

Modelle und Methoden zur Bestimmung von Lasten durch Drohnenauflauf auf Luftfahrzeugstrukturen

Florian Steffen Franke

TU Braunschweig, Institut für Mechanik und Adaptronik

Niedersächsisches Forschungszentrum für Luftfahrt -
Forschungsbericht 2022-19

**TU Braunschweig – Niedersächsisches
Forschungszentrum für Luftfahrt**

Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik

Forschungsbericht 2022-19

**Modelle und Methoden zur
Bestimmung von Lasten durch
Drohnenaufprall auf
Luftfahrzeugstrukturen**

Florian Steffen Franke

TU Braunschweig
Institut für Mechanik und Adaptronik

Diese Arbeit erscheint gleichzeitig als von der Fakultät für Maschinenbau der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktor-Ingenieurs genehmigte Dissertation.

Modelle und Methoden zur Bestimmung von Lasten durch Drohnenaufprall auf Luftfahrzeugstrukturen

Von der Fakultät für Maschinenbau
der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig

zur Erlangung der Würde eines
Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation

von: Florian Steffen Franke, M. Sc.
geboren in: Eichstätt

eingereicht am: 24.02.2022
mündliche Prüfung am: 13.07.2022

Vorsitz: Prof. Dr.-Ing. Sebastian Heimbs
Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Uli Burger
Prof. Dr.-Ing. Christian Hühne
Prof. Dr.-Ing. Jörg Kessler

Vorwort

Diese Arbeit ist in einem kooperativen Promotionsverfahren entstanden. Zum einen war ich als wissenschaftlicher Mitarbeiter an der TH Ingolstadt angestellt, dort unter der Leitung von Prof. Dr.-Ing. Uli Burger. Zum anderen war ich als Promotionsstudent an der TU Braunschweig immatrikuliert, dort betreut durch Prof. Dr.-Ing. Christian Hühne.

Besonders bedanken möchte ich mich entsprechend bei Prof. Burger. Die vielen Diskussionen, fachlichen und überfachlichen Gespräche, Unterstützung bei Finanzierungsfragen und die enge Betreuung haben maßgeblich zur erfolgreichen Fertigstellung beigetragen. Auch Prof. Hühne gilt mein besonderer Dank. Unsere Gespräche und die vielen kritischen Fragen haben mir neue Perspektiven auf meine Arbeit eröffnet und sie dadurch immer wieder vorangebracht. Mein Dank gilt auch Prof. Heimbs für die Übernahme des Vorsitzes des Promotionskommission und Prof. Kessler für die Bereiterklärung zur Erstellung eines weiteren Gutachtens.

Bedanken möchte ich mich auch bei meinen Kollegen und Kolleginnen, insbesondere bei Michael Schwab und Yvonne Hadinger. Sie haben mich tatkräftig bei der Testdurchführung unterstützt. Ohne diese Unterstützung wären die Impacttests in dieser Form nicht möglich gewesen. Auch die Diskussion verschiedener Ideen und Ansätze war immer sehr bereichernd. Mein Dank gilt auch Dr.-Ing. Martin Blacha und Mayren Prieto für ihre Korrekturvorschläge zu dieser Arbeit.

Die Durchführung der Promotion ist eng mit dem Projekt DESIRE (Drone Strike on Aircraft Research) verknüpft. Dieses wird in der Förderlinie IngenieurNachwuchs des BMBF gefördert. Ein Großteil der Finanzierung lief auch über ein Promotionsstipendium der Hans-Böckler-Stiftung. Beiden Institutionen möchte ich für das Vertrauen und die Förderung herzlich danken.

Zu guter Letzt gilt mein besonderer Dank meiner Frau Jennifer und meiner Tochter Luzia. In der Zeit des Schreibens an dieser Arbeit hat es viel Verständnis und Rücksicht von eurer Seite aus benötigt, vor allem in stressigen Phasen der Arbeit. Für die Unterstützung und den Rückhalt möchte ich mich ganz besonders bedanken.

Die Erarbeitung der Ergebnisse dieser Arbeit fand zu einem großen Anteil unter Pandemiebedingungen aufgrund Covid-19 statt. Neben den klassischen Herausforderungen einer Doktorarbeit hat diese Pandemie ganz neue Hürden mit sich gebracht, die es zu überwinden galt. Ohne die Unterstützung von vielen verschiedenen Seiten wäre die erfolgreiche Fertigstellung dieser Arbeit nicht möglich gewesen, wofür mein Dank allen beteiligten Personen gilt.

Kurzfassung

Unbemannte Luftfahrzeuge, auch bekannt als Drohnen, erfreuen sich immer größerer Beliebtheit. Sie werden für die verschiedensten Einsatzzwecke und in allen Größen verwendet. Es gibt kleine Spielzeugdrohnen von wenigen Gramm Abfluggewicht bis hin zu Militärdrohnen, die mit kommerziellen Transportflugzeugen in Bezug auf Größe und Masse vergleichbar sind. Die Einsatzzwecke reichen von Überwachung und Fotografie bis hin zu Lieferdiensten und verschiedenen Freizeitaktivitäten. Durch diese Zunahme von unbemannten Luftfahrzeugen im Luftraum steigt auch das Risiko einer Kollision mit einem bemannten Luftfahrtgerät. Dies wird als Drohnenschlag bzw. Drohnenaufprall bezeichnet.

Bisher werden Drohnenschläge auf Luftfahrzeugstrukturen durch Impactexperimente und Simulationen untersucht. Diese sind enorm zeit- und kostenintensiv und eignen sich dadurch nicht zur schnellen Lastabschätzung im Rahmen eines Vorentwurfs. Ähnlich wie bei einem Vogelschlag soll der Ingenieur bei einem Drohnenschlag die auftretenden Lasten über einen analytischen Ansatz abschätzen und Strukturen darauf auslegen können, wodurch die Sicherheit von Piloten und Passagieren gewährleistet wird. In dieser Arbeit wird ein neues analytisches Berechnungsmodell entwickelt, um Kraft-Zeit-Verläufe im Falle eines Drohnenschlags bzw. Mehrkörperimpacts berechnen zu können.

Die Grundlage für dieses neue Modell bildet das Flugzeugaufprallmodell, welches auf dem Impulserhaltungssatz basiert. Mit diesem Modell wird der Aufprall von fragmentierenden Projektilen beschrieben. Dieses Modell wird mit einem Feder-Masse-Modell für den Aufprall von nicht-fragmentierenden Komponenten superponiert, wodurch sich das neue Drohnenschlagmodell ergibt. Das Drohnenschlagmodell wird durch Impacttestdaten und explizite Finite-Elemente-Simulationen (FE) validiert. Für die vollständige Drohne wird eine Ersatzstruktur entwickelt. Berechnungen und FE-Daten zeigen sehr gute Übereinstimmungen für Untersuchungen mit dem Ersatzmodell der Drohne. Insbesondere für starre Zielstrukturen ergeben sich nur geringfügige Abweichungen zwischen Analytik und Test- bzw. Simulationsdaten. Bei der Anwendung des Drohnenschlagmodells auf Komponentenebene zeigen sich jedoch noch Defizite. Die Analytik liegt mehr als 20 % oberhalb der Verläufe aus den FE-Simulationen, sobald das Zielmodell signifikante Schäden zeigt. Das Berechnungsmodell eignet sich somit besonders für Impacts auf starre Strukturen. Es ermöglicht Analysen zum Einfluss des Designs auf die Kontaktkraft zwischen Projektil und Ziel und bietet dem Ingenieur eine Möglichkeit, auftretende Lasten bei einem Drohnenschlag im Rahmen eines Vorentwurfs abzuschätzen.

In dieser Arbeit wird das amerikanische Nummernformat verwendet. Der Punkt wird als Dezimaltrennzeichen genutzt. Materialparameter in Tabellen sind Standardmittelwerte. Zitiert wird in dieser Arbeit im IEEE-Editorial-Stil.

Abstract

Unmanned aerial vehicles, also known as drones, are becoming increasingly popular. They are used for a wide variety of purposes and come in all sizes. There are small toy drones of just a few grams takeoff weight to military drones comparable to commercial transport aircraft in terms of mass and size. Applications range from surveillance and photography to delivery services and other leisure activities. This increase in unmanned aerial vehicles in the airspace also increases the risk of a collision with a manned aircraft. This is referred to as a drone strike or drone impact.

To date, drone strikes on aircraft structures have been studied through experiments and simulations. These are enormously time-consuming and cost-intensive and are therefore not suitable for rapid load estimation as part of a preliminary design. Similar to a bird strike, in the case of a drone strike, the engineer should be able to estimate the expected loads using an analytical approach and design structures accordingly, thus ensuring the safety of pilots and passengers. In this work, an analytical computational model is developed to calculate force-time histories in the case of a drone strike or multi-body impact. The basis for this new model is the aircraft impact model, which is based on the momentum equilibrium. This model is used to describe the impact of fragmenting projectiles. This model is superimposed with a spring-mass model for the impact of non-fragmenting components, resulting in the new drone strike model. The drone strike model is validated with impact test data and explicit FE simulations. A substitute structure is developed for the full drone. Calculations and FE data show very good agreement for studies with the surrogate drone model. Especially for rigid target structures, there are only minor deviations between analytics and test- as well as simulation data. The application of the drone impact model on component level still shows deficits. Discrepancies of more than 20% between analytics and FE are present as soon as the target model shows significant damage. The calculation model is therefore particularly suitable for impacts on rigid structures. It allows analyses of the influence of the design on the contact force between projectile and target and offers the engineer a possibility to estimate occurring loads during a drone impact within the scope of a preliminary design.

In this work, the American number format is used. This means that a point is a decimal separator. Material parameters in tables are standard mean values. This work uses the IEEE-Editorial-Style for citations.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
1.1	Motivation zur Untersuchung von Drohnenkollisionen	1
1.2	Stand der Forschung	4
1.3	Ziele der Arbeit	12
1.4	Hypothesen und Aufbau der Arbeit.....	13
2	Grundlagen zur Beschreibung von Impactvorgängen	15
2.1	Grundlagen von Stoßbelastungen.....	15
2.2	Feder-Masse-Modelle.....	18
2.3	Unterscheidung zwischen weichen und harten Stößen.....	23
2.4	Das grundlegende Vogelschlagmodell nach Wilbeck	24
2.5	Das grundlegende Flugzeugaufprallmodell.....	26
2.6	Zusammenfassung	29
3	Anwendung bestehender Modelle auf einen Drohnenschlag	31
3.1	Harter oder Weicher Stoß – Einführung der Perforationsbedingung	31
3.2	Anwendung des Vogelschlagmodells auf einen Drohnenschlag.....	34
3.3	Anwendung des Flugzeugaufprallmodells auf einen Drohnenschlag	36
3.4	Vergleich der Modelle für die Anwendbarkeit auf Drohnenschläge.....	42
4	Experimentelle Methoden für Drohnenschläge	45
4.1	Testprogramm	45
4.2	Projektile	46
4.3	Experimentelle Methoden	50
4.4	Zielstrukturen für Impacttests	53
4.5	Messsysteme für Impacttests.....	54
4.6	Auswertung der Messdaten	57
4.7	Quasi-statische Voruntersuchungen	59
4.8	Zusammenfassung	63
5	Numerische Methoden für Drohnenschläge	65
5.1	Finite-Elemente-Modelle der sUAV-Komponenten	65
5.2	Finite-Elemente-Modell der vollständigen Drohne.....	68
5.3	FE-Modelle der Tests	69
5.4	Materialmodelle.....	71
5.5	Kontaktmodellierung.....	74
5.6	Auswerteverfahren	76
5.7	Validierung durch quasi-statische Untersuchungen	76
5.8	Zusammenfassung	84
6	Impactanalyse von Einzelkomponenten zur Untersuchung von Drohnenschlägen	85
6.1	Impactanalyse.....	85
6.2	Diskussion der Impactanalysen der Einzelkomponenten	99
6.3	Zusammenfassung	101
7	Berechnungsmethodik für Mehrkörperimpacts	103
7.1	Berechnungsmodell im Gesamtkontext des Drohnenschlags.....	103
7.2	Modelle für weiche Stöße (starre Zielstrukturen).....	104
7.3	Modelle für harte Stöße (nachgiebige Zielstrukturen)	116
7.4	Diskussion des neuen Drohnenschlagmodells.....	123
7.5	Auswahl der Methodik zur Analyse von Drohnenschlägen	132
7.6	Zusammenfassung	134

8	Anwendungsanalyse des Drohnenschlagmodells.....	135
8.1	Untersuchungsszenario Drohnenschlag.....	135
8.2	Bestimmung der Stoßart.....	137
8.3	Drohnenschlag auf eine starre Prallwand.....	138
8.4	Drohnenschlag auf Aluminium Al2024-T3.....	141
8.5	Drohnenschlag auf eine generische Flügelvorderkante.....	144
8.6	Vergleich der Anwendbarkeit des Drohnenschlagmodells	148
9	Zusammenfassung und Ausblick.....	151
9.1	Zusammenfassung.....	151
9.2	Ausblick	153
Anhang	A-1
A	Anhang Modelle	A-1
B	Anhang Testdaten	B-21
Liste der verwendeten Formelzeichen		XIII
Abkürzungsverzeichnis		XIX
Abbildungsverzeichnis		XXI
Tabellenverzeichnis		XXV
Literatur		XXVII

1 Einleitung

1.1 Motivation zur Untersuchung von Drohnenkollisionen

Ereignisse wie Vogelschlag, Hagelschlag, Foreign Object Damage (FOD) und Foreign Object Ingestion (FOI) sind bekannte Gefährdungen und Lastfälle innerhalb der Luftfahrt. Ein FOD ist beispielsweise das Herabfallen von Werkzeug im Zuge der Wartung von Luftfahrzeugen, während ein FOI das Einsaugen von Fremdkörpern in ein Triebwerk beschreibt. Seit Beginn der Luftfahrt bestehen die oben genannten Probleme und wurden deshalb bereits ausführlich erforscht und untersucht. Seit einigen Jahren entwickelt sich aber eine neue Gefahr für den Luftverkehr, die in die Kategorie der ungewollten Zusammenstöße und Impacts einzuordnen ist. Die Gefahr stellen die „Unmanned Aerial Vehicles (UAV)“ bzw. „Small Unmanned Aerial Vehicles (sUAV)“ dar. Unter diesen Begriffen werden alle Luftfahrzeuge zusammengefasst, die autonom oder via Fernsteuerung fliegen [1]. Unbemannte Luftfahrzeuge haben keinen Piloten. Die Fluggeräte werden umgangssprachlich auch als „Drohnen“ bezeichnet.

Die Anzahl der Drohnen im Luftverkehr steigt stetig. Abbildung 1.1 visualisiert Daten zur Entwicklung des Drohnenmarktvolumens bis 2025 [2]. Das Marktvolumen verdoppelt sich von 18 Mrd. US-Dollar innerhalb von sechs Jahren auf 43 Mrd. US-Dollar. Die meisten Drohnen kommen dabei im Hobbybereich zum Einsatz [3]. Der „Verband Unbemannte Luftfahrt“ gibt an, dass in Deutschland im Jahr 2021 430700 Drohnen geflogen sind [4]. Knapp 90 % davon werden im Privatbereich eingesetzt, die restlichen 10 % werden kommerziell genutzt. Bis 2025 steigt die Anzahl der Drohnen auf 450000, wobei das Wachstum hauptsächlich durch die kommerzielle Nutzung getrieben wird [4].

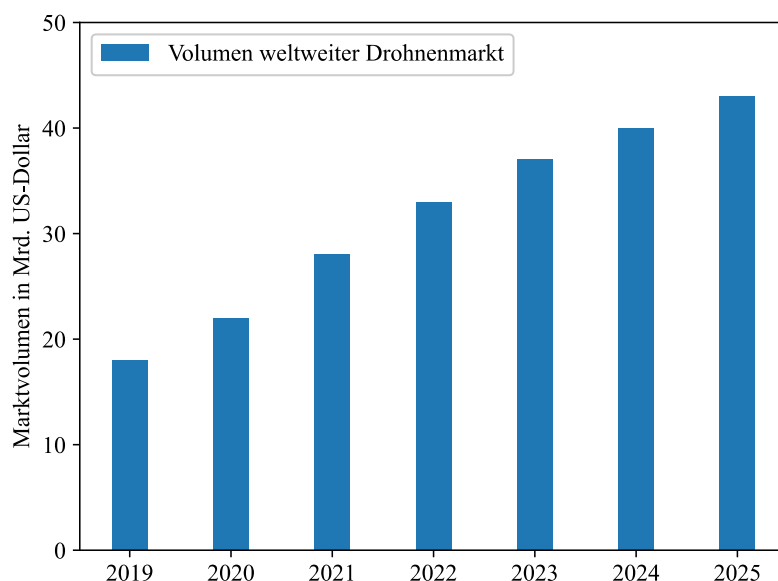


Abbildung 1.1: Entwicklung des Drohnenmarktvolumens (entnommen und angepasst aus [2])

Einhergehend mit dieser Entwicklung des Marktes und der Anzahl von UAVs im Luftraum steigt auch die Gefahr einer Kollision zwischen bemannten und unbemannten Luftfahrzeugen. Laut der Deutschen Flugsicherung (DFS) gab es im Jahr 2018 insgesamt 158 Fälle in denen sich ein unbemanntes Fluggerät einem bemannten Luftfahrzeug im Flug näherte. Dies wird als Vorfall definiert. Im Jahr 2016 lag die Zahl der Vorfälle noch bei 64, 2015 bei 14 [5]. Innerhalb von vier Jahren hat sich die Zahl der gemeldeten Vorfälle um den Faktor 9 erhöht. Im Jahr 2020 kam es zu deutlich weniger Vorfällen aufgrund der Coronapandemie. Abbildung 1.2 visualisiert diese Entwicklung. Die Entwicklung der gemeldeten Vorfälle ist mit Großbritannien vergleichbar, wenn Daten des UK Airprox Board [6] zum Vergleich herangezogen werden.

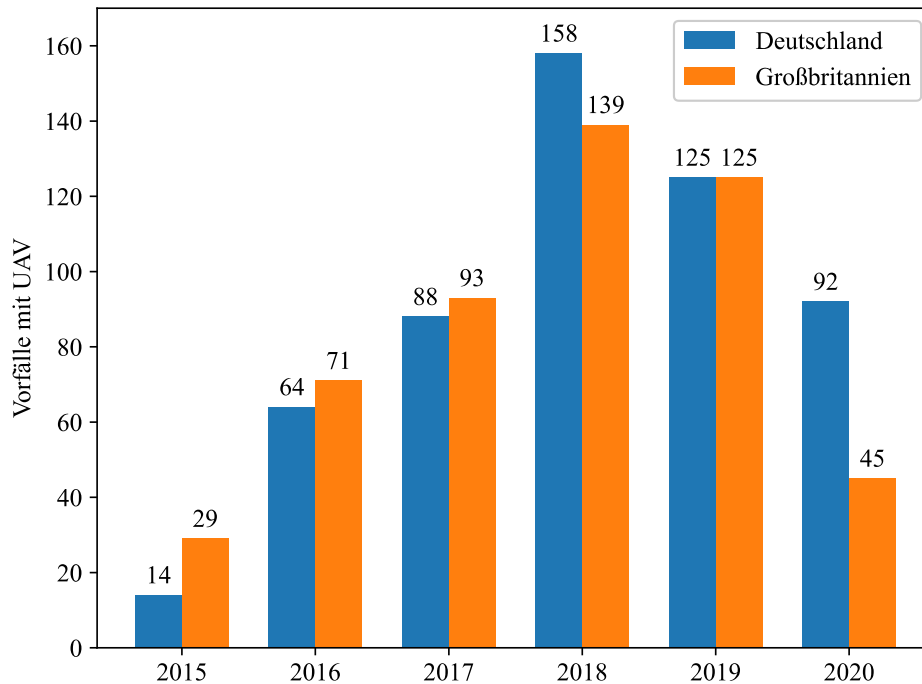


Abbildung 1.2: Anzahl der Zwischenfälle mit Drohnen im deutschen und britischen Luftraum von 2015 bis 2020 (Daten aus [5, 6]). Die deutliche Absenkung im Jahr 2020 ist auf die Covid19-Pandemie zurückzuführen

Die folgenden drei Beispiele beweisen, dass Kollisionen stattfinden:

- Im September 2017 kam es zu einer Kollision zwischen einem UH-60M „Blackhawk“ Helikopter (Utility Helicopter) und einer DJI (Da-Jiang Innovations Science and Technology Co., Ltd.) Phantom 4 (P4) in New York. Die Drohne wurde dabei komplett zerstört. Der Helikopter zeigte geringe Beschädigungen am Rotor sowie an einem Fensterrahmen und konnte sicher landen [7].
- Ein Zusammenstoß mit einer Drohne ereignete sich am Flughafen Quebec in Kanada im Oktober 2017 während des Landeanflugs eines Beechcraft King Air A100 Flugzeugs [8]. Der Typ der Drohne ist unbekannt, da der Zusammenstoß in der Luft stattfand und die Drohne vollständig zerstört wurde. Am Flugzeug entstand nur ein geringer Schaden, Passagiere wurden nicht verletzt.
- In Israel kollidierte im August 2018 ein Robinson R44 Helikopter mit einer DJI Phantom 4. Die Drohne hat dabei das angekoppelte Sprühsystem getroffen. Die Drohne wurde nach der Kollision und sicheren Landung am Helikopter gefunden. Sowohl die Drohne als auch der Helikopter operierten dabei im zugelassenen Flugbereich [9].

Die Einsatzgebiete von Drohnen streuen stark, vom kleinen Spielzeug bis hin zur großen Militärdrohne werden alle Bereiche abgedeckt. Die europäische Agentur für Flugsicherheit (European Union Aviation Safety Agency – EASA) teilt unbemannte Luftfahrzeuge in drei Kategorien anhand ihres Sicherheitsrisikos für die Zivilluftfahrt und Bevölkerung ein [10]:

- „Open Category (Low Risk)“
- „Specific Category (Medium Risk)“
- „Certified Category (High Risk)“

In die „Open Category“ (offene Kategorie) fallen unbemannte Luftfahrzeuge, die ein geringes Risiko für Dritte und andere Luftfahrtteilnehmer darstellen. Sie haben eine maximale Abflugmasse (MTOW – Maximum Take-Off Weight) von 25.0 kg. Aufgrund der einfachen Verfügbarkeit von UAVs der „Open Category“ werden ausschließlich Drohnen dieser Kategorie innerhalb der Arbeit betrachtet. Der

Betrieb einer Drohne, die in die „spezifische Kategorie“ (Specific Category) fällt, benötigt eine Genehmigung der Luftfahrtbehörde. Während des Betriebs müssen Maßnahmen zur Minimierung des Risikos getroffen werden. UAVs der dritten Kategorie benötigen eine behördliche Zulassung (Certified Category) [10]. Neben der Kategorisierung anhand des Gewichts werden UAVs auch in Starr- und Drehflügler unterteilt.

Besonders kritisch ist der Hobbybereich. Unbemannte Luftfahrzeuge in diesem Bereich sind der offenen Kategorie („Open Category“) zuzuordnen. Die offene Kategorie wird von der EASA weiter untergliedert in sogenannte Subkategorien und CE-Klassen [11]. Tabelle 1.1 stellt einen Auszug der Einteilung der offenen Kategorie anhand des Gewichts in die drei Unterkategorien A1 bis A3 dar. Seit Januar 2022 werden Drohnen des Weiteren anhand von Klassen C0 bis C4 kategorisiert, auf diese Darstellung wird an dieser Stelle aber verzichtet, da sie die Unterkategorien nur weiter differenziert. Drohnen werden ab einem Gewicht von 0.25 kg der „Open Category“ zugeordnet. Die 0.25 kg Grenze wird von Anders La Cour-Harbo vorgeschlagen [12] (siehe Kapitel 1.2.1). Er geht ab dieser Masse davon aus, dass ein Mensch durch eine Drohne schwer verletzt werden kann. Drohnen unterhalb dieses Gewichts werden als Spielzeug definiert. Für Drohnen mit mehr als 0.25 kg wird ein Trainingsnachweis benötigt.

Tabelle 1.1: Einteilung der offenen Kategorie anhand des Gewichts und zugehörige Einschränkungen (Auszug aus [11])

UAV		Betrieb
Gewicht in kg	Unterkategorie	Einschränkungen
$0.25^* \leq m < 0.5$	A1	Kein geplanter Überflug unbeteiligter Personen
$0.5 \leq m < 2.0$	A2	Kein Überflug von Personengruppen Kein Überflug unbeteiligter Personen
$2.0 \leq m < 25.0$	A3	Horizontaler Abstand mindestens 50 m Kein Flug nahe oder über Personen Mindestens 15 m Abstand von Wohn-, Gewerbe- und Industriegebieten

*kein Mindestalter für Drohnen unter 0.25 kg; größere Drohnen ab 16 Jahren mit Trainingsnachweis

Eine Studie über den deutschen Drohnen-Markt von 2017 zeigt, dass im Bereich der semiprofessionellen Drohnen (maximales Abfluggewicht zwischen 0.25 kg und 2.0 kg) die verkaufte Stückzahl mit 74 % (917500 Stück) Anteil am größten ist. Spielzeugdrohnen (Gewicht unter 0.25 kg) mit 23 % sowie professionelle Drohnen (Gewicht über 2.0 kg) mit knapp 3 % machen einen geringeren Anteil aus [13]. Semiprofessionelle Drohnen werden oft von Hobby Piloten gesteuert, die geltendes Recht und Sicherheitsvorschriften nicht ausführlich kennen. Dadurch kann es zu gefährlichen Situationen zwischen bemannten und unbemannten Luftfahrzeugen kommen, falls Hobby Piloten ihre Drohnen in Gefahrenbereiche fliegen.

Bemannte Luftfahrzeuge unterliegen strengen Zulassungsvorschriften. Für die bereits bekannten Impactfälle wie Vogelschlag gibt es detaillierte Szenarien, unter denen eine sichere Weiterführung des Fluges gewährleistet werden muss. Beispielsweise muss für Flugzeuge, die nach Certification Specification (CS) 25, insbesondere CS 25-631, zugelassen sind, eine sichere Landung nach dem Impact eines 1.81 kg schweren Vogels gewährleistet werden können [14]. Viele Drohnen übersteigen in diesem Zusammenhang die maximalen Grenzwerte für Zulassungstests bzw. Nachweise für die Zulassungsbehörden und stellen dadurch einen neuen, zusätzlichen Risikofaktor für die Sicherheit der Luftfahrt dar [15].

Aus diesen aufgeführten Punkten lässt sich schließen, dass unbemannte Luftfahrzeuge mit einem maximalen Abfluggewicht von bis zu 2.0 kg besonders relevant für die Flugsicherheit sind. Innerhalb dieser Arbeit werden nur unbemannte Quadcopter betrachtet, die auf dem Markt frei verfügbar sind und ohne besondere Kenntnissnachweise genutzt werden können (Stand 2018). Exemplarisch wird die Standardversion des aktuellen Marktführers im Jahr 2018, die DJI Phantom 4, für weitere Untersuchungen betrachtet. Relevante technische Daten sind in Tabelle 1.2 aufgelistet [16].

Tabelle 1.2: Auszug relevanter technischer Daten Quadcopter DJI Phantom 4 [16]

Parameter	Wert
Gewicht	1380 g
Anzahl Rotoren	4
diagonale Länge	350 mm
max. Steiggeschwindigkeit	6 m/s
max. Sinkgeschwindigkeit	4 m/s
max. Fluggeschwindigkeit	20 m/s
max. Höhe über NN	6000 m

Die Tabelle zeigt, dass diese Drohne in der Lage ist, im gleichen Luftraum wie bemannte Luftfahrzeuge zu agieren. Zu Zwischenfällen zwischen Drohne und Verkehrsflugzeug kommt es vor allem in der Nähe von Flughäfen. Verkehrsflugzeuge haben während der Start- und Landephase bzw. während des Anflugs an Flughäfen eine geringe Höhe und Geschwindigkeiten zwischen 70 m/s bis 100 m/s. Aufgrund einer Reiseflughöhe von ca. 10000 m sind vor allem die Start- und Landephase kritisch für Verkehrsflugzeuge. Auch für Helikopter stellen UAVs eine Gefahr dar. Deren Reiseflughöhe liegt standardmäßig zwischen 150 m bis 1500 m, was wiederum im Einsatzspektrum einer DJI Phantom 4 liegt. Ein Gefährdungspotential besteht auch für weitere Luftfahrzeuge (Segelflugzeuge, Luftfahrzeuge des Militärs, Businessjets, Motorflugzeuge usw.), die sich den Luftraum mit Drohnen teilen.

1.2 Stand der Forschung

Im Allgemeinen gibt es eine Vielzahl von Impact- und Crashvorgängen. Ein Impact ist der Aufprall eines Körpers auf einen weiteren Körper. Bereits der Aufprall eines herabfallenden Körpers auf den Boden ist ein Impact. Während des Impactvorgangs wirkt ein Kraftstoß, welcher von Masse und Geschwindigkeit abhängt. Durch den Aufprall entstehen Deformationen an den Körpern und kinetische Energie wird in innere Energie und Wärme transformiert. [17]

Der Impact ist ein dynamisches Problem. Die Strukturantwort einer getroffenen Struktur hängt hauptsächlich von der Lasthistorie ab [18]. Die grundlegende Fragestellung innerhalb dieser Arbeit ist, wie diese Lasthistorie für eine Kollision einer Drohne (Drohnenaufprall bzw. Drohnenschlag) aussieht und wie diese allgemein ermittelt werden kann.

Vor allem Faserverbundstrukturen, welche bevorzugt im Flugzeugbau verwendet werden, verhalten sich kritisch bei Impactschäden. Hier können beispielsweise Delaminationen innerhalb der Struktur auftreten. Diese setzen die Tragfähigkeit der Struktur herab. Des Weiteren besteht die Möglichkeit, dass Drohnen Windschutzscheiben perforieren oder Flügelvorderkanten zerstören, was katastrophale Folgen für Piloten und Passagiere haben kann. Für einen sicheren Entwurf der Struktur ist es deshalb essenziell, Impactschäden bereits im Vorentwurf zu betrachten.

Impactlastfälle haben eine große Bandbreite. Sie hängen von der Masse, Geschwindigkeit, Energie und Form des Körpers ab und führen zu verschiedenen Schäden (von nicht bzw. kaum sichtbar über plastische Verformung bis hin zur Perforation). Generell werden Impactlastfälle oft anhand von Impactgeschwindigkeiten unterschieden (Low- und High-Velocity-Impact bzw. Niedrig- und Hochgeschwindigkeitsimpact). Zu den Low-Velocity-Impacts (LVI) gehört beispielsweise der Tool Drop. Dieser beschreibt das Herabfallen eines Werkzeugs auf eine Luftfahrzeugstruktur. Vogel- und Hagelschlag, als bekannte Vertreter von Impactlastfällen in der Luftfahrt, können den High-Velocity-Impacts (HVI) zugeordnet werden [19]. Eine differenziertere Betrachtung der Impactlastfälle folgt in Kapitel 2.1. Neu hinzu kommt nun der „Drohnenschlag“ bzw. Drohnenaufprall. Zur Ergänzung und Fortführung der bisherigen Begrifflichkeiten Vogelschlag und Hagelschlag wird der Begriff „Drohnenschlag“ eingeführt. Darunter wird der Zusammenstoß eines UAVs mit einem bemannten Luftfahrzeug definiert [20]. Wird in der vorliegenden Arbeit der Begriff „Drohne“ verwendet, wird darunter ein Quadcopter mit einem maximalen Abfluggewicht von 1.5 kg verstanden, falls es nicht explizit anders beschrieben wird.

1.2.1 Forschung zum Thema Drohnenschlag

Das folgende Kapitel soll die Forschungslandschaft zum Thema Drohnenschlag darstellen. Es wird auf aktuelle Forschungsergebnisse verschiedener Forschungsgruppen, Simulationsmodelle und behördliche Vorgaben eingegangen. Weitere Autoren beschäftigen sich mit der Ermittlung des Risikos eines Drohnenschlags sowie der mathematisch-physikalischen Analyse von Kollisionen.

Eine große Anzahl von Veröffentlichungen beschäftigt sich mit der Ermittlung der Wahrscheinlichkeit und des Risikos eines Drohnenschlags, z. B. [21–29]. La Cour-Harbo et al. [30] berechnen beispielsweise das Risiko einer Mid-Air Collision (MAC) auf 10^{-6} pro Flugstunde. Zum Vergleich gab es im Jahr 2019 im Schnitt 6 Vogelschläge bei 10000 Flugbewegungen [31]. Auch die Civil Aviation Authority (CAA), die Luftfahrtbehörde Großbritanniens, hat eine Bewertung des Sicherheitsrisikos von Drohnen veröffentlicht [29]. Das Risiko wird von der CAA auf zwei Näherungen von Drohnen zu Flugzeugen pro 1 Millionen Flüge geschätzt. Die Gefahr der Penetration wird für Helikopter und leichte Flugzeuge (Zulassung nach CS 23) größer eingeschätzt als für Verkehrsflugzeuge. Die CAA schlägt vor, dass an Drohnenkollisionen mit Helikoptern geforscht wird [29].

Das Bard-College hat eine Studie über Vorfälle mit Drohnen über den Zeitraum von Dezember 2013 bis September 2015 veröffentlicht [24]. Es wurden dabei Abstand, Höhe, Anzahl und die Orte der Vorfälle bestimmt. Sie haben festgestellt, dass 90 % der 921 Vorfälle in einer Höhe von über 120 m (400 ft) stattfanden. Es konnten dabei 246 Drohnen als Multicopter und 76 als Starrflügler identifiziert werden.

Die Civil Aviation Safety Authority (CASA) hat 2013 eine Bewertung potentieller Schäden durch einen Drohnenschlag durchgeführt [32, 33]. Das Ziel war es zu ermitteln, ab welcher Geschwindigkeit es zur Perforation von Luftfahrzeugstrukturen bei einem Drohnenschlag kommt. Die Studie wurde dabei mithilfe einer Gleichung durchgeführt, die von der amerikanischen Luftfahrtbehörde (Federal Aviation Administration bzw. FAA) entwickelt wurde. Mit dieser Gleichung wird die ballistische Grenzgeschwindigkeit v_{50} durch folgenden Ansatz berechnet [32]:

$$v_{50} = \sqrt{\frac{2L_u C_s h^2}{m_p \cos^2 \beta}} \quad (1.1)$$

Dabei stellen L_u den Umfang des Projektils, C_s eine empirisch ermittelte Schubkonstante der Zielstruktur, h die Dicke dieser, m_p die Projektilmasse und β den Auftreffwinkel zwischen Projektil und Ziel dar. Die ballistische Grenzgeschwindigkeit v_{50} besagt, dass bei 50 % der Impacts Perforation auftritt. Die Anwendung der Formel bringt zwei Schwierigkeiten mit sich. Der Wert des Umfangs des Projektils hängt vom Auftreffwinkel ab, da nur der Umfang in Flugrichtung betrachtet wird. Des Weiteren wird für die Schubkonstante C_s vereinfachend die Schubfestigkeit verwendet. Die Ergebnisse der Studie sind, dass ein Drohnenschlag ab einer initialen Impactgeschwindigkeit (Relativgeschwindigkeit) von ca. $v_i = 100$ m/s zur Perforation führt, unabhängig vom Gewicht des Projektils. Große UAVs können sowohl Windschutzscheiben und Hautstrukturen von kommerziellen Flugzeugen (z. B. A320) als auch von kleineren Flugzeugen der allgemeinen Luftfahrt perforieren. Die allgemeine Luftfahrt beschreibt dabei die Luftverkehrsteilnehmer ohne Charter- und Linienflugzeuge. Die Autoren fordern zusätzlich Experimente mit Bauteilen von Drohnen durchzuführen, um ihre Ergebnisse zu bestätigen. In der Studie wird nur die Perforationsgeschwindigkeit der Flugzeugbauteile bestimmt. Es wird nicht näher auf sich entwickelnde Kräfte während des Impactvorgangs eingegangen oder die Drohne als Modell beschrieben. [32]

Anders la Cour-Harbo hat in seiner Studie einen Grenzwert der Abflugmasse berechnet, ab welcher er mit Verletzungen nach einer Kollision mit Menschen rechnet. Dieser Grenzwert liegt bei 0.25 kg. Er nimmt dabei an, dass eine Drohne Verletzungen nach AIS 3 (Abbreviated Injury Scale – vereinfachte Verletzungsskala) ab 25 J kinetischer Energie erzeugen kann. Das bedeutet, wenn eine Drohne mit einem MTOW von mehr als 0.25 kg eine Person trifft, erleidet diese schwere Verletzungen. Ab diesem MTOW entspricht die Sterblichkeitsrate bei einem Zusammenstoß derjenigen für die bemannte Luftfahrt [12]. Weitere Studien zur Massenabschätzung, z. B. [34–37], zeigen, dass 0.25 kg ein konservativer Wert sind. Sowohl die FAA als auch die EASA kategorisieren Drohnen unterhalb 0.25 kg als Spielzeug. Diese müssen weder registriert noch muss zur Nutzung dieser ein Kenntnissnachweis erbracht werden [10].

Aero Kinetics [38] haben in ihrer Veröffentlichung kinetische Energien und Impulse von Vogelschlag und Drohnenschlag mathematisch verglichen. Sie kommen dabei zu dem Ergebnis, dass ein Drohnenschlag bei einem Starrflugzeug innerhalb der bisher gegebenen Grenzwerte für kinetische Energien und Impulse liegt. Bei Helikoptern werden diese Grenzwerte im Fall eines Drohnenschlags bis zum 10-Fachen überschritten. Dies kann katastrophale und fatale Schäden erzeugen. Es wird zudem angenommen, dass ein Drohnenschlag auch bei Starrflüglerkonfigurationen starke Beschädigungen verursachen kann, auch wenn sich die berechneten Werte innerhalb der Grenzwerte bewegen. Die Kräfte werden nicht ermittelt, da sie die Dauer der Kollision mathematisch nicht bestimmen konnten. Die Ergebnisse werden nicht mit Tests oder Simulationen verglichen. Ein Berechnungsbeispiel zeigt Tabelle 1.3. In der ersten Zeile werden die kinetische Energie und der Impuls für die Zulassung eines Bell 407 Helikopters nach FAA Vorschriften bestimmt. Die zweite Zeile zeigt die berechnete Energie und den Impuls bei einer Kollision mit einer DJI Phantom 2 und die letzte Zeile die Ergebnisse für eine Kollision mit einer Drohne des Typs Inspire von DJI. Es ist hier zu sehen, dass bei einem Drohnenschlag das 2- bis 5-Fache an kinetischer Energie auftritt als nach Zulassungsvorschrift für Vogelschläge nachgewiesen werden muss.

Tabelle 1.3: „FAA Rotorcraft General Strike Requirements“ (entnommen und angepasst aus [38])

Situation	Kinetische Energie in J	Impuls in Ns
FAA 29.631 für Bell 407	2335.96	68.28
DJI P2 vs. Bell 407	4477.85	107.90
DJI Inspire vs. Bell 407	11886.75	264.15

Auch die Military Aviation Authority (MAA), die British Airline Pilots Association (BALPA) und das britische Verkehrsministerium haben eine Studie über die Effekte eines Drohnenschlags durchgeführt [39]. Das Ziel der Studie war es, die niedrigste Geschwindigkeit zu bestimmen, bei der ein kritischer Schaden von Luftfahrzeugbauteilen auftritt. Als kritisch werden dabei die Perforation der Windschutzscheibe oder ein großer Schaden an der Struktur bezeichnet. Es wurden Drohnen mit Massen zwischen 0.4 kg und 4.0 kg untersucht. In den Untersuchungen wurde festgestellt, dass Windschutzscheiben von Helikoptern und aus der allgemeinen Luftfahrt, die nicht vogelschlagzertifiziert sind (z. B. zugelassen nach CS 27), einen geringen Widerstand gegen Drohnenschläge zeigen. Auch Windschutzscheiben von vogelschlagzertifizierten Luftfahrzeugen können kritische Schäden davontragen. Bei Helikoptern ist außerdem der Heckrotor gefährdet. Es wurde festgestellt, dass die Position der Bauteile innerhalb der Drohne einen Einfluss auf den Schaden hat. Motoren von Drohnen mit 0.4 kg Gewicht ohne Plastikschutz haben einen größeren Schaden erzeugt als Motoren von Drohnen mit 1.2 kg Gewicht mit Plastikschutz. Dies wird auf die Absorption der Schockwelle zurückgeführt. Es wurden dabei sowohl Strukturen von Verkehrsflugzeugen als auch von Helikoptern getestet und simuliert. Abbildung 1.3 zeigt exemplarisch das Simulationsmodell der 4.0 kg Drohne. An dieser Methodik und dem Modell ist zu kritisieren, dass es eine Drohne nicht real abbildet. Das Modell ähnelt eher einem Stab bzw. einer Linie mit verschiedenen Komponenten entlang dieser.

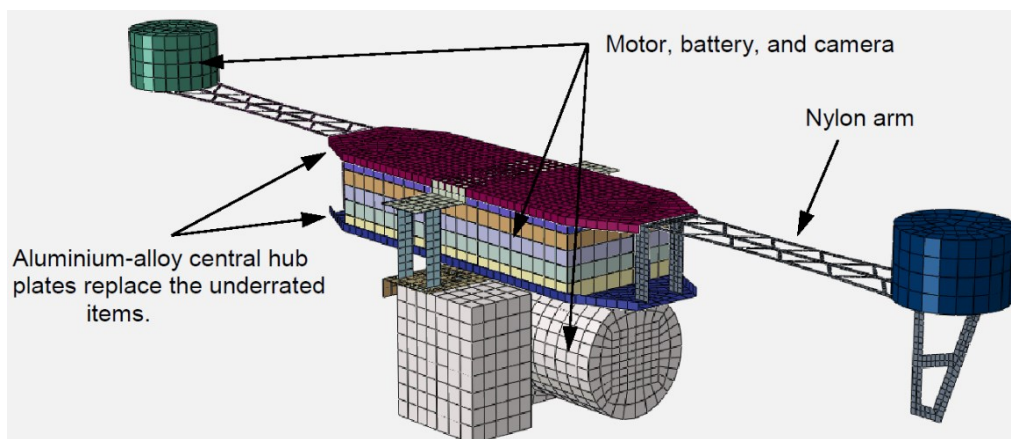


Abbildung 1.3: "4 kg class drone components model" - Vereinfachtes Modell der 4.0 kg Drohne für Simulation und Test aus [39]

Song et al. [15, 40] sowie Schroeder et al. [41] und Bayandor [42] haben in ihren Arbeiten die Kollisionen von Drohnen mit Flugzeugtriebwerken simuliert. Song hat dabei einen Vergleich zum bekannten Vogelschlag angestellt. Aufgrund der Massenverteilung und abweichenden Zusammensetzung im Vergleich zu organischen Materialien entsteht ein anderes Schadensbild. Die Simulationsergebnisse zeigen Materialversagen, hohe Spitzenlasten und Druckschäden an den Fan-Blades. Song kommt zu dem Fazit, dass je größer und fester die Drohnenkomponenten sind, desto mehr Schaden entsteht an den Fan-Blades, was wiederum zu weiteren Schäden am Triebwerk führen kann [15]. Song modelliert die Drohne dabei ohne Geometriedaten und vereinfacht diese stark. Schroeder baut auf die Ergebnisse von Song auf. Er vergleicht die Schäden am Triebwerk in Abhängigkeit von der Größe der Drohnen und dem Material der Schaufeln der ersten Verdichterstufe des Triebwerks. Dabei kommt er auf das Ergebnis, dass eine semiprofessionelle Drohne (MTOW = 1.43 kg) weder Titan- noch Compositeschaufeln stark beschädigt. Eine professionelle Drohne (MTOW = 7.0 kg) verursacht eine plastische Verformung der Titanblades. Compositeschaufeln werden komplett zerstört, bis hin zum Fan-Blade-Out [41]. Es wurden ausschließlich Simulationen von Einschlägen auf Triebwerke durchgeführt.

Die ASSURE-Forschungsgruppe (Alliance for System Safety of UAS through Research Excellence) hat mithilfe einer ausführlichen Testreihe validierte Simulationsmodelle für Drohnenschläge entwickelt [43]. Sie untersuchen dabei Impacts auf Strukturen und Triebwerke von kommerziellen Flugzeugen sowie Businessjets. In insgesamt vier Berichten werden verschiedene Szenarien für Drohnenschläge untersucht. Während die erste Veröffentlichung (UAS Airborne Collision Severity Evaluation: Executive Summary) [43] die wichtigsten Ergebnisse zusammenfasst, werden im ersten Teilbericht (Volume I) die Projektil- und Zielstrukturen definiert [44]. Der zweite Teilbericht (Volume II) [45] stellt die Arbeiten an einem Quadcoptermodell detailliert dar. Im dritten Teilbericht werden Effekte des Impacts einer Starrflüglerdrohne beschrieben [46]. Der letzte Teil sowie die daraus entstandene Veröffentlichung beschäftigen sich mit den Auswirkungen auf Triebwerke [47, 48]. Die Ergebnisse der ausführlichen Studien sind dabei, dass [43]:

- ein Drohnenschlag größeren Schaden als ein Vogelschlag bei gleicher Impactenergie verursacht;
- bei Geschwindigkeiten oberhalb der Landegeschwindigkeit eines Flugzeugs ab einer Masse von 1.2 kg der Drohne kritische Schäden auftreten können;
- die Schadensgröße mit der Impactgeschwindigkeit wächst;
- die Schadensgröße von den Komponenten und deren Steifigkeit abhängt. Steifere Komponenten erzeugen einen größeren Schaden;
- die Massen- und Materialverteilung in der Drohne einen starken Einfluss auf die Energieübertragung hat;
- mithilfe des Drohnedesigns eine Absorption der Energie möglich ist;
- eine Starrflüglerdrohne mehr Schaden im Triebwerk erzeugt als ein Quadcopter;
- der Auftreffort am Fan einen Einfluss auf die Schadensgröße hat;
- Startvorgänge der kritische Lastfall für Drohnenschläge auf Triebwerke sind.

Sie führten dabei 16 Beschusstests mit Einzelkomponenten einer Drohne durch. Es wurden 10 Beschusstests mit Batterien (7 Stück entladen, 3 geladen) im Geschwindigkeitsbereich von 46.6 m/s bis 133.2 m/s untersucht. Mit Motoren sowie Kameras wurden je 4 bzw. 2 weitere Beschusstests mit 130 m/s durchgeführt. Es wurden instrumentierte Aluminium Al2024-T3-Platten (890 mm x 890 mm) mit verschiedenen Dicken (1.6 mm; 3.175 mm; 6.35 mm) als Zielkörper verwendet. Die Aluminiumplatten standen senkrecht und waren fest eingespannt. Die Testergebnisse dienen dabei der Validierung der Simulationsmodelle. Als Solver für die Simulationen wurde LS-Dyna genutzt. Mithilfe der Simulationsmodelle wurden weitere Impactszenarien aufgebaut. Mit den weiterführenden Modellen wurden Drohnenschläge auf Flugzeugstrukturen untersucht. Es wurden ausschließlich Komponenten von Geschäftsreise- und kommerziellen Flugzeugen (vergleichbar Learjet 31A und Boeing B737) untersucht. Weitere Berichte der ASSURE-Forschungsgruppe (z. B. [49]) beschäftigen sich mit dem Risiko von Drohnen für Menschen, was nicht Teil dieser Arbeit ist.

Meng et al. [50] haben Impacttests auf ein Höhenleitwerk mit einer 3.4 kg schweren Drohne des Typs DJI Inspire 1 durchgeführt. Die Tests wurden mit PamCrash simulativ begleitet. Ihre Ergebnisse zeigen, dass ein Drohnenschlag größere Schäden als ein 3.6 kg schwerer Vogel aufgrund der Härte der Drohnenkomponenten erzeugt. Ein kommerzielles Flugzeug kann den Flug nach einem Drohnenschlag

auf das Höhenleitwerk nicht sicher fortführen. Die Batterien zeigen nach den Tests eine Rauchentwicklung. Es wird daraus geschlossen, dass sich diese entzünden können. Zu vergleichbaren Ergebnissen kommen auch Wang et al. [51].

Lee et al. [52] und Choi et al. [53] haben Kollisionen von Drohnen mit wärmegehärtetem Glas untersucht. Die Drohnen fliegen mit einer Geschwindigkeit von maximal 20 m/s. Sie haben Impacttests und Simulationen durchgeführt. Mithilfe eines Berechnungsmodells bestimmen sie die Wahrscheinlichkeit des Zerbrechens des Glases. Die Impactgeschwindigkeiten liegen deutlich unterhalb der Geschwindigkeiten, die für einen Drohnenschlag erwartet werden (Relativgeschwindigkeit von ca. 100 m/s).

