



Abschlussbericht



Abschlussbericht InSiDE

Förderkennzeichen: 20Q1951A
Projekt Akronym: InSiDE
Projekt Titel: Industrialisierte Simulation von Ditching Ereignissen
Förderlinie: Nationales Luftfahrtforschungsprogramms LuFo VI-1,
Förderlinie KMU
Projektdauer: 01.06.2021 – 31.08.2024
Titel: Abschlussbericht InSiDE
Autor(en): Willem Gropengießer, Stephan Adden
Beitragender IBK Innovation GmbH & Co. KG
Partner:
Datum: 30. April 2025
Status: final

Verbundführer:
IBK Innovation GmbH & Co. KG
Hein-Saß-Weg 36
21129 Hamburg

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungen	4
Liste der Abbildungen	5
Überblick	6
1. Kurze Darstellung der Aufgabenstellung	7
1.1 Gesamtziel des Vorhabens	7
1.2 Bezug des Vorhabens zu den förderpolitischen Zielen	8
1.3 Wissenschaftliche und / oder technische Arbeitsziele des Vorhabens	8
2. Darstellung der Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde	9
2.1 Wirtschaftliche Voraussetzungen	9
2.2 Technische und wissenschaftliche Voraussetzungen	9
3. Darstellung zur Planung und zum Ablauf des Vorhabens	9
3.1 Projektstruktur	9
3.2 Meilensteinplanung	12
4. Darstellung des wissenschaftlichen und technischen Standes, an den angeknüpft wurde	13
4.1 Stand der Wissenschaft und Technik	13
4.2 Bisherige Arbeiten des Antragstellers	14
5. Darstellung zur Zusammenarbeit mit anderen Stellen	15
5.1 Verbundpartner	15
5.2 Unterauftragnehmer	16
6. Eingehende Darstellung der erzielten Ergebnisse	17
6.1 HAP 1: Industrialisierter Ditching-Simulationsprozess	17
6.1.1 Organisation	17
6.1.2 AP 1.1: Modellbildungsrichtlinien für Last- und Strukturmodelle	17
6.1.3 AP 1.2: Prozessbeschreibung /-definition	24
6.1.4 AP 1.3: Qualitätsmanagement (Robustheit, Qualitätssensoren)	26
6.2 HAP 2: Erweiterung der Ditching-Simulationsmethoden	39
6.2.1 Organisation	40
6.2.2 AP 2.1: Komplexe Lastmodelle	40

6.2.3	<i>AP 2.2: Handlingseinflüsse</i>	44
6.2.4	<i>AP 2.3: Low-Fidelity & hybride Fluid-Struktur-Interaktion</i>	49
6.2.5	<i>AP 2.3: High-Fidelity Fluid-Struktur-Interaktion</i>	52
6.3	<i>HAP 3: Validierung und Wissensgenerierung</i>	52
6.3.1	<i>Organisation</i>	52
6.3.2	<i>AP 3.1: Validierung</i>	53
6.3.3	<i>AP 3.2: Use Cases</i>	54
7.	<i>Veröffentlichungen</i>	57
7.1	<i>Veröffentlichungen / Vorträge im Berichtszeitraum</i>	57
7.2	<i>Diplomarbeiten / Studienarbeiten</i>	57
7.3	<i>Erfindungsmeldungen / Patente</i>	57
8.	<i>Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur</i>	58

Abkürzungen

Akronym	Vollständige Bezeichnung
HAP	Hauptarbeitspaket
AP	Arbeitspaket
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
TUHH	Technische Universität Hamburg
TRL-4	Technology Readiness Level - 4 (Validierung in Laborumgebung)
KMU	Klein-, Mittleren Unternehmen
FEM	Finite Element Methode
DFTS	Ditch Floatation Tool Suite
GFEM	Grob vernetzte FEM
HiFi	High-Fidelity
LoFi	Low-Fidelity
CFL	Courant-Friedrich-Lewy
BWB	Blended-Wing-Body

Liste der Abbildungen

Abbildung 1: Projektstrukturplan	10
Abbildung 2: Zeit und Meilensteinplan	13
Abbildung 3: Schäden am Flugzeugrumpf (US Airways Flug 1549, Airbus A320, Januar 2009, Hudson River, New Jersey, USA). Quellen: [1], [2].....	18
Abbildung 4: Schäden am Flugzeugrumpf. Oben: LionAir Flug 904, Boeing B737, April 2013, Denpasar, Bali, Indonesien; Quelle: [3]. Unten: KLM Flug 633, Lockheed L-1049C-55-81 Super Constellation, September 1954, Shannon, Irland; Quelle: [4].....	18
Abbildung 5: Deformationen und Schäden am skalierten Flugzeugrumpf. Quelle: [5].....	19
Abbildung 6: Einfluss des Strukturverhaltens versteifter Paneele auf Normalkraft. Quelle: [9] ...	21
Abbildung 7: Strukturdeformationen am Ganzflugzeug unter Verwendung eines synthetischen (links) und eines semi-analytischen (rechts) Verfahrens zur Berechnung der hydrodynamischen Lasten. Quelle: [10].....	21
Abbildung 8: Qualitative Darstellung möglicher Einflüsse der Frachtmodellierung auf das Strukturverhalten. Quelle: [11].....	22
Abbildung 9: Schematische Darstellung möglicher Versagensformen an generischem Flugzeugrumpf. Quelle: [12]	22
Abbildung 10: Beispielhafte GFEM-Flugzeugrumpfstrukturen. Quellen: [14] (links) und [15] (rechts).....	23
Abbildung 11: Prozessablauf in der Toolsuite DFTS.....	25
Abbildung 12: Diskretisierung des Referenzflugzeugs D150.....	26
Abbildung 13: Test-Pyramide mit Unit Tests, Integrationstests und End-to-End Tests.....	27
Abbildung 14: ditch++ Wiki – Dokumentation zur Testsuite	29
Abbildung 15: ditch++ Wiki – Dokumentation zu End-to-End Tests	29
Abbildung 16: Prozess zur Erstellung eines parametrisierten Korrekturfaktors für lokal deformierte Querschnitte.....	41
Abbildung 17: Ergebnisse der Korrektur von Fluidlasten bei lokal deformierten Querschnitten über einen Korrekturfaktor.....	42
Abbildung 18: Verhalten der Kräfte über der Zeit bei einem Ditching-Vorgang für unterschiedliche Spantpositionen.....	43
Abbildung 19: Zeitlicher Verlauf von Kräften und Deformationen für einen Spant	43
Abbildung 20: Variation der Anflugbedingungen: Vorwärtsgeschwindigkeit	46
Abbildung 21: Variation der Anflugbedingungen: Anstellwinkel.....	48
Abbildung 22: Balkenähnliches Strukturmodell und Verformung resultierend aus einer vertikalen Beschleunigung.....	50
Abbildung 23: GFEM Modell für einen generischen Rumpfausschnitt.....	51
Abbildung 24: Oberflächendrücke berechnet aus einer Ditching-Simulation übertragen auf ein FEM-Netz zu unterschiedlichen Zeitbereichen des Impacts (t=0.04s, t=0.08s, t=0.32s, t=0,48s, von links nach rechts, oben nach unten).....	51
Abbildung 25: Deformation der Rumpfhaut nach dem vollständigen Eintauchen (t = 85 ms) eines generischen, versteiften Panels in einer HiFi-Simulation; Querschnitt bei X = 600 mm (oben) und Längsschnitt bei Y = 0 mm (unten). Ursprungsgeometrie gestrichelt dargestellt.....	Fehler!

Textmarke nicht definiert.

Überblick

Das Projekt InSiDE befasst sich mit der Analyse von Notwasserungen (Ditching) von Verkehrsflugzeugen. Ziele des Projektes sind die Industrialisierung und die Weiterentwicklung eines Simulationsverfahrens zur Analyse von Notwasserungen von Flugzeugen.

Flugzeuge müssen auch in Notfällen sicher auf offenem Wasser landen können. Das Thema ist von grundlegender Bedeutung für Flugzeughersteller, die für die Flugzeugzertifizierung nachweisen müssen, dass die Insassen bei der Wassernotlandung nicht zu Schaden kommen und dass der Rumpfschaden so gering bleibt, dass ausreichend Zeit für die Evakuierung verbleibt. Die zum Nachweis eingesetzten Verfahren müssen von den Luftfahrtbehörden genehmigt, jedoch nicht zertifiziert werden und ermöglichen damit eine Involvierung von externen Dienstleistern.

Gegenstand des Projektes ist die Industrialisierung und Weiterentwicklung eines offiziell zugelassenen Simulationsverfahrens zur Analyse des Notwasserungsverhaltens von Verkehrsflugzeugen und dessen Integration in den Designprozess. Für die Weiterentwicklung werden insbesondere Rechenmodelle zur Fluid-Struktur-Interaktion in der Zwei-Wege-Kopplung genutzt. Diese Modelle ermöglichen eine umfassende Analyse kritischer Abschnitte, darüber hinaus werden Modelle zur Berücksichtigung von Handlingaspekten untersucht. Das Verfahren soll Untersuchungen während des Designprozesses bereits in der frühen Entwurfsphase ermöglichen und in quasi reale Situationen und Echtzeit simulieren.

1. Kurze Darstellung der Aufgabenstellung

1.1 Gesamtziel des Vorhabens

Die Firma IBK ist ein Dienstleister für die Luftfahrtindustrie und zeichnet sich durch große Erfahrung insbesondere im Bereich der Methodenentwicklung aus. Die Simulation von Notwasserungen von Flugzeugen ist hierbei ein Thema, welches seit längerem durch IBK bearbeitet wird. In früheren Projekten konnten hier wesentliche Fortschritte erreicht werden. So ist es möglich eine flugphysikalische Simulation mit einem sehr stark vereinfachtem Flugzeugmodell durchzuführen.

IBK verfolgte innerhalb von InSiDE das Ziel, die bereits vorliegende Simulationsumgebung für Notwasserungen durch Berücksichtigung der Elastizität des Flugzeuges deutlich zu verbessern und den TRL-4 (Technology Readiness Level – 4: Validierung in Laborumgebung) zu erreichen. Dies bedeutet, dass innerhalb des Projektes technologische Fortschritte erzielt werden müssen, insbesondere:

- bei der Simulationsmethodik der Notwasserung selber
- bei der modellseitigen Beschreibung des Flugzeuges als Input in die Simulation

Die vorliegende Simulationsumgebung ist in der Lage eine Notwasserungsrechnung zeitlich sehr effizient durchführen zu können. Dieser klare Vorteil einer schnellen Methode gegenüber sogenannten High-Fidelity Methoden ist ein wesentliches Verwertungsmerkmal für IBK und muss erhalten werden. Nichtsdestotrotz werden innerhalb von InSiDE sehr verstärkt diese High-Fidelity Methoden benutzt um es zu ermöglichen, Randbedingungen, Prozessparameter und Modellanforderungen für die schnelle Methode zu erarbeiten. Der Ansatz zur Erstellung einer industrialisierten Simulationsumgebung führt daher über ein sehr gutes Verständnis der notwendigen physikalischen Randbedingungen. Somit ergibt sich auch die Notwendigkeit eines Verbundes zwischen akademischen Partnern einerseits und IBK als KMU auf der anderen Seite.

Ziel ist wie oben dargestellt TRL-4. Das Erreichen des TRLs begründet sich damit, dass durch die Forschungspartner anspruchsvolle Simulationen (sowie High- Fidelity als auch Low-Fidelity) erzeugt werden, welche keine industriellen Modellbildungsrandbedingungen erfüllen müssen und sollen. Vielmehr ist es erforderlich, dass diese Simulationen so genau wie möglich sind. Die Auswertung und anschließende Modellbildung bzw. Aufwertung der Simulationsumgebung ergibt einen Projektstand, welcher durch Maßnahmen auf Laborebene (High-Fidelity FEM) validiert ist, aber seine Anwendungsreife im industriellen Kontext nur auf Prototypenlevel gezeigt hat. Das Erreichen der folgenden TRLs wird dann seitens IBK im Anschluss an das Projekt eigenständig durchgeführt.

1.2 Bezug des Vorhabens zu den förderpolitischen Zielen

Das Vorhaben InSiDE adressierte vorrangig das förderpolitische Ziel „sichere und passagierfreundliche Luftfahrt“. Die exakte Abschätzung von Lasten während der Notwasserung ist wesentlich um eine sichere Evakuierung zu ermöglichen. Gleichzeitig führt ein zu konservatives Vorgehen zu einem sehr schweren Flugzeug, was sich in erhöhtem Treibstoffverbrauch (welcher letzten Endes durch den Passagier zu bezahlen ist), niederschlägt. Die hohe Relevanz des Themas, insbesondere auch auf der Seite der Behörden, wird dadurch ersichtlich, dass die EASA dessen Bedeutung für den „European Plan for Aviation Safety (EPAS)“ durch ein Begleitschreiben bestätigt und bei Förderung des Projektes beabsichtigt, das Vorhaben beratend zu unterstützen. Daneben existiert ein starkes industrielles Verwertungsinteresse, welches durch ein Begleitschreiben der Firma Airbus unterstrichen wird. Bei Notwasserungen treten sehr hohe lokale Kräfte auf, die das Flugzeug mit relativ geringer Beschädigung aufnehmen muss, um eine sichere Evakuierung zu gewährleisten. Sollte es nicht möglich sein, die Lasten durch Simulation genau abzuschätzen, werden konservative Annahmen getroffen, die zu einem erhöhten Strukturgewicht und einer reduzierten Effizienz des Flugzeuges führen. InSiDE hat bestehende Methoden und Prozesse deutlich verbessert, um dies zu verhindern. Das förderpolitische Ziel „leistungsfähige und effiziente Luftfahrt“ wurde daher ebenfalls adressiert.

1.3 Wissenschaftliche und / oder technische Arbeitsziele des Vorhabens

Wie eingangs dargestellt ist das finale Ziel, TRL-4, für eine Simulationsumgebung für Notwasserungen zu erreichen, welche die Simulation unter Berücksichtigung der Elastizität des Flugzeuges ermöglicht. Um dieses anspruchsvolle Ergebnis zu erzielen sind mehrere technische Teilziele zu erreichen:

- Simulationsmodelle sind aufzubauen und anhand von Literaturdaten sowie experimentellen Daten abzugleichen
- Verbesserungen für Low-Fidelity Modelle sind zu entwickeln
- Die Modellbildung im Gesamtprozess ist so aufzusetzen dass der Charakter der Simulation (schnell, effizient) erhalten bleibt.

Diese Teilziele stellen wesentliche Punkte für das Erreichen der Gesamtzielsetzung dar.

2. Darstellung der Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

2.1 Wirtschaftliche Voraussetzungen

Ingenieurdienstleister der Luft- und Raumfahrtbranche stehen vor der Herausforderung, dass bestehende Flugzeuge zwar verbessert, Neuentwicklungen aber nicht unmittelbar absehbar sind. Da der Nachweis eines sicheren Notwasserverhalten ein Gegenstand für die Flugzeugzertifizierung ist, besteht daher eine große Nachfrage an einem industriellen Verfahren zur Nachweisrechnung der sicheren Notwasserungen. IBK hat diese Themen in den letzten Jahren konsequent adressiert und hierzu eigenes Know-how aufgebaut.

IBK ist bestrebt, die eigene Position als Zulieferer am Markt nachhaltig zu festigen und Entwicklungsdienstleistungen für die europäische Luftfahrt anbieten zu können. Bereits jetzt besteht eine gute Wissens- und Erfahrungsbasis, die sich auch auf Dienstleistertätigkeiten für Airbus und Kooperationen mit Airbus und anderen OEMs im Rahmen von bspw. LuFo oder anderen Projektformen stützt. Die hier bearbeitete Entwicklung erweitert die Expertise von IBK um das Thema Notwasserlandung, sodass weitere Dienstleistungen offeriert werden können.

2.2 Technische und wissenschaftliche Voraussetzungen

IBK hat die technischen und die wissenschaftlichen Voraussetzungen zur Durchführung des Vorhabens beim InSiDE-Projekt durch aktive Mitwirkung in den vorausgegangenen und relevanten Projekten erfüllt. Als Beispiel lässt sich die Mitwirkung bei der Weiterentwicklung des Notwasserungssimulationstools „*ditch*“, welches ursprünglich von Airbus in Kooperation mit der TUHH entwickelt wurde, nennen. Hierbei hat IBK bei den Tools-Erweiterungen und Post-Processingroutinen mitentwickelt. Ferner, IBK und TUHH entwickelten im Rahmen vom SIMON-Projekt das Tool „*DFTS*“, „*Ditch-Floatation Tool-Suite*“, welches neben dem Programm „*ditch*“ auch das Tool „*Archimedes II*“ ansteuern kann und somit neben dem Impact auch die nachfolgende Floatation-Phase simulieren kann. Weitere Mitwirkung wurde im SARAH-Projekt gezeigt, wobei das Simulationstools unter Berücksichtigung der Kavitation und Ventilation anhand von neuen experimentellen Ergebnissen verbessert sowie eine Funktion zur Analyse der Notwasserung auf Wellen und unter Berücksichtigung des Ground-Effects implementiert wurde.

3. Darstellung zur Planung und zum Ablauf des Vorhabens

3.1 Projektstruktur

Der Eigenantrag von IBK im Verbund InSiDE implementiert den Arbeitsplan des Gesamtverbundes. Das Gesamtprojekt gliedert sich in vier technische Hauptarbeitspakete (HAP) sowie ein Arbeitspakete (AP) zum Projektmanagement auf. IBK hat hier federführend die HAP-1 und HAP-3 geleitet sowie im HAP-2 die Entwicklungen unterstützen

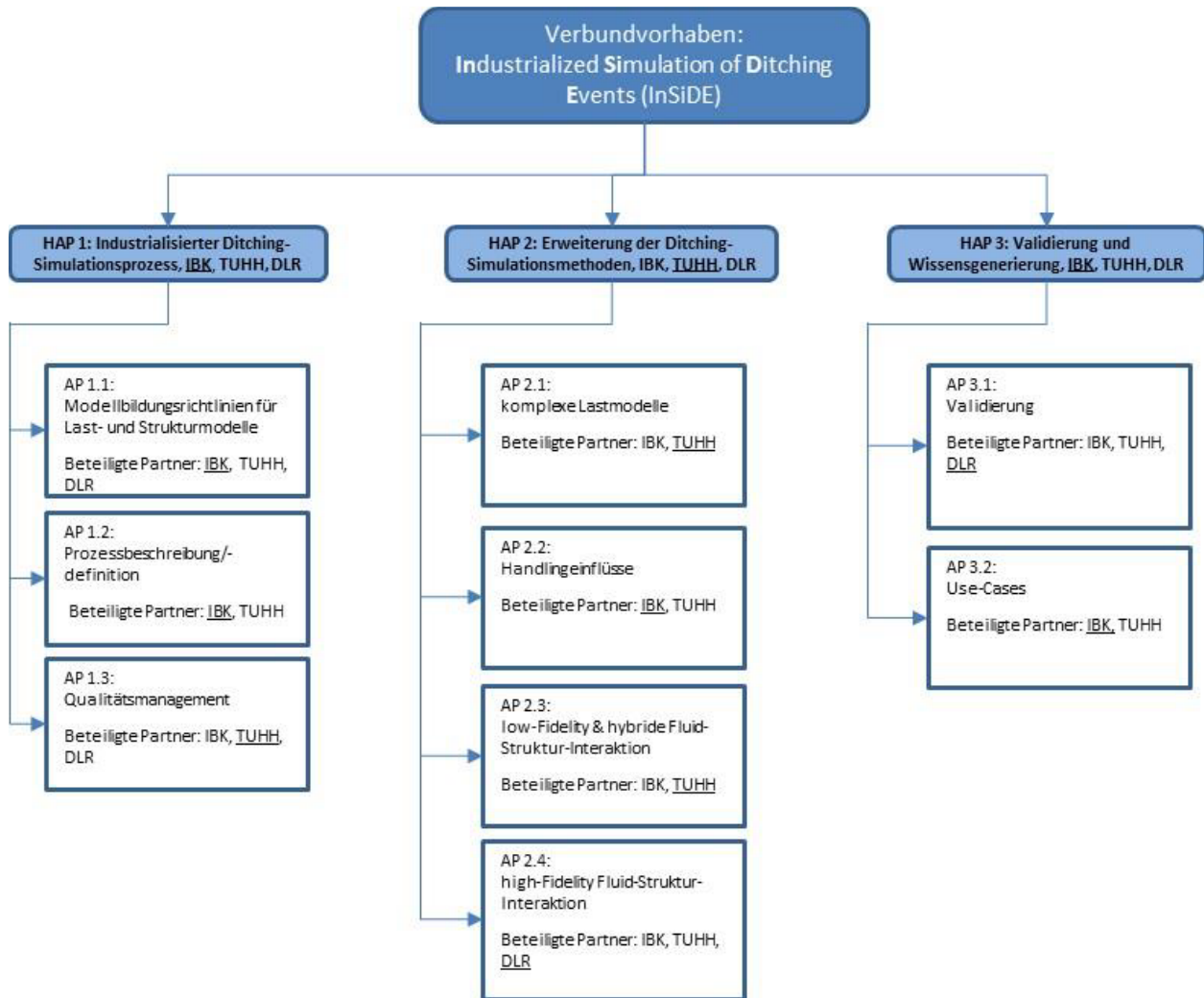


Abbildung 1: Projektstrukturplan

Abbildung 1 zeigt den Projektstrukturplan des Verbundes. Das Projekt wurde hierbei in ein Hauptarbeitspaket für das Projektmanagement (HAP-0) sowie in drei technische Hauptarbeitspakete strukturiert. Inhaltlich hat das HAP-1 primär Anforderungen und Spezifikationen für den Simulationsprozess entwickelt. HAP-2 beinhaltet die Entwicklung der technischen Elemente, insbesondere die Fluid-Struktur Lösung für den Low-Fidelity Prozess, welcher neben den gekoppelten High-Fidelity Analysen eine der wesentlichen Herausforderung darstellte. HAP-3 beinhaltet abschließend die Validierung der entwickelten Lösungen.

HAP-0: Projektmanagement (Leitung: IBK)

Das HAP-0 Projektmanagement wurde durch IBK geleitet und umfasste innerhalb des Konsortiums die Kommunikation mit den Verbundpartnern und dem Projektträger, die Organisation von Review-Meetings und deren Dokumentation.

HAP-1: Industrialisierter Ditching-Simulationsprozess (Leitung: IBK)

Zentraler Punkt von HAP-1 war die Erweiterung der bisher vorliegenden Simulationsverfahren, um industrielle Einsätze zu ermöglichen. Die Anforderungen hierzu wurden von allen Partnern gemeinsam zusammengetragen, sodass im Laufe des Projektes darauf zurückgegriffen werden konnte. Insgesamt gliedert sich HAP-1 wie folgt:

In AP 1.1 Modellbildungsrichtlinien für Last- und Strukturmodelle, geleitet durch IBK, wurde die bisher vorliegende Simulationsumgebung **DFTS** bzw. **ditch** in der Form erweitert, dass die Elastizität des Flugzeuges berücksichtigt werden kann. Als Ergebnis wurde eine Spezifikation für die Modellbildung entwickelt.

In AP 1.2 Prozessbeschreibung/-definition, geleitet durch IBK, wurde die Definition eines Prozesses mit allen notwendigen Prozessgliedern zur Simulation von Notwasserungen beschrieben. Die Prozessdefinition war notwendig, da alle Schritte und die damit verbundenen Komplexitäten bewertet werden mussten.

In AP 1.3 Qualitätsmanagement (Robustheit, Qualitätssensoren), geleitet durch TUHH, wurden Robustheit und Qualität der entwickelten Lösungen bewertet.

