abbildung 5.14.: Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische unter Beachtung der Auswirkungen der Struktur- und Kabinenauslegung.

Unter Betrachtung eines konstanten Sitzabstandes ist für die unterschiedlichen zu untersuchenden Frequenzen bei variabler Spantdicke ein ähnlicher Trend im Verlauf des Pegels der APE ersichtlich wie in den Surrogatmodellen gemäß Abbildung 5.8, welche lediglich die Strukturauslegung berücksichtigen und neben der Spantdicke eine Abhängigkeit von der Rumpfabschirmungsdicke abbilden. Dieses Ergebnis entspricht den Erwartungen, da die Entwurfsvariablen voneinander unabhängig und die Disziplinen der Struktur- sowie der Kabinenauslegung entkoppelt sind.

In Bezug auf einen variierenden Sitzabstand ist jedoch eine ausgeprägte Sensitivität zu erkennen, welche durch eine stark schwankende APE bei geringfügiger Änderung des Sitzabstandes verdeutlicht wird. Dies deutet auf eine fehlerhafte Abbildung des tatsächlichen Systemverhaltens hin. Aufgrund der Vielzahl an Einflüssen, die sowohl aus der Simulation als auch aus der Surrogatmodellierung selbst stammen können, erfordert die eindeutige Identifikation des Ursprungs dieses fehlerhaften Verhaltens sowie der damit einhergehenden unzureichenden Vorhersagegenauigkeit eine umfassende Untersuchung. Eine mögliche Ursache könnte das Auftreten von Fehlern bzw. Inkonsistenzen in der Datengenerierung sein. Dies könnte beispielsweise auf die Durchführung vibroakustischer Untersuchungen an einer Rumpfsektion zurückzuführen sein, während die Kabinenauslegung auf den gesamten Rumpf bezogen erfolgt, wodurch es zu inkonsistenten Ergebnissen im Surrogatmodell kommen kann. Darüber hinaus könnte Überanpassung oder eine ungeeignete Modellwahl für den betrachteten Anwendungsfall als Ursache in Betracht gezogen werden, durch die die Vorhersagegenauigkeit des Modells beeinträchtigt wird. Auch eine unzureichende Hyperparameter-Optimierung, welche in Abschnitt 2.2.1 beschrieben wird und innerhalb von SMT erfolgt [126], kann dazu führen, dass das Modell nicht optimal auf die Daten eingestellt ist. Eine Erhöhung der Stichprobengröße wird daher als nicht zielführend angesehen, insbesondere angesichts der in Anhang A.3.2 aufgezeigten langsamen Konvergenz der Metriken zur Quantifizierung der Vorhersagefähigkeit bei zunehmender Anzahl an Trainingsdaten.

Da die Entwicklung von optimierten Surrogatmodellen zur zuverlässigen Kabinenlärmvorhersage nicht Fokus dieser Arbeit ist und auf frei verfügbare Implementierungen, wie die Toolbox SMT, zurückgegriffen wird, welche die Identifikation der Ursachen erschweren, ist eine weiterführende Untersuchung nicht Bestandteil der vorliegenden Arbeit. In diesem Zusammenhang besteht somit Bedarf an weiteren Forschungsarbeiten. Die Evaluierung des Einflusses des Sitzabstandes auf die Kabinenakustik auf Grundlage der vorgestellten Surrogatmodelle lässt folglich keine verlässlichen Aussagen zu und ist ebenfalls Gegenstand zukünftiger Untersuchungen. Dennoch sollen die in diesem Abschnitt behandelten Surrogatmodelle im Folgenden zur Demonstration der Erweiterbarkeit der entwickelten Methodik zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Vorentwurf für die Lösung des Optimierungsproblems Anwendung finden.

5.2.4. Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik

Um die Erweiterbarkeit der entwickelten Methodik zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Vorentwurf aufzuzeigen, wird auf Basis der im vorherigen Abschnitt vorgestellten Surrogatmodelle, welche der recheneffizienten Kabinenlärmprognose dienen, die Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik gemäß des in Abschnitt 4.4 definierten MDAO-Prozesses vorgestellt. Hervorzuheben sei in Anlehnung an das Optimierungsproblem laut Gleichung (4.1), dass die Passagieranzahl n_p zu maximieren ist, während es die Strukturmasse $m_{s,total}$ sowie den energetisch gemittelten Pegel der APE L_m zu minimieren gilt.

Abbildung 5.15 veranschaulicht die aus der Optimierung resultierende PARETO-Front, welche sich aus 200 Funktionsauswertungen ergibt und 20 nicht-dominierte Lösungen liefert. Die Konvergenz dieser PARETO-Front wird in Anhang A.4.2 untersucht, in welchem zusätzlich zweidimensionale Pro-

jektionen dieser PARETO-Front in Abbildung A.10 visualisiert werden. Neben den nicht-dominierten Lösungen, welche in Orange dargestellt sind, sind der Abbildung außerdem die dominierten Lösungen in Blau zu entnehmen.

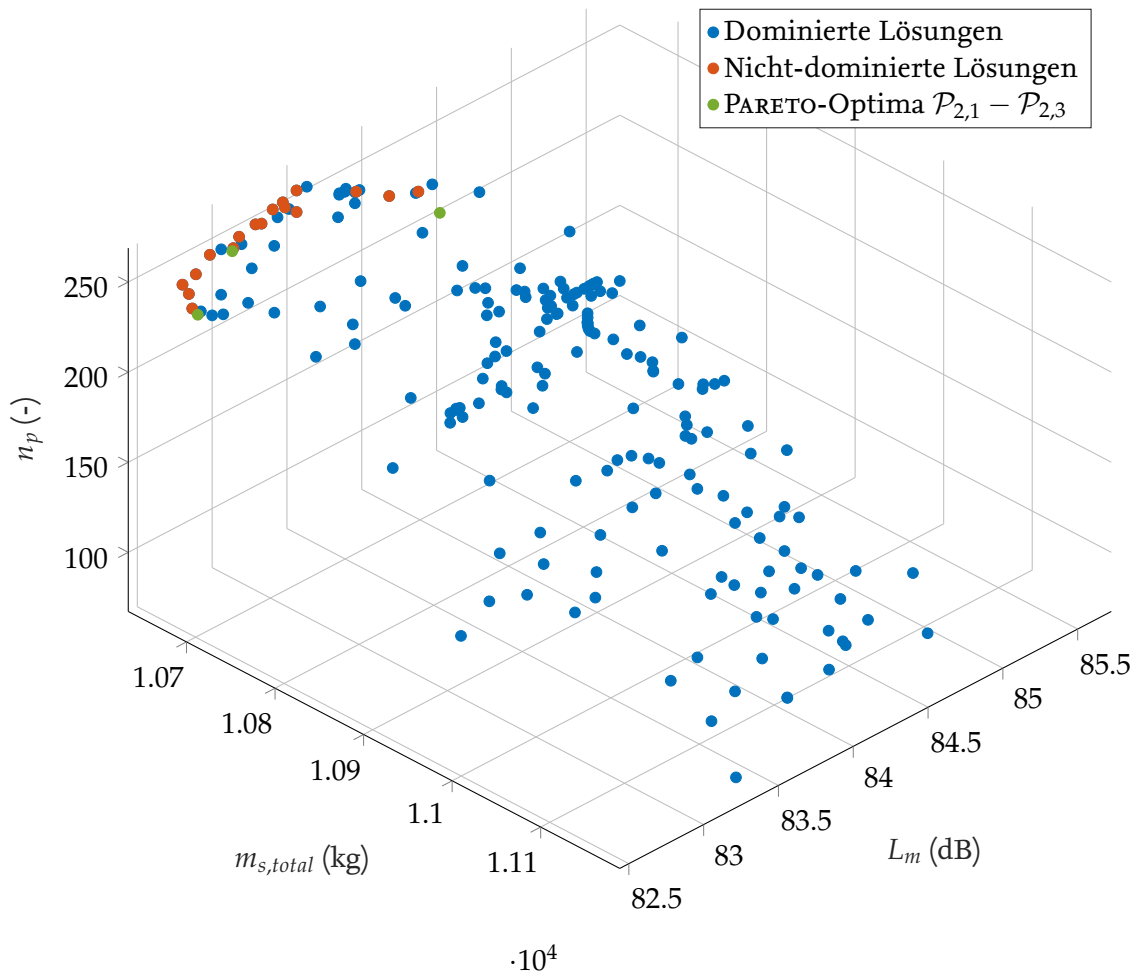


Abbildung 5.15.: Approximierte PARETO-Front sowie die dominierten Lösungen der D250-Konfiguration im Zielfunktionsraum aus der Optimierung des Problems unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik bei 200 Funktionsauswertungen.

Darüber hinaus sind in der PARETO-Front drei spezifische PARETO-Optima in Grün hervorgehoben, die exemplarisch zur Überprüfung der Vorhersagegenauigkeit der in Abschnitt 5.2.3 beschriebenen Surrogatmodelle dienen. Details zu den Entwurfsvariablen und Zielfunktionen zu diesen Punkten sind in Tabelle 5.8 zusammengefasst.

Tabelle 5.8.: Werte der Entwurfsvariablen und der Zielgrößen von drei ausgewählten Entwürfen als Lösung des Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik gemäß Abschnitt 4.1.

PARETO-Optimum	t_s	d_s	$m_{s,total}$	L_m	n_p
PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{2,1}$	0.0020 m	0.8918 m	10634 kg	84.5 dB	198
PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{2,2}$	0.0045 m	0.7112 m	10713 kg	82.4 dB	252
PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{2,3}$	0.0028 m	0.7265 m	10652 kg	83.0 dB	246

Wie schon in Abschnitt 5.2.3 herausgestellt, weisen die Surrogatmodelle eine unzureichende Vorhersagegenauigkeit auf. Dies wird auch bei einem Vergleich der resultierenden energetisch gemittelten Pegel der APE aus dem Surrogatmodell und der FEM-Analyse in Tabelle 5.9 bestätigt. Anhand der relativen Abweichung der Vorhersagen $e_{\Delta L_m}$ nach Gleichung (5.3) zeigt sich eine gute Übereinstimmung des Pegels L_m für das PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{2,1}$. Signifikant größere Abweichungen sind jedoch insbesondere für das PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{2,2}$ sowie außerdem für $\mathcal{P}_{2,3}$ festzustellen. Diese Beobachtungen weisen darauf hin, dass die approximierte und die tatsächliche PARETO-Front nicht übereinstimmen, sodass weiterführende Auswertungen auf Grundlage der vorliegenden Daten mit entsprechender Vorsicht behandelt werden sollten.

Tabelle 5.9.: Vergleich der Kabinenlärmvorhersage mittels Surrogatmodelle und FEM-Analysen für die Ergebnisse aus der Optimierung unter Berücksichtigung der Strukturauslegung, der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik.

PARETO-Optimum	$L_{m,SM}$	$L_{m,FE}$	$e_{\Delta L_m}$
PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{2,1}$	84.5 dB	84.4 dB	2.3 %
PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{2,2}$	82.4 dB	83.3 dB	-18.7 %
PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{2,3}$	83.0 dB	83.3 dB	-6.7 %

Dennoch zeigen die Ergebnisse durch die Erzeugung einer PARETO-Front das Potential einer multikriteriellen Optimierung unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik. Die PARETO-Optima $\mathcal{P}_{2,1}$ bis $\mathcal{P}_{2,3}$ stellen die Grenzen der PARETO-Front sowie einen Kompromiss zwischen allen drei Disziplinen dar. Diese definieren damit den Zielfunktionsraum der nicht-dominierten Lösungen zu

$$\begin{aligned}
 10634 \text{ kg} &\leq m_{s,total} \leq 10713 \text{ kg}, \\
 82.4 \text{ dB} &\leq L_m \leq 84.5 \text{ dB}, \\
 198 &\leq n_p \leq 252.
 \end{aligned}
 \tag{5.5}$$

Aus den PARETO-Optima $\mathcal{P}_{2,1}$ und $\mathcal{P}_{2,2}$ gemäß Tabelle 5.8, welche die Extrema der Zielgrößen darstellen, geht aus dem Vergleich mit dem optimierten Zielfunktionsraum nach Gleichung (5.5) hervor, dass die Minimierung des Pegels L_m mit der Maximierung der Strukturmasse $m_{s,total}$ und der Minimierung der Passagieranzahl n_p korreliert ist, wodurch in Anbetracht des definierten Optimierungsproblems ausschließlich die Anforderungen an die Kabinenakustik optimal erfüllt werden. Somit ist eine Reduktion des energetisch gemittelten Pegels der APE um 2.1 dB auf Kosten einer strukturellen Massenzunahme um 79 kg und einer Verringerung der Passagierkapazität um 54 Plätze in der Flugzeugkabine möglich. Dies entspricht einer Reduktion der energetisch über den drei zu untersuchenden Frequenzen gemittelten APE um 38.3 % bei einer relativen strukturellen Massenzunahme um 0.7 % und einer um 21.5 % verringerten Passagieranzahl. Dies ist als wesentliche Verbesserung der Kabinenakustik bei einer geringen Massenzunahme zu bewerten. Unter Berücksichtigung der deutlich reduzierten Anzahl an Sitzplätzen, die sich auf die Wirtschaftlichkeit des Flugzeugs auswirkt, könnte dies auf Kosten der Kapazität zu einer exklusiveren und komfortableren Flugzeugkabinenumgebung führen. Wie auch in Abschnitt 5.1.4 sei darauf hingewiesen, dass insbesondere die strukturelle Massenzunahme aufgrund weiterer Wechselwirkungen mit anderen Disziplinen und den Auswirkungen des Vergrößerungsgesetzes zu beachten ist. Demgegenüber ist die geforderte Minimierung der Strukturmasse und die Maximierung der Passagieranzahl mit einem maximalen energetisch gemittelten Pegel der APE verknüpft. Dies verdeutlicht den bestehenden Zielkonflikt, welcher durch das resonante und interferente Verhalten der Kabinenakustik bedingt wird, aber auch das bestehende Potential zur disziplinübergreifenden Optimierung.

In Abbildung 5.16 sind außerdem die dominierten und nicht-dominierten Lösungen im Entwurfs-

raum dargestellt, aus der eine Verteilung der nicht-dominierten Lösungen entlang des Randbereiches des Entwurfsraumes zu erkennen ist. Es ist zu vermuten, dass diese Verteilung auf die entkoppelte Betrachtung von Struktur- und Kabinenauslegung zurückzuführen ist. Sowohl für die Spantdicke als auch für den Sitzabstand ergeben sich optimierte Werte im unteren Bereich der jeweiligen Grenzen der Entwurfsvariablen. Basierend auf den Ergebnissen aus Abschnitt 5.1.2 und Abschnitt 5.2.2 ist dies darauf zurückzuführen, dass für die Strukturmasse und die Passagieranzahl kleine Werte für t_s und d_s vorteilhaft sind. Diese Werte begünstigen nicht nur eine geringe Strukturmasse und eine hohe Passagieranzahl, sondern tragen auch zu einer verbesserten Kabinenakustik bei, da in diesen Bereichen resonante und interferente Effekte zu günstigen akustischen Eigenschaften führen. Im Vergleich zur gesamten PARETO-Menge weisen die PARETO-Optima $\mathcal{P}_{2,1}$ und $\mathcal{P}_{2,2}$ den jeweils kleinsten und größten Wert der Entwurfsvariablen auf, was im Hinblick auf die Minimierung bzw. Maximierung der Zielgrößen bei diesen Lösungen zu erwarten ist. Das PARETO-Optimum $\mathcal{P}_{2,3}$ liegt als Kompromisslösung mit den Entwurfsvariablen in dem von diesen Extrema aufgespannten Bereich.