Kota et al. [54, 55] haben Finite-Elemente-Modelle (FE) einer Starrflüglerdrohne und deren Einzelkomponenten (Motor, Batterie) entwickelt und validiert. Die betrachtete Drohne hat ein Gewicht von 2.5 kg. Dafür wurden Impacttests auf Aluminium Al2024-T3-Platten mit Geschwindigkeiten von bis zu 128.6 m/s durchgeführt. Die FE-Modelle wurden mithilfe dieser Tests validiert. Sie stellen bei ihren Tests ebenfalls fest, dass die Motoren bei jedem Test die Platten perforieren, während bei den Batterien keine Perforationen zu beobachten sind. Die Batterie hat ca. die dreifache Masse eines Motors in diesen Untersuchungen, perforiert trotz dieses Gewichts aber aufgrund des Verhaltens der Lithium-Polymerzellen (LiPo) die Zielstruktur nicht [54].

Drumond et al. [56] haben eine Flügelvorderkante so ausgelegt, dass diese einem Drohnenschlag mit einer DJI Phantom III standhält. Sie nutzen den FE-Solver Nastran. Die Impactgeschwindigkeit beträgt 127.0 m/s. Ihr Auslegungskriterium war dabei, dass die Batterie die Zielstruktur bei Reisegeschwindigkeit des Flugzeugs nicht durchschlagen darf. Drohnen können die Flügelhaut perforieren und den Holm schädigen. Es ist effektiver, Holm und Rippen zu verstärken im Gegensatz zu einer Verstärkung der Haut des Flügels. Eine Verstärkung der Struktur führt zu einer Massenzunahme von knapp 10 %. [56–58]

Lu et al. [59] haben Kollisionen zwischen fünf verschiedenen Drohnen und Windschutzscheiben von kommerziellen Flugzeugen simuliert und mit Testdaten verglichen. Das Gewicht und die Größe der Drohnen werden variiert. Dabei untersuchen sie Drohnen mit Massen zwischen 0.30 kg (DJI Spark) und 3.33 kg (DJI Inspire I). Sie kommen zu dem Ergebnis, dass Masse, Geschwindigkeit, Material und die Konfiguration einen Einfluss auf den Schaden der Windschutzscheiben haben. Ab einer Masse von 1.36 kg und einer Geschwindigkeit von 154.6 m/s kommt es zu einem Schaden, der zur Fluguntauglichkeit führt. Sie bestätigen die Ergebnisse anderer Forscher, wonach ein Drohnenschlag, bei gleicher kinetischer Energie, schwerere Schäden als ein Vogelschlag erzeugt. [59]

Jonkheijm ist der erste Autor, der speziell Drohnenschläge auf Helikopterscheiben untersucht [60, 61]. Er simuliert einen Drohnenschlag zwischen einer DJI Phantom III und einem Augusta A-109 Helikopter (vgl. Abbildung 1.4). Seine Ergebnisse zeigen, dass die Windschutzscheibe in Fragmente zerbricht und UAV-Komponenten ins Cockpit eindringen können. Er schließt daraus, dass aktuelle Zulassungsvorschriften keinen ausreichenden Schutz gegen Drohnenschläge bieten. Kritisch zu hinterfragen sind aber seine Materialdaten, da er z. B. das E-Modul für Lithium mit 500 GPa angibt sowie für Acrylglas mit 330 GPa, was deutlich über vergleichbaren Werten aus der Literatur liegt. Für Lithium-Polymer wird das E-Modul mit 500 MPa angegeben [62], für Acrylglas mit 3.0 GPa [63].

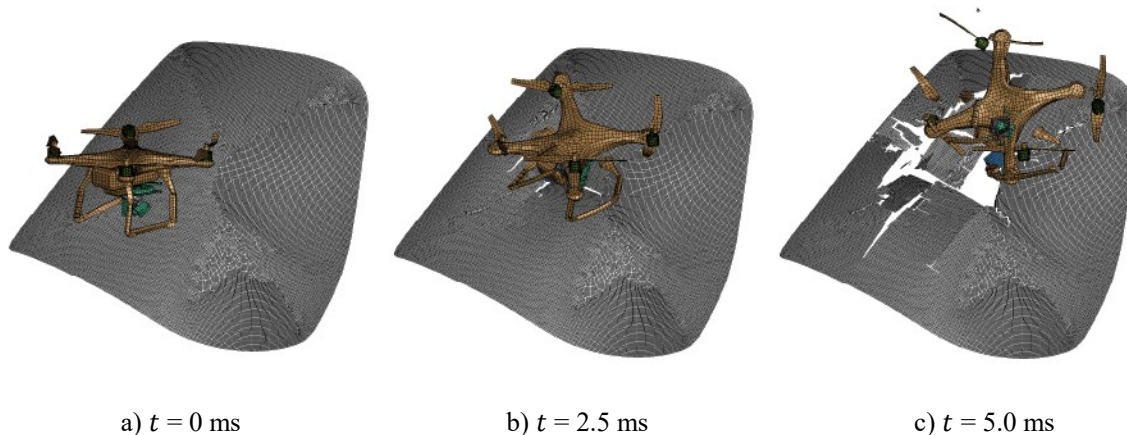


Abbildung 1.4: "Damage propagation of [...] impacted by the UAS" (entnommen und angepasst aus [60])

Dadouche et al. [64] haben Impacttests mit Drohnen (DJI Phantom 4) auf Windschutzscheiben von kommerziellen Flugzeugen und Flügelvorderkanten mit Geschwindigkeiten von bis zu 129.9 m/s durchgeführt. Sowohl die Windschutzscheiben als auch die Flügelvorderkanten zeigen schwere Schäden nach dem Impact. Knapp 25 % der Fragmente der inneren Glasscheibe dringen in das Cockpit ein und können Insassen verletzen. Dadouche identifiziert die Batterie als Komponente, die den größten Schaden an der Flügelvorderkante erzeugt. Die Zielstrukturen nach den Tests zeigt Abbildung 1.5.



Abbildung 1.5: Windschutzscheibe und Flügelvorderkante nach Drohnenschlagtests mit DJI Phantom 4 Drohnen (entnommen und angepasst aus [64])

May et al. [65] haben sowohl quasi-statische Tests als auch dynamische Impacttests einzelner Drohnenkomponenten durchgeführt. Sie fokussieren sich dabei auf Komponenten (Kamera, Motor, Batterie) der DJI Mavic 2 Zoom Drohne. Diese hat ein Gewicht von 0.905 kg. Ihre Ergebnisse zeigen, dass die Kamera als unkritisch eingestuft werden kann, wohingegen Motoren und Batterien Kräfte von bis zu 200 kN auf die Zielstrukturen aufbringen können. Auf Basis ihrer Ergebnisse empfehlen sie, die Batterie als SPH-Modell (Smooth Particle Hydrodynamics) numerisch zu untersuchen.

Harker et al. [66] haben Kollisionen von Renndrohnen mit Flugzeugstrukturen mithilfe von Impacttests untersucht. Sie sehen Renndrohnen als kritisch an, da diese kein GPS-System (Global Positioning System) besitzen und Geofencing-Methoden bei diesen Drohnen nicht wirken. Sie untersuchen Geschwindigkeiten von ca. 77 m/s. Ihre Testergebnisse zeigen, dass ein Aufprall einer Renndrohne auf Strukturen der allgemeinen Luftfahrt schwere Schäden erzeugen kann. Die Windschutzscheibe einer Cessna Citation fragmentiert beispielsweise. Das Seitenleitwerk zeigt starke plastische Deformationen. In weiteren Studien soll untersucht werden, wie sich diese Schäden auf die Flugtauglichkeit auswirken.

Sowohl die EASA als auch die FAA haben ein großes Interesse am Thema Drohnenschlag. Ausgehend von den Ergebnissen der Drone Strike Task Force der EASA [67] wurde ein Forschungsprojekt mit Qinetiq initiiert, das das Thema Drohnenschlag untersucht [33]. Ergebnisse werden kontinuierlich veröffentlicht, wobei Tests- und Simulationen von realistischen Drohnenschlägen im Fokus stehen [68, 69].

In weiteren Studien werden verschiedene Drohnenschlagszenarien numerisch untersucht. Warsiyanto et al. [70] untersuchen den Aufprall von Drohnen mit einem Gewicht von 0.735 kg auf Flügelvorderkanten während Che Man et al. [71] Drohnenschläge auf Helikopterwindschutzscheiben simulieren. Yongjie et al. [72, 73] entwickeln ein hochpräzises FE-Modell einer Logistikdrohne. Lu et al. [74] untersuchen den Aufprall auf eine Flugzeugnase. Hou et al. [75] betrachtet den Impact in Triebwerke. Ritt et al. [76] haben des Weiteren Drohnenschläge auf Helikopterwindschutzscheiben experimentell und numerisch untersucht. Liu und Yu et al. [77–80] untersuchen den Einfluss der Impactpositionen bei einem Drohnenschlag auf Fanschaufeln eines Triebwerks anhand von FE-Simulationen. Sie kommen zu dem Ergebnis, dass die Fluglage der Drohne und die Aufprallposition das Schadensbild signifikant beeinflussen. So entsteht ein größerer Schaden am Fanblade bei einem größeren Abstand zur Rotationsachse. Man et al. [81, 82] untersuchen den Einfluss eines Drohnenschlags auf den Schubverlust von Triebwerken und stellen einen Vergleich mit Vogelschlägen auf. Sie nutzen dazu FE- und CFD-Simulationsmodelle. Sie zeigen, dass der Impact bei unterschiedlichen Flugphasen unterschiedlich große Trümmerteile erzeugt. Die Ergebnisse der verschiedenen Autoren bestätigen weitgehend die bisherigen Erkenntnisse, dass Drohnen größere Schäden erzeugen als Vogelschläge bei vergleichbaren

Impactenergien. Des Weiteren können Trümmer weitere Strukturen beschädigen (z. B. Hochdruckverdichter und Brennkammer) sowie Insassen und Piloten verletzen.

Weitere Autoren wie Rattanagraikanakorn et al. [83] ermitteln beispielsweise die Frontalaufprallflächen für verschiedene Typen von Luftfahrzeugen sowie Starr- und Drehflügeldrohnen. Fricke et al. [84] sowie Clothier [85] berechnen das statistische Risiko für Drohnenschläge. Diese Studien befassen sich zwar mit dem Thema Drohnenschlag, haben aber keine relevanten Daten für die vorliegende Arbeit.

Auf populärwissenschaftliche Art und Weise haben das University of Dayton Research Institute (UDRI) [86] und das Format HIFLYZONE (im Auftrag von Légtér.hu) [87] Drohnenschläge untersucht. Das UDRI hat eine DJI Phantom 2 mit 106.4 m/s gegen den Flügel eines Mooney M20 Flugzeugs geschossen und die Ergebnisse über ein YouTube-Video veröffentlicht. Die Drohne erzeugt einen schweren Schaden am Flügel. Sie dringt vollständig in den Flügelkasten ein und beschädigt zusätzlich den Holm (vgl. Abbildung 1.6 a)). DJI kritisiert an diesem Test, dass die Impactgeschwindigkeit unrealistisch hoch ist und oberhalb der FAA-Testrichtlinien liegt [88]. HIFLYZONE wählten einen pragmatischen Ansatz und steuerten eine Antonow AN-2 in eine schwebende DJI Phantom 3 mit einer Geschwindigkeit von 27.6 m/s. Die Drohne schwebte auf Höhe der Flügelvorderkante (vgl. Abbildung 1.6 b)). Die Drohne wird zerstört, am Flugzeug zeigt sich ein geringer Schaden. Es ist unter anderem zu kritisieren, dass die Geschwindigkeit unterhalb derer liegt, welche für kommerzielle Verkehrsflugzeuge erwartet wird und sich die Ergebnisse deshalb nicht übertragen lassen.

a) UDRI impact test $v_i = 106.4$ m/s



b) Légtér.hu impact test $v_i = 27.6$ m/s

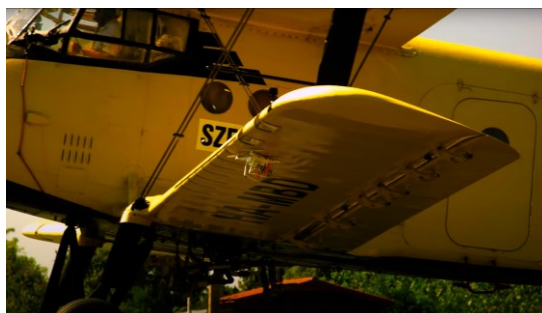


Abbildung 1.6: Impacttests mit einer vollständigen Drohne; a) Impacttests der UDRI auf ein Mooney M20 Flügel mit einer DJI Phantom 2 und $v_i = 106.4$ m/s; b) Impacttests von HIFLYZONE auf eine Antonow AN-2 mit $v_i = 27.6$ m/s

Wird der Stand der Technik bildlich dargestellt, ist ersichtlich, dass zur Erforschung von Drohnenschlägen hauptsächlich Tests und FE-Simulationen genutzt werden (Abbildung 1.7). Ausführliche Testkampagnen sind zeit- und kostenintensiv. Durch validierte FE-Modelle können Kosten und Entwicklungszeiten zwar reduziert werden, sie eignen sich aber nicht für eine schnelle Lastabschätzung beispielsweise im Rahmen eines Vorentwurfs. Ein analytisches Modell zur Ermittlung der Impactkräfte bei einem Drohnenschlag fehlt bisher. An diesem Punkt setzt diese Arbeit an.

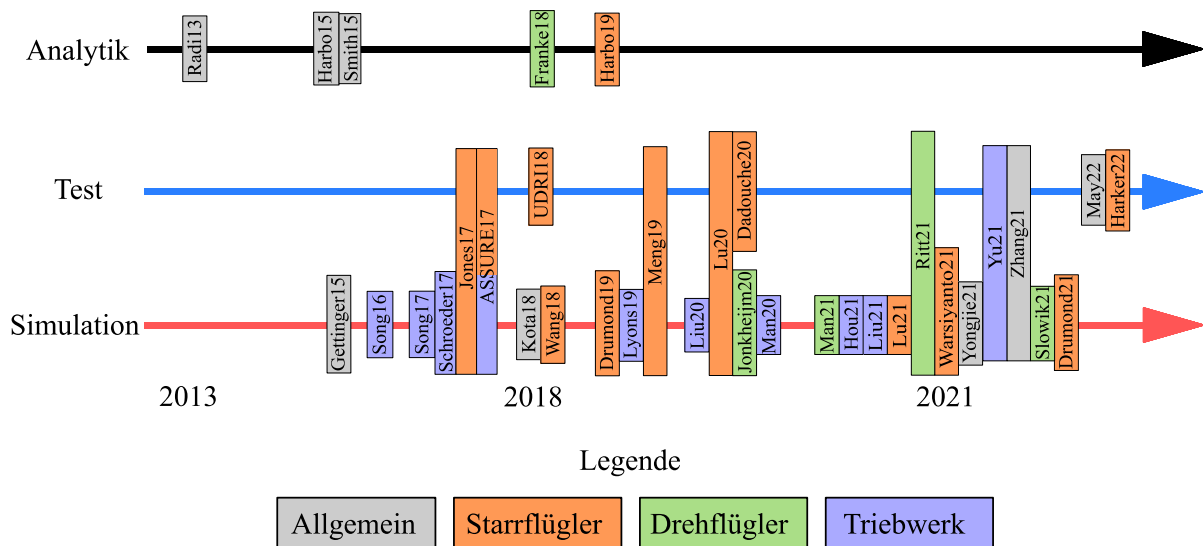


Abbildung 1.7: Darstellung der Forschungslandschaft zum Thema Drohnenschlag

1.2.2 Weitere Impactforschung

Neben der Gefahr durch Drohnenschläge können auch andere Kollisionen mit Luftfahrzeugen auftreten. Diese stellen meist umfangreiche Forschungsgebiete dar und sollen an dieser Stelle kurz erwähnt werden.

Innerhalb der Fertigung ist es z. B. möglich, dass ein Werkzeug auf die Struktur herabfällt und einen Schaden hinterlässt. Dabei treten sehr geringe Geschwindigkeiten und Energien auf. Diese Low-Velocity-Impacts stehen nicht im Fokus dieser Arbeit. Während des Einsatzes von Luftfahrzeugen können weitere Schäden auftreten. Ein Beispiel hierfür ist der Hagelschlag. Abbildung 1.8 zeigt die Front eines Flugzeugs mit einem Hagelschaden. Abbildung 1.8 zeigt die Front eines Flugzeugs mit einem Hagelschaden [89]. Die Impactgeschwindigkeiten erreichen in diesem Fall bis zu 250 m/s. Es gibt verschiedene Veröffentlichungen zum Thema Hagelschlag. Pernas-Sánchez et al. [90] haben beispielsweise ein numerisches Modell für das Verhalten von Eis bzw. Hagelkörnern unter Hochgeschwindigkeitsimpacts entwickelt und es mithilfe von Testdaten aus der Literatur (z. B. [91–94]) validiert. Kim et al. [91–93] haben in mehreren Veröffentlichungen Hagelschläge auf Verbundwerkstoffe untersucht.



Abbildung 1.8: "The nose of the Airbus A320 is badly damaged as well as the windshield" nach [89] – Schaden an Nase und Windschutzscheibe nach Hagelschlag

Einen weiteren Schadensfall stellt der Vogelschlag dar. Für diesen Schaden gibt es, abhängig von der Größe und Art des Luftfahrzeugs, verschiedene Zulassungsvorschriften. Generell können die Zulassungsvorschriften so zusammengefasst werden, dass nach einer Kollision ein sicherer Weiterflug und eine sichere Landung gewährleistet werden müssen. Die Energie, die dabei nachgewiesen werden muss, ist abhängig von der Größe des Luftfahrzeugs und der erreichbaren Geschwindigkeit. Abbildung 1.9 zeigt exemplarisch Schäden an Luftfahrzeugen nach einem Vogelschlag. Auf Berechnungsmodelle wird in Kapitel 2.3 detailliert eingegangen.



Abbildung 1.9: Beispielhafte Schäden durch Vogelschläge nach [95]

Impacts werden in vielen weiteren Fachdisziplinen erforscht. Diese reichen von Zusammenstößen zwischen Elektronen bis hin zum Hypervelocityimpact in der Raumfahrt. Besonders die Fahrzeugtechnik legt einen Fokus auf die Untersuchung von Zusammenstößen, da Personen bei diesen unmittelbar verletzt werden können. Zur Berechnung des Kraft-Zeit-Verlaufs bei einem Fahrzeugcrash wird zum einen die Energieerhaltung verwendet, z. B. nach Franz et al. [96]. Zum anderen werden Fahrzeugcrashes über Feder-Masse-Dämpfer-Modelle beschrieben, wie es beispielsweise Munyazikwiye in seiner Arbeit darstellt [97]. Die Massen werden dabei als konstant betrachtet, Federsteifigkeiten und Dämpfungskonstanten sind abhängig vom zerstörten Anteil des Fahrzeugs (Munyazikwiye et al. [98]). Fossat geht in seiner Veröffentlichung darauf ein, dass sich die Masse des Impactors während des Aufpralls reduziert [99]. Laut Wood [100] kann die Masse eines Fahrzeugs als gleichmäßig verteilt angenommen werden, was von Fossat [99] bestätigt wird. Fossat [99] berechnet die Kraft über die Verzögerung und der zeitabhängigen Masse. Berstlasten, wie sie beispielsweise bei Flugzeugaufprällen verwendet werden (vgl. Kapitel 2.5), kommen in diesem Ansatz nicht vor.

1.3 Ziele der Arbeit

Der Drohnenschlag weicht nach ersten Überlegungen von den bisher bekannten Impactlastfällen in der Luftfahrt ab. Bei einem Vogelschlag wird angenommen, dass sich der Vogel als Projektil im betrachteten Geschwindigkeitsbereich wie ein strömendes Fluid verhält und als „weicher Körper“ modelliert werden kann. Testdaten und Videoaufnahmen verifizieren diese Annahme, wie es Heimbs [101] zeigt. Da die Struktur einer Drohne sich aber aus Festkörpern zusammensetzt, kann diese Annahme nicht übernommen werden. Auch die Modelle für Hagelschlag sind nicht auf einen Drohnenschlag übertragbar. Bei einem Hagelschlag wird angenommen, dass sich das Projektil (Eis) bis zum Erreichen der Festigkeit während des Impacts wie ein Festkörper verhält. Wird ein kritischer Wert für die plastische Dehnung sowie für die Festigkeit überschritten, verhält sich das Eis wie ein strömendes Fluid ([102] zitiert aus [91, 92]). Die Annahme des Auftreffens eines starren Projektils auf eine nachgiebige Struktur, wie z. B. für Rim-Release oder Steinschlag, ist als pauschaler Ansatz ebenfalls unzureichend, da sich die Drohne aus mehreren Komponenten zusammensetzt (Motoren, Batterie, Kamera, Platine usw.) und diese über ein Impactmodell beschrieben werden müssen. Ein Stein oder die Bruchteile einer Felge können hingegen als Einzelmasse betrachtet werden. Im Vergleich zu bestehenden Modellen lassen sich die folgenden Unterschiede zu einem Drohnenschlag festhalten:

- Eine Drohne besteht aus mehreren Komponenten.
- Diese Komponenten können als Festkörper betrachtet werden.
- Physikalisch betrachtet stellt der Drohnenschlag einen Impact von mehreren Körpern hintereinander dar (Mehrkörperimpact).
- Es gibt verschiedenste Arten (Größe, Masse, Geschwindigkeit) von unbemannten Luftfahrzeugen.
- Luftfahrzeuge, die nach Zulassungsvorschrift CS 23, 25 und 29 zugelassen sind, müssen nach einem Vogelschlag eine sichere Landung garantieren können. Die Strukturen sind bisher nicht auf Drohnenschläge ausgelegt.

Diese Arbeit beschäftigt sich mit der Entwicklung eines Modells zur Bestimmung der auftretenden Lasten bei einem Drohnenschlag. Aus dem Stand der Forschung geht hervor, dass der Drohnenschlag bisher vor allem mit Experimenten und Simulationen untersucht wird. Es finden sich keine Ansätze für analytische Berechnungsmodelle. Diese Modelle werden aber benötigt, damit Konstrukteure ihre

Strukturen auf die zu erwarteten Lasten auslegen können, ohne zeit- und kostenintensive Tests und Simulationen durchzuführen. Das Modell soll zur Lastabschätzung im Rahmen eines Vorentwurfs genutzt werden können. An das zu entwickelnde Modell werden folgende Anforderungen gestellt:

- Der Fokus liegt auf dem Thema „Drohnenanschlag“.
- Das Modell soll einen Kraft-Zeit-Verlauf abbilden können.
- Es soll dabei die Kontaktkraft zwischen Projektil (Drohne) und Zielstruktur (starre Wand, nachgiebige Platten, Realstruktur) analytisch berechnen können.
- Der Drohnenschlag stellt das Problem von mehreren Einschlägen unterschiedlicher Körper hintereinander dar. Dieser Mehrkörperimpact soll über das Modell abgebildet werden können.
- Das Berechnungsmodell soll mithilfe von Tests und expliziten FE-Simulationen validiert werden.
- Es soll eine Methodik zur Bestimmung der Kontaktkraft entwickelt werden.
- Es wird ein Geschwindigkeitsbereich zwischen 20 m/s (maximale Fluggeschwindigkeit Drohne) und ca. 150 m/s (Geschwindigkeit Flugzeug) als Untersuchungsbereich festgelegt.
- Das Modell wird primär für Drohnen mit einem maximalen Abfluggewicht von ca. 1.4 kg entwickelt und validiert (sUAV).

Zur Abgrenzung soll herausgestellt werden, was das zu entwickelnde Modell nicht beschreiben muss:

- Verhalten des Ziels nach der Kollision;
- Die Schadensmechanik und Degradation der Zielstruktur;
- Zustandekommen der Kollision;
- Maßnahmen zur Vermeidung des Impacts.

Verschiedene Teilkapitel dieser Arbeit sind bewusst kurzgehalten, um den Umfang der gesamten Arbeit begrenzt zu halten. Die vorliegende Arbeit ist im Bereich der Methoden- und Modellentwicklung einzuordnen. Am Ende der Arbeit soll ein validiertes Modell und die zugehörige Anwendungsmethodik zur Ermittlung des Kraftverlaufs stehen.

1.4 Hypothesen und Aufbau der Arbeit

Aufbauend auf die Erkenntnisse aus dem Stand der Forschung und den vorangehenden Zielen wird folgende Forschungshypothese aufgestellt:

Forschungshypothese:

Ein kleines, unbemanntes Luftfahrzeug (sUAV) lässt sich als physikalisch-mathematisches Modell beschreiben. Mit diesem Drohnenmodell können auftretende Lasten bei einem Drohnenschlag auf Luftfahrzeugstrukturen bestimmt werden.

Es wird angenommen, dass sich die Drohne als Projektil abweichend zu bisherigen Impactoren verhält. Die Drohne stellt eine Kombination aus miteinander mechanisch verbundenen Bauteilen mit verschiedenen Materialverhalten dar. Bisherige Modelle für Impactlastfälle (z. B. Vogelschlag) gehen davon aus, dass sich die Projektile wie ein Fluid verhalten. Eine Drohne besteht hingegen aus verschiedenen Festkörpern mit unterschiedlichen Materialeigenschaften. Aktuelle Impactmodelle werden in Kapitel 2 genauer erläutert. In Kapitel 3 werden Daten von einer Drohne beispielhaft in bisherige Modelle eingesetzt und die entstehenden Abweichungen erläutert. Aufbauend darauf wird ein Ansatz zur Weiterentwicklung für die Modellbildung von Drohnen ausgewählt. Zusammenfassen lassen sich diese Untersuchungen in den ersten beiden Arbeitshypothesen (AH):

Arbeitshypothese 1:

Mit bisherigen Modellen zur Beschreibung von Impactvorgängen bei Luftfahrzeugen können Kollisionen mit Drohnen nicht vollständig beschrieben werden.

Arbeitshypothese 2:

Die Drohne lässt sich vereinfacht als eindimensionales Linienmodell mithilfe ihrer Massenverteilung und dem Versagensverhalten der Komponenten beschreiben. Mit diesem Modell können Stoßkraft-Zeit-Verläufe bei einer Kollision ermittelt werden.

Dieses Modell wird über Tests und Simulationen weiter untersucht. Im Kapitel 4 werden die experimentellen Methoden und Daten diskutiert. In Kapitel 5 stehen Daten aus FE-Simulationen im Fokus. In Kapitel 6 werden Tests und Simulationen zur Impactanalyse von Einzelkomponenten verwendet. Diese Kapitel stehen unter der dritten Arbeitshypothese:

Arbeitshypothese 3:

Eingangparameter für das Berechnungsmodell lassen sich aus Vorversuchen und Simulationen bestimmen.

Explizit wurde bisher noch nicht der Mehrkörperimpact genannt. Die Drohne ist ein System aus verschiedenen Komponenten. Bei einem Drohnenschlag treffen diese, in Abhängigkeit der Flugorientierung, nacheinander auf das Ziel. Dieser Mehrkörperimpact muss also über das neue Berechnungsmodell abgebildet werden können. Dies wird in der vierten Arbeitshypothese und somit in Kapitel 7 betrachtet:

Arbeitshypothese 4:

Mehrkörperimpacts, wie sie beispielsweise der Drohnenschlag darstellt, lassen sich im Testbereich über Ersatzstrukturen abbilden. Ein neues, analytisches Modell kann Mehrkörperimpacts beschreiben und mithilfe von Impacttests und FE-Simulationen der Ersatzstrukturen validiert werden.

Dadurch ergibt sich der Aufbau der Arbeit, wie er in Abbildung 1.10 zu sehen ist. Nach der Einleitung folgt die Darstellung der Grundlagen der betrachteten Impactmodelle. In Kapitel 3 werden diese auf den Drohnenschlag übertragen. Im Kapitel 4 werden experimentelle Methoden und die Ergebnisse quasi-statischer Untersuchungen vorgestellt, während Kapitel 5 die numerischen Modelle und deren Validierung beinhaltet. Die Ergebnisse der Impactuntersuchungen aus Tests und Simulationen finden sich in Kapitel 6. Mithilfe dieser und dem ausgewählten, grundlegenden Modell wird darauf aufbauend in Kapitel 7 ein neues „Drohnenschlagmodell“ (DSM) entwickelt. In Kapitel 8 wird das Modell mit der zugehörigen Methodik an einem Beispiel veranschaulicht und der Gültigkeitsbereich der Methoden eingeschränkt, bevor in Kapitel 9 eine Zusammenfassung erfolgt.

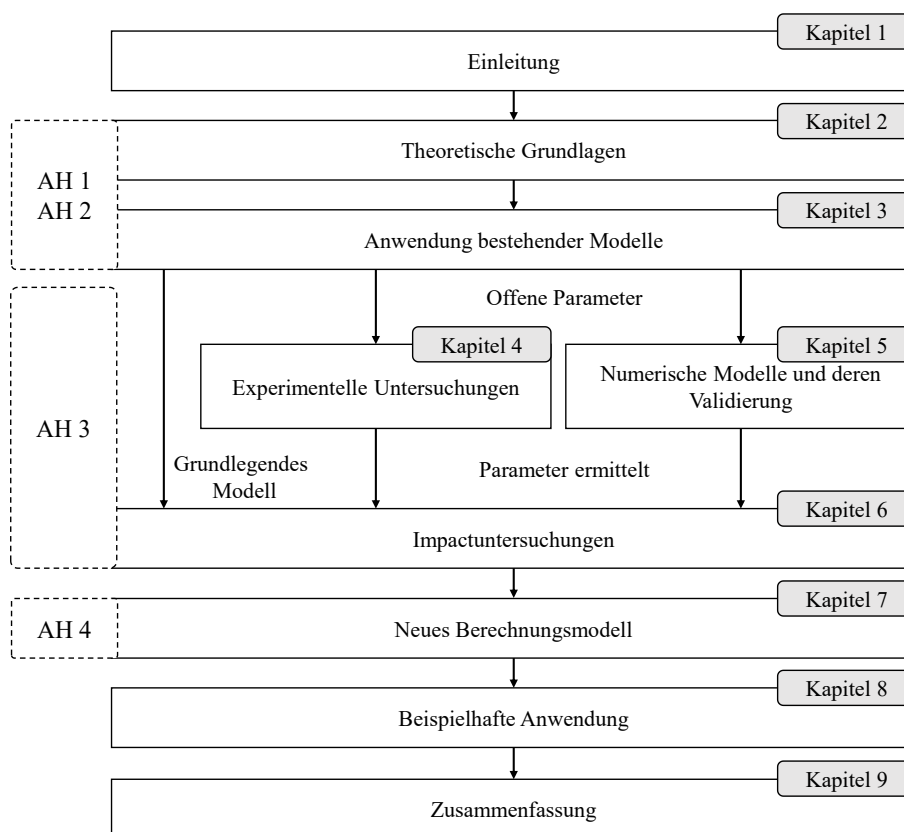


Abbildung 1.10: Aufbau der Arbeit

2 Grundlagen zur Beschreibung von Impactvorgängen

Wie aus dem Stand der Forschung hervorgeht, gibt es bisher noch keine analytische Betrachtung eines Drohnenschlags. In einem ersten Schritt werden deshalb in diesem Kapitel bestehende Impactmodelle vorgestellt, die für eine Anwendung auf einen Drohnenschlag infrage kommen. Die Darstellung umfasst die grundlegenden Theorien sowie deren Gültigkeitsbereiche. Zu Beginn wird auf das klassische Impactmodell und Schadensbilder von Stoßbelastungen eingegangen (Kapitel 2.1 und 2.2). Im Detail werden anschließend das Vogelschlag- sowie das Flugzeugaufprallmodell (FZAM) in den Kapiteln 2.4 und 2.5 erläutert. Der Vogelschlag ist ein grundlegender Impactfall in der Luftfahrt und ausgiebig erforscht (z. B. in [101–103]). Für Zulassungstests von Flugzeugen werden Vögel bis zu einer Masse von 1.81 kg und der Reisegeschwindigkeit v_c verwendet (z. B. Airbus A320 $v_c \approx 267$ m/s auf Meereshöhe [104]) [105]. Die Masse ist vergleichbar mit der Masse einer DJI Phantom 4 (MTOW = 1.38 kg) [16]. Anschließend wird das Flugzeugaufprallmodell erläutert. Dieses wird bisher zur Auslegung von Atomreaktoren gegen Flugzeugabstürze genutzt (vgl. Kessler et al. [106]). Aus physikalischer Sicht eignet sich dieser Ansatz auch für eine Anwendung auf Drohnenschläge, da eine vergleichbare Schadensmechanik des Projektils erwartet wird. In dieser Arbeit wird u. a. ein analytisches Modell für Drohnenschläge entwickelt. Es wird davon ausgegangen, dass die Auswahl des Berechnungsmodells auch vom Verhalten der Zielstruktur abhängt. Abhängig vom Verhalten des Ziels wird von „weichen“ und „harten“ Stößen gesprochen. Auf diese Unterscheidung wird in Kapitel 2.3 genauer eingegangen.

2.1 Grundlagen von Stoßbelastungen

Bei einem Stoßvorgang entstehen nach dem dritten newtonschen Axiom gleich große Kräfte in entgegengesetzter Richtung in den Stoßkörpern. Die Erhaltungssätze (Masse, Energie, Impuls) sind während des Stoßvorgangs gültig.

Die folgende Einteilung der Impactszenarios geht aus der Arbeit von Kärger [19] hervor. Impactszenarios werden anhand der Masse und Geschwindigkeit des Projektils charakterisiert, wie in Abbildung 2.1 zu sehen ist. Von einem Crash wird gesprochen, wenn die Masse des Impactors größer als 10 kg ist (Large-Mass-Impact) [19]. Ein Verkehrsunfall stellt somit beispielsweise einen Crash dar. Liegt die Masse des Projektils unter 10 kg (Low-Mass-Impact), wird von einem Impact gesprochen. Der Impact lässt sich weiter anhand von Geschwindigkeiten und Energien unterscheiden. Für Massen von wenigen Gramm wird von einem Low-Velocity-Impact (LVI) gesprochen, wenn die Geschwindigkeit des Impactors unter 100 m/s liegt. Der Aufschlag eines Körpers mit einer kleinen Masse (z. B. Handy) nach einem freien Fall aus geringer Höhe (z. B. 1.20 m) ohne weitere Beschleunigung ist ein Beispiel für den LVI. In der Luftfahrt sind in diesem Bereich die Tooldrops relevant (vgl. Kapitel 1.2) [107]. Für größere Massen liegt die Grenze der LVI-Definition bei einer Energie von 50 J. Bei Geschwindigkeiten bzw. Energien über diesen Werten wird von einem Hochgeschwindigkeitsimpact (High-Velocity-Impact – HVI) gesprochen. Beispiele hierfür sind der Vogel- und Hagelschlag. [19]

Über diese Bereiche hinaus gibt es noch weitere Impactszenarios, z. B. in der Raumfahrt, bei welcher Geschwindigkeiten von mehreren km/s angenommen werden (ballistischer Impact). Auch Teilchenbeschleuniger erzeugen Kollisionen, wobei die Massen der Teilchen in sehr kleinen Bereichen liegen (10^{-36} kg). Diese Fälle werden nicht betrachtet.

Die technischen Daten der Drohne grenzen den betrachteten Bereich ein. Die untere Geschwindigkeit von 20 m/s stellt die Höchstgeschwindigkeit der Drohne dar. Im Gegensatz dazu ist die maximale Geschwindigkeit $v_i \approx 150$ m/s die Relativgeschwindigkeit zwischen Drohne und Flugzeug. Für spätere Vergleiche mit Literaturwerten (z. B. Lu et al. [59]) wird die Höchstgeschwindigkeit auf diesen Wert gesetzt. Die Impactmasse wird durch das Gewicht der Drohne mit 1.38 kg definiert [16].

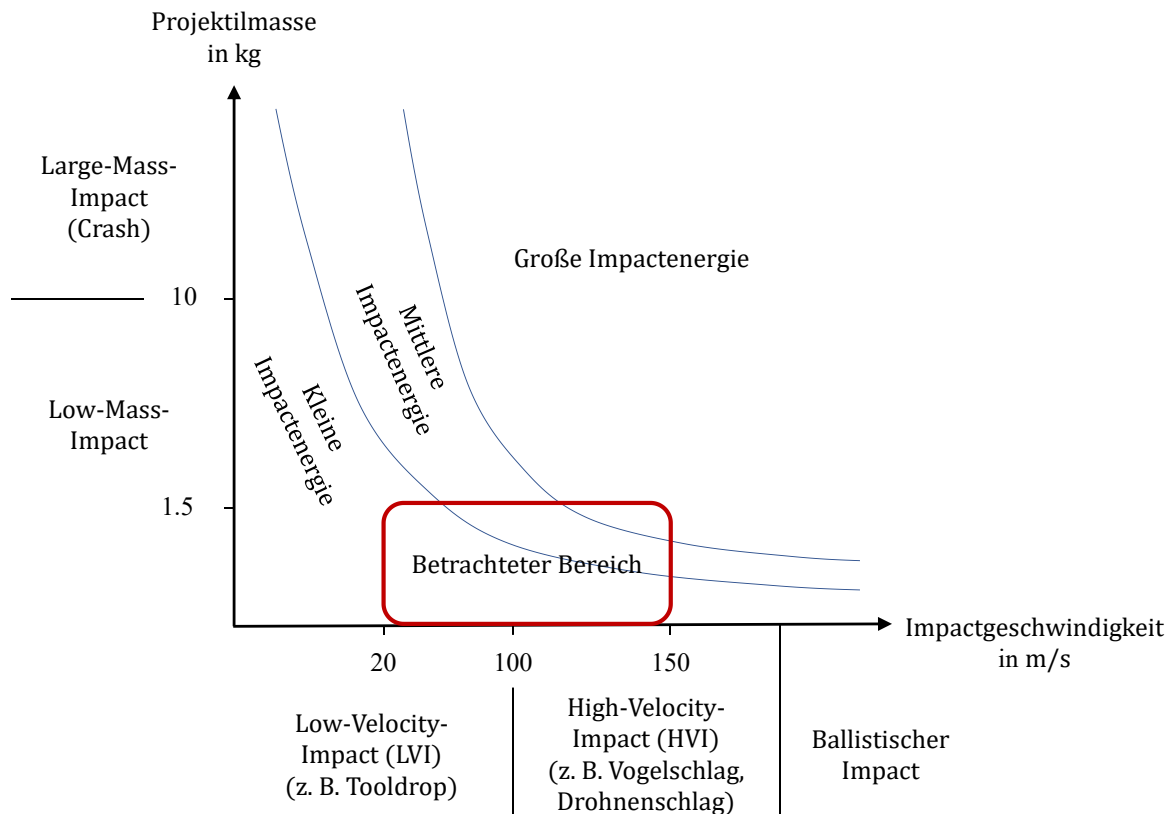


Abbildung 2.1: Einteilung der Impactarten (nicht maßstäblich), mit Daten von [19] (entnommen und angepasst aus [17])

Stoßvorgänge können in elastische und plastische Stöße aufgeteilt werden. Beide Bezeichnungen sind Idealzustände und in der Realität so nicht möglich. Ein annähernd vollelastischer Stoß ist der Aufprall einer Billardkugel, während der Aufprall eines Tonklotzes annähernd als vollständig plastischer Stoß betrachtet werden kann. Jeder reale Impact besteht aus einem reversiblen, elastischen Anteil und einem irreversiblen, plastischen Anteil.

Der Impactprozess teilt sich in zwei Phasen auf (vgl. Abbildung 2.2). In der ersten Phase (Kompressionsphase) steigt die Kraft bis zum Maximum F_c bei der Auslenkung δ_c zum Zeitpunkt t_c . Liegt die maximale Kraft an, ist die Geschwindigkeit des Projektils $v(t_c) = 0$ m/s. Danach schließt sich die Restitutionsphase bis zum Zeitpunkt t_f bzw. der Auslenkung δ_f an. Die Kraft ist dann auf 0 N abgefallen. Am Ende der Restitutionsphase hat das Projektil die Rückschlaggeschwindigkeit v_r . Bei einem vollständig plastischen Stoß entfällt die Restitutionsphase und somit beträgt $F(t)$ nach Erreichen des Maximums 0 N. Bei einem vollständig elastischen Stoß entspricht der Impuls der Kompressionsphase dem Impuls der Restitutionsphase. [108, 109]

Der Zusammenhang zwischen Kompressions- und Restitutionsphase wird über den Restitutionskoeffizienten e beschrieben. Es gibt verschiedene Definitionen für diesen Koeffizienten. Zum einen gibt es die klassische Definition nach Newton anhand der Relativgeschwindigkeiten der Aufprallkörper. Zum anderen kann der Restitutionskoeffizient über Impuls und Energie bestimmt werden. In dieser Arbeit wird sich auf den Restitutionskoeffizienten nach Newton bezogen: [108]

$$e = \frac{v_{r,t} - v_{r,p}}{v_{i,p} - v_{i,t}} \quad (2.1)$$

Der Wert v_r beschreibt die Geschwindigkeit des Ziels (Index t) und des Projektils (Index p) nach dem Aufprall, wohingegen v_i die initiale Geschwindigkeit beider ist. Es liegt ein vollständig elastischer Stoß vor, wenn $e = 1$ beträgt. Entspricht $e = 0$ ist dies ein vollständig plastischer Stoß.

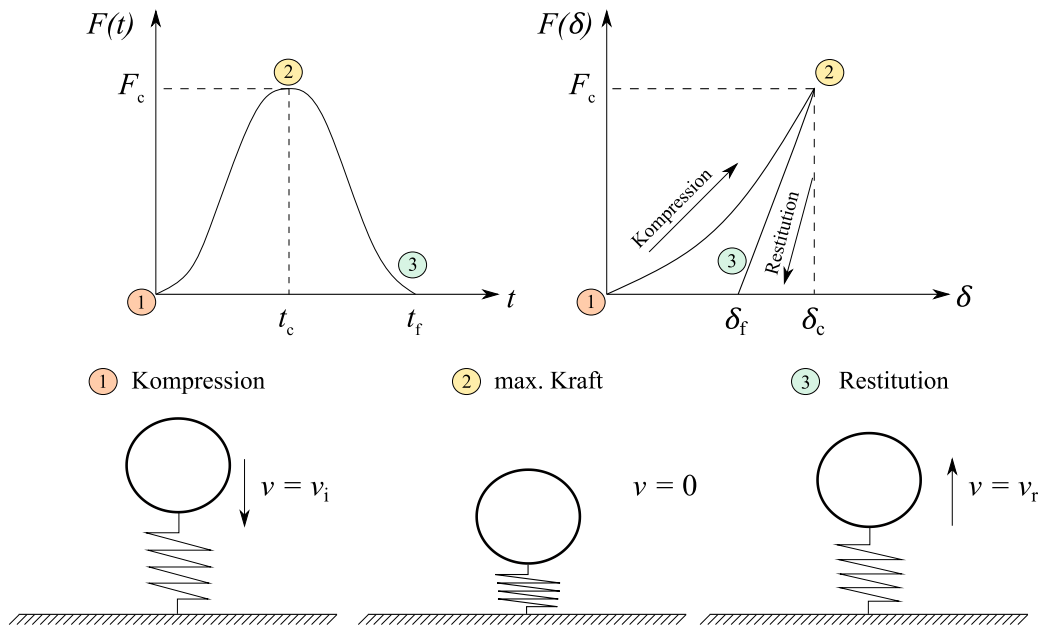


Abbildung 2.2: Phasen des Impacts (entnommen und angepasst aus [108])

Impacts werden des Weiteren anhand ihrer geometrischen Eigenschaften untergliedert [110]:

- gerader Stoß
- schiefer Stoß
- zentrischer Stoß
- exzentrischer Stoß

In dieser Arbeit wird von einem geraden zentrischen Stoß auf die Zielstruktur ausgegangen. Dies führt zur größten Belastung senkrecht zur Ebene der Zielstruktur. Einflüsse aufgrund von exzentrischer Lasteinleitung können vernachlässigt werden. Aufgrund des zentrischen Stoßes kommt es nicht zur Verdrehung während des Impacts [110]. Für weitere physikalische Grundlagen zum Thema Impuls und Impact sei hier auf die grundlegende Literatur verwiesen (z. B. [18, 108, 109, 111–113]).

Nach Martin [114] gibt es fünf verschiedene Kategorien, wie sich ein Projektil bei einem Aufprall verhalten kann. Diese sind ein elastisches, plastisches, hydrodynamisches, schall- oder explosionsartiges Verhalten [114]. Elastisches sowie plastisches Verhalten werden über Feder-Masse-Modelle beschrieben (vgl. Kapitel 2.2). Ein Beispiel für hydrodynamisches Verhalten ist der Vogelschlag (vgl. Kapitel 2.4). Riera [115] führt, ergänzend zu den oben genannten Arten, das Modell des weichen Projektils für sein Flugzeugaufprallmodell ein (vgl. Kapitel 2.5). Auf schall- und explosionsartiges Verhalten wird nicht eingegangen, da diese bei einem Drohnenschlag nicht auftreten.

Abbildung 2.3 zeigt mögliche Schadensbilder des Projektils bei Stoßbelastungen. Abbildung 2.3 a) zeigt einen rein elastischen Stoßvorgang, bei dem das Projektil nicht beschädigt wird. Abbildung 2.3 b) zeigt hingegen ein hydrodynamisches Verhalten des Projektils. Das Projektil zerfließt. Spröde Strukturen zerbrechen hingegen in kleinere Fragmente (Abbildung 2.3 c)). Das Fragmentieren kann als Ergänzung zur obigen Aufzählung gesehen werden. Metallische Projektile neigen zu plastischen Deformationen (Abbildung 2.3 d)).

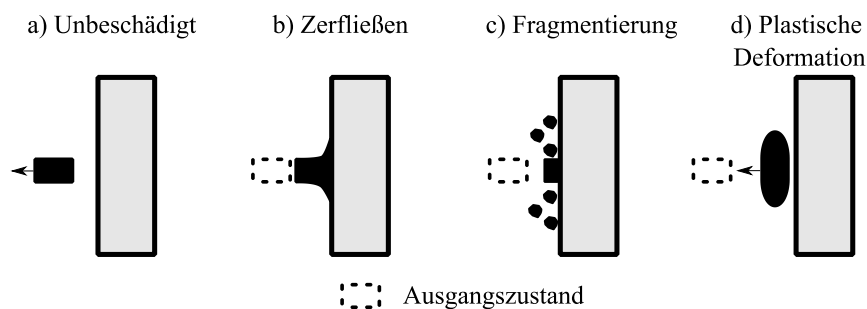


Abbildung 2.3: Schadensbilder des Projektils bei Stoßbelastungen

Stoßbelastungen erzeugen abhängig vom Material und der Dicke des Ziels sowie der Masse und der Geschwindigkeit des Projektils verschiedene Schäden aufseiten des Ziels. Bei einem rein elastischen Impact entsteht an der Zielstruktur kein Schaden, während ein plastischer Impact eine bleibende Verformung in Form einer Ausbeulung hinterlässt. Generell wird weiter zwischen Penetration und Perforation der Zielstruktur unterschieden. Wenn das Projektil in die Zielstruktur eindringt, sie aber nicht durchschlägt, wird dies als Penetration bezeichnet. Durchschlägt das Projektil die Zielstruktur, ist dies als Perforation definiert. Diese Definitionen beinhalten verschiedene Schadensbilder. Das Projektil kann die Zielstruktur penetrieren, wobei z. B. Risse auf der Rückseite des Ziels entstehen. Es können Fragmente abplatzen oder ein spröder Bruch im Bereich der Penetration auftreten. Bei der Perforation hingegen kann es zum Aufblättern des Ziels, dem Abscheren bzw. Stanzen und zur Fragmentierung kommen. Die möglichen Schadensbilder sind in Abbildung 2.4 dargestellt. Diese Aufstellung der Schadensbilder ist nicht vollständig. Weitere Schäden, wie beispielsweise Delaminationen bei Faserverbundwerkstoffen, können bei Impactbelastungen auftreten. Des Weiteren tritt in der Realität eine Kombination verschiedener Schadensbilder auf.