HAP-2: Erweiterung der Ditching-Simulationsmethoden (Leitung: TUHH)

HAP-2 enthält einen Schwerpunkt der Arbeiten in Form der Erweiterung der Ditching-Simulationsmethoden. Das HAP-2 gliederte sich daher wie folgt:

In AP 2.1 Komplexe Lastmodelle, geleitet durch TUHH, wurde das Strukturmodell für den Ditching Simulationsprozess entwickelt. Dies erfolgte in enger Kooperation mit der TUHH. Hierbei hat die TUHH sich insbesondere mit dem methodischen Vorgehen innerhalb des Moduls „**ditch**“ befasst, während der Schwerpunkt von IBK auf der Modelldefinition innerhalb der Toolsuite (DFTS) sowie der Schnittstelle zu „**ditch**“ lag.

In AP 2.2 Handlungseinflüsse, geleitet durch IBK, wurde untersucht inwiefern Piloteneingriffe oder ggf. die Flugsteuerung (=Handling) die Lasten beim Impact beeinflussen.

In AP 2.3 Low-Fidelity & hybride Fluid-Struktur-Interaktion, geleitet durch die TUHH, wurde die Berücksichtigung der Verformung der Struktur in Form einer Strömungs-Struktur Kopplung implementiert. IBK hat diese Aktivitäten unterstützen indem Lösungen prototypisch implementiert und hinsichtlich Robustheit, Qualität und Performanz bewertet wurden.

In AP 2.4 High-Fidelity Fluid-Struktur-Interaktion, geleitet durch das DLR, wurden schwerpunktmäßig die High-Fidelity Simulationen durch das DLR bearbeitet. IBK hat schwerpunktmäßig bei der Modellbildung und bei der Use-Case Definition und Ergebnisanalyse unterstützt.

HAP 3: Validierung und Wissensgenerierung (Leitung: IBK)

HAP-3 enthält die Validierung des schnellen Simulationstools auf Basis von hochwertigen Methoden. Innerhalb dieses HAP wurden die erzielten Verbesserungen im Simulationstool auf Use-Cases angewandt, um die prototypischen Verbesserungen zu bewerten. Das HAP 3 gliedert sich wie folgt:

AP 3.1 Validierung, geleitet durch das DLR, beschäftigte sich mit der Validierung des Simulationstools. IBK stellte Referenzdaten aus dem Projekt SARAH zur Verfügung, so dass für Simulationen unterschiedlicher Granularität Referenzlösungen zur Verfügung standen.

In AP 3.2 Use-Cases, geleitet durch IBK, wurde bei der Simulation insbesondere auf realistische Annäherungsbedingungen geachtet.

3.2 Meilensteinplanung

In Abbildung 2 ist der Zeit- und Meilensteinplan dargestellt. Das Projekt hatte eine Laufzeit von drei Jahren, die drei Hauptarbeitspakete sind organisatorisch so aufgestellt, dass sie jeweils spezifische technische Fragestellungen adressieren und parallel laufen bzw. interagieren. Im Wesentlichen wurden drei Meilensteine formuliert, welche das Erreichen wesentlicher Ergebnisse des Projektes darstellen:

- MS1: Vollständige Prozessbeschreibung
MS1 stellt die Dokumentation des neuen prototypischen FSI-Prozesses unter Berücksichtigung der Randbedingungen die für eine Industrialisierung notwendig sind. Er beinhaltet demnach auch die Themenpunkte die IBK nach Abschluss des Projektes abarbeiten muss um ausgehend von TRL-4 zu einer industrialisierten Version zu kommen.
- MS2: Verbesserte physikalische Modellierung
MS2 wurde erreicht durch die Verfügbarkeit der verbesserten physikalischen Modellierung, insbesondere den Abschluss der Low-Fidelity und High-Fidelity

Simulationen. Zu diesem Zeitpunkt lag ein verbessertes Low-Fidelity Tool vor sowie Daten für AP3.2, die eine Validierung ermöglichten.

- MS3: Finale Bewertung verfügbar
Dieser Meilenstein wurde zum Projektabschluss erreicht indem die Validierungsaktivitäten abgeschlossen wurden.

		Projektmonate																																			
		2020												2021												2022											
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
HAP 1	Industrialisierter Ditching-Simulationsprozess	[Active]																																			
AP 1.1	Modellbildungsrichtlinien für Last- und Strukturmodelle	[Active]												[Active]																							
AP 1.2	Prozessbeschreibung / -definition (kaskadierende Prozesse Identifikation von "Lücken", FSI-Optionen)	[Active]																								[Active]											
AP 1.3	Qualitätsmanagement (Robustheit, Qualitätssensoren)	[Active]																																			
MS 1	Vollständige Prozessbeschreibung	[Active]																								[Active]											
HAP 2	Erweiterung der Ditching-Simulationsmethoden	[Active]																																			
AP 2.1	komplexe Lastmodelle	[Active]												[Active]																							
AP 2.2	Handlingerflüsse	[Active]																								[Active]											
AP 2.3	low-Fidelity & hybride Fluid-Struktur-Interaktion	[Active]																																			
AP 2.4	high-Fidelity Fluid-Struktur-Interaktion	[Active]																																			
MS 2	Verbesserte physikalische Modellierung	[Active]																																			
HAP 3	Validierung und Wissensgenerierung	[Active]																																			
AP 3.1	Validierung	[Active]												[Active]																							
AP 3.2	Use-Cases	[Active]																																			
MS 3	Finale Bewertung verfügbar	[Active]																																			

Abbildung 2: Zeit- und Meilensteinplan

4. Darstellung des wissenschaftlichen und technischen Standes, an den angeknüpft wurde

4.1 Stand der Wissenschaft und Technik

Der wissenschaftliche Stand der Technik, d.h. die Möglichkeiten die Notwasserung eines Flugzeuges bestmöglich zu simulieren wurde seitens der akademischen Partner in ihren Teilanträgen dargestellt. Der Fokus hier wurde daher auf das Gebiet der industriellen Vorgehensweise gelegt. Der grundsätzliche Unterschied zwischen beiden war eine wesentliche Motivation für dieses Projekt. Technisch gesehen sind Forschungsinstitute mit moderner Infrastruktur in der Lage Notwasserungssimulationen hochaufgelöst zu simulieren. Industriell ist das nicht tragfähig umsetzbar, da die hohe Anzahl an Berechnungen und die Notwendigkeiten im Entwurfsprozess dies nicht zulassen. Industriell genutzte Methoden unterscheiden sich demnach signifikant von dem was akademisch möglich ist. Flugzeuge werden auch heute unter Berücksichtigung der Notwasserung durch die Behörden zugelassen. So steht in der Zulassungsvorschrift CS25 im Abschnitt CS25.801 (Ditching), Absatz (C):

“The probable behaviour of the aeroplane in a water landing must be investigated by model tests or by comparison with aeroplanes of similar configuration for which the ditching characteristics are known. Scoops, wing-flaps, projections, and any other factor likely to affect the hydrodynamic characteristics of the aeroplane, must be considered.”

Dies beschreibt den Stand der Technik für die meisten Flugzeughersteller sehr gut. Kurz gesagt erwartet die CS25 vom Hersteller, dass er mittels Modellversuche und Ähnlichkeitsbeziehungen zu vorhandenen Flugzeugen die Notwasserungssituation untersucht (und beispielsweise Lasten ableitet). Dies funktioniert grundsätzlich bis zu dem Fall, in dem ein Hersteller ein Flugzeug baut, für das es keine wie auch immer geartete Ähnlichkeitsdatenbank gibt. Als wesentlichen Umstellungsschritt kann man hier in Europa den Bau der A380 bezeichnen. Der dort verwendete Doppelrumpf sowie die Größe des Flugzeuges erlaubte es Airbus nicht über Ähnlichkeitsbeziehungen Aussagen von „alten“ Flugzeugen zu verwenden. Aufgrund der Größe war es auch nicht probat in Form von Modellversuchen Aussagen zu generieren. Airbus hat zu diesem Zeitpunkt in Kooperation mit der TUHH das Simulationstool **„ditch“** entwickelt. IBK hat diese Aktivitäten begleitet sobald eine erste Version vorlag und Notwasserungsnachweise für dieses Tool unterstützt, sowie Erweiterungen und Post-Prozessingroutinen entwickelt. **„ditch“** in seiner eigentlichen Form ist als 2D+t Methode konzipiert, und setzt demnach ein symmetrisches Flugzeug voraus. Mittels **„ditch“** ist eine Notwasserungssimulation in sehr kurzer Zeit (wenige Sekunden bis Minuten) möglich. Die TUHH hat diese Methode in der Folge erweitert und verbessert, beispielsweise im Rahmen der EU-geförderten Projekte SMAES und SARAH. IBK hat hierbei durch Erweiterungen der Toolsuite dafür gesorgt, dass das Tool insgesamt effizient verwendet werden kann.

4.2 Bisherige Arbeiten des Antragstellers

Die Firma IBK ist seit ca. 15 Jahren aktiv in die Simulation von Notwasserungen involviert. Erste Aktivitäten wurden im Unterauftrag der Firma Airbus durchgeführt, Fragestellungen waren hier insbesondere die ersten Ansätze zur Nutzung des von der TUHH entwickelten Simulationstools **„ditch“** in einem Entwurfsprozess. Eine echte Integration in bestehende Entwicklungsprozesse fand zu dem Zeitpunkt nicht statt, vielmehr wurden unterschiedliche Versionen für unterschiedliche Flugzeuge gepflegt um die jeweiligen Besonderheiten zu implementieren.

Kernthema der Integration von **„ditch“** in einen Entwicklungsprozess wurden in dem ZIM-Projekt SIMON gelegt, indem IBK zusammen mit der TUHH kooperierte und einen Prozess entwickelte, auf dessen Basis eine Modellbildung für **„ditch“** mittels State-of-the-art Geometriebeschreibungen möglich war. Ferner wurden Schnittstellen zu Standardprozessen geschaffen indem beispielsweise Massendatenbanken direkt ausgelesen werden können oder aber Lastenvelopen oder spezifische, lastrelevante Outputs direkt erzeugt und dem Nutzer zur Verfügung gestellt werden können. Das Ergebnis von SIMON ist das Tool **„DFTS“**, **„Ditch-Floatation Tool-Suite“**, welches neben dem Programm **„ditch“** auch das Tool **„Archimedes II“**

ansteuern kann und somit neben dem Impact auch die nachfolgende Floatation-Phase simulieren kann.

Die große Stärke des Programms „*ditch*“ liegt darin, dass es sehr schnelle Simulationen bei einer guten Ausgabequalität der Ergebnisse ermöglicht. Die Nutzung des Tools ist auch nach SIMON weiterhin komplex, erfahrene Nutzer sind notwendig die die Modellvereinfachungen und ihre Auswirkungen auf die Berechnung verstehen müssen um korrekte Ergebnisse zu liefern.

Innerhalb des Projektes SARAH (Ende 03/2020) wurde seitens IBK und der TUHH eine weiterführende Integration der beiden Programme durchgeführt, so dass nun eine gemeinsame Infrastruktur vorliegt. Daneben wurden technisch die Modelle zur Berücksichtigung der Kavitation und Ventilation anhand von neuen experimentellen Ergebnissen aus SARAH heraus verbessert sowie eine Funktion zur Analyse der Notwasserung auf Wellen und unter Berücksichtigung des Ground-Effects durch die TUHH durchgeführt. IBK hat in SARAH neue Konfigurationen und das Notwasserungsverhalten insbesondere auch in struktureller Sicht untersucht. Diese Analysen waren vergleichsweise einfach ohne echte Fluid-Struktur-Kopplung, sondern bestanden nur daraus zu verstehen wie sich beim Impact die Struktur verändert und welche konstruktiven Möglichkeiten bestehen um dies zu beeinflussen. Innerhalb von InSiDE gilt es nun auf diese Vorarbeiten aufzubauen und insbesondere den komplexen Part der Verformung der Struktur so zu berücksichtigen.

5. Darstellung zur Zusammenarbeit mit anderen Stellen

5.1 Verbundpartner

Der Verbund InSiDE besteht aus drei Partnern IBK, TUHH und DLR. Vorrangig führte jeder der beteiligten Projektpartner Tätigkeiten auf seinem besonderen Kompetenzbereich durch. In diesem Zusammenhang entwickelte die TUHH eine Methode, die das Verhalten des Wassers beim Aufprall, über semi-analytische bzw. potentialtheoretische Methoden modelliert. Das Flugzeug wird strukturseitig als starrer Körper – repräsentiert durch seinen Masseschwerpunkt – oder Balkengerüst modelliert und seine Geometriedetails werden in einem Lastmodell abgebildet, das den Kontakt mit dem Wasser und die hydrodynamischen Kräfte erfasst. IBK arbeitet in Kooperation mit der TUHH seit mehreren Jahren sehr erfolgreich an der Weiterentwicklung der Methode, da die ursprünglichen Ansätze akademisch sehr stark auf die Lösung des technischen Problems ausgerichtet waren, aber wenig Schnittstellen zu Standard-Modellbildungsprozessen, sowie ein wenig komfortables Steuerungs-/ Auswertemodul hatten. IBK arbeitet seit mehr als 25 Jahren im Bereich Lasten- und Aeroelastik und kennt daher die Randbedingungen industrieller Prozesse sehr gut. Das durch IBK entwickelte Modul für die Ditch/Floatation-Tool-Suite (*DFTS*) beinhaltet eine Schnittstelle zum von der TUHH entwickelten Tool „*ditch*“ und ermöglicht dessen effiziente Nutzung im industriellen Kontext. Das DLR, vertreten durch das Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie (BT) in Stuttgart, beschäftigt sich speziell mit dem Aspekt der Integration

von lokalen Deformationen der Rumpfstruktur in das von den Verbundpartnern gemeinsam weiterentwickelte Simulationstool zur Berechnung der Notwasserung von Transportflugzeugen. In einem weitgehend parametrisierten Prozess wurden die Erstellung detaillierter Strukturmodelle von relevanten Rumpfkomponten bzw. Rumpfsektionen sowie die anschließende Berechnung des Eintauchens in Wasser mit hochauflösenden gekoppelten Berechnungsmodellen zur Fluid-Struktur-Wechselwirkung untersucht.

Da die Arbeiten aller Partner ineinander übergegriffen haben, war eine stetige Kommunikation sowie reger Austausch aller Projektpartner notwendig, um zum Erfolg des Projektes beizutragen. Dies wurde zum einen durch regelmäßige zwei-wöchentliche digitale Meetings aller Projektpartner, zum anderen durch bilateralen Arbeitsmeetings erreicht, in denen der Fortschritt bei der Bearbeitung der technischen Arbeitspakete besprochen wurde, gegebenenfalls Umplanungen adressiert wurden und entstandene Problemstellungen analysiert und diskutiert worden sind, um Lösungen gemeinsam zu erarbeiten.

5.2 Unterauftragnehmer

Seitens IBK hat keine Einbindungen von Dritten stattgefunden.

6. Eingehende Darstellung der erzielten Ergebnisse

6.1 HAP 1: Industrialisierter Ditching-Simulationsprozess

Wie bereits erwähnt, HAP-1 hat sich vor allem mit der Erweiterung der bisher vorliegenden Simulationsverfahren beschäftigt, um zukünftig industrielle Einsätze zu ermöglichen. Dies umfasst die Modellbildungsrichtlinien für Last- und Strukturmodelle sowie die Prozessbeschreibung.

6.1.1 Organisation

Das Hauptarbeitspaket HAP 1 untergliedert sich in folgende Arbeitspakete:

- AP1.1: Modellbildungsrichtlinien für Last- und Strukturmodelle
- AP1.2: Prozessbeschreibung /-definition
- AP1.3: Qualitätsmanagement (Robustheit, Qualitätssensoren)

6.1.2 AP 1.1: Modellbildungsrichtlinien für Last- und Strukturmodelle

Zur Gewährleistung einer präzisen Kommunikation und zur Verständnisförderung zwischen den Projektpartnern, die jeweils verschiedene Arbeitshintergründe haben, wurden die im Projekt verwendeten Begrifflichkeiten gemeinsam definiert. Die erarbeitete Liste der Begrifflichkeiten ist im Bericht D1.1.1 gegeben.

Zur Erarbeitung der Modellbildungsrichtlinien für Last- und Strukturmodelle wurde das charakteristische Strukturverhalten anhand vorliegender Daten aus der Literatur bzw. aus vorhergehenden Forschungsprojekten analysiert. Diese Analyse umfasste Unfallberichte, experimentelle Daten und Simulationsergebnisse (High Fidelity).

Unfallberichte lieferten dabei eine Vielzahl an Fotos vom Flugzeug nach dem Unfall sowie Flugdaten vom Flugdatenschreiber, sofern dieser geborgen werden konnte. Anhand der Fotos konnten charakteristische Deformations- und Versagensmuster identifiziert werden. Charakteristische Deformationen und Versagensmuster umfassen das Einbeulen der Rumpfstruktur bis hin zum Aufreißen der Rumpfhaut im hinteren Rumpfbereich, siehe Abbildung 3. Weitere charakteristische Versagensmuster umfassen Brüche des Rumpfes vor und hinter der *center wing box*, siehe Abbildung 4. Das dynamische Strukturverhalten konnte aber nicht anhand der Unfallberichte nachvollzogen werden.



Abbildung 3: Schäden am Flugzeugrumpf (US Airways Flug 1549, Airbus A320, Januar 2009, Hudson River, New Jersey, USA).
Quellen: [1], [2]

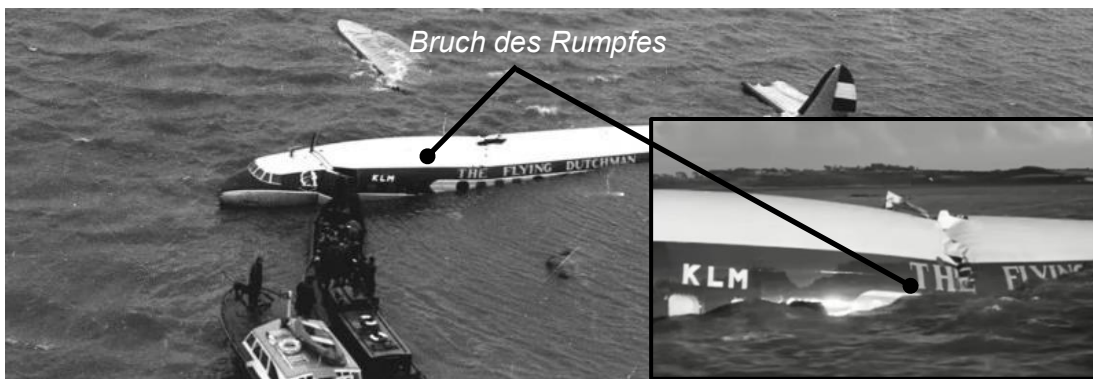


Abbildung 4: Schäden am Flugzeugrumpf. Oben: LionAir Flug 904, Boeing B737, April 2013, Denpasar, Bali, Indonesien; Quelle: [3]. Unten: KLM Flug 633, Lockheed L-1049C-55-81 Super Constellation, September 1954, Shannon, Irland; Quelle: [4]

Experimentelle Daten lieferten ähnliche Eindrücke zum charakteristischen Strukturverhalten wie die Unfallberichte. Fisher und Hoffman [5] untersuchten die Einflüsse der Strukturdeformation anhand von Experimenten mit einer DC-6 im Modell-Maßstab, bei der der hintere, untere Rumpf austauschbar war. Die Autoren untersuchten Rumpfmodelle mit skaliertem Steifigkeit, wobei die Versteifungsstrukturen (Spante und Stringer) typischerweise aus Karton oder Balsaholz und die Rumpfhaut aus Alufolie hergestellt wurden. Die skalierte Steifigkeit des Rumpfes wurde allein über die Versteifungsstrukturen abgebildet und die Haut (mit nicht skaliertem Steifigkeit) diente allein der Übertragung der hydrodynamischen Lasten. Abbildung 5 zeigt beispielhafte Deformationen und Schäden am skalierten Modell der von Fisher und Hoffman untersuchten DC-6. Das dynamische Strukturverhalten konnte anhand von Berichten historischer experimenteller Arbeiten nicht analysiert werden. Die experimentellen Daten aktueller Forschungsprojekte wie SMAES (EU-FP7, 2011-2014) und SARAH (EU-H2020, 2016-2020) lieferten jedoch Einblicke in das dynamische Strukturverhalten. Im Rahmen der *Guided Ditching Tests* in SMAES und SARAH wurden Hochgeschwindigkeits-Unterwasservideos aufgenommen, die erstmals qualitative Einblicke in das dynamische Strukturverhalten generischer Paneele ermöglichten.

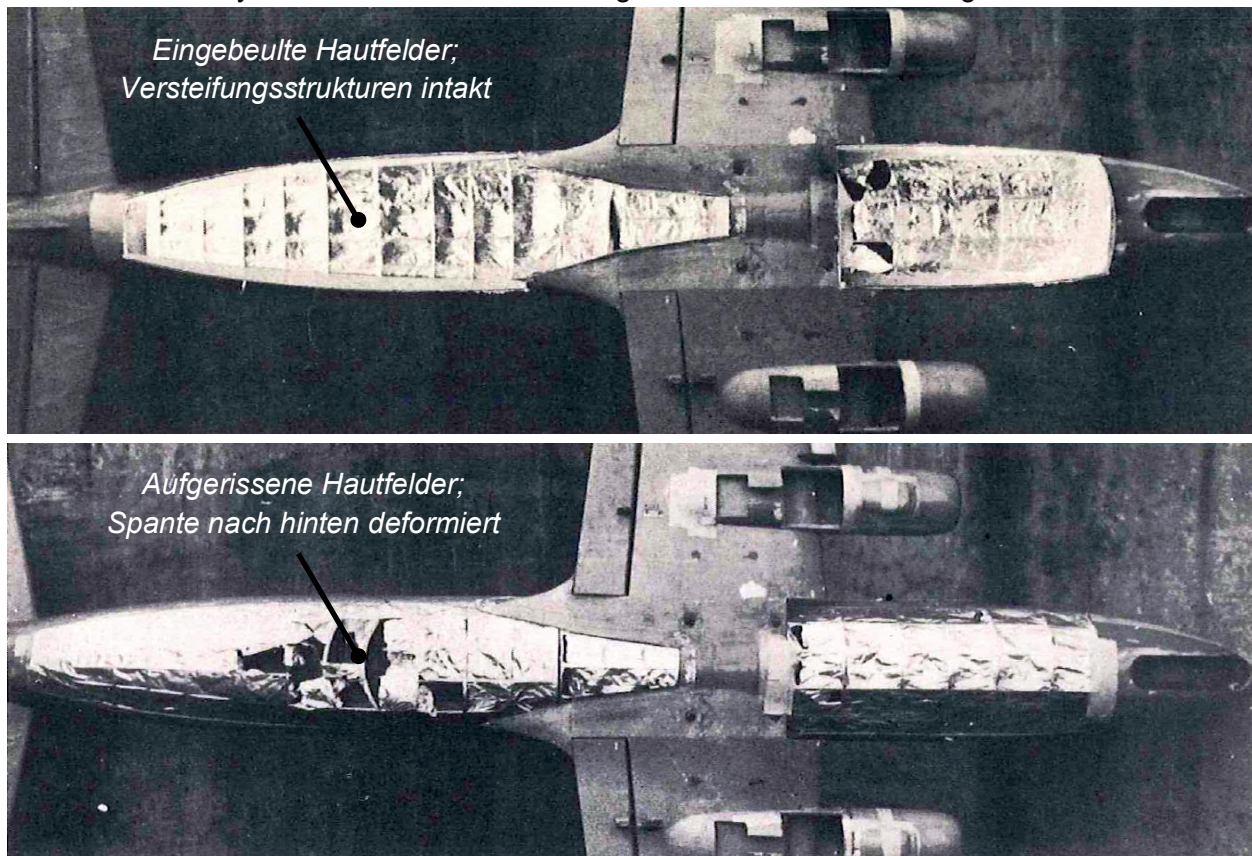


Abbildung 5: Deformationen und Schäden am skalierten Flugzeugrumpf. Quelle: [5]

Die Hochgeschwindigkeits-Unterwasservideos (SMAES) zeigten Zusammenhänge zwischen dem Strukturverhalten der Paneele und der sich entlang der Struktur ausbreitenden Wasserfront auf. Anhand der experimentellen Daten konnten ferner Korrelationen zwischen lokalen Drücken und

lokalen Dehnungen aufgezeigt werden. Weiterhin konnte nachgewiesen werden, dass die Änderung des lokalen Anstellwinkels der Struktur in Bezug zur ruhenden Wasseroberfläche die wesentliche Ursache für die Erhöhung der hydrodynamischen Kräfte auf die Struktur darstellt. [6], [7], [8]

Simulationsergebnisse von HiFi-Simulationen aus der Literatur lieferten weiterführende Einblicke in das charakteristische Strukturverhalten. Die hierfür herangezogenen Simulationen unter Verwendung der gekoppelten SPH-FE Methode wurden methodisch anhand experimenteller Daten der *Guided Ditching Tests* aus dem Projekt SMAES validiert.