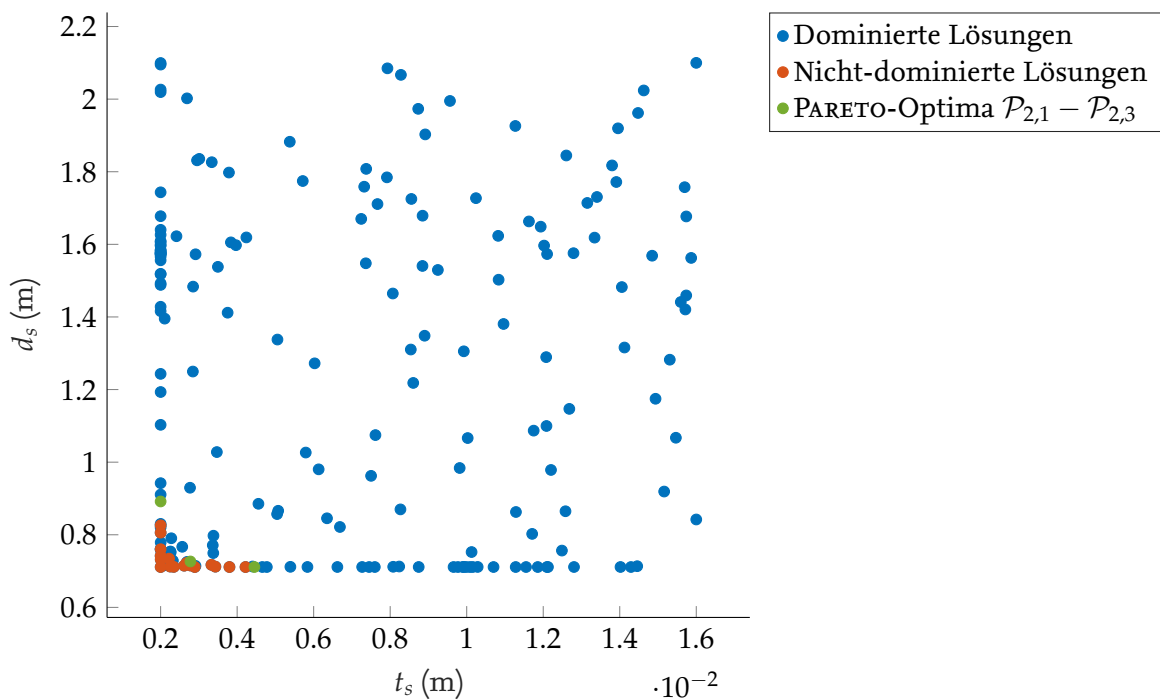


Abbildung 5.16.: Nicht-dominierte und dominierte Lösungen des Optimierungsproblems unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik im Entwurfsraum für die D250-Konfiguration.

Insgesamt bestätigen die vorliegenden Ergebnisse die erfolgreiche Erweiterbarkeit der entwickelten Methodik zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugentwurf. Die Ergebnisse verdeutlichen einen nichtlinearen Zusammenhang und das Auftreten eines Zielkonflikts zwischen der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik. Dies hebt das Potenzial der multidisziplinären Optimierung hervor, einen ausgewogenen Kompromiss zwischen den Anforderungen eines effizienten und wirtschaftlichen Entwurfs sowie dem Passagierkomfort zu finden. Auf Grundlage dieser Erkenntnisse sollen zukünftige Untersuchungen darauf abzielen, zuverlässige Aussagen durch den Einsatz von Surrogatmodellen mit hoher Vorhersagegenauigkeit abzuleiten, um den bestehenden Zielkonflikt weiter zu analysieren und den Flugzeugentwurf unter Berücksichtigung neuer Anforderungen, wie dem Passagierkomfort, zu verbessern. In Anlehnung an die

untersuchten Optimierungsprobleme wird im folgenden Abschnitt die Effizienz der Erstellung von Surrogatmodellen zur Vorhersage des Kabinenlärms in Relation zur Durchführung des MDAO-Prozesses bewertet.

5.3. Auswertung der Rechenzeiten zur Surrogatmodellgenerierung und zur Optimierung

Wie in Abschnitt 3.4 herausgestellt wird, ist die Effizienz der Lösung eines MDAO-Problems ein wesentlicher Faktor für dessen praktische Anwendbarkeit, um die Untersuchung einer Vielzahl an Varianten des Flugzeugkonzeptes in der Vorentwurfsphase zu ermöglichen. Dies betrifft somit insbesondere die rechenintensive Vorhersage des Kabinenlärms, welche im Rahmen der vorliegenden Arbeit durch Surrogatmodelle als effiziente Alternative zu den aufwändigen FEM-Analysen erfolgt. In Anlehnung an die in Abschnitt 5.1 und Abschnitt 5.2 untersuchten Optimierungsprobleme wird die Notwendigkeit einer umfangreichen Stichprobengröße deutlich, um das durch resonante und interferente Phänomene bedingte hochgradig nichtlineare Verhalten mit der erforderlichen Genauigkeit in Form von Surrogatmodellen abzubilden. Im Gegensatz dazu zeigt die Auswertung der Lösungen dieser Optimierungsprobleme, dass der SBO-Ansatz eine geringere Anzahl an teuren Funktionsauswertungen erfordert als die Surrogatmodelle. So werden beispielsweise in Bezug auf das Optimierungsproblem gemäß Abschnitt 5.1, welches die Strukturauslegung sowie die Kabinenakustik als Disziplinen berücksichtigt, für die Surrogatmodellierung 220 Trainingsdaten verwendet, während die PARETO-Front mit 200 Auswertungen eine ausreichende Konvergenz aufweist. Tabelle 5.10 fasst die Rechenzeiten dieses Problems unter Nutzung der in Anhang A.1 beschriebenen Rechenressourcen zusammen und stellt diese einer Optimierung gegenüber, die statt Surrogatmodelle die vibroakustischen FEM-Analysen einbinden. Wie in Abschnitt 5.1.1 dargelegt, beläuft sich die Rechenzeit der betrachteten FE-Modelle auf etwa 25 min für die Strukturauslegung und auf ca. 75 min pro Frequenzschritt der vibroakustischen FEM-Analyse. Insgesamt resultiert damit für die Surrogatmodellgenerierung und die Optimierung eine Rechenzeit von 1001.4 h, welche einer geschätzten Rechenzeit von 834 h bei der Verwendung der FEM-Analysen gegenübergestellt ist.

Tabelle 5.10.: Zusammenfassung der Rechenzeiten für das Optimierungsproblem unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik und Gegenüberstellung einer Optimierung unter Verwendung von FEM-Analysen zur Kabinenlärmvorhersage.

Surrogatmodellgenerierung:	$4.17 \text{ h/Stichprobe} \cdot 220 \text{ Stichproben} = 917.4 \text{ h}$
Optimierung mittels Surrogatmodelle:	$0.42 \text{ h/Iteration} \cdot 200 \text{ Iterationen} = 84 \text{ h}$
Optimierung mittels FEM-Analysen:	$4.17 \text{ h/Iteration} \cdot 200 \text{ Iterationen} = 834 \text{ h}$

Demnach deutet die Nutzung von Surrogatmodellen als Ersatz rechenintensiver Disziplinen, wie der Kabinenakustik, auf den ersten Blick unter Verwendung eines SBO-Ansatzes zur Lösung des Optimierungsproblems auf einen erhöhten Rechenaufwand hin. Allerdings bieten Surrogatmodelle mehrere entscheidende Vorteile, die diesen zusätzlichen Aufwand relativieren und die Effizienz des Optimierungsprozesses steigern. Ein zentraler Aspekt in diesem Zusammenhang ist die Wiederverwendbarkeit der Surrogatmodelle, unter Berücksichtigung ihrer Gültigkeitsbereiche. Dies erlangt besondere Relevanz, wenn Modifikationen in der Lösungsstrategie des MDAO-Problems erforderlich sind, wie etwa die Integration zusätzlicher Disziplinen, die Anpassung der Problemformulierung oder die Anwendung eines alternativen Optimierungsalgorithmus. Der Einsatz bereits bestehender Surrogatmodelle erlaubt unter Betrachtung solcher Anpassungen eine erneute, effiziente Lösung des MDAO-Problems. Darüber hinaus ist bei zunehmender Komplexität des Optimierungsproblems eine höhere Anzahl an Funktionsauswertungen im Rahmen des SBO-Ansatzes

zu erwarten, speziell bei der Berücksichtigung von Rückkopplungsschleifen im MDAO-Prozess. Die Verwendung von Surrogatmodellen erfährt außerdem bei der Betrachtung alternativer Optimierungsalgorithmen an Bedeutung, wie genetische Ansätze, die eine große Anzahl an Funktionsauswertungen erfordern [21]. Somit tragen Surrogatmodelle wesentlich dazu bei, die Effizienz und Effektivität des gesamten Optimierungsprozesses zu verbessern. Dennoch ist der mögliche Anwendungsbereich von Surrogatmodellen zu beachten, welcher gemäß den Erläuterung aus Abschnitt 2.2.1 durch den *Fluch der Dimensionalitäten* in der Anzahl an zu betrachtenden Entwurfsvariablen begrenzt ist. Um dieser Einschränkung entgegenzuwirken, können dimensionsreduzierende Methoden wie Screening-Analysen eingesetzt werden. Diese bieten im Zuge höherdimensionaler Untersuchungen die Möglichkeit effektive Entwurfsvariablen zu identifizieren und somit den Umfang des MDAO-Problems zu reduzieren [46, 49].

5.4. Diskussion zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Vorentwurfsprozess

In dem vorliegenden Kapitel wird anhand einer neuartigen Flugzeugkonfiguration die Integration der Kabinenakustik als zusätzliche Disziplin in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurf aufgezeigt. Dies basiert auf der entwickelten Methodik zur effizienten Vorhersage des Kabinenlärms mittels datenangepasster Surrogatmodelle, die auf FEM-Analysen von Modellen hohen Fidelitätsgrades zurückzuführen sind.

Durch die Nutzung von CPACS als zentrales Datenaustauschformat und die Implementierung der Surrogatmodelle zur Vorhersage des Kabinenlärms in RCE wird die Anbindung an die vorhandenen Tools und Prozesse des Flugzeugvorentwurfs sichergestellt und die Konsistenz zwischen den Modellvarianten sowie auch der einzelnen Disziplinen im MDAO-Prozess gewährleistet. Dies ermöglicht die einfache Integration der Kabinenakustik in bestehende Entwurfsprozesse.

Die Nutzung von Surrogatmodellen ermöglicht die Ableitung von Trends, die einen besseren Einblick in das disziplinspezifische Verhalten in Abhängigkeit der Entwurfsvariablen liefern und zu einem besseren Verständnis des Problems beitragen. Aufgrund eines hochgradig nichtlinearen vibroakustischen Verhaltens, welches auf resonante und interferente Effekte zurückzuführen ist, erfordern die Surrogatmodelle zur Kabinenlärmprognose eine Vielzahl an Trainingsdaten, um eine ausreichende Vorhersagegenauigkeit zu gewährleisten. Hierbei wird ein Bedarf an weiteren Forschungsarbeiten hinsichtlich eines effizienten statistischen Versuchsplans und eines optimierten Interpolations- bzw. Regressionsansatzes für die vibroakustische Anwendung herausgestellt, um eine global hohe Vorhersagegenauigkeit über dem Entwurfsraum sicherzustellen und somit aus der Optimierung eine zuverlässige Approximation der PARETO-Front zu erhalten.

Zusammengefasst wird die Anwendbarkeit und Erweiterbarkeit der vorgestellten Methodik nachgewiesen, die das Potenzial für eine disziplinübergreifende Optimierung des Flugzeugentwurfs unter Einbeziehung der Kabinenakustik aufzeigt. Darüber hinaus wird verdeutlicht, dass mit Hilfe des um die Kabinenakustik erweiterten MDAO-Ansatzes bestehende Zielkonflikte im Entwurfsprozess effizient gelöst und eine verbesserte Abstimmung zwischen den Anforderungen an den Gesamtentwurf und den Passagierkomfort ermöglicht wird.

6. Zusammenfassung und Ausblick

Gegenstand der vorliegenden Arbeit ist die Entwicklung einer Methodik zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurf. Dies ist motiviert durch die steigenden Ansprüche an erhöhtem Passagierkomfort, welche mit den Anforderungen eines effizienten und nachhaltigen Flugzeugentwurfs in Einklang zu bringen sind. Um daraus entstehende potenzielle Zielkonflikte bereits in der frühen Entwurfsphase zu identifizieren und zu lösen, besteht die Notwendigkeit, den traditionellen multidisziplinären Optimierungsprozess des Flugzeugvorentwurfs auf Aspekte wie die Kabinenakustik auszuweiten.

Der Vorentwurf stellt durch den Einsatz numerischer Simulationen potenziell eine geeignete Phase für die Einbindung der Kabinenakustik in den MDAO-Prozess dar. Dies setzt jedoch sowohl eine hohe Vorhersagegenauigkeit als auch eine hohe Recheneffizienz voraus, um zuverlässige Ergebnisse aus der Optimierung zu erhalten, die die Untersuchung einer Vielzahl an Varianten der Flugzeugkonfiguration erlaubt. Zur präzisen Kabinenlärmvorhersage mittels der FEM ist ein hoher Fidelitätsgrad der Simulationsmodelle notwendig. Im Vorentwurf stehen jedoch üblicherweise keine ausreichenden Informationen für eine detaillierte und umfassende Modellierung der Rumpf- sowie der Kabinenstruktur zur Verfügung. Zu diesem Zweck wird auf das wissensbasierte Werkzeug FUGA zurückgegriffen, welches die gezielte Anreicherung der Vorentwurfsdaten um spezifisches Wissen zur automatisierten Modellgenerierung erlaubt. Insbesondere gewährleistet FUGA eine hohe Adaptierbarkeit gegenüber Konfigurationsänderungen, die durch eine solveragnostische Formulierung der Simulationsmodelle die effiziente Bereitstellung zahlreicher Modellvarianten ermöglicht. Der geforderte Fidelitätsgrad für zuverlässige Kabinenlärmprognosen geht jedoch mit einer hohen Anzahl an Freiheitsgraden einher und beeinträchtigt damit die Lösungszeit der FEM-Analysen signifikant, welche im Allgemeinen aufgrund der Fluid-Struktur-Interaktion und der frequenzabhängigen Diskretisierung sehr rechenintensiv sind. Dies widerspricht den Anforderungen der MDAO, welche eine schnelle und effiziente disziplinäre Analyse erfordern. Mit der Beschränkung auf kommerzielle FEM-Programme wird der Einsatz datenbasierter Surrogatmodelle als zuverlässiger und recheneffizienter Ansatz zur Substitution der komplexen vibroakustischen FEM-Berechnungen im Flugzeugvorentwurfsprozess evaluiert. Für jede zu untersuchende Frequenz wird dabei auf Grundlage der aus den FEM-Analysen abgeleiteten APE ein separates Surrogatmodell trainiert. Die Generierung der Trainingsdaten erfolgt auf Basis eines statistischen Versuchsplans, der mittels Latin Hypercube Sampling erstellt wird, um eine raumfüllende und effiziente Abtastung des Entwurfsraums sicherzustellen. Zur Interpolation der Daten wird der Kriging-Algorithmus verwendet. Die Kopplungen der Disziplinen des Flugzeugvorentwurfs zur Kabinenakustik sind aufgrund von Änderungen spezifischer Parameter am Flugzeug, die die akustischen Eigenschaften maßgeblich beeinflussen, in der Generierung der Trainingsdaten zu berücksichtigen, um entsprechende Effekte realitätsnah abzubilden. Dies beeinträchtigt die direkte Interpretierbarkeit der Surrogatmodelle, ermöglicht aber dennoch die Identifizierung von Trends, die wertvolle Informationen über das disziplinspezifische Verhalten in Bezug auf die Entwurfsvariablen liefern und das Gesamtverständnis des Problems erweitern. Durch die Berücksichtigung der Wechselwirkungen zwischen den Disziplinen im Surrogatmodell entfällt die Notwendigkeit, diese explizit im MDAO-Prozess zu modellieren. Dies führt zu einer wesentlichen Reduktion der Komplexität des MDAO-Prozesses und steigert dessen Recheneffizienz maßgeblich. Die Integration der Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage in das Optimierungsframework RCE und die Verwendung des Luftfahrzeugdatenschemas CPACS als zentrales Datenaustauschformat im Optimierungsprozess ermöglicht die Anbindung an bestehende

Tools des Flugzeugvorentwurfs unter Gewährleistung der Konsistenz der Daten zwischen den Modellvarianten sowie auch der einzelnen Disziplinen.