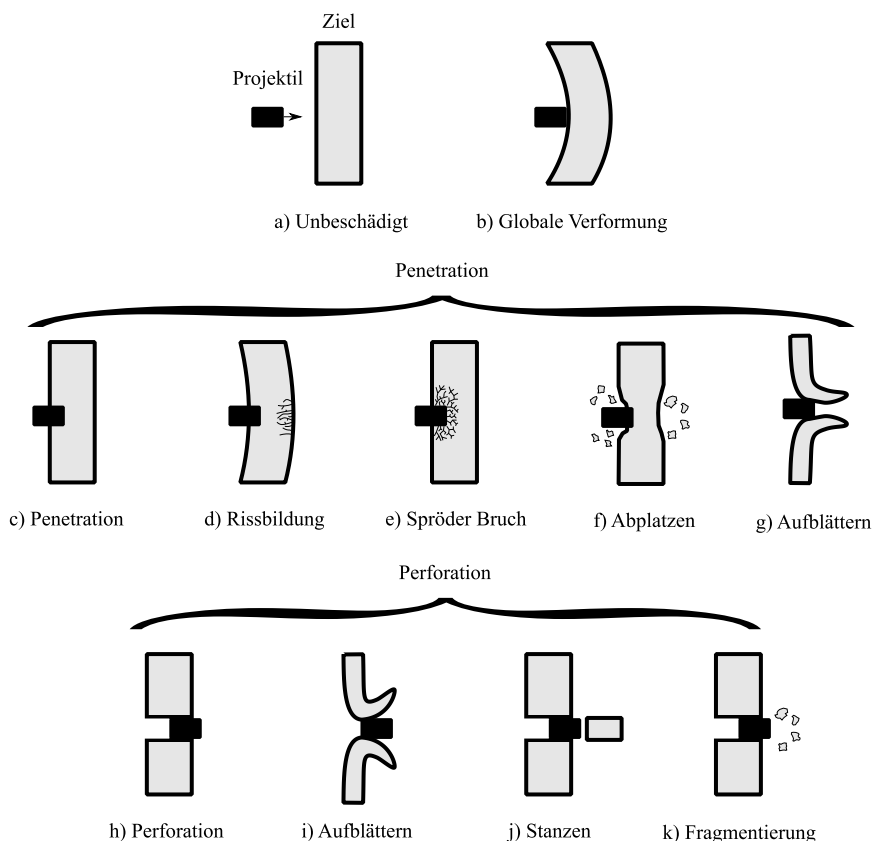


Abbildung 2.4: Schadensbilder der Zielstruktur bei Stoßbelastungen, a) unbeschädigt; b) globale Verformung, c) – g) Penetration, h) – k) Perforation

2.2 Feder-Masse-Modelle

In Abhängigkeit vom Abstraktionslevel und der Aussagegenauigkeit gibt es verschiedene Methoden zur Analyse von Impacts. Diese werden in Abbildung 2.5 dargestellt. Feder-Masse-Modelle sind 1-D Modelle, über die sich das dynamische Strukturverhalten beschreiben lässt. Sie werden für Impacts auf kleine Proben genutzt [116]. Über Feder-Masse-Modelle können sowohl der Verlauf der Kontaktkraft über die Zeit als auch die Deformation bestimmt werden. Mit diesen Modellen ist es möglich sowohl das Ziel als auch die Projektil zu untersuchen. Zudem sind die Ermittlung der Initiierung von Schäden sowie Aussagen zum Schadenswachstum bzw. Materialdegradation möglich, wie z. B. Bogenfeld [17] und Olsson [117] zeigen. In dieser Arbeit liegt der Fokus auf der analytischen Bestimmung des Verlaufs der Kontaktkraft über der Zeit. Laut Bogenfeld [17] kann des Weiteren über Modelle, die auf der Theorie nach Kirchhoff für Platten basieren, das dynamische Verhalten mit einer höheren Genauigkeit beschrieben werden als mit Feder-Masse-Modellen, wie z. B. in [118–121]. Für höhere Abstraktionsniveaus, Aussagegenauigkeiten und Detailanalysen, beispielsweise zur Ermittlung von Mikroschäden

im 3-D Bereich, bietet sich die Finite-Elemente-Methode (FEM) an. Die FEM wird in dieser Arbeit genutzt, um die analytischen Berechnungsmodelle zu validieren.

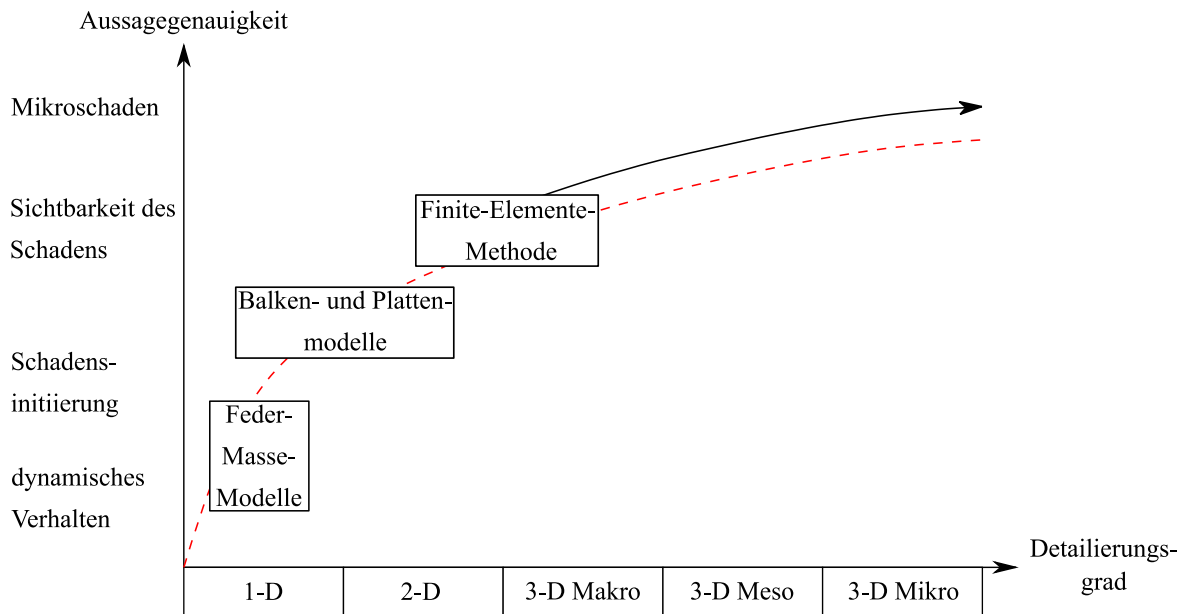


Abbildung 2.5: Übersicht der verschiedenen Impactanalyse-Methoden in Bezug auf das Abstraktionslevel und der Aussagegenauigkeit (entnommen und angepasst aus [17])

Zur Nachvollziehbarkeit orientiert sich die Darstellung und Nomenklatur der Modelle an der Literatur, weshalb beispielsweise die Kontaktkraft mit P bezeichnet wird.

2.2.1 Feder-Masse-Modelle für einen rein elastischen Impact

Abbildung 2.6 zeigt drei verschiedene Feder-Masse-Modelle. Eine Darstellung aller möglichen Impactmodelle reicht über den Rahmen dieser Arbeit hinaus. Unter a) befindet sich das generelle Modell. Dieses beinhaltet verschiedene Effekte, die bei einem Impact auftreten. Jeder Effekt wird durch eine einzelne Feder beschrieben, wodurch der Einfluss der Effekte auf das Gesamtergebnis nachvollziehbar ist. Die Masse m_1 entspricht in diesem Modell der Masse des Projektils und m_2 ist die effektive Masse des Ziels [18, 116, 118]. Über k_c wird die Kontaktsteifigkeit modelliert, die MembranstEIFigkeit wird über die Feder k_m beschrieben. Beide Steifigkeiten sind nichtlinear. Die linearen Biege- und Schubsteifigkeit werden über k_b bzw. k_s modelliert. Diese können als Reihenschaltung modelliert werden, womit sich eine Ersatzfedersteifigkeit für Biegung und Schub k_{bs} nach folgender Gleichung ergibt [18]:

$$\frac{1}{k_{bs}} = \frac{1}{k_b} + \frac{1}{k_s} \quad (2.2)$$

Wird der Schubanteil vernachlässigt, reduziert sich k_{bs} zu k_b und beinhaltet ausschließlich die Biegesteifigkeit [116]. Der Schubanteil darf für dünne Platten vernachlässigt werden [18]. Die nachstehenden Erläuterungen folgen den Darstellungen von Abrate [116]. Das Gesamtsystem wird über folgende Gleichungen beschrieben:

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{x}_1 + P &= 0 \\ m_2 \ddot{x}_2 + k_{bs} x_2 + k_m x_2^3 - P &= 0 \end{aligned} \quad (2.3)$$

Dabei ist P die Kontaktkraft, die sich über Gleichung (2.4) bestimmt:

$$P = k_c (x_1 - x_2)^{\frac{3}{2}} \quad (2.4)$$

Der Parameter k_c beschreibt die nichtlineare Kontaktsteifigkeit:

$$k_c = \frac{4}{3} E_c \sqrt{R_c} \quad (2.5)$$

Die Kontaktparameter E_c und R_c berechnen sich aus den Elastizitätsmodulen E , den Querkontraktionszahlen ν und den Radien R der beteiligten Körper nach Hertz über [122]:

$$\frac{1}{R_c} = \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \quad (2.6)$$

sowie

$$\frac{1}{E_c} = \frac{1 - \nu_1^2}{E_1} + \frac{1 - \nu_2^2}{E_2} \quad (2.7)$$

Die Indizes 1 und 2 stehen jeweils für die Körper, die am Impact beteiligt sind. Es gelten die folgenden Anfangsbedingungen:

$$x_1(0) = x_2(0) = 0; \dot{x}_2(0) = 0; \dot{x}_1(0) = v_i \quad (2.8)$$

Nach Abrate [116] können in vielen Fällen die Querdehnungen und Membransteifigkeiten vernachlässigt werden. Die Membransteifigkeit hat einen Einfluss mit zunehmender Verformung, wenn diese größer als die Dicke der Zielstruktur ist. Wird zusätzlich ein lineares Kontaktmodell nach Gleichung (2.9) angenommen, vereinfacht sich das generelle Modell zu einem linearen Zwei-Feder-Massen-System (Abbildung 2.6 b)). Formel (2.10) zeigt dieses Modell.

$$P = k_1(x_1 - x_2) \quad (2.9)$$

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{x}_1 + k_1(x_1 - x_2) &= 0 \\ m_2 \ddot{x}_2 + k_2 x_2 + k_1(x_2 - x_1) &= 0 \end{aligned} \quad (2.10)$$

Im Vergleich zum generellen Modell ist zu erkennen, dass k_1 die lineare Steifigkeit des Kontakts abbildet und k_2 der Federkonstante für Biegung entspricht. Es gelten die Anfangsbedingungen nach (2.8). Wird weiter angenommen, dass die lokale Eindringung klein ist im Vergleich zur Gesamtverformung, kann das System auf einen einzelnen Feder-Masse-Schwinger reduziert werden (vgl. Abbildung 2.6 c)). Die Bewegungsgleichung für dieses System lautet dann [123]:

$$m_p \ddot{x} + k_{bs} x = 0 \quad (2.11)$$

Dabei gelten die Anfangsbedingungen

$$x(0) = 0; \dot{x}(0) = v_i \quad (2.12)$$

Die Kontaktkraft P wird über

$$P = v_i \sqrt{k_{bs} m_p} \sin\left(\sqrt{\frac{k_{bs}}{m_p}} t\right) \quad (2.13)$$

bestimmt. Dabei stellt m_p die Projektilmasse und v_i die initiale Geschwindigkeit dar. Nach Olsson [18] kann die Dämpfung aufgrund der kurzen Kontaktzeiten vernachlässigt werden.

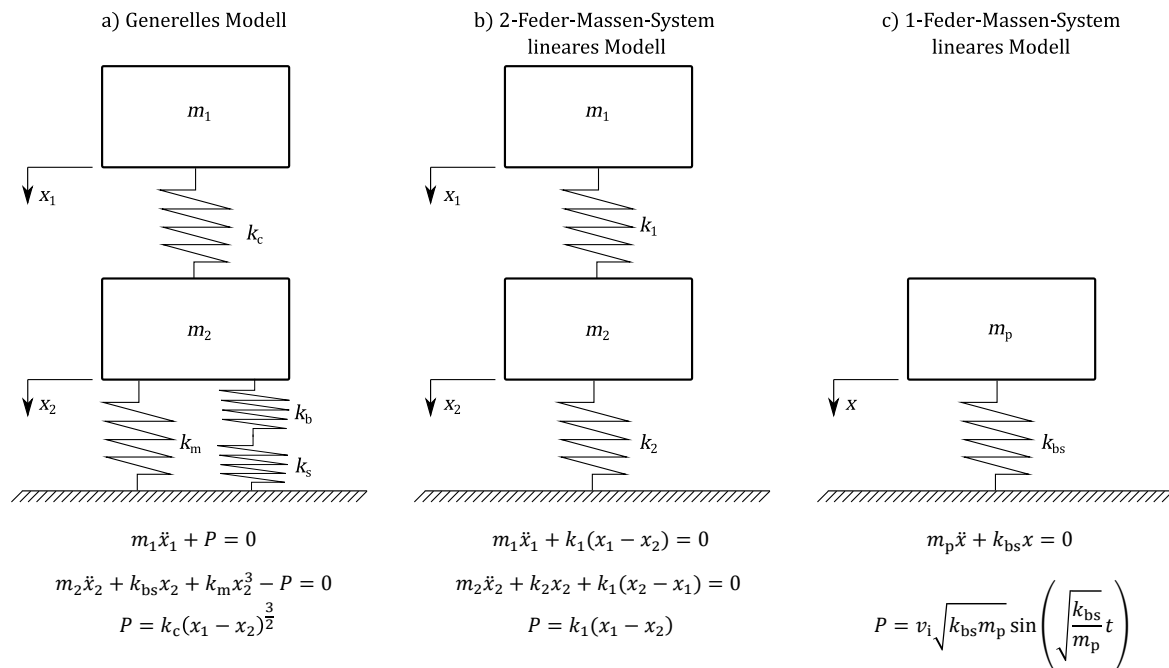


Abbildung 2.6: Feder-Masse-Modelle a) generelles Modell mit nichtlinearen Federsteifigkeiten k_c und k_m ; b) Zwei-Feder-Masse-System mit linearen Federsteifigkeiten k_1 und k_2 ; c) Ein-Feder-Masse-System als lineares Modell

Der Vorteil von Feder-Masse-Modellen ist, dass sie direkt einen Kraft-Zeit-Verlauf liefern, während Methoden über die Energieerhaltung nur einen quantitativen Wert ausgeben. Das generelle Modell ist plausibel, da es wichtige mechanische Effekte bei einem Impact beinhaltet. Abhängig vom betrachteten Lastfall können verschiedene Anteile vernachlässigt werden, wodurch das Modell bis hin zu einem Ein-Feder-Masse-Schwinger vereinfacht werden kann. Aufgrund der Allgemeingültigkeit und möglichen Vereinfachungen bietet sich das Modell an, um damit den Aufprall einzelner Drohnenkomponenten zu untersuchen. Der Nachteil dieser allgemeinen Feder-Masse-Modelle ist, dass sie Plastizität nicht direkt abbilden und entsprechend erweitert werden müssen (vgl. Kapitel 2.2.2). Eigenschaften wie z. B. Viskosität bilden Feder-Masse-Modelle des Weiteren nicht ab. Hierzu muss beispielsweise das Modell von Maxwell verwendet werden, was nicht Teil dieser Arbeit ist. Ein viskoses Verhalten des Projektils wird ausgeschlossen aufgrund der kurzen Dauer des Aufpralls. Feder-Masse-Modelle beschreiben außerdem nur die erste Schwingungsmode, was bei einem LVI der quasi-statischen Strukturantwort entspricht. Es muss beachtet werden, dass sich diese Modelle nicht eignen, sobald die erste Schwingungsmode nicht mehr dominant ist. Sie lassen sich somit nicht direkt auf Bereiche höherer Geschwindigkeiten (HVI) und geringer Massen übertragen [17].

2.2.2 Plastizitätsmodell nach Stronge

Plastizität ist innerhalb der Mechanik ein sehr umfangreiches Thema. In diesem Kapitel wird nur ein Modell vorgestellt, das für Drohnenschläge im Rahmen dieser Arbeit genutzt wird. Wang et al. [124] haben 18 elasto-plastische Kontaktmodelle anhand des Aufpralls eines sphärischen Partikels auf einen Halbraum analysiert. Diese Arbeit stellt eine gute Übersicht für verschiedene Plastizitätsmodelle im Falle eines Impacts dar. Eine ausgiebige Darstellung der Grundlagen und Analyse aller 18 Modelle reicht über den Rahmen dieser Arbeit hinaus, exemplarisch wird im Folgenden nur das Modell nach Stronge [113, 124] genutzt. Wang beweist, dass das Modell nach Stronge für den Kraft-Zeit-Verlauf sowie den Kraft-Verschiebungs-Verlauf geringe Abweichungen (unter 5 %) zu seinen Vergleichsdaten zeigt. Da der Fokus in dieser Arbeit auf den Kraft-Zeit-Verläufen liegt und aufgrund der geringen Abweichungen innerhalb der betrachteten Literatur wird das Modell nach Stronge [113] ausgewählt. Der Impact wird vereinfacht über das Modell aus Abbildung 2.6 c) beschrieben. Anstatt der Steifigkeit k_{bs} wird die Kontaktsteifigkeit modelliert. Das betrachtete Modell teilt sich auf vier Phasen auf. Zu

Beginn steht die elastische Phase. In dieser gilt $\delta < \delta_y$, wobei δ die Eindrückung und δ_y die Eindrückung bei Fließen darstellen. Die Kontaktkraft P wird mit Gleichung (2.14) berechnet:

$$P = \frac{4}{3} E_c \sqrt{R_c} \delta^{\frac{3}{2}} \quad (2.14)$$

Mithilfe von Gleichung (2.15) kann δ_y bestimmt werden:

$$\delta_y = \left(\frac{3\pi p_y}{4E_c} \right)^2 R_c \quad (2.15)$$

Der Wert p_y beschreibt den durchschnittlichen Druck auf der Kontaktfläche wenn die Fließspannung σ_y erreicht wird. Der Druck wird folgendermaßen berechnet:

$$p_y = 1.1\sigma_y \quad (2.16)$$

Diese Gleichung wird nur zur Ermittlung von p_y benötigt. Die elasto-plastische Phase schließt sich an die rein elastische Phase an. Sie gilt zwischen $\delta_y \leq \delta < \delta_p$. Darin stellt δ_p den Wert am Übergangspunkt zur vollständig plastischen Phase dar [124]. Die Kraft in dieser Phase berechnet sich über:

$$P = P_y \left(\frac{2\delta}{\delta_y} - 1 \right) \left(1 + 3.3^{-1} \ln \left(\frac{2\delta}{\delta_y} - 1 \right) \right) \quad (2.17)$$

Die Kraft P_y wird mithilfe von Gleichung (2.18) ermittelt:

$$P_y = \frac{4}{3} E_c \sqrt{R_c} \delta_y^{\frac{3}{2}} \quad (2.18)$$

Für δ_p gilt:

$$\delta_p = 84\delta_y \quad (2.19)$$

Darauf folgt die vollständig plastische Phase $\delta \geq \delta_p$:

$$P = \frac{2.8P_y \left(\frac{2\delta}{\delta_y} - 1 \right)}{1.1} \quad (2.20)$$

Abschließend kommt die Phase der Entlastung. Der Wert R_c^e beschreibt den Radius während der Entlastungsphase. Die bleibende Eindrückung wird mit δ_r beschrieben. Der Index „max“ umfasst die erreichten Maximalwerte:

$$P = \frac{4}{3} E_c \sqrt{R_c^e} (\delta - \delta_r)^{\frac{3}{2}} \quad (2.21)$$

Der Wert R_c^e wird folgendermaßen bestimmt:

$$R_c^e = \left(\frac{3P_{\max} \left(\frac{R_c}{\delta_y} \right)^{\frac{3}{2}}}{4E_c} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.22)$$

Für δ_r gilt:

$$\delta_r = \delta_{\max} - \frac{\delta_y R_c^e}{R_c} \quad (2.23)$$

2.3 Unterscheidung zwischen weichen und harten Stößen

Kinetische Energie ist bei Impactvorgängen eine wichtige Größe. Die kinetische Energie vor dem Impact wird während des Impacts in andere Energieformen umgewandelt. Als Beispiele sind hier Wärme, Reibung, Druckwellen und plastische Deformationen zu nennen. Im Forschungsbereich zum Thema Reaktorsicherheit und Flugzeugabstürze (vgl. Kapitel 2.5) wird zwischen weichen und harten Stößen unterschieden. Diese Bezeichnungen beschreiben, wo die Energieumwandlung hauptsächlich stattfindet und welche Zusammenhänge zur Berechnung angewendet werden müssen. Stark vereinfacht bedeutet ein weicher Stoß, dass das Ziel hinreichend starr ist, keine bis geringe Schäden zeigt und hauptsächlich das Projektil zerstört wird. Im Gegensatz dazu bedeutet der harte Stoß, dass sowohl Ziel als auch Projektil signifikante Deformationen und Schäden zeigen. Der Flugzeugaufprall wird stark vereinfacht als weicher Stoß betrachtet [110]. In der Literatur finden sich verschiedene Methoden, um zwischen den Stoßarten zu unterscheiden [110]. Die Unterscheidung soll auch auf einen Drohnen-schlag übertragen werden. Es werden im Folgenden zwei Methoden zur Unterscheidung vorgestellt. Eibl [125] modelliert den Impactvorgang als linearen Zwei-Feder-Masse-Schwinger, analog zu Abbildung 2.6 b). Er entwickelt seine Formulierungen für Stahlbetonwände. In diesem Fall gilt, dass die Verformung des Ziels x_2 deutlich geringer als die Verformung des Projektils x_1 ist: [125]

$$x_1(t) \gg x_2(t) \quad (2.24)$$

Das ist nach Eibl die Bedingung für einen weichen Stoß. Dies ermöglicht eine Entkopplung der Differentialgleichungen im Vergleich zu (2.10) [110]:

$$m_1 \ddot{x}_1 + k_1 x_1 = 0 \quad (2.25)$$

$$m_2 \ddot{x}_2 + k_2 x_2 = k_1 x_1 \quad (2.26)$$

Der Vorteil des weichen Stoßes ist es, dass sich aus (2.25) eine Belastungsfunktion ermitteln lässt, ohne direkt die Reaktion der Zielstruktur betrachten zu müssen. Diese Reaktion kann in einem zweiten Schritt über (2.26) bestimmt werden. Wenn Bedingung (2.24) nicht erfüllt ist, liegt ein harter Stoß vor. [110]

Kœchlin und Potapov [126] kritisieren diesen Ansatz, da er nicht der intuitiven Sichtweise entspricht. Sie schlagen eine neue Unterscheidung auf Basis des Eindringverhaltens des Projektils in den Zielkörper vor. Liegt eine Penetration des Zielkörpers vor, also dringt das Projektil in den Zielkörper ein, handelt es sich um einen harten Stoß. Kommt es nicht zur Penetration wird das als weicher Stoß definiert. Aufbauend auf den Ansatz von Riera [115] (vgl. Kapitel 2.5) schlagen sie folgende Formulierung vor: [126]

$$\sigma = \sigma_{\max} + \rho v_i^2 \quad (2.27)$$

Dabei stellt der Term ρv_i^2 die Massenträgheit des Projektils dar mit ρ als Dichte und v_i als Geschwindigkeit des Projektils. Die Spannung, bei der das Projektil versagt, ist σ_{\max} . Zur Unterscheidung zwischen den beiden Stoßarten muss σ , was nach Kœchlin und Potapov eine Vergleichsspannung darstellt,

gleich der Druckfestigkeit der Zielstruktur gesetzt werden ($\sigma_{t,\max}$). Dadurch lässt sich die folgende Grenzbedingung ermitteln: [110, 126]

$$1 = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{t,\max}} + \frac{\rho v_i^2}{\sigma_{t,\max}} \quad (2.28)$$

Abbildung 2.7 stellt diese Grenzbedingung doppel-logarithmisch dar. Außerhalb des gefüllten Bereichs liegt ein harter Stoß vor und die Differentialgleichungen dürfen nicht entkoppelt werden. Innerhalb des gefüllten Bereichs ist der weiche Stoß definiert und die Differentialgleichungen können entkoppelt werden. [110]

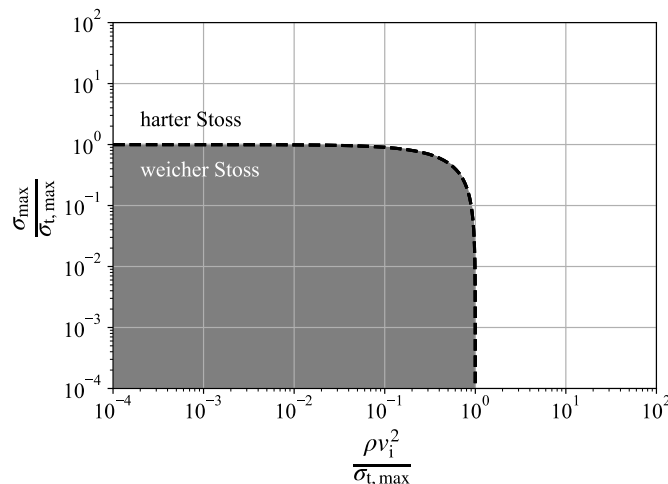


Abbildung 2.7: Grenzbedingung für weichen / harten Stoß in Anlehnung an [110, 126]

Die weiteren Ausführungen in dieser Arbeit beziehen sich auf die Definition nach Kœchlin und Potapov für harte und weiche Stöße.

2.4 Das grundlegende Vogelschlagmodell nach Wilbeck

Vogelschläge sind ein bekanntes Problem in der Luftfahrt. In der Literatur zum Drohnenschlag [15, 45, 48, 50, 59, 60] wird der Vogelschlag als Vergleich für Kontaktkräfte und Schäden herangezogen, da die Eingangsparameter Gewicht, Impactgeschwindigkeit und somit die kinetische Energie ähnlich sind. Des Weiteren liegen Vogelschlagmodelle und Modellierungsrichtlinien vor, die einen Vergleich ermöglichen, beispielsweise von der LS-Dyna Aerospace Working Group [127]. Das folgende Kapitel soll die theoretischen Grundlagen des Vogelschlagmodells nach Wilbeck zeigen [128].

Wilbeck und Barber haben ab 1975 [128–132] erste Untersuchungen zum Vogelschlag durchgeführt. Sie ermittelten die Impactlasten und das Strömungsverhalten des Projektils über Impacttestreihen auf flache, starre Ziele. Wilbeck und Barber haben die theoretischen Grundlagen für ein vereinfachtes hydrodynamisches Modell zur physikalischen Beschreibung des Impactvorgangs auf die betrachteten Zielstrukturen entwickelt [101]. Mithilfe dieses Modells können die einzelnen Phasen des Impactvorgangs betrachtet werden [102]. Die weitere Forschung zum Thema Vogelschlag baut auf die Testdaten und Modelle von Wilbeck und Barber auf. Das Modell geht davon aus, dass das Projektil, aufgrund der Menge an Wasser im Körper (90 Vol.-% nach [133, 134]), als strömendes Fluid angesehen werden kann und bei Impact komplett zerfließt [128]. Mit dem hydrodynamischen Modell kann das Strömungsverhalten und der ausgeübte Druck auf die Struktur bestimmt werden [101]. Die folgenden Darstellungen orientieren sich an den Veröffentlichungen von Wilbeck [128], Heimbs [101] und Arias [102].

Der Druckverlauf bei einem Vogelschlag, zu sehen in Abbildung 2.8, wird in vier Phasen aufgeteilt:

- 1) Schock bzw. Entstehung Schockwelle (Hugoniot-Druck)
- 2) Zerfall der Schockwelle
- 3) Stagnationsdruck (stetiger Fließdruck)
- 4) Zerfall der Druckbelastung

Tritt das Projektil mit der Zielstruktur in Kontakt, wird das Material bzw. die Partikel im Kontaktbereich sofort gestoppt. Dadurch bildet sich im Impactor eine Schockwelle, die durch das Material läuft. Die Schockwelle hat die Geschwindigkeit v_s . Zwischen den Bereichen mit hohem Druck aufgrund der Schockwelle und der freien Kanten bilden sich große Druckgradienten aus. Dadurch werden die Partikel im Kontaktbereich nach außen abgelenkt und es bildet sich eine entsprechende Entspannungswelle aus. Die Entspannungswelle führt zu einer Abnahme des anfänglichen Drucks. Anschließend bildet sich ein stetiger Fluss des Materials in radiale Richtung aus, was zu einem konstanten Druck und konstanter Geschwindigkeit im Impactor führt. Für die Ausbildung eines stetigen Drucklevels muss das Verhältnis der Projektillänge zum Durchmesser l/d mindestens den Wert 2 haben.

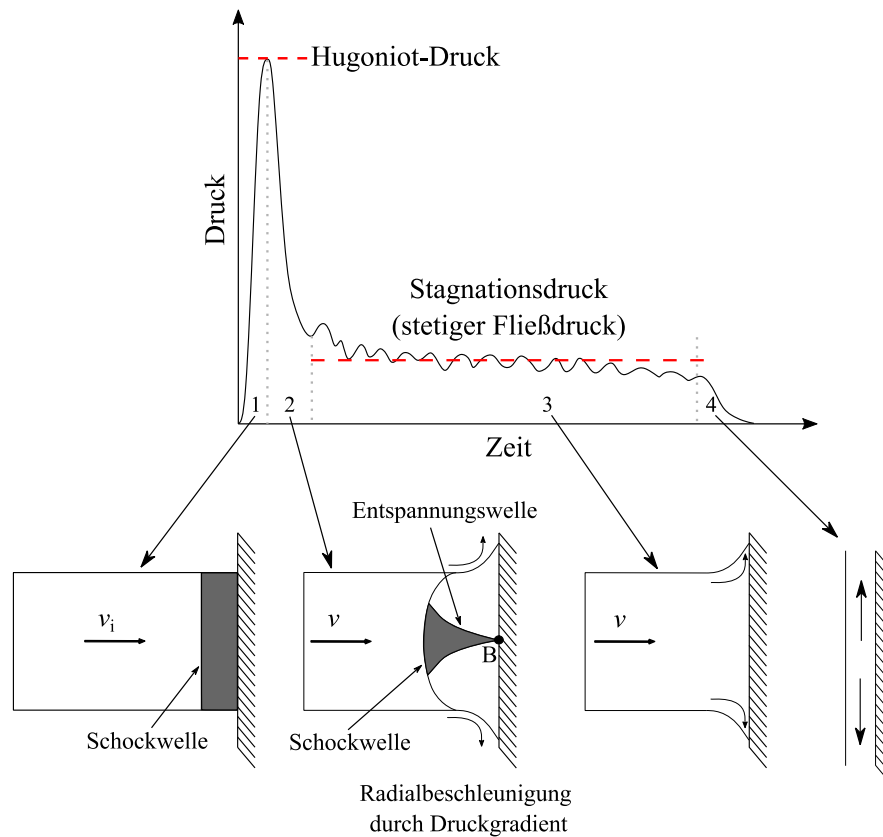


Abbildung 2.8: Qualitativer Druckverlauf bei einem Vogelschlag mit Einteilung in vier Phasen – 1) Schockwelle; 2) Zerfall Schockwelle; 3) Stagnationsdruck; 4) Zerfall Druckbelastung (Einzelbilder entnommen und angepasst aus [101, 102])

Der initiale Druck wird als Hugoniot-Druck p_H bezeichnet. Er lässt sich bei einem senkrechten Aufschlag über folgende Formel ermitteln: [128]

$$p_H = \rho_0 v_i v_s \quad (2.29)$$

Dabei ist ρ_0 die Dichte des Projektils zu Beginn des Impacts. Das Modell nach Wilbeck [128] verwendet einen linearen Zusammenhang zwischen der Geschwindigkeit der Schockwelle v_s und der Impactgeschwindigkeit v_i :

$$v_s = c_0 + c_e v_i \quad (2.30)$$

Dabei ist c_0 die Schallgeschwindigkeit im unkomprimierten Material und c_e ist eine experimentell ermittelte Konstante [102]. Die Zeit t_B bis zur vollständigen Ausbildung der Entspannungswelle kann über

$$t_B = \frac{R_p}{c_K} \quad (2.31)$$

bestimmt werden [128]. Dabei ist R_p der Radius des Projektils und c_K die Schallgeschwindigkeit im komprimierten Material. Dessen Wert kann folgendermaßen ermittelt werden: [128]

$$c_K = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}} \quad (2.32)$$

Der stetige Druck (bzw. „Stagnationsdruck“) p_{stg} , der innerhalb des stetigen Materialfließens entsteht, ergibt sich aus der Bernoulli-Gleichung für strömende Fluide [102]:

$$p_{\text{stg}} = \frac{1}{2} \rho_0 v_i^2 \quad (2.33)$$

Dieses Modell wird in ein Pythonskript übertragen. Abbildung 2.9 zeigt den Vergleich der Daten von Wilbeck aus [128] mit den Berechnungen des Skripts für Gelatine, RTV (room temperature vulcanized – raumtemperaturvulkanisierter) Gummi und einem Vogel. Bild a) zeigt dabei den Verlauf des Hugoniot-Drucks in Abhängigkeit der Impactgeschwindigkeit, Bild b) den Verlauf des Stagnationsdrucks in Abhängigkeit der Impactgeschwindigkeit. Das Pythonmodell berechnet für alle Materialien die Werte korrekt. Es wird angenommen, dass das Material nicht porös ist. Abweichungen lassen sich auf die Grafikqualität der ursprünglichen Quelle [128] von 1978 zurückführen. Die Daten wurden mit einem Visual-Basic-Makro aufgenommen.

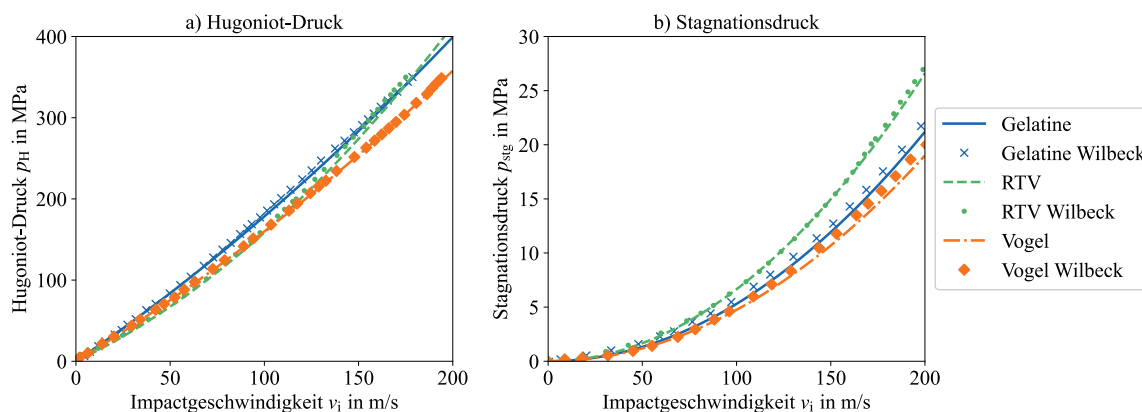


Abbildung 2.9: Vergleich Daten Wilbeck für a) Hugoniot- und b) Stagnationsdruck mit Pythonskript (originale Daten aus [128])

2.5 Das grundlegende Flugzeugaufprallmodell

Das Flugzeugaufprallmodell (FZAM) wird bisher verwendet, um die Lasten bei einem Flugzeugabsturz auf ein Kernkraftwerk zu ermitteln, z. B. in Vuorinen et al. [135], Siefert et al. [136] und Belov et al. [137]. Dieses Modell wird im Folgenden erläutert. Die vorgestellten Gleichungen werden anschließend in Python implementiert und anhand eines Vergleichs mit Flugzeugaufpralltestdaten von Sugano et al. [138] validiert.

Riera hat 1968 das FZAM entwickelt [115]. Er bezeichnet das Projektil als „weich“ und entwickelt darauf aufbauend ein eindimensionales Rechenmodell. In diesem Modell teilt Riera das Projektil in zwei Zonen auf [106]. Das Projektil liegt in einem Kontrollvolumen S , innerhalb dessen sich eine Deformationszone S_d (schwarzer Bereich in Abbildung 2.10) sowie eine Starrkörperzone S_r befindet. Die Deformationszone beinhaltet die Masse m_{cr} , die bereits beschädigt ist, während die Starrkörperzone die unbeschädigte Masse m_r beinhaltet [139]. Die Aufteilung der Zonen ist in Abbildung 2.10 zu sehen. Das Projektil hat die Geschwindigkeit $v(t)$. Das Modell wurde bereits ausgiebig in der Literatur

validiert, z. B. von Gardner und Wolf et al. [140, 141]. Es beruht auf dem Impulserhaltungssatz. Aufgrund seiner Einfachheit ist es ein gutes Modell, um Strukturen im Rahmen eines Vorentwurfs für Impactbelastungen zu dimensionieren.

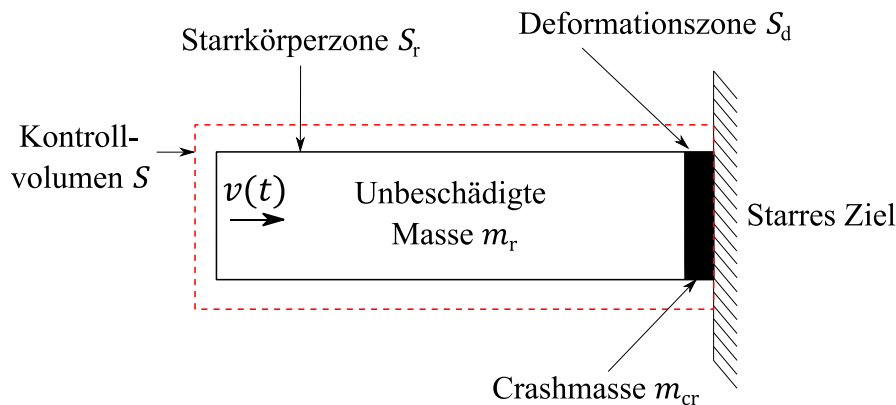


Abbildung 2.10: Aufteilung Zonen im Flugzeugaufprallmodell nach [139, 142]

Über den Impulserhaltungssatz kann eine allgemeine Formulierung für die Stoßkraft in Abhängigkeit der Zeit ermittelt werden [142]:

$$P[x(t)] = \frac{d}{dt}(m_r v - m_{cr} v_t) \quad (2.34)$$

Dabei ist v_t allgemein die Geschwindigkeit des Ziels. Die ausführliche Herleitung des FZAMs wird im Anhang A.1 dargestellt. Wird ein stationäres, starres Ziel angenommen, ergibt sich die Formel des Flugzeugaufprallmodells nach Riera [115, 139, 142]:

$$P[x(t)] = P_c[x(t)] + \mu[x(t)]v(t)^2 \quad (2.35)$$

Dabei ist P_c die Berstlastverteilung. Die Berstlast wirkt am Übergang zwischen Starrkörper- und Deformationszone. Die Berstlast stellt die Kraft dar, die benötigt wird, um einen bestimmten Anteil des Projektils zu zerstören. Der Parameter μ stellt die Massenverteilung dar. Die Schwierigkeiten des FZAMs liegen darin, dass detaillierte Berstlast- und Massenverteilungen vorliegen müssen, um genaue Ergebnisse zu erhalten. Bei großen Impactgeschwindigkeiten ($v_i \geq 150$ m/s) dominiert der zweite Term des FZAMs, was bedeutet, dass die Berstlast bei einem Flugzeugaufprall einen geringeren Anteil an der Stoßkraft hat als die Masse [106]. Für eine Drohne muss die Gültigkeit dieser Aussage überprüft werden, da die Masse deutlich unterhalb der eines Flugzeugs liegt.

Ein Pythonskript des FZAMs wird anhand des Flugzeugaufpralltests von Sugano et al. [138] validiert. Sie haben einen Aufprallversuch mit einem Flugzeug des Typs Phantom F4 auf eine starre Betonwand durchgeführt und das FZAM anhand der Testdaten validiert. Abbildung 2.11 zeigt die a) Massen- und b) Berstlastverteilung von Sugano für eine Phantom F4. Des Weiteren zeigt Abbildung 2.11 c) den Kraftverlauf bei einem Aufprall. Darin sind die ungefilterten und gefilterten Testdaten, die analytische Berechnung von Sugano und die Berechnungsergebnisse des Pythonskripts gegenübergestellt.

Die Berechnungen zeigen plausible Ergebnisse. Lastspitzen in den Vergleichskurven sowie der prinzipielle Verlauf werden abgebildet. Die Höhe der Lastspitzen der eigenen Berechnungen weichen von den Vergleichswerten ab. Die berechneten Ergebnisse liegen bei 0.035 s insgesamt 9.7 % und bei 0.045 s insgesamt 10.0 % unter den Daten von Sugano. Die berechnete Impactdauer liegt mit 0.1 s Gesamtzeit über den Ergebnissen von Sugano. Die Abweichungen entstehen durch verschiedene Berechnungsmethoden. Sugano nutzt das Newmark- β -Verfahren, während in der vorliegenden Arbeit das Runge-Kutta-Verfahren 45 (RK45) zur numerischen Integration in Anlehnung an Laczák et al. [143] genutzt wird. Des Weiteren nutzen Sugano et al. in ihren Berechnungen eine abgewandelte Form des Flugzeugaufprallmodells nach Kar [144]:

$$P[x(t)] = P_c[x(t)] + a \cdot \mu[x(t)]v(t)^2 \quad (2.36)$$

Sie nutzen dabei den Parameter a . Mit diesem soll nach Kar [144] die aufgetürmte Masse an der Impactstelle beschrieben werden. Dieser Parameter wird von Sugano für den untersuchten Flugzeugaufprall auf $a = 0.9$ gesetzt. Der Einfluss dieses Parameters auf die eigenen Berechnungen wird in Abbildung 2.11 d) in einer Parameterstudie untersucht. Es ist zu erkennen, dass mit kleinerem a die Abweichungen zur Berechnung von Sugano zunehmen. Die geringsten Abweichungen sind für $a = 1$ zu sehen. Für alle zukünftigen Berechnungen wird deshalb $a = 1$ gesetzt, was dem ursprünglichen FZAM nach Gleichung (2.35) entspricht. Der Ansatz nach Kar wird deshalb nicht weiterverwendet. Da das prinzipielle Verhalten sehr gut abgebildet wird und es nur an den Lastspitzen zu einer maximalen Abweichung von 10.0 % kommt, wird das Berechnungsmodell (2.35) für weitere Analysen verwendet. Das Modell wird in Kapitel 3.3 auf einen Drohnenschlag übertragen.

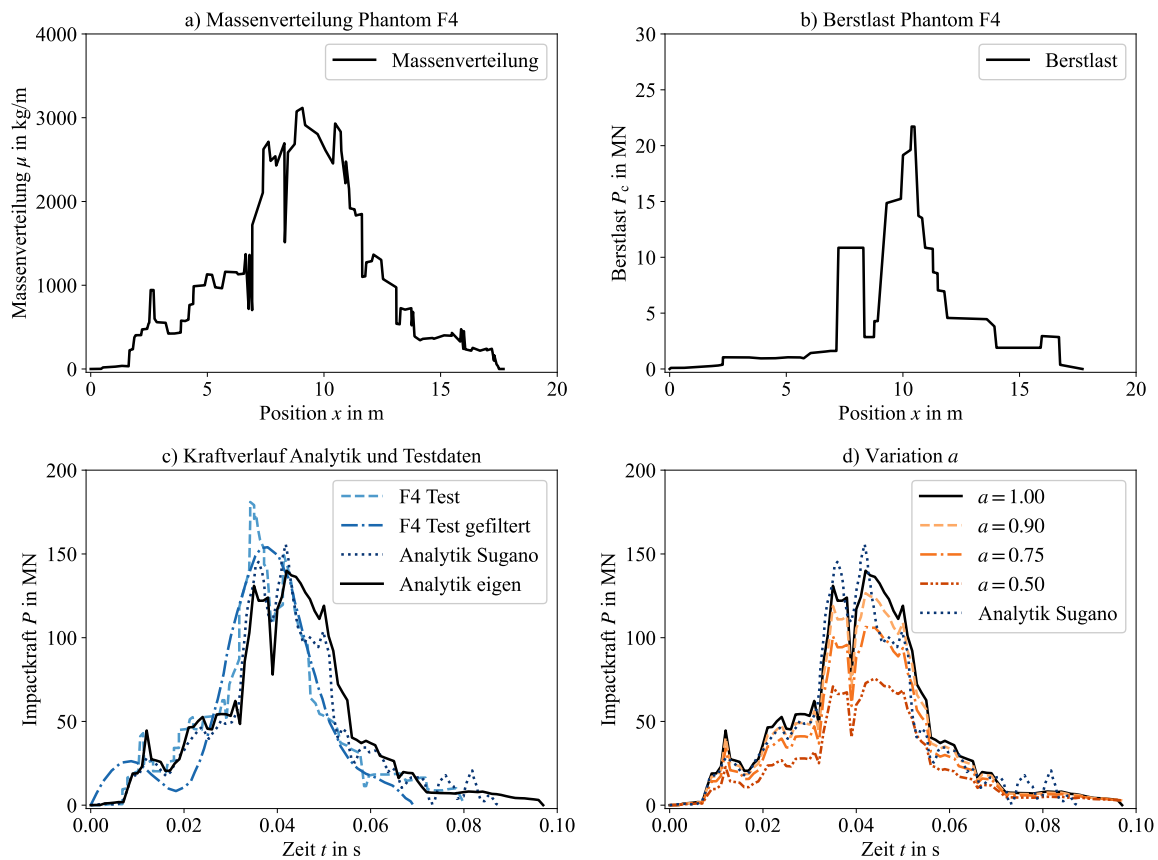


Abbildung 2.11: Massen- und Berstlastverteilung der Boeing Phantom F4 sowie Auszug aus Testdaten im Vergleich zur analytischen Berechnung, mit Daten von Sugano et al. [138]; a) Massenverteilung, b) Berstlast, c) Impactkraft, d) Variation Parameter a

Wolf et al. [141] und Laczák et al. [143, 145] haben das originale Flugzeugaufprallmodell erweitert, um elastisches Verhalten von Zielstrukturen in den Berechnungen zu betrachten. Dazu wird die Zielstruktur als Feder-Masse-Dämpfer-System modelliert, wie es in Abbildung 2.12 zu sehen ist. Dieses Modell wird als Grundlage für die Beschreibung von Impacts auf nachgiebige Strukturen genutzt. Laczák kommt zur Beschreibung der Systeme auf folgende Differentialgleichungen [145]:

$$\frac{d^2x}{dt^2} = \frac{P_c(x(t))}{m(t)} + \frac{P_c(x(t))}{m_t} + \frac{\mu(x(t))}{m_t} \left(\frac{dx}{dt} \right)^2 - \frac{c_t}{m_t} \cdot \frac{dy}{dt} - \frac{k_t}{m_t} y(t) \quad (2.37)$$

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{P_c(x(t))}{m_t} + \frac{\mu(x(t))}{m_t} \left(\frac{dx}{dt}\right)^2 - \frac{c_t}{m_t} \cdot \frac{dy}{dt} - \frac{k_t}{m_t} y(t) \quad (2.38)$$

Die vollständige Herleitung dieser Differentialgleichungen und Validierung des Skripts sind im Anhang A.1 dargestellt. In den obigen Differentialgleichungen stellt m_t die Masse der Zielstruktur dar, c_t ist die Dämpfung und k_t die Federkonstante des Ziels. Die Anfangsbedingungen lauten wie folgt:

$$x(0) = l; \frac{dx}{dt}(0) = -v_i; y(0) = 0; \frac{dy}{dt}(0) = 0 \quad (2.39)$$

Die Länge des Projektils ist l . Die Geschwindigkeit, mit der das Projektil zerstört wird, ist dx/dt . Diese ergibt sich aus:

$$\frac{dx}{dt} = v_t - v = \frac{dy}{dt} - \frac{dz}{dt} \quad (2.40)$$

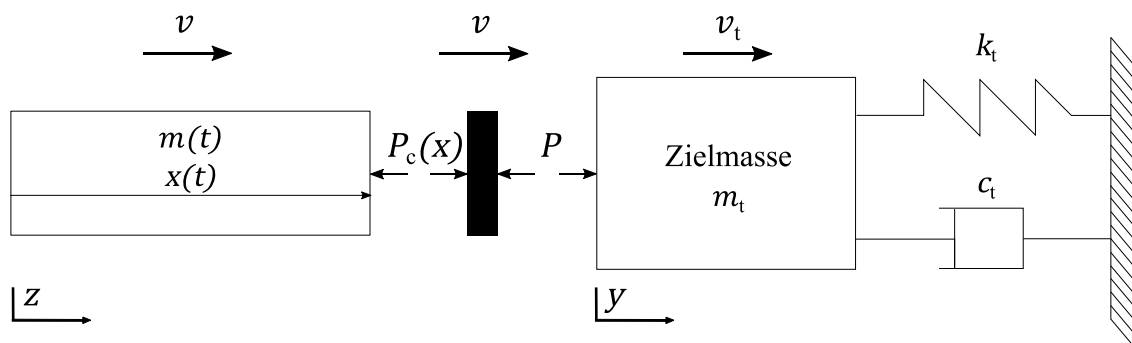


Abbildung 2.12: FZAM mit elastischem Ziel nach [145]

2.6 Zusammenfassung

Dieses Kapitel hat gezeigt, dass sich Impacts anhand der Impactenergie und Geschwindigkeit kategorisieren lassen. Des Weiteren werden Impacts anhand des Verhaltens des Projektils in sechs Arten aufgeteilt. Für jede Impactart gibt es Berechnungsmodelle. Elastisches und plastisches Verhalten wird über Feder-Masse-Modelle beschrieben. Der Vogelschlag als hydrodynamischer Impact wird in Schock- und stetigen Druckverlauf eingeteilt. Über das Modell des weichen Projektils können Flugzeugaufprälle modelliert werden, bei der die Zielstruktur annähernd starr ist. Deformiert sich die Zielstruktur hingegen, können die Differentialgleichungen des linearen 2-Feder-Masse-Systems nicht mehr entkoppelt werden und es liegt ein harter Stoß vor. Sowohl das Vogelschlag- als auch das FZAM sind potentielle Modelle für eine Übertragung und Anwendung auf einen Drohnenschlag. Drohnen haben vergleichbare Massen und Impactgeschwindigkeiten, für die das Vogelschlagmodell entwickelt wurde. Außerdem wird der Drohnenschlag in der Literatur häufig mit dem Vogelschlag verglichen, weshalb eine direkte Anwendung des Berechnungsmodells naheliegend ist. Abweichungen sind zu erwarten, da eine Drohne aus Festkörpern besteht, das Vogelschlagmodell aber einen hydrodynamischen Ansatz nutzt. Das FZAM wird weiter untersucht, da eine vergleichbare Schadensmechanik bei einem Drohnenschlag erwartet wird. Tabelle 2.1 fasst die Anwendungsbereiche der verschiedenen Impactmodelle sowie spezifische Anwendungsmöglichkeiten für einen Drohnenschlag zusammen.