Die Analyse von HiFi-Simulationsergebnissen bietet generell weitreichendere Möglichkeiten zur Auswertung als es bei Experimenten technisch als auch finanziell möglich ist. So konnte die experimentell nachgewiesene Erhöhung der hydrodynamischen Kräfte auf die Struktur aufgrund der Änderung des lokalen Anstellwinkels im Detail untersucht und quantitativ bewertet werden [8], [9]. Nach der Untersuchung generischer Paneele, wie sie im Rahmen des Projektes SMAES untersucht wurden, wurden auch rein numerische Studien mit versteiften Paneelen durchgeführt [9]. Diese kamen zu den gleichen phänomenologischen Ergebnissen. Die Übertragbarkeit dieser Untersuchungen auf einen gesamten Flugzeugrumpf wurde jedoch durch die abweichenden Randbedingungen der Substrukturen im Vergleich zum gesamten Flugzeugrumpf eingeschränkt, sodass das Strukturverhalten auf Flugzeugrumpf-Ebene und dessen Auswirkungen auf die Flugzeugkinematik weiterhin Gegenstand der Forschung sind. Das InSiDE-Projekt leistet unter anderem dazu einen Beitrag, indem Möglichkeiten zur Abbildung der Effekte struktureller Deformationen auch in Low Fidelity Simulationen Berücksichtigung finden.

Bisher wurden nur wenige Ganzflugzeug-Simulationen unter Verwendung detaillierter FEM-Strukturmodelle durchgeführt; die hydrodynamischen Lasten wurden dort einerseits durch ein synthetisches Verfahren (genannt „synthetic pressures“) und andererseits durch ein semi-analytisches Verfahren nach Korobkin (basierend auf dem Ansatz nach Wagner) berechnet. [10] Der Gültigkeitsbereich des synthetischen Verfahrens war jedoch inhärent eingeschränkt, da es anhand der SMAES Testdaten erstellt wurde und es somit insbesondere bei (lokalen) Aufprallbedingungen außerhalb der Testbedingungen nicht validiert werden konnte. Beide Verfahren berücksichtigen keine Effekte der Strukturdeformation oder -schädigung. Zudem vernachlässigen beide Verfahren den Aufstau-Effekt des Wassers aufgrund der Bugwelle (engl. *wave rise*). Trotz der Vereinfachungen, erlauben die Simulationsergebnisse einen Einblick in das zu erwartende Strukturverhalten. Insbesondere das Ausmaß an Strukturdeformation und -schädigung wurde ersichtlich, siehe Abbildung 7.

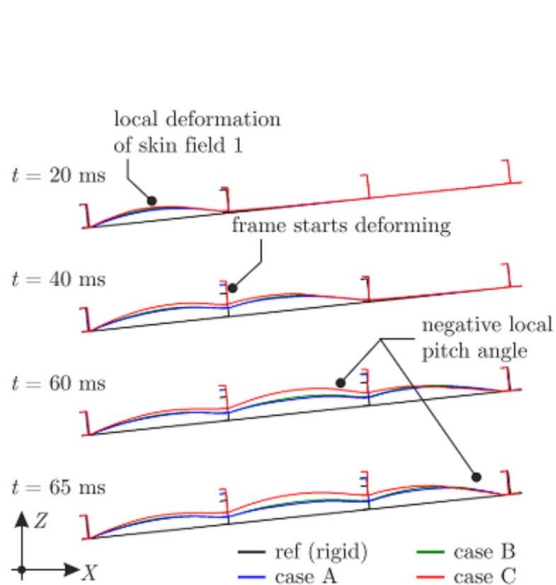


Fig. 11 Comparison of structural deformation along the center line ($y = 0$) of three aircraft bottom fuselage structures with different structural stiffness and a rigid reference case.

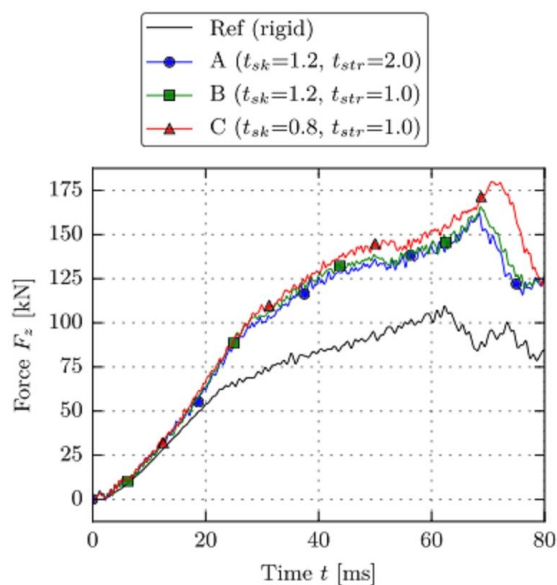
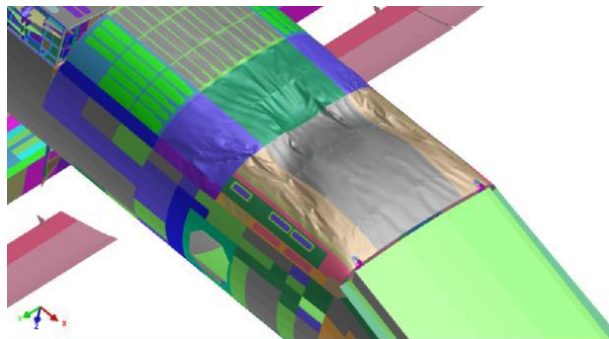


Fig. 9 Normal force time histories for aircraft bottom fuselage structures with different structural stiffness.

Abbildung 6: Einfluss des Strukturverhaltens versteifter Paneele auf Normalkraft. Quelle: [9]

Synthetisches Verfahren



Semi-Analytisches Verfahren

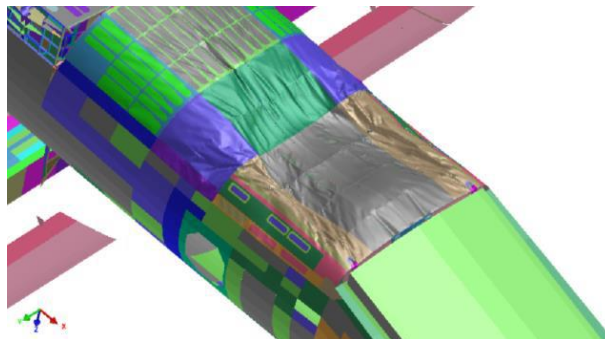


Abbildung 7: Strukturdeformationen am Ganzflugzeug unter Verwendung eines synthetischen (links) und eines semi-analytischen (rechts) Verfahrens zur Berechnung der hydrodynamischen Lasten. Quelle: [10]

Ferner wurden **Analogien** anhand von Simulationen und Experimenten aus dem Bereich **Crash auf festen Boden** gebildet, da die verfügbare Literatur in diesem Bereich umfassender ist. Es wurde aufgezeigt, dass die Modellierung von Fracht einen deutlichen Einfluss auf das Strukturverhalten haben kann [11]. Die zitierte Studie zeigt ebenfalls, dass die Versagensform asymmetrisch war, obwohl das Modell keine asymmetrische Bauweise hatte. Waimer [12] zeigte, dass es verschiedene Versagensformen des Rumpfes geben kann. Für den Crash auf festen Boden, wurden Versagensformen aufgezeigt, in denen der Rumpf einknickt oder in denen der Rumpf sich abflacht, siehe Abbildung 9.

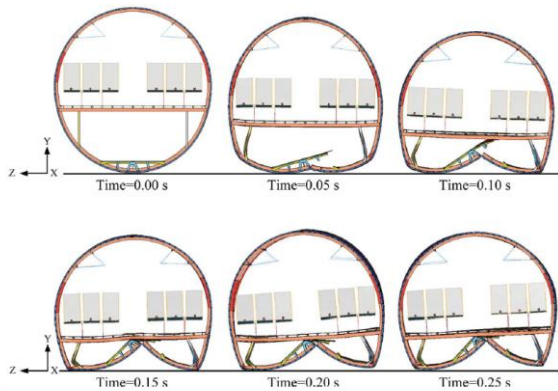


Figure 9. Failure modes of fuselage section without luggage.

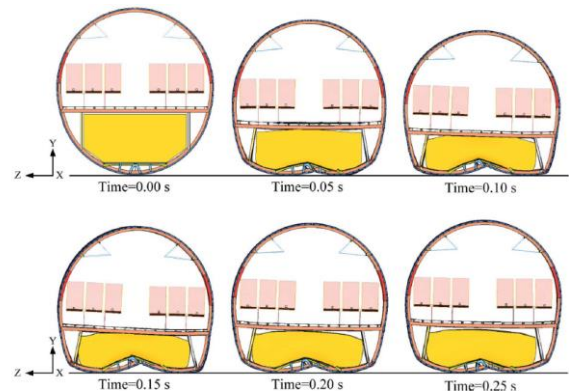


Figure 7. Failure modes of fuselage section with luggage.

Abbildung 8: Qualitative Darstellung möglicher Einflüsse der Frachtmodellierung auf das Strukturverhalten. Quelle: [11]

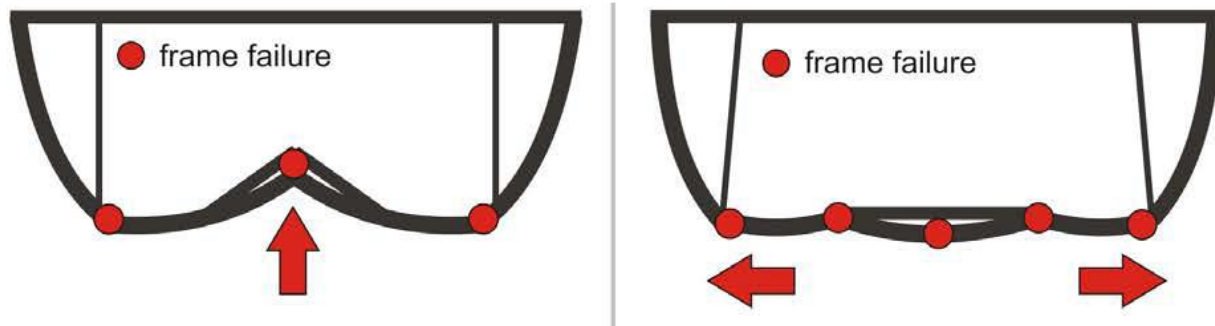


Abbildung 9: Schematische Darstellung möglicher Versagensformen an generischem Flugzeugrumpf. Quelle: [12]

Ebenfalls wurde in der Literatur gezeigt, dass Asymmetrien in der Bauweise des Rumpfes, z. B. durch Türen/Frachtore und deren zusätzlich versteifte Umgebungsstrukturen, zu asymmetrischem Strukturverhalten führen können. Ebenfalls kann es zu asymmetrischen Versagensformen des Rumpfes kommen, auch wenn dieser symmetrisch modelliert wurde. Dieses Verhalten trat auf, wenn das Versagen des Rumpfes beispielsweise an einer Vertikalversteifung zum Passagierboden initiiert wurde, vgl. Abbildung 9.

Die durchgeführte Analyse des charakteristischen Strukturverhaltens anhand vorliegender Daten aus der Literatur bzw. aus vorhergehenden Forschungsprojekten zeigte, dass das Strukturverhalten eine wichtige Rolle bei der Flugzeugnotwasserung einnimmt. Insbesondere die Deformation des unteren hinteren Rumpfes scheint den Notwasserungsvorgang beeinflussen zu können. Für die Modellbildung wird nachfolgend in lokale und globale Deformationen unterschieden. Die Berücksichtigung von Strukturversagen wird aufgrund der zusätzlichen Komplexität durch die inhärenten Nichtlinearitäten aktuell nicht weiter betrachtet.

Lokale Verformungen zwischen Spanten können mit Strukturmodellen in GFEM-Auflösung nicht abgebildet werden, da diese in Rumpflängsrichtung nur ein Element zwischen zwei Spanten enthalten. Größere Deformationen, die über mehrere Spante hinweg reichen, könnten vermutlich mit Strukturmodellen in GFEM-Auflösung abgebildet werden. Es bleibt zukünftig zu untersuchen,

welche dieser Deformationen einen größeren Anteil an der Wirkung der Deformationen auf das Notwasserungsverhalten (z. B. lokale hydrodynamische Lasten und Flugzeugkinematik) haben. Hierbei gilt es zu beachten, dass es eine Kopplung zwischen der Flugzeugkinematik und dem Strukturverhalten gibt, sodass eine geänderte Flugzeugkinematik auch ein geändertes Strukturverhalten bewirkt.

Die im Vorentwurf üblicherweise zur Verfügung stehenden Flugzeug-Strukturmodelle wurden hinsichtlich ihrer Eignung und ihrer Möglichkeiten in Hinblick auf die Modellbildung für Strukturmodelle untersucht. Die Arbeiten haben sich zunächst auf GFEM-Modelle bezogen; diese sind typischerweise grob vernetzt, sodass zwischen jedem Paar von Spanten und Stringern jeweils ein Schalenelement modelliert wird. Die Versteifungsstrukturen (Spante, Stringer, Vertikalstreben, Frachtbodenunterstruktur, etc.) werden typischerweise mit eindimensionalen Balken- und Stabelementen modelliert.

Nicht modellierte Massen/Trägheiten, wie z. B. nicht-strukturelle Massen/Trägheiten, werden typischerweise als Punktmassen inklusive ihrer Massenträgheit modelliert und über Zwangsbedingungen mit dem strukturellen Netz verknüpft [13].

Asymmetrien in der Bauweise des Rumpfes, z. B. durch Türen/Frachtore und deren zusätzlich versteifte Umgebungsstrukturen oder durch Einbauten wie Brauch-/Abwassertanks, werden typischerweise im Vorentwurf vernachlässigt. In Anbetracht der derzeitigen Granularität der Strukturmodelle, erscheint eine Berücksichtigung derartiger Details verfrüht. Asymmetrien werden derzeit vernachlässigt.

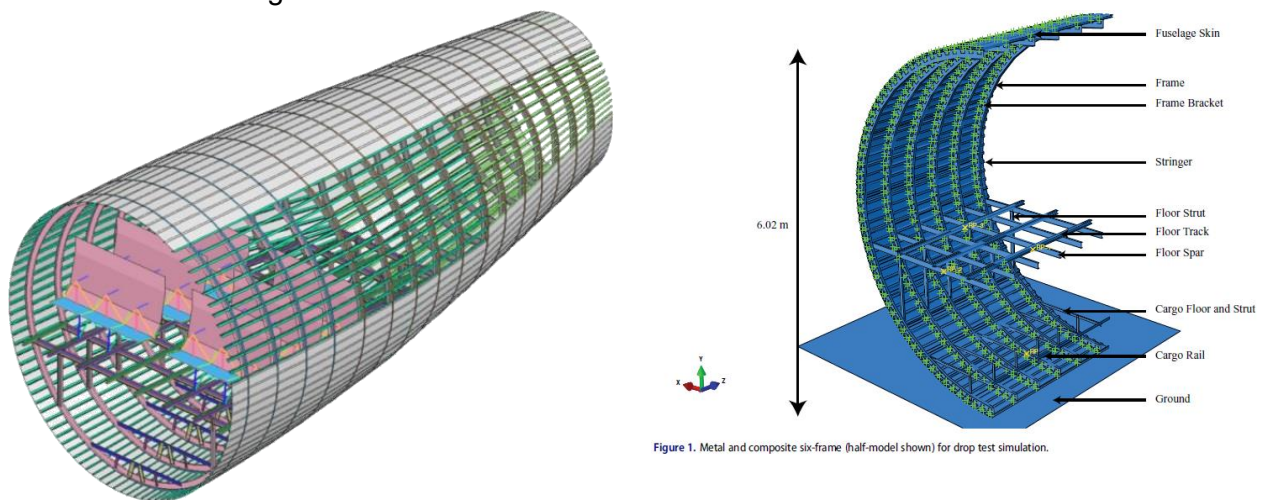


Abbildung 10: Beispielhafte GFEM-Flugzeugrumpfstrukturen. Quellen: [14] (links) und [15] (rechts)

Aufbauend auf den erarbeiteten Grundlagen wurden **Anforderungen an Last- und Strukturmodelle** definiert.

Seitens der Lastmodelle gibt es bspw. die Anforderung, dass es eine konvexe transversale Krümmung der Rumpfhaut geben muss, damit die Lösung konvergiert. In Anbetracht des charakteristischen Strukturverhaltens (siehe oben) kann es jedoch zu konkaven Verformungen der Querschnitte der Rumpfhaut kommen. Dies könnte die bestehenden Lastmodelle an ihre Grenzen führen und zu falschen Ergebnissen der Simulation oder gar zum Abbruch der Simulation

führen. Eine konvexe Krümmung der Rumpfhaut in Längsrichtung hingegen stellt nach aktueller Sichtweise keine weitere Herausforderung dar und kann aufgrund des 2D+t Ansatzes bereits von bestehenden Lastmodellen abgedeckt werden.

Seitens der Strukturmodelle besteht die Anforderung, dass die Stützstellen des Strukturmodells mechanisch gekoppelt sind. Dies ermöglicht es, dass sich Teile der Struktur bereits verformen, bevor sie in das Wasser eintauchen. Dies wiederum kann den weiteren Simulationsverlauf beeinflussen, da es die lokalen Aufprallbedingungen ändern kann (z. B. Änderung des lokalen Anstellwinkels der Struktur).

Eine Diskussion von möglichen Auswirkungen auf den Gesamtflugzeug-Entwurfsprozess (jenseits der Notwasserung) sowie die Dokumentation der in diesem AP erarbeiteten *Anforderungen zur Modellbildung* sind im Bericht D1.1.1 festgehalten.

6.1.3 AP 1.2: Prozessbeschreibung /-definition

Der Prozess innerhalb der Toolsuite DFTS umfasst in seiner Gesamtheit die vollständige Modellerstellung, die Vorbereitung des Modells für Ditching Simulationen sowie die Durchführung dieser und final das Postprocessing, einschließlich der Vorbereitung der Ergebnisse für die Berichtserstellung. Der Input für die Modellerstellung des Fluidlastenmodells basiert auf der geometrischen Definition des Rumpfes. Hieraus wird ein vereinfachtes Hüllenmodell erstellt, mit dem schließlich unter Verwendung einer 2D+t Potentialtheorie Methode, die resultierenden Fluidlasten bestimmt werden.

Das in der Industrie häufig verwendete Strukturmodell ist ein GFEM Modell. Für die industriell einfach nutzbare Integration eines Strukturmodells ist das GFEM Modell ein wesentlicher Input für die Modellerstellung, das nach einer Reduktion der Freiheitsgrade, für die Berechnung der Verformungen aus den resultierenden Fluidlasten verwendet werden soll. Die Berechnungen der Fluidlasten sowie die daraus resultierenden strukturellen Verformungen erfolgen iterativ. Mit Erreichen des Abbruchkriteriums stehen die aufgetretenen Fluidlasten sowie die jeweiligen strukturellen Verformungen zur Verfügung.

Diese generelle Vorgehensweise wurde im Projektrahmen erarbeitet und wurde im Verlauf des Projektes nicht weiter adaptiert. Prozessseitig wurden die Simulationsprozesse unter Implementierung von **Ditch++** weiterhin definiert und verfeinert. Ein Beispiel für den Prozess einer ditching Simulation innerhalb der Toolsuite DFTS ist in folgender Darstellung Abgebildet (Abbildung 11):

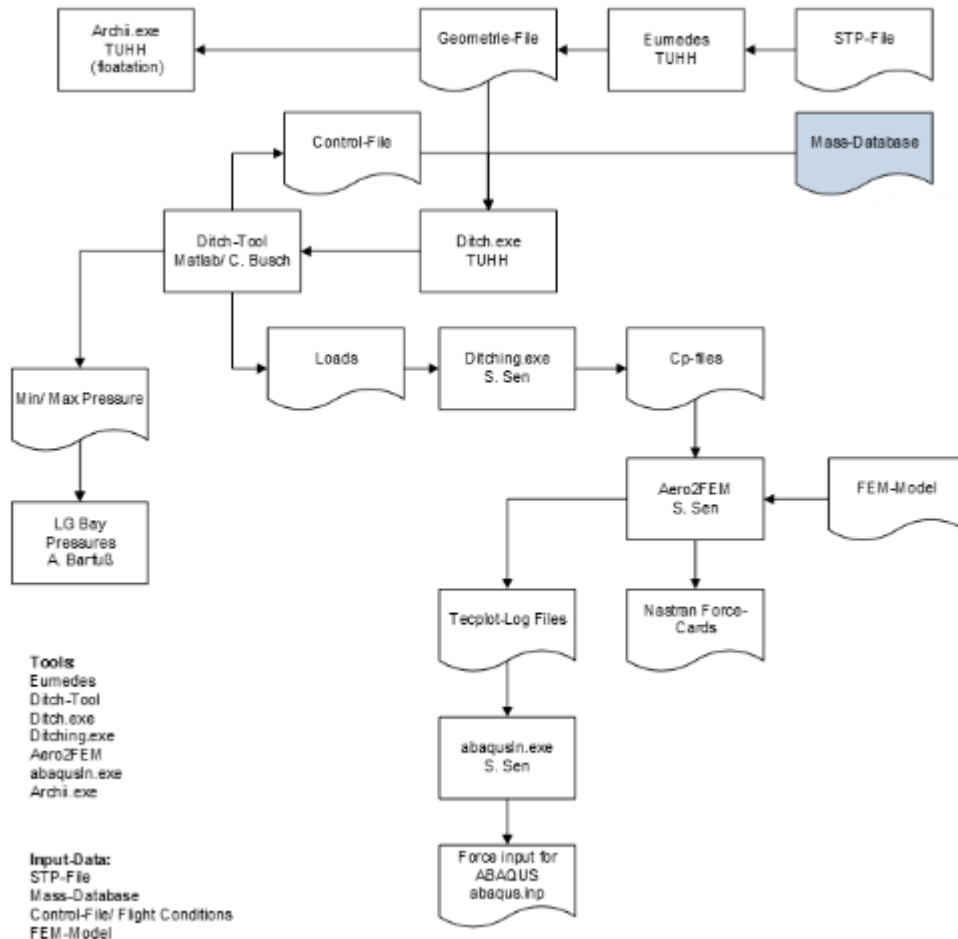


Abbildung 11: Prozessablauf in der Toolsuite DFTS

Weiterhin wurden verbesserte Modellbildungsprozesse untersucht um Beispielsweise Gleichgewichtslagen von Flugzeuge geometrisch schneller bestimmen zu können. Dies würde eine erhöhte Modellbildung ermöglichen und perspektivisch den Weggang von der 2D+Hüllenmethode hin zu einer geometrisch modellierten Methode ermöglichen. Die Ergebnisse sind interessant, doch ist die vorliegende Modellbildungsmethoden ausreichend für die vorhandenen Zwecke. Eine Verbesserung auf einen neuen Ansatz würde den Rahmen des Projektes überschreiten.