Die Anwendbarkeit der Surrogatmodelle als recheneffiziente Kabinenlärmvorhersage in der MDAO wird anhand einer neuartigen Flugzeugkonfiguration bei einer akustischen Anregung des tonalen Propellerlärms durch einen vereinfachten Entwurfsprozesses demonstriert. Dieser berücksichtigt die Strukturauslegung mit Beschränkung auf eine Dimensionierung der Rumpfstruktur unter Anwendung des Frameworks PANDORA sowie die Kabinenakustik und bezieht strukturelle Parameter als Entwurfsvariablen ein. Das Optimierungsproblem veranschaulicht damit den Zielkonflikt zwischen der Anforderung einer geringen Strukturmasse und dem akustischen Komfort in der Flugzeugkabine. Darüber hinaus wird die Erweiterbarkeit der entwickelten Methodik zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurfsprozess aufgezeigt, in dem ein erweiterter MDAO-Prozess betrachtet wird, welcher zusätzlich zur Strukturauslegung und der Kabinenakustik die Kabinenauslegung berücksichtigt. Dies beschränkt sich auf die Sitzanordnung, welche mithilfe von FUGA erfolgt. Die Simulationsumgebung des wissensbasierten Werkzeuges ist zu diesem Zweck um neue Regeln zu ergänzen, die sowohl die Positionierung der Sitze in der Kabine als auch die strukturelle und akustische Modellierung zur Berücksichtigung der Sitze in vibroakustischen FEM-Analysen umfassen. Aufgrund resonanter und interferenter Effekte ist zwischen der Kabinenauslegung und der Kabinenakustik ebenfalls ein Zielkonflikt feststellbar.

Anhand beider MDAO-Probleme zeigt sich für die Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage ein hochgradig nichtlineares Antwortverhalten der APE unter Variation der Entwurfsvariablen, welches ebenfalls auf resonante und interferente Effekte zurückzuführen ist sowie die Notwendigkeit zahlreicher Trainingsdaten verdeutlicht. Trotz des damit einhergehenden hohen Rechenaufwands bei der Erstellung von Trainingsdaten zeichnen sich die Surrogatmodelle durch ihre Wiederverwendbarkeit und die damit verbundene Reduktion des Rechenaufwands im MDAO-Prozess aus. Dies führt zu einer wesentlichen Steigerung der Effizienz und Effektivität des gesamten Optimierungsprozesses. Aus der Validierung der Surrogatmodelle ist eine unzureichende Vorhersagegenauigkeit zu identifizieren, die den Bedarf an weiteren Forschungsarbeiten zur effizienten Erstellung dedizierter Surrogatmodelle zur global genauen Kabinenlärmprognose über dem problemspezifischen Entwurfsraum verdeutlichen. Dies ist insbesondere in den Randbereichen des Entwurfsraumes festzustellen. Unter Vernachlässigungen dieser Ungenauigkeiten der Surrogatmodelle wird die Lösung der multikriteriellen Optimierungsprobleme aufgezeigt. Durch die resultierenden PARETO-Fronten wird das Potential zur Lösung von Zielkonflikten nachgewiesen, die eine verbesserte Abstimmung zwischen den Anforderungen an den Gesamtentwurf und dem Passagierkomfort ermöglichen. Dies trägt maßgeblich zu einem verbesserten Flugzeugentwurf bei, der die akustischen Anforderungen effektiv integriert.

Zusammenfassend wird in dieser Arbeit eine Methodik zur zuverlässigen und recheneffizienten Kabinenlärmvorhersage entwickelt, die eine Integration in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurf erlaubt. Die Nutzung bestehender Softwarelösungen und Standards, wie RCE und CPACS, erleichtert die nahtlose Anbindung der Kabinenakustik an etablierte Entwurfsprozesse und -tools. Damit wird ein wesentlicher Fortschritt in der ganzheitlichen Betrachtung des Flugzeugentwurfs erzielt und die Fähigkeit zur Bewertung von Flugzeugen in der frühen Phase des Entwurfsprozesses verbessert.

Ausgehend von den Erkenntnissen der vorliegenden Arbeit sind Perspektiven weiterer Forschungsansätze für einen umfassenden Flugzeugvorentwurfsprozess abzuleiten. Hierzu zählt die Berücksichtigung zusätzlicher Disziplinen und somit weiterer Wechselwirkungen im MDAO-Prozess. In

Bezug auf die Kabinenlärmprognose sind zusätzliche relevante Schallquellen am Flugzeug, wie die turbulente Grenzschicht, miteinzubeziehen. Außerdem sind weitere Kabinenkomponenten, wie Trennwände, Bordküchen oder Toiletten, in der Modellierung zu berücksichtigen, die den Fidelitätsgrad der Simulationsmodelle erhöhen und somit die Durchführung zuverlässiger Detailanalysen erlauben. Dies umfasst ferner die Validierung der entsprechenden Modellierungsvorschriften aufgrund zahlreicher Annahmen in der Idealisierung der Struktur- und Kabinenkomponenten. Wie bereits erörtert, sind weitere Verbesserungen an den Surrogatmodellen erforderlich, die eine höhere Vorhersagegenauigkeit bei einer effizienten Generierung der Trainingsdaten erlauben. Da Surrogatmodelle keine exakte Vorhersagegenauigkeit über den gesamten Entwurfsraum gewährleisten können, sind zudem die Unsicherheiten dieser in die MDAO miteinzubeziehen, um robuste und zuverlässige Entwürfe aus der Optimierung zu erhalten.

Ohne die Beschränkung auf kommerzielle FEM-Programme eröffnen sich weitere alternative Ansätze zur Integration der Kabinenakustik in den multidisziplinären Flugzeugvorentwurf. In diesem Zusammenhang können Modelle reduzierter Ordnung als vielversprechender Ansatz untersucht werden, für welche Zugriff auf den Quellcode des numerischen Löser erforderlich ist. Dies wird durch den quelloffenen Forschungscode `ELPASO` (`ELEMENTARY PARALLEL SOLVER`) [134] gewährleistet. `ELPASO` bietet zudem effiziente Löser, mit denen die Zugänglichkeit von Modellen hohen Fidelitätsgrades trotz einer hohen Anzahl an Freiheitsgraden mit deutlich reduzierten Rechenzeiten und geringeren Anforderungen an die Rechenressourcen für die Anwendung numerischer Simulationen sichergestellt wird [12, 62]. Dies schafft die Voraussetzung für eine unmittelbare Implementierung recheneffizienter vibroakustischer FEM-Analysen im Rahmen der MDAO des Flugzeugvorentwurfs.

Literaturverzeichnis

- [1] ADVISORY COUNCIL FOR AVIATION RESEARCH AND INNOVATION IN EUROPE: *Fly the Green Deal: Europe's vision for sustainable aviation*. 1. Auflage. Luxemburg : Publications Office of the European Union, 2022. – ISBN 978–92–76–43368–2
- [2] AFZAL, A. ; KIM, K.-Y. ; SEO, J.-w. : Effects of Latin hypercube sampling on surrogate modeling and optimization. In: *International Journal of Fluid Machinery and Systems* 10 (2017), Nr. 3, S. 240–253. – DOI: 10.5293/IJFMS.2017.10.3.240
- [3] 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
- [4] ALGERMISSEN, S. ; HESSE, C. ; DEWALD, R. D.: Automatisierte Modellerstellung zur Berechnung von Innenlärm in Flugzeugen. In: *49. Jahrestagung für Akustik (DAGA)*. Hamburg, 2023
- [5] ALLEBRODT, P. : *Automatisierte Generierung von numerischen Simulationsmodellen aus Flugzeugvorwurfsdaten mit Hilfe eines wissensbasierten Ansatzes*. Braunschweig, Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, Studienarbeit, 2023
- [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*. 1. Auflage. Boca Raton, FL, USA : CRC Press, 2015. – DOI: 10.1201/b18366
- [8] BANERJEE, P. K.: *The boundary element methods in engineering*. 2. Auflage. London : McGraw-Hill, 1994. – ISBN 0077077695
- [9] BERKOOZ, G. ; HOLMES, P. ; LUMLEY, J. L.: The Proper Orthogonal Decomposition in the Analysis of Turbulent Flows. In: *Annual Review of Fluid Mechanics* 25 (1993), Nr. 1, S. 539–575. – DOI: 10.1146/annurev.fl.25.010193.002543
- [10] 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
- [11] BLECH, C. : *Wave-resolving aircraft cabin noise prediction*. Braunschweig, Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, Dissertation, 2022. – DOI: 10.2370/9783844087017
- [12] BLECH, C. ; SREEKUMAR, H. K. ; HÜPEL, Y. ; LANGER, S. C.: *Efficient solution strategies for cabin noise assessment of a wave resolving aircraft fuselage model*. – DOI: 10.48550/arXiv.2310.04734
- [13] BLUM, S. ; RIEDEL, J. : Mehrzieloptimierung durch evolutionäre Algorithmen. In: *1. Weimarer Optimierungs-und Stochastiktag*. Weimar, 2004
- [14] BODEN, B. ; FLINK, J. ; FÖRST, N. ; MISCHKE, R. ; SCHAFFERT, K. ; WEINERT, A. ; WOHLAN, A. ; SCHREIBER, A. : RCE: An Integration Environment for Engineering and Science. In: *SoftwareX* 15 (2021), S. 100759. – DOI: 10.1016/j.softx.2021.100759

- [15] BOEING: *Commercial Market Outlook 2022-2041*. https://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/market/assets/downloads/CMO-2022-Report_FINAL_v01.pdf. Version: 2022 - Zugriffsdatum: 16. Juli 2024
- [16] BOUHLEL, M. A. ; BARTOLI, N. ; OTSMANE, A. ; MORLIER, J. : Improving kriging surrogates of high-dimensional design models by Partial Least Squares dimension reduction. In: *Structural Optimization* 53 (2016), Nr. 5, S. 935–952. – DOI: 10.1007/s00158-015-1395-9
- [17] BREITKOPF, P. (Hrsg.) ; FILOMENO COELHO, R. (Hrsg.): *Multidisciplinary design optimization in computational mechanics*. 1. Auflage. Hoboken, NJ, USA und London, Großbritannien : Wiley-ISTE, 2010. – ISBN 978-1-84821-138-4
- [18] BUNDESMINISTERIUM FÜR WIRTSCHAFTLICHE ZUSAMMENARBEIT UND ENTWICKLUNG: *Klimaabkommen von Paris*. <https://www.bmz.de/de/service/lexikon/klimaabkommen-von-paris-14602>. Version: 2023 - Zugriffsdatum: 29. März 2024
- [19] BURSCHYK, T. ; SILBERHORN, D. ; WEHRSPHON, J. ; KÜHLEN, M. ; ZILL, T. : Scenario-based implications of liquid hydrogen storage tank insulation quality for a short-range aircraft concept. In: *AIAA AVIATION 2023 Forum*. Reston, VA, USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2023. – DOI: 10.2514/6.2023-3522
- [20] BUSSEMAKER, J. H.: SBArchOpt: Surrogate-Based Architecture Optimization. In: *Journal of Open Source Software* 8 (2023), Nr. 89, S. 5564. – DOI: 10.21105/joss.05564
- [21] BUSSEMAKER, J. H. ; BARTOLI, N. ; LEFEBVRE, T. ; CIAMPA, P. D. ; NAGEL, B. : Effectiveness of Surrogate-Based Optimization Algorithms for System Architecture Optimization. In: *AIAA AVIATION 2021 FORUM*. Reston, VA, USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021. – DOI: 10.2514/6.2021-3095
- [22] BUSSEMAKER, J. H. ; SAVES, P. ; BARTOLI, N. ; LEFEBVRE, T. ; LAFAGE, R. : *System Architecture Optimization Strategies: Dealing with Expensive Hierarchical Problems*. <https://hal.science/hal-04462829/document>. Version: 2024
- [23] BUSSEMAKER, J. H. ; SAVES, P. ; BARTOLI, N. ; LEFEBVRE, T. ; NAGEL, B. : Surrogate-Based Optimization of System Architectures Subject to Hidden Constraints. In: *AIAA AVIATION FORUM AND ASCEND 2024*. Reston, VA, USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2024. – DOI: 10.2514/6.2024-4401
- [24] CARNEY, K. ; PEREIRA, M. ; KOHLMAN, L. ; GOLDBERG, R. ; ENVIA, E. ; LAWRENCE, C. ; ROBERTS, G. ; EMMERLING, W. : Weight assessment for fuselage shielding on aircraft with open-rotor engines and composite blade loss / NASA. Cleveland, Ohio, USA, (NASA/TM—2013-216582). – Forschungsbericht
- [25] 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
- [26] CRAGGS, A. : The transient response of a coupled plate-acoustic system using plate and acoustic finite elements. In: *Journal of Sound and Vibration* 15 (1971), Nr. 4, S. 509–528. – DOI: 10.1016/0022-460X(71)90408-1
- [27] CRANE, S. P. ; CUNEFARE, K. A. ; ENGELSTAD, S. P. ; POWELL, E. A.: Comparison of Design Optimization Formulations for Minimization of Noise Transmission in a Cylinder. In: *Journal of Aircraft* 34 (1997), Nr. 2, S. 236–243. – DOI: 10.2514/2.2162

- [28] CUNEFARE, K. ; CRANE, S. ; ENGELSTAD, S. ; POWELL, E. : A tool for design minimization of aircraft interior noise. In: *Aeroacoustics Conference*. Reston, VA, USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996. – DOI: 10.2514/6.1996-1702
- [29] CUNEFARE, K. A. ; CRANE, S. P. ; ENGELSTAD, S. P. ; POWELL, E. A.: Design Minimization of Noise in Stiffened Cylinders Due to Tonal External Excitation. In: *Journal of Aircraft* 36 (1999), Nr. 3, S. 563–570. – DOI: 10.2514/2.2471
- [30] DE ROSA, S. ; FRANCO, F. ; SOLLO, A. ; CUNEFARE, K. : Structural-acoustic optimization of a partial fuselage with a standard finite element code. In: *7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit*. Reston, VA, USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001. – DOI: 10.2514/6.2001-2114
- [31] DEB, K. : Multi-objective Optimisation Using Evolutionary Algorithms: An Introduction. In: WANG, L. (Hrsg.) ; NG, A. H. C. (Hrsg.) ; DEB, K. (Hrsg.): *Multi-objective Evolutionary Optimization for Product Design and Manufacturing*. London : Springer-Verlag, 2011, S. 3–34. – DOI: 10.1007/978-0-85729-652-8_1
- [32] DELFS, J. ; BERTSCH, L. ; ZELLMANN, C. ; ROSSIAN, L. ; KIAN FAR, E. ; RING, T. ; LANGER, S. : Aircraft Noise Assessment—From Single Components to Large Scenarios. In: *Energies* 11 (2018), Nr. 2, S. 429. – DOI: 10.3390/en11020429
- [33] DESMET, W. : *A wave based prediction technique for coupled vibro-acoustic analysis*. Leuven, Belgien, Katholieke Universiteit Leuven, Dissertation, 1998
- [34] DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V.: *Viele Wege führen zur klimaneutralen Luftfahrt*. https://www.dlr.de/de/aktuelles/nachrichten/2022/02/20220602_viele-wege-fuehren-zur-klimaneutralen-luftfahrt. Version: 2022 - Zugriffsdatum: 16. Juli 2024
- [35] DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V.: *CPACS 3.5 Documentation*. https://dlr-sl.github.io/cpacs-website/documentation/CPACS_3_5_0_Docs/html/c0ba9e4f-907d-6cd2-42c4-d4ed9179a9dd.htm. Version: 2023 - Zugriffsdatum: 15. August 2024
- [36] DIN EN ISO 1683:2015-09: *Akustik - Bevorzugte Bezugswerte für Pegel in der Akustik und Schwingungstechnik (ISO 1683:2015); Deutsche Fassung EN ISO 1683:2015*. – DOI: 10.31030/2282947
- [37] DOBRE, C. : Global trends in aviation – new research directions. In: *INCAS BULLETIN* 13 (2021), Nr. 3, S. 227–234. – DOI: 10.13111/2066-8201.2021.13.3.19
- [38] ELDRED, M. ; DUNLAVY, D. : Formulations for Surrogate-Based Optimization with Data Fit, Multifidelity, and Reduced-Order Models. In: *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. Reston, VA, USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. – DOI: 10.2514/6.2006-7117
- [39] ENGELSTAD, S. P. ; CUNEFARE, K. A. ; CRANE, S. ; POWELL, E. A.: Optimization strategies for minimum interior noise and weight using FEM/BEM. In: *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings* Bd. 1995, 1995, S. 1205–1208
- [40] ENGELSTAD, S. P. ; CUNEFARE, K. A. ; POWELL, E. A. ; BIESEL, V. : Stiffener Shape Design to Minimize Interior Noise. In: *Journal of Aircraft* 37 (2000), Nr. 1, S. 165–171. – DOI: 10.2514/2.2576