Tabelle 2.1: Allgemeine und mögliche Anwendungsbereiche der verschiedenen Impactmodelle in Bezug auf den Drohnenschlag

Modell	allgemeine Anwendungsbereiche	mögliche Anwendung für Drohnenschläge
Feder-Masse-Modell	starre Körper infinitesimale Deformationen plastische Deformation bei entsprechender Erweiterung LVI	Impact spezifischer, starrer Komponenten z. B. Motor, Kamera etc.
Harter / Weicher Stoß	gekoppelte Betrachtung des Verhaltens von Projektil und Ziel	Entscheidung, ob betrachteter Impactfall ausreichend starr (weicher Stoß) oder nachgiebig (harter Stoß) ist
Vogelschlag	hydrodynamisches Verhalten des Projektils LVI und HVI	Modell für Aufprall der Gesamtdrohne Verhalten fragmentierender Komponenten (z. B. Schale)
FZAM	zerstörtes Projektil starre Zielstruktur HVI	Modell für Aufprall Gesamtdrohne

3 Anwendung bestehender Modelle auf einen Drohnenschlag

Im vorangegangenen Kapitel wurden verschiedene Modelle zur Berechnung von Impacts gezeigt. Vogelschlag und Flugzeugaufprallmodell aus den Kapiteln 2.4 und 2.5 bieten sich für weitere Untersuchungen an. In diesem Kapitel werden die vorgestellten Modelle auf ein Drohnenschlagproblem übertragen. Dabei wird auf die benötigten Eingangsparameter und Schwierigkeiten bei deren Ermittlung eingegangen. Es stellt sich die Frage, ob harte oder weiche Stöße vorliegen und wie der Fall einer möglichen Perforation des Ziels betrachtet wird. Dafür wird die Unterscheidung zwischen harten und weichen Stößen angepasst und eine neu definierte Perforationsbedingung eingeführt. Außerdem wird das Flugzeugaufprallmodell erweitert, sodass der Einfluss der Flugorientierung der Drohne abgebildet werden kann. Die Ergebnisse des erweiterten Flugzeugaufprallmodells werden mit FE-Simulationsergebnissen von Drohnenschlägen von Lu et al. [59] verglichen. In diesem Kapitel werden die ersten beiden Arbeitshypothesen untersucht. Die Erste lautet:

„Mit bisherigen Modellen zur Beschreibung von Impactvorgängen bei Luftfahrzeugen können Kollisionen mit Drohnen nicht vollständig beschrieben werden.“

Die zweite Arbeitshypothese besagt:

„Die Drohne lässt sich vereinfacht als eindimensionales Linienmodell mithilfe ihrer Massenverteilung und dem Versagensverhalten der Komponenten beschreiben. Mit diesem Modell können Stoßkraft-Zeit-Verläufe bei einer Kollision ermittelt werden.“

3.1 Harter oder Weicher Stoß – Einführung der Perforationsbedingung

Die Unterscheidung zwischen harten und weichen Stößen aus Kapitel 2.3 kann bis hierher auch für Drohnenschläge übernommen werden. Aus Gleichung (2.28) geht hervor, dass zweiseitig nur die Druckfestigkeit einen Einfluss hat. Diese Annahme kann für dicke Stahlbetonwände getroffen werden. Für die betrachteten Zielstrukturen bei einem Drohnenschlag ist das nicht ausreichend. Die Zielstrukturen sind wesentlich dünner (beispielsweise Flügelvorderkante ca. $h = 1.2 - 2.0$ mm [45, 50]). Deshalb wird ein weiteres, neues Kriterium in dieser Arbeit eingeführt, welches die Dicke der Zielstrukturen mit einbezieht. Bei einem harten Stoß wird das Modell von Laczák genutzt, um auch die Steifigkeit des Ziels mit zu betrachten. Im Falle des weichen Stoßes wird das FZAM von Riera genutzt (vgl. Kapitel 2.5).

Um diesem Zusammenhang Rechnung zu tragen, wird als weitere Bedingung die empirisch ermittelte „FAA Penetration Equation“ herangezogen [146]. Diese Gleichung beschreibt die ballistische Grenzgeschwindigkeit v_{50} von Strukturen. Diese ist definiert als der Wert, bei dem in 50 % der Fälle eine Perforation der Zielstruktur stattfindet. Die Formulierung basiert dabei auf dem Energieerhaltungssatz. Die kinetische Energie des Projektils wird gleich der Energie gesetzt, die benötigt wird, um ein Loch in eine Platte des Zielmaterials zu stanzen. Diese Gleichung wurde von Buyuk et al. [147] mit Daten aus Simulationen und Experimenten verglichen. Sie führt im Vergleich mit diesen zu konservativen Ergebnissen. Es ergibt sich der folgende Zusammenhang:

$$\frac{1}{2} m_p (v_{50} \cos \beta)^2 = C_s L_u h^2 \quad (3.1)$$

Für diese Gleichung werden zwei Annahmen getroffen [32]:

- Die benötigte Energie, um das Material zu perforieren, entspricht der Energie, die erforderlich ist, um ein Loch aus dem Zielmaterial zu scheren bzw. zu stanzen.
- Es wird nur die Normalkomponente der Impactgeschwindigkeit betrachtet.

In Gleichung (3.1) stellt β den Aufprallwinkel dar. Dahingegen ist C_s eine empirisch ermittelte, dynamische Schubfestigkeit der Zielstruktur; L_u ist der projizierte Umfang des Projektils und h ist die Dicke des Ziels. Wilde [148] und Radi [32] nutzen für C_s die Schubfestigkeit des Zielmaterials. Dies wird auch für weitere Berechnungen in dieser Arbeit genutzt.

Um zu bestimmen, ob ein weicher oder harter Stoß vorliegt, werden die folgenden Bedingungen ergänzend zu Kapitel 2.3 neu in dieser Arbeit eingeführt. Für einen harten Stoß wird neu eingeführt (Perforationsbedingung):

$$\frac{1}{2}m_p(v_i \cos \beta)^2 > C_s L_u h^2 \quad (3.2)$$

Ist die kinetische Energie des Projektils mit der initialen Geschwindigkeit v_i größer als die mechanisch notwendige Energie um ein Loch in das Ziel zu scheren, liegt Perforation vor. Das heißt, das Projektil durchschlägt theoretisch die Zielstruktur. In der Praxis wird es nicht immer zur Perforation kommen, da die kinetische Energie nicht vollständig in Deformationsenergie umgewandelt wird. Die Zielstruktur wird aber große Deformationen zeigen. Diese Ergänzung wird als „Perforationsbedingung“ deklariert. Die Differentialgleichungen können in diesem Fall nicht entkoppelt werden. Im Falle des weichen Stoßes gilt:

$$\frac{1}{2}m_p(v_i \cos \beta)^2 \leq C_s L_u h^2 \quad (3.3)$$

Ist die kinetische Energie wiederum kleiner, kann von einem weichen Stoß ausgegangen werden. Mit den Formeln (2.28) als Grenzbedingung und (3.2) bzw. (3.3) als Perforationsbedingung müssen zwei Kriterien erfüllt sein, damit ein weicher Stoß vorliegt. Wird eine dieser beiden nicht erfüllt, liegt ein harter Stoß vor.

Anhand eines Berechnungsbeispiels für den Drohnenschlag wird im Folgenden die Differenzierung zwischen harten und weichen Stößen gezeigt. Als Beispiel werden drei Zielmaterialien ausgewählt. Die starre Prallwand, welche für die Impacttests verwendet wird, besteht aus Stahl 1.2085 mit einer Dicke von $h = 50$ mm. Des Weiteren wird als Beispiel Aluminium Al2024-T3 verwendet, da dies ein typisches Luftfahrtmaterial ist und spätere Impacttests auf dieses Material durchgeführt werden. Zusätzlich wird die Impactart für Polycarbonat (PC) 2200 berechnet. PC 2200 wird untersucht, um erste Aussagen über Drohnenschläge auf Kunststoffe (z. B. für Windschutzscheiben) treffen zu können. Die Materialdaten für die Berechnungen enthält Tabelle 3.1. Die Daten sind der Literatur entnommen.

Tabelle 3.1: Eingangsdaten Zielstruktur

Material	Dichte ρ in kg/m ³	E-Modul E in MPa	Zugfestigkeit σ_B in MPa	Schubfestigkeit C_s in MPa	Dicke h in mm	Quelle
Stahl 1.2085	7750	207000	1160	696	50.0	[149]
Al2024-T3	2780	73100	440	283	2.0	[150]
PC 2200	1180	2350	62	37	5.0	[59]

Für die Projektile werden die folgenden Daten angenommen. Ein Projektil besteht aus AlMg3, was der Außenhülle eines Drohnenelektromotors entspricht. Ein Polycarbonatprojektil stellt die Schale dar, während Lithium-Polymerdaten als vorläufiges Batteriemodell angenommen werden. Für die Umfänge werden reale Komponenten vermessen.

Tabelle 3.2: Eingangsdaten Projektil

Projektil	Material	Dichte ρ in kg/m ³	E-Modul E in MPa	Zugfestigkeit σ_B in MPa	Masse m_p in kg	Umfang L_u in mm	Quelle
Motor	AlMg3	2700	68000	150	0.05	88.6	[151]
Schale	PC 2200	1180	2350	62	0.01	100.0	[59]
Batterie	LiPo	1750	500	2	0.45	225.4	[62]

Vereinfachend wird angenommen, dass $\sigma_B = \sigma_{t,max}$ gilt (vgl. [151]). Aus der ersten Bedingung (2.28) ergeben sich die Diagramme für die drei Zielmaterialien in Abbildung 3.1. Nach dieser Bedingung liegen sowohl für Stahl 1.2085 als auch Aluminium Al2024-T3 für alle Projektile weiche Stöße vor. Dahingegen treten harte Stöße bei Impacts auf PC-Proben für alle Motoren auf. Projektile aus PC, die auf Ziele aus PC treffen, liegen im Grenzbereich. Geringe Geschwindigkeiten können als weiche Stöße, hohe Geschwindigkeiten als harte Stöße klassifiziert werden. Die geringe Zugfestigkeit der Batterie führt dazu, dass die erste Bedingung alle Batterieaufprälle als weiche Stöße klassifiziert.

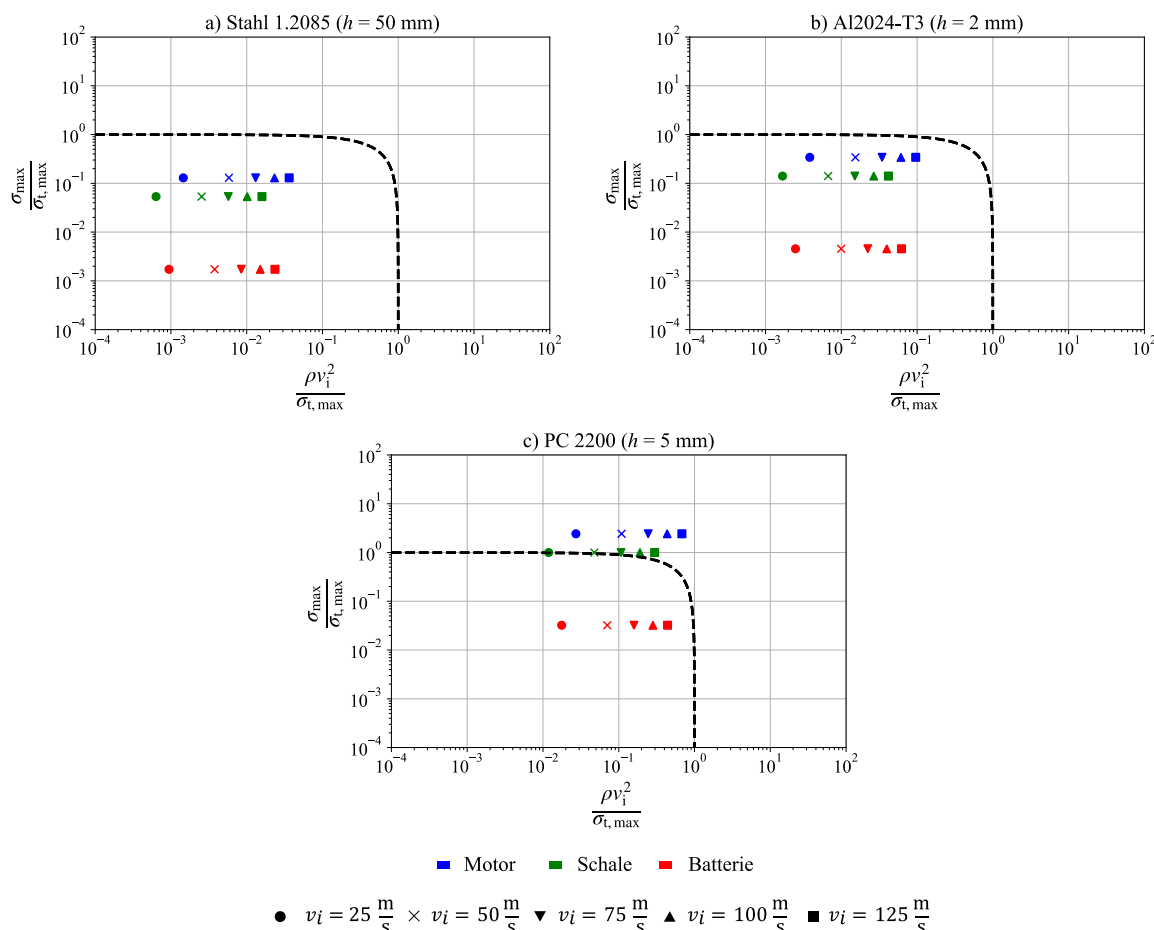


Abbildung 3.1: Harter - Weicher Stoß; Bedingung 1 (vgl. (2.28))

Für die zweite Bedingung (3.2) ergibt sich Tabelle 3.3. Für die Stahlplatte liegen ausschließlich weiche Stöße vor. Dahingegen kommt es für den Motor und die Batterie für Geschwindigkeiten oberhalb von $v_i = 75 \text{ m/s}$ bzw. 50 m/s zu Perforationen bei Impact auf Aluminium oder PC. Werden die Ergebnisse beider Bedingungen zusammengefasst, ergibt sich die folgende Tabelle 3.4.

Tabelle 3.3: Unterscheidung Harter (H) – Weicher (W) Stoß; Bedingung 2 (vgl. (3.4) und (3.5))

v_i in m/s	Motor			Schale			Batterie		
	Stahl 1.2085	Al 2024-T3	PC 2200	Stahl 1.2085	Al 2024-T3	PC 2200	Stahl 1.2085	Al 2024-T3	PC 2200
25	W	W	W	W	W	W	W	W	W
50	W	W	W	W	W	W	W	H	H
75	W	H	H	W	W	W	W	H	H
100	W	H	H	W	W	W	W	H	H
125	W	H	H	W	W	W	W	H	H

Tabelle 3.4: Kategorisierung Harter - Weicher Stoß, Gesamt

v_i in m/s	Motor			Schale			Batterie		
	Stahl 1.2085	Al 2024-T3	PC 2200	Stahl 1.2085	Al 2024-T3	PC 2200	Stahl 1.2085	Al 2024-T3	PC 2200
25	W	W	H	W	W	W	W	W	W
50	W	W	H	W	W	H	W	H	H
75	W	H	H	W	W	H	W	H	H
100	W	H	H	W	W	H	W	H	H
125	W	H	H	W	W	H	W	H	H

Es ist an diesem Beispiel zu erkennen, dass bei ausschließlicher Nutzung der Standardbedingung (2.28) unerwartete Ergebnisse entstehen. Die Batterie ist neunmal schwerer als der Motor, aufgrund der sehr geringen Festigkeit wird die Standardbedingung aber nicht erfüllt und es liegt ein weicher Stoß vor. Die zusätzliche Betrachtung der Perforationsbedingung bringt Ergebnisse, die mit den Erwartungen übereinstimmen, z. B. dass der Impact einer Batterie auf eine 2.0 mm Aluplatte einem harten Stoß entspricht und zur Perforation führen kann.

Es bleibt zur Diskussion, ob eine weitere analytische Betrachtung von Lastfällen mit positiver Perforationsbedingung zu verwertbaren Ergebnissen führt. Des Weiteren hat das Verhalten des Projektils selbst an dieser Stelle keinen Einfluss. Da die folgenden Modelle keine Aussagen zur Größe des Schadens treffen können, müssen hier FE-Simulationen zur detaillierten Analyse eingesetzt werden, was nicht mehr Teil dieser Arbeit ist.

3.2 Anwendung des Vogelschlagmodells auf einen Drohnenschlag

Im folgenden Kapitel werden beispielhaft Drohnenschläge mit dem Ansatz für einen Vogelschlag berechnet. Das Ziel wird als starr angenommen. In den Berechnungen wird sowohl die Dichte als auch die Ausbreitungsgeschwindigkeit des Schalls in Festkörpern für Drohnenschläge variiert. Als Vergleichswerte werden Daten von Wilbeck verwendet [128].

Nach Gleichung (2.29) lässt sich der Hugoniot-Druck während des Impacts über die unkomprimierte Materialdichte ρ_0 , die initiale Impactgeschwindigkeit v_i und die Ausbreitungsgeschwindigkeit der Schockwelle v_s bestimmen. Diese kann wiederum über Formel (2.30) ermittelt werden. Um die Gleichungen anzuwenden, müssen die entsprechenden Werte für ein sUAV ermittelt werden. Ein sUAV setzt sich aus verschiedenen Komponenten mit verschiedenen Dichten zusammen. Eine Variation der Dichte ist im Vogelschlagmodell nicht vorgesehen. Deshalb werden drei verschiedene Parametersätze, bestehend aus Dichte und Schallgeschwindigkeit, für Drohnenschläge untersucht. In die Ermittlung der Parameter fließen Materialien ein, die einen signifikanten Anteil an der Gesamtmasse der Komponenten haben. Diese sind die Batterie, die Motoren, die Schale und die Nutzlast (z. B. Kamera). Eine differenziertere Betrachtung der Komponenten findet sich in Kapitel 4.2.1. Diese Komponenten haben summiert einen Anteil von 89 % an der Gesamtmasse. Um alle weiteren Materialien bzw. Komponenten nicht zu vernachlässigen, werden diese über ein Ersatzmaterial zusammengefasst. Es handelt sich hierbei um Verkabelungen, Halterungen, Schrauben und Platinen. Aufgrund des geringen Anteils an der Gesamtmasse und der Inhomogenität dieser Komponenten wird für diese, in einer starken Vereinfachung, das arithmetische Mittel aus Dichte und Schallgeschwindigkeit der anderen vier Materialien gebildet (vgl. Tabelle 3.5) und als Ersatzwert angenommen. Die Tabelle 3.5 zeigt zusätzlich die Materialparameter für die weiteren Komponenten sowie die prozentualen Anteile an der Gesamtstruktur.

Tabelle 3.5: Materialparameter für Komponenten von Drohnen [40, 50, 152, 153]

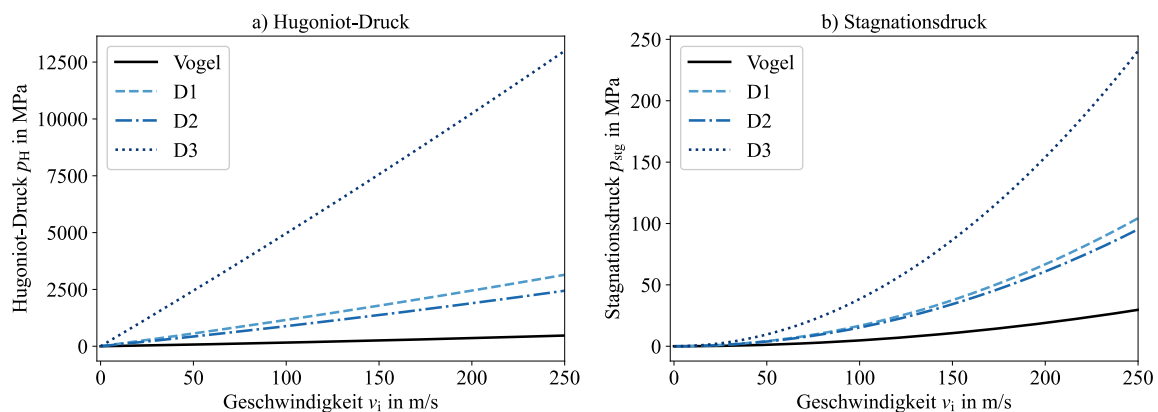
Komponente	Material	Anteil Gesamtmasse in %	Dichte ρ_0 in kg/m^3	Schallgeschwindigkeit c_0 in m/s
Struktur	Polycarbonat	33	1200	1624
Batterie	Lithium-Polymer	24	1750	535
Motor	Kupfer	20	7700	4660
Nutzlast	Aluminium	12	2700	6250
Sonstige	Ersatzmaterial	11	3338	3267

Um die Ergebnisse für Vogel- und Drohnenmodelle miteinander vergleichen zu können, wird der experimentell zu ermittelnde Parameter $c_e = 2$ für alle Berechnungen gesetzt, da dieser Wert für Vogelschläge verwendet wird [128]. Tabelle 3.6 zeigt die verwendeten Werte für die folgenden Berechnungen. Es wird zum einen das arithmetische Mittel aus den einzelnen Dichtewerten und Schallgeschwindigkeiten verwendet, da über dieses alle Komponenten einen gleichmäßigen Einfluss auf die Drücke haben (D1). Über die prozentuale Verteilung anhand des Anteils an der Gesamtstruktur wird der Einfluss auf die Drücke gewichtet betrachtet (D2). Druck und Dichte sind nach (2.29) und (2.33) direkt proportional zueinander. Deshalb wird, zur Ermittlung des maximalen Drucks, die maximale Dichte sowie Schallgeschwindigkeit in einem Parametersatz untersucht (D3).

Tabelle 3.6: Werte für Berechnungen mit dem Vogelschlagmodell

Projektil	Dichte ρ in kg/m^3	Schallgeschwindigkeit c_0 in m/s	c_e - Faktor (-)
Vogel	950	1483	2
Drohne - D1	3338	3267	2
Drohne - D2	3047	2706	2
Drohne - D3	7700	6250	2

Abbildung 3.2 a) zeigt den Hugoniot-Druck in Abhängigkeit der initialen Impactgeschwindigkeit für die Parametervariationen. Die Drücke für alle Parametersätze der Drohnenschlagberechnungen liegen oberhalb der Vogelschlagwerte. Das ist auf die höhere Dichte und höheren Schallgeschwindigkeiten zurückzuführen. Es ist zu erkennen, dass die Berechnung mit der größten Dichte zu den größten Lasten führt. Im betrachteten Geschwindigkeitsbereich hängt der Hugoniot-Druck annähernd linear von der Einschlaggeschwindigkeit ab. Die Abhängigkeit des Stagnationsdrucks von der Impactgeschwindigkeit ist in Abbildung 2.5 b) dargestellt. Auch hier liegen die Ergebnisse für Drohnenparameter oberhalb der Drücke für einen Vogelschlag. Zwischen dem Stagnationsdruck und dem Hugoniot-Druck liegt dabei ein signifikanter Größenunterschied vor. Der Hugoniot-Druck ist bis zum Faktor 50 größer als der Stagnationsdruck.

Abbildung 3.2: Hugoniot- und Stagnationsdruck in Abhängigkeit der Impactgeschwindigkeit v_i für unterschiedliche Parametersätze von Drohnen im Vergleich zu einem Vogelprojektil

Anhand der Berechnungsergebnisse lässt sich annehmen, dass der Drohnenschlag zu größeren Schäden führt als ein Vogelschlag. Die Drücke liegen bis zu einem Faktor von 30 über den der Vogelschlagberechnungen. Bei der Anwendung des Vogelschlagmodells auf einen Drohnenschlag haben sich somit die folgenden Punkte gezeigt:

- Der Vogelschlagansatz ist für strömende Fluide gültig. Diese Annahme kann für Vögel getroffen werden, da sie zu 90 Vol.-% aus Wasser bestehen.
- Die Komponenten einer Drohne bestehen aus verschiedenen Materialien. Die Batterie ist ein Lithium-Polymer-Akku, der Elektromotor besteht aus Kupferspulen, Magneten (Eisenkern)

und einem Aluminiumgussgehäuse. Die Schale der Drohne besteht aus Polycarbonat. Außerdem tragen Drohnen oft Lasten, beispielsweise Kameras, welche aus weiteren Materialien, z. B. Aluminium, bestehen.

- Zur Anwendung der Modelle werden gemittelte bzw. einzelne Werte benutzt, um die erwarteten Drücke berechnen zu können.
- Des Weiteren entsteht nur eine Spitzenlast mit einem anschließenden stetigen Druckverlauf über der Zeit (vgl. Abbildung 2.8).
- Aufgrund der Kombination der Komponenten innerhalb der Drohnenstruktur wird erwartet, dass mehrere Lastspitzen über den Zeitverlauf auftreten, welche mit dem Vogelschlagmodell nicht abgebildet werden können.
- Variationen des Drucks aufgrund der variierenden Dichte der Einzelkomponenten und dem sequenziellen Aufprall der Komponenten werden nicht abgebildet.

3.3 Anwendung des Flugzeugaufprallmodells auf einen Drohnenschlag

In diesem Kapitel wird gezeigt, wie sich das FZAM auf ein Drohnenschlagproblem übertragen lässt. Es werden dabei die Unterschiede eines Drohnenschlags zum Flugzeugaufprall explizit herausgestellt. Teile dieses Kapitels wurden vom Autor bereits in [154] veröffentlicht.

Das Flugzeugaufprallmodell wurde zur Auslegung von Reaktorhüllen gegen Flugzeugabstürze entwickelt. Die physikalischen Randbedingungen für die Entwicklung dieses Modells unterscheiden sich deutlich von denen eines Drohnenschlags. Bei einem Drohnenschlag wirkt nur ein Bruchteil der kinetischen Energie im Vergleich zum Flugzeugaufprall aufgrund der Massen- und Geschwindigkeitsunterschiede. Des Weiteren ist es möglich, dass sich die Zielstruktur bei einem Drohnenschlag zum einen bewegt ($v_t \geq 0$) und zum anderen, dass diese Struktur nachgiebig ist, während bei einem Flugzeugaufprall eine starre Zielstruktur angenommen wird. Vergleichbar sind Flugzeug und Drohne als Projektil hinsichtlich des Spannweiten- zu Längenverhältnisses b/l . Die Parameter sind in Tabelle 3.7 aufgeführt.

Tabelle 3.7: Vergleichsparameter Flugzeugaufprall (exemplarische Daten für eine Boeing B707-300 nach [155]) und Drohnenschlag (exemplarisch für DJI Phantom 4, Daten aus [16])

	m in kg	v_{\max} in m/s	E_{kin} in J	b/l (-)	v_t in m/s
Flugzeugaufprall	141700.0	249	$439 \cdot 10^7$	0.93	= 0
Drohnenschlag	1.38	20	276	1	≥ 0

Die Annahmen zur Herleitung des FZAMs lassen sich aber wiederum nicht direkt auf einen Drohnenschlag übertragen. Das Flugzeugaufprallmodell geht davon aus, dass das Projektil (Flugzeug) auf eine stationäre, starre Struktur (z. B. Reaktorhülle) trifft. Bei einem Drohnenschlag hingegen trifft eine Drohne auf eine bewegte, nachgiebige Zielstruktur (z. B. Windschutzscheibe), vgl. Abbildung 3.3.

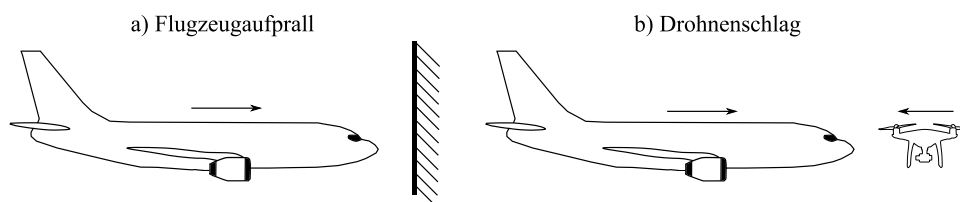


Abbildung 3.3: a) Flugzeug vs. starre Struktur und b) Flugzeug vs. Drohne (nicht maßstabsgetreu)

Aufgrund der hohen kinetischen Energie bei einem Flugzeugaufprall werden bei diesem alle Komponenten zerstört. Es findet keine Summierung der Massen am Ziel statt. Da die kinetische Energie eines Drohnenschlags deutlich (vgl. Tabelle 3.7) geringer ist, wird erwartet, dass nicht alle Komponenten vollständig zerstört werden und sich dadurch Massen am Ziel aufsummieren können. Trotz dieser bekannten Einschränkung wird in einer ersten Untersuchung das FZAM auf einen Drohnenschlag übertragen. Damit wird eine erste Aussage über die Anwendbarkeit und somit zur ersten Arbeitshypothese

getroffen. Die Übertragung des FZAMs auf einen Drohnenschlag beantwortet gleichzeitig die zweite Arbeitshypothese zur Modellbildung.

Abbildung 3.4 zeigt die prinzipielle Skizze eines Drohnenschlags auf eine starre Zielstruktur. Die Drohne als Projektil hat vor dem Impact eine initiale Geschwindigkeit v_i sowie eine Masse m . Durch die Verzögerung reduziert sich die Anfangsgeschwindigkeit des unzerstörten Anteils mit zunehmender Impactzeit ($v(t)$). Die Masse des Projektils reduziert sich während der Kollision um den zerstörten Anteil m_{cr} .

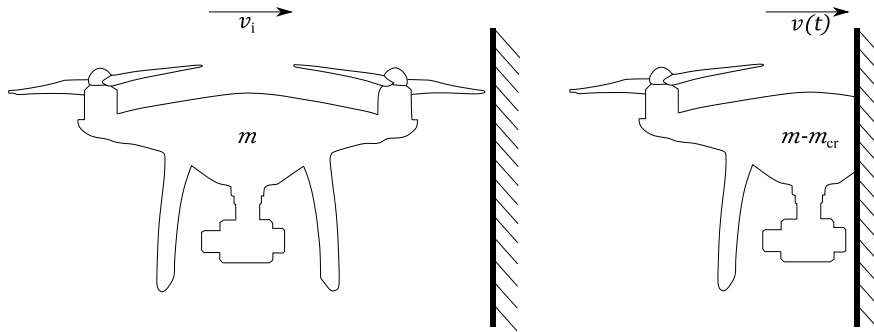


Abbildung 3.4: Skizze Drohnenschlag auf eine nicht nachgiebige Struktur, entsprechend dem Riera Modell (aus [154])

Für das Flugzeugaufprallmodell wird das Projektil zu einem Linienmodell vereinfacht. Das Projektil wird über eine Massenverteilung $\mu(x)$ und Berstlastverteilung $P_c(x)$, beide abhängig von der Position x entlang der Linie, beschrieben. Über diese Funktionen werden die Komponenten des Gesamtsystems, z. B. Triebwerke, Flügel, Leitwerke etc. abgebildet. Riera vereinfacht das Flugzeug zu einem Linienmodell trotz eines großen Breiten- (bzw. Spannweiten-) zu Längenverhältnisses von $b/l = 0.93$. Das Breiten zu Längenverhältnis beträgt $b/l = 1.0$ für die untersuchte Drohne, weshalb diese mit der identischen Methodik zu einem Linienmodell vereinfacht wird.

Die Massenverteilung μ stellt die Summe der Einzelmassen der Komponenten an ihren Positionen entlang der Projektillänge l dar.

$$\mu(x) = \frac{m}{l}(x) = \sum_{i=1}^n \frac{m_i}{l_i}(x) \quad (3.6)$$

Darin ist n die Anzahl der Komponenten, l_i ist die Länge der Komponente und m_i die entsprechende Masse. Das Landegestell, die Kamera bzw. Nutzlast sowie elektrische Systeme werden nicht explizit betrachtet. Nicht jede Drohne trägt eine Kamera, die Nutzlast kann also variieren. Das Landegestell ist eine dünne PC-Struktur. Das elektrische System besteht aus einer Vielzahl kleinerer Komponenten, die sich hauptsächlich im Bereich um die Batterie verteilen. Die Masse dieser Komponenten wird gleichmäßig verteilt auf die Strukturmasse addiert. Da der unbeschädigte Teil des Projektils als starr angenommen wird, lösen sich keine Komponenten vor dem Aufprall auf die Zielstruktur.

Die Berstlast beschreibt die Tragfähigkeit der Projektilstruktur. Sie hängt von der Belastungsrichtung, den Materialeigenschaften, dem Design der Komponenten und den Versagensmoden ab. Beispielsweise knickt ein Stab bei einer Druckbelastung aus, während eine Platte aus dem gleichen Material bei einer Belastung senkrecht zur Ebene perforiert. Deshalb hat jede Komponente eine spezifische Berstlast. Ruch untersucht in ihrer Dissertation verschiedene Methoden zur Bestimmung dieser Last [156]. In der vorliegenden Arbeit werden die Drohnenkomponenten vereinfacht, um deren Berstlasten abschätzen zu können. Der Motor wird zu einem Hohlzylinder aus Aluminium AlMg3 vereinfacht, da das äußere Gussgehäuse aus diesem Material besteht. Die Batterie wird als quaderförmiger Festkörper aus Lithium-Polymer betrachtet, wie es in der Literatur der aktuelle Standard ist (z. B. [50, 56, 59]). Die Schale wird als hohler Kegelstumpf aus Polycarbonat modelliert, wodurch die Versagenslast von der Position x abhängig ist. Es wird angenommen, dass die Komponenten vollständig versagen, wenn die Versagenslast erreicht ist. Die Versagenslast der Batterie wird über Testdaten (vgl. Kapitel 5.7.2) bestimmt. Die weiteren Versagenslasten basieren auf den Fließspannungen der Materialien. Tabelle 3.8 fasst die Parameter zusammen.

Tabelle 3.8: Versagenslast der betrachteten Komponenten

Komponente	Material	Versagenslast in N	σ_y in MPa	Quelle
Schale	Polycarbonat	$0.6346 (x \cdot 10^3 \text{ mm})^2$	50	[152]
Batterie	Lithium-Polymer	5000	n. a.	Test
Motor	AlMg3 / AA5754-H111	12546	170	[157]

Abbildung 3.5 zeigt normierte Massen- und Berstlastverteilungen für eine DJI Phantom 4 und eine B707-720. Dabei ist ein Arm der Drohne in Flugrichtung orientiert. Die Verläufe sind jeweils mit ihren Maximalwerten normiert. Im Bereich der Projektmitte sind die größten Ausschläge für alle Verläufe zu sehen, da dort die Komponenten mit den größten Einzelmassen liegen. Die Verläufe der Drohne und des Flugzeugs unterscheiden sich an den Rändern. An den Enden der Drohnenarme liegen die Motoren. Diese führen zu Ausschlägen in der Massenverteilung und der Berstlast. Während für das Flugzeug mittig ein globales Maximum auftritt, zeigen die Verläufe der Drohne drei lokale Maxima, da die Komponenten dezentral platziert sind. Die Batterie und Nutzlast liegen beispielsweise in der Mitte der Drohne, zu sehen in Abbildung 3.6.

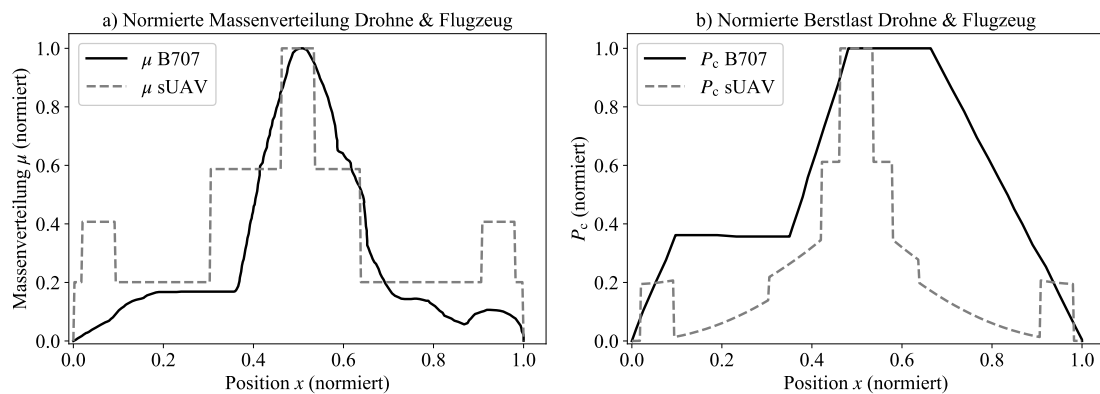


Abbildung 3.5: Normierte a) Massenverteilung; b) Berstlastverteilung für DJI P4 und B707-720

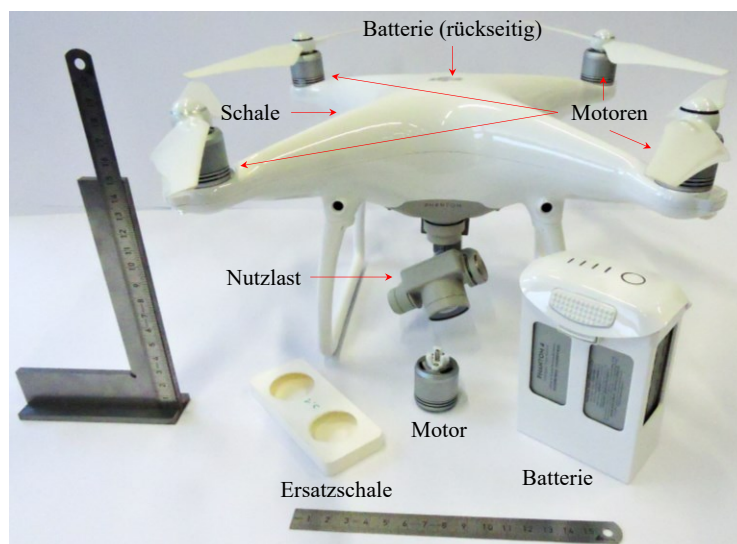


Abbildung 3.6: DJI P4 Drohne mit einzelnen Komponenten und Ersatzschale

Daraus lässt sich ableiten, dass für die experimentelle Untersuchung des Drohnenschlags mehrere lokale Lastspitzen zu erwarten sind, während bei einem Flugzeugaufprall ein Maximum zu beobachten ist (vgl. Abbildung 2.11 c) und d)). Aus der physikalischen Herleitung des Modells ergeben sich keine Einschränkungen für den Fall der dezentralen Massen, weshalb das Modell auf einen Drohnenschlag

übertragen werden kann. Die Gleichungen werden mit dem RK45-Verfahren gelöst. Auf dieses soll an dieser Stelle nicht näher eingegangen werden. Es wird auf weiterführende Literatur (z. B. [158]) verwiesen.

Die betrachteten Quadcopter sind in der Lage 360° um die eigene Hochachse zu rotieren (Gierwinkel). Die Massenverteilung sowie die Versagenslast hängen von der Flugorientierung ab. Um diese Funktionen in Abhängigkeit der Flugorientierung zu bestimmen, wird die Drohne als Modell zweier gekreuzter Linien betrachtet. Die Linien stehen senkrecht zueinander. Es wird der Winkel α eingeführt. Dieser beschreibt den Winkel zwischen Flugrichtung und einem Drohnenarm, wie in Abbildung 3.7 zu sehen ist. Der Winkel kann Werte zwischen 0° und 45° annehmen. Die Berechnungen werden beispielhaft für 0° , 15° , 30° und 45° durchgeführt. Der Parameter l_D ist die Länge eines Drohnenarms. Entlang dieser Länge werden die beiden Verteilungen bestimmt. Es wird angenommen, dass diese symmetrisch zum Schnittpunkt des Linienmodells verlaufen.

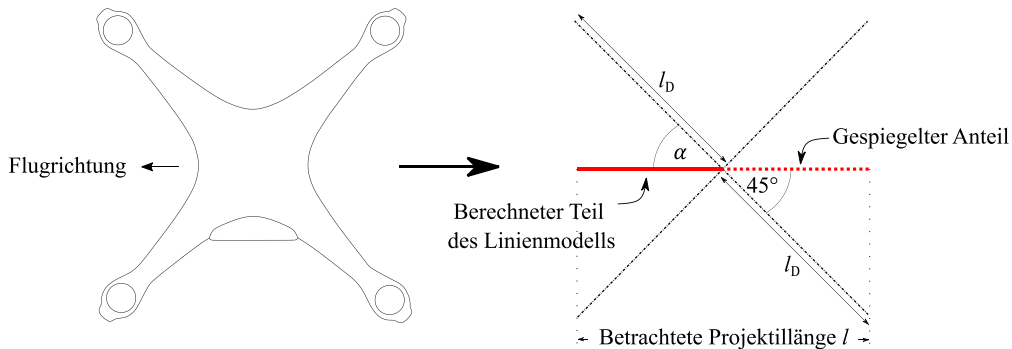


Abbildung 3.7: Vereinfachtes UAV Linienmodell mit Winkel α (vgl. [154])

Die Massen- und Berstlastverteilungen entlang eines Drohnenarms bilden die Grundlage für die Winkelabhängigkeit. Beide Verteilungen werden über trigonometrische Beziehungen auf ein Linienmodell in Flugrichtung übertragen. Die Gesamtmassenverteilung ist die Summe der Massenverteilungen der Drohnenausleger in Bezug auf die Flugrichtung. Die Masse ist ein Skalar, daher ändert sich nur die betrachtete Länge. Dies führt zu höheren Ausschlägen im Verlauf der Massenverteilung für kleinere Winkel (vgl. Abbildung 3.9). Die Gesamtmasse bleibt konstant. Abbildung 3.8 zeigt die Methodik zur Ermittlung der Verteilungen entlang der Flugrichtung.

$$\mu(x) = \mu_1(x_1) + \mu_2(x_2) \tag{3.7}$$

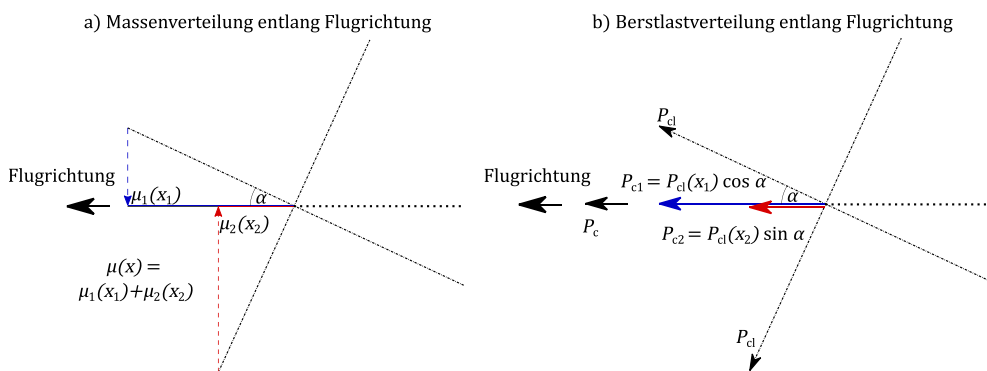


Abbildung 3.8: Ermittlung der Massen- und Berstlastverteilung entlang der Flugrichtung (vgl. [154])

Im Gegensatz zur Masse stellt die Versagenslast P_c einen Vektor dar. Nur der Anteil des Vektors in Flugrichtung wird zur Berechnung herangezogen. Der Parameter P_{c1} stellt die Berstlastverteilung eines Drohnenarms entlang l_D dar.

$$P_c(x) = P_{c1}(x_1) \cdot \cos \alpha + P_{c1}(x_2) \cdot \sin \alpha \tag{3.8}$$

Bei einem Aufprall der realen Drohne kommt es zu Rotationen. Diese werden vernachlässigt. Bei einem Aufprall unter 0° bzw. 45° entstehen keine Rotationen um die Hochachse. Diese Winkel stehen im weiteren Verlauf der Arbeit im Fokus. Des Weiteren kann das 1-D Linienmodell Rotationen nicht abbilden. Insgesamt kann der Einfluss des Rotationsimpulses als gering kategorisiert werden. Im realen Lastfall ist die Kontaktzeit zu kurz, um einen signifikanten Drehimpuls zu erzeugen.

Abbildung 3.9 zeigt Massen- und Berstlastverteilungen für variierende Flugorientierungen. Die Verteilungen für $\alpha = 45^\circ$ sind in Abbildung 3.9 a) dargestellt. Die Massenverteilung zeigt drei Spitzen von annähernd gleicher Höhe. Auch die Versagenslast zeigt drei Spitzen. Das ist plausibel, da die mittlere Spitze durch die Batterie definiert wird, die erste und letzte Spitze durch je zwei Motoren, die auf der gleichen x-Position liegen. Mit abnehmenden Winkeln ändern sich die Positionen der Motoren. Das führt zu weiteren Peaks in beiden Verteilungen, wie aus b) und c) für 30° bzw. 15° hervorgeht. Um eine Singularität durch die trigonometrischen Funktionen bei einer 0° -Flugorientierung zu vermeiden, wird in diesem Fall mit direkt ermittelten bzw. gemessenen Verläufen gerechnet. Wenn die Massenverteilung über die betrachtete Länge integriert wird, entspricht das Ergebnis der Gesamtmasse der Drohne für alle Winkel. Das Integral der Versagenslast ist hingegen nicht konstant, da sie als Vektor direkt von der Flugorientierung abhängt.