Durch die Entwicklung des integrativen Prozesses **DFTS**, mit seinen reduzierten Nutzerinterfaces, wird die Interaktion zwischen Mensch und Maschine als wesentliche Fehlerquelle stark reduziert. Eine Industrialisierung erscheint unter den Aspekten, Fehleranfälligkeit, Performanz, Aufbereitung und Verwertbarkeit der Ergebnisse absolut sinnvoll. Zusätzlich wurden unter anderem die Input-

Modelldaten, Prozesssteuerparameter sowie Ausgabeformate definiert, fixiert und dokumentiert, so dass der valide funktionale Kern sicher in eine Produktionsumgebung eingebettet werden kann.

6.1.4 AP 1.3: Qualitätsmanagement (Robustheit, Qualitätssensoren)

LoFi-Modell von Referenzflugzeug (ohne Strukturmodell/-deformationen)

Als Referenzflugzeug wurde die D150 ausgewählt (unter Beachtung der Aspekte wie Verfügbarkeit, Vollständigkeit konsistenter Daten und darüber hinaus der Nutzungsfreigabe/NDA). Das Modell der D150 wird seit langem beim DLR verwendet und ist daher in einem hohen Detaillierungsgrad gegeben.

Durch das DLR wurde die Geometrie des Referenzflugzeugs D150 im stp-Format zur Verfügung gestellt. Das Referenzflugzeug D150 stellt ein generisches Transportflugzeug mit einer Kapazität von ca. 150 Passagieren dar. Mit einer Rumpflänge von 37,1 m und einer Flügelspannweite von ca. 34 m ähnelt das Flugzeug beispielsweise der Größe eines Airbus A320.

IBK hat das Modell weiterverarbeitet und ein LoFi-Modell des Referenzflugzeugs erzeugt. Dazu wurden die Hauptkomponenten (Rumpf, Flügel, Höhenleitwerk) aus dem zur Verfügung gestellten Modell als Halbmodelle herausgelöst und anschließend mit der Software DFTS diskretisiert (dz-Diskretisierung mit 0,5 m Schrittweite in X-Richtung und 0,1 m Schrittweite in Z-Richtung). Abbildung 12 zeigt das LoFi-Modell des D150.

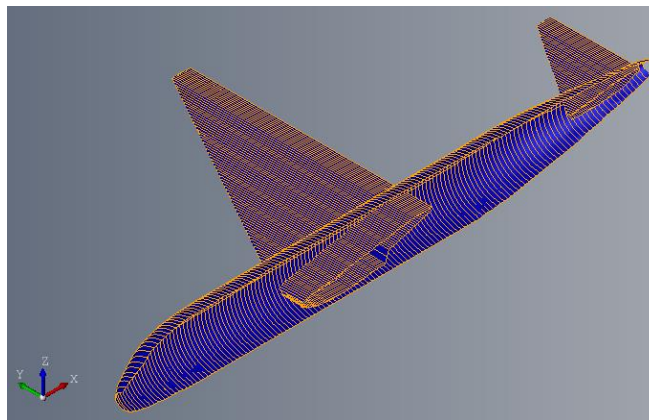


Abbildung 12: Diskretisierung des Referenzflugzeugs D150

Weitere Einstellungen wie die Eingaben für das Aerodynamik-Modell sowie für hydrodynamische Phänomene (*Aerated Water Correction*) wurden vorgenommen. Beispielhafte Anfangs- und Aufprallbedingungen des Unfalls von Flug US1549 auf dem Hudson River am 14. Januar 2009 [16] wurden im Modell hinterlegt (Horizontalgeschwindigkeit 64,8 m/s, Vertikalgeschwindigkeit 3,8 m/s, Anstellwinkel 9,5 Grad, Masse 68,039 t, Trägheitsmoment um y-Achse 3098 t/m², COG (16,430, 0.000, -0,454) m).

Mit dem erarbeiteten LoFi-Modell des D150 wurden Parameterstudien durchgeführt, um dessen Robustheit zu prüfen. Dabei wurden die Aufprallbedingungen, wie beispielsweise die Vertikalgeschwindigkeit und der Anstellwinkel, variiert.

Beitrag Qualitätsmanagement

IBK hat dazu beigetragen, eine Test-Strategie für den **ditch++**-Code zu erarbeiten. Diese Test-Strategie umfasst im Wesentlichen eine Teilung in sogenannte Unit Tests, Integration Tests und End-to-End Tests. Diese Teilung entstammt dem Bereich der Software-Entwicklung, wo sie sich bewährt hat.

Dazu wurde eine Testumgebung erstellt, um im Projekt die kontinuierliche Lauffähigkeit des Codes sowie die kontinuierliche Qualität der Ergebnisse bei der Weiterentwicklung zu gewährleisten. Die Testumgebung ist eine Sammlung von Testfällen, die automatisiert geprüft werden können. Diese erlaubten es dem Entwickler ein schnelles, zuverlässiges und isoliertes Feedback zu erhalten, um sicherzustellen, dass eine Neu- oder Weiterentwicklung nicht bestehende Implementierungen beeinträchtigt.

Das Konzept der Testumgebung ist unterteilt in Unit Tests, Integrationstests und End-to-End Tests. Die Unit Tests sind viele kleinere Tests von einzelnen Code Komponenten zur Identifikation isolierter Fehlerquellen, die Integrationstests sind Tests, die die Kombination von verschiedenen Komponenten testen, und die End-to-End Tests sind ganzheitliche Tests. Die einzelnen Tests bauen aufeinander auf, wobei sich die Komplexität der Testfälle in einer Test-Pyramide (vgl. Abbildung 13) von den Unit Tests hin zu den End-to-End Tests steigert.

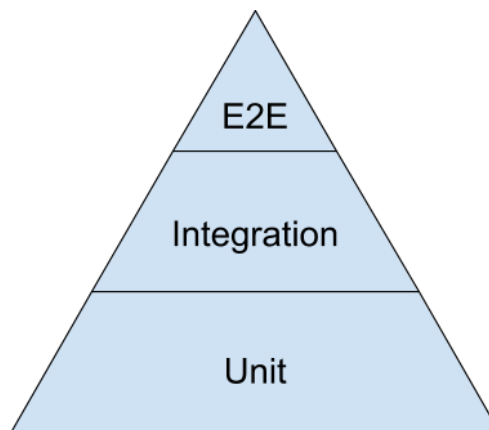


Abbildung 13: Test-Pyramide mit Unit Tests, Integrationstests und End-to-End Tests

Für End-to-End Tests wurden zudem eine standardisierte Ordnerstruktur und ein Template erstellt, das den jeweiligen Test in allen relevanten Aspekten beschreibt. Dazu zählen:

- Einleitung
 - o Art des Tests (2D/3D, vertikaler/schräger Aufprall, Starrkörper/deformierbare Struktur, hydrodynamische Phänomene, ...)
 - o Projektreferenz bzw. Quelle von Testdaten sofern verfügbar
- Geometrie und Diskretisierung
 - o Beschreibung der Geometrie mit Abmaßen
 - o Beschreibung der Art und der Feinheit der Diskretisierung
- Anfangs- und Aufprall-Bedingungen
 - o Anstellwinkel, Aufprallgeschwindigkeiten etc.
- Ergebnisse
 - o Spezifikation der verfügbaren Daten
 - o Format (Beschreibung wie diese Daten vorliegen)
 - o Benchmark-Ergebnisse (gute sowie schlechte inkl. Erläuterungen zu möglichen Schwierigkeiten und Problemen)
- Bekannte Schwierigkeiten
 - o Informationen, wo der jeweilige Testfall Probleme verursacht (z. B. Instabilitäten) und wo die Ergebnisse mit **ditch++** nur schwer erzielbar sind
- Referenzen
 - o Referenz, aus der der Testfall entnommen wurde, falls zutreffend
 - o Literaturhinweise, in denen der Testfall untersucht wurde (sowohl experimentell als auch numerisch)

Es wurde eine Datenbank an Testfällen erstellt, die als End-to-End Tests eingesetzt werden können. Die Datenbank kann fortwährend mit weiteren Testfällen als End-to-End Tests nach dem zuvor genannten Template erweitert werden, um auch den Umfang der Qualitätssicherung zu erweitern.

Die Teststrategie und eine Beschreibung der einzelnen Testebenen wurde im **ditch++** Wiki dokumentiert, siehe Abbildung 14. Außerdem wurden die End-to-End Testfälle dokumentiert, die in Akademische Tests (z.B. 2D Kreis und 2D Keil), Kleinstrukturen (z.B. Paneele und Rumpfausschnitte) sowie ganzheitliche Testfälle (z.B. NACA TN2929 Modelle und generische Flugzeuge) aufgeteilt wurden. Zusätzlich wurden die einzelnen Testebenen-Vorlagen zur einfacheren Erstellung der Dokumentation zu den zugehörigen Testfällen im **ditch++** Wiki abgelegt.

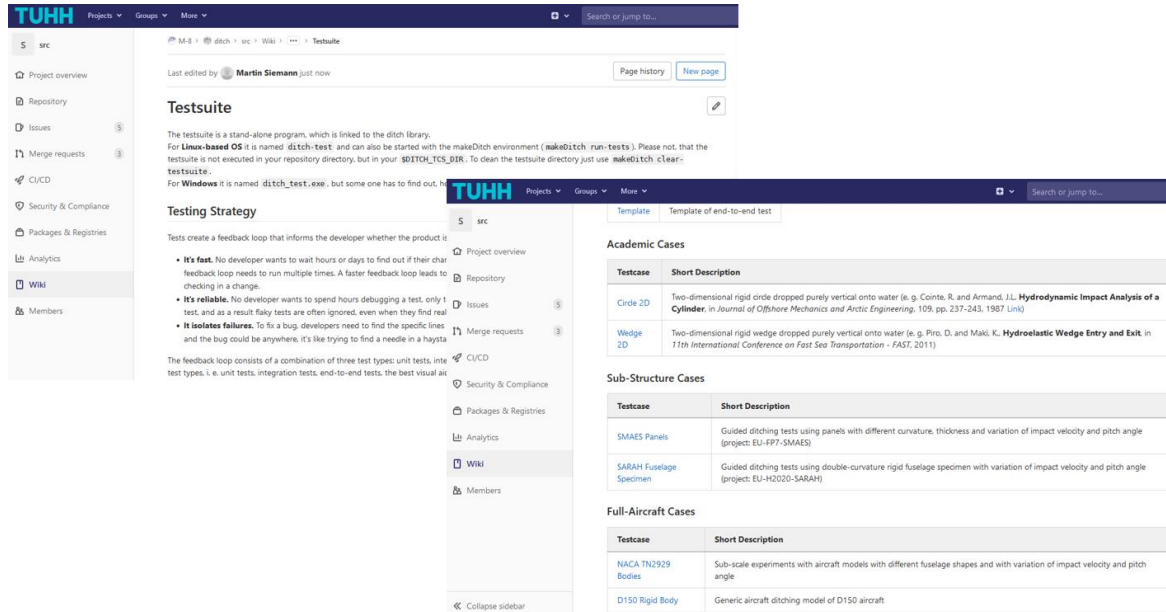


Abbildung 14: ditch++ Wiki – Dokumentation zur Testsuite

Ein Teil der Dokumentation für die Testfälle der Rumpffpaneele aus dem EU Projekt SARAH und die Testfälle der NACA Experimente zur Technical Note 2929 ist in Abbildung 15 zu sehen. Die Testfälle und deren Dokumentation im **ditch++** Wiki ist ein kontinuierlicher Prozess der auch nach dem Ende des Projekts stetig voranschreiten wird.

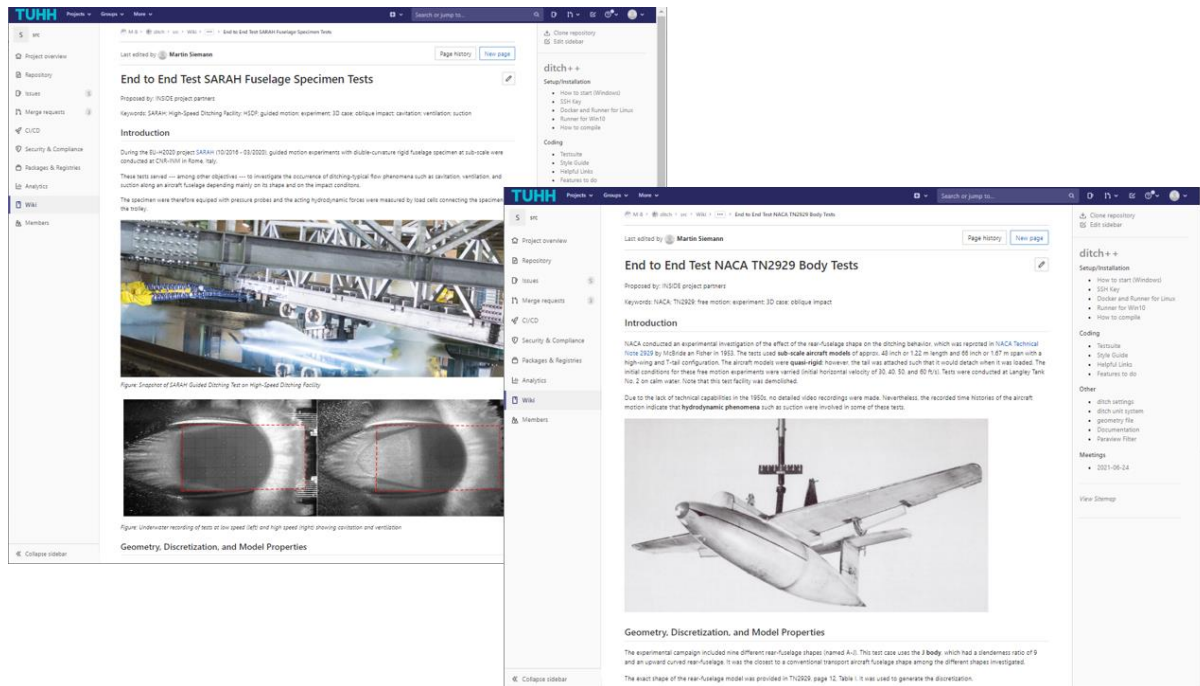


Abbildung 15: ditch++ Wiki – Dokumentation zu End-to-End Tests

Identifikation von Ergebnis-Sensitivitäten und Robustheit für Gesamtflugzeug

Für diesen Teil des Arbeitspakets wurden die Sensitivitäten der Ergebnisse und die Robustheit bezüglich Simulationsparameter erarbeitet. Dadurch wird sichergestellt, dass die Robustheit der entwickelten Lösungen und Prozesse gegeben ist. Dies ist insbesondere relevant, da die verwendeten Modelle im Entwicklungsprozess (sei es Flugzeug/ Hydrodynamik/ Aerodynamik) aus Effizienzgründen einfach gehalten sind und teilweise über Einstellparameter gesteuert werden. Falsche Einstellparameter gefährden die Ergebnisse. Zusätzlich erfolgt die Simulation teilweise iterativ (insbesondere sobald ein elastisches Flugzeug verwendet wird) und ggf. auch ein Schadensmodell beinhaltet. Beide sind nachteilig für die Robustheit eines Prozesses, da fehlende Konvergenz zum Rechnungsabbruch führt.

Eines dieser Einstellparameter ist beispielhaft die Diskretisierung der Geometrie. Zu grobe oder auch zu feine räumliche Auflösungen der Geometrie können die Robustheit der Simulation beeinflussen. Bei einer zu groben Auflösung werden lokale Effekte nicht hinreichend abgebildet, wohingegen zu feine Auflösungen numerische Probleme verursachen können.

Für die Simulation mit **ditch++** wird die Flugzeuggeometrie diskretisiert. Dabei werden aus der Oberfläche der Geometrie mittels Schnitten in x-Richtung individuelle Sektionen erzeugt, die wiederum mit unterschiedlichen Methoden in z. B. dz-, dy- oder ds-Richtung diskretisiert werden. dz und dy beschreiben dabei äquidistante Schnittebenen in z- bzw. y-Richtung, wobei die ds Diskretisierung äquidistante Punkte in Umfangsrichtung erzeugt. Eine beispielhafte dz Diskretisierung in z-Richtung ist in Abbildung 16 für eine konische Struktur dargestellt.

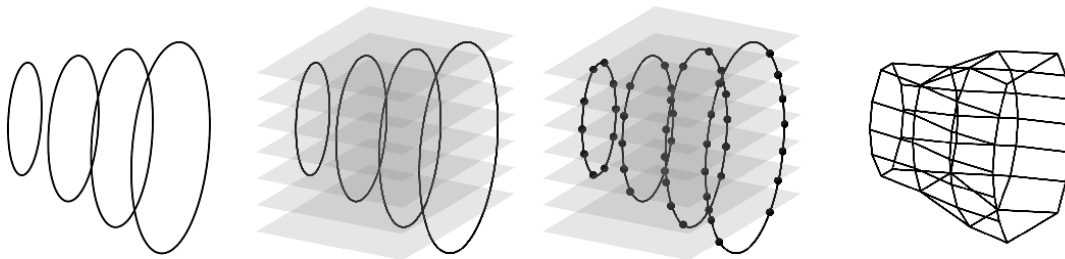


Abbildung 16: Geometriediskretisierung in z-Richtung

Um die Auswirkung der Diskretisierungsschrittweite zu untersuchen wurden Simulationen mit unterschiedlich diskretisierten Geometrien durchgeführt. Die folgende Tabelle 1 zeigt die betrachteten Schrittweiten für die Diskretisierungsmethode dz.

		dx							
		0,10	0,25	0,50	0,75	1,00	1,50	2,00	3,00
dz	0,01	X			X				
	0,05		X		X				
	0,08			X	X				
	0,10	X	X	X	X	X	X	X	X
	0,15				X	X			
	0,20				X		X		
	0,30				X			X	
	0,40				X				X

Tabelle 1: Evaluierung der Schrittweite zur Geometriediskretisierung

Es wurden drei verschiedene Bewertungssequenzen durchgeführt: Eine mit konstantem dz und variierendem dx (gelb), eine mit konstantem dx und variierendem dz (blau) und eine, bei der sowohl dx als auch dz variieren, aber dx/dz so konstant wie möglich in Bezug auf die gewählten Werte für dx und dz gehalten wird. Alle anderen Parameter wurden für alle Berechnungen gleich gehalten.

Die verschiedenen Geometriediskretisierungen wurden hinsichtlich der vertikalen Position und der vertikalen Geschwindigkeit im Hinblick auf die Gesamtberechnungszeit und die Robustheit der Simulation für die Analyse verglichen. Die jeweiligen horizontalen Parameter zeigen ein ähnliches Verhalten und werden daher hier nicht aufgeführt.

Variation der dx-Diskretisierungsschrittweite

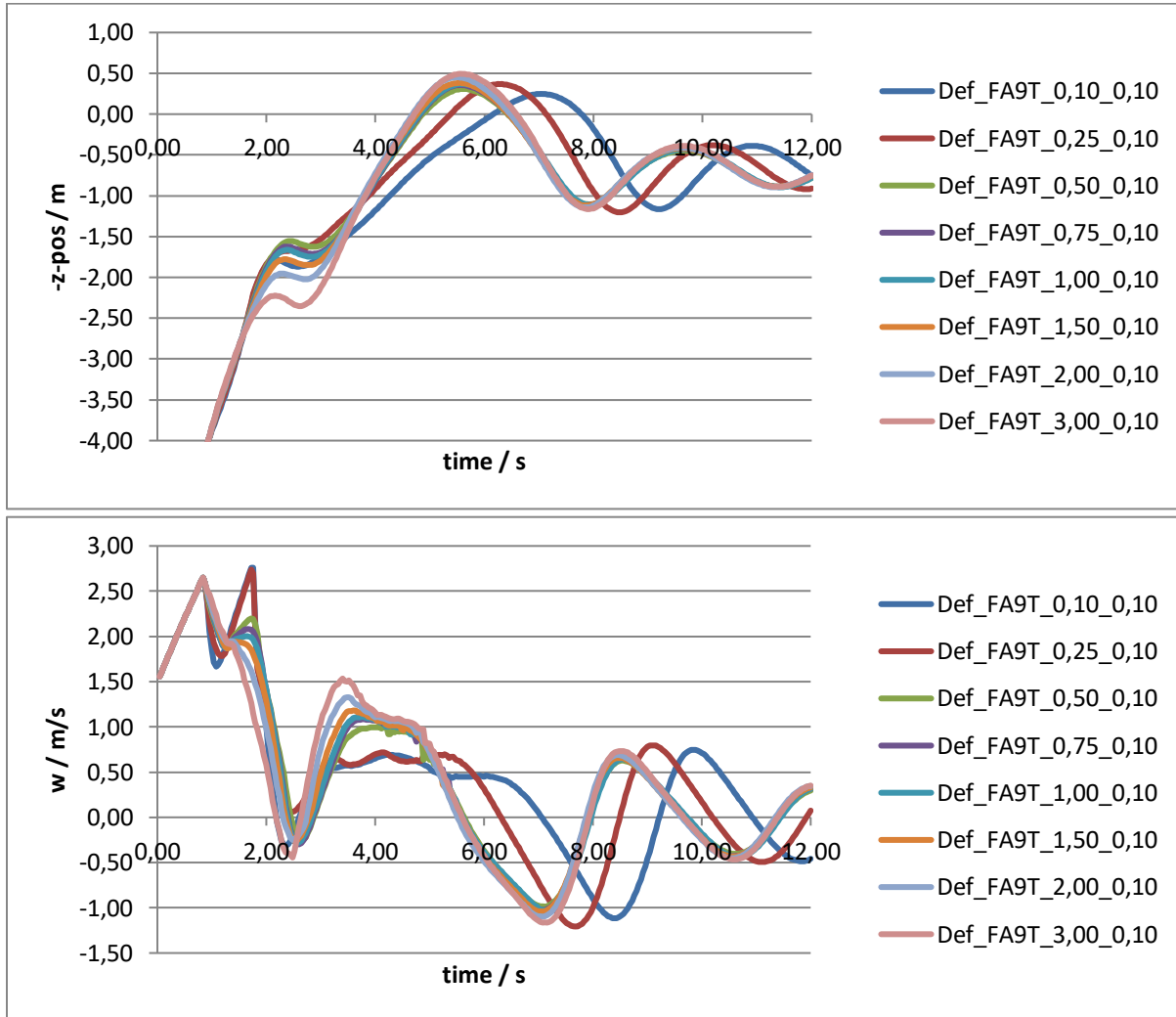


Abbildung 17: Vertikale z-Position und vertikale Geschwindigkeit (w) für eine Variation der dx Geometriediskretisierung

Die Ergebnisse der vertikalen Position (Abbildung 17 oben) zeigen für alle Berechnungen mit Ausnahme der beiden kleinsten dx-Schritte eine gute Korrelation über den größten Teil des Zeitbereichs. Nur am Anfang ist deutlich zu erkennen, dass die sehr großen Schrittweiten ein abweichendes Verhalten zeigen. Dies ist auch aus dem vertikalen Geschwindigkeitsdiagramm (Abbildung 17 unten) ersichtlich. Alle Berechnungen im Bereich von 0,5 - 1,0 dx liegen sehr nahe beieinander.