- [41] EUROPEAN COMMISSION: *The European Green Deal: Striving to be the first climate-neutral continent*. https://commission.europa.eu/strategy-and-policy/priorities-2019-2024/european-green-deal_en. Version: 2024 - Zugriffsdatum: 29. März 2024
- [42] EUROPEAN UNION AVIATION SAFETY AGENCY: *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes (CS-25 Amendment 28)*. 2023
- [43] 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
- [44] FAHY, F. J.: *Foundations of Engineering Acoustics*. 1. Auflage. Elsevier professional, 2000. – DOI: 10.1016/B978-0-12-247665-5.X5000-0
- [45] 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
- [46] FORRESTER, A. I. J. ; SÓBESTER, A. ; KEANE, A. J.: *Engineering design via surrogate modelling: A practical guide*. Chichester, Großbritannien : Wiley, 2008. – DOI: 10.1002/9780470770801
- [47] GEUZAINÉ, 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
- [48] GIUNTA, A. A. ; GOLIVIDOV, O. ; KNILL, D. L. ; GROSSMAN, B. ; MASON, W. H. ; WATSON, L. T. ; HAFTKA, R. T.: Multidisciplinary design optimization of advanced aircraft configurations. In: *Fifteenth International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics: Proceedings of the Conference Held in Monterey, CA, USA, 24–28 June 1996, 1997*, S. 14–34
- [49] 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
- [50] HALL, A. ; MAYER, T. ; WUGGETZER, I. ; CHILDS, P. : Future aircraft cabins and design thinking: optimisation vs. win-win scenarios. In: *Propulsion and Power Research* 2 (2013), Nr. 2, S. 85–95. – DOI: 10.1016/j.jpvr.2013.04.001
- [51] HASTIE, T. ; TIBSHIRANI, R. ; FRIEDMAN, J. : *The Elements of Statistical Learning*. New York, NY, USA : Springer-Verlag, 2009. – DOI: 10.1007/978-0-387-84858-7
- [52] 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., Dissertation, 1994*. Braunschweig : Inst. für Flugzeugbau und Leichtbau, 1994
- [53] HEINZE, W. ; ÖSTERHELD, C. M. ; HORST, P. : Multidisziplinäres Flugzeugentwurfsverfahren PrADO-Programmwurf und Anwendung im Rahmen von Flugzeug-Konzeptstudien. In: *Jahrbuch der DGLR-Jahrestagung 2001* (2001)
- [54] HESSE, C. : *Aktive Reduktion der Schalleinstrahlung in Kavitäten*. Braunschweig, Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, Dissertation, 2016
- [55] HESSE, C. ; ALLEBRODT, P. ; TESCHNER, M. ; BIEDERMANN, J. : Wissensbasierte Modellgenerierung für die Kabinenlärmprognose in Flugzeugen aus Vorentwurfsdaten. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2023*. Stuttgart, 2023

- [56] HESSE, C. ; ALLEBRODT, P. ; TESCHNER, M. ; BIEDERMANN, J. : Knowledge-based model generation for aircraft cabin noise prediction from pre-design data. In: *CEAS Aeronautical Journal* (2024). – DOI: 10.1007/s13272-024-00769-z
- [57] HESSE, C. ; BIEDERMANN, J. : Acoustic Evaluation and Optimization of Aircraft Cabin Concepts-A Systems Engineering Approach. In: *7th International Workshop on Aircraft System Technologies (AST 2019)*. Hamburg, 2019
- [58] HESSE, C. ; DEWALD, R. D. ; ALLEBRODT, P. ; WINTER, R. ; BIEDERMANN, J. : Sensitivitätsanalyse für die numerische Vorhersage von Kabinenlärm in Flugzeugen. In: *50. Jahrestagung für Akustik (DAGA)*. Hannover, 2024
- [59] HESSE, C. ; WALTHER, J.-N. ; ALLEBRODT, P. ; WANDEL, M. ; ALGERMISSEN, S. ; DEWALD, R. D.: Wissensbasierte Modellgenerierung für die Vorhersage von Kabinenlärm im Kontext des Flugzeugvorentwurfs. In: *49. Jahrestagung für Akustik (DAGA)*. Hamburg, 2023
- [60] HOSSEINI, S. ; VAZIRY-ZANJANY, M. A. ; OVESEY, H. R.: A Framework for Aircraft Conceptual Design and Multidisciplinary Optimization. In: *Aerospace* 11 (2024), Nr. 4, S. 273. – DOI: 10.3390/aerospace11040273
- [61] HUFF, D. L. ; ENVIA, E. : Jet engine noise generation, prediction and control. In: CROCKER, M. J. (Hrsg.): *Handbook of Noise and Vibration Control*. Hoboken, NJ, USA : John Wiley & Sons, Inc, 2007, S. 1096–1108. – DOI: 10.1002/9780470209707.ch89
- [62] HÜPEL, Y. ; BLECH, C. ; SREEKUMAR, H. K. ; LANGER, S. C.: Efficient solutions of preconditioned large-scale systems for simulative aircraft cabin noise assessment. In: *Proceedings in Applied Mathematics & Mechanics (PAMM)* 23 (2023), Nr. 2. – DOI: 10.1002/pamm.202300102
- [63] IBRAHIM, I. ; SILVA, R. ; MOHAMMADI, M. H. ; GHORBANIAN, V. ; LOWTHER, D. A.: Surrogate-Based Acoustic Noise Prediction of Electric Motors. In: *IEEE Transactions on Magnetics* 56 (2020), Nr. 2, S. 1–4. – DOI: 10.1109/TMAG.2019.2945407
- [64] INTERNATIONAL ENERGY AGENCY: *Aviation: Tracking Aviation*. <https://www.iea.org/energy-system/transport/aviation#>. Version: 2023 - Zugriffsdatum: 11. Juli 2024
- [65] JACKSON, P. A.: *Jane's all the world's aircraft 2010-2011*. 101. Auflage. Coulsdon, Großbritannien : IHS Jane's, 2010. – ISBN 0710629168
- [66] JIN, R. ; CHEN, W. ; SUDJANTO, A. : An efficient algorithm for constructing optimal design of computer experiments. In: *Journal of Statistical Planning and Inference* 134 (2005), Nr. 1, S. 268–287. – DOI: 10.1016/j.jspi.2004.02.014
- [67] 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
- [68] JOHNSON, W. M. ; CUNEFARE, K. A.: Structural Acoustic Optimization of a Composite Cylindrical Shell Using FEM/BEM. In: *Journal of Vibration and Acoustics* 124 (2002), Nr. 3, S. 410–413. – DOI: 10.1115/1.1473829
- [69] JONES, D. R. ; SCHONLAU, M. ; WELCH, W. J.: Efficient Global Optimization of Expensive Black-Box Functions. In: *Journal of Global Optimization* 13 (1998), Nr. 4, S. 455–492. – DOI: 10.1023/A:1008306431147

- [70] KALTENBACHER, M. : Computational acoustics in multi-field problems. In: *Journal of Computational Acoustics* 19 (2011), Nr. 01, S. 27–62. – DOI: 10.1142/S0218396X11004286
- [71] KEANE, A. J. ; PRICE, W. G.: *Statistical energy analysis: An overview, with applications in structural dynamics*. Cambridge, Großbritannien : Cambridge Univ. Press, 1997. – ISBN 978-0521551755
- [72] KLEIJNEN, J. P.: Kriging metamodeling in simulation: A review. In: *European Journal of Operational Research* 192 (2009), Nr. 3, S. 707–716. – DOI: 10.1016/j.ejor.2007.10.013
- [73] 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
- [74] KOHLSCHKE, T. ; LIPPERT, S. ; ESTORFF, O. von: Gaussian process based surrogate modelling of acoustic systems. In: *Proceedings in Applied Mathematics & Mechanics (PAMM)* 19 (2019), Nr. 1, S. e201900471. – DOI: 10.1002/pamm.201900471
- [75] KOHLSCHKE, T. ; LIPPERT, S. ; ESTORFF, O. von: Multi-Fidelity Meta-Modelle für akustische Simulationen im Frequenzbereich. In: *49. Jahrestagung für Akustik (DAGA)*. Hamburg, 2023
- [76] KOLLMANN, F. G.: *Maschinenakustik: Grundlagen, Meßtechnik, Berechnung, Beeinflussung*. 2. Auflage. Berlin, Heidelberg : Springer Berlin Heidelberg, 2000. – DOI: 10.1007/978-3-642-57229-6
- [77] KRAKERS, L. A.: *Parametric fuselage design: Integration of mechanics and acoustic and thermal insulation*. Delft, Niederlande, TU Delft, Dissertation, 2009
- [78] KUDELA, J. ; MATOUSEK, R. : Recent advances and applications of surrogate models for finite element method computations: a review. In: *Soft Computing* 26 (2022), Nr. 24, S. 13709–13733. – DOI: 10.1007/s00500-022-07362-8
- [79] 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
- [80] LA ROCCA, G. : *Knowledge based engineering techniques to support aircraft design and optimization*. Delft, TU Delft, Dissertation, 2011
- [81] 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
- [82] LAVELLE, T. M. ; CURLETT, B. P.: Graphical user interface for the NASA FLOPS aircraft performance and sizing code / NASA. 1994 (NASA Technical Memorandum 106649). – Forschungsbericht
- [83] 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

- [84] LEON MUÑOZ, C. ; WEGENER, E. ; PETSCH, M. ; KOHLGRÜBER, D. : Detailed FE aircraft fuselage sections for water impact simulations in the pre-design process chain. In: *Journal of Physics: Conference Series* 2526 (2023), Nr. 1, S. 012038. – DOI: 10.1088/1742-6596/2526/1/012038
- [85] LERCH, R. ; SESSLER, G. ; WOLF, D. : *Technische Akustik: Grundlagen und Anwendungen*. 1. Auflage. Berlin, Heidelberg : Springer-Verlag, 2009. – DOI: 10.1007/978-3-540-49833-9
- [86] LOBATO, F. S. ; STEFFEN, V. : *Multi-Objective Optimization Problems*. 1. Auflage. Cham, Schweiz : Springer International Publishing, 2017. – DOI: 10.1007/978-3-319-58565-9
- [87] LÜHE, K. : *Rechnerische und messtechnische Untersuchung Rechnerische und messtechnische Untersuchung zur Modellierung absorbierender Wandverkleidungen bei der akustischen Auslegung von Flugzeugkabinen*. Hamburg, HAW Hamburg, Bachelorarbeit, 2014
- [88] LUNDIN, S. J. ; MUELLER, R. B.: Advanced Aircraft Materials, Engine Debris Penetration Testing / U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Washington, DC, USA, 2005 (DOT/FAA/AR-03/37). – Forschungsbericht
- [89] LYON, R. H. ; DEJONG, R. G.: *Theory and application of statistical energy analysis*. 2. Auflage. Boston, MA, USA : Butterworth-Heinemann, 1995. – DOI: 10.1016/C2009-0-26747-X
- [90] MALAYSIA AIRLINES BERHAD: *Meet our fleet: Fly like never before on board our A350-900*. <https://www.malaysiaairlines.com/us/en/experience/our-fleet.html#737-8-experience>. Version: 2024 - Zugriffsdatum: 28. August 2024
- [91] MARBURG, S. : Developments in structural-acoustic optimization for passive noise control. In: *Archives of Computational Methods in Engineering* 9 (2002), Nr. 4, S. 291–370. – DOI: 10.1007/BF03041465
- [92] 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
- [93] MARBURG, S. ; SHEPHERD, M. ; HAMBRIC, S. A.: Structural–Acoustic Optimization. In: HAMBRIC, S. A. (Hrsg.) ; SUNG, S. H. (Hrsg.) ; NEFSKE, D. J. (Hrsg.): *Engineering vibroacoustic analysis*. Chichester, Großbritannien : Wiley, 2016 (Wiley series on acoustics, noise and vibration), S. 268–304. – DOI: 10.1002/9781118693988.ch9
- [94] MARTINS, J. R. R. A.: *A coupled-adjoint method for high-fidelity aero-structural optimization*. Stanford, CA, USA, Stanford University, Dissertation, 2002
- [95] MARTINS, J. R. R. A. ; LAMBE, A. B.: Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures. In: *AIAA Journal* 51 (2013), Nr. 9, S. 2049–2075. – DOI: 10.2514/1.J051895
- [96] MARTINS, J. R. R. A. ; NING, A. : *Engineering design optimization*. Cambridge : Cambridge University Press, 2022. – DOI: 10.1017/9781108980647
- [97] MCCULLERS, L. A.: Aircraft configuration optimization including optimized flight profiles. In: *NASA Langley Research Center Recent Experiences in Multidisciplinary Analysis and Optimization, Part 1* (1984)