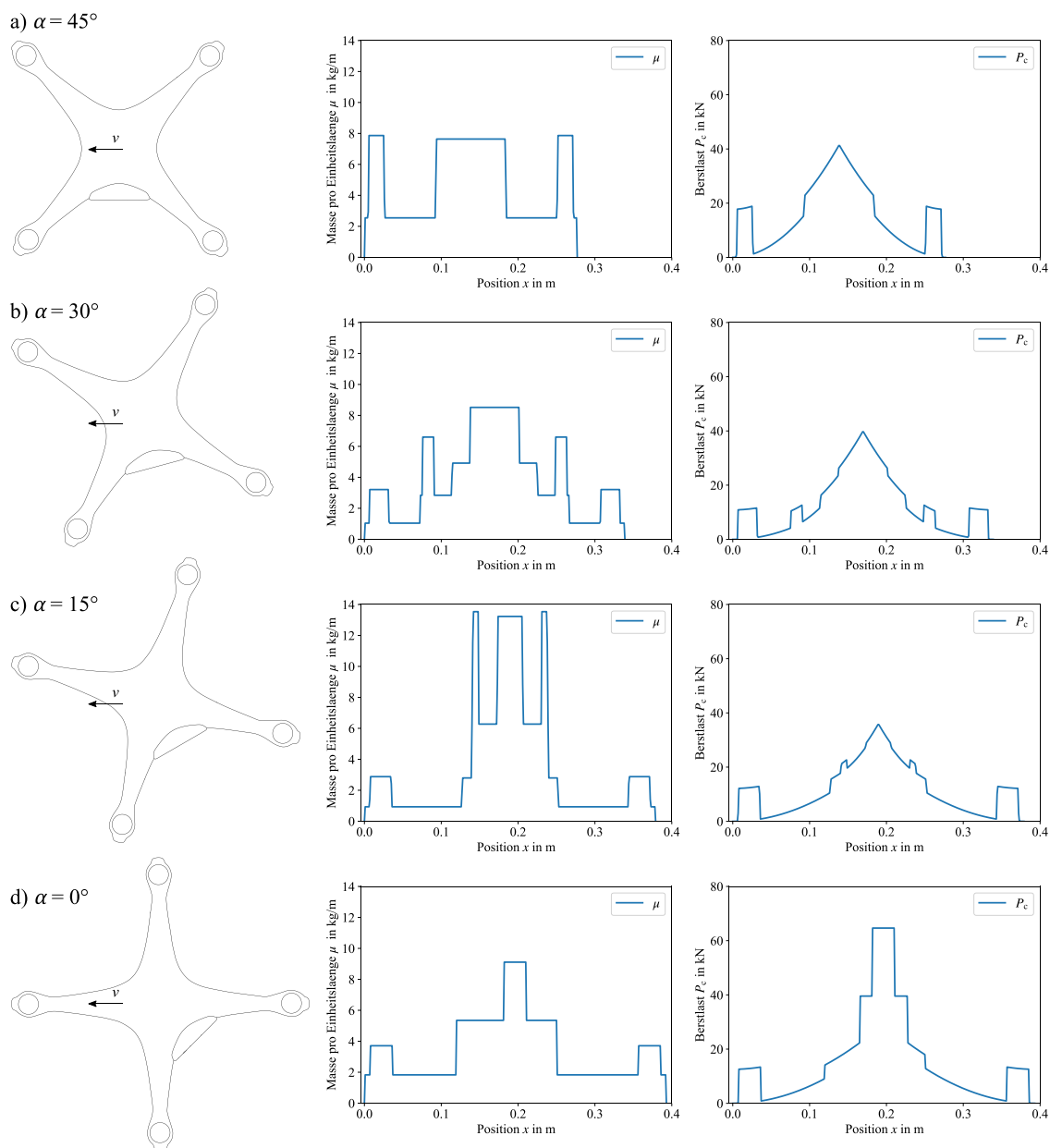


Abbildung 3.9: Massen- und Berstlastverteilung für unterschiedliche Flugorientierungen; a) 45° , b) 30° , c) 15° , d) 0° (vgl. [154])

Die Neigung der Zielstruktur hat einen Einfluss auf die Impactkraft. Reale Zielstrukturen, wie beispielsweise Cockpit-Windschutzscheiben, haben sowohl eine Neigung um die globale y_g - als auch um die x_g -Achse (γ, ξ), zu sehen in Abbildung 3.10. Die Flugrichtung ist in die globale z_g -Richtung. Zur Modellierung dieser Neigung wird Formel (2.36) um die Winkelbeziehungen folgendermaßen erweitert:

$$P[x(t)] = (P_c[x(t)] + a \cdot \mu[x(t)]v(t)^2) \cdot \sin(\gamma) \cdot \cos(\xi) \quad (3.9)$$

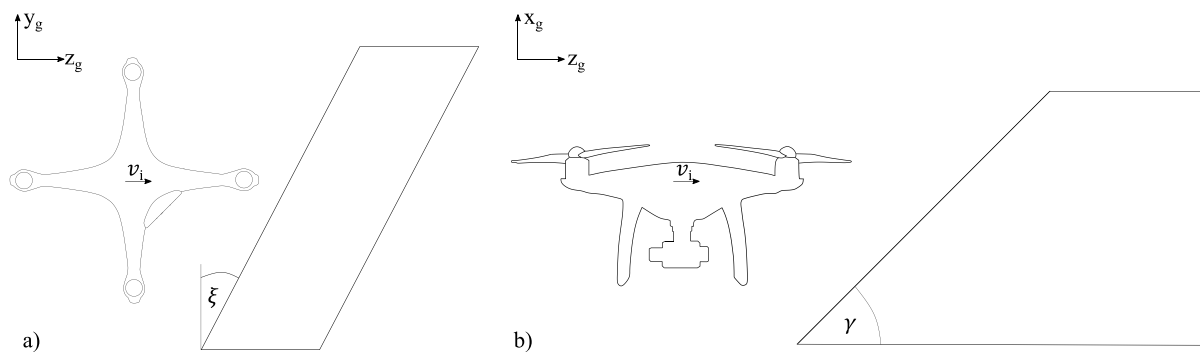


Abbildung 3.10: Winkelbeziehungen bei geneigtem Ziel; a) Neigung um x_g -Achse, b) Neigung um y_g -Achse

Aus diesen Funktionen ergibt sich über Formel (3.9) der Impactkraft-Zeit-Verlauf. Jede Lastspitze in diesem Verlauf bildet den Aufschlag einer Komponente ab. Es hängt von der Flugorientierung und der initialen Projektilgeschwindigkeit ab, ob und zu welchem Zeitpunkt die Komponenten die Zielstruktur treffen. Ein exemplarischer Impactkraft-Zeit-Verlauf mit Zuordnung der Komponenten zu den Lastspitzen ist in Abbildung 3.11 zu sehen, anhand dessen das Modell auf Plausibilität geprüft wird. Aufgrund der dezentralen Komponentenanzordnung und der Vernachlässigung von Rotationsbeschleunigungen werden mehrere Lastspitzen erwartet. Diese Lastspitzen bilden den Einschlag der Komponenten nacheinander ab. In Abbildung 3.11 schlägt zuerst Motor M1 ein, dann folgt Motor M2, anschließend die Batterie B bevor die Motoren M3 und M4 das Ziel treffen. Diese Reihenfolge ist auch im Kraft-Zeit-Verlauf zu sehen. Diese fünf Komponenten erzeugen nacheinander fünf Lastspitzen. Jede Spitze lässt sich dem Impact einer Komponente zuordnen. Wie erwartet erzeugt die Batterie als schwerste Komponente die größte Impactkraft. Während des Impactvorgangs wird der unzerstörte Teil der Drohne kleiner und verliert Geschwindigkeit. Das führt zu einer Abflachung der Kraft mit zunehmender Zeit. Die Kraft-Zeit-Verläufe sind somit plausibel.

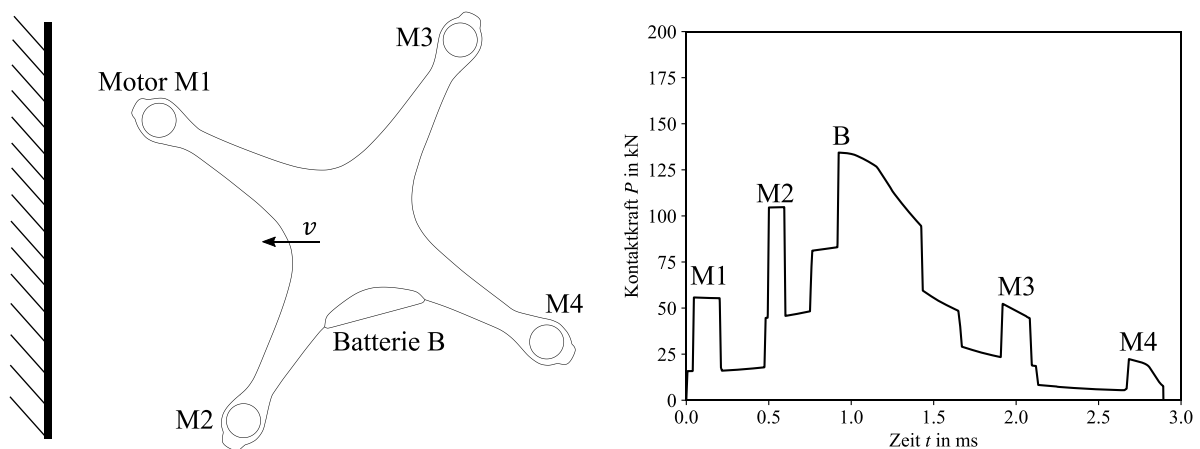


Abbildung 3.11: Exemplarischer Impactkraft-Zeit-Verlauf mit Zuordnung der Komponenten

Das Berechnungsmodell wird anhand von Literaturdaten validiert. Dafür werden Daten aus Finite-Elemente-Analysen (FEA) von Lu et al. [59] verwendet. Diese sind im Stand der Forschung, Kapitel 1.2.1, genauer erläutert. Abbildung 3.12 zeigt die FEA-Daten von Lu et al. im Vergleich zu

den Ergebnissen des dargestellten, erweiterten FZAMs. Das erweiterte FZAM zeigt für $\alpha = 0^\circ$ (a) qualitativ eine gute Übereinstimmung mit den Vergleichswerten. Eine Abweichung der Kraftspitze zur FE-Simulation von 22.8 % ist zu sehen. Das FZAM nimmt an, dass das Projektil vollständig zerstört wird. Das ist für die Motoren nicht zu beobachten. Diese Annahme kann diese Abweichung erklären. Die Impactdauer ist mit 3.02 ms deutlich geringer als die Dauer der Vergleichssimulation. Diese Abweichung kommt aus der Vereinfachung zum 1-D Linienmodell. Während das vollständige FE-Modell am Ziel abgelenkt wird, bleibt es beim FZAM in Kontakt mit diesem. Dieser Kontakt spiegelt sich in einer Kontaktkraft und einer entsprechenden Kontaktzeit wieder, die das Linienmodell des FZAMs nicht abbildet. Der Verlauf für $\alpha = 45^\circ$ (b) weicht qualitativ stärker von den Vergleichswerten ab. Auch hier kann die Vereinfachung als 1-D Linienmodell angeführt werden, da geometrische Effekte und Impactzeitpunkte hierüber nicht abgebildet werden. Die Ausschläge im Bereich der Projekttilmitte liegen 12.4 % unterhalb der Vergleichswerte. Das FZAM zeigt, aufgrund der Annahme des zerstörenden Projektils, Kraftplateaus bzw. Kraftspitzen. Es wird aber erwartet, dass sich ein parabelförmiger Verlauf ausbildet, wenn eine Komponente wie ein Motor aufprallt, vergleichbar mit Abbildung 2.2. Das FZAM zeigt solche Verläufe nicht.

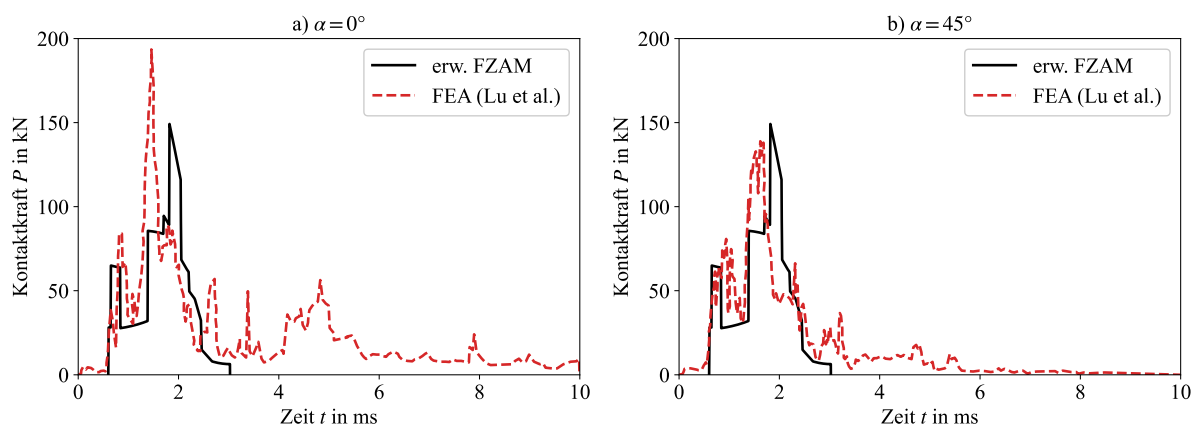


Abbildung 3.12: Vergleich FEA-Daten und erweitertes FZAM für verschiedene α ; Vergleich mit FEA-Daten von Lu et al. [59]. Abweichungen sind für die Lastspitzen und Impactdauer zu sehen

Es lässt sich festhalten, dass das erweiterte FZAM eine qualitative Übereinstimmung mit Vergleichswerten aus der Literatur zeigt. Quantitativ weichen die Verläufe im Bereich der Lastspitzen noch stark voneinander ab. Die Impactdauer weicht ebenso von den FEA-Daten ab, aufgrund der getroffenen Vereinfachungen. Eine Anpassung des erweiterten FZAMs an das beobachtete Verhalten bei Drohnenschlägen in Form einer differenzierten Betrachtung der Impactmechanik der Körper mit großer Dichte (z. B. Elektromotoren) kann zu geringeren Abweichungen führen. Diese Anpassungen soll in den folgenden Kapiteln über Tests- und Simulationen entwickelt und validiert werden.

3.4 Vergleich der Modelle für die Anwendbarkeit auf Drohnenschläge

In den vorangegangenen Kapiteln werden detailliert sowohl das Vogelschlag- als auch das Flugzeugaufprallmodell vorgestellt und auf einen Drohnenschlag übertragen. Beide Modelle werden in Tabelle 3.9 verglichen. Die Anwendung der Modelle auf einen Drohnenschlag verifiziert gleichzeitig die erste Arbeitshypothese. Bisherige Modelle eignen sich in der bestehenden Form nicht direkt zur Beschreibung von Drohnenschlägen. Während das Vogelschlagmodell für eine ähnliche Masse wie die betrachtete Drohne entwickelt wurde, ist das FZAM vergleichbar in Bezug auf das erwartete Materialverhalten. Das Vogelschlagmodell beschreibt ein hydrodynamisches Projektilverhalten. Beide Modelle wurden auf das Beispiel einer Kollision einer DJI Phantom 4 mit einer starren Zielstruktur übertragen. Diese Ergebnisse zeigen, dass sich die grundlegende Methodik der Betrachtung über die Impulserhaltung, wie sie das FZAM nutzt, eignet, um auf einen Drohnenschlag angewendet zu werden. Das Flugzeugaufprallmodell muss dabei jedoch um drei Punkte erweitert werden. Zum einen muss das Projektilverhalten differenzierter modelliert werden. Aufgrund der geringeren Impactenergien eines Drohnenschlags im Vergleich zum Flugzeugaufprall ist zu erwarten, dass nicht alle Komponenten fragmentieren, sondern dass Komponenten mit hohen Dichten plastisch deformieren und es zum Rückstoß kommt. Zur Modellierung dieses Verhaltens eignet sich beispielsweise ein Feder-Masse-Modell. Zum

anderen hat die Flugorientierung einen Einfluss auf die Impactkraft. Diese Erweiterung des Modells wird bereits im Kapitel 3.3 eingeführt und bildet somit das erweiterte FZAM. Des Weiteren muss die Nachgiebigkeit der Zielstruktur betrachtet werden. Die Anwendung des erweiterten FZAMs zeigt zusätzlich auch eine Abweichung in der Impactdauer. Diese wird in Kapitel 7.2.1 weiter untersucht. Das Vogelschlagmodell wird aufgrund der genannten Beschränkungen (vgl. Tabelle 3.9) nicht weiterverfolgt.

Tabelle 3.9: Vergleich der Modelle für die Anwendbarkeit auf Drohnenschlagprobleme

	Vogelschlag	FZAM
Einsatzbereich	<ul style="list-style-type: none"> - Einfache Aufteilung des Impacts in vier Phasen - Massen und Geschwindigkeiten zwischen Vogel und Drohne sind vergleichbar 	<ul style="list-style-type: none"> - Einfacher Zusammenhang über Impulserhaltung - Abhängigkeit des Impactkraft-Zeit-Verlaufs von Projektilparametern (Masse und Versagenslast) darstellbar - Differenzierte Betrachtung des Einflusses einzelner Komponenten möglich
Beschränkungen	<ul style="list-style-type: none"> - Annahme strömende Fluide - Nur Modellierung als Einzelmasse - Keine Darstellung der Interaktion der Einzelkomponenten 	<ul style="list-style-type: none"> - Detaillierte Massen- und Versagenslastverteilung wird benötigt - Abhängigkeit der Versagenslast von Materialeigenschaften, Strukturversagen und Komponentendesign - Annahme Starrkörper - Perfekt plastisches Materialverhalten - Verformungen von Ziel und Projektil werden nicht betrachtet - Bisher keine Anwendung auf Projektile mit geringem Gewicht - Annahme der vollständigen Zerstörung des Projektils nicht übertragbar
Fazit und Erweiterungen	<ul style="list-style-type: none"> - Modell für hydrodynamisches Verhalten entwickelt - eignet sich nicht für den Einsatz zur Berechnung von Drohnenschlägen 	<ul style="list-style-type: none"> - Modell für sprödes Materialverhalten entwickelt, eignet sich für den Einsatz zur Berechnung von Drohnenschlägen - Einfacher Ansatz und Anwendbarkeit - Einfluss einzelner Komponenten kann untersucht werden - Massen- und Berstlastverteilung muss genau ermittelt werden

Zur Anwendung des Flugzeugaufprallmodells auf einen Drohnenschlag wurden in Kapitel 3.3 bisher folgende Fragestellungen geklärt:

- Ermittlung einer konkreten Massenverteilung für eine spezifische Drohne (DJI Phantom 4)
- Ermittlung einer Versagenslastverteilung für eine spezifische Drohne (DJI Phantom 4)
- Abhängigkeit der Eingangsparameter von der Flugorientierung der Drohne

Die Anwendung verifiziert parallel die zweite Arbeitshypothese. Die Drohne kann als 1-D Linienmodell betrachtet werden, über dieses sich Stoßkraft-Zeit-Verläufe ermitteln lassen. Abweichungen zeigen sich noch im Bereich der Lastspitzen und der Impactdauer. Damit bleiben folgende Punkte offen, um ein validiertes Drohnenschlagmodell zu entwickeln:

- Wie kann das Impactverhalten des Projektils in Abhängigkeit des Verhaltens der Einzelkomponenten modelliert werden?
- Welchen Einfluss hat das Ziel auf den Kontaktkraftverlauf?
- Welchen Einfluss haben die Eingangparameter auf die Impactkraft?
- Wie kann die Impactdauer im Modell angepasst werden?
- Wie können die Eingangparameter für das Modell bestimmt werden?
- Kann das Modell mithilfe von Impacttests und Simulationen validiert werden?

Diese Punkte werden in den folgenden Kapiteln untersucht, wobei in den beiden nachstehenden Kapiteln die experimentellen und simulativen Methoden beschrieben werden.

4 Experimentelle Methoden für Drohnenschläge

Innerhalb dieses Kapitels werden die Experimente erläutert. Aufbauend auf das Testprogramm werden die ausgewählten Projektile detailliert betrachtet. Es werden Experimente auf verschiedenen Anlagen durchgeführt (quasi-statische Zug / Druckprüfung, Gaskanone), die Zielstrukturen erläutert und die Messsysteme beschrieben. Abschließend werden die quasi-statischen Voruntersuchungen ausgewertet, da diese zur Validierung der FE-Modelle verwendet werden. Dieses Kapitel beschäftigt sich rein mit den Testmethoden und den quasi-statischen Voruntersuchungen (vgl. Abbildung 4.1). Ergebnisse aus den Impacttestreihen folgen in Kapitel 6. Auszüge aus diesem Kapitel wurden vom Autor in [159] veröffentlicht.

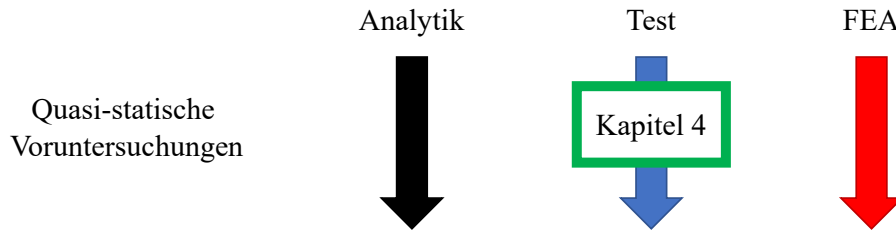


Abbildung 4.1: Einordnung Kapitel 4 in Gesamtkontext Drohnenschlag

4.1 Testprogramm

Das Testprogramm folgt dem Building-Block-Approach. Der Ansatz ist dabei, eine große Anzahl an Tests mit geringer Komplexität, z. B. auf quasi-statischer Ebene, durchzuführen. Mit steigender Komplexität nimmt die Anzahl der Tests ab. Dadurch ergibt sich eine Testpyramide (vgl. Abbildung 4.2), an deren Spitze wenige Tests mit hoher Komplexität stehen. In dieser Arbeit werden die unteren drei Ebenen experimentell untersucht: quasi-statisch, dynamisch „starr“ und dynamisch „deformierbar“. Die Begriffe „starr“ und „deformierbar“ beziehen sich dabei auf das Verhalten der Zielstrukturen. Dynamisch „starr“ bedeutet, dass Impacttests auf starre Strukturen durchgeführt werden. Damit wird das Projektilverhalten untersucht und FE-Simulationsmodelle (genauere Erläuterung in Kapitel 5) validiert. Dynamisch „deformierbar“ umfasst alle Impacttests auf deformierbare Strukturen, z. B. Platten aus Aluminium. Das Berechnungsmodell wird auf diesen beiden Ebenen validiert. Die Komponentenebene als Spitze des Building-Block-Ansatzes wird in dieser Arbeit nicht im Testprogramm, sondern rein über FE-Simulationen untersucht. Tests auf dieser Ebene gehen über den Rahmen dieser Arbeit hinaus. Auf der Komponentenebene wird das Modell einer Flügelvorderkante analysiert.

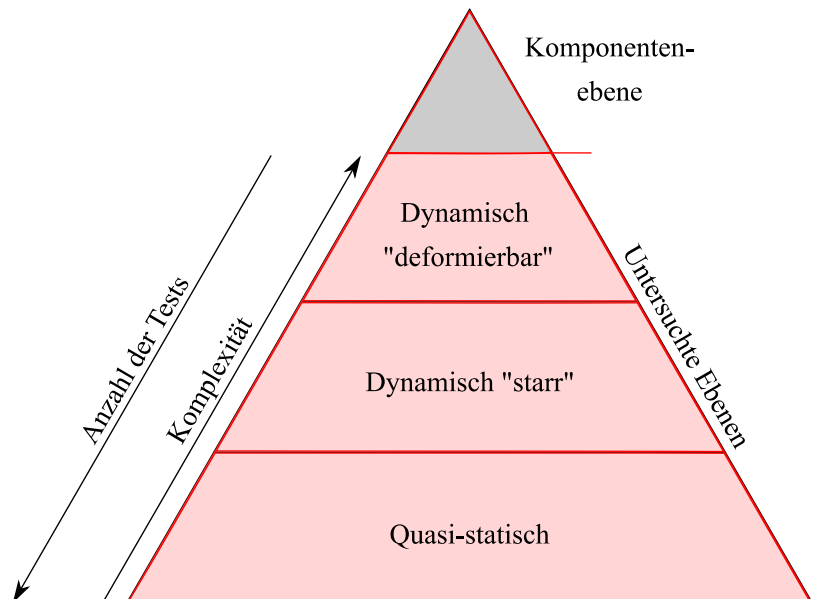


Abbildung 4.2: Testprogramm nach Building-Block-Approach

4.2 Projektile

Der Drohnenschlag stellt einen parallelen bzw. sukzessiven Aufschlag mehrerer Körper dar und kann als Mehrkörperimpact beschrieben werden. Im Gegensatz dazu steht der Mehrfachimpact, der den wiederholten Aufprall eines Projektils auf eine Zielstruktur beschreibt (z. B. Mehrfachaufprall Gummiball). Die Einzelkomponenten verhalten sich unterschiedlich während des Impactprozesses. Eine Auswahl der Komponenten der Drohne muss getroffen werden, da eine Untersuchung vollständiger Drohnen auf den bestehenden Prüfständen aufgrund von Größenbeschränkungen nicht durchführbar ist. Des Weiteren sind Aussagen zum Einfluss einzelner Komponenten auf die Kontaktkraft bei der Untersuchung vollständiger Drohnen nur bedingt möglich. In diesem Teilkapitel werden deshalb die Auswahl der Komponenten sowie die Einzelkomponenten im Detail vorgestellt.

4.2.1 Auswahl der sUAV-Komponenten

Über Reverse Engineering wird eine DJI Phantom 4 vollständig zerlegt, vermessen und gewogen. Abbildung 4.3 zeigt solch eine zerlegte Drohne mit Eingruppierung der einzelnen Komponenten. Die Einzelteile werden in sechs Gruppen zusammengefasst: Batterie, Struktur, Motor, Rotor, Kamera sowie Elektrik. Jede Gruppe wird für sich gewogen und in Abbildung 4.4 dargestellt. Die größten Anteile an der Gesamtmasse haben die Batterie, die Struktur und die Motoren inklusive der Rotoren. Die Masse beeinflusst die Impactenergie direkt, deshalb werden die drei schwersten Komponenten detaillierter betrachtet. Die Elektrik ist dezentral über die komplette Drohnenstruktur verteilt, weshalb der Einfluss dieser Gruppe nicht weiter untersucht wird. Die Nutzlast der DJI Phantom 4 stellt die Kamera dar. Eine Drohne im Allgemeinen muss nicht zwingend eine Kamera transportieren, je nach Einsatzzweck variiert die Nutzlast. Da die Kamera den kleinsten Anteil an der Gesamtmasse hat und nicht bei jedem sUAV verwendet wird, wird die Kamera im weiteren Verlauf nicht genauer untersucht. Die folgenden Unterpunkte A bis C betrachten je eine der drei Komponenten im Detail:

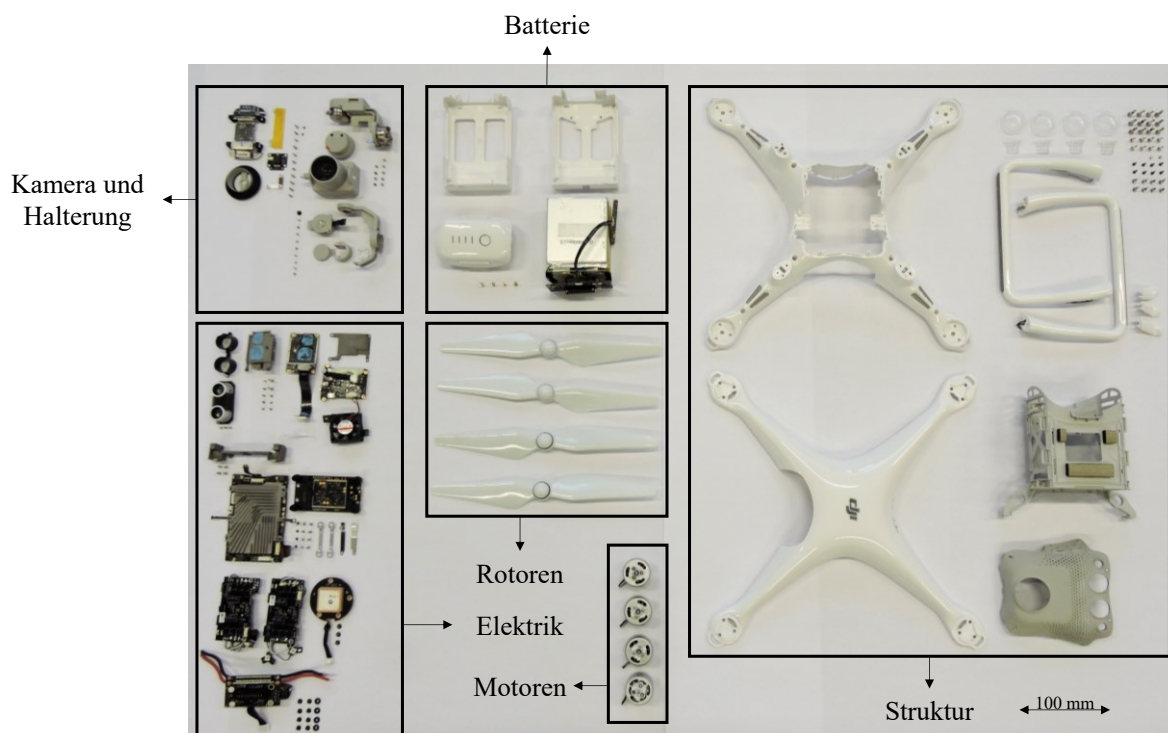


Abbildung 4.3: Zerlegte DJI P4 Drohne mit Aufteilung der Komponenten

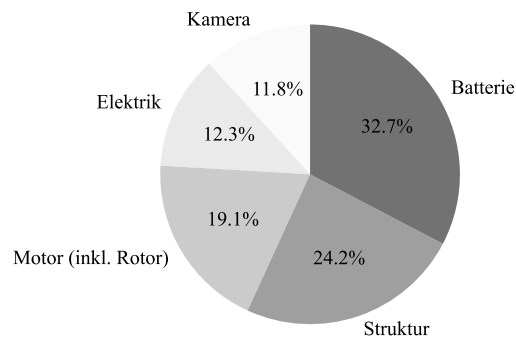
Abbildung 4.4: Prozentuale Massenverteilung ($m = 1387.6$ g)**A) Batterie**

Abbildung 4.5 zeigt exemplarisch eine Batterie im angelieferten Zustand. Die Zellen an sich liegen unter einer Polycarbonathülle. Es handelt sich dabei um vier Pouchzellen („Taschenzellen“). Diese vier Pouchzellen bestehen aus Lithium-Polymer, die über ein Energiemanagementsystem angesteuert werden. Die Pouchzellen sind in Abbildung 4.6 zu sehen. Die Batterien haben ein Gewicht von durchschnittlich 460.0 g, eine maximale Länge von 113.0 mm, eine Breite von 55.8 mm sowie eine Dicke von 40.2 mm. Es werden insgesamt neun Batterien auf quasi-statischer Ebene untersucht.

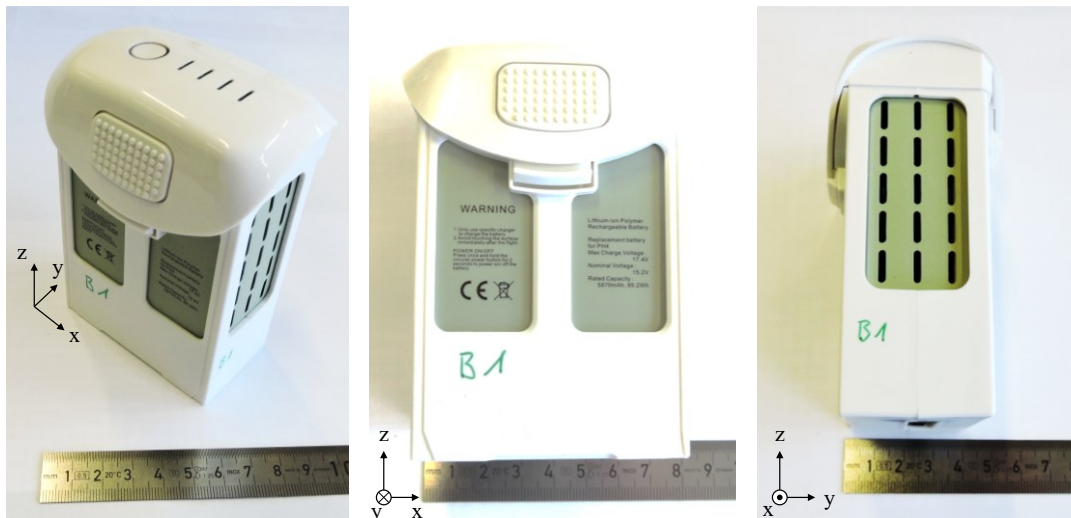


Abbildung 4.5: Komplettsystem Batterie DJI Phantom 4

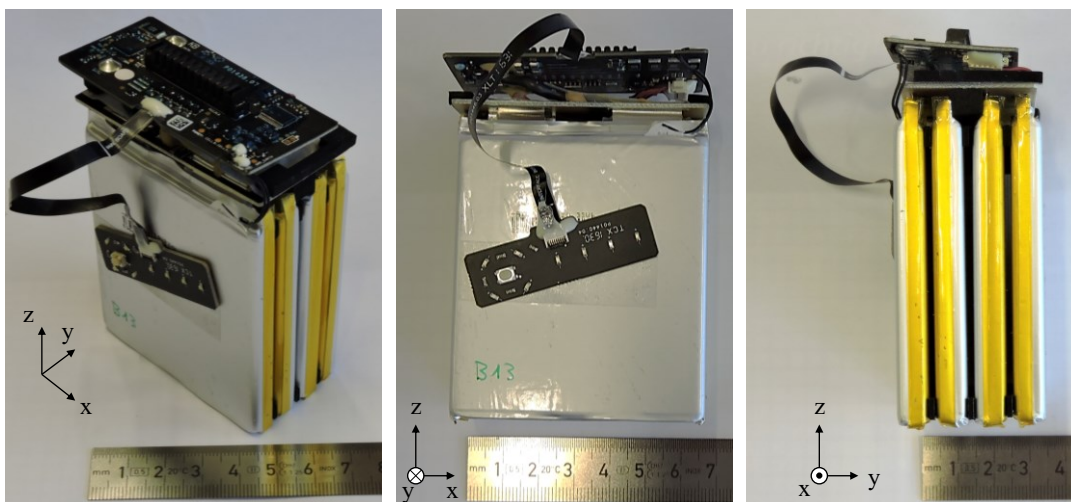


Abbildung 4.6: Energiespeicherezellen (Pouchzellen) mit Energiemanagementsystem aus dem Inneren der Batterie

B) Struktur

Die Einzelkomponenten sind über die Verkleidung miteinander verbunden. Die Verkleidung besteht aus Oberseite, Unterseite, Landewerk sowie mehrerer Anbauteile. Es handelt sich dabei um Spritzgussbauteile aus Polycarbonat. Die beiden Schalenhälften haben ein gemittelttes Gewicht von 84.7 g, eine maximale Länge von 393.0 mm und eine Höhe von 34.0 mm. Die Verkleidung wiegt insgesamt 335.2 g. Abbildung 4.7 zeigt beispielhaft die Oberseite einer DJI P4 Drohne von a) außen und b) innen. Aufgrund der Einfachheit der quasi-statischen Drucktests der Drohnenschale werden die Test- und Simulationsergebnisse dieser direkt in Kapitel 5.7.3 betrachtet.

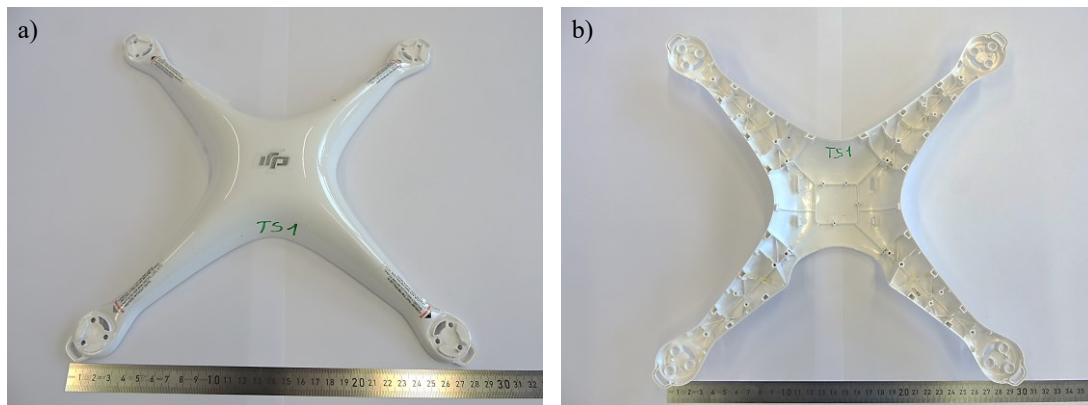


Abbildung 4.7: Oberseite Drohnenschale a) außen; b) innen

C) Motor

Die Motoren der sUAV haben im Durchschnitt einen Durchmesser von 28.2 mm, eine Höhe von 36.0 mm und ein Gewicht von 53.0 g. Sie bestehen aus verschiedenen Einzelteilen: Ober- und Unterseite des Gehäuses, Welle (inklusive Kugellager), Verschluss, Magneten, Eisenkern und der Kupferspule. Der Verschluss zur Anbringung der Rotorblätter wird mit drei Schrauben befestigt. Das Gehäuse des Motors ist ein Aluminiumguss (AlMg3), der Eisenkern besteht aus dem Stahl AISI 4030 laut ASSURE [45]. Die weiteren Komponenten werden von ASSURE nicht betrachtet, da sie nur ein vereinfachtes Modell des Motors nutzen. Die Spule besteht aus Kupferdraht, die Welle ebenfalls aus Stahl. Eine detaillierte Beschreibung der Materialien im Hinblick auf die FE findet sich in Kapitel 5.1.1. Abbildung 4.8 zeigt einen Motor der Phantom 4. Die Rotoren und deren Halterungen werden nicht weiter betrachtet.



Abbildung 4.8: Motor Quadcopter

4.2.2 Ersatzmodell der Verkleidung

Aufgrund der Größenbeschränkung der Gaskanone (siehe Kapitel 4.3.2.) ist ein Impacttest mit einer vollständigen sUAV nicht möglich. Dadurch kann der Effekt des Mehrkörperimpacts nicht direkt über Tests an der vollständigen Drohne untersucht werden. Der Mehrkörperimpact stellt aber ein physikalisches Grundproblem und signifikantes Merkmal des Drohnenschlags dar und kann über Tests von Einzelkomponenten nicht vollständig abgebildet werden. Das bedeutet, dass Ersatzmodelle verwendet werden müssen. Abbildung 4.9 zeigt die grundlegende Idee hinter dem Ersatzmodell.

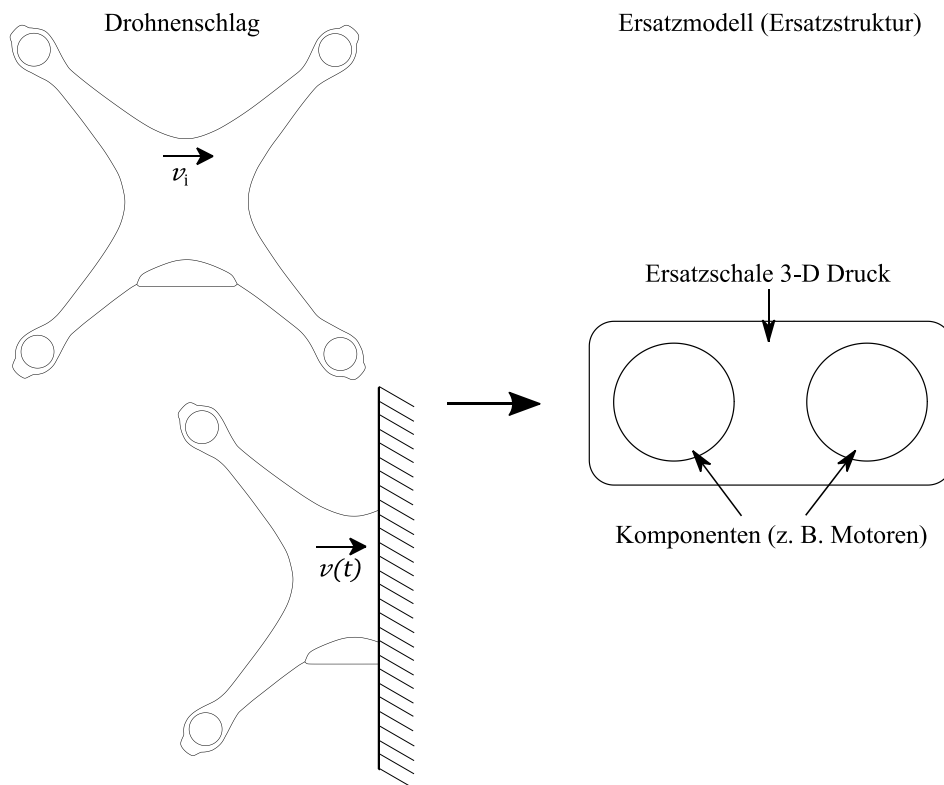


Abbildung 4.9: Idee Ersatzstruktur Drohne; Vereinfachung auf den grundlegenden physikalischen Effekt des Mehrkörperaufpralls über ein stark vereinfachtes Ersatzmodell der Drohne

Anstelle der Verwendung von vollständigen Drohnen werden Ersatzstrukturen mit definierter Massen- und Versagenslastverteilung eingesetzt. Dies ermöglicht die Vergleich- und Wiederholbarkeit der Untersuchungen. Die Ersatzstruktur setzt sich aus einer Ersatzschale und realen Drohnenkomponenten zusammen. In der Ersatzschale können verschiedene Komponenten der Drohne platziert werden, um die Interaktion der Komponenten und deren Einfluss auf die Kontaktkraft vereinfacht zu untersuchen. Die Ersatzstruktur stellt eine starke Vereinfachung des gesamten Projektils dar. Die kreuzförmige Grundform der Drohne wird in ersten Tests auf eine rechteckige Struktur vereinfacht. Dadurch wird der Fokus auf die Interaktion der Komponenten gelegt und Effekte durch das Design der Struktur vernachlässigt. Durch Tests mit der Ersatzstruktur wird das analytische Berechnungsmodell aus Kapitel 7 validiert. Die Ersatzschale wird über 3-D-Druck produziert. Diese simuliert die Schale der Drohne. Als Material wird Polylactat (PLA) verwendet. Die Materialauswahl der Ersatzschale wird im Anhang A.2 erläutert. Die relevanten Komponenten (vgl. Kapitel 4.2.1) sitzen innerhalb dieser 3-D-Druckstruktur. Das Modell kann beliebig erweitert werden, um weitere Komponenten im Impactprozess zu untersuchen. In dieser Arbeit wird sich auf eine Ersatzschale mit zwei Motoren beschränkt. Die additiv gefertigte Ersatzstruktur bringt folgende Vorteile:

- Die Massen- und Berstlastverteilung sind bekannt.
- Sie kann zur Validierung des Berechnungsmodells genutzt werden.
- Sie ermöglicht eine wiederholbare, günstige Versuchsdurchführung für Beschusstests mit Drohnenkomponenten.
- Eine Untersuchung der Komponenteninteraktion ist möglich.
- Beliebige Kombinationen von Komponenten sind möglich. Dabei ist eine Anpassung der Form der Ersatzschale entsprechend notwendig.

Als Nachteil ist zu nennen, dass es sich um eine starke Vereinfachung des gesamten sUAV handelt. Im Fokus stehen aber die Interaktion der Komponenten und die Validierung des Berechnungsmodells. Das validierte Modell wird auf FE-Simulationen von vollständigen Drohnenschlägen in Kapitel 8 angewendet. Die Ausarbeitung eines vollständigen Ersatzmodells von Drohnen ist ein Ansatzpunkt für weitere Forschung und geht über den Schwerpunkt dieser Arbeit hinaus. Abbildung 4.10 zeigt die genutzte Ersatzstruktur mit sUAV-Motoren.



Abbildung 4.10: Die 3-D gedruckte Ersatzschale mit DJI P4 Motoren bildet die Ersatzstruktur

4.3 Experimentelle Methoden

Die Tests zur Validierung des Berechnungsmodells werden auf verschiedenen Prüfständen durchgeführt. Dadurch ist es möglich, die Komponenten des Quadcopters mit unterschiedlichen Dehnraten zu untersuchen. Für diese bieten sich verschiedenste Prüfverfahren an, wie in Abbildung 4.11 zu sehen ist. Im Folgenden werden kurz die verschiedenen Verfahren erläutert, um die Auswahl der Gaskanone für weitere Impactuntersuchungen nachvollziehbar begründen zu können.

Zur Ermittlung des Materialverhaltens unter quasi-statischer Beanspruchung werden Zug- und Drucktests durchgeführt. Die Dehnraten $\dot{\epsilon}$ liegen im Bereich von $10^{-3} \dots 10^1 \text{ s}^{-1}$. Pendelschlagversuche (Kerbschlagbiegeversuch) werden durchgeführt, um Kerbschlagzähigkeiten zu ermitteln ($\dot{\epsilon} = 10^0 \dots 10^3 \text{ s}^{-1}$). Mithilfe von Falltests kann die Energieabsorption sowie der Versagenstyp bestimmt werden. Die Dehnraten liegen hier im Bereich von $10^0 \dots 10^3 \text{ s}^{-1}$. Zur Ermittlung von Materialparametern unter höheren Dehnraten (ca. $0.5 \cdot 10^3 \dots 10^4 \text{ s}^{-1}$) werden Split-Hopkinson-Pressure-Bar-Tests (SHPB) durchgeführt. Über Taylor-Impact-Tests (ca. $10^2 \dots 10^6 \text{ s}^{-1}$) kann die dynamische Fließspannung bestimmt werden. Das Verhalten unter sehr hohen Dehnraten im Bereich von $10^4 \dots 10^{10} \text{ s}^{-1}$ kann mit Beschusstests untersucht werden. [108, 160]

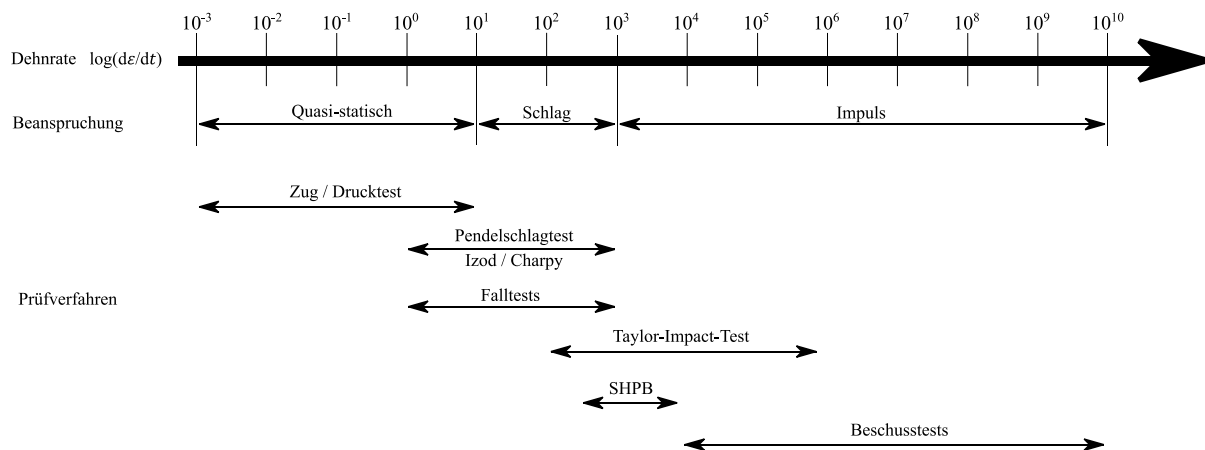


Abbildung 4.11: Charakteristische Beanspruchungen mit entsprechenden Prüfverfahren für unterschiedliche Dehnraten nach [108, 160]

Abbildung 4.12 zeigt für verschiedene Prüfstände die maximal zu erreichenden Testgeschwindigkeiten. Bei einem Fallwerk werden Impactgeschwindigkeiten von bis zu 4 m/s erreicht, bei einem Fallturm bis zu 12 m/s. Servohydraulische Schnellzerreißmaschinen können bis zu 30 m/s Prüfgeschwindigkeit erreichen. Gaskanonen können Impactgeschwindigkeiten von bis zu 1000 m/s erzeugen. Lastfälle für Drohnenschläge werden anhand von realen Geschwindigkeiten der beteiligten Ziele und Projektile definiert. Der untersuchte Bereich für die vorliegende Arbeit liegt zwischen 20 m/s und 150 m/s (vgl. Kapitel 2.1). [161]

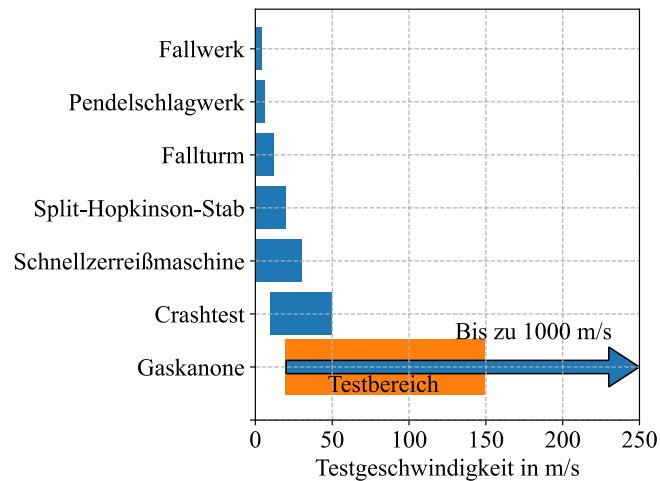


Abbildung 4.12: Testgeschwindigkeiten für verschiedene Prüfstände

Innerhalb dieser Arbeit werden quasi-statische Drucktests sowie Beschusstests mit einer Gaskanone durchgeführt. Auf quasi-statischer Ebene werden Kraft-Verschiebungverläufe ermittelt. Damit werden anschließend die FE-Modelle der Komponenten validiert. Über dynamische Impacttests werden Kraft-Verschiebung, Kraft-Zeit, Energien sowie die plastischen Deformationen bestimmt. Diese Daten dienen zum einen ebenfalls zur Validierung der FE-Modelle, zum anderen zur Validierung der analytischen Modelle für starre und deformierbare Ziele. Die folgende Abbildung 4.13 zeigt eine Übersicht über Parameter, Prüfstände sowie den Verwendungszweck der Messdaten in Bezug auf den BBA.