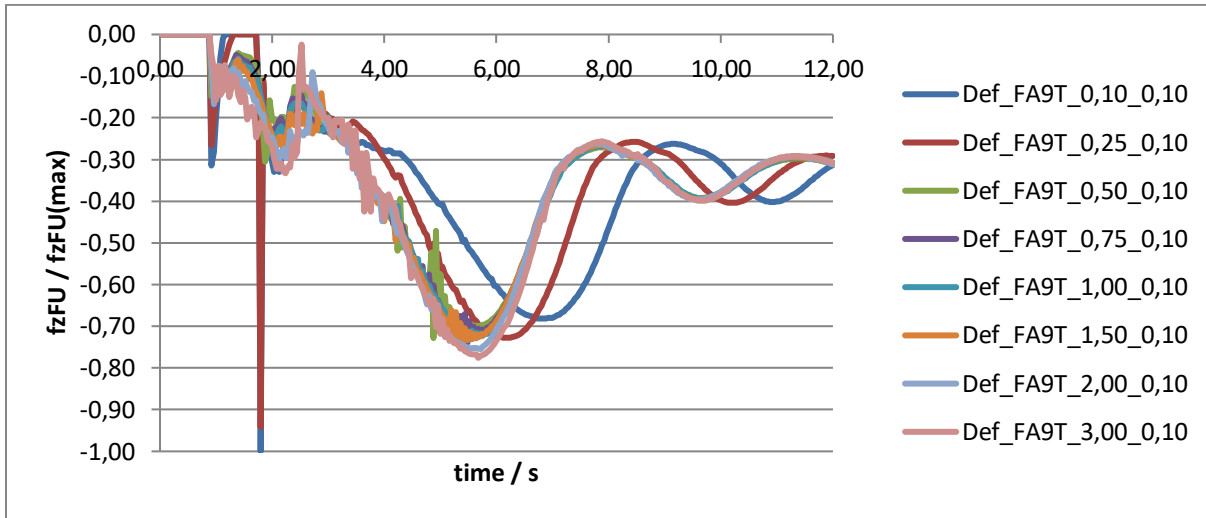


Abbildung 18: Normalisierte vertikale Gesamtkraft auf den Rumpf für eine Variation der dx Geometriediskretisierung

Die Darstellung der normalisierte vertikale Gesamtkraft auf den Rumpf in Abbildung 18 bestätigt das Verhalten mit größeren Streuungen der tatsächlichen Werte. Außerdem scheinen die Berechnungen mit sehr kleinen Abständen um die 2-Sekunden-Marke herum Fehler zu produzieren, während dieses Phänomen bei allen anderen Berechnungen nicht auftritt.

Variation der dz-Diskretisierungsschrittweite

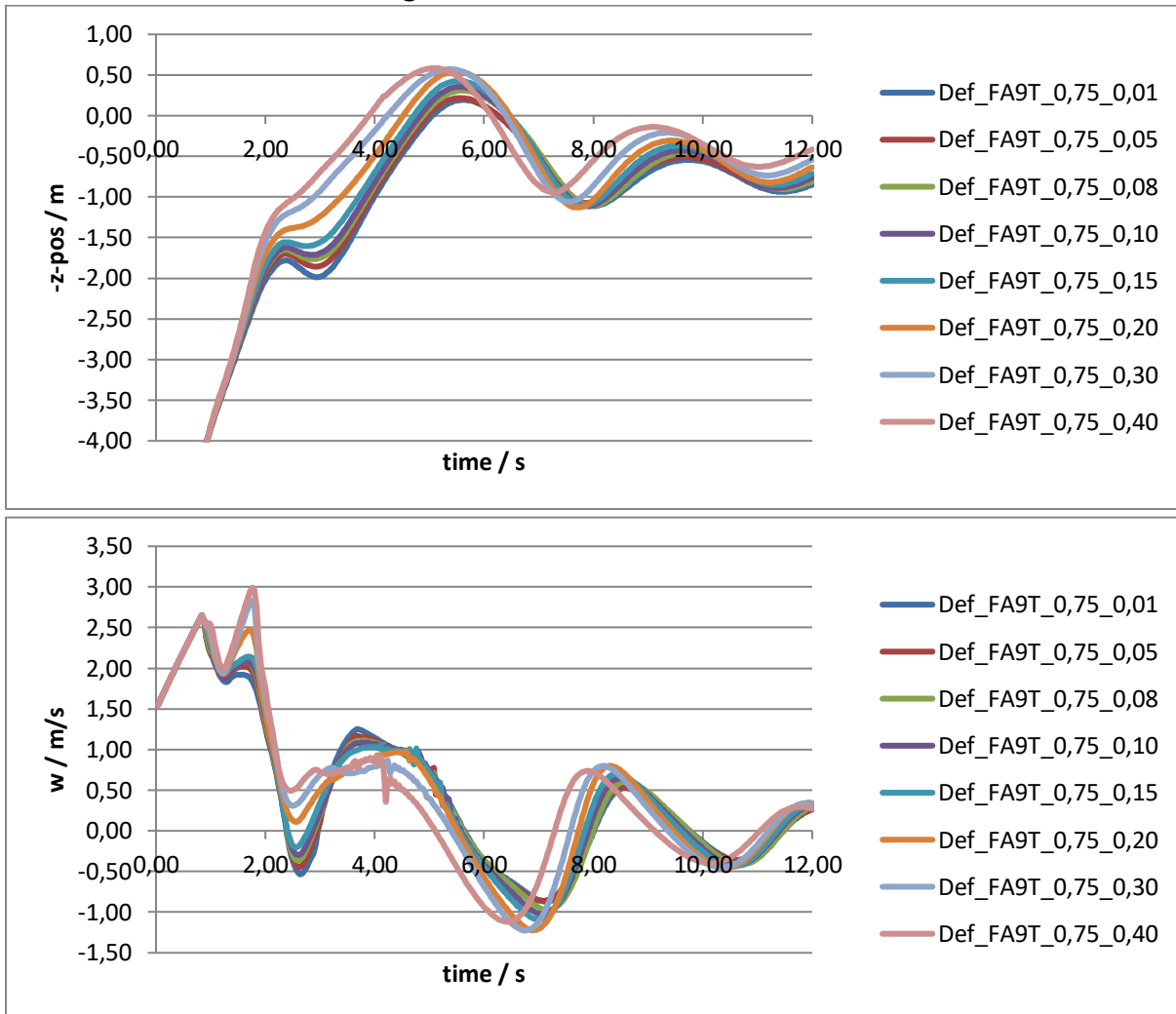


Abbildung 19: Vertikale z-Position und vertikale Geschwindigkeit (w) für eine Variation der dz Geometriediskretisierung

Die aus der dx-Diskretisierung gezogenen Schlussfolgerungen gelten auch für die dz-Diskretisierung, wie in Abbildung 19 zu erkennen. Sehr große Schrittweiten führen zu den stärksten Abweichungen, während sehr kleine Schritte ebenfalls abweichen, wenn auch nicht so stark. Bei einer sehr kleinen dz-Schrittweite konnte jedoch beobachtet werden, dass sich die Rechenzeit um einen Faktor von ~5 gegenüber den mittleren Fällen erhöht. Beide Phänomene sind sowohl in dem Plot der vertikalen Schwerpunktposition, als auch in der vertikalen Geschwindigkeit gleich stark zu beobachten.

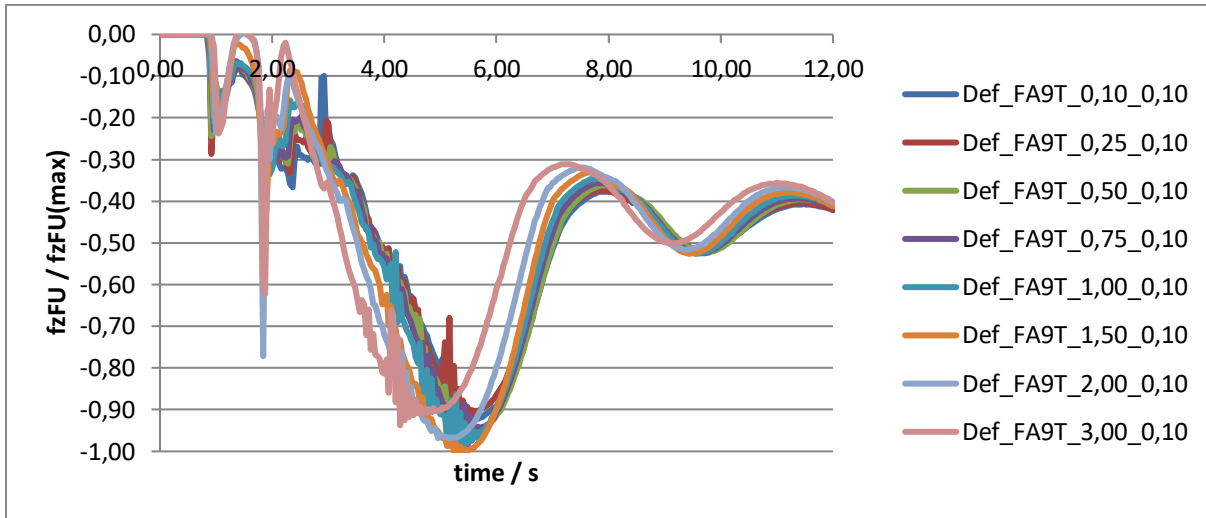


Abbildung 20: Normalisierte vertikale Gesamtkraft auf den Rumpf für eine Variation der dz Geometriediskretisierung

Die Ergebnisse der normalisierte vertikale Gesamtkraft auf den Rumpf in Abbildung 20 bei Variation der dz Diskretisierungsschrittweite verhalten sich ähnlich wie bei einer Variation der dx-Schrittweite mit ebenfalls größeren Abweichungen. Die sehr kleinen Diskretisierungsschrittweiten weichen nicht so stark ab wie die Ergebnisse der vertikalen Schwerpunktposition und der vertikalen Geschwindigkeit. Nur die größeren Schrittweiten haben einen erheblichen Versatz.

Variation der dx/dz-Diskretisierungsschrittweite

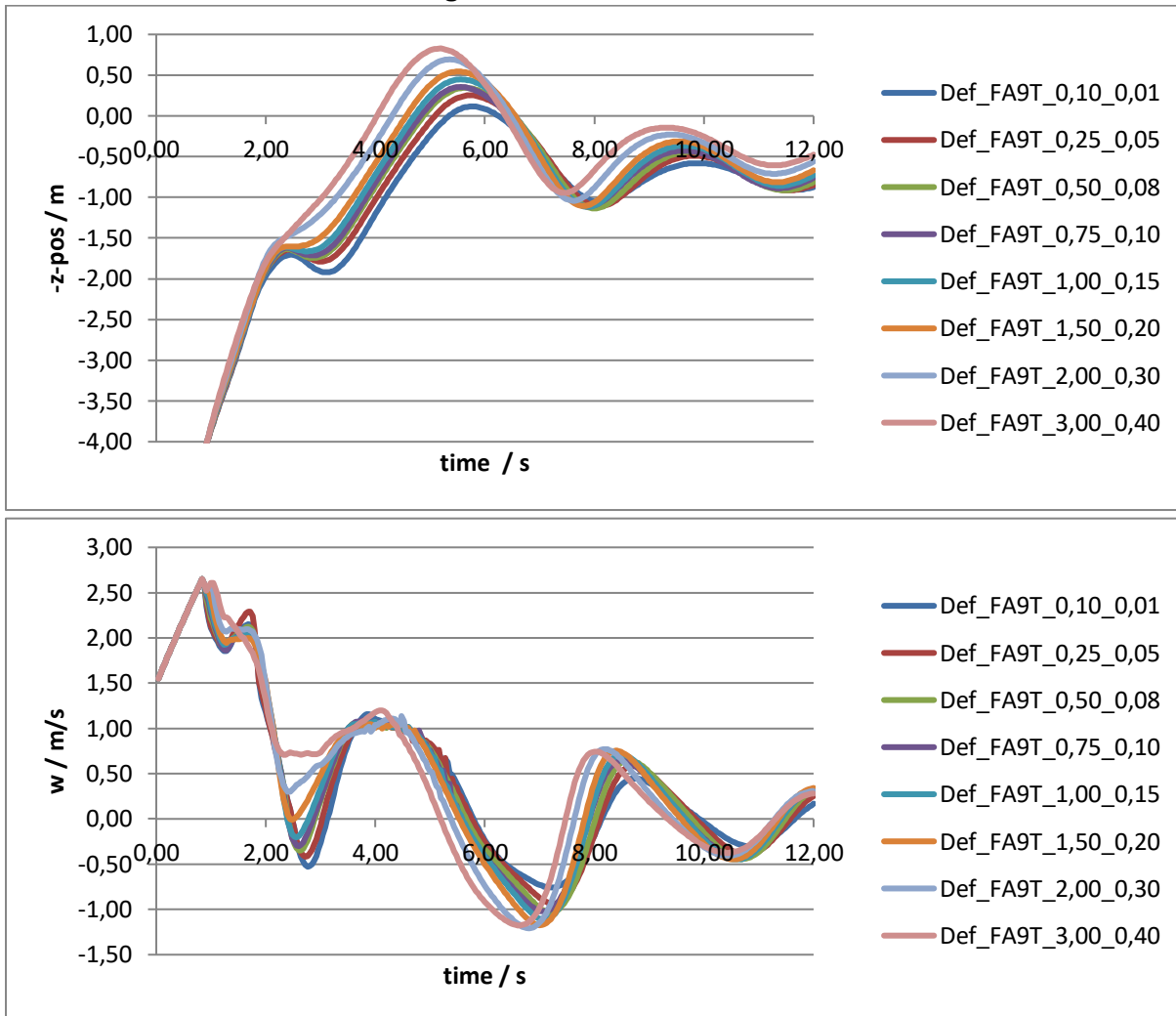


Abbildung 21: vertikale z-Position und vertikale Geschwindigkeit (w) für eine Variation der dx/dz Geometriediskretisierung

Die Variation der Diskretisierungsschrittweite im Verhältniss dx/dz (Abbildung 21) wurde durchgeführt, um zu prüfen, ob sich die Abweichungen für sehr kleine Schrittgrößen von den beiden vorherigen Sequenzen gegenseitig aufheben, so dass die Größen voneinander abhängen. Ein solcher Effekt kann nicht beobachtet werden. Die Abweichungen zwischen den Simulationen folgen einem ähnlichen Muster wie zuvor, variieren aber von Fall zu Fall stärker.

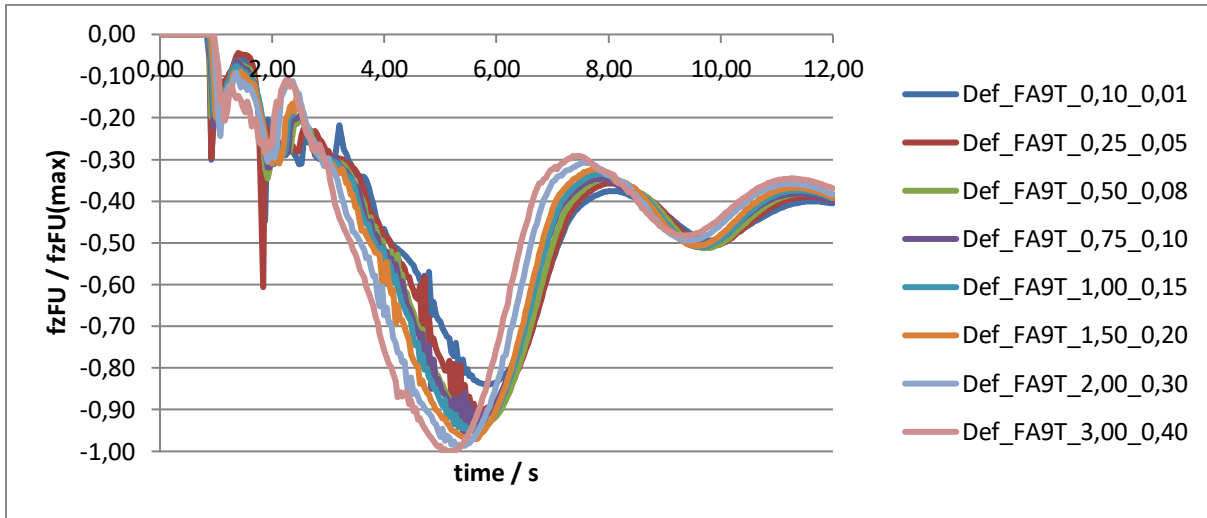


Abbildung 22: Normalisierte vertikale Gesamtkraft auf den Rumpf für eine Variation der dx/dz Geometriediskretisierung

Die normalisierte vertikale Gesamtkraft auf den Rumpf in Abbildung 22 zeigt ein ähnliches Verhalten wie die Positions- und Geschwindigkeitsergebnisse. Es ist keine Verbesserung zu erkennen, wenn beide Inkremente in einem ähnlichen Verhältnis skaliert werden.

Variation der Zeitschrittweite

Ein Indikator für die Stabilität einer Simulation ist die „Courant-Friedrich-Lewy-Zahl“, die wie folgt berechnet wird:

$$C = \frac{u * \Delta t}{\Delta x}$$

Dieser Indikator schwankt bei den bisherigen Berechnungen zwischen 27,16 und 0,91. Um die Auswirkungen zu untersuchen, wurde eine weitere Sequenz analysiert, in der diese Zahl durch Anpassung des Zeitschritts so konstant wie möglich gehalten wird. Ansonsten wurde die Diskretisierung gleich der dx/dz-Diskretisierung aus dem vorigen Abschnitt gehalten. Die sich daraus ergebenden dt-Werte sind in Tabelle 2 aufgelistet, wobei die Berechnung bei dx=0,75, dz=0,10 als Zielgröße genommen wurde.

dx	dz	dt
0.10	0.01	0.005
0.25	0.05	0.017
0.50	0.08	0.029
0.75	0.10	0.040
1.00	0.15	0.057
1.50	0.20	0.080
2.00	0.30	0.113
3.00	0.40	0.160

Tabelle 2: Zeitschrittweite dt für eine konstante CFL Zahl

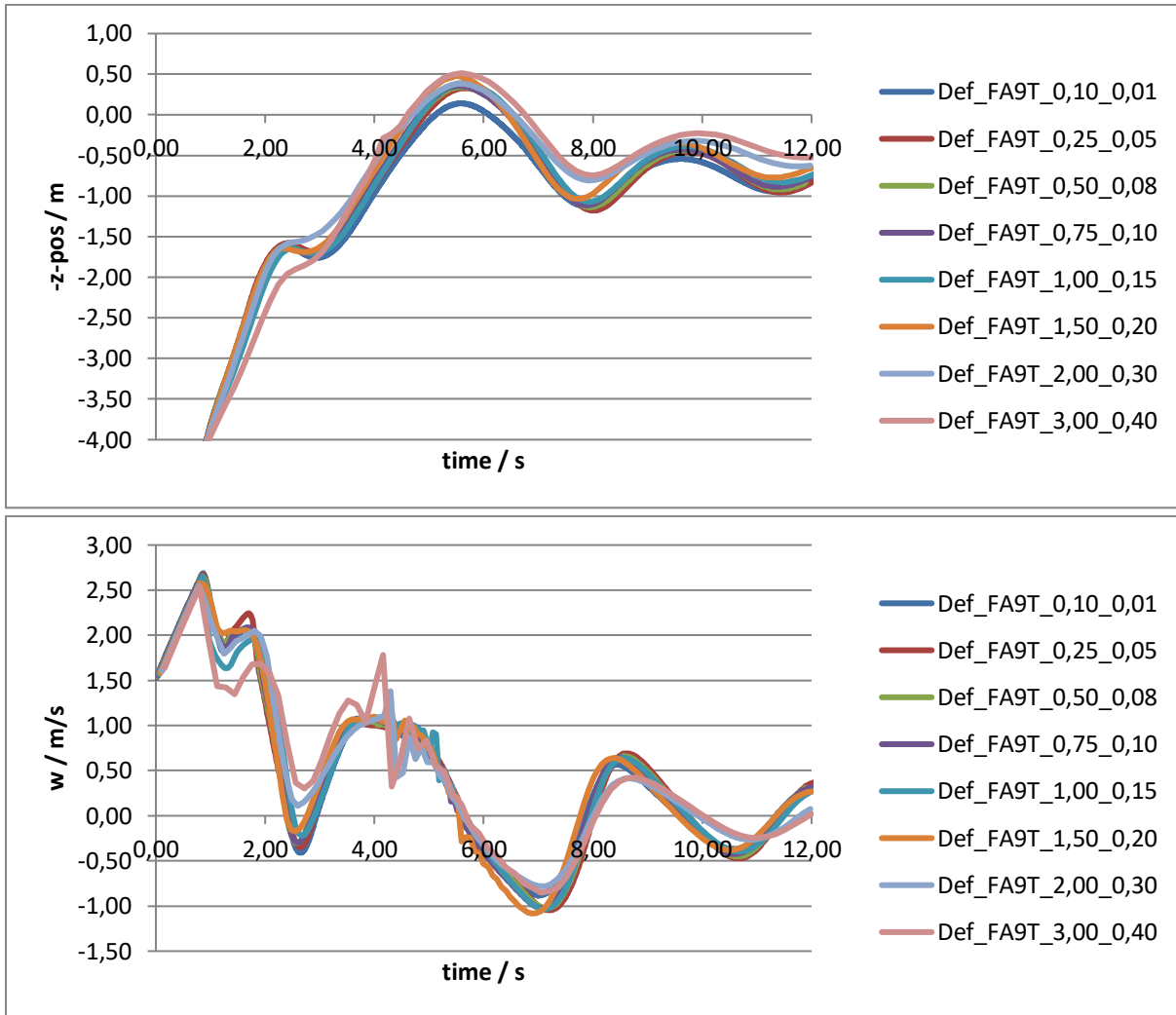


Abbildung 23: vertikale z-Position und vertikale Geschwindigkeit (w) für eine Variation der Zeitschrittweite dt

Im Vergleich zu den Ergebnissen mit konstanten dt Schrittweiten weisen die Kurven in Abbildung 23 wesentlich geringere Abweichungen auf. In den meisten Fällen führen nur die Berechnungen mit sehr großen Diskretisierungsschritten zu einem signifikanten Offset. In einigen Bereichen weicht das kleinste Inkrement immer noch von den anderen Kurven ab, aber mit viel geringeren Unterschieden als zuvor.