- [98] MIXSON, J. S. ; WILBY, J. F.: Interior Noise. In: HUBBARD, H. H. (Hrsg.): *Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice. Volume 2: Noise Control*. Hampton, VA, USA : NASA Reference Publication, 1991, S. 271–356
- [99] MÖSER, M. : *Technische Akustik*. 10. Auflage. Berlin, Heidelberg : Springer-Verlag, 2015. – DOI: 10.1007/978-3-662-47704-5
- [100] MÖSER, M. ; KROPP, W. : *Körperschall*. 3. Auflage. Berlin, Heidelberg : Springer-Verlag, 2010. – DOI: 10.1007/978-3-540-49048-7
- [101] MÜLLER, G. (Hrsg.) ; MÖSER, M. (Hrsg.): *Taschenbuch der Technischen Akustik*. 3. Auflage. Berlin, Heidelberg : Springer-Verlag, 2004. – DOI: 10.1007/978-3-642-18893-0
- [102] MÜLLER, G. ; MÖSER, M. : *Numerische Methoden der Technischen Akustik*. 1. Auflage. Berlin, Heidelberg : Springer-Verlag, 2017. – DOI: 10.1007/978-3-662-55409-8
- [103] NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION: *Flight Optimization System (FLOPS) Software v.9: (LAR-18934-1)*. <https://software.nasa.gov/software/LAR-18934-1>. Version: 2016 - Zugriffsdatum: 29. April 2024
- [104] NELSON, P. A. ; CURTIS, A. ; ELLIOTT, S. J. ; BULLMORE, A. J.: The active minimization of harmonic enclosed sound fields, part I: Theory. In: *Journal of Sound and Vibration* 117 (1987), Nr. 1, S. 1–13. – DOI: 10.1016/0022-460X(87)90432-9
- [105] 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
- [106] ORR, S. A. ; NARDUCCI, R. P.: Framework for multidisciplinary analysis, design, and optimization with high-fidelity analysis tools / National Aeronautics and Space Administration. Hampton, VA, USA, 2009 (CR-2009-215563). – Forschungsbericht
- [107] ÖSTERHELD, C. ; HEINZE, W. ; HORST, P. : Influence of aeroelastic effects on preliminary aircraft design. In: *Proceedings of the ICAS-Congress*. Harrogate, Großbritannien, 2000
- [108] ÖSTERHELD, C. M. ; HEINZE, W. ; HORST, P. : Preliminary design of a blended wing body configuration using the design tool PrADO. In: *DGLR Bericht* 5 (2001), S. 119–128
- [109] 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
- [110] 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
- [111] PREECE, R. ; MILANOVIC, J. V.: Efficient Estimation of the Probability of Small-Disturbance Instability of Large Uncertain Power Systems. In: *IEEE Transactions on Power Systems* 31 (2016), Nr. 2, S. 1063–1072. – DOI: 10.1109/TPWRS.2015.2417204
- [112] PURI, R. S.: *Krylov subspace based direct projection techniques for low frequency, fully coupled, structural acoustic analysis and optimization*. Oxford, Großbritannien, Oxford Brookes University, Dissertation, 2008

- [113] PYTHON SOFTWARE FOUNDATION: *pickle - Python object serialization*. <https://docs.python.org/3/library/pickle.html>. Version: 2024 - Zugriffsdatum: 28. Juli 2024
- [114] QATAR AIRWAYS: *Boeing 777*. <https://www.qatarairways.com/en/fleet/boeing-777.html>. Version: 2024 - Zugriffsdatum: 28. August 2024
- [115] QUIGLEY, C. ; SOUTHALL, D. ; FREER, M. ; MOODY, A. ; PORTER, J. M.: Anthropometric study to update minimum aircraft seating standards / Joint Aviation Authorities. Version: 2001. https://repository.lboro.ac.uk/articles/report/Anthropometric_study_to_update_minimum_aircraft_seating_standards/9353039. – Forschungsbericht
- [116] RAHAT, A. A. M. ; EVERSON, R. M. ; FIELDSEND, J. E.: Alternative infill strategies for expensive multi-objective optimisation. In: BOSMAN, P. A. N. (Hrsg.): *Proceedings of the Genetic and Evolutionary Computation Conference*. New York, NY, USA : ACM, 2017, S. 873–880. – DOI: 10.1145/3071178.3071276
- [117] RAYMER, D. P.: *Aircraft design: A conceptual approach*. 2. Auflage. Washington, DC, USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992 (AIAA education series). – ISBN 0930403517
- [118] RAYMER, D. P.: *Report / Royal Institute of Technology, Department of Aeronautics*. Bd. 2002:2: *Enhancing aircraft conceptual design using multidisciplinary optimization*. Stockholm : Tekniska högsk, 2002. – ISBN 91-7283-259-2
- [119] RITTER, J. : *Design and Assessment of Open Rotor Aircraft Concepts*. Stuttgart, Universität Stuttgart, Masterarbeit, 2023
- [120] ROJAS-GONZALEZ, S. ; VAN NIEUWENHUYSE, I. : A survey on kriging-based infill algorithms for multiobjective simulation optimization. In: *Computers & Operations Research* 116 (2020), S. 104869. – DOI: 10.1016/j.cor.2019.104869
- [121] ROOZEN, N. B.: *Quiet by design : numerical acousto-elastic analysis of aircraft structures*. Eindhoven, Niederlande, Technische Universiteit Eindhoven, Dissertation, 1992. – DOI: 10.6100/IR373471
- [122] ROSHANIAN, J. ; BATALEBLU, A. A. ; FARGHADANI, M. H. ; EBRAHIMI, B. : Metamodel-Based Multidisciplinary Design Optimization of a General Aviation Aircraft. In: SCHUMACHER, A. (Hrsg.) ; VIETOR, T. (Hrsg.) ; FIEBIG, S. (Hrsg.) ; BLETZINGER, K.-U. (Hrsg.) ; MAUTE, K. (Hrsg.): *Advances in structural and multidisciplinary optimization*. Cham, Schweiz : Springer-Verlag, 2018, S. 47–63. – DOI: 10.1007/978-3-319-67988-4_4
- [123] ROTHE, S. : *Design and placement of passive acoustic measures in early design phases*. Braunschweig, Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, Dissertation, 2022. – DOI: 10.2370/9783844087048
- [124] SACKS, J. ; SCHILLER, S. B. ; WELCH, W. J.: Designs for Computer Experiments. In: *Technometrics* 31 (1989), Nr. 1, S. 41–47. – DOI: 10.1080/00401706.1989.10488474
- [125] SACKS, J. ; WELCH, W. J. ; MITCHELL, T. J. ; WYNN, H. P.: Design and Analysis of Computer Experiments. In: *Statistical Science* 4 (1989), Nr. 4. – DOI: 10.1214/ss/1177012413
- [126] SAVES, P. ; LAFAGE, R. ; BARTOLI, N. ; DIOUANE, Y. ; BUSSEMAKER, J. ; LEFEBVRE, T. ; HWANG, J. T. ; MORLIER, J. ; MARTINS, J. R.: SMT 2.0: A Surrogate Modeling Toolbox with a focus on hierarchical and mixed variables Gaussian processes. In: *Advances in Engineering Software* 188 (2024), S. 103571. – DOI: 10.1016/j.advengsoft.2023.103571

- [127] 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
- [128] SCHIEHLEN, W. ; EBERHARD, P. : *Technische Dynamik*. 5. Auflage. Wiesbaden : Springer Fachmedien Wiesbaden, 2017. – DOI: 10.1007/978-3-658-18457-5
- [129] SCHMITT, D. ; GOLLNICK, V. : *Air Transport System*. 1. Auflage. Wien, Österreich : Springer Vienna, 2016. – DOI: 10.1007/978-3-7091-1880-1
- [130] SCHWINN, D. ; PETSCH, M. ; KOHLGRÜBER, D. ; HEUBISCHL, J. ; LEON MUÑOZ, C. X. ; WEIAND, P. ; BUCHWALD, M. : Rotorcraft Fuselage Sizing Methods in the Open-Source Framework PANDORA. In: *Proceedings of the NAFEMS World Congress 2019*. Quebec, Kanada, 2019
- [131] SERNA, A. ; BUCHER, C. : Advanced Surrogate Models for Multidisciplinary Design Optimization. In: *6th Weimar Optimization and Stochastic Days*. Weimar, 2009
- [132] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI, J. ; MORRIS, A. ; VAN TOOREN, M. J. L. ; LA ROCCA, G. ; YAO, W. : *Multidisciplinary design optimization supported by knowledge based engineering*. Chichester, Großbritannien : Wiley, 2015. – DOI: 10.1002/9781118897072
- [133] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS, INC.: *AIR1407: Prediction Procedure for Near-Field and Far-Field Propeller Noise*. Warrendale, PA, USA, 1977. – DOI: 10.4271/AIR1407A
- [134] SREEKUMAR, H. K. ; LANGER, S. C.: *elPaSo Core - Elementary parallel solver core module for high performance vibroacoustic simulations*. 2023. – DOI: 10.24355/dbbs.084-202301301305-0
- [135] THIJSSEN, R. ; PROESMANS, P. ; VOS, R. : Propeller Aircraft Design Optimization for Climate Impact Reduction. In: *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*. Stockholm, Schweden : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022
- [136] THOMAS PAVIOT: *pythonocc*. 2022. – DOI: 10.5281/zenodo.3605364
- [137] TOAL, D. J. J. ; BRESSLOFF, N. W. ; KEANE, A. J.: Kriging Hyperparameter Tuning Strategies. In: *AIAA Journal* 46 (2008), Nr. 5, S. 1240–1252. – DOI: 10.2514/1.34822
- [138] TORENBEEK, E. : *Synthesis of subsonic airplane design: An introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Delft, Niederlande : University Press, 1976. – ISBN 9029825057
- [139] VIANA, F. A. C. ; GOGU, C. ; GOEL, T. : Surrogate modeling: tricks that endured the test of time and some recent developments. In: *Structural Optimization* 64 (2021), Nr. 5, S. 2881–2908. – DOI: 10.1007/s00158-021-03001-2
- [140] 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
- [141] WALTHER, J.-N. ; HESSE, C. ; ALDER, M. ; BIEDERMANN, J. Y.-C. ; 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
- [142] WALTHER, J.-N. : *Knowledge-based engineering to provide aircraft fuselage design details for multidisciplinary and multifidelity analysis model generation*. Berlin, Technische Universität Berlin, Dissertation, 2024. – DOI: 10.14279/depositonce-20898

- [143] 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
- [144] 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
- [145] WARWICK, B. T.: *Vibroacoustic Analysis and Optimization of an Aft-Fuselage Mounted Twin-Engine Aircraft*. Kingston, Ontario, Canada, Queen's University, Dissertation, 2019. – DOI: 10.13140/RG.2.2.16686.15689/1
- [146] WELSTEAD, J. R. ; CALDWELL, D. ; CONDOLTA, R. ; MONROE, N. : An Overview of the Layered and Extensible Aircraft Performance System (LEAPS) Development. In: *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Reston, VA, USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. – DOI: 10.2514/6.2018-1754
- [147] WERNER-WESTPHAL, C. ; HEINZE, W. ; HORST, P. : Multidisciplinary Integrated Preliminary Design Applied to Unconventional Aircraft Configurations. In: *Journal of Aircraft* 45 (2008), Nr. 2, S. 581–590. – DOI: 10.2514/1.32138
- [148] 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
- [149] 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
- [150] WOEHLE, 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
- [151] WUNDERLICH, T. F.: *Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität*. Braunschweig, Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, Dissertation, 2013
- [152] YANG, L. ; SHAMI, A. : On hyperparameter optimization of machine learning algorithms: Theory and practice. In: *Neurocomputing* 415 (2020), S. 295–316. – DOI: 10.1016/j.neucom.2020.07.061
- [153] YONDO, R. ; ANDRÉS, E. ; VALERO, E. : A review on design of experiments and surrogate models in aircraft real-time and many-query aerodynamic analyses. In: *Progress in Aerospace Sciences* 96 (2018), S. 23–61. – DOI: 10.1016/j.paerosci.2017.11.003
- [154] ZAPAROLI CUNHA, B. ; DROZ, C. ; ZINE, A.-M. ; FOULARD, S. ; ICHCHOU, M. : A review of machine learning methods applied to structural dynamics and vibroacoustic. In: *Mechanical Systems and Signal Processing* 200 (2023), S. 110535. – DOI: 10.1016/j.ymsp.2023.110535
- [155] ZAPAROLI CUNHA, B. ; ZINE, A.-M. ; ICHCHOU, M. ; DROZ, C. ; FOULARD, S. : On Machine-Learning-Driven Surrogates for Sound Transmission Loss Simulations. In: *Applied Sciences* 12 (2022), Nr. 21, S. 10727. – DOI: 10.3390/app122110727

- [156] ZELLER, P. : *Handbuch Fahrzeugakustik: Grundlagen, Auslegung, Berechnung, Versuch*. 3. Auflage. Wiesbaden : Springer Fachmedien Wiesbaden, 2018. – DOI: 10.1007/978-3-658-18520-6
- [157] ZETTEL, S. F. ; BÖSWALD, M. ; WINTER, R. : Jet-engine vibration model for the estimation of pylon-wing interface loads. In: *49. Jahrestagung für Akustik (DAGA)*. Hamburg, 2023
- [158] ZIENKIEWICZ, O. C. ; TAYLOR, R. L.: *The finite element method: Volume 1: The basis*. 5. Auflage. Oxford : Butterworth-Heinemann, 2002

A. Anhang

A.1. Technische Daten der verwendeten Hardware

Eine Übersicht zu den technischen Informationen der Hardware, welche für die in dieser Arbeit durchgeführten Berechnungen verwendet wird, ist in Tabelle A.1 dargestellt.

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

Gerät:	Virtualisierte Workstation
Prozessor:	Intel Xeon Gold5120 - 8 Kerne @2.2 GHz
Grafikkarte:	NVIDIA Quadro RTX6000
Arbeitsspeicher:	160.0 GB DDR4

A.2. Verwendete Software

Tabelle A.2 gibt eine Übersicht über die im Rahmen dieser Arbeit verwendete Software mit Spezifikation der jeweiligen Version, sofern verfügbar.

Tabelle A.2.: Übersicht über die verwendete Software.

Software	Version
ANSYS MECHANICAL APDL	2022 R2
FUGA	0.0.1
GMSH	4.12.2
NASTRAN	2023.4
OCCT	7.7.0
PANDORA	N/A
PYTHON	3.10.12
RCE	10.5.0
SBARCHOPT	1.5.2
SMT	2.6.3

A.3. Validierung der Surrogatmodelle zur Kabinenlärmvorhersage

In diesem Abschnitt wird die Validierung der Surrogatmodelle zur Kabinenlärmprognose bei der Blattfolgefrequenz der Propellerantriebe sowie derer zweiten und dritten Harmonischen vorgestellt. Abschnitt A.3.1 behandelt die in Abschnitt 5.1.3 beschriebenen Surrogatmodelle, welche die Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik ermöglichen. Abschnitt A.3.2 widmet sich den Surrogatmodellen zur Optimierung der D250-Konfiguration unter Einbeziehung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik, die in Abschnitt 5.2.3 diskutiert werden.

A.3.1. Validierung des Surrogatmodells zur Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik

Ergänzend zu den in Abschnitt 5.1.3 betrachteten Surrogatmodellen wird im Folgenden die Validierung dieser betrachtet. Ein wesentlicher Aspekt, der zur Erstellung der Surrogatmodelle zu berücksichtigen ist, besteht in der erforderlichen Anzahl an Stichproben zum Modelltraining, um eine global hinreichende Vorhersagegenauigkeit sicherzustellen. Auch wenn der Fokus dieser Arbeit nicht in der Entwicklung eines optimierten Surrogatmodells besteht, wie in Abschnitt 2.2.1 beschrieben, wird im Kontext der Modellvalidierung eine Konvergenzstudie hinsichtlich der benötigten Anzahl an Stichproben durchgeführt. Diese Studie kann als Grundlage für zukünftige Untersuchungen in Bezug auf die effiziente statistische Versuchsplanerstellung für vibroakustische Probleme dienen. Gemäß den Erläuterungen aus Abschnitt 3.4 ist ein hochgradig nichtlineares Antwortverhalten aufgrund resonanter und interferenter Effekte zu erwarten. Dies lässt bereits vermuten, dass eine umfangreiche Stichprobengröße notwendig ist, um im gesamten Entwurfsraum eine angemessene Genauigkeit zu erreichen. Unter Beachtung dessen wird für die Surrogatmodelle zur Kabinenlärmsvorhersage der D250-Konfiguration eine Anzahl von 55 Stichproben pro Entwurfsvariable für die initialen LHS-Stichproben gewählt. Zusätzlich wird dieser Datensatz um weitere 55 Stichproben pro Entwurfsvariable unter Berücksichtigung der LHS-Methode erweitert, um weitere Trainingsdaten für die Konvergenzstudie bereitzustellen. Dies resultiert in einer Gesamtanzahl an 220 Stichproben für die Untersuchung der erforderlichen Anzahl an Trainingsdaten. Darüber hinaus werden 30 Stichproben zur Validierung der Surrogatmodelle erzeugt. Letzteres erfolgt ebenfalls über die LHS-Methode, um eine gute Verteilung über dem Entwurfsraum sicherzustellen und somit die Vorhersagefähigkeit der Modelle repräsentativ und zuverlässig zu bewerten. Die raumfüllende Verteilung der Stichproben über dem in Gleichung (5.1) definierten Entwurfsraum, welche zum Training sowie zur Validierung der Modelle dient, ist in Abbildung A.1 dargestellt.