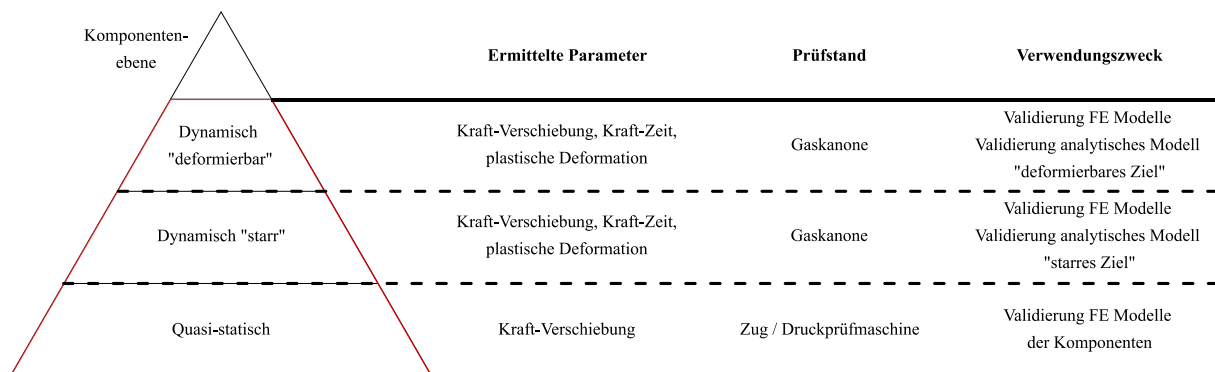


Abbildung 4.13: Übersicht Parameter, Prüfstände und des Verwendungszwecks der Testdaten

4.3.1 Prüfstände für quasi-statische Komponententests

Quasi-statische Tests werden mithilfe einer Zug- bzw. Druck-Prüfmaschine von ZwickRoell Z250 sowie einer modifizierten Druckpresse durchgeführt. Die Prüfmaschine kann bis zu 250 kN Kraft erzeugen. Es wird die Kraft, der Traversenweg und die Zeit aufgezeichnet. Auf den Prüfmaschinen wurden Drucktests mit Motoren, Drohenschalen und den Materialien für die Ersatzschale durchgeführt. Batterietests können aufgrund von Sicherheitsvorschriften nicht auf dieser Anlage durchgeführt werden. Zerstörende Versuche von Energiespeichern unterliegen strengen Sicherheitsauflagen. Bei den Tests besteht die Möglichkeit, dass der Prüfkörper explodiert, sich entzündet oder giftige Gase bzw. Säuren entstehen. Deshalb ist eine Untersuchung mit einer standardisierten Prüfmaschine nicht möglich. Die Tests wurden auf einer modifizierten Druckpresse im Freien durchgeführt, die für Tests von Energiespeichern ausgelegt ist. Die Druckpresse wurde um Sensoren zur Kraft- und Wegmessung erweitert. Der Druckstempel kann dabei eine maximale Kraft von 100 kN erzeugen. Die Daten werden mit einer Frequenz von 50 Hz aufgezeichnet. Die Kraftmessung erfolgt über den Kraftsensor KD80s +- 20 kN [162]. Die Kontaktflächen zum Prüfkörper sind elektrisch isoliert. Die untere Kontaktfläche ist mit einer Wanne versehen, um gegebenenfalls austretende Flüssigkeiten aufzufangen. Der obere Stempel wird über einen Servomotor mit 3 mm/min bewegt. Das Wegsignal wird aufgezeichnet, gemessen durch einen KAMI BG200 [163]. Als Messverstärker wird ein GSV-8DS SUBD15HD [164] verwendet. Kommt

es während der Versuchsdurchführung zu Komplikationen (Rauch, Feuer, Explosion), wird der Test abgebrochen. Die getesteten Prüfkörper werden in einer Lösung aus Kalziumchlorid gelagert, um diese vollständig zu entladen und eine spätere Entzündung zu vermeiden. Die Batterien wurden entlang der lokalen x- und z-Richtung (vgl. Abbildung 4.5) untersucht. In x-Richtung wurden zudem Tests ohne Gehäuse durchgeführt, um das Verhalten der LiPo-Zellen ohne Einhausung betrachten zu können. Abbildung 4.14 zeigt den Prüfaufbau für eine Untersuchung in z-Richtung.

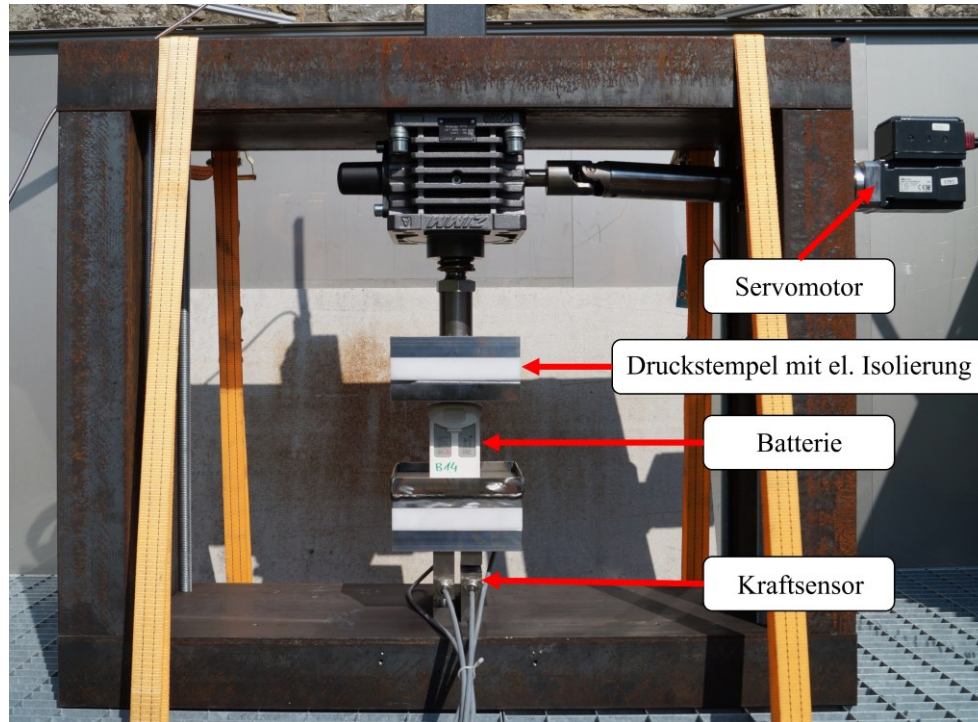


Abbildung 4.14: Druckpresse Batterieveruche

4.3.2 Beschussanlage für Impacttests

Im Gegensatz zum Fallwerk bzw. Fallturm für niedrige Geschwindigkeiten werden für die Untersuchung des HVI-Verhaltens Beschussanlagen verwendet. Werkstoffe zeigen ein unterschiedliches Verhalten bei variierenden Belastungsgeschwindigkeiten. Das Materialverhalten von beispielsweise Thermoplasten ist abhängig von der Dehnrates $\dot{\epsilon}$, weshalb bei hohen Geschwindigkeiten ein anderes Verhalten festgestellt werden kann als bei niedrigeren Belastungsgeschwindigkeiten [165–167].

Für die Hochgeschwindigkeitimpacttests wird eine Gaskanone verwendet. Als Gas wird Luft genutzt. Ein Drucktank mit einem Volumen von 90 l wird mit bis zu 10 bar Luft befüllt. Über die Einstellung des Drucks im Tank kann die Impactgeschwindigkeit variiert werden. Über ein Schnellöffnungsventil entweicht die Luft in ein Beschleunigungsrohr, in dem das Projektil in einem Projektilträger (Sabot bzw. Treibspiel) liegt. Dieser wird im Rohr über eine Strecke von fünf Metern beschleunigt. Am Ende des Rohres werden Sabot und Projektil über eine Abfangvorrichtung getrennt. Die Geschwindigkeit des Projektils wird über Lichtschranken ermittelt. Ist ausreichend Energie vorhanden, findet eine Penetration der Zielstruktur statt, ansonsten ist ein Rückprall des Projektils zu beobachten. Zur Ermittlung der Impacteigenschaften des Materials müssen die Initial- und Restgeschwindigkeit gemessen werden [93]. An der Zielstruktur sind vier Piezosensoren von HBM/ HBK (Hottinger Baldwin Messtechnik bzw. Hottinger Brüel Kjaer) zur Kraftmessung verbaut. Der Impactvorgang wird über eine Highspeed-Kamera mit 30000 Bildern pro Sekunde (frames per second – fps) aufgezeichnet. Alle Messsysteme werden in Kapitel 4.5.1 detailliert erläutert. Abbildung 4.15 zeigt den prinzipiellen Aufbau eines entsprechenden Prüfstands.

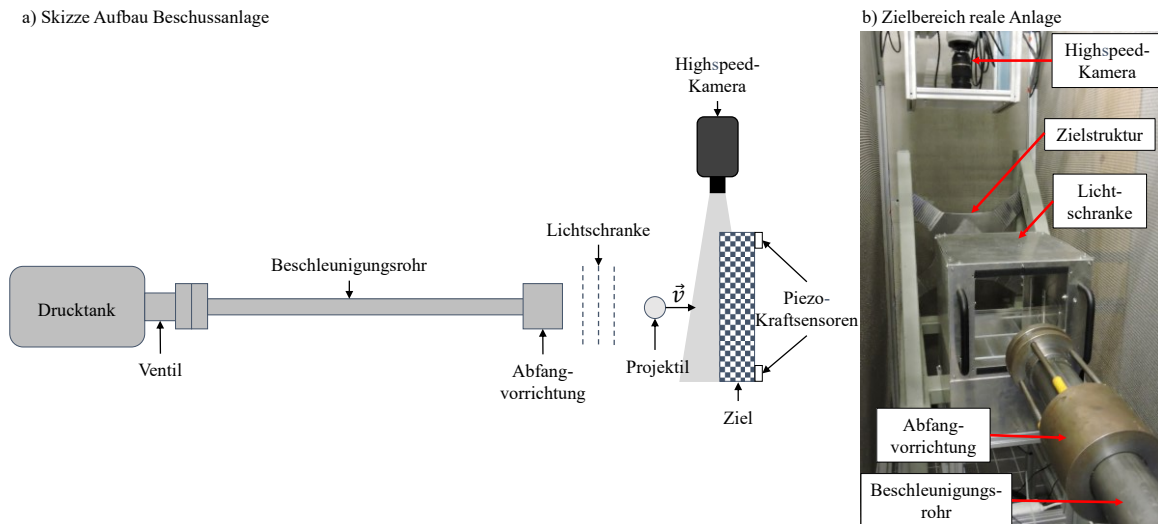


Abbildung 4.15: Aufbau Beschussanlage: a) Skizze Aufbau Beschussanlage; b) Zielbereich reale Anlage

4.4 Zielstrukturen für Impacttests

Hochgeschwindigkeitimpacttests werden auf zwei verschiedene Zielstrukturen durchgeführt. Zum einen wird das Projektilverhalten bei Aufprall auf eine starre Struktur untersucht. Zum anderen wird der Aufprall auf deformierbare Strukturen analysiert. Beide Zielstrukturen werden im Folgenden vorgestellt.

4.4.1 Zielstruktur starre Platte

Zur Untersuchung des Berechnungsmodells wird eine starre Zielstruktur in Komponentenbauweise entwickelt. Zur Auslegung wird der Solver „Optistruct“ verwendet. Es wird von einer 50 mm dicken Stahlplatte mit einer Breite von 620.0 mm und einer Länge von 500.0 mm ausgegangen. Diese Breite und Länge sind durch den Zielbock, auf die Platte aufgespannt wird, vorgegeben. Die Dicke wird auf 50 mm definiert, um ein möglichst starres Ziel zu erhalten. Für die optimierte Struktur sind die Randbedingungen gegeben, dass die Ecken fest eingespannt sind und dass bei einer maximalen punktuellen Belastung von 100 kN in der Plattenmitte die maximale Verschiebung in z-Richtung weniger als 1 % der Dicke der Platte betragen muss. Durch die Optimierung der Struktur wird das Gewicht von 120.0 kg auf 30.0 kg reduziert. Die Platte besteht aus X33CrS16 bzw. 1.2085 Stahl. Unter den vier Ecken liegen CFW 100 kN Piezosensoren, welche im Uhrzeigersinn von S1 bis S4 nummeriert sind. Diese werden zur Kraftmessung verwendet. Abbildung 4.16 zeigt die Front- und Seitenansicht der starren Platte mit den Positionen der Piezosensoren S1 bis S4.

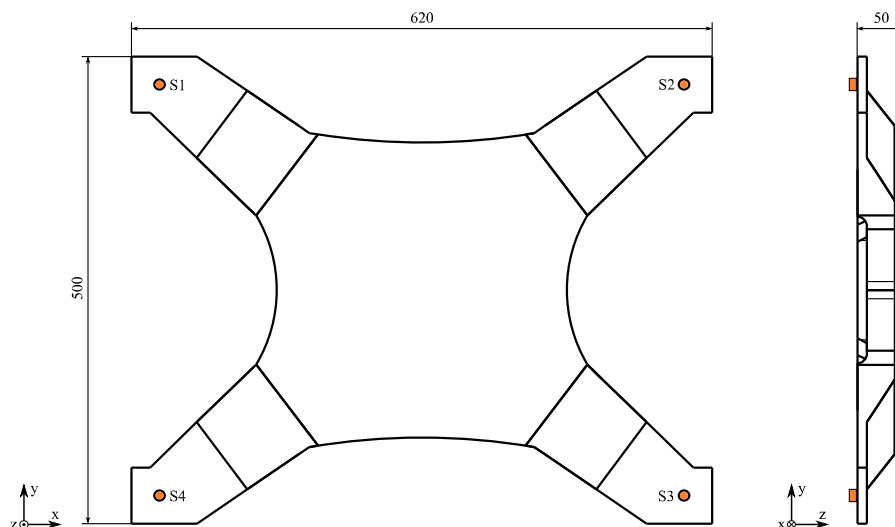


Abbildung 4.16: Front- und Seitenansicht der starren Platte mit Positionen der Piezosensoren S1 bis S4

4.4.2 Deformierbare Zielstrukturen

Über die starre Zielstruktur wird das Verhalten der Projektile untersucht. Des Weiteren werden die Simulationsmodelle validiert. Eine starre Zielstruktur entspricht aber wiederum nicht der Realität. Strukturen werden sich bei einem Impact verformen. Zur Untersuchung deformierbarer Strukturen wird eine Pictureframe-Probenhalterung nach [91] verwendet. Dabei wird die Zielstruktur zwischen zwei Stahlrahmen mit insgesamt 14 M8 Senkkopfschrauben befestigt. Die Zielproben sind aus Aluminium Al2024-T3 und haben die folgenden Abmessungen: 385 mm x 290 mm x 2.54 mm. Es wird Al2024-T3 verwendet, da:

- es ein Standardmaterial der Luftfahrt ist.
- es ein isotropes Materialverhalten hat.
- dies die Möglichkeit zum Vergleich mit Literaturdaten liefert (z. B. [45]).

Der frei deformierbare Bereich hat Abmessungen von 275 mm x 175 mm. Die Aluminiumstruktur hat eine Masse von 0.728 kg. Abbildung 4.17 zeigt die Zielhalterung mit Aluminiumprobe vor einem Impacttest.

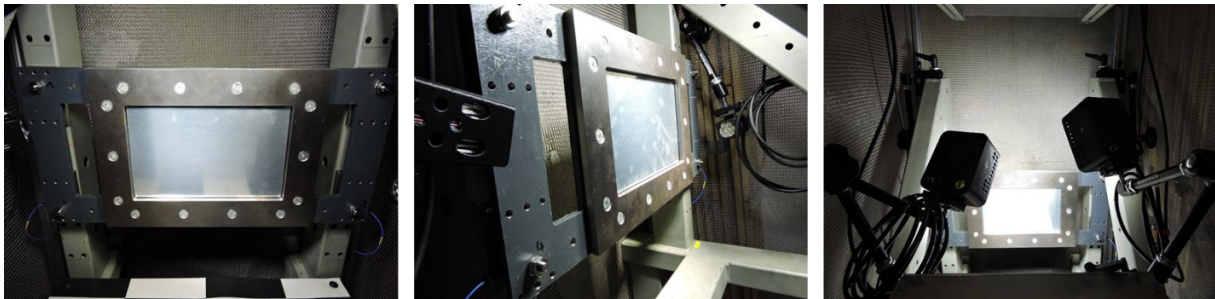


Abbildung 4.17: Al2024-T3-Platte innerhalb der Pictureframe Probenhalterung

4.5 Messsysteme für Impacttests

Zur Auswertung der Impacts müssen verschiedene Messwerte erfasst werden. Von Interesse ist zum einen die initiale Aufprallgeschwindigkeit, worüber die kinetische Energie bestimmt werden kann. Zum anderen wird das Kraftsignal hinter der Probenhalterung aufgenommen und zur Validierung der FE-Modelle genutzt. Die Kraftmodelle aus Kapitel 3 geben den Kraft-Zeit-Verlauf an der Kontaktstelle zwischen Projektil und Ziel aus. Hier ist eine direkte Messung über Sensoren nicht möglich, weshalb auf eine visuelle Messung über eine Hochgeschwindigkeitskamera zurückgegriffen wird. Die einzelnen Messsysteme werden in Kapitel 4.5.1 erläutert, während in Kapitel 4.5.2 die visuelle Kraftmessung validiert wird.

4.5.1 Messsysteme

Die komplette Messung der Impactversuche findet über drei Messsysteme statt. Die Geschwindigkeit wird direkt über ein Lichtschrankensystem erfasst. Die Kraft wird über Piezosensoren gemessen. Die Versuche werden über eine Highspeed-Kamera aufgezeichnet. Aus den Videos wird über die Open-Source-Software „Tracker Video Analysis and Modeling Tool“ [168] die Geschwindigkeit, Beschleunigung, Weg, Kraft sowie der Impuls ermittelt.

Zur Kraftmessung werden vier CFW 100 kN Piezoelemente der Firma HBK verwendet [169]. Diese sind an Ladungsverstärkern CMD2000 angeschlossen [170]. Jeder Sensor ist mit einem einzelnen Ladungsverstärker verbunden. Die Sensoren werden über Vorspannsätze mit 10 kN angezogen. Die Vorspannkraft kann über die CMD-Software eingestellt werden. Dafür ist für die Empfindlichkeit der Wert aus den mitgelieferten Prüfprotokollen einzustellen. Im eingebauten Zustand haben die Kraftsensoren eine abweichende Empfindlichkeit. Diese liegt ca. 7-12 % unterhalb der Empfindlichkeit im nicht eingebauten Zustand [169]. Deshalb muss eine erneute Kalibrierung der Piezoelemente im eingebauten Zustand durchgeführt werden. Dadurch wird ein systematischer Messfehler im eingebauten Zustand

vermieden. Zum Einmessen wird eine Druckprüfmaschine als Referenz verwendet. Die Sensoren werden einzeln mit 45 kN belastet. Die ausgegebene Ladung wird in der CMD-Software ermittelt. Die Ladung wird durch die aufgebrachte Kraft geteilt und somit die neue Empfindlichkeit ermittelt. Pro Sensor werden dabei drei Messungen durchgeführt. Aus den Werten wird ein Mittelwert gebildet, der wiederum die Empfindlichkeit für die Hochgeschwindigkeitstests darstellt. Für die Pictureframehalterung der deformierbaren Ziele wird dieser Vorgang wiederholt. Tabelle 4.1 und Tabelle 4.2 zeigen je die Empfindlichkeiten der starren Platte sowie des Pictureframes.

Tabelle 4.1: Empfindlichkeiten CFW 100 kN „starre Platte“

Sensor	Messung	Ladung in pC	Kraft in N	Empfindlichkeit in pc/N	
S1	M1	161497	45000	3.589	3.539
	M2	159115	45000	3.536	
	M3	157138	45000	3.492	
S2	M1	161943	45000	3.599	3.604
	M2	162302	45000	3.607	
	M3	162302	45000	3.607	
S3	M1	163197	45000	3.627	3.627
	M2	163388	45000	3.631	
	M3	163102	45000	3.624	
S4	M1	166616	45000	3.703	3.828
	M2	174584	45000	3.880	
	M3	175639	45000	3.903	

Die neuen Empfindlichkeiten werden in der CMD-Software eingestellt. Die Ladungsverstärker sind an einen Quantum MX410B Messverstärker angeschlossen. Um die höchste Messrate von 192 kHz des Messverstärkers nutzen zu können, dürfen maximal zwei der vier Anschlüsse am MX410B belegt werden. Zur vollständigen Aufnahme der Kraftsignale werden entsprechend zwei MX410B benötigt. Über einen dritten Messverstärker kann ein Triggersignal aufgenommen werden. Insgesamt werden drei Messverstärker benötigt. Diese drei Verstärker werden über FireWire-Kabel verbunden.

Tabelle 4.2: Empfindlichkeiten CFW 100 kN „Pictureframe“

Sensor	Messung	Ladung in pC	Kraft in N	Empfindlichkeit in pc/N	
S1	M1	187385	45000	4.164	4.141
	M2	185028	45000	4.112	
	M3	186582	45000	4.146	
S2	M1	183862	45000	4.086	4.099
	M2	184665	45000	4.104	
	M3	184898	45000	4.109	
S3	M1	185727	45000	4.127	4.233
	M2	193189	45000	4.293	
	M3	192583	45000	4.280	
S4	M1	172798	45000	3.840	3.935
	M2	178472	45000	3.966	
	M3	180000	45000	4.000	

Zur Aufnahme der Messsignale wird die HBM Software Catman V5.13 verwendet. In der Sensordatenbank müssen die Piezosensoren angelegt werden. Die CMD-Software zeigt pro Sensor einen Spannungswert an. Die ausgegebene Ladung der Sensoren wird in Spannung gewandelt. Dieser Spannungswert muss in der Catman Sensordatenbank für die Kraftsensoren eingestellt werden. Die Sensoren werden dann entsprechend den Eingangskanälen zugewiesen. Die Messung ist synchron einzustellen, da

sonst Verzögerungen in den aufgenommenen Messdaten von mehreren Millisekunden auftreten. Die Messtechnik ist so aufgebaut, dass die Betätigung des Auslöseschalters am Drucktank ein Spannungssignal von 3.3 V erzeugt. Dieses Signal wird von einem der drei MX410B aufgezeichnet und als Trigger verwendet. Die Software ist so eingestellt, dass ab einem Spannungssignal von 2 V die Messung startet. Das Spannungssignal wird zudem durch den Messverstärker geschleift und ebenfalls als Triggersignal für die Highspeed-Kamera verwendet. Die Kamera ist auf einen Pre-Trigger gestellt. Das heißt, dass ab dem Triggersignal die Videoaufzeichnung beginnt. Es wird eine FASTCAM Nova S12 type 1000K-M-16 GB benutzt. Zur Videoaufzeichnung wird die PFV 4.0.2 Software verwendet. Die Kamera ist auf 30000 fps eingestellt. Die Belichtungszeit beträgt 1/70000 bzw. 1/100000 fps. Die Videos können innerhalb der Software nachbearbeitet werden (Filter, Zuschneiden, Beschriften). Die nachfolgende Auswertung erfolgt mit der Software „Tracker“ (vgl. Kapitel 4.6).

Die Geschwindigkeitsmessung erfolgt über drei Lichtschranken. Es handelt sich dabei um eine eigens gebaute Sender-Empfänger-Kombination. Durchbricht ein Projektil eine der Lichtschranken wird ein Signal ausgegeben und der Zeitpunkt gespeichert. Mithilfe der Lichtschranken werden über eine Strecke von 0.3 m drei Zeitpunkte aufgenommen. Der erste Zeitpunkt entspricht dabei $t_1 = 0$ s. Über die Abstände von $l_1 = l_2 = 150$ mm sowie $l_3 = 300$ mm zwischen den Lichtschranken und den gemessenen Zeitpunkten können so drei Geschwindigkeiten ermittelt werden. Die Messwerte der Geschwindigkeiten werden gemittelt. Ein Raspberry Pi 2 wird zur Messung und Berechnung verwendet. Es werden somit bis zu vier Geschwindigkeiten ausgegeben, wobei die gemittelte Geschwindigkeit weiterverwendet wird. Abbildung 4.18 veranschaulicht das Konzept zur Geschwindigkeitsmessung. Entwickelt und validiert wurde die Lichtschranke im Rahmen eines Studierendenprojekts [171].

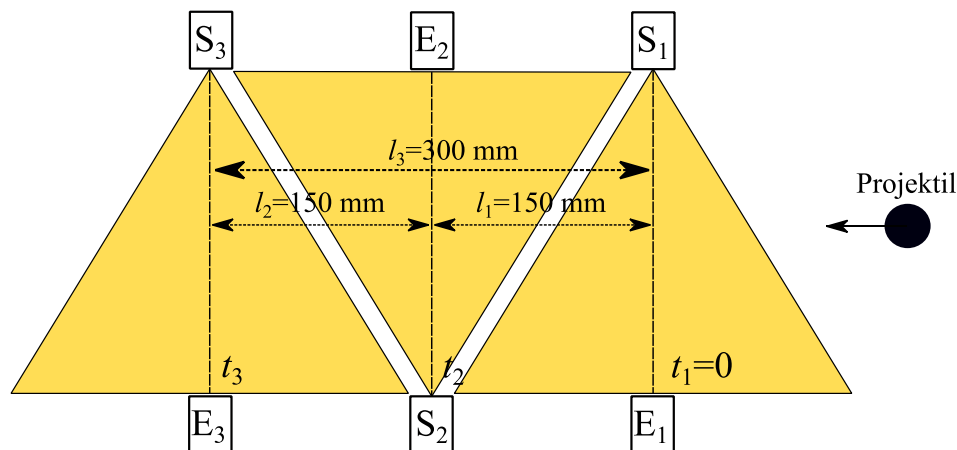


Abbildung 4.18: Konzept Geschwindigkeitsmessung Gaskanone (entnommen und angepasst aus [171])

4.5.2 Validierung der visuellen Kraftmessung

Die Kontaktkraft bei einem Impact kann nicht direkt gemessen werden. In dieser Arbeit wird über ein visuelles Verfahren mithilfe der Highspeed-Kamera die Kontaktkraft bestimmt. Die Kraftmessung über die Highspeed-Kamera soll validiert werden. Dafür wird vom bekannten physikalischen Zusammenhang von Impuls und Kraftstoß ausgegangen:

$$I = \int_0^{t_f} F(t) dt \quad (4.1)$$

$$I = \int_{v_i}^{v_e} m dv \quad (4.2)$$

Es werden Impacttests auf einem CEAST Instron 9440 Fallwerk durchgeführt [172]. Dieser Prüfstand wird nur zur Validierung der visuellen Kraftmessung genutzt. Das Fallwerk nimmt den Kraftverlauf über die Impactdauer auf. Zusätzlich werden verschiedene Geschwindigkeiten gemessen. Die Falltests werden mit der bereits beschriebenen Highspeed-Kamera aufgezeichnet. Die Aufnahmezeit beträgt in diesem Fall 12800 fps, da die Prüfgeschwindigkeiten geringer sind als bei den Beschusstests.

Zur Auswertung der Videos werden in der Software „Tracker“ drei Punkte entlang des Impactors gewählt und diese mit der Autotrack-Funktion verfolgt. Dabei wird jeweils die aktuelle Geschwindigkeit ermittelt. Aus den Geschwindigkeiten vor dem Aufschlag wird die durchschnittliche Impactgeschwindigkeit (arithmetisches Mittel) berechnet. In Bezug auf diese Geschwindigkeit wird der Impuls bestimmt. In Abbildung 4.19 sind in der oberen Reihe die Impulse der drei Falltests dargestellt. Die blaue Linie ist der Impuls, der aus dem gemessenen Kraftverlauf numerisch integriert wurde. Die orange Linie sind die Rohdaten der Highspeed-Kamera. Diese werden mit einem Butterworth-Filter geglättet. Die grüne Linie zeigt den geglätteten Verlauf. Die zweite Reihe zeigt die Kraft-Zeit-Verläufe für die Falltests. Es ist zu sehen, dass die gefilterten Verläufe mit den Messdaten übereinstimmen. Die Abweichungen der Lastmaxima betragen höchstens 6.1 %. Eine Abweichung bis 10 % wird als sehr gut definiert (vgl. Kapitel 5.6). Die plötzlichen Anstiege bei Aufprall können über die Messung der Hochgeschwindigkeitskamera nicht abgebildet werden. Abweichungen lassen sich unter anderem aus der ungenauen Bestimmung des Auftreffzeitpunktes sowie der Kalibrierung der Abmessungen im Video erklären.

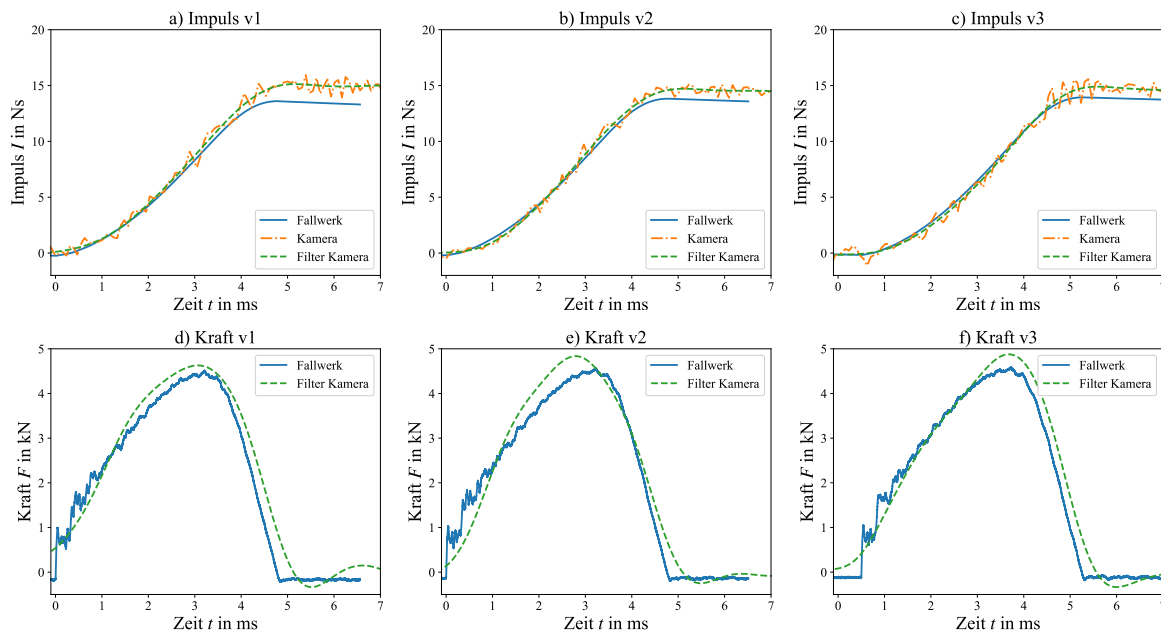


Abbildung 4.19: Impuls und Kraft über Zeit der Validierungstestreihe

4.6 Auswertung der Messdaten

Zur Nachvollziehbarkeit der Daten wird hier die Methodik erläutert, wie die Messdaten ausgewertet werden.

Daten der quasi-statischen Tests können direkt ohne Nachbearbeitung verwendet werden. Die Videos der Hochgeschwindigkeitskamera hingegen werden nachbearbeitet, gefiltert und aufgehellt. Anschließend werden sie über die Software „Tracker“ ausgewertet. In Tracker wird die Aufnahmezeit der Videos eingestellt, das Koordinatensystem mit Ursprung auf die Kontaktfläche gesetzt, eine Referenzlänge eingestellt und Punkte entlang des Projektiles während des Impacts verfolgt. Die Projektile werden vor der Testdurchführung gemustert, um die optische Auswertung zu vereinfachen. Abbildung 4.20 zeigt einen Ausschnitt aus der Videoauswertung. Es werden die Position, Geschwindigkeit sowie Verzögerungen ermittelt.

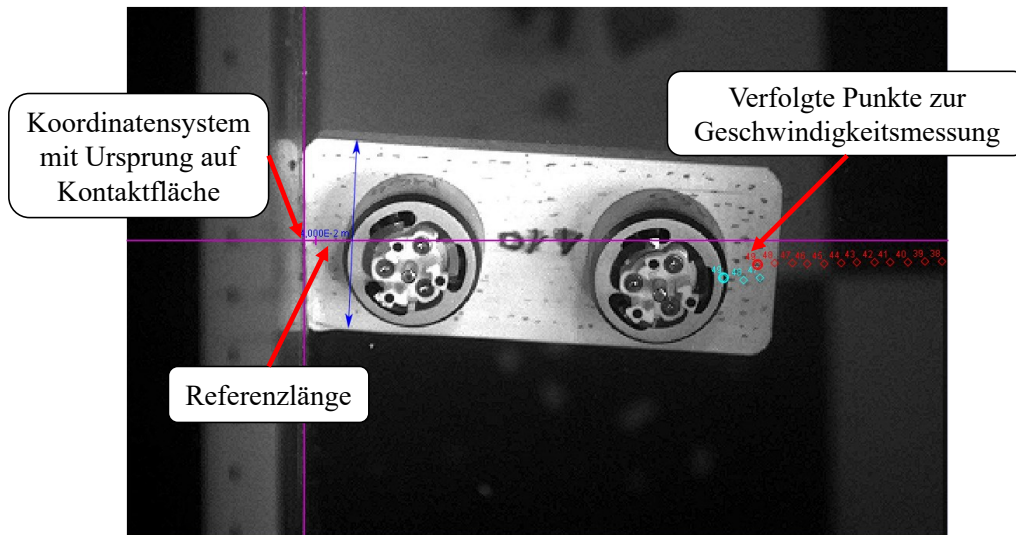


Abbildung 4.20: Videoauswertung im Tool "Tracker"

Die Kontaktkräfte P der Impacttests werden durch Messung der Verzögerung aus den Hochgeschwindigkeitsvideos und Multiplikation mit der Projektilmasse bestimmt. Die gemessenen Kräfte aus den Piezosensoren F werden mit einem Butterworth-Tiefpassfilter 4. Ordnung und einer Frequenz von 1000 Hz gefiltert. Die Deformation des Projektils wird aus den Videos ermittelt. Zwischen den Messpunkten wird linear interpoliert (sowohl für das Kontaktkraft- als auch das Wegsignal) und anschließend ein Polynom siebter Ordnung für den Kontaktkraftverlauf bzw. ein Polynom sechster Ordnung für die Deformation als Interpolationsfunktion verwendet. Dadurch kann der Kraft-Weg-Verlauf dargestellt werden. Exemplarisch sind die Schritte in Abbildung 4.21 dargestellt.

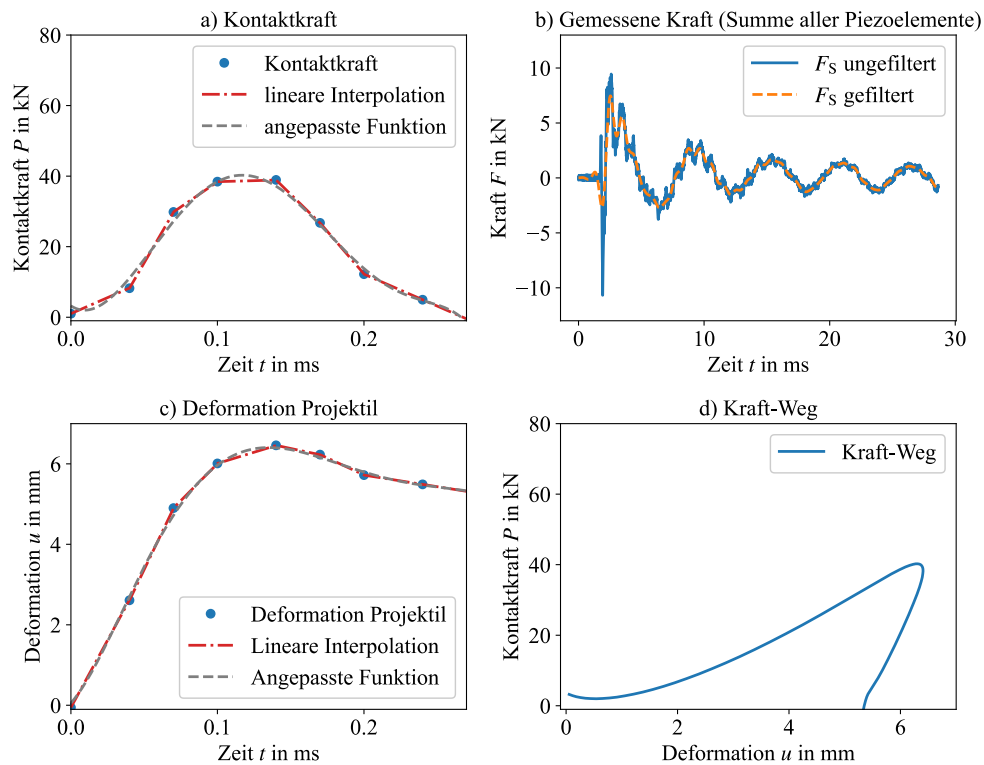


Abbildung 4.21: Exemplarische Darstellung Auswertung HVI-Tests

Zum Vergleich zweier Werte wird, wenn nicht anders genannt, der relative Fehler in Bezug auf die analytischen bzw. Testdaten berechnet. Eine Fehlerrechnung wird anhand der DIN Normen 1319-1 / 1319-3 durchgeführt [173, 174].

4.7 Quasi-statische Voruntersuchungen

Die Literaturrecherche hat ergeben, dass bisher ASSURE [45], Yu et al. [79] und May et al. [65] Impacttests in begrenzter Anzahl mit Einzelkomponenten von Drohnen durchgeführt haben. Um FE-Simulationen zu validieren, sind reale Testdaten aber essenziell. Im folgenden Teilkapitel werden deshalb die Testdaten der quasi-statischen Tests der Komponenten genau betrachtet und zur Validierung der FE-Modelle in Kapitel 5 genutzt.

Konkret werden in diesem Kapitel die quasi-statischen Kraft-Weg-Verläufe der gewählten Hauptkomponenten Motor und Batterie ausgewertet. Testdaten der Schale werden direkt in Kapitel 5.7.3 mit FE-Daten verglichen. Anhand von Videoaufnahmen werden Wegpunkte bestimmt, zu welchen ein Beginn der Schädigung zu beobachten ist und diese in den Kraft-Weg-Verläufen markiert. Mithilfe dieser quasi-statischen Voruntersuchungen können erste Aussagen zum Schädigungsverhalten getroffen werden, beispielsweise welche Stellen plastische Deformationen zeigen, an welchen Stellen es zu neuen Kontakten kommt, welche Auswirkungen die Verstreungen zeigen und ob Knicken bzw. Beulen auftritt. Die Kraft-Weg-Signale sowie die Schäden der Einzelkomponenten dienen der Validierung der FE-Modelle.

4.7.1 Drucktests Motoren

Die Motoren werden in drei Varianten untersucht. In radialer Richtung wird der Einfluss der Position der Stege betrachtet. Dazu werden Tests mit Positionen des Stegs a) „oben“ und b) „quer“ durchgeführt, dargestellt in Abbildung 4.22. Weitere Tests werden in c) longitudinaler Richtung durchgeführt. Der Motor wird zwischen zwei starren Strukturen, der Auflagefläche der Prüfmaschine und dem Druckstempel, belastet. Es wird davon ausgegangen, dass sich im Kraft-Weg-Verlauf keine Unterschiede für die Ausrichtung des Stegs nach „oben“ (positive z-Richtung) bzw. nach „unten“ (negative z-Richtung) ergeben. Der Ort des Beginns der plastischen Deformation wird sich aber ändern. In Abbildung 4.22 a) liegt der Steg oben und stellt somit ein umgekehrtes Y dar, weshalb die Deformation auf der unteren Auflagefläche beginnt. Liegt der Steg unten, wird die Deformation am oberen Kontaktpunkt zwischen Druckstempel und Motor beginnen, was aber keinen Einfluss auf den Kraft-Weg-Verlauf hat. Die Kraft-Weg-Verläufe sind des Weiteren unabhängig von der Ausrichtung des Motors in Abbildung 4.22 b).

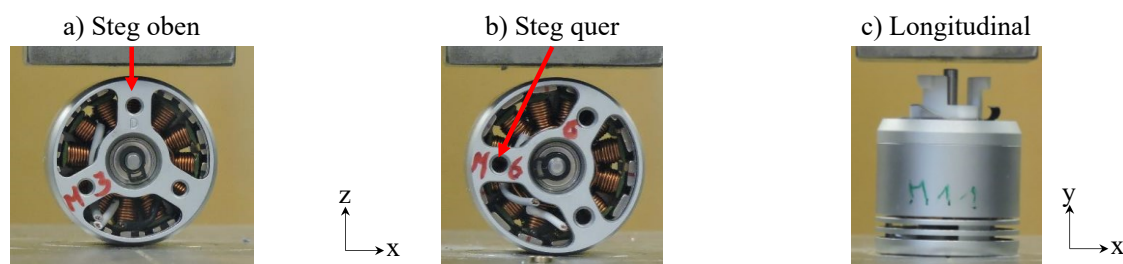


Abbildung 4.22: Untersuchte Ausrichtungen des Motors: a) Steg "oben", b) Steg "quer", c) longitudinale Richtung

Die Kraft-Weg-Daten (Traversenweg) für die drei Testvarianten zeigen die Diagramme a) bis c) in Abbildung 4.23. In Diagramm d) werden die Mittelwerte inklusive Standardabweichungen der drei Testreihen überlagert. Bei den Tests in radialer Richtung sind drei Punkte hervorzuheben (vgl. Abbildung 4.23 d):

1. Lastumlagerung bei $u = 0.65$ mm durch Kontakt des Stators mit der äußeren Aluminiumhülle;
2. Rissinitiierung bei $u = 2.1$ mm, was zu einer Änderung der Steigung der Kraft-Weg-Kurve führt;
3. Lastumlagerung bei $u = 7.5$ mm durch das Schließen der Kühlluftbohrungen auf der oberen Motorseite.

Die Lastumlagerung durch das Schließen der Kühlluftbohrungen ist für die Orientierung „Steg oben“ stärker ausgeprägt, da bei der Orientierung „Steg quer“ keine Bohrung in Richtung der wirkenden Druckkraft liegt. Diagramm d) zeigt, dass sich die Standardabweichungen der Tests a) und b) überlappen, weshalb der Einfluss der Position der Stege im Folgenden vernachlässigt werden kann.

In longitudinaler Richtung zeigen sich zwei Lastumlagerungen. Die erste tritt bei $u = 0.4$ mm auf, aufgrund des Versagens der Lagerung der Welle. Bei einer Verschiebung von $u = 2.7$ mm knickt zum einen die Halterung der Rotoren, zum anderen schließen sich die Lamellen der Unterseite. Damit Motoren in Längsrichtung auf das Ziel prallen, muss sich die Drohne um 90° um die Querachse drehen. Dieser Fall wird als nicht wahrscheinlich betrachtet, weshalb im Folgenden nur Testdaten in radialer Richtung verwendet werden.

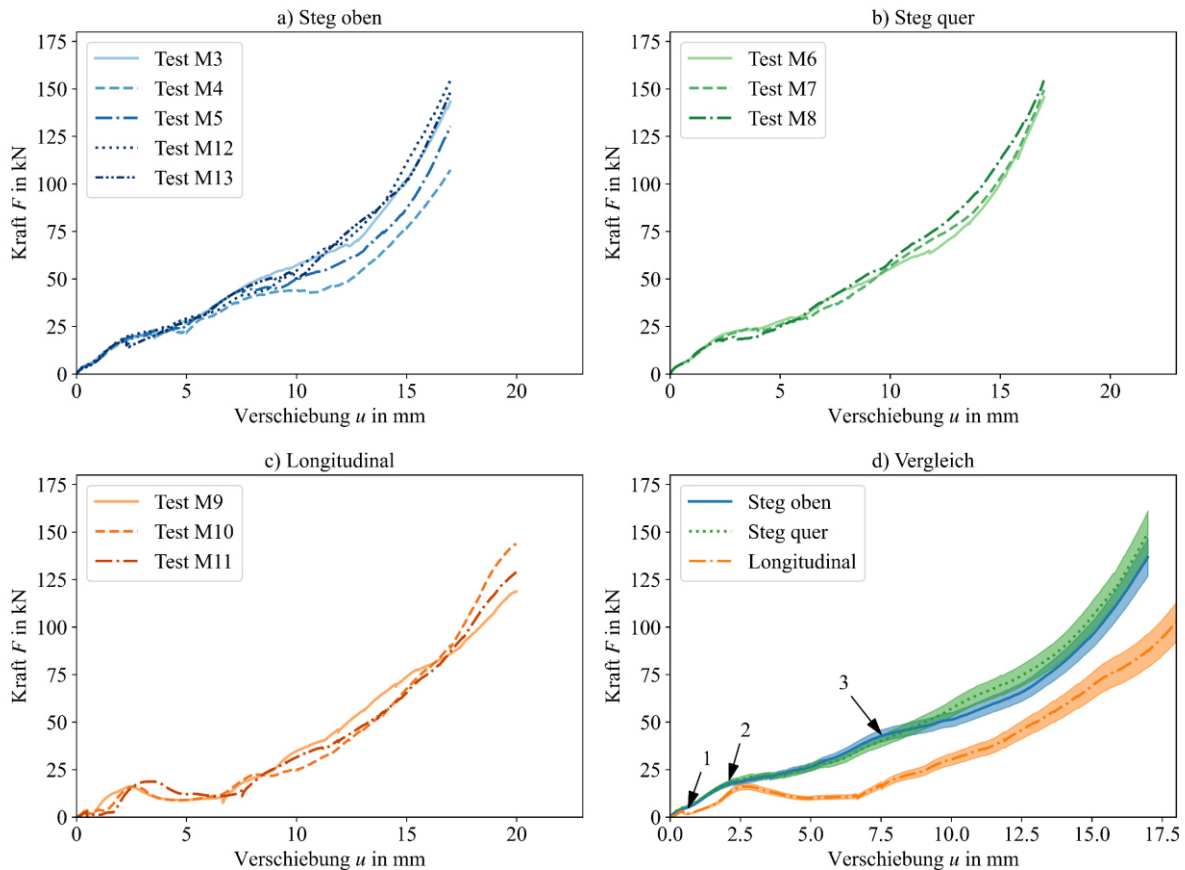


Abbildung 4.23: Kraft-Verschiebungsverläufe Drucktests Motoren

4.7.2 Drucktest Batterie

Untersuchungen von Batterien bedürfen besonderer Sicherheitsmaßnahmen. Es kann bei der Testdurchführung zu Ausgasungen, Brand und Explosionen kommen. Die Testumgebung muss entsprechend auf diese Gefahren ausgelegt sein. Aufgrund der Sicherheitsvorschriften können Tests mit Batterien nur im Freien durchgeführt werden. Mithilfe der Druckpresse, erläutert unter Kapitel 4.3.1, werden Kraft-Verschiebungssignale unter quasi-statischer Belastung ermittelt. Prüfstände zur Ermittlung des Verhaltens unter Stoßbelastungen stehen im Freien nicht zur Verfügung. Deshalb wird in dieser Arbeit ausschließlich das quasi-statische Verhalten der Batterien ermittelt. Die LiPo-Zellen im Inneren der Batterie werden getrennt von den weiteren Subkomponenten untersucht. Für die LiPo-Zellen finden sich in der Literatur Materialdaten für FE-Modelle. Deshalb werden zuerst die FE-Modelle der LiPo-Zellen validiert, bevor das Gesamtmodell der Batterie untersucht wird. Des Weiteren wird Aluminiumschaum als Ersatzmaterial für die Lithium-Polymer Innenstruktur der Batterie vorgeschlagen. Dieses Material verhält sich mechanisch vergleichbar zu den Lithium-Polymer Pouchzellen der untersuchten Batterien, weißt gleichzeitig aber keine Sicherheitsrisiken während der Testdurchführung auf.