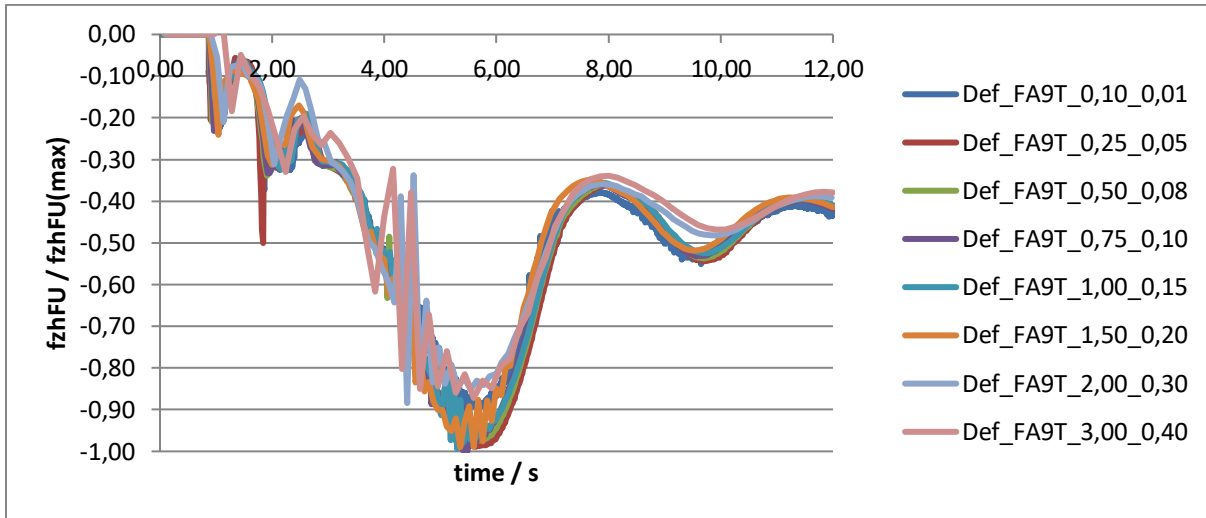


Abbildung 24: Normalisierte vertikale Gesamtkraft auf den Rumpf für eine Variation der Zeitschrittweite dt

Die normalisierte vertikale Gesamtkraft auf den Rumpf in Abbildung 24 zeigt ein ähnliches Verhalten wie die Positions-/Geschwindigkeitsergebnisse, obwohl bei größeren Zeitinkrementen eine viel größere Streuung zu beobachten ist. Dieser Effekt ist für alle Berechnungen mit $dt > 0,5$ sichtbar, wobei die Intensität bei den größten Inkrementen zunimmt. Die kleinsten Werte führen im Vergleich zu den vorherigen Durchläufen zu deutlich besseren Ergebnissen, während der kleinste Wert in einigen Bereichen immer noch erheblich abweicht.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass sehr kleine oder sehr große Schrittweiten ungünstig für die Robustheit der Ergebnisse sind, sowohl in x- als auch in z-Richtung. Der einzige Vorteil großer Schrittweiten ist eine reduzierte Rechenzeit, die in den durchgeführten Tests jedoch nicht wesentlich war, während die kleinsten Schrittweiten die Rechenzeit um einen signifikanten Faktor erhöhten. Zusätzlich wurde die Auswirkung der Rechenzeitzunahme bewertet, indem die „Courant-Friedrich-Lewy-Zahl“ über eine Reihe von Berechnungen konstant gehalten wurde. Dabei zeigte sich, dass ein bestimmtes Verhältnis zwischen diesen Werten erforderlich ist, um gute Ergebnisse zu erzielen.

6.2 HAP 2: Erweiterung der Ditching-Simulationsmethoden

Im diesem HAP wurden die vorhandenen Ditching-Simulationsmethoden weiterentwickelt. Dazu gehört auch die Entwicklung von **ditch++** und der Toolsuite **DFTS**. Die Erweiterung ermöglicht eine Modellierung von komplexen Lasten, wie sie bei der Strukturdeformation auftreten können. Des Weiteren wurde ein Konzept zur Fluid-Struktur-Interaktion innerhalb der Low-Fidelity Simulationsumgebung erarbeitet und Datenaustauschformate zur High-Fidelity FSI-Simulation wurden abgestimmt.

Organisation

Das Hauptarbeitspaket HAP-2 untergliedert sich in folgende Arbeitspakete:

- AP 2.1: Komplexe Lastmodelle
- AP 2.2: Handlingeinflüsse
- AP 2.3: Low-Fidelity & hybride Fluid-Struktur-Interaktion
- AP 2.4: High-Fidelity Fluid-Struktur-Interaktion

6.2.1 AP 2.1: Komplexe Lastmodelle

Im Laufe des Projekts wurde von IBK innerhalb der Toolsuite (DFTS) an der Schnittstelle zu **ditch++** gearbeitet. Bisher wurde **ditch** als eigenständiges Programm aus der Toolsuite aufgerufen. Durch die Neuentwicklung von **ditch++** wurde die Möglichkeit geschaffen, **ditch++** als Funktionenbibliothek direkt in die Toolsuite zu integrieren. Um dies umzusetzen, wurden die notwendigen Schnittstellen aufgebaut. Dies umfasst das Datenhandling der Geometrie, Simulationsparameter und der Ergebnisse sowie Fehlerbehandlung.

Für die Geometrie wird das in **ditch++** neue Geometrieformat verwendet, welches im Gegensatz zu den alten Formaten keine Unterscheidung zwischen unterschiedlichen Geometriediskretisierungen mehr macht. Hierfür wurde in der Toolsuite die Methode zur Geometrieerstellung komplett überarbeitet. Neben der Geometrieübergabe an **ditch++** als C++ Objekt wurde auch eine Exportfunktion implementiert.

Die Simulationsparameter wurden in **ditch++** in einer universellen XML Struktur organisiert. Hierfür wurde in der Toolsuite eine entsprechende Schnittstelle implementiert, die eine Objektstruktur erzeugt, die direkt in **ditch++** verwendet werden kann sowie als Datei exportiert werden kann.

Für die Rückgabe der Ergebnisse wurde zusätzlich die Objektstruktur angepasst. Vorher wurden die unterschiedlichen Ergebnisse aus mehreren Output Dateien zusammengestellt und je nach benötigtem Ergebnis einzeln dargestellt oder in einem Postprozess verarbeitet. Durch die Integration von **ditch++** in die Toolsuite DFTS bei IBK erfolgt nun die ganzheitliche Ergebnisrückgabe. Die Verarbeitung in einem Postprozess oder die Darstellung der Ergebnisse wird nun aus nur einem Ergebnisobjekt erzeugt.

Des Weiteren wurde untersucht, wie das Fluid-Lastmodell in **ditch++** an lokal deformierte Strukturquerschnitte angepasst werden kann. Dazu wurden high-fidelity Simulationen von unterschiedlich deformierten Kreisquerschnitten durchgeführt und die Ergebnisse parametrisiert,

vgl. Abbildung 25. Dadurch konnte ein Korrekturfaktor erstellt werden, der die Fluidlast abhängig von dem lokal deformierten Querschnitt anpasst.

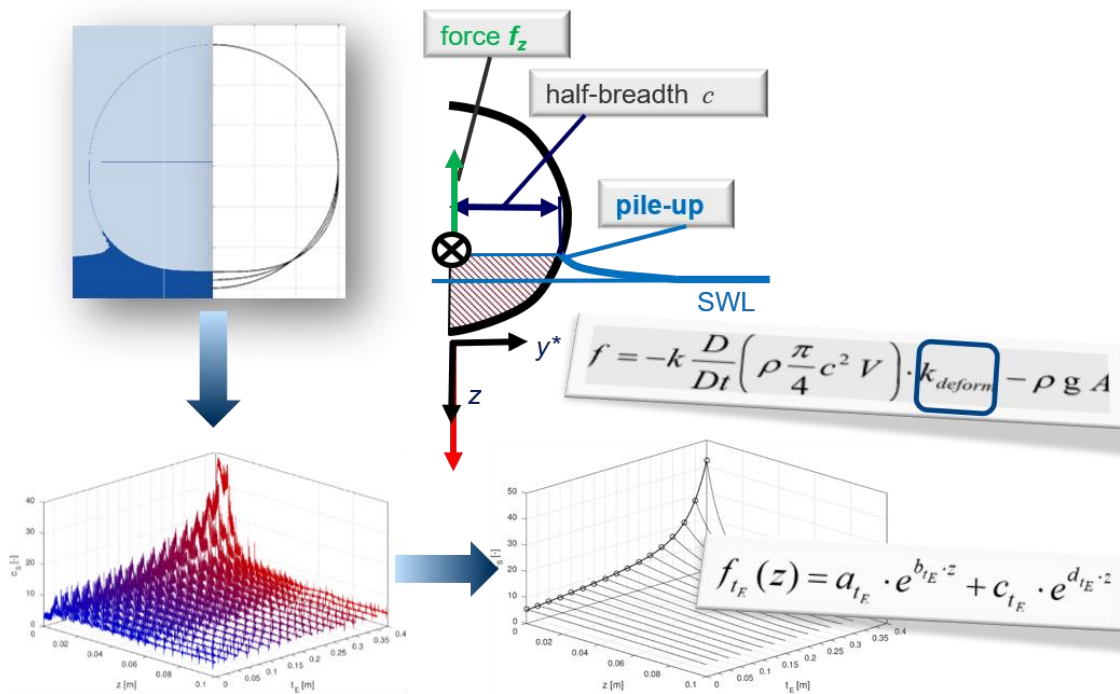


Abbildung 25: Prozess zur Erstellung eines parametrisierten Korrekturfaktors für lokal deformierte Querschnitte

Die Ergebnisse der Korrektur sind in Abbildung 26 dargestellt. In grau durchgehend sind die HiFi Ergebnisse geplottet, in schwarz durchgehend die parametrisierte Korrekturfunktion und in schwarz gestrichelt die mit *ditch* erzeugte Fluidlast nach der implementierten Korrektur. Die Ergebnisse zeigen, dass eine Korrektur der Fluidlast durchaus durch einen einfachen Faktor abgebildet werden kann. Allerdings ist anzumerken, dass die lokale Deformation in diesem Fall nicht komplex und vor allem auch nicht konkav ist.

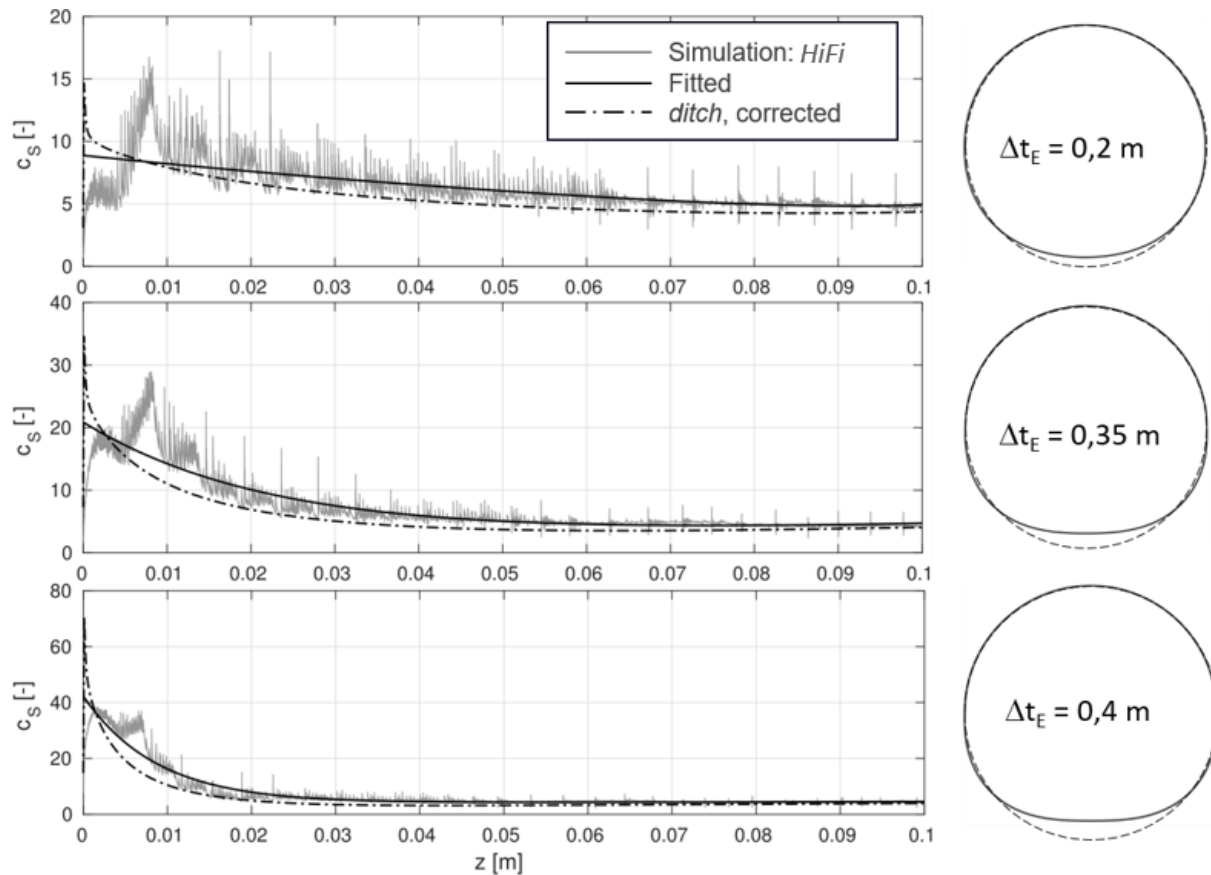


Abbildung 26: Ergebnisse der Korrektur von Fluidlasten bei lokal deformierten Querschnitten über einen Korrekturfaktor

Ein wesentlicher Fortschritt wurde bei der Betrachtung und Modellierung der Rumpfverformungen gemacht. High-Fidelity Analysen die aus der Industrie zur Verfügung gestellt wurden und ähnlich, aber nicht so aufwendig wie die vom Partner DLR durchgeführten sind, ermöglichen ein besseres Verständnis des Impact-Verhaltens.

Die Abbildung 27 zeigt integrierte Kräfte für unterschiedliche Spantpositionen. Die Abbildung 28 zeigt den Vergleich der lokalen Spantverformungen und auftretenden Kräfte. Die Abbildung zeigt Kräfte (Blau) und zeitgleich Deformationen (rot) im unteren Rumpfsegment. Die Kräfte sind über die linke Achse aufgetragen, die Deformationen über die rechte. Interessant hierbei ist, dass die Deformationen ansteigen in diesem speziellen Spantsegment, bevor der Kräftepeak für dieses Segment und damit die Wasserlast überhaupt auftritt. Dies ergibt sich dadurch, dass das Flugzeug stromabwärts bereits auf dem Wasser auftrifft und die dadurch hervorgerufene Deformation global und nicht lokal und stromaufwärts wandert. Wie dargestellt ist dies insofern interessant als dass es Ansprüche an das Deformationsfeld und die 2D+t Methode stellt, an deren Implementierung zur Zeit noch gearbeitet wird.

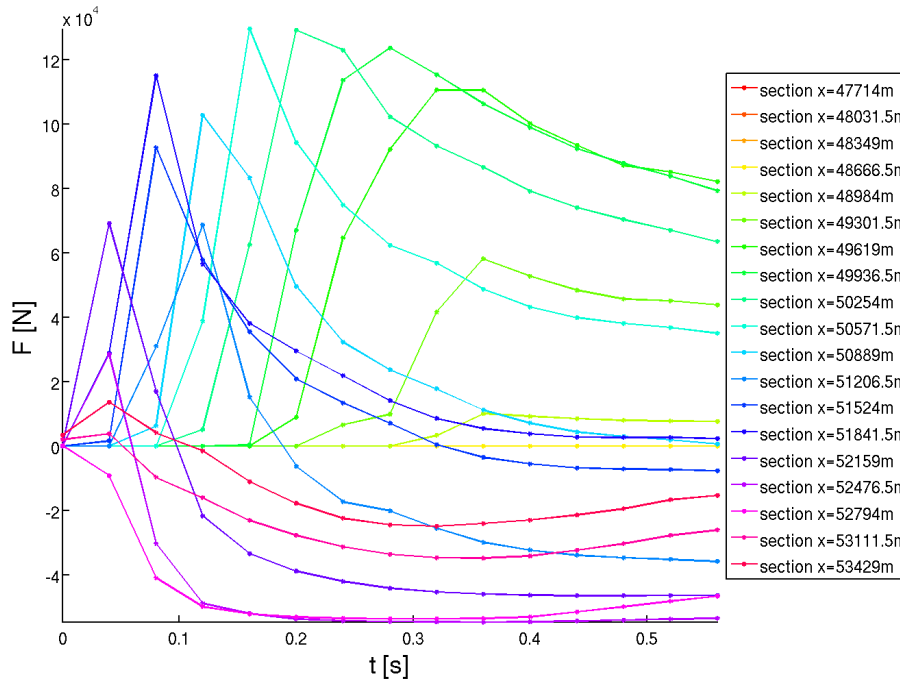


Abbildung 27: Verhalten der Kräfte über der Zeit bei einem Ditching-Vorgang für unterschiedliche Spantpositionen.

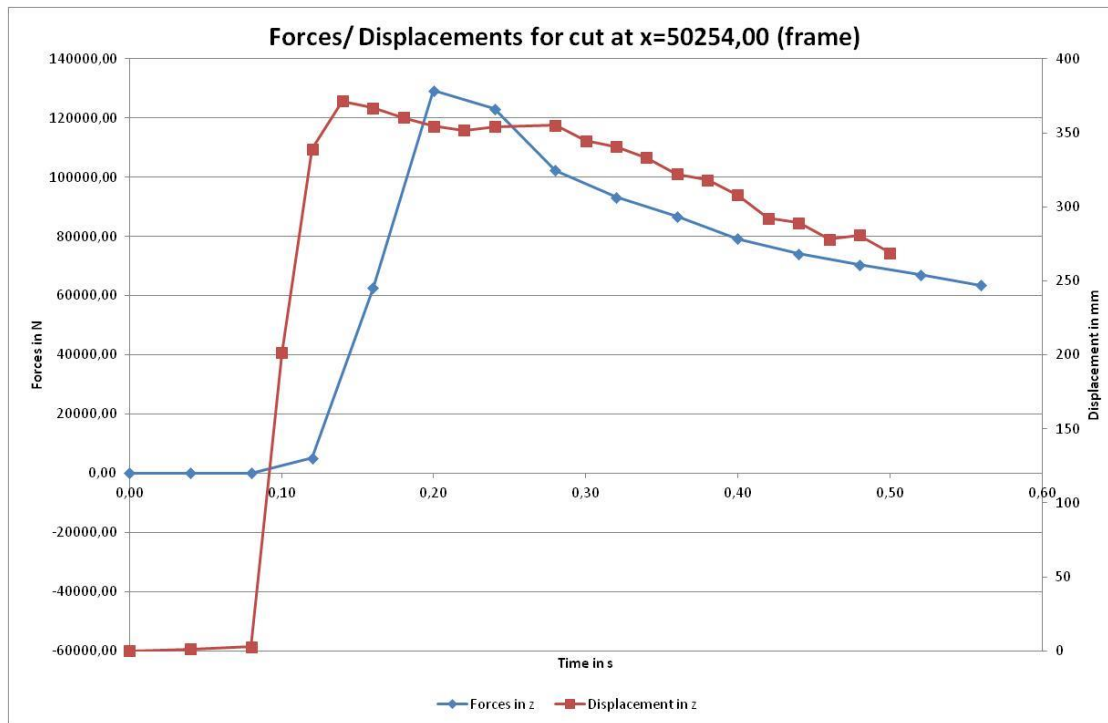


Abbildung 28: Zeitlicher Verlauf von Kräften und Deformationen für einen Spant

6.2.2 AP 2.2: Handlingseinflüsse

In diesem Arbeitspaket wurde untersucht, inwiefern Piloteneingriffe oder ggf. die Flugsteuerung (=Handling) die Lasten beim Impact beeinflussen und inwiefern der Pilot die Möglichkeit hat den Notwasserungsprozess besser zu gestalten, als er aktuell durchgeführt wird.

Während des Aufpralls ist das Flugzeug schwer zu kontrollieren. Daher ist es wichtig Piloten Handlungsanweisungen zu geben, auf deren Basis eine „optimale“ Landung möglich ist. Diese Anweisungen können von Fall zu Fall unterschiedlich sein und beispielsweise von der Flugzeugkonfiguration, dem Gewicht oder der Aufprallgeschwindigkeit abhängen.

Für die Untersuchung werden Notwasserungssimulationen mit unterschiedlichen Notwasserungsparametern durchgeführt. Die Ergebnisse werden bewertet und ein optimales Vorgehen zur Notwasserung identifiziert.

Die zu variierenden Parameter sind hierbei die Vorwärtsgeschwindigkeit, die Sinkgeschwindigkeit, der Anstellwinkel.

Auf Grund der Kooperation mit Airbus wurde als Flugzeug die XRF1 genutzt. In diesem Bericht wird nur eine leichte Variation der Vorwärtsgeschwindigkeit und eine Variation des Anstellwinkels gezeigt. Eine Ausführliche Dokumentation der Ergebnisse wird im Deliverable D2.2.1: „Beschreibung und Analyse der untersuchten Handlingseinflüsse und ihrer Relevanz beim Ditching, sowie der Ableitung eventueller Manöverempfehlungen oder Flughilfen für Piloten“ erfolgen.

Die Vorwärtsgeschwindigkeit wurde von 130 kn (66,88 m/s) über 150 kn (77,17 m/s) auf 170 kn (87,46 m/s) variiert. Die Sinkgeschwindigkeit ist auf 1,5 m/s festgelegt und der Anstellwinkel auf 6 Grad. Die Ergebnisse der Notwasserungssimulation sind in Abbildung 29 dargestellt. Die Kräfte F_x und F_z (ersten zwei Plots) sind die Summe der Kräfte, die in x- und z-Richtung auf den Rumpf wirken. Die nachfolgenden Plots sind die Vorwärtsgeschwindigkeit, die Sinkgeschwindigkeit, der Anstellwinkel sowie die Höhe des Gesamtschwerpunkts über der Wasseroberfläche.

Die vertikale Aufprallkraft F_z ist für alle Vorwärtsgeschwindigkeiten fast gleich. Bei höheren Geschwindigkeiten sind die Kräfte nur geringfügig um 6% bzw. 14% höher. Interessanter ist der Teil der Simulation, in dem sich das Flugzeug bei ca. 5 Sekunden nach unten neigt und abbremst. Hier sind die horizontalen Kräfte bei höheren Geschwindigkeiten höher. Dies führt zu höheren horizontalen Kräften und damit zu einer höheren Verzögerung im Anschluss.

Die Sinkgeschwindigkeit wurde von 2 ft/s (0,61 m/s) über 5 ft/s (1,524 m/s) auf 13 ft/s (3,962 m/s) variiert. Die Vorwärtsgeschwindigkeit ist auf 130 kn (66,88 m/s) festgelegt und der Anstellwinkel auf 6 Grad. Die Ergebnisse der Notwasserungssimulation sind in Abbildung 30 dargestellt. Die Kräfte F_x und F_z (ersten zwei Plots) sind die Summe der Kräfte, die in x- und z-Richtung auf den Rumpf wirken. Die nachfolgenden Plots sind die Vorwärtsgeschwindigkeit, die

Sinkgeschwindigkeit, der Anstellwinkel sowie die Höhe des Gesamtschwerpunkts über der Wasseroberfläche.

Die maximale Aufprallkraft ist am größten für die höchste Sinkgeschwindigkeit. Bei einer Sinkgeschwindigkeit von ca. 1,5 m/s reduziert sich die vertikale Kraft um ca. 2/3 der Kraft bei hoher Sinkgeschwindigkeit. Im Fall der geringsten Sinkgeschwindigkeit reduziert sich die maximale Kraft sogar auf ca. 12 %.

Das dynamische Verhalten ist grundsätzlich vergleichbar. Allerdings erfolgt durch die höhere Kraft in x-Richtung eine deutlich stärkere Verzögerung des Flugzeugs für größere Sinkgeschwindigkeiten.