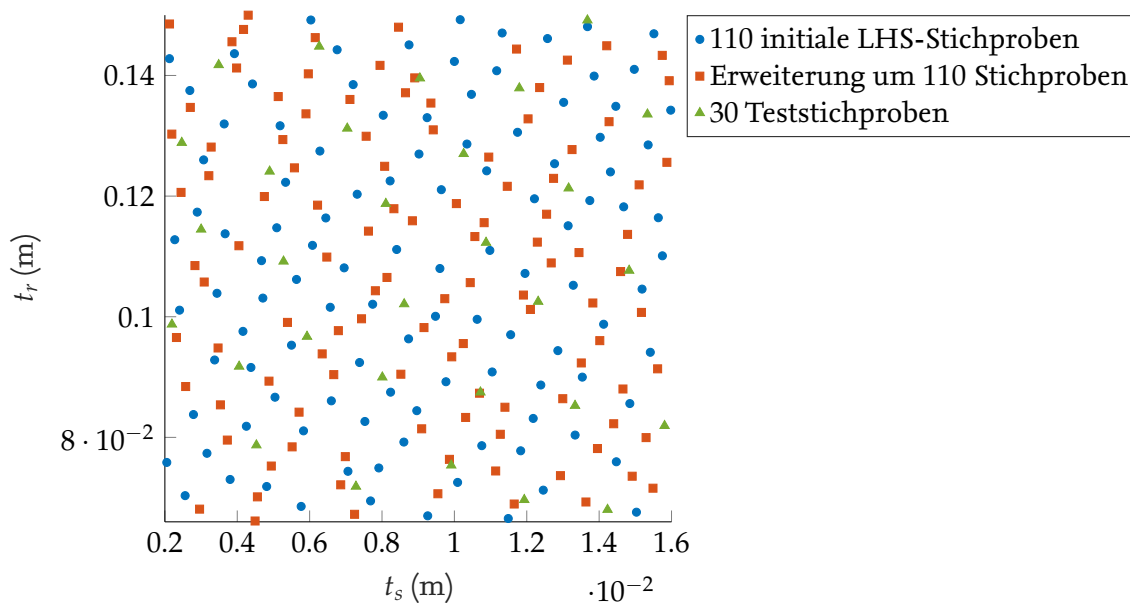
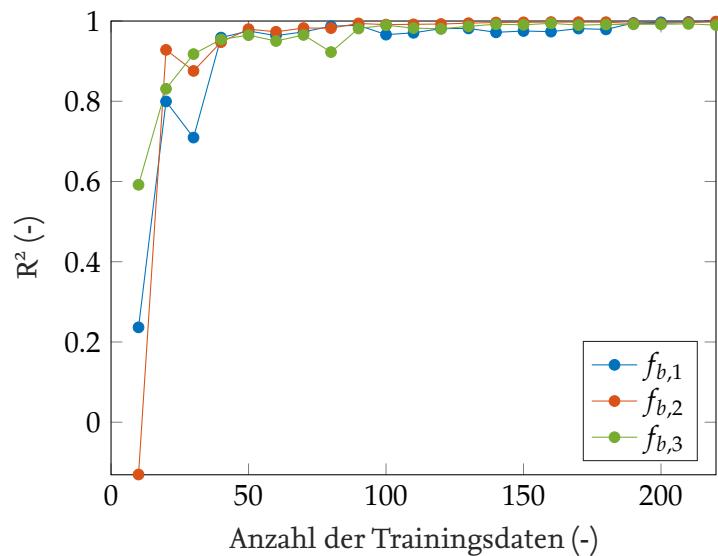
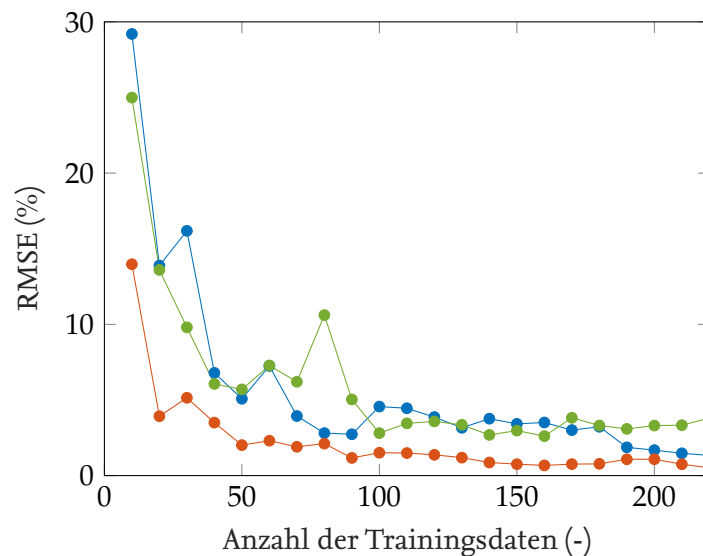


Abbildung A.1.: Verteilung der Trainings- und Teststichproben für das Surrogatmodell gemäß Abschnitt 5.1.3 über dem definierten Entwurfsraum.

Zur Untersuchung des Konvergenzverhaltens der Vorhersagegenauigkeit wird das Bestimmtheitsmaß sowie der RMSE anhand der 30 Testdaten ausgewertet. Beginnend mit zehn Stichproben zum Modelltraining werden pro Schritt zehn weitere Stichproben hinzugefügt, bis das Maximum von

220 Stichproben erreicht ist. Mittels SMT wird für die variierende Anzahl an Stichproben und für jede Frequenz jeweils ein neues Modell trainiert. Die Ergebnisse der zu untersuchenden Metriken sind in Abbildung A.2 veranschaulicht. Zu beachten ist, dass die LHS-Methode nur für die Erweiterung um ein ganzzahliges Vielfaches des initialen Stichprobenplans die raumfüllenden Eigenschaften erfüllt [126], sodass die Ergebnisse mit Ausnahme für den Fall von 110 sowie 220 Stichproben mit Vorsicht zu betrachten sind.

(a) Bestimmtheitsmaß R^2 .

(b) RMSE.

Abbildung A.2.: Quantifizierung der Vorhersagegenauigkeit der Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.1.3 für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische anhand von Testdaten bei einer variablen Anzahl an Trainingsdaten.

Anhand beider Metriken ist ein konvergierendes Verhalten zu erkennen. Ab einer Anzahl von ungefähr 90 bis 100 Stichproben werden die gemäß Abschnitt 2.2.1 definierten Anforderungen mit $R^2 > 0.8$ und $RMSE < 10\%$ für eine gute Genauigkeit über alle drei Frequenzen erfüllt. Mit wei-

terer Zunahme der Anzahl an Stichproben zeigt sich ein leicht schwankendes Verhalten. Dies ist auf die nicht optimale Verteilung der Trainingsdaten außerhalb der ganzzahligen Vielfachen des initialen Datensatzes zurückzuführen. Die Größe des Testdatensatzes im Vergleich zu den Trainingsdaten könnte ebenfalls einen Einfluss auf die Ergebnisse haben. Der Testdatensatz wird aufgrund der hohen Rechenzeiten, die mit den numerischen Vibroakustik-Analysen verbunden sind, gewählt und entspricht einem Verhältnis zwischen Trainings- und Testdaten von 88 % zu 12 % unter Betrachtung aller 220 Trainingsdaten, während ein üblich empfohlenes Verhältnis 75 % zu 25 % beträgt [51]. Ein zu kleiner Testdatensatz kann zu einer höheren Sensitivität gegenüber Ausreißern führen, wodurch die Stabilität der betrachteten Metriken beeinträchtigt wird.

Abbildung A.3 zeigt darüber hinaus den maximalen relativen Fehler zwischen vorhergesagter und aus der Simulation stammender APE für den Testdatensatz, welcher ebenfalls für alle drei zu untersuchenden Frequenzen ein konvergierendes Verhalten aufweist. Obwohl die Surrogatmodelle für eine Stichprobengröße > 90 ein hohes Bestimmtheitsmaß und einen niedrigen RMSE aufweisen, liegt der maximale Fehler unter 18 % für die Blattfolgefrequenz, unter 6 % für die zweite Harmonische und unter 19 % für die dritte Harmonische. Dies deutet darauf hin, dass die Surrogatmodelle insbesondere für die Blattfolgefrequenz und die dritte Harmonische im Durchschnitt eine gute Vorhersagegenauigkeit aufweisen, jedoch lokal größere Abweichungen auftreten können.

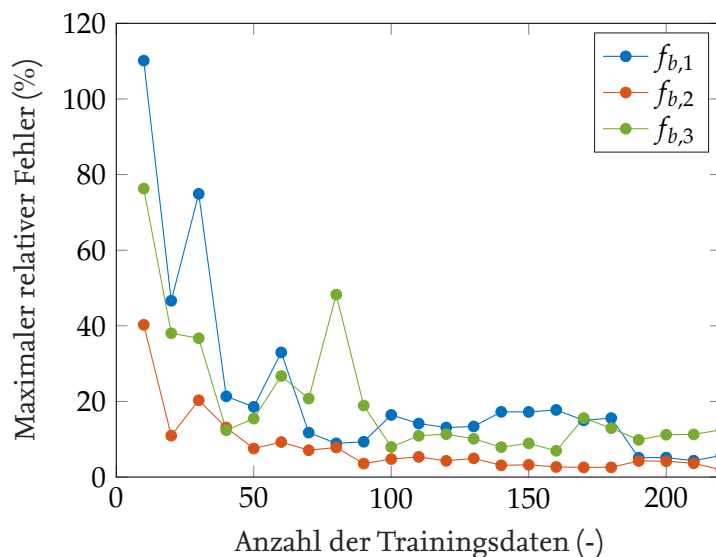


Abbildung A.3.: Maximaler relativer Vorhersagefehler der Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.1.3 für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische anhand von Testdaten bei einer variablen Anzahl an Trainingsdaten.

Letzteres wird durch die die Auswertung des 99%-Konfidenzintervalls bestätigt. Dazu ist in Abbildung A.4 die relative Unsicherheit des vorhergesagten Pegels der APE exemplarisch für $n_{train} = 110$ sowie $n_{train} = 220$ Trainingsdaten dargestellt. Für alle vorliegenden Fälle liegt die numerisch ermittelte APE für jede Teststichprobe innerhalb des Konfidenzintervalls. Eine geringe Unsicherheit und folglich eine höhere Präzision der Vorhersagen ist in den Bereichen um die Stichproben zu verzeichnen, da für diese die Modellvorhersage exakt ist. Die größten Unsicherheiten treten daher an den schwach mit Stichproben umgebenden Bereichen des Entwurfsraumes auf, sodass die Modellvorhersagen insbesondere im Randbereich mit größerer Vorsicht zu behandeln sind. Mit steigender Frequenz ist durch die zunehmende modale Dichte eine stärker fluktuierende APE über dem Entwurfsraum zu erwarten, sodass die Vorhersage mit einer größeren Unsicherheit einhergeht. Dies spiegelt sich auch in den Konfidenzintervallen wider. Eine zunehmende Anzahl an Stichproben

geht mit einer höheren Präzision des Modells einher, was anhand einer abnehmenden Unsicherheit abzuleiten ist. Insgesamt ist über einen Großteil des Entwurfsraums frequenzunabhängig eine geringere Unsicherheit der Vorhersagen von unter 5 % zu erkennen und nur in kleinen Bereichen eine größere Unsicherheit zu identifizieren.

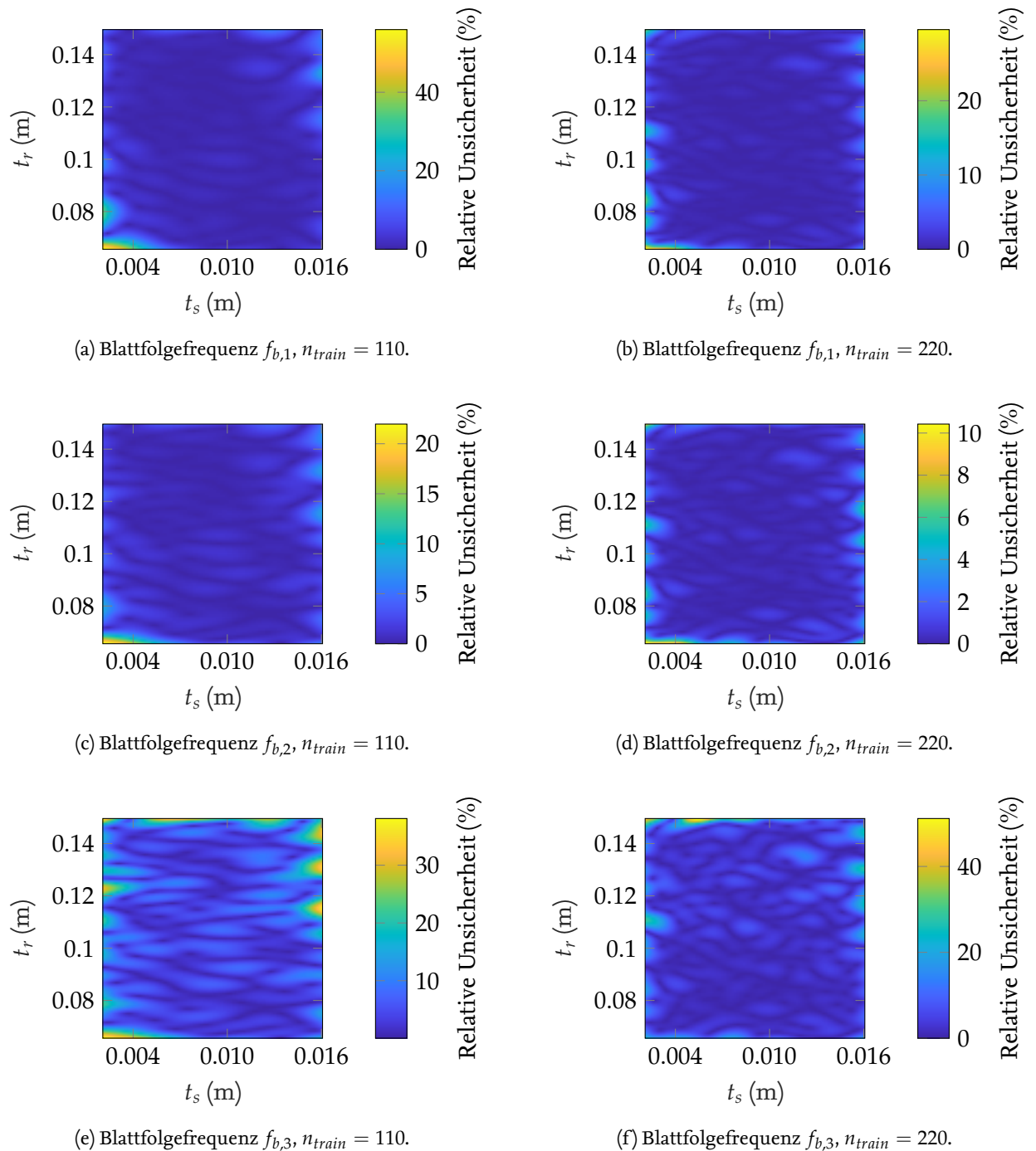


Abbildung A.4.: Relative Unsicherheit im 99 %-Konfidenzintervall der Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.1.3 für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische bei $n_{train} = 110$ und $n_{train} = 220$ Trainingsdaten.