Analog zu den Motorentests werden die Batterien in zwei Richtungen und insgesamt drei Varianten untersucht. In x- bzw. z-Richtung mit Casing, in x-Richtung zudem ohne Casing. Diese Varianten sind

in Abbildung 4.24 dargestellt. Auf Versuche in y-Richtung wird bewusst verzichtet, da diese Richtung bei einem Drohnenschlag mit geringer Wahrscheinlichkeit auftritt. Zur Validierung der FE-Simulationen der Lithium-Polymer Subkomponente der Batterie dient die Untersuchung ohne Casing.

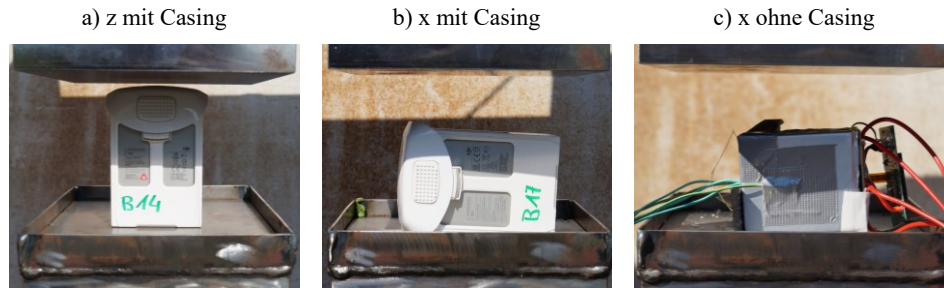


Abbildung 4.24: Varianten Drucktests Batterien

Die Kraft-Verschiebungsverläufe der Tests zeigt Abbildung 4.25. Testserien mit Gehäuse in z-Richtung (Abbildung 4.25 a)) zeigen bei 5.0 mm einen Kraftabfall. In x-Richtung zeigt sich solch ein Lastabfall ab 12.0 mm. Das Knicken des Polycarbonatgehäuses erzeugt diese Lastumlagerung. Bereits bei 9.5 mm Verschiebung zeigt sich in Abbildung 4.25 b) eine starke, signifikante Änderung der Steigung des Kraftverlaufs. Diese Änderung ist auf die Unebenheit der Auflagefläche der Batterie zurückzuführen. Die obere Abdeckung ragt über die Einhausung der LiPo-Zellen hinaus und dient der vollständigen Drohne als eine Art Flansch, sodass die Batterie in die Drohne gesteckt werden kann. Diese Unebenheit wird bei den Untersuchungen ausgeglichen, was zur Steigungsänderung führt. Tests in z-Richtung zeigen einen weiteren Lastabfall, der zwischen $u = 21.2$ mm und 27.4 mm auftritt. In diesem Bereich beginnt das PC-Gehäuse Risse auszubilden und Fügstellen lösen sich. Die Testdaten ohne Gehäuse (Abbildung 4.25 c)) zeigen einen Kraftanstieg bis zu einer Verschiebung von $u = 2.7$ mm auf Werte zwischen 1.9 kN und 4.3 kN. Dann knicken die LiPo-Pouchzellen aus, weshalb auch hier eine Kraftreduktion zu beobachten ist.

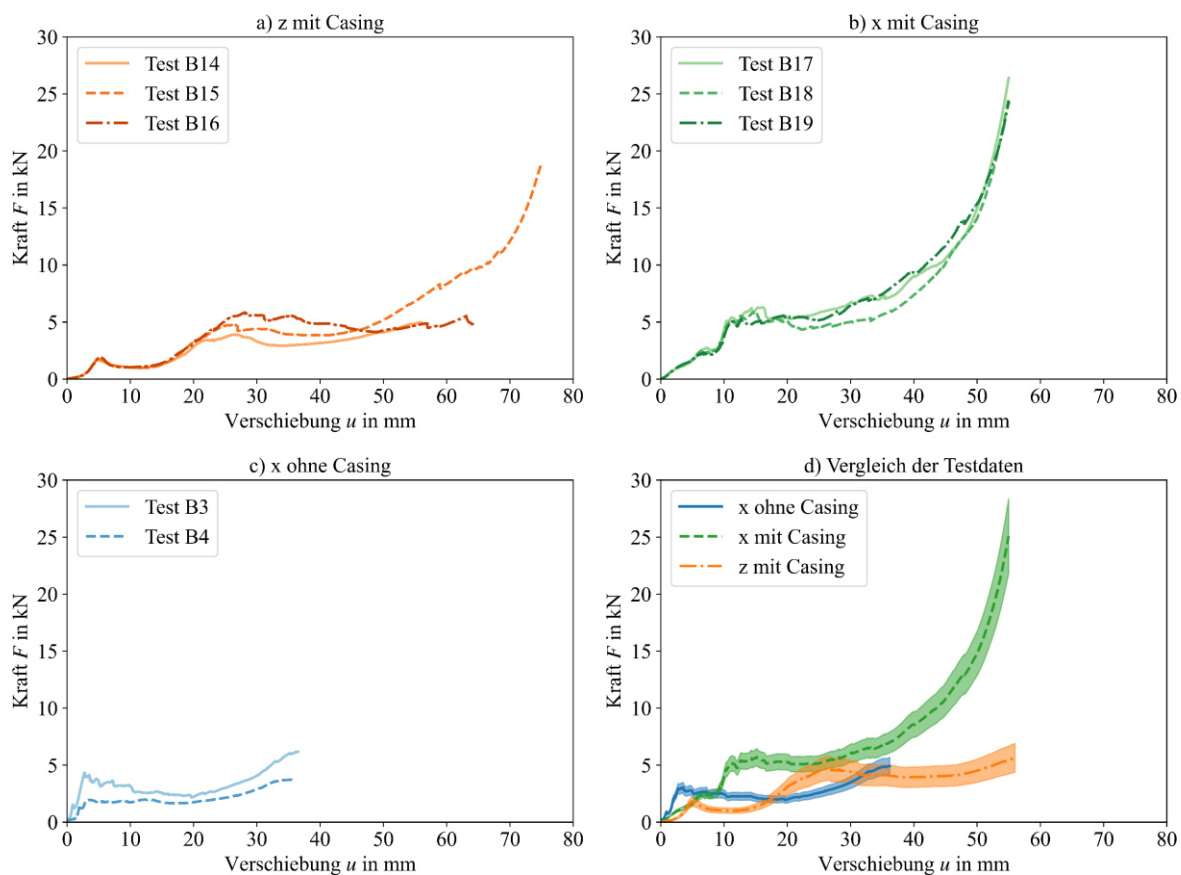


Abbildung 4.25: Kraft-Verschiebungsverläufe Drucktests Batterien

Abbildung 4.26 zeigt die Deformation einer Batterie in z-Richtung an diesen Punkten. Das Diagramm von dF/du über F beweist, dass es an diesen Punkten zu Lastumlagerungen kommt. F' wird negativ, was eine Abnahme der gemessenen Kraft bedeutet. Im Endzustand sind die Risse, das Knicken und aufgetrennte Fugestellen deutlich erkennbar. Im Kraft-Weg-Verlauf zeigen sich sowohl in x-Richtung als auch in z-Richtung zwei Lastumlagerungspunkte. In z-Richtung treten diese bei Kräften von 1.6 kN und 4.9 kN auf, wie es auch im F' über F Verlauf zu erkennen ist (Abbildung 4.26 b)). Bei der Belastung in x-Richtung tritt der zweite Lastumlagerungspunkt bei 5 kN auf (Abbildung 4.25 d)). Da dies der größte Wert ist, an dem signifikante Lastumlagerungen auftreten, wird festgelegt, dass die Berstlast der Batterie 5.0 kN beträgt.

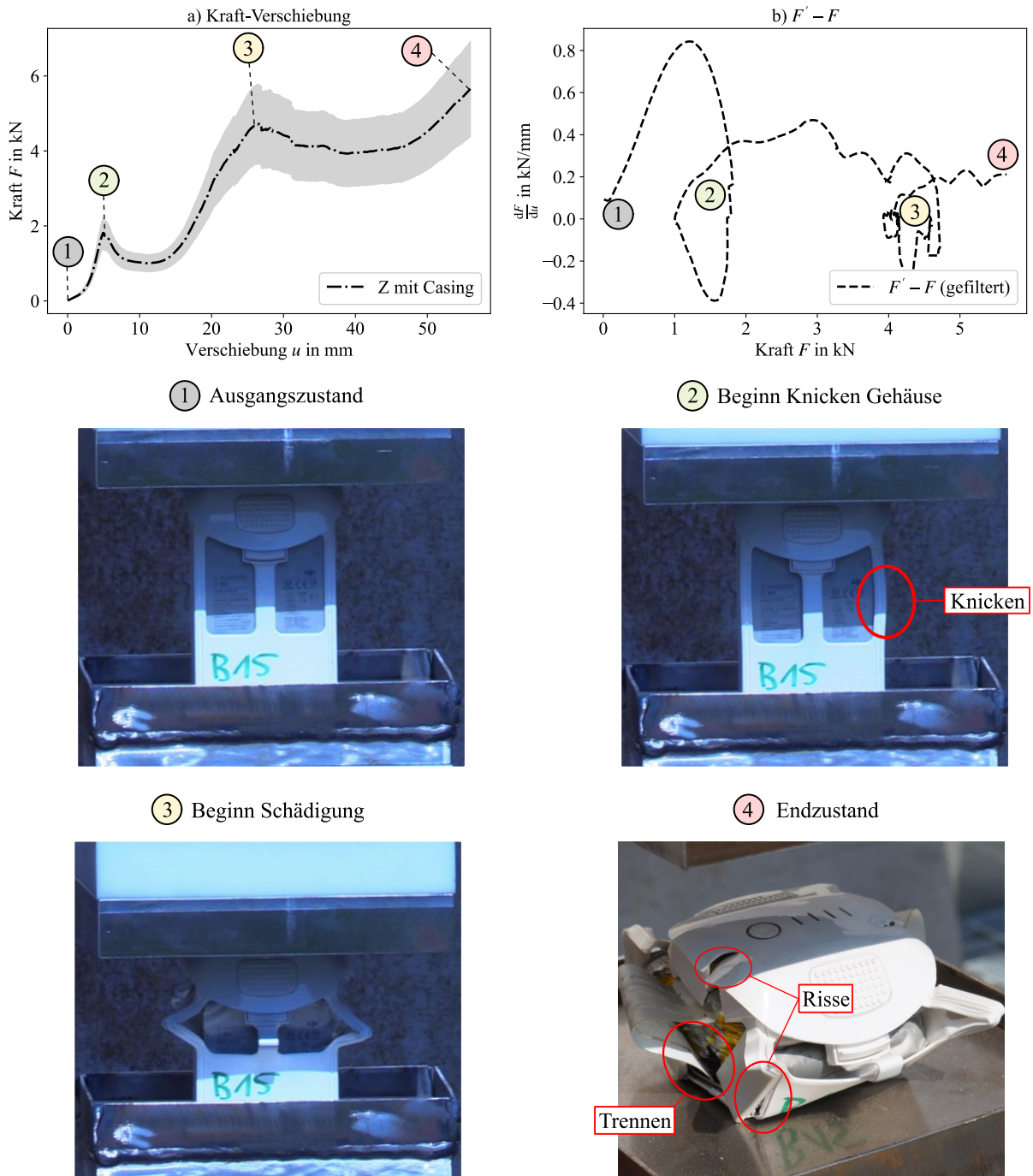


Abbildung 4.26: Deformation der Batterie sowie Beginn der Schädigung bei Druckbelastung in z-Richtung zu unterschiedlichen Zeitpunkten

4.8 Zusammenfassung

Dieses Kapitel erläutert das Testprogramm zur Untersuchung von Drohnenschlägen. Dabei wird detailliert auf Projektil- und Zielstrukturen sowie die verschiedenen Prüfstände eingegangen. Die Messtechnik wird vorgestellt, um eine Reproduzierbarkeit der Tests sicherzustellen. Die quasi-statischen Drucktests der Motoren zeigen, dass die Position der Stege auf den Kraft-Weg-Verlauf einen vernachlässigbaren Einfluss hat. Die Daten zeigen drei markante Punkte, die auch über die anstehenden FE-Simulationen abgebildet werden sollen. Auch die Kraft-Weg-Verläufe der Batterien zeigen Lastumlagerungen. Eine Lastumlagerung findet im Bereich von 5 kN statt, sowohl in x- als auch in z-Richtung. Aus diesem Grund wird die Berstlast der Batterie auf den Wert festgelegt. Weitere Parameter werden über FE-Modelle untersucht. Die Testdaten werden zur Validierung der FE-Simulationen genutzt, deren Modelle im nächsten Kapitel vorgestellt werden.

5 Numerische Methoden für Drohnenschläge

Die Experimente werden von FE-Simulationen begleitet. Das entwickelte Berechnungsmodell in Kapitel 7 wird anhand von Testdaten und FE-Simulationen validiert. FE-Simulationen ermöglichen eine detailliertere und differenziertere Betrachtung der Ergebnisse sowie eine breitere Untersuchung der Einflüsse verschiedener Parameter. Die Modelle werden mit dem Preprocessor Altair Hyperworks erstellt und mit dem Postprocessor Altair Hyperview ausgewertet. Der explizite Solver Radioss 2017 wird zur Berechnung genutzt. Dieser Solver wird genutzt, um Modelle aufzubauen, die so auch in der Praxis verwendet werden können.

In diesem Kapitel werden alle Simulationsmodelle erläutert und gegen die Testdaten aus dem vorangehenden Kapitel validiert (vgl. Abbildung 5.1). Auf die Grundlagen der FE-Methode wird an dieser Stelle nicht eingegangen und auf die Literatur verwiesen (z. B. [175, 176]). Auszüge aus diesem Kapitel wurden im Rahmen von Konferenzbeiträgen vom Autor in [159, 177] veröffentlicht.

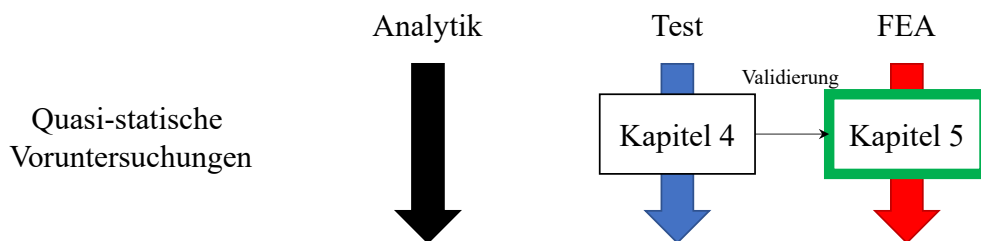


Abbildung 5.1: Einordnung des Kapitels 5 in den Gesamtkontext Drohnenschlag

5.1 Finite-Elemente-Modelle der sUAV-Komponenten

5.1.1 Motor

Das FE-Modell des Drohnenmotors besteht aus fünf Subkomponenten: Aluminium-Gusshülle, Welle, Stator, Rotor sowie Unterseite. Alle Komponenten sind mit Volumenelementen (/PROP/TYPE14 (SOLID)) vernetzt. Der Vorteil dieser Elemente ist, dass sie eine einfache Modellierung ermöglichen und das Komponentenverhalten realitätsnah simulieren ohne weitere Annahmen bzw. Vereinfachungen treffen zu müssen, wie es z. B. bei Schalenelementen der Fall ist. Es wird die Einstellung $I_{\text{solid}} = 17$ gesetzt. Dies entspricht einem 8-Knoten Element mit voller Integration und acht Integrationspunkten (H8C Elemente). Da vollintegrierte Elemente verwendet werden, tritt kein Hourglassing auf [178]. Es wird angenommen, dass die Außenhülle des Motors aus einer Aluminium-Magnesium-Gusslegierung (AlMg3) besteht, auf Basis der Erkenntnisse von ASSURE [45]. Der Stator des Elektromotors ist ein M530-50A Elektrobandstahl. Die exakten Materialien des Stators und der Magnete sind unbekannt. ASSURE gibt das Material dieser beiden Komponenten als AISI 4030 Stahl an [45, S. 22] und verweisen auf das MMPDS (Metallic Materials Properties Development and Standardization) Handbuch [179]. Zu diesem Stahl werden im MMPDS aber keine Angaben gemacht. Eine Untersuchung verschiedener Materialien (vgl. Kapitel 5.7.1) führt zur Auswahl des M530-50A Stahls. Der Stator ist mit einer Spule aus Kupfer umwickelt, welche im Simulationsmodell vernachlässigt wird. Dadurch ist das FE-Modell des Motors ca. 10.1 g leichter als der reale Motor. Die Spule wird vernachlässigt, da ihr Einfluss auf das Impactverhalten gering ist. Tests (vgl. Kapitel 6.1) zeigen, dass das Impactverhalten des Motors durch das Gehäuse und den Stator bestimmt wird. Des Weiteren sind die Windungen der Spule nicht effizient modellierbar. Die Eingangsparameter für alle Materialien sind unter Kapitel 5.4 in Tabelle 5.1 und Tabelle 5.2 aufgeführt. Zur Kontaktmodellierung zwischen den Komponenten wird der allgemeine Kontakt /INTER/TYPE7 genutzt. Das Modell besteht aus insgesamt 37999 Knoten und 25056 Elementen. Die durchschnittliche Elementgröße ist 1.0 mm. Die Wandstärke der Gehäuse-Oberseite beträgt 1.5 mm. Bei der Nutzung von Volumenelementen wird empfohlen, drei Elemente über die Dicke zu modellieren. Um den numerischen Aufwand gering zu halten, werden zwei Elemente über die Dicke modelliert, was zur o. g. durchschnittlichen Elementgröße für den Motor führt. Abbildung 5.2 zeigt das FE-Modell des Motors in Explosionsdarstellung und der Gesamtansicht. Die z-Achse gibt für alle Projektile die Richtung an, in der die Impactgeschwindigkeit wirkt. [159]

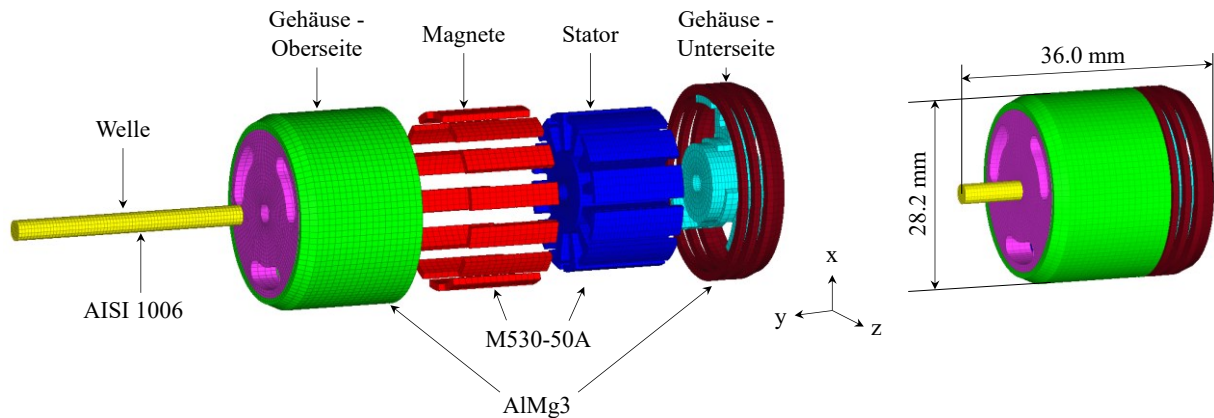


Abbildung 5.2: FE-Modell des Motors in Explosionsdarstellung mit Materialzuordnung und Gesamtansicht (vgl. [159])

5.1.2 Batterie

Das FE-Modell der Batterie, dargestellt in Abbildung 5.3, besteht aus 27 Subkomponenten mit fünf verschiedenen Materialien, 115896 Elementen und 112714 Knoten. Das Grundmodell im Hinblick auf Geometrievereinfachung und Vernetzung stammt aus der Arbeit von Schwab [180]. Die vier Lithium-Polymer-Zellen bestehen aus 20 Einzelschichten mit einer Dicke von jeweils $h = 0.394$ mm. Sie sind mit einer Folie eingehüllt, welche eine Dicke von $h = 0.15$ mm besitzt. Eine genaue Untersuchung der LiPo-Zellen wird in Kapitel 5.7.2 gezeigt.

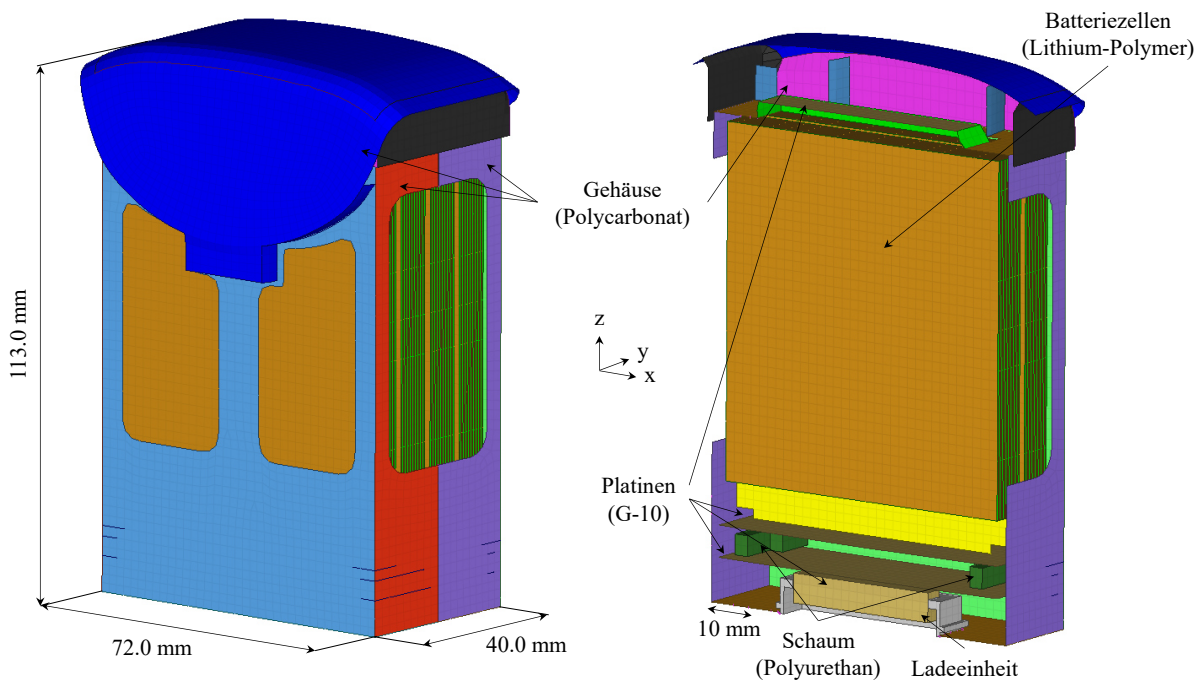


Abbildung 5.3: FE-Modell Batterie, Gesamtansicht und innere Struktur

Die elektrischen Platinen (PCB – Printed Circuit Board) sowie die Ladeeinheit werden als glasfaserverstärkter Verbundwerkstoff G-10 mit Kupferschicht modelliert. In Radioss wird G-10 mit dem Composite-Shell /MAT/LAW25 (COMPSH) Modell beschrieben. Es wird dabei standardmäßig das Modell nach Tsai-Wu genutzt. Die Eingangsparameter sind in Kapitel 5.4 gelistet. Die Polycarbonathülle wird mit einem ideal-plastischen Materialverhalten (/MAT/LAW36) mit Eingangswerten von ASSURE modelliert. Gehäuse und LiPo-Zellen werden mit Schalenelementen $I_{shell} = 24$ vernetzt, was einem QEPH (Quadrilateral ElastoPlastic Physical Hourglass Control) Schalenelement entspricht. Nach [178] haben

QEPH Elemente den Vorteil, dass sie unabhängig von der Belastung genauere Ergebnisse als Belytschko-Elemente liefern. Der Nachteil ist, dass sie nicht für orthotrope Werkstoffe genutzt werden können. Die Platinen werden deshalb mit Belytschko-Elementen vernetzt. Die Schaumstrukturen sowie die Ladeinheit werden mit H8C Solidelementen mit $2 \times 2 \times 2$ Integrationspunkten vernetzt. Die Schäume werden ideal-plastisch modelliert. Als Kontakt wird /INTER/TYP7 genutzt. Die durchschnittliche Elementgröße ist 2.0 mm. Das Batteriemodell hat eine Masse von 512.6 g im Vergleich zur durchschnittlichen Masse der realen Batterie von 458.1 g. Das entspricht einem Unterschied von 11.9 %. Dieser Unterschied kommt durch die vereinfachte Modellierung der LiPo-Zellen. Die realen Zellen sind ein Schichtverbund unterschiedlicher Materialien (vgl. [62]) verschiedener Dichten. Durch die vereinfachte Annahme, dass die Zellen aus mehreren Lagen LiPo bestehen, entsteht eine Abweichung zur realen Masse. Da die Batteriemodelle mit quasi-statischen Tests validiert werden, hat dieser Massenunterschied keinen Einfluss und im Gesamtmodell der Drohne ist eine Abweichung von 54.5 g in Bezug auf die Gesamtmasse von ca. 1.4 kg vernachlässigbar.

5.1.3 Schale

Das FE-Modell der Drohnenschale zur Auswahl des Materials der Ersatzschale besteht ausschließlich aus der Oberseite. Diese ist mit Schalenelementen (/PROP/P1_SHELL) vernetzt. Es werden 4 Knoten Belytschko-Elemente verwendet. Wie in Abbildung 5.4 b) zu sehen ist, werden die Verstrebungen der inneren Struktur zusätzlich modelliert. Die Verstrebungen haben eine Dicke von 1.0 mm, die Hülle hat eine Dicke von 1.8 mm. Die reale Schale besteht aus Polycarbonat. Selbstkontakte werden über /INTER/TYP7 modelliert. Die Oberseite besteht aus insgesamt 18407 Knoten und 18151 Elementen. Die durchschnittliche Elementgröße beträgt 1.7 mm. Für die späteren Impactsimulationen wird eine vereinfachte Schale genutzt, wie sie in Kapitel 5.2 gezeigt wird.

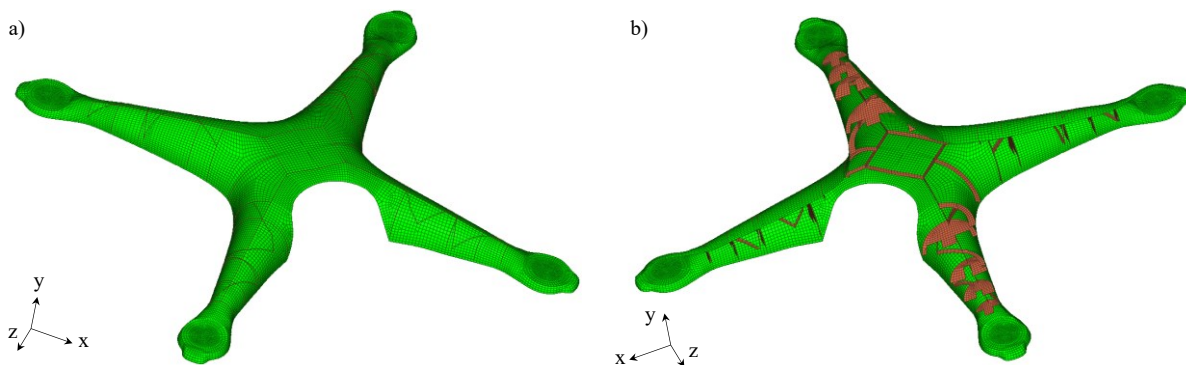


Abbildung 5.4: FE-Modell Oberseite Drohnenschale; a) Außenstruktur, b) Innenstruktur

5.1.4 Ersatzstruktur

Das FE-Modell der Ersatzschale ist ein Hohlkörper, der mithilfe von Schalenelementen (/PROP/P1_SHELL) diskretisiert wird. Es handelt sich hier um QEPH Schalenelemente. Zur vereinfachten Vernetzung werden die Verrundungen der Ecken vernachlässigt. Das Modell besteht aus 3038 Knoten und 2992 Elementen. Die Schalenelemente haben eine Dicke von $h = 1.5$ mm. Die durchschnittliche Elementgröße ist 1.7 mm. Das Material ist Polylactat. Kontakte werden über einen generellen Type7 globalen Kontakt modelliert. Abbildung 5.5 a) zeigt das FE-Modell der einzelnen Ersatzschale mit den entsprechenden Abmessungen, während Abbildung 5.5 b) das vollständige Modell der Ersatzstruktur zeigt. Das Modell der Ersatzschale hat eine Masse von 10.7 g, während die reale Struktur 10.3 g wiegt. Die Vernachlässigung der Verrundungen erklärt die Abweichung von 3.9 %. Da die Abweichung unter 5 % liegt, ist diese akzeptabel.

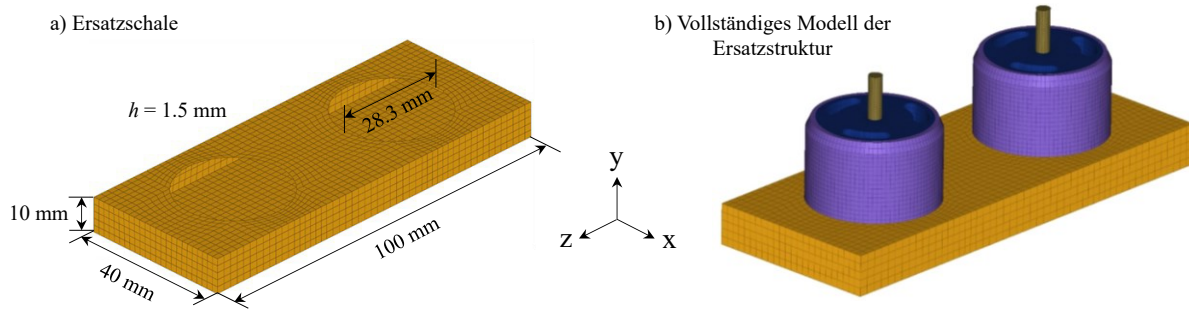


Abbildung 5.5: FE-Modell der Ersatzstruktur

5.2 Finite-Elemente-Modell der vollständigen Drohne

Mithilfe eines FE-Modells der vollständigen Drohne wird das Berechnungsmodell in Kapitel 8 mit realen Anwendungen verglichen. Das vollständige Modell besteht aus vier Motoren, einer Batterie, Landewerk sowie Ober- und Unterseite der Schale (vgl. Abbildung 5.6). Weitere Komponenten, z. B. Rotoren, Sensoren, Elektrik, Kamera usw. der realen Drohne werden im Berechnungsmodell nicht modelliert. Im FE-Modell wird, aufgrund der Erkenntnisse aus einem Reverse Engineering der DJI P4, die Masse der Schale zentral um die Batterie erhöht, um den Gewichtsverlust durch die Vernachlässigung der Komponenten auszugleichen. Die Masse der Schale wird in diesem Bereich über eine Anpassung der Dichte erhöht. Die Dichte wird auf 6000 kg/m^3 gesetzt, sodass die Masse des Modells der Masse einer realen Drohne entspricht, ohne dass die Wandstärke der Schale verändert wird. Es wird für die Simulationen der vollständigen Drohne ein vereinfachtes Modell der Ober- und Unterseite der Schale verwendet. Die Elementgröße wird auf durchschnittlich 3.9 mm erhöht. Die Innenstruktur wird vernachlässigt, um keine Auswirkungen dieser auf die Berstlastverteilung zu erzeugen und im analytischen Modell betrachten zu müssen. Sowohl die Batterie als auch die Motoren werden über starre Elemente mit der Schale verbunden. Zwischen den Komponenten wird ein /INTER/TYP7 Kontakt modelliert. Der /INTER/TYP7 wird zudem auch für Kontakte zu den Zielstrukturen genutzt. Die vollständige Drohne besteht aus 272170 Knoten und insgesamt 223675 Elementen.

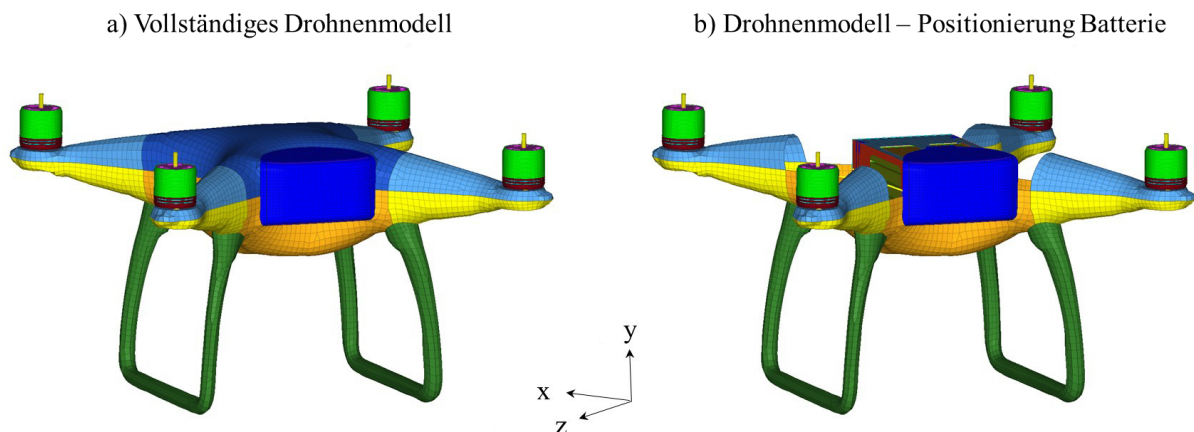


Abbildung 5.6: FE-Modell sUAV: a) Vollständiges Modell; b) Positionierung der Batterie innerhalb der Schale

5.3 FE-Modelle der Tests

Zusätzlich zu den Modellen der Prüfkörper werden die Modelle der Prüfstände innerhalb dieses Kapitels beschrieben.

5.3.1 Quasi-statische Tests der Drohnenkomponenten

Die Drucktests der Komponenten werden mithilfe von starren Elementen (Rigid-Wall) modelliert. Der obere Druckstempel hat dabei in den Tests eine Geschwindigkeit von 1 mm/min. In den Simulationen hat sich gezeigt, dass der Motor zwischen den Platten rutscht, da keine Reibung definiert ist. Die Knotenreihe, mit der der Motor aufliegt, wird als fest eingespannt modelliert, um diesen Effekt zu unterdrücken. Zur Auswertung wird die Kraft an der oberen und unteren Druckplatte aufgezeichnet und den Testdaten gegenübergestellt. Die Verschiebung der oberen Druckplatte wird ebenfalls ausgewertet. Variiert wird die Ausrichtung der Unterseite des Motors (vgl. Abbildung 4.22). In Abbildung 5.7 sind Realversuch und Simulationsmodell gegenübergestellt.

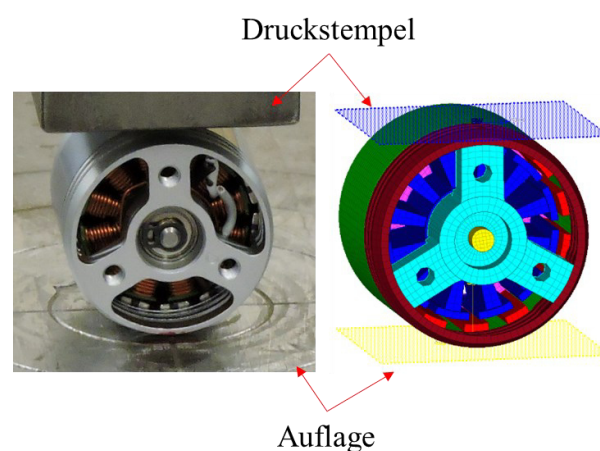


Abbildung 5.7: Gegenüberstellung Realversuch / Simulation

5.3.2 FE-Modelle der Hochgeschwindigkeitsimpacts

In diesem Teilkapitel werden beide Zielstrukturen der Impacttests (vgl. Kapitel 4.4) in FE-Modelle übertragen. Abbildung 5.8 zeigt das Modell der starren Prallwand. Es besteht aus sechs Teilkomponenten sowie drei Materialmodellen. Die Adapterplatten bestehen aus S235 Stahl mit rein elastischem Verhalten. Alle vier Adapterplatten werden in den Ecken als feste Einspannung modelliert. Zwischen den Adapterplatten und den Armen der Aufprallplatte befinden sich die Kraftmessdosen, welche als Balkenelemente modelliert sind. Befestigungsbolzen werden als zusätzliche Balkenelemente modelliert. Als Material wird ebenfalls S235 mit elastischem Verhalten verwendet. Die Aufprallplatte besteht aus vier Armen, einer Rück- sowie einer Vorderseite. Alle Arme sowie die Rückseite sind mit Stahl 1.2085 (A-ISI 422+s) rein elastisch modelliert. Die Vorderseite wird mit dem Johnson-Cook-Modell (vgl. Kapitel 5.4.1) beschrieben. Ein Arm besteht aus 801 vollintegrierten Volumenelementen (H8C). Volumenelemente werden aufgrund der Dicke der Arme gewählt. Vollintegrierte Elemente kommen zum Einsatz, um Hourglassing zu vermeiden. Die Rückseite besteht aus 851 Schalenelementen, die Adapterplatten aus 680 Schalenelementen. Die Vorderseite wird mit 31632 Volumenelementen modelliert. Das Netz ist hier mit einer durchschnittlichen Elementgröße von 6.3 mm größer als das der Projektilen. Bei einem Master/Slave Kontaktmodell (vgl. Kapitel 5.5) werden dadurch numerische Instabilitäten und Penetrationen vermieden. Die Dicke der Oberseite beträgt 10 mm und wird mit sechs Schichten aus Volumenelementen modelliert. Das Modell besteht insgesamt aus 34836 H8C voll integrierten Solidelementen, 3571 QEPH Schalenelementen sowie 40 Balkenelementen und insgesamt 47373 Knoten.

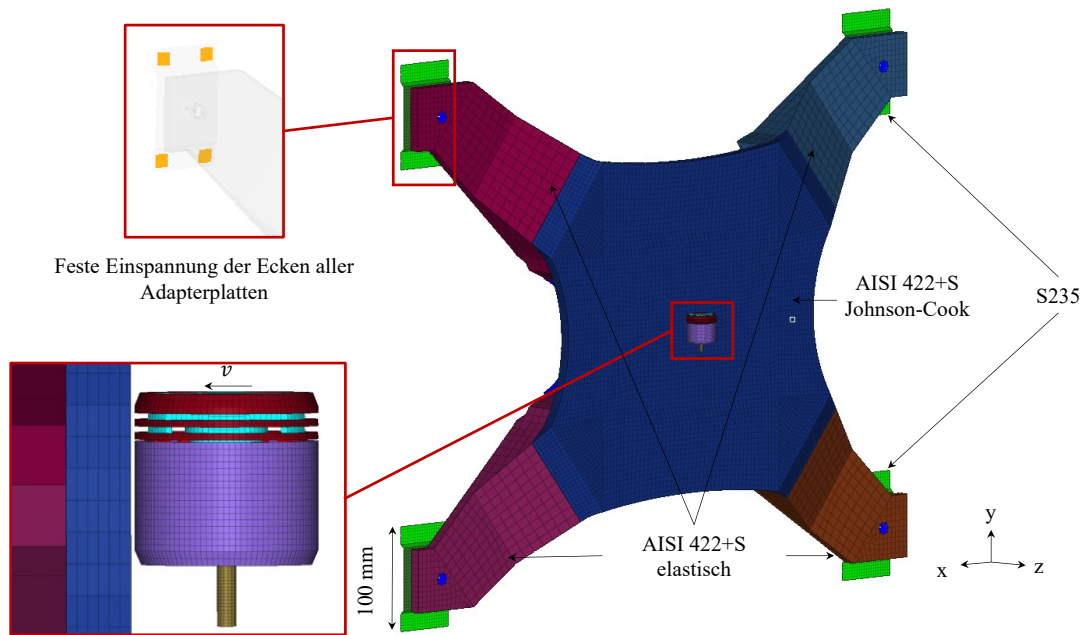


Abbildung 5.8: FE-Modell der starren Prallwand

Abbildung 5.9 zeigt das FE-Modell für deformierbare Ziele. Grundrahmen und Pictureframe bestehen aus AISI 4140 Stahl mit Johnson-Cook-Modell. Das Probenmaterial ist Aluminium Al2024-T3, ebenfalls mit dem Johnson-Cook-Ansatz modelliert. Die Adapterplatten bestehen aus S235 mit rein elastischem Verhalten. Zwischen dem Grundrahmen und den Adapterplatten liegen die Kraftmessdosen, modelliert als Balkenelemente. Die Befestigungen werden ebenfalls als Balkenelemente mit RBE3-Anbindung modelliert. Die Zielstruktur ist auf zwei Balken des Targetbocks befestigt (vgl. Abbildung 4.17). Das Modell des Targetbocks besteht aus Schalenelementen. Die beiden Balken sind auf der Unterseite fest eingespannt und auf der Oberseite am Anschluss des realen 45° Balkens ebenso fest eingespannt. Schraubenverbindungen werden über RBE3- und Balkenelemente modelliert. Das Modell besteht aus 41300 H8C-Solidelementen, 22040 QEPH-Schalenelementen und 14 Balkenelementen. Die durchschnittliche Elementgröße des Gesamtmodells beträgt 3.8 mm. Die Al2024-T3-Probe hat eine Elementgröße von 2.0 mm (vgl. Anhang A.3). Die Zielstrukturen werden über Directtests validiert (vgl. Anhang A.4 und Projektbericht DESIRE [181]). Die Validierung hat gezeigt, dass dieses Modell bessere Ergebnisse liefert, wenn die Balken des Targetbocks zusätzlich modelliert werden.

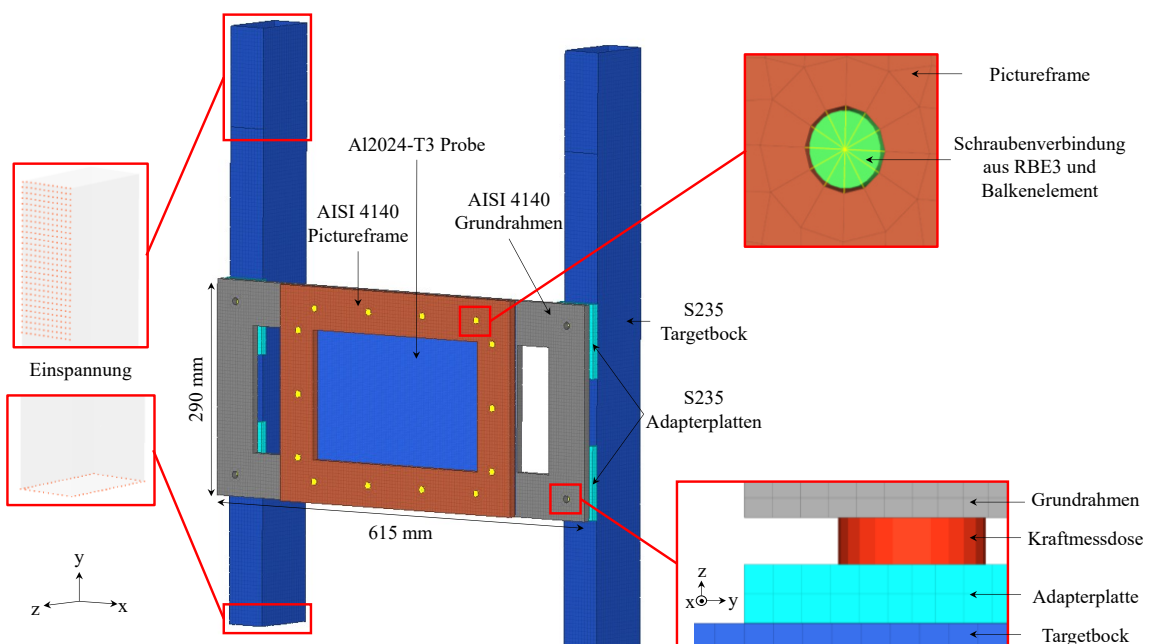


Abbildung 5.9: FE-Modell "deformierbares Ziel"

5.3.3 Modell einer generischen Flügelvorderkante

Das Drohnenschlagmodell wird in Kapitel 8.5 mit der Simulation eines realitätsnahen Drohnenschlags verglichen, um den Anwendungsbereich und die Möglichkeiten des Modells zu überprüfen. Als Zielstruktur wird für diesen Fall eine generische Flügelvorderkante (WLE – Wing Leading Edge) modelliert, die sich an den Abmaßen eines kommerziellen Flugzeugs orientiert (vgl. Abbildung 5.10; vgl. [57]). Modelliert wird die Flügelvorderkante bis zum ersten Holm ohne den Flügelkasten. Das Modell ist 1500 mm lang, die Rippen sind parabelförmig mit einer Breite und Höhe von je 400 mm. Es werden fünf Rippen mit einem Abstand von je 375 mm modelliert. Sowohl der Holm als auch die Rippen bestehen aus Aluminium der Sorte Al7075-T6. Es wird ein elasto-plastisches Materialmodell gewählt (M36_PLAS_TAB). Der Holm hat eine Dicke von 3.5 mm, die Rippen eine Dicke von je 2 mm. Über Holm und Rippen liegt die Haut aus Aluminium (Al2024-T3). Sie hat eine Dicke von 1.6 mm. Al2024-T3 wird mit dem Johnson-Cook-Modell beschrieben. Die Hinterkante ist fest eingespannt. Die durchschnittliche Elementgröße ist 2.64 mm. Alle Elemente sind vollintegrierte Schalenelemente. Die Haut wird über Connectorelemente (Nieten) mit Holm und Rippen verbunden. Zwischen den drei Komponenten wird ein /INTER/TYPE7 Kontakt modelliert. Insgesamt besteht das WLE-Modell aus 426945 QEPH-Schalenelementen und 428830 Knoten.

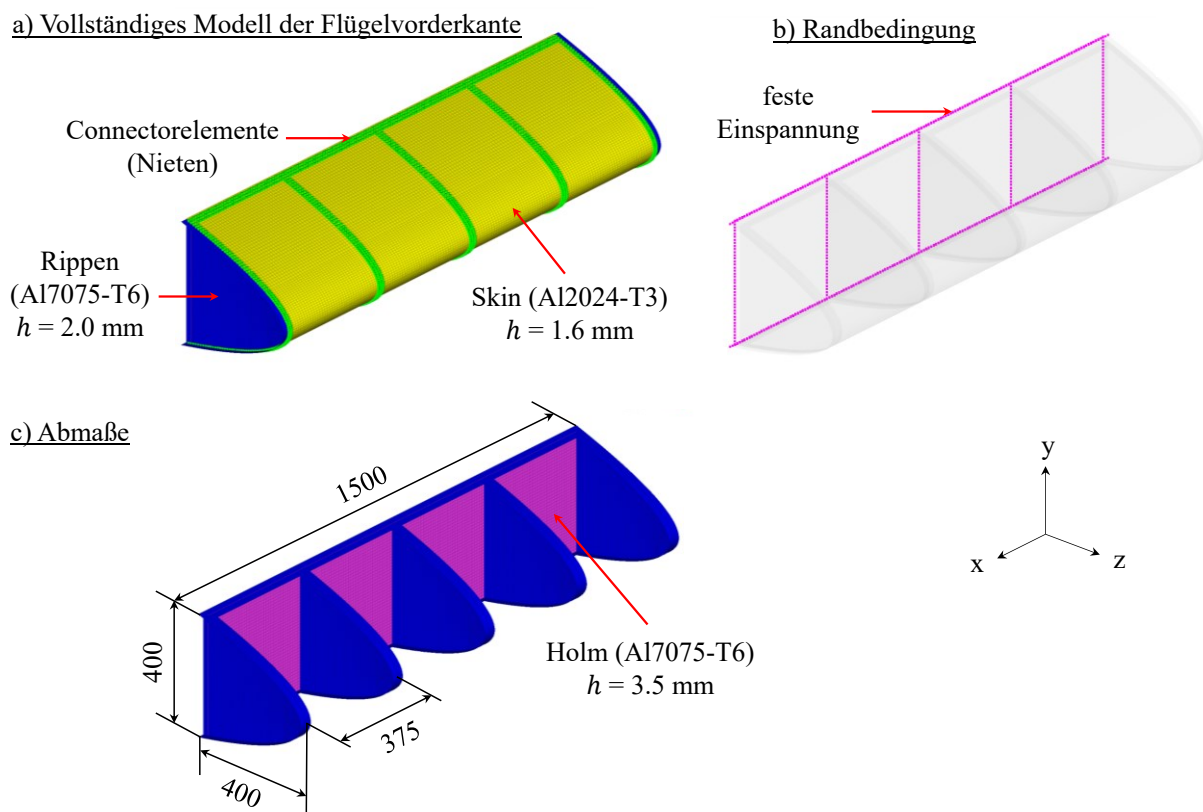


Abbildung 5.10: Generisches Modell Flügelvorderkante: a) Vollständiges Modell; b) Randbedingungen; c) Abmaße

5.4 Materialmodelle

In den numerischen Modellen werden verschiedene Materialmodelle verwendet. Diese werden in diesem Kapitel mit den entsprechenden Materialparametern vorgestellt.