Der Anstellwinkel wurde von 4 Grad über 6 Grad auf 8 Grad erhöht. Die Vorwärtsgeschwindigkeit ist auf 150 kn (77,17 m/s) und die Sinkgeschwindigkeit ist auf 1,5 m/s festgelegt. Die Ergebnisse der Notwasserungssimulation sind in Abbildung 31 dargestellt. Die Kräfte F_x und F_z (ersten zwei Plots) sind die Summe der Kräfte, die in x- und z-Richtung auf den Rumpf wirken. Die nachfolgenden Plots sind die Vorwärtsgeschwindigkeit, die Sinkgeschwindigkeit, der Anstellwinkel sowie die Höhe des Gesamtschwerpunkts über der Wasseroberfläche.

Die Variation des Anstellwinkels zeigt einen leichten Anstieg der Kräfte bei steigendem Anstellwinkel. Insbesondere der Anstellwinkel von 4 Grad hat geringere Aufprallkräfte als die anderen Anstellwinkel. Zwischen 6 und 8 Grad beträgt die Abweichung etwa 1 %. Für einen Anstellwinkel von 4 Grad ist der maximale Spitzenwert um etwa 40 % geringer.

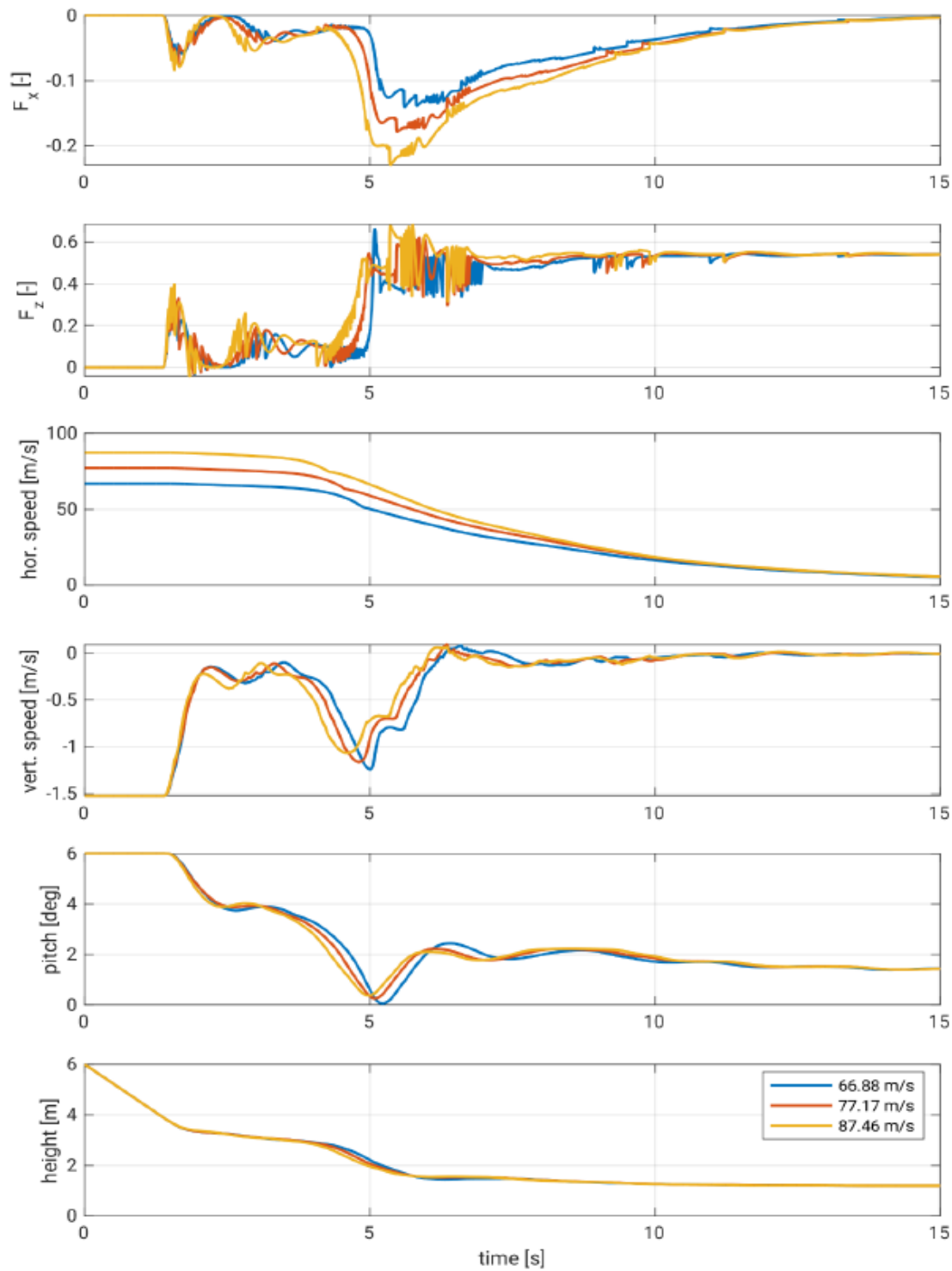


Abbildung 29: Variation der Anflugbedingungen: Vorwärtsgeschwindigkeit

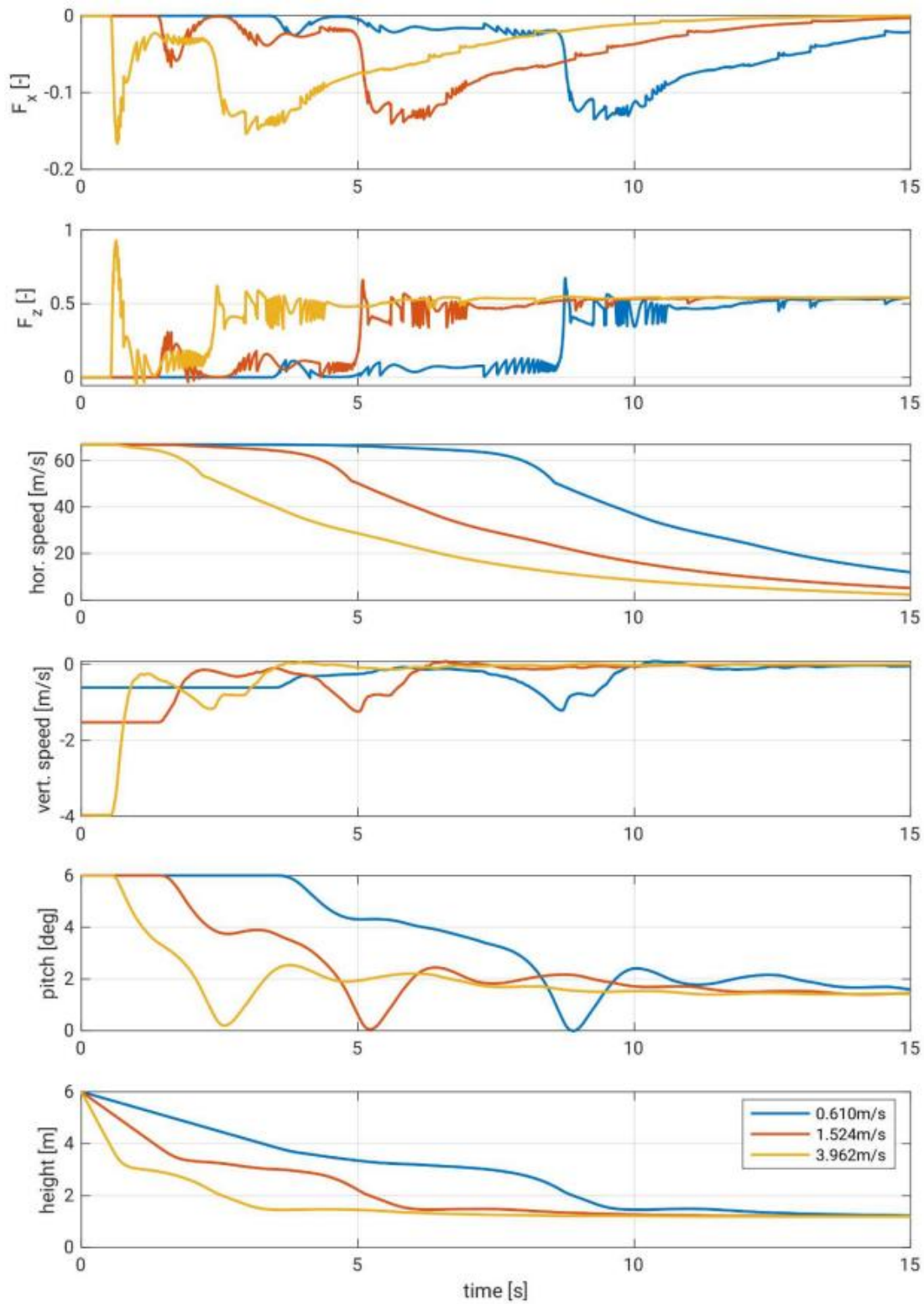


Abbildung 30: Variation der Anflugbedingungen: Sinkgeschwindigkeit

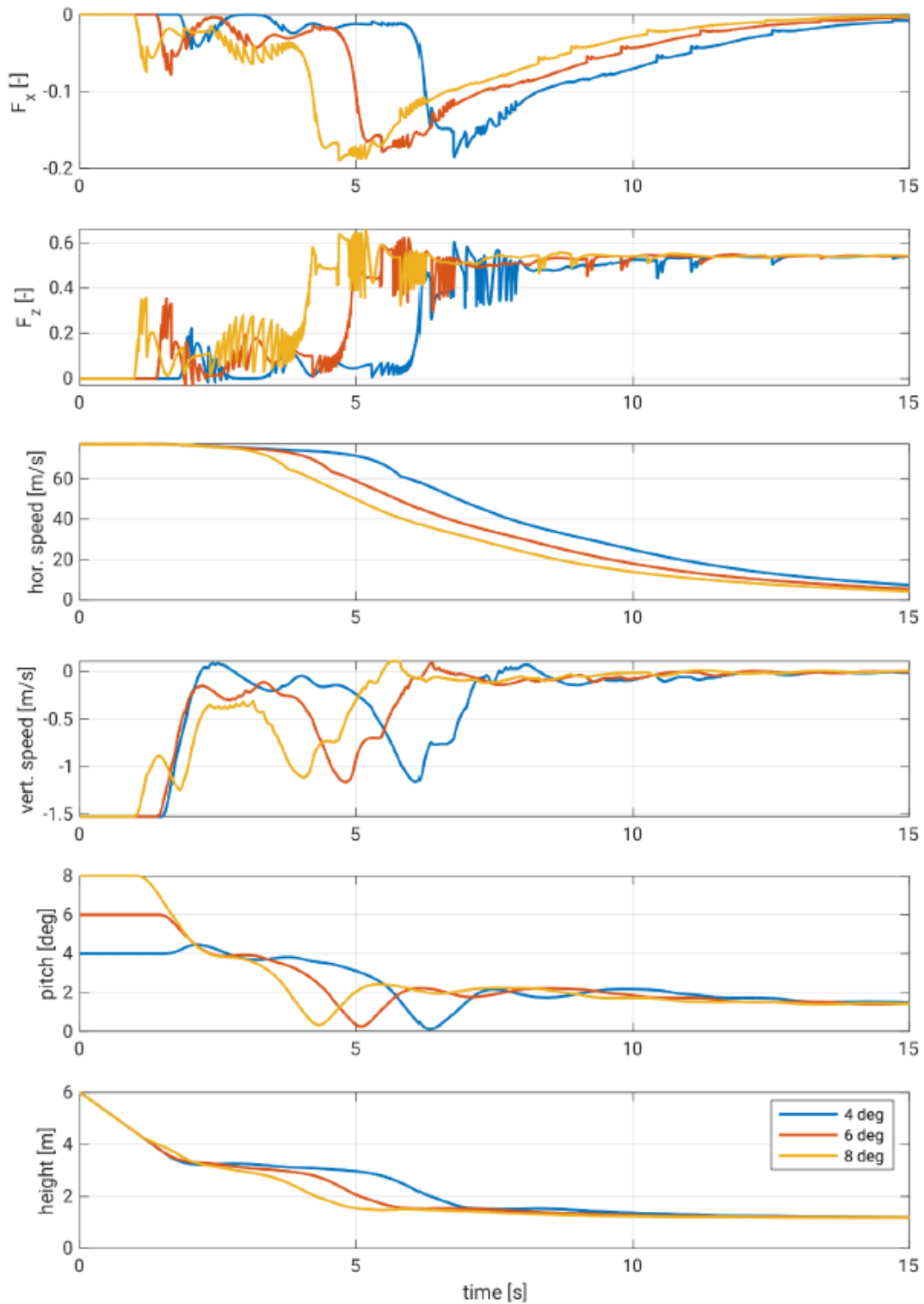


Abbildung 31: Variation der Anflugbedingungen: Anstellwinkel

Die Variation der Sinkgeschwindigkeit ist im Falle eines Ditchings durch den Piloten bei vollständigem Triebwerksausfall in einem bestimmten Bereich durch Nutzung der Steuerflächen kontrollierbar. Der Aufprallwinkel sowie die Sinkgeschwindigkeit sind neben der Horizontalgeschwindigkeit die treibenden Faktoren. Flach aufkommen mit geringer Sinkgeschwindigkeit ist essentiell für niedrige lokale Lasten, es gibt allerdings Grenzen aus der Manövrierbarkeit des Flugzeugs unter Notwasserungsbedingungen. **DFTS** ist in der Lage dies zu simulieren und alle Facetten darzustellen, so dass für ein bestehendes Flugzeug der fliegbare Bereich durch die Flugmechanik definiert werden kann. Basierend darauf kann **DFTS** dann die besten Landebedingungen ermitteln.

6.2.3 AP 2.3: Low-Fidelity & hybride Fluid-Struktur-Interaktion

In AP 2.3 wurden die ausgewählten monodisziplinären Modelle hinsichtlich ihrer Güte und Effizienz für die Verwendung als gekoppeltes multidisziplinäres Modell in DFTS untersucht. Die Untersuchungen für das Strukturmodell sind sowohl bei der TUHH als auch bei IBK durchgeführt worden.

Unterschiedliche Konzepte zur Implementierung von Strukturmodellen wurden untersucht und diskutiert (Modellordnungsreduktion, FEM-Kondensat, GFEM-Co-Simulation). Ein Basiskonzept zur Implementierung eines Strukturmodells wurde erarbeitet und wird im Folgenden beschrieben. Der Ansatz von IBK sieht eine Co-Simulation von Fluid- und Strukturberechnung vor. Dabei wird die Notwasserung in einer Vielzahl von Berechnungsschritten/Zeitschritten gerechnet, in denen jeweils Fluid- und Strukturlösungen berechnet werden. Generell erfolgt innerhalb eines Berechnungsschrittes eine Diskretisierung der Geometrie, eine Berechnung der Notwasserung mit einem starrem Flugzeugmodell dieser Geometrie, eine Übertragung (*mapping*) der hydrodynamischen Lasten auf das Strukturmodell und eine nicht gekoppelte FEM-Berechnung der statischen Strukturverformung aufgrund der hydrodynamischen Lasten. Das Ergebnis eines Berechnungsschrittes ist ein verformtes Flugzeugmodell (Strukturnetz). Die verformte Geometrie wird anschließend für den nächsten Berechnungsschritt aufbereitet. Nachfolgend werden die Bestandteile dieser iterativen Co-Simulationen beschrieben.

1. Die Co-Simulation der Fluid-Lösung erfolgt unter Verwendung von **ditch++** (2D+t Löser für Notwasserungssimulationen mit starren Flugzeugmodellen). Aus der **ditch++** Simulation kommen die Drücke verteilt auf der Flugzeugstruktur, die dann auf die Struktur aufgeprägt werden.
2. Das Mapping der hydrodynamischen Lasten von den Stützpunkten des Lastmodells auf die zugehörigen Oberflächen des Strukturmodells erfolgt unter Verwendung von radialen Basisfunktionen, wie z. B. in ALGLIB [17] implementiert. Dieser Algorithmus bedarf keiner strukturierten Gitter, auf denen die Daten vorhanden sind, sondern kann mit einer Punktwolke arbeiten. Er kann die Fluidlasten somit zwischen nicht-konformen Netzen

- übertragen. Durch die Modularität des Konzeptes für die Fluid-Struktur-Interaktion, kann der Mapping-Algorithmus auch später noch ausgetauscht werden.
3. Die Co-Simulation der Struktur kann unter Verwendung eines kommerziellen Löses (z. B. MSC Nastran) oder unter Verwendung eines eigens implementierten FEM-Löses erfolgen (abhängig von der nachfolgenden Industrialisierung und Kundeninfrastruktur). Beide Möglichkeiten bieten Vor- und Nachteile: ein eigener FEM-Löser kann direkt in den Prozess eingebunden werden (höhere Performanz), muss aber auch gewartet werden und stark mit der Kundeninfrastruktur vernetzt werden. Ein kommerzieller Löser ist wartungsarm, bedarf aber Lizenzen und kann nicht direkt in den Prozess eingebunden werden, sodass zusätzliche Schreib- und Lese-Vorgänge nötig sind, die eventuell ein Performanz-Problem darstellen. In diesem Fall wurde ein einfacher bestehender FEM-Löser, der bei IBK verfügbar ist genutzt um die Fluid-Struktur-Interaktion umzusetzen. Für eine spätere Industrialisierung ist sehr wahrscheinlich ein kundenspezifischer FEM-Löser zu implementieren.
 4. Der letzte Bestandteil des Konzeptes ist die Idealisierung der verformten Struktur, um damit eine neue Geometrie für die nächste Fluid-Lösung zu erstellen. Diese Idealisierung glättet ebene oder konkave Querschnitte hinreichend, sodass der Fluid-Löser kein Konvergenzproblem bekommt.

Der Gesamtprozess läuft iterativ solange bis die Summe der Zeitschritte die Simulationszeit erreicht hat. Das Konzept wurde bei IBK prototypisch umgesetzt.

Der bei IBK – auch im Hinblick auf industrielle Verwertbarkeit – gewählte Ansatz ermöglicht die Verwendung eines stark vereinfachten balkenähnlichen Strukturmodells um die globale Verformung abzubilden, siehe Abbildung 32. Es ist schnell ersichtlich, dass hiermit nur globale Verformungen erfasst werden können, dafür kann aber die Rechenzeit für die strukturelle Lösung deutlich reduziert werden und erste Ergebnisse können bereits in einem frühen Entwicklungsprozess erzeugt werden.

Lokale Verformungen können mit dem in Abbildung 33 gezeigten GFEM Modell erfasst werden. Hier ist exemplarisch eine Rumpfsktion mit der für die Fluidlastenberechnung relevanten modellierten Außenhaut dargestellt. Der Vorteil der Erfassung der lokalen Verformung überwiegt den Performance Nachteil, der aus der deutlich höheren Anzahl an Freiheitsgraden des GFEM-Modells resultiert.

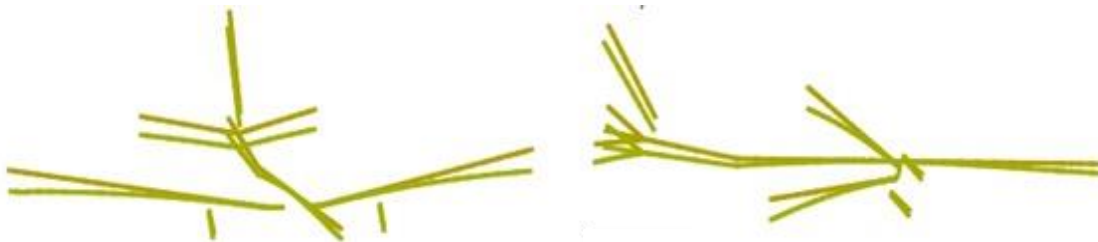


Abbildung 32: Balkenähnliches Strukturmodell und Verformung resultierend aus einer vertikalen Beschleunigung

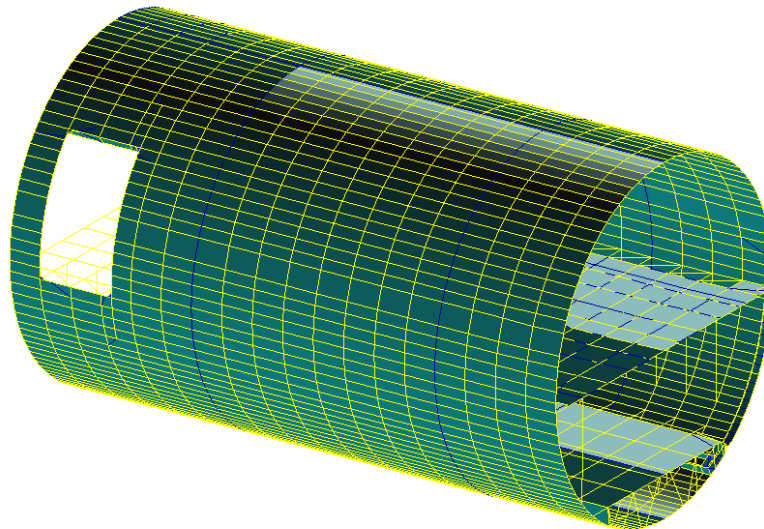


Abbildung 33: GFEM Modell für einen generischen Rumpfausschnitt

IBK hat hierzu Studien durchgeführt um die Aufwände der Simulation des GFEM-Modells zu bewerten. Hierbei wurde eine generische Long-Range Konfiguration verwendet, insbesondere Prozessstabilität und Robustheit wurden betrachtet. Als Beispiel sind Oberflächendrücke zu sehen, wie sie auf Basis einer ditch-Simulation mit dem DFTS-Tool erzeugt wurden und auf ein Strukturnetz (GFEM) übertragen wurden:

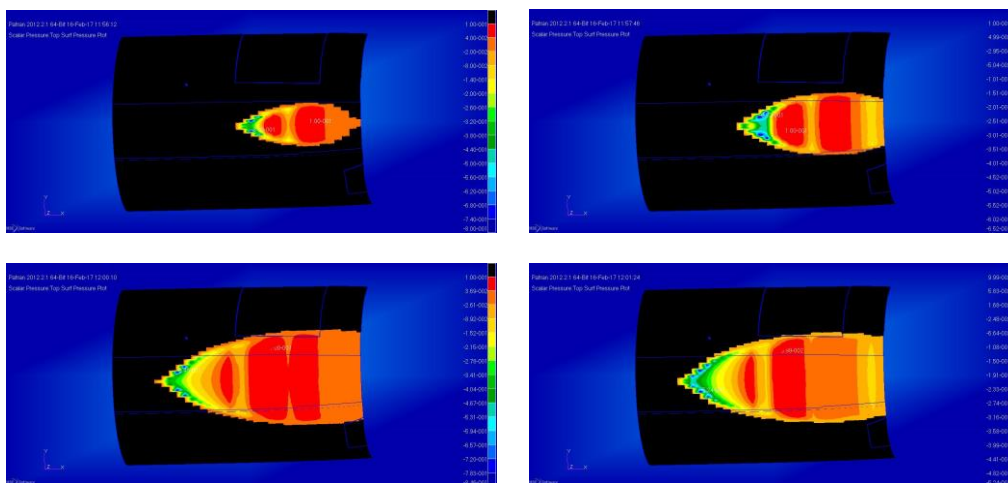


Abbildung 34: Oberflächendrücke berechnet aus einer Ditching-Simulation übertragen auf ein FEM-Netz zu unterschiedlichen Zeitbereichen des Impacts ($t=0.04s$, $t=0.08s$, $t=0.32s$, $t=0.48s$, von links nach rechts, oben nach unten)

Die Umsetzung der Fluid-Struktur-Interaktion zeigt, dass ein Großteil der Ergebnisqualität über die Detailgenauigkeit des FEM-Modells erzeugt wird. Einerseits betrifft dies die Lastseite. Das Mapping der Drücke ist mit schnellen und effizienten Methoden möglich und zeigt eine hohe

Robustheit im Prozess, so dass es ohne großen Zeitaufwand machbar ist. Problematisch ist hierbei, dass die Genauigkeit der Lastübertragung abhängig ist von der Netzdichte. Ist das Netz zu grob können die Lasten nicht exakt übertragen werden.