Im Weiteren werden für das Modelltraining die 220 verfügbaren Stichproben verwendet, deren Vorhersagegenauigkeit mit den in Tabelle A.3 zusammengefassten Leistungsmetriken über alle Frequenzen zur Demonstration der Anwendbarkeit der entwickelten Methodik zur Integration der Kabinenakustik in den Flugzeugentwurfprozess als hinreichend genau bewertet wird. Es ist allerdings zu beachten, dass der Vorhersagefehler in der durchzuführenden Optimierung nicht miteinbezogen wird. Für zukünftige Untersuchungen bietet die Berücksichtigung dieser Unsicherheiten aber ein großes Potential zum Erhalt von robusten und zuverlässigen Entwürfen aus der Optimierung. Zudem ist anzumerken, dass sich die in Abschnitt 2.2.1 beschriebenen Leistungsmetriken für eine global hinreichende Genauigkeit der Surrogatmodelle auf eine allgemeine, disziplinübergreifende Empfehlung beziehen. Daher sind im Kontext weiterführender Untersuchungen für die Kabinenlärmvorhersage im Flugzeugvorentwurf spezifisch erforderliche Genauigkeiten abzuleiten und in dem Zusammenhang über eine detaillierte Fehleranalyse mögliche Verbesserungen an den Surrogatmodellen unter gleichzeitiger Berücksichtigung einer Effizienzsteigerung durch einen optimierten statistischen Versuchsplan zu identifizieren, um die Genauigkeit weiter zu erhöhen.

Tabelle A.3.: Leistungsmetriken zur Bewertung der Vorhersagefähigkeit der Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.1.3 mit 220 Trainingsdaten für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische, welche zur Kabinenlärmvorhersage dienen.

Leistungsmetrik	Frequenz $f_{b,1}$	Frequenz $f_{b,2}$	Frequenz $f_{b,3}$
R^2 (-)	0.998	0.999	0.990
RMSE (%)	1.33	0.52	3.80
Maximaler relativer Vorhersagefehler (%)	5.72	1.92	12.5

A.3.2. Validierung des Surrogatmodells zur Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik

Dieser Abschnitt widmet sich der Validierung der Surrogatmodelle, welche in Abschnitt 5.2.3 vorgestellt werden. Analog zu den Surrogatmodellen, die zur Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik dienen, werden für die initialen Trainingsdaten mittels der LHS-Methode 55 Stichproben pro Entwurfsvariable gewählt und diese um ebenso viele Stichproben zur umfassenden Untersuchung der Vorhersagegenauigkeit der Modelle erweitert. Zusätzlich werden 30 weitere Stichproben generiert, die als Testdaten zur Validierung zur Verfügung stehen. Hierfür wird ebenfalls die LHS-Methode verwendet, um eine umfassende Abdeckung der Testdaten in dem Entwurfsraum zu gewährleisten und somit eine globale hohe Genauigkeit sicherzustellen. Wie nachfolgend aufgezeigt wird, kann mit den resultierenden 220 Stichproben, welche zum Modelltraining verwendet werden, keine ausreichende Vorhersagefähigkeit der Surrogatmodelle sichergestellt werden, sodass weitere Stichproben generiert werden. Um einen vollständigen LHS-Stichprobenplan zu erhalten, sind dazu 220 weitere Stichproben erforderlich. Diese insgesamt 440 Stichproben, welche zum Modelltraining verwendet werden, sowie die 30 weiteren, vom Modell ungenutzten Stichproben sind in Abbildung A.5 über dem betrachteten Entwurfsraum dargestellt.

Abbildung A.6 zeigt das Bestimmtheitsmaß, den RMSE sowie den maximalen relativen Vorhersagefehler der Testdaten für die drei zu untersuchenden Surrogatmodelle bei der Blattfolgefrequenz, der zweiten sowie dritten Harmonischen. Die Darstellung erfolgt für eine unterschiedliche Anzahl an Trainingsdaten, die im Bereich von 10 bis 440 bei einer Schrittweite von 10 Datenpunkten variiert. Wie auch in Abschnitt A.3.1, wird hierzu für die variierende Anzahl an Trainingsdaten sowie für jede betrachtete Frequenz über SMT ein Kriging-Modell trainiert. Allen drei Quantifizierungsmetriken ist mit Zunahme der Trainingsdaten ein langsam konvergierendes Verhalten zu entneh-

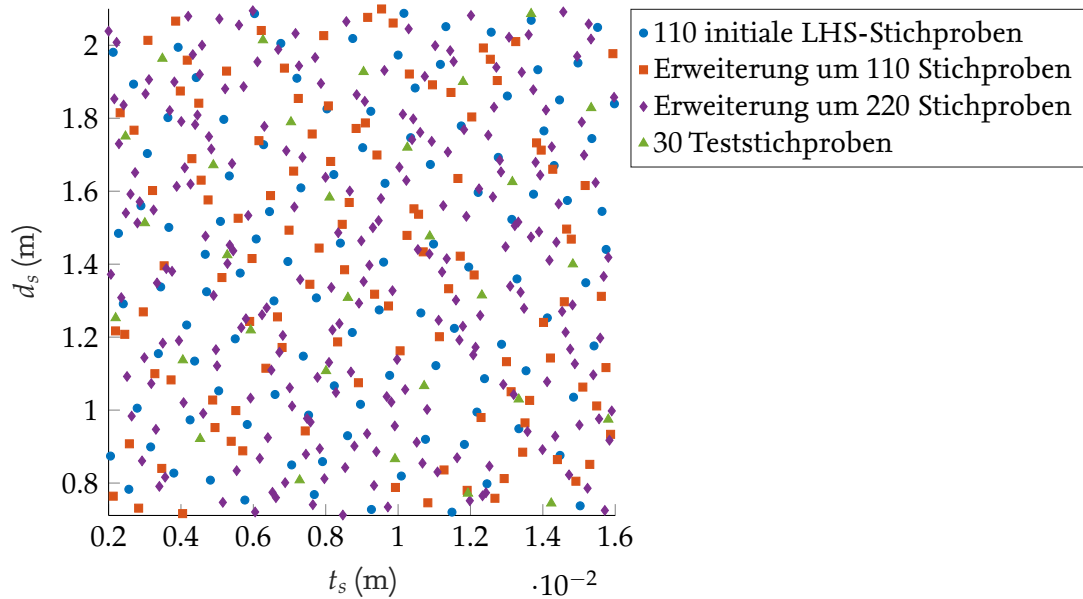
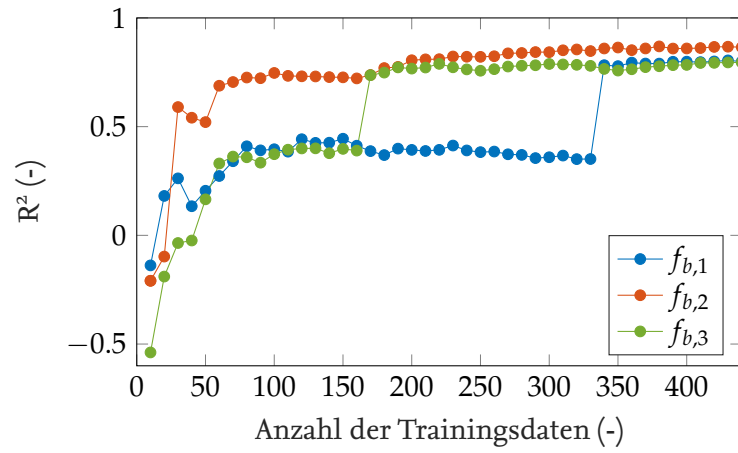
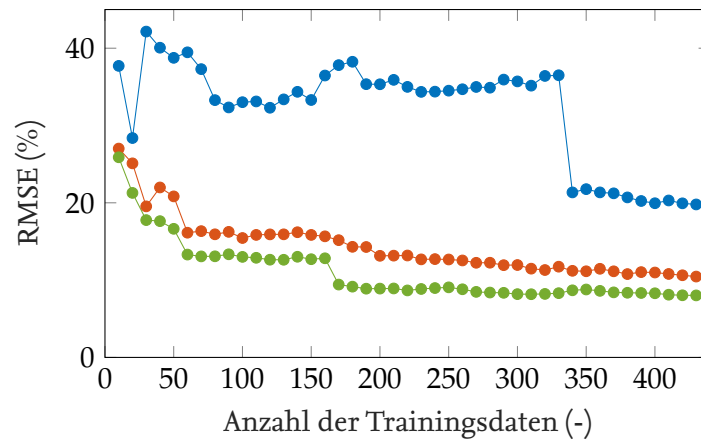


Abbildung A.5.: Verteilung der Trainings- und Teststichproben für die Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.2.3 über dem definierten Entwurfsraum.

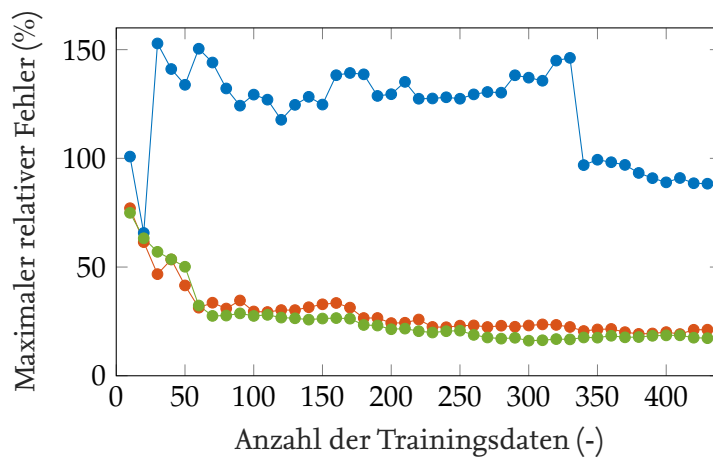
men. Schwankungen, die von diesem Trend abweichen, sind auf eine ungleichmäßige Verteilung der Stichproben im Entwurfsraum zurückzuführen. Letzteres resultiert aus der Verwendung unvollständiger LHS-Stichprobenpläne bei einer von 110, 220 oder 440 abweichenden Anzahl an Trainingsdaten. Dies kann die raumfüllenden Eigenschaften des Stichprobenplans beeinträchtigen und zu einer ungleichmäßigen Verteilung der Stichproben im Entwurfsraum führen, welche sich negativ auf diese Metriken auswirkt. Entsprechend der Erläuterung in Abschnitt A.3.1 könnte auch die im Vergleich zu den Trainingsdaten kleine Größe des Testdatensatzes Ursache des schwankenden Verhaltens sein, welche unter Berücksichtigung aller 440 Trainingsdaten ein Verhältnis von 93.6 % zu 6.4 % aufweisen. Trotz eines konvergenten Verhaltens und einer hohen Anzahl an Trainingsdaten zeigt sich jedoch eine unzureichende Vorhersagegenauigkeit über alle drei zu untersuchenden Frequenzen. Ein gefordertes Bestimmtheitsmaß mit $R^2 > 0.8$ liegt für alle Modelle grenzwertig vor, jedoch wird die Anforderung $RMSE < 10\%$ für die Blattfolgefrequenz $f_{b,1}$ sowie die zweite Harmonische $f_{b,2}$ nicht erfüllt. Zudem ist ein maximaler Vorhersagefehler von 86 % für die Frequenz $f_{b,1}$ sowie ungefähr 20 % für die Frequenzen $f_{b,2}$ und $f_{b,3}$ ersichtlich. Diese Fehler sind hinsichtlich der erforderlichen Genauigkeit für verlässliche Vorhersagen als zu hoch anzusehen.

Die Unsicherheit aus der Vorhersage wird zudem in Bezug auf das 99 %-Konfidenzintervall über dem gesamten Entwurfsraum verdeutlicht, welche für die mit 440 Daten trainierten Surrogatmodelle in Abbildung A.7 dargestellt ist. Im Allgemeinen gehen aus der Abbildung für die Surrogatmodelle aller drei betrachteten Frequenzen hohe Unsicherheiten über den Entwurfsraum hervor, die analog zu Anhang A.3.1 insbesondere in den Randbereichen ihre Maximalwerte erreichen. In der Umgebung der Stichproben weisen die Vorhersagen des Surrogatmodells zwar geringere Unsicherheiten auf, dennoch zeigt sich, dass die Trainingsdaten nicht in jedem Fall exakt interpoliert werden. Dies deutet darauf hin, dass der gewählte Ansatz zur Surrogatmodellierung Probleme bei der vollständigen Erfassung der grundlegenden Datenstruktur aufweist und somit der gewählte Modellierungsansatz nicht für die vorliegende Problemstellung geeignet ist.

Folglich führen die Surrogatmodelle zu unsicheren Vorhersagen der APE und damit einhergehend der PARETO-Front im Rahmen der MDAO. Eine weiterführende Auswertung dieser Ergebnisse zu den Surrogatmodellen ist Abschnitt 5.2.3 zu entnehmen.

(a) Bestimmtheitsmaß R^2 .

(b) RMSE.



(c) Maximaler relativer Vorhersagefehler.

Abbildung A.6.: Quantifizierung der Vorhersagegenauigkeit der Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.2.3 für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische anhand von Testdaten bei einer variablen Anzahl an Trainingsdaten.

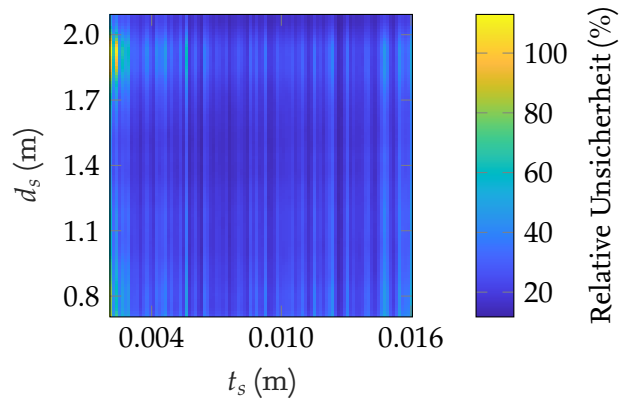
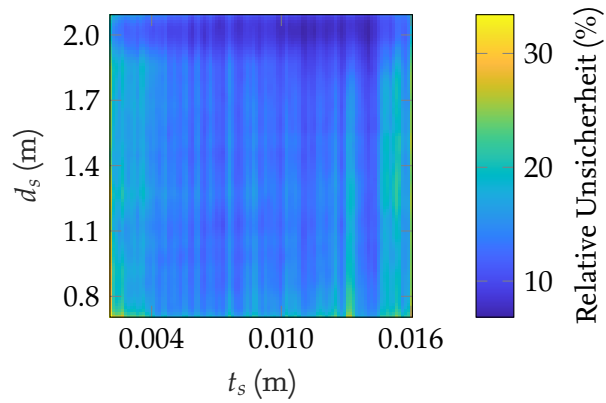
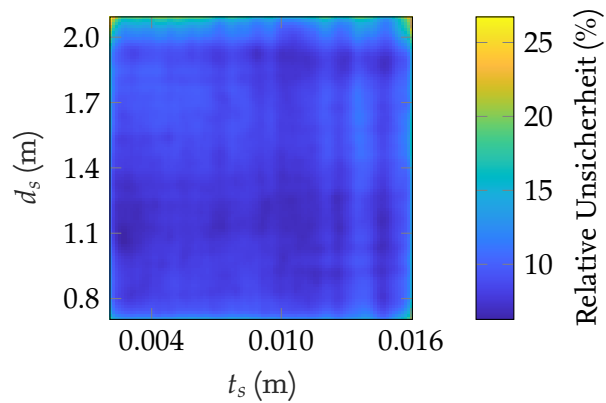
(a) Blattfolgefrequenz $f_{b,1}$.(b) Blattfolgefrequenz $f_{b,2}$.(c) Blattfolgefrequenz $f_{b,3}$.

Abbildung A.7.: Relative Unsicherheit im 99%-Konfidenzintervall der Surrogatmodelle gemäß Abschnitt 5.2.3 für die Blattfolgefrequenz, die zweite und dritte Harmonische bei $n_{train} = 440$ Trainingsdaten.

A.4. Konvergenzstudie der Pareto-Front zur Optimierung der D250-Konfiguration

In Ergänzung zu Abschnitt 5.1.4 wird im Weiteren die Konvergenz der resultierenden PARETO-Front für die Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik betrachtet. Wie in Abschnitt 2.2.2 erläutert, ist die exakte Bestimmung der PARETO-Front aufgrund zeitlicher Restriktionen und der komplexen Natur der im Flugzeugentwurf betrachteten Probleme nicht möglich, sodass lediglich eine Approximation dieser im Kontext der Lösung des spezifischen Optimierungsproblems zu ermitteln ist.

In der Literatur sind verschiedene Konvergenzkriterien zur Bestimmung einer ausreichend approximierten PARETO-Front zu finden, für welche in [21] eine Übersicht gegeben wird. Diese werden häufig zum Benchmarking von Optimierungsalgorithmen und -ansätzen für Probleme mit bekannter analytischer PARETO-Front herangezogen, wie beispielsweise in [21] gezeigt. In der praktischen Anwendung der MDAO besteht jedoch das Problem, dass die Definition eines Abbruchkriteriums für eine ausreichend präzise Approximation der PARETO-Front aufgrund der Abhängigkeit von der Anwendung und dem Einfluss von Unsicherheiten aus der Simulation nicht eindeutig bestimmbar ist. Aus diesem Grund wird die Konvergenz der PARETO-FRONT für die betrachteten Optimierungsprobleme im Rahmen dieser Arbeit visuell ausgewertet. Abschnitt A.4.1 widmet sich der Konvergenzuntersuchung des in Abschnitt 3.2 beschriebenen Problems, während in Abschnitt A.4.2 diese in Bezug auf das in Abschnitt 4.1 betrachtete Problem ausgewertet wird.

A.4.1. Konvergenzstudie der Pareto-Front zur Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Strukturauslegung und der Kabinenakustik

Im Folgenden wird die Konvergenz der aus SBARCHOPT resultierenden PARETO-Front für das in Abschnitt 3.2 beschriebene Optimierungsproblem untersucht. In SBARCHOPT ist zur Lösung dieses Problems die Größe des initialen Trainingsdatensatzes sowie die zusätzliche Anzahl an ergänzenden Stichproben n_e festzulegen, die insgesamt die Anzahl an Funktionsauswertungen in der Optimierung bestimmen. Für das initiale DOE zur surrogatbasierten Optimierung empfiehlt JONES [69] basierend auf Erfahrungswerten die Verwendung von zehn Stichproben pro Entwurfsvariable. AFZAL [2] untersucht ferner die Auswirkungen des initialen Stichprobenplans auf die surrogatbasierte Optimierung und empfiehlt aufgrund verbesserter Exploitations- und Explorationseigenschaften die Verwendung von 15 Stichproben pro Entwurfsvariable, betont darüber hinaus aber auch die Notwendigkeit raumfüllender Eigenschaften des Stichprobenplans. Somit werden unter Betrachtung der zwei Entwurfsvariablen 30 Stichproben für die anfänglichen Trainingsdaten unter Anwendung des in SBARCHOPT implementierten Stichprobenverfahrens, welches in [22, 23] beschrieben wird, gewählt. Basierend darauf zeigt Abbildung A.8 die PARETO-Front, welche unter Beachtung von $n_e = 20, 70, 120$ und 170 ergänzenden Stichproben unter Anwendung des Kriteriums MPoI resultiert.

Mit steigender Anzahl an weiteren Funktionsauswertungen n_e ist sowohl eine Verschiebung der PARETO-Front in Richtung der angestrebten minimalen Zielgrößen als auch eine steigende Dichte an nicht-dominierten Lösungen entlang dieser zu erkennen. Daraus ist ein konvergierendes Verhalten der PARETO-Front abzuleiten. Insbesondere bei dem Vergleich der Fronten bei $n_e = 120$ und $n_e = 170$ ist eine hohe Übereinstimmung zu verzeichnen, sodass die PARETO-Front unter Verwendung von insgesamt 200 Funktionsauswertungen, welche in 94 nicht-dominierten Lösungen resultiert, als ausreichend approximiert zu bewerten ist.

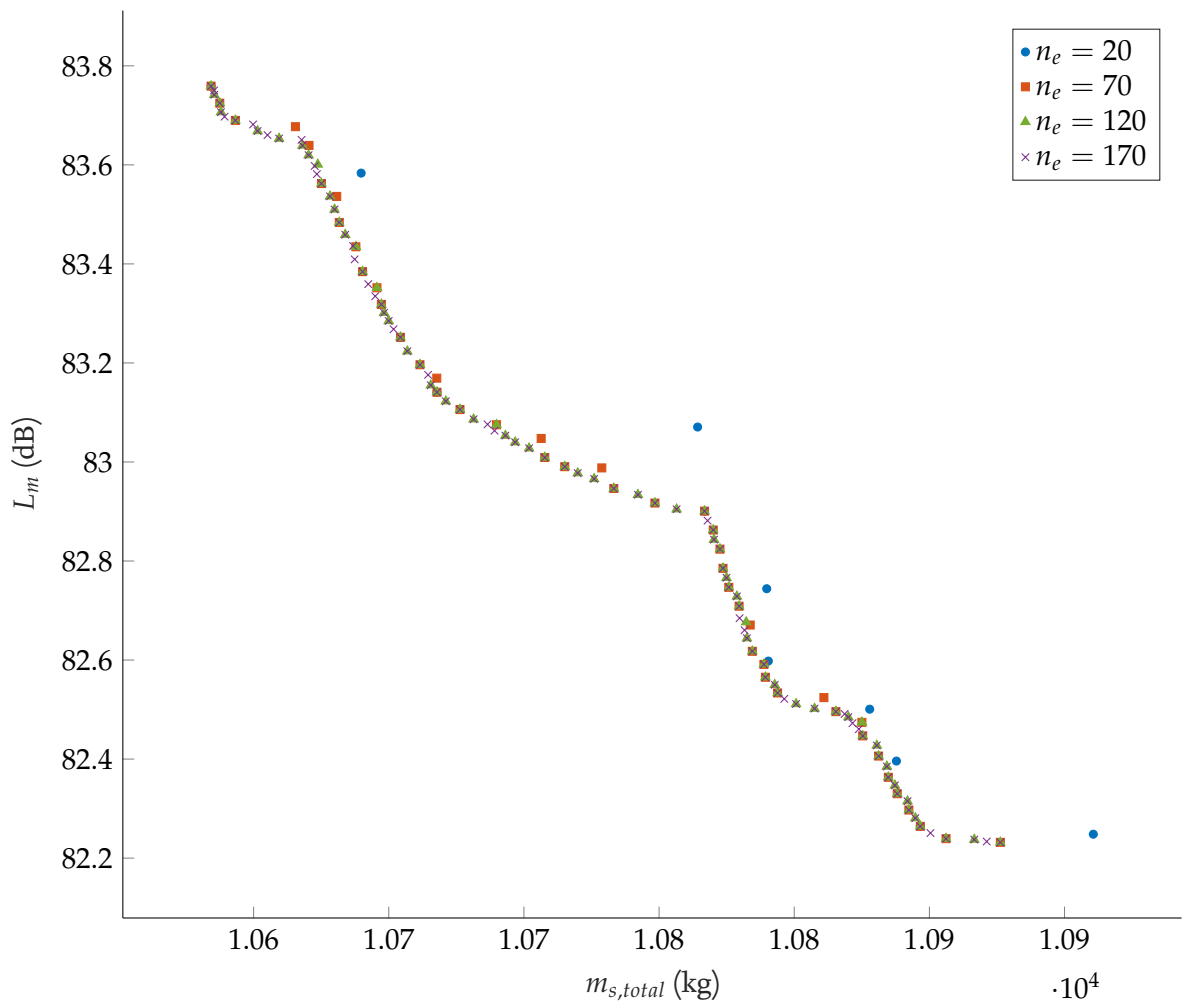


Abbildung A.8.: Approximierte PARETO-Front der D250-Konfiguration unter Betrachtung des Optimierungsproblems gemäß Abschnitt 3.2 bei einer unterschiedlichen Anzahl an zusätzlichen Funktionsauswertungen n_e .

A.4.2. Konvergenzstudie der Pareto-Front zur Optimierung der D250-Konfiguration unter Berücksichtigung der Struktur- und Kabinenauslegung sowie der Kabinenakustik

Analog zu Abschnitt A.4.1 erfolgt in diesem Abschnitt die Untersuchung der Konvergenz der aus SBARCHOPT resultierenden PARETO-Front für das in Abschnitt 3.2 beschriebene Optimierungsproblem. Mit einem initialen Trainingsdatensatz, welcher aus 30 Stichproben in SBARCHOPT gemäß [22, 23] gebildet wird und zur Abtastung des gesamten Entwurfsraums dient, werden zusätzliche Stichproben $n_e = 20, 70, 120$ und 170 unter Anwendung des Kriteriums MPoI ergänzt. Die resultierende PARETO-Front auf Basis der drei Zielgrößen ist bei einer unterschiedlichen Anzahl an ergänzenden Funktionsauswertungen n_e in Abbildung A.9 dreidimensional sowie in Abbildung A.10 als Projektion auf die zweidimensionalen Zielfunktionsräume dargestellt. Aus beiden Abbildungen ist mit zunehmender Anzahl an Funktionsauswertungen ein konvergierendes Verhalten abzuleiten. Dies ist anhand der Verschiebung der Front in Richtung minimaler Strukturmasse $m_{s,total}$, minimalem energetisch gemitteltem Pegel der APE L_m sowie maximaler Passagieranzahl n_p zu begründen. Zudem zeigt sich eine zunehmende Dichte der nicht-dominierten Lösungen entlang der PARETO-Front. Die Gegenüberstellung der nicht-dominierten Lösungen bei $n_e = 120$ und $n_e = 170$ zeigt

eine hohe Übereinstimmung. Die PARETO-Front, die auf insgesamt 200 Funktionsauswertungen basiert und 20 nicht-dominierte Lösungen umfasst, bietet somit eine hinreichend genaue Approximation.

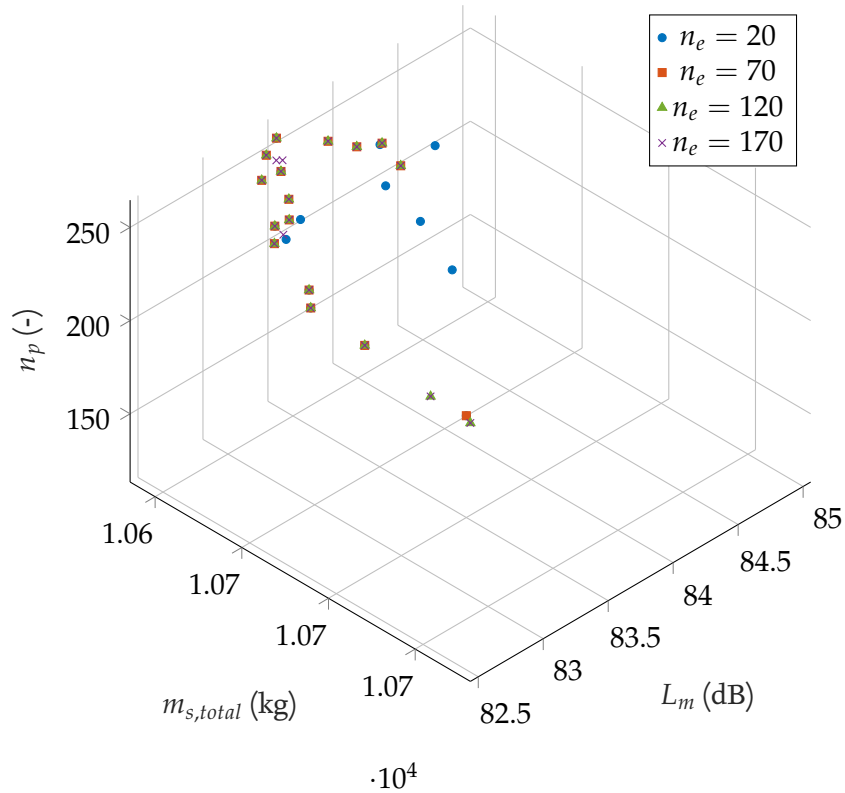
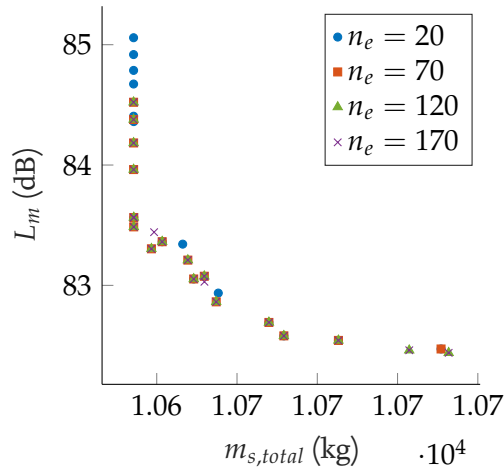
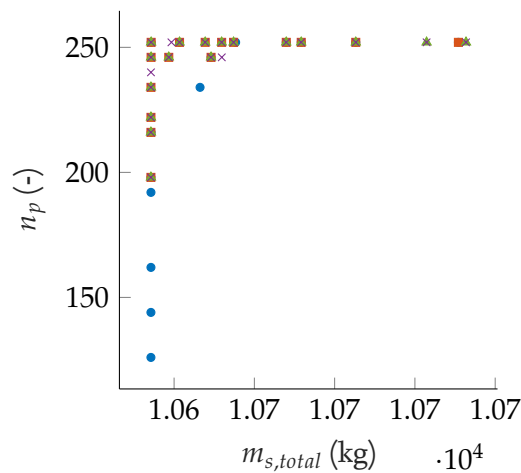


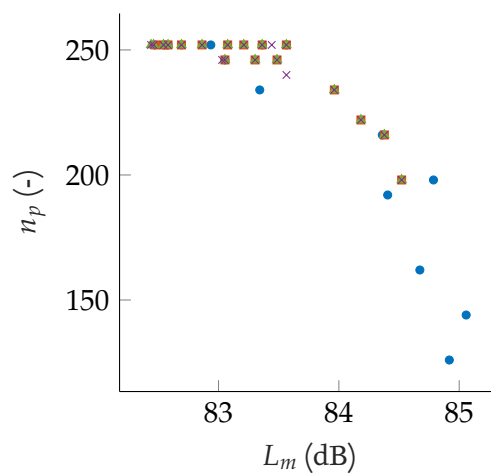
Abbildung A.9.: Approximierte PARETO-Front der D250-Konfiguration unter Betrachtung des Optimierungsproblems gemäß Abschnitt 4.1 bei einer unterschiedlichen Anzahl an zusätzlichen Funktionsauswertungen n_e .



(a) Zweidimensionale Ansicht auf die Strukturmasse $m_{s,total}$ und den energetisch gemittelten Pegels L_m .



(b) Zweidimensionale Ansicht auf die Strukturmasse $m_{s,total}$ und die Passagieranzahl n_p .



(c) Zweidimensionale Ansicht auf die Passagieranzahl n_p und den energetisch gemittelten Pegels L_m .

Abbildung A.10.: Zweidimensionale Projektionen der approximierten PARETO-Front der D250-Konfiguration unter Betrachtung des Optimierungsproblems gemäß Abschnitt 4.1 bei einer unterschiedlichen Anzahl an zusätzlichen Funktionsauswertungen n_e .