Des Weiteren bleibt zu bemerken das die lokalen Deformationen nur bedingt der Realität entsprechen. Nichtlinearitäten können im Prozess nicht abgedeckt werden, hier ist eine Korrektur der Berechnungsmethode im Postprocessing notwendig. Insgesamt ist die Methode allerdings robust, eine verbesserte Modellbildung wird in der Lage sein, Teile der negativen Punkte zu kompensieren.

Während für das strukturelle Modell bei der TUHH ein LSTM Ansatz gewählt worden ist, bei dem ein Training auf das zu verwendende Strukturmodell vonnöten ist, bewegt sich der von IBK umgesetzte Ansatz im Hinblick auf die industrielle Verwertbarkeit näher an bestehenden Industrieprozessen. Der Integration in einen Designprozess beim Kunden wird daher mit Zuversicht entgegengeblickt.

6.2.4 AP 2.3: High-Fidelity Fluid-Struktur-Interaktion

Dieses Arbeitspaket wurde schwerpunktmäßig über das DLR bearbeitet und beinhaltet die High-Fidelity Simulationen. Die High-fidelity Simulationen wurden bei IBK als Referenzergebnisse für die Low-Fidelity Analysen genutzt. Für die High-fidelity Simulationen hat IBK das DLR bereits im frühen Projektfortschritt bei der Ergebnisaufbereitung der HiFi-Simulationen unterstützt und dabei Python Funktionen zum Einlesen der H5-Dateien geschrieben, die der Weiterverarbeitung und Aufbereitung der Daten dienen. Die Ergebnisse wurden bei IBK verwendet, um Erkenntnisse für die Low-Fidelity Verfahren abzuleiten.

6.3 HAP 3: Validierung und Wissensgenerierung

6.3.1 Organisation

Die Validierung der Simulationsmethode dient zum Erreichen der Zielvorgabe, nämlich TRL-4. Für diesen Zweck wurden Referenzdaten aus der vorhandenen Database bzw. früheren Projekten zusammen- und zur Verfügung gestellt. Das Hauptarbeitspaket HAP 3 untergliedert sich in folgende Arbeitspakete:

- AP 3.1: Validierung
- AP 3.2: Use-Cases

6.3.2 AP 3.1: Validierung

Dieses AP wurde schwerpunktmäßig vom DLR durchgeführt. IBK hat zu Beginn des Projektes dem DLR Referenzdaten aus dem Projekt SARAH zur Verfügung gestellt, so dass für Simulationen unterschiedlicher Granularität Referenzlösungen zur Verfügung stehen. Diese Daten wurden seitens des DLR zur Unterstützung der HiFi-Validierung verwendet. Der Anspruch an die von IBK entwickelte Low-Fidelity Variante ist im Gegensatz zur High-Fidelity Simulation keine exakte Reproduktion der physikalischen Realität, sondern vielmehr eine schnelle, robuste Methode die konservative Werte liefert.

Konservative Ergebnisse wurden dadurch erreicht, dass methodisch und seitens der Modellbildung Rahmenbedingungen geschaffen werden bei denen Lösungsgeschwindigkeit und Genauigkeit durch Einhaltung der Konservativität zugunsten der Lösungsgeschwindigkeit optimiert wurden. Dieser Lösungsansatz zielt insbesondere darauf ab schnell eine große Anzahl an Entwurfparametern abzuarbeiten. Im Gegensatz liefert die High-Fidelity Methode, sofern notwendig, die Möglichkeiten gezielt mit Methoden hoher Eindringtiefe einzelne Parameterpunkte zu prüfen und ggf. Lasten und das Strukturverhalten hochgenau zu berechnen.

Seitens der Low-Fidelity Methoden wird ein konservatives Ergebnis dadurch erreicht, dass

- das Strukturmodell vereinfacht linear/ statisch modelliert wird und somit hochdynamische Effekte, die i.d.R. relaxierend wirken, nicht berücksichtigt werden. Das erzielte Deformationsverhalten ist damit zu groß, welches auch durch Ergebnisse bspw. bei SARAH oder im Umfeld von Airbus bestätigt wird. Dies bedingt ebenfalls größere strukturelle Belastungen als in der Realität.
- Seitens der fluidmechanischen Lösungen aktuell eine Theorie verwendet wird, welche bereits vor dem Projektstart durch Vereinfachungen als konservativ zu bewerten ist. Dies liegt auch hier an der linearisierten Theorie welche relaxierende, nichtlineare Effekte nicht berücksichtigt.

Somit bleiben zur finalen Validierung zwei Themenpunkte übrig:

- Robustheit: Bei einer großen Anzahl an Parametern ist es relevant das der Prozess als solcher robust konvergiert und nicht mehrfach angestartet werden muss. Dies wurde erreicht indem das Strukturmodell linear aufgesetzt wird. Ein lineares Steifigkeitsmodell kann ohne die Gefahr einer fehlenden Iteration gelöst werden.
- Schnelligkeit: Zur schnellen Bewertung ist der Prozess so aufzusetzen das eine große Anzahl an Berechnungspunkten schnell bewertet werden kann. Der aktuell vorliegende **ditch++**-Code erfüllt diese Anforderungen, die zusätzliche Berücksichtigung eines Codes zur Strukturverformung bedingt eine Reduktion in der Geschwindigkeit, soll aber insgesamt den Charakter des Prozesses nicht maßgeblich verändern. Dies wird durch zwei Punkte erreicht:
 - Im Gesamtprozess bleibt die Strukturverformung „zuschaltbar“
 - Es erfolgt eine sogenannte 1-Wege Kopplung, d.h. keine Rückführung der Verformung auf die Hydrodynamik. Somit ist keine Iteration notwendig und der Gesamtprozess wird lediglich auf die Invertierung einer Steifigkeitsmatrix reduziert. Dies bleibt effizient und erhält den Charakter.

Abschließend kann somit festgestellt werden das der Gesamtprozess zur Notwasserung durch Verwendung von Low-Fidelity Lösungen validiert ist.

6.3.3 AP 3.2: Use Cases

In diesem Arbeitspaket wurden die im Projekt erzielten Verbesserungen der **ditch++** Methode im Zusammenspiel mit der Simulationsumgebung DFTS auf realistische Use-Cases angewandt. Hierbei wurde speziell auf realistische Anflugbedingungen geachtet.

Mit der D150 wurde ein Referenzflugzeug verwendet, welches an ein auch bei Airbus im wissenschaftlichen Kontext eingesetztes Flugzeug, die XRF1, angelehnt ist. Die Untersuchung der Anflugbedingungen wurde bereits in AP 2.2: Handlingseinflüsse beschrieben. Die Simulationen zeigen, dass die Verbesserungen der Methode und die Integration von **ditch++** in die DFTS Toolsuite zu einer vollumfänglich nutzbaren Simulationsumgebung geführt hat. Die Anwendung im echten industriellen Kontext steht allerdings noch aus.

Ein weiterer Use-Case mit Blick auf neue Entwicklungen und unkonventionelle Flugzeuggeometrien ist ein Blended-Wing-Body (BWB). Das Modell (Abbildung 35) des BWB wurde im Rahmen des SARAH Projektes durch die Technische Universität Braunschweig erstellt. Das Design ist Vergleichbar mit einem A330-900, wobei eine leicht größere Pax Kapazität bei geringeren Abmaßen erreicht wird.

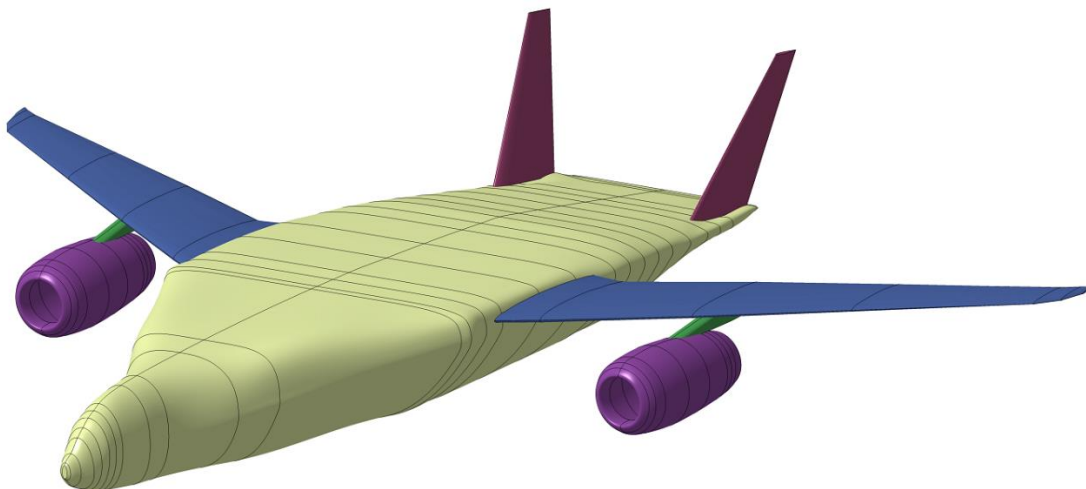


Abbildung 35: Blended-Wing-Body (BWB) Modell

Das Modell wurde in DFTS verarbeitet und zwei diskretisierte Geometrien erzeugt, die mit der **ditch++** Methode simuliert wurde. Zum einen wurde eine konventionelle Unterteilung von Tragfläche und Rumpf angewandt (Abbildung 36), zum anderen wurde eine alternative Trennung

der als Rumpf und Tragfläche in DFTS definierten und verarbeiteten Flugzeugbestandteile gewählt (Abbildung 37), um eine Vergleichbarkeit zu einem konventionellen runden Flugzeugrumpf zu erzeugen.

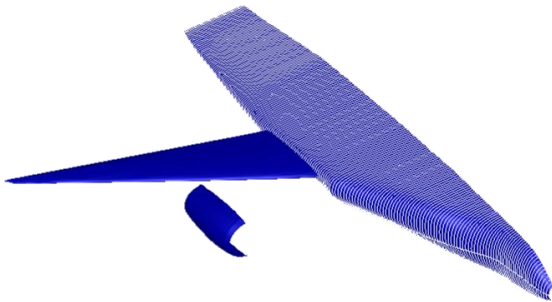


Abbildung 36: Konventionelle Aufteilung in Rumpf und Tragfläche

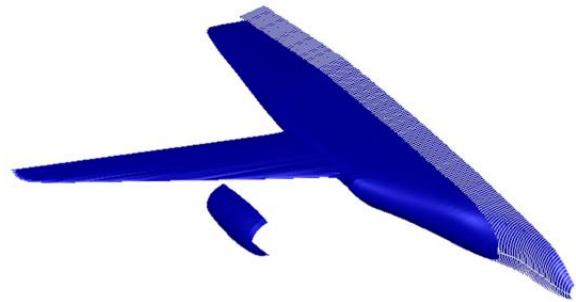


Abbildung 37: Alternative Aufteilung in Rumpf und Tragfläche

Sowohl die horizontale () als auch die vertikale () Flugbahn sind gleich, bis der erste Wasserkontakt stattfindet. Danach unterscheiden sich die beiden Varianten recht deutlich voneinander. Die alternative Ablösung verlangsamt sich schneller, was sowohl die Endpositionen als auch die resultierenden Geschwindigkeiten am Ende der Simulation reduziert.

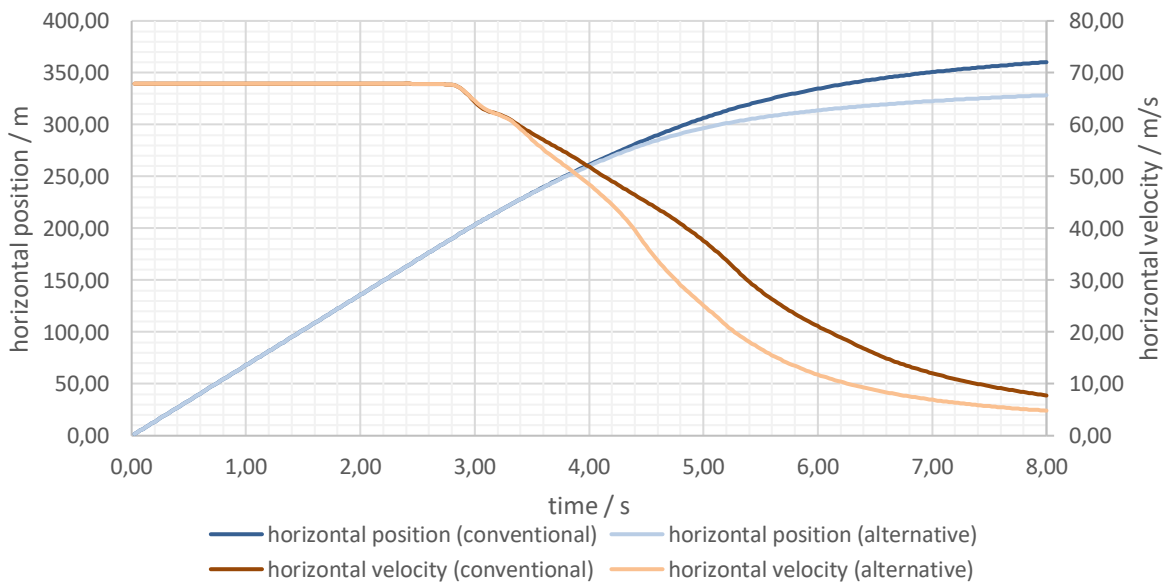


Abbildung 38: Horizontale Position und Geschwindigkeit eines BWBs

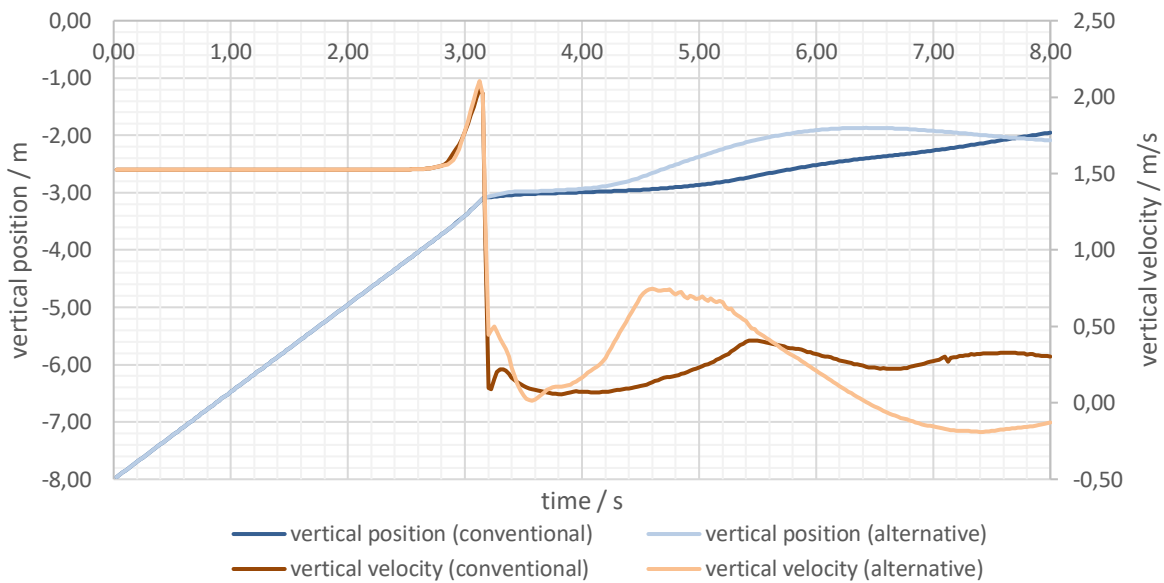


Abbildung 39: Vertikale Position und Geschwindigkeit eines BWBs

Der Grund für dieses unterschiedliche Verhalten ergibt sich aus den aerodynamischen Kräften, die auf den Flügel wirken, wie in Abbildung 40 dargestellt. Wenn ein Bauteil mit dem Wasser in Berührung kommt, verringert sich die auf das Bauteil wirkende aerodynamische Kraft proportional zu seiner benetzten Fläche. Wird die Tragfläche auf herkömmliche Weise abgetrennt (und ist damit für die Auftriebserzeugung des gesamten Körpers verantwortlich), kommt das Bauteil nie mit dem Wasser in Berührung und es findet keine Verringerung seiner aerodynamischen Kraft statt. Bei der alternativen Trennung kommt das Bauteil mit aerodynamischen Eigenschaften in Kontakt mit Wasser und erfährt diese Reduzierung der Aerodynamischen Auftriebskraft und somit eine Veränderung der allgemeinen Dynamik.

Dieser Use-Case zeigt, wie flexibel die Simulationsumgebung DFTS auch für unkonventionelle Flugzeuggeometrien einsetzbar ist.

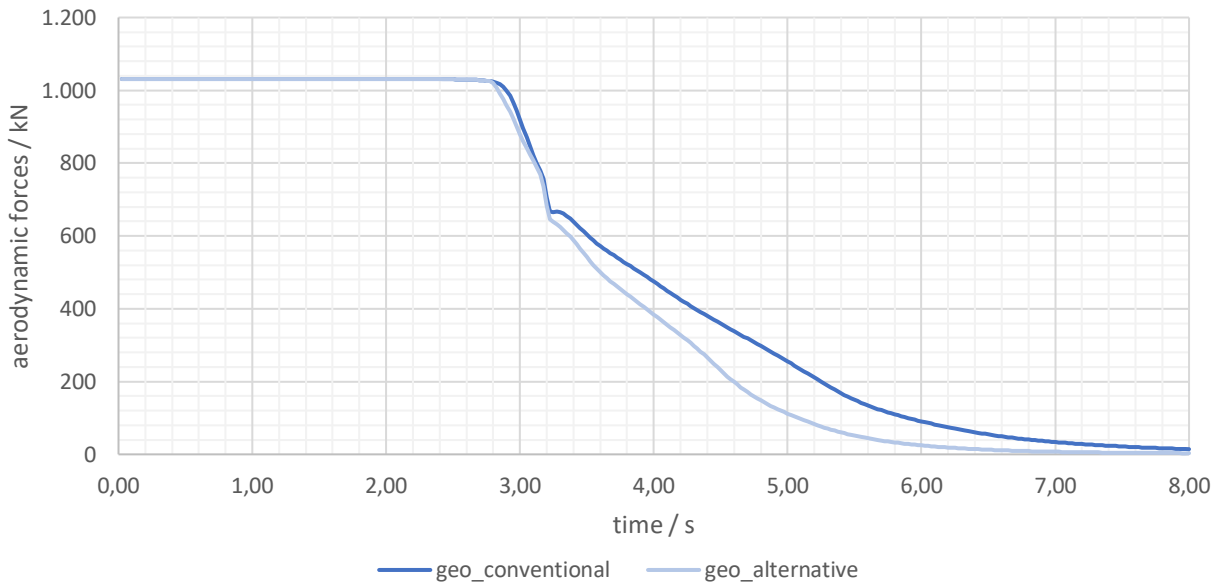


Abbildung 40: Aerodynamische Kräfte auf die "Tragfläche" eines BWBs

7. Veröffentlichungen

7.1 Veröffentlichungen / Vorträge im Berichtszeitraum

Durch IBK wurden bis zum Zeitpunkt des Abschlusses dieses Berichts keine Veröffentlichungen zu den in InSiDE durchgeführten Arbeiten vorgenommen. Nach der Laufzeit des Vorhabens ist eine Veröffentlichung der Ergebnisse mit den anderen Partnern geplant.

7.2 Diplomarbeiten / Studienarbeiten

Es wurden bei IBK keine Diplom- oder Studienarbeiten im Rahmen dieses Projektes durchgeführt.

7.3 Erfindungsmeldungen / Patente

Seitens IBK wurden keine Patentmeldungen eingereicht.

8. Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur

- [1] NTSB, „Structures Group Chairman’s Factual Report, Attachment 2, Photos, SA-532 7-F, Technical Report Addendum 1,“ Washington DC, USA, 2009.
- [2] „http://img.planespotters.net/media/photos/original/076000/PlanespottersNet_076460.jpg,“ [Online].
- [3] AFP/Indonesian Police, „<http://avherald.com/h?article=460aeabb&opt=1>,“ [Online].
- [4] „<https://aviation-safety.net/database/record.php?id=19540905-0>,“ [Online].
- [5] L. J. Fisher und E. L. Hofmann, „Model ditching investigation of the Douglas DC-4 and DC-6 airplanes,“ NACA, Langley Air Force Base, Virginia, USA, 1949.
- [6] A. Iafrati, S. Grizzi und F. Olivieri, „Experimental Investigation of Fluid–Structure Interaction Phenomena During Aircraft Ditching,“ *AIAA Journal*, Bd. 59, Nr. 5, 2021.
- [7] E. Spinosa und A. Iafrati, „Experimental investigation of the fluid-structure interaction during the water impact of thin aluminium plates at high horizontal speed,“ *International Journal of Impact Engineering*, Nr. 147, p. 103673, 2021.
- [8] M. Siemann, „Numerical and Experimental Investigation of the Structural Behavior during Aircraft Emergency Landing on Water. Dissertation,“ DLR / Universität Stuttgart, Stuttgart, 2016.
- [9] M. Siemann, D. Kohlgrüber und H. Voggenreiter, „Numerical Simulation of Flexible Aircraft Structures under Ditching Loads,“ *CEAS Aeronautical Journal*, Bd. 8, Nr. 3, pp. 505-521, 2017.
- [10] H. Climent, J. Viana, F. Sanchez Iglesias und J. Espinosa de los Monteros, „Comparative Analysis of Different Method to Compute Ditching Loads,“ *ASIDIC*, 2019.
- [11] Z. Xianfei, F. Yunwen, X. Xiaofeng und Q. & Qiang, „Evaluate the crashworthiness response of an aircraft fuselage section with luggage contained in the cargo hold,“ *International Journal of Crashworthiness*, Bd. 22, Nr. 4, pp. 347-364, 2017.
- [12] M. Waimer, „Development of a Kinematics Model for the Assessment of Global Crash Scenarios of a Composite Transport Aircraft Fuselage. Dissertation,“ DLR / Universität Stuttgart, Stuttgart, 2013.
- [13] C. Leon Muñoz, „Ditching Simulation of Generic Transport Aircraft: Implementation of a Mass Distribution Model. Masterarbeit,“ DLR / Universität Stuttgart, Stuttgart, 2018.
- [14] M. Siemann, D. Kohlgrüber, D. Schwinn, M. Petsch, P. Groenenboom und O. Amoignon, „Ditching Simulation of Large Complex Aircraft Models,“ in *ESI Forum Deutschland*, Weimar, 2017.
- [15] Gransden und Alderliesten, „Development of a finite element model for comparing metal and composite fuselage section drop testing,“ *International Journal of Crashworthiness*, Bd. 22, Nr. 4, pp. 401-414, 2017.

- [16] M. Buchwald, „Numerische Simulation der Notwasserung generischer Luft- und Raumfahrzeug-Strukturen: Entwicklung eines Triebwerkmodells für ein generisches Transportflugzeug. Masterarbeit,“ DLR / Technische Universität Braunschweig, Stuttgart, 2016.
- [17] „ALGLIB > Fast RBF interpolation/fitting,“ [Online]. Available: <https://www.alglib.net/interpolation/fastrbf.php>. [Zugriff am 13 4 2022].