5.4.1 Johnson-Cook-Modell

Das Johnson-Cook-Modell wird als Materialmodell am häufigsten für o. g. Komponenten verwendet. Dieses Modell hat den Vorteil, dass es Dehnratenabhängigkeit, Temperaturabhängigkeit und Verfestigung in einer Gleichung (5.1) vereint [182]. Das Modell wurde für Metalle entwickelt. Es ist für große Dehnungen, Dehnraten sowie Variation von Temperaturen anwendbar [108]. Es wird in dieser Arbeit verwendet um eine Vergleichbarkeit zur bestehenden Literatur zu gewährleisten.

$$\sigma_y(\varepsilon_{pl}, \dot{\varepsilon}_{pl}, T) = \left[A + B(\varepsilon_{pl})^n \right] \left[1 + C \ln \left(\frac{\dot{\varepsilon}_{pl}}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \right] \left[1 - \left(\frac{T - T_0}{T_{melt} - T_0} \right)^{ms} \right] \quad (5.1)$$

Die Funktion zur Ermittlung der Fließspannung σ_y besteht aus drei Termen. Mithilfe des ersten Terms wird die Verfestigung modelliert. Der Parameter A ist dabei die initiale Fließspannung, B stellt einen Verfestigungskoeffizienten dar, n den Verfestigungsexponent und ε_{pl} die plastische Dehnung. Der mittlere Term beschreibt die Abhängigkeit von der Dehnraten. Der Parameter C ist der Dehnratenkoeffizient, $\dot{\varepsilon}_{pl}$ ist die plastische Dehnraten und $\dot{\varepsilon}_0$ ist eine Referenzdehnraten. Der letzte Term umfasst die Temperaturabhängigkeit mit ms als Softeningexponent. T_0 stellt eine Referenztemperatur, wie z. B. die Raumtemperatur, dar, T_{melt} ist die Schmelztemperatur des Materials [108, 182]. In Tabelle 5.1 sind die verwendeten Parameter für die verschiedenen Materialien aufgelistet. Die Daten werden aus unterschiedlichen Literaturquellen entnommen. Das Materialmodell in Radioss ist M2 (/MAT/PLAS_JOHNS/). Über dieses Modell lassen sich keine Effekte aufgrund von Anisotropie abbilden. Die Schadensentwicklung kann ebenfalls nicht untersucht werden.

Tabelle 5.1: Johnson-Cook-Materialmodelle (MAT/PLAS_JOHNS/)

	ρ in $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	E in MPa	ν (-)	A in MPa	B in MPa	n (-)	C (-)	ms (-)	$\dot{\varepsilon}_0$ in $1/\text{s}$	Quelle
AlMg3	2700	68000	0.3	28.13	278.67	0.183	0.00439	2.527	0.1	[157]
Al2024-T3	2770	73000	0.33	369	684	0.73	0.0083	1.7	1	[183]
AISI 1006	7872	190000	0.3	350	275	0.36	0.022	1.0	1	[108]
AISI 4140	7850	219000	0.29	595	580	0.133	0.023	1.03	1	[184]

Zur Schadensmodellierung wird ebenfalls auf ein Modell zurückgegriffen, dass Johnson-Cook [185] entwickelt haben. Dieses basiert auf der Schadensakkumulation nach Miner. Dafür wird der Schädigungsparameter D eingeführt. Erreicht der Parameter D den Wert 1 für ein Element, versagt dieses vollständig und wird gelöscht. Der Parameter D ist nach folgender Gleichung definiert [108]:

$$D = \sum \frac{\Delta\varepsilon}{\varepsilon_{fail}} \quad (5.2)$$

Dabei ist $\Delta\varepsilon$ ein Inkrement der plastischen Vergleichsdehnung. Dieses wird nach jedem Integrationszyklus aufsummiert. Die Vergleichsdehnung für den Bruch ε_{fail} ist nach folgender Gleichung definiert: [185]

$$\varepsilon_{fail} = \left[D_1 + D_2^{(D_3 \sigma^*)} \right] \left[1 + D_4 \ln \left(\frac{\dot{\varepsilon}_{pl}}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \right] \left[1 + D_5 \left(\frac{T - T_0}{T_{melt} - T_0} \right) \right] \quad (5.3)$$

Die Werte $D_1 - D_5$ sind Materialparameter, die empirisch ermittelt werden müssen [108]. Der Wert σ^* ist definiert über:

$$\sigma^* = \frac{\sigma_m}{\sigma_{eq}} \quad (5.4)$$

Dabei ist σ_m die mittlere Beanspruchung am Ort, die aus den drei Hauptspannungen berechnet wird und σ_{eq} ist die von-Mises-Vergleichsspannung [108]. In Tabelle 5.2 sind die Versagensparameter für die Materialien mit Quellenangaben aufgelistet.

Tabelle 5.2: Parameter für Johnson-Cook-Schadensmodell in Radioss (FAIL/JOHNSON/)

	D_1	D_2	D_3	D_4	D_5	Quelle
AlMg3	-0.2	1.133	-0.229	0.0897	7.978	[157]
Al2024-T3	0.112	0.123	-1.5	0.007	0	[183]
AISI 1006	-0.8	2.1	-0.5	0.002	0.61	[108]

Radioss bietet die Möglichkeit, Johnson-Cook-Parameter aus der Streckgrenze σ_y , Zugfestigkeit σ_B und Bruchdehnung ε_B intern über das Programm zu bestimmen. Diese Möglichkeit wird für M530-50A sowie AISI 422+s mit den folgenden Parametern in Tabelle 5.3 genutzt:

Tabelle 5.3: Materialdaten M530-50A & AISI 422+s (MAT/PLAS_JOHNS/ mit $I_{lag} = 1$)

	ρ in $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	E in MPa	ν (-)	σ_y in MPa	σ_B in MPa	ε_B (-)	Quelle
M530-50A	7700	210000	0.3	295	430	0.89	[186]
AISI 422+s	7850	207000	0.3	735	880	0.25	[187]

5.4.2 Elastisches, elasto-plastisches und sprödes Materialmodell

Materialdaten für rein elastisches Verhalten (Modell M1 /MAT/ELAST) sind in der folgenden Tabelle 5.4 aufgelistet:

Tabelle 5.4: Materialien elastisches Materialmodell (/MAT/ELAST/)

	ρ in $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	E in MPa	ν (-)
S235	7850	210000	0.3
AISI422+s	7850	207000	0.3

Fünf Materialien werden mit elasto-plastischem Verhalten modelliert (Tabelle 5.5). Das Materialmodell in Radioss ist M36 (/MAT/PLAS_TAB/). Die Daten für PC werden von ASSURE übernommen. ASSURE verwendet aber ein Johnson-Cook-Modell mit dem Parameter $n = 2$ für PC im Solver LS-Dyna. Diese Einstellungen sind in Radioss nicht möglich, da hier nur Werte zwischen 0 und 1 für n zulässig sind. PC wird deshalb als elastisch-ideal-plastisch modelliert, wobei angenommen wird, dass A der Streckgrenze σ_y entspricht. Entspricht $\sigma_y = \sigma_B$, liegt ein ideal plastisches Verhalten vor. AA7075-T6 ist das Material des Holms der Flügelvorderkante. Die Daten werden aus dem MMPDS-Handbuch entnommen [179]. Die Schaumstrukturen werden mit einem Polyurethanschaum beschrieben. Schaummaterialien neigen zu numerischen Instabilitäten. Kommen Schäume in den Simulationen in Kontakt mit Materialien mit einem deutlich höheren E-Modul, führt das zu numerischen Instabilitäten. Dem kann entgegengewirkt werden, indem der E-Modul des Schaummaterials künstlich erhöht wird. Teile der Batterie sind Schäume, die als Polyurethan modelliert werden [188]. Die Schäume haben eine geringe Festigkeit sowie Dichte und dadurch einen vernachlässigbaren Einfluss auf die Kontaktkraft. Sie dienen der vollständigen Darstellung des Batteriemodells und wurden so angepasst, dass sie keine numerischen Instabilitäten bei den Impactsimulationen erzeugen. Das bedeutet, der E-Modul wird von 10 MPa auf 200 MPa erhöht. Diese Änderung hat einen vernachlässigbaren Einfluss auf den Kraftverlauf, aufgrund der geringen Festigkeit und geringen Masse des Schaums.

In einer Parameterstudie wird der Aufprall auf Acryl untersucht. Dieses wird als sprödes Material (M27) mit Daten aus Hedayati et al. [63] und Slowik [189] modelliert (vgl. Tabelle 5.6).

Tabelle 5.5: Elasto-plastisches Materialverhalten (/MAT/PLAS_TAB/)

	ρ in $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	E in MPa	ν (-)	σ_y in MPa	σ_B in MPa	ϵ_B (-)	Quelle
PLA	1200	1605	0.3	15.8	31.8	0.03	Test, vgl. Anhang
PC	1200	2590	0.3	80	80	0.20	[45, 50]
Al7075-T6	2796	71016	0.33	476	538	0.09	[179, S. 3-549]
Polyurethan	1000	200*	0.1	5	5	0.1	[188]*
LiPo	1750	500	0.01	vgl. Kapitel 5.7.2			[62]

*angepasst zur Vermeidung numerischer Instabilitäten (Originalwert: 10 MPa)

Tabelle 5.6: Sprödes Materialverhalten (/MAT/PLAS_BRIT/)

	ρ in $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	E in MPa	ν (-)	σ_y in MPa	n (-)	σ_B in MPa	$\dot{\epsilon}_0$ in 1/s	ϵ_B (-)
Acryl	1180	3000	0.4	60	0.5	102.5	0.025	0.1266

5.4.3 Orthotropes Materialmodell

Die Platinen der Batterie werden mit Glasfaserverbundwerkstoff G-10 als orthotropes Material modelliert. Es wird das Tsai-Wu-Kriterium genutzt, ab dem sich das Material nichtlinear verhält. Die Literaturquelle [45] gibt dabei nur einen Schubmodul und eine Schubfestigkeit für alle Richtungen an. Als Materialmodell wird in Radioss M25 gewählt (MAT/COMPISH/).

Tabelle 5.7: Materialparameter G-10 [45, 190] (/MAT/COMPISH/)

	ρ in $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	E_{11} in MPa	E_{22} in MPa	ν_{12} (-)	ν_{13}, ν_{23} (-)
G-10	1850	18830	19260	0.136	0.118
G in MPa	$\sigma_{y,11}$ in MPa	$\sigma_{y,22}$ in MPa	$\sigma_{yC,11}$ in MPa	$\sigma_{yC,22}$ in MPa	τ_y in MPa
8275	365	300	233	310	152

5.5 Kontaktmodellierung

Kontaktmodelle sind essenziell in der Analyse von Impactproblemen. Der Kontakt eines Impactors mit der Zielstruktur ist nichtlinear. Kontakte können zu Instabilitäten in expliziten FE-Simulationen führen. Dies beeinflusst wiederum maßgeblich den Zeitschritt und somit die Simulationsdauer.

Es gibt zwei Methoden, um Kontakte zu modellieren, die sogenannte „Penalty“ Methode und die „Lagrange Multiplier“ Methode. Zweitere verwendet ein System nichtlinearer Gleichungen und wird vor allem für statische Probleme eingesetzt [191]. Standardmäßig wird die Penalty-Methode bei expliziten Simulationen verwendet. Knoten werden dabei in „Master“ und „Slave“ aufgeteilt. Eine Kontaktkraft, modelliert über eine elastische Feder, wirkt entgegen der Slave-Knoten, sobald diese in die Masterfläche eindringen bzw. sobald ein vordefinierter Grenzwert für den Abstand zwischen Slave- und Master unterschritten wird („Gap“, vgl. Abbildung 5.11).

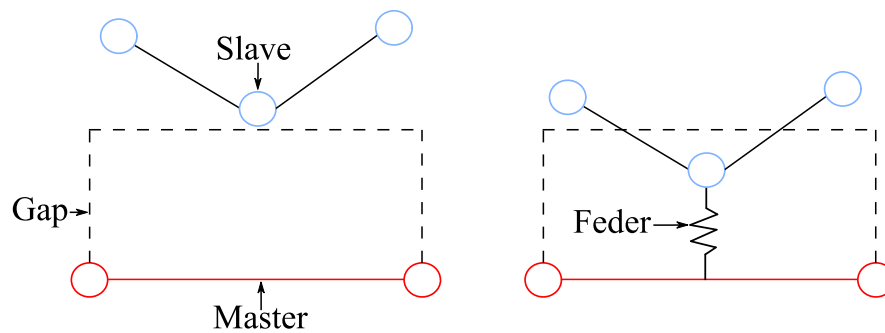


Abbildung 5.11: Kontaktmodell

Komponenten mit feinerem Netz werden in der Regel als Slave definiert. Da die Impactoren feiner vernetzt sind als die Zielstrukturen, werden jene als Slave-Gruppe definiert. Für die Modelle wird der generelle Kontakt /INTER/TYPE7 genutzt. Dieser kann neben dem Kontakt zweier Komponenten auch Selbstkontakt abbilden, weshalb er sich für Impactsimulationen besonders eignet.

Bogenfeld analysiert in seiner Arbeit den Einfluss der Master / Slave Zuordnung für den Projektil / Ziel Kontakt im Solver ABAQUS [17]. Er kommt zu dem Ergebnis, dass der Impactor zwingend als Master definiert werden muss, um Instabilitäten bei den Berechnungen zu vermeiden. Erwartet wird aber für Radioss, dass das Projektil als Slave definiert werden muss. Die Master / Slave Zuordnung wird im Solver Radioss untersucht. Wird das Projektil als Masterseite definiert, entstehen, wie erwartet, unrealistische Elementdeformationen. Diese sind in Abbildung 5.12 zu sehen. Für die Definition des Projektils als Slaveseite zeigen sich diese Deformationen nicht. Ebenfalls entstehen diese Deformationen nicht, wenn beide Seiten jeweils als Master und Slave definiert werden. In diesem Fall zeigt der Kraftverlauf aber unplausible Werte. Wenn das Projektil keinen Kontakt mehr zum Ziel hat, muss die Kraft 0 N betragen. Für die zweiseitige Kontaktdefinition ist das nicht zu sehen. Die Kontaktkraft bleibt auf einem konstanten Wert. Diese Untersuchung beweist, dass das Projektil als Slave und die Zielstruktur als Master definiert werden muss.

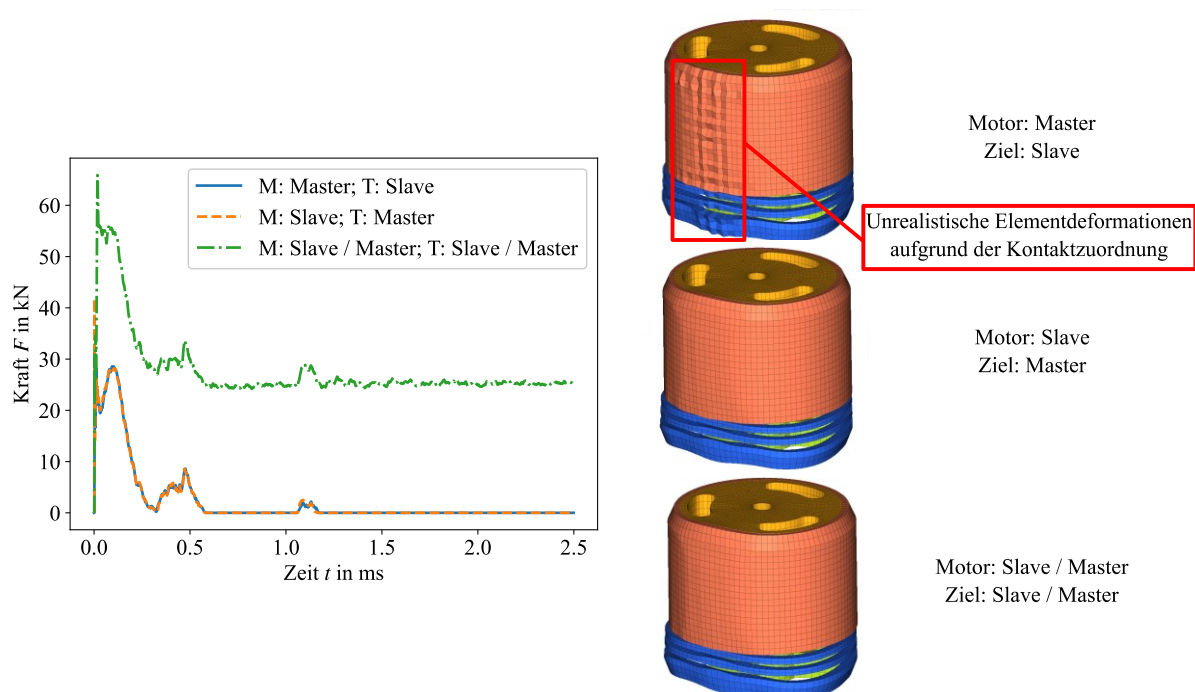


Abbildung 5.12: Auswirkungen der Kontakteinstellungen auf Kraftverlauf und Deformationen im FE-Modell mit M als Motor und T als Ziel. Unnatürlich Deformationen treten auf wenn der Motor als Masterseite definiert wird

Des Weiteren wird Coulomb'sche Reibung zwischen den Komponenten definiert. Abhängig von den Materialien liegt der Reibbeiwert zwischen 0.1 und 0.3. Alle weiteren Einstellungen entsprechen den Standardwerten von Radioss. Über die Kontakteinstellungen kann zusätzlich Dämpfung aufgebracht

werden. Es werden die Radioss-Standardeinstellungen für die Dämpfung genutzt. Der Dämpfungskoeffizient, der auf die Kontaktsteifigkeit wirkt, liegt standardmäßig bei 0.05 [178].

5.6 Auswerteverfahren

Die Simulationen werden mithilfe von Hyperview und Hypergraph 2017 und 2019 ausgewertet. Diese Verläufe werden exportiert und mithilfe von Python den analytischen Verläufen und Testdaten gegenübergestellt. Die Kontaktkraft zwischen Ziel und Impactor wird über die Impactdauer ermittelt. Da im Test an der Schnittstelle zwischen Projektil und Ziel die Kraft nicht direkt gemessen wird, werden die Kräfte an den Positionen der Kraftmessdosen zur Validierung verwendet. Impacttests einzelner Ersatzschalen können nicht mit Simulationsdaten verglichen werden, da die gemessenen Kräfte der Experimente zu gering sind (vgl. Kapitel 6). Deshalb wird das Verhalten über einen rein optischen Vergleich validiert. Kraftverläufe der Mess- und Simulationsreihen werden über Butterworth Tiefpassfilter 4. Ordnung mit einer Frequenz von 1000 Hz gefiltert.

Um Aussagen zur Güte der Modelle treffen zu können, werden mehrere Grenzwerte definiert. Zum einen wird der Unterschied der Kraftmaxima bewertet. Eine Abweichung der FE- zu den Testdaten von $\pm 5\%$ wird als sehr gutes Ergebnis definiert, $\pm 10\%$ stellen ein gutes Ergebnis dar, während $\pm 15\%$ als akzeptabel definiert werden. Werden FE-Daten und Ergebnisse des analytischen Modells verglichen, liegt ein sehr gutes Ergebnis im Bereich von -5 bis $+10\%$. Ein Wert von $+15\%$ wird als gutes Ergebnis definiert, Abweichungen bis $+20\%$ sind akzeptabel. Gute und akzeptable Ergebnisse sollen konservative Ergebnisse liefern und die Last überschätzen statt unterschätzen, um Fehlkonstruktionen zu vermeiden. Des Weiteren wird die Energiebilanz betrachtet. Befindet sich die Abweichung der Gesamtenergie am Ende der Simulation im Bereich von $\pm 5\%$, liegt ein sehr gutes Ergebnis vor. Eine Abweichung von $\pm 15\%$ wird als akzeptabel betrachtet. Um Aussagen zur Übereinstimmung von Kraft-Zeit-Verläufen in Kapitel 8 zu treffen, wird das Bestimmtheitsmaß R^2 verwendet. Das Bestimmtheitsmaß wird nach folgender Formel berechnet [192]:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y}_i)^2} \quad (5.5)$$

Dabei ist y_i der Messwert; \hat{y}_i der Wert des Berechnungsmodells und \bar{y}_i der empirische Mittelwert. Entspricht R^2 dem Wert 1, liegt eine vollständige Übereinstimmung vor. Ab einem R^2 Wert von 0.75 wird von einer sehr guten Übereinstimmung gesprochen, Werte zwischen 0.5 und 0.75 sind eine gute Übereinstimmung, Werte zwischen 0.25 und 0.5 sind eine akzeptable Übereinstimmung. Werte unter 0.25 zeigen nur eine geringe Übereinstimmung. Negative R^2 Werte sind möglich und zeigen an, dass keine Übereinstimmung der Verläufe vorliegt. Als Bewertungsmatrix ergibt sich damit die folgende Tabelle 5.8:

Tabelle 5.8: Bewertungskriterien zur Güte der Modelle

Parameter	Kriterium	Bezug	sehr gut	gut	akzeptabel
Kraftmaxima	rel. Abweichung in %	FE-Test	± 5	± 10	± 15
		FE-Analytik	$-5 < x < +10$	$+15$	$+20$
$P(t)$	R^2 (-)	FE-Analytik	$0.75 \leq x \leq 1.0$	$0.5 \leq x < 0.75$	$0.25 \leq x < 0.5$
$E(t)$	rel. Abweichung in %	$E(t_0)$	± 5	-	± 15

5.7 Validierung durch quasi-statische Untersuchungen

5.7.1 Quasi-statische Drucktests Motoren

Parallel zu den Tests werden FE-Simulationen durchgeführt. Dabei wird das Materialmodell (Abbildung 5.13 a)), die Belastungsgeschwindigkeit (b) sowie das Material des Stators (c) variiert. Es

ergibt sich aus Abbildung 5.13 d), dass mit dem Johnson-Cook-Modell, einer Belastungsgeschwindigkeit von 3 m/s und dem Material M530-50A die FE-Modelle die geringsten Abweichungen zu den realen Tests zeigen. Die reale Belastungsgeschwindigkeit liegt bei 1 mm/min. Die Rechenzeit auf 12 Kernen beträgt in diesem Fall 24 Tage, weshalb die Belastungsgeschwindigkeit von 3 m/s gewählt wird. Bei dieser Geschwindigkeit zeigen sich keine Abweichungen zu z. B. 1 m/s, die Rechenzeit auf 12 Kernen beträgt mit der neuen Belastungsgeschwindigkeit 3.1 Stunden. Der Bereich zwischen $u = 2.1$ mm und $u = 7.5$ mm liegt oberhalb der Testdaten. Dies liegt am Modell des Stators, wie Diagramm c) zeigt. Eine differenzierte Ermittlung des Materials und der mechanischen Eigenschaften des Stators kann die Abweichungen in diesem Bereich verringern, liegt aber außerhalb des Schwerpunkts dieser Arbeit. Aufgrund der Übereinstimmung mit den Testdaten im Bereich der Standardabweichung wird im weiteren Verlauf das Johnson-Cook-Modell für alle Subkomponenten des Motors verwendet.

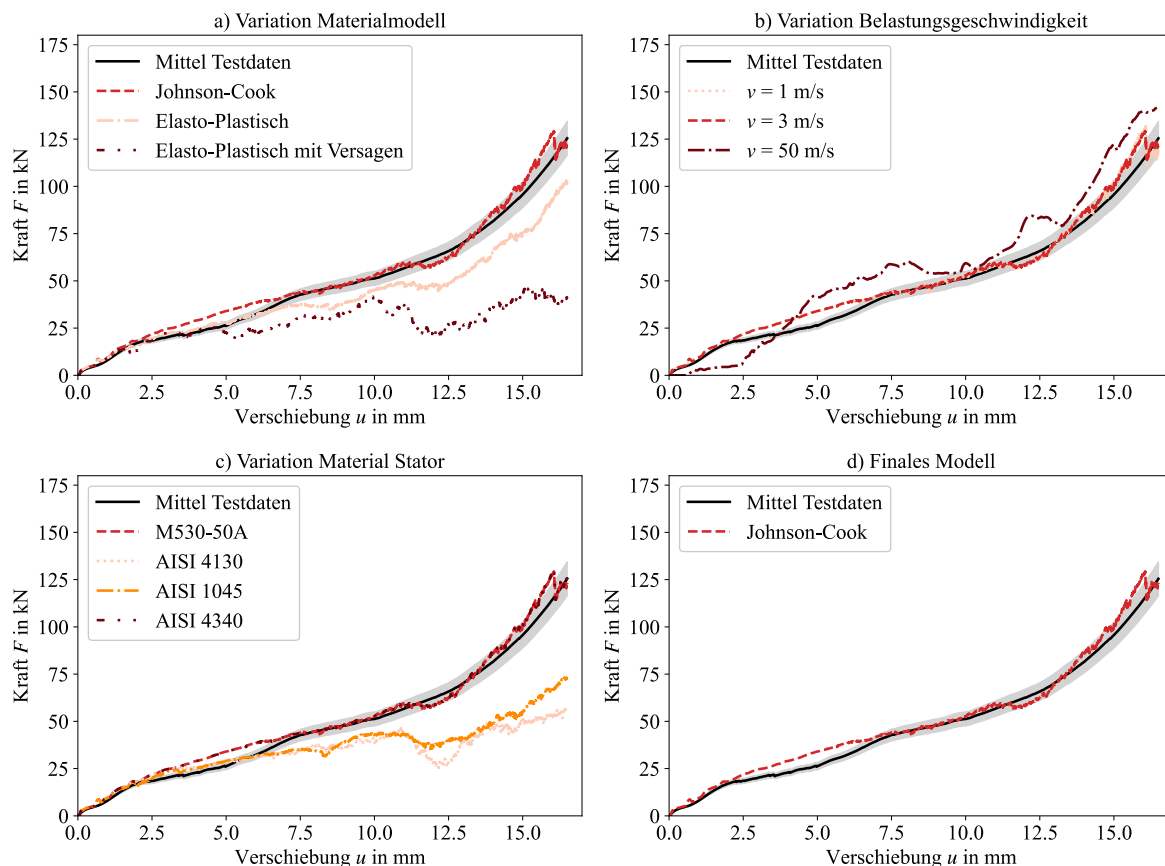


Abbildung 5.13: FE-Daten der quasi-statischen Untersuchungen Motor: a) Variation der Materialmodelle, b) Variation Belastungsgeschwindigkeit, c) Variation Material des Stators, d) Finales Modell

Ergänzend zu Abbildung 5.13 zeigt Abbildung 5.14 den Verlauf der Deformation des Motors während Tests und FE-Simulationen. Für das FE-Modell werden Ober- und Unterseite des Motors gezeigt. Punkt 1 zeigt den Ausgangszustand des Motors. Im Vergleich dazu werden die Ober- und Unterseite des Motors gezeigt, zum einen mit Abdeckung, zum anderen ohne diese, um die Deformation des Stators beobachten zu können. Zum Punkt 2 kommt der Stator mit den Magneten in Kontakt und gleichzeitig bilden sich erste Risse aus (vgl. Kapitel 4.7.1). Im Testverlauf ist hier eine Steigungsänderung zu beobachten, die in den Simulationen nicht auftritt. An Punkt 3 schließen sich die Kühlluftbohrungen auf der Oberseite und die Lamellen auf der Unterseite des Motors kommen in Kontakt mit den Verstrebungen. Zu den Zeitpunkten 2 und 3 ist zu erkennen, dass das FE-Modell die reale Deformation abbildet. Das Modell des Motors wird auf Basis der Verläufe aus Abbildung 5.13 sowie dem Vergleich der Deformationen aus Abbildung 5.14 als validiert betrachtet.

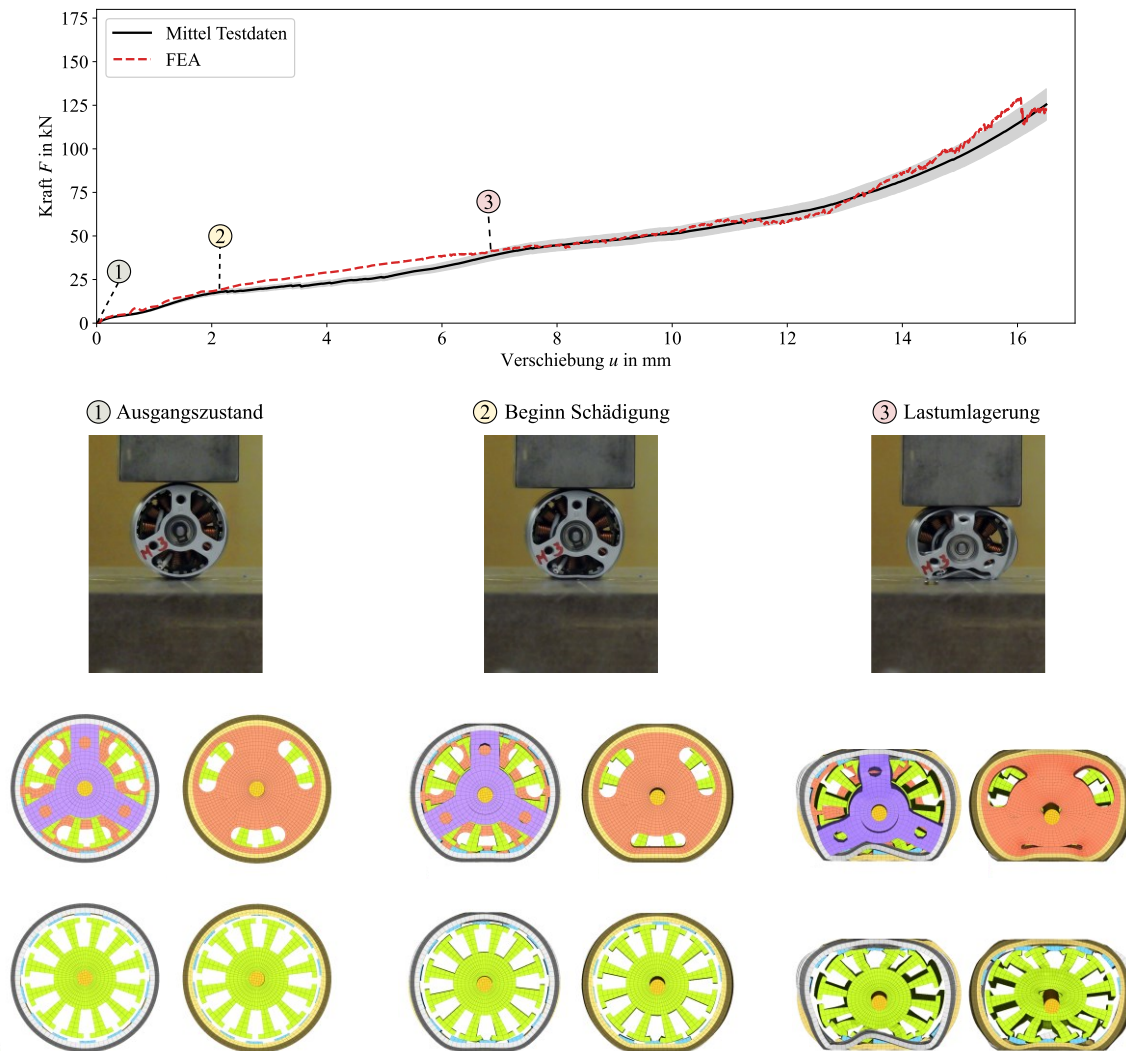


Abbildung 5.14: Deformation Motor im Vergleich zwischen Test und FE-Simulation

5.7.2 Quasi-statische Drucktests & Ersatzstruktur Batterie

Das FE-Modell der Batterie (vgl. Kapitel 5.1.2) wird schrittweise aufgebaut und validiert. Begonnen wird mit dem Nachrechnen von Literaturdaten von Sahraei et al. [62]. Sie haben ein FE-Modell einer LiPo-Zelle gegen quasi-statische Drucktests mit LS-Dyna validiert. Dies ist das Standardmodell im Bereich der Drohnenschlagforschung für Lithium-Polymere. Für die Pouchzelle wird ein Schaummodell (crushable foam, Material 63 in LS-Dyna) genutzt, die Zelle wird mit vollintegrierten H8C-Solidelementen vernetzt. Die Elemente haben eine Kantenlänge von 1.0 mm und eine Höhe von 0.48 mm. Die Zelle besteht somit aus 15000 Elementen. Abbildung 5.15 zeigt das Modell mit den Abmaßen. Für den Drucktest werden zwei starre Platten modelliert, wobei Druck auf die Pouchzelle durch Bewegung der oberen Platte in negative z-Richtung aufgebracht wird. Es werden die folgenden Materialparameter verwendet (Tabelle 5.9):

Tabelle 5.9: Materialparameter für LiPo Zelle nach Sahraei et al. [62]

E in MPa	ν (-)	ρ in $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
500	0.01	1750

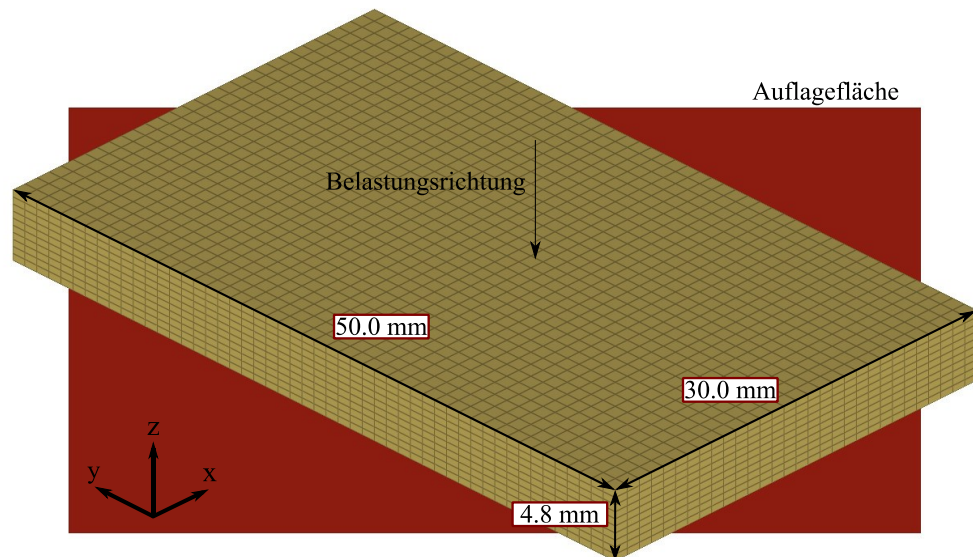


Abbildung 5.15: Simulationsmodell der Pouchzelle, modelliert nach [62]

In Radioss steht als vergleichbares Materialmodell für Schaum MAT33 zur Verfügung. Mit den Eingangswerten aus Tabelle 5.9 ergibt sich der Strich-Punkt-Verlauf „Schaum“ in Abbildung 5.16 a). Bis zu einer Verschiebung von $u = 0.5$ mm stimmt die Simulation mit den Daten von Sahraei et al. überein. Für größere Verschiebungen weichen die Kraftwerte deutlich von den Vergleichsdaten ab, was auf das Materialmodell zurückzuführen ist. Es wird ein akzeptabler Bereich von $\pm 10\%$ um die Literaturdaten definiert. Aufgrund dieser Beobachtung werden die Materialmodelle variiert und untersucht. Ein rein elastisches Materialmodell zeigt eine lineare Kraftentwicklung. Das elasto-plastische Materialmodell MAT36 zeigt eine gute Übereinstimmung mit den Literaturdaten bis $u = 1.62$ mm. Es wird zusätzlich ein Skalierungsfaktor f einbezogen, der nach Formel (5.6) auf das E-Modul wirkt [178]:

$$E(\varepsilon_p) = E \cdot f(\varepsilon_p) \quad (5.6)$$

In diesem Fall ist die Abweichung ab $u = 2.18$ mm größer als 10% . Dabei ist f abhängig von der plastischen Dehnung ε_p (vgl. Abbildung 5.16 b)). Die größte Abweichung zwischen Literatur- und Simulationsdaten beträgt 20% bei einer Verschiebung von $u = 2.5$ mm.

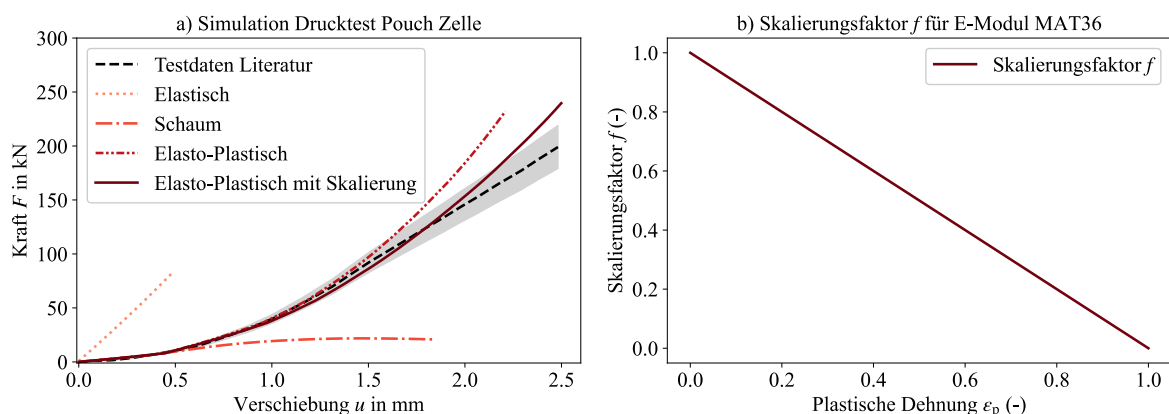


Abbildung 5.16: Simulation Drucktest Pouchzelle; a) Vergleich der Kraft-Verschiebungsverläufe der Literaturdaten mit Simulationen unterschiedlicher Materialmodelle; b) Degradation des Skalierungsfaktors f für das E-Modul im Materialmodell 36 in Abhängigkeit von der plastischen Dehnung

Aufbauend auf diese Ergebnisse wird der Drucktest der Batteriezellen ohne Schale simuliert. Die Orientierung der Batterie ist in diesem Fall in x-Richtung, weshalb Knicken erwartet wird. Abbildung 5.17 b) zeigt, dass die LiPo-Zellen im realen Test knicken.

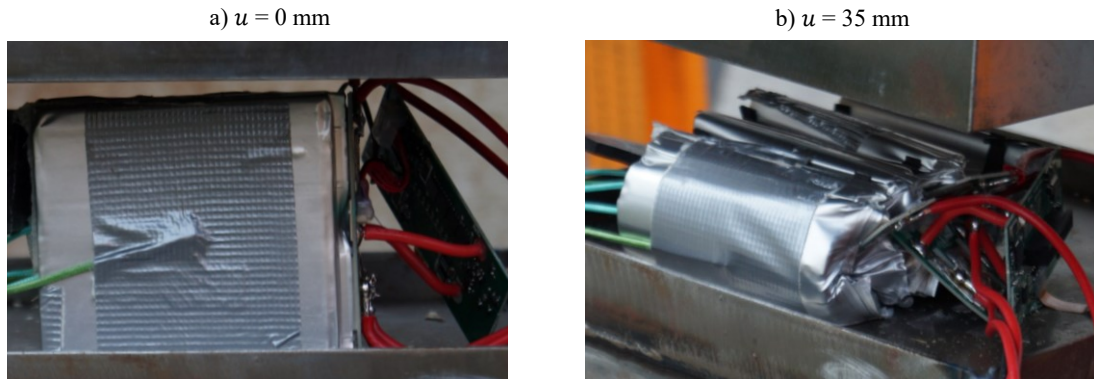


Abbildung 5.17: LiPo-Zellen a) vor und b) nach Drucktest. Die Pouchzellen knicken aus

Neben dem Materialmodell hat auch die Geometrie der LiPo-Zellen einen Einfluss auf den Kraft-Weg-Verlauf. In der Literatur zum Drohnenschlag wird bisher vereinfacht das Blockmodell aus Abbildung 5.15 mit Volumenelementen genutzt. Der Batterieblock besteht aber in Realität aus vier Einzelblöcken mit einer Dicke von $h = 7.9$ mm. Der Vergleich zwischen Test- und Simulationsdaten für diese Geometrie der Einzelblöcke zeigt starke Abweichungen, wie in Abbildung 5.18 a) zu sehen ist. Das LiPo-FE-Blockmodell knickt bei einer Verschiebung von $u = 12.5$ mm und einer Last von $F = 37.4$ kN. Die Testdaten zeigen im Vergleich dazu bei $F = 3.0$ kN und $u = 7.0$ mm eine Lastumlagerung sowie eine maximale Kraft von $F = 4.9$ kN. Das Blockmodell eignet sich somit nicht für ein FE-Modell der LiPo-Zellen.

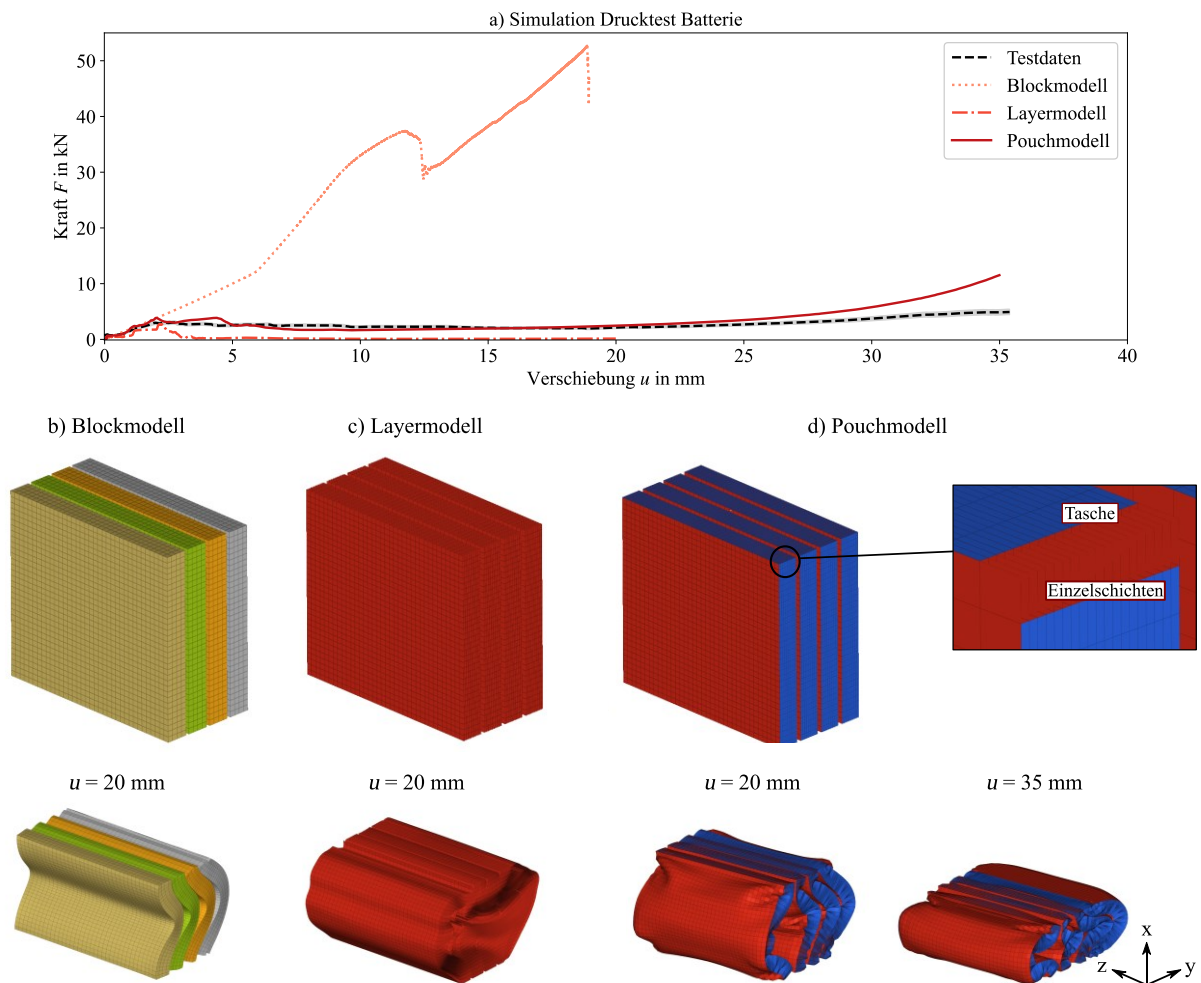


Abbildung 5.18: Kraft-Verschiebungsverläufe für unterschiedliche LiPo-Zellmodelle. Das Pouchmodell zeigt eine plausible Übereinstimmung mit den Testdaten

Reverse Engineering der LiPo-Blöcke zeigt, dass diese aus mehreren Schichten bestehen (vgl. [62]). Deshalb werden die Einzelzellen in je 20 Schichten mit einer Dicke von $h = 0.394$ mm geteilt (Layermodell). Das Material der Einzelschichten ist Lithium, modelliert mit Schalenelementen. Dieses Modell knickt bei einer Verschiebung von $u = 2.18$ mm und einer Kraft von $F = 2.18$ kN. Nach dem Knicken können die Einzelschichten keine Lasten mehr tragen und die Kraft fällt auf 0 N ab. Die Testdaten zeigen dieses Verhalten nicht. Aufgrund dieser Beobachtung wird um die Einzelschichten eine Tasche (Pouchmodell) modelliert. Diese Tasche besteht aus Schalenelementen. Das Material dieser wird vereinfacht als Aluminium mit rein elastischem Verhalten ($\rho = 2750$ kg/m³; $E = 70000$ MPa) angenommen. Die Dicke der äußeren Tasche beträgt $h = 0.1$ mm. Der Kraftverlauf dieser Simulation zeigt eine Übereinstimmung im Bereich von ± 10 % mit den Testdaten bis zu einer Verschiebung von $u = 21.7$ mm, anschließend liegen die Kraftwerte über den Testdaten. Dieses Verhalten korrespondiert mit den Ergebnissen aus Abbildung 5.16. Das Pouchmodell zeigt im Gegensatz zu den vorherigen Modellen die beste Übereinstimmung mit den Testdaten. Die Abweichungen mit zunehmender Verschiebung entstehen durch das Materialmodell. Das Pouchmodell wird für weitere Untersuchungen verwendet.

Tests mit LiPo-Strukturen sind in Bezug auf Arbeitssicherheit kritisch. Ein Ersatzmaterial, das keine Auswirkungen auf die Arbeitssicherheit hat, kann das Testvorgehen vereinfachen. In Frage kommt als Ersatzmaterial, auf Basis der Materialdaten, ein Aluminiumschaum mit den folgenden Materialdaten:

Tabelle 5.10: Materialdaten Aluschaum

	E in MPa	ρ in kg/m ³	σ_y in MPa	Quelle
ERG Aerospace Doucel® Aluminum Metal Foam	48	81	1.24	[193]

Modelliert wird ein Quader, welcher der Höhe der vier Einzelschichten entspricht. Abbildung 5.19 zeigt Kraft-Verschiebungsverläufe für die Aluminiumschäume im Vergleich zum Pouchmodell. Die Steigungen bis zur Lastumlagerung stimmen überein. Ein vollständiger Aluminiumschaumquader kann das Beulen nicht abbilden, womit die Abweichungen zwischen Pouchmodell und Aluminiumschaum zu erklären sind. Über Skalierung des Querschnitts kann z. B. der Eintritt des Versagens gesteuert werden. Weitere Untersuchungen zur Ermittlung einer Ersatzgeometrie der LiPo-Zellen sind notwendig, diese sind aber nicht mehr Teil dieser Arbeit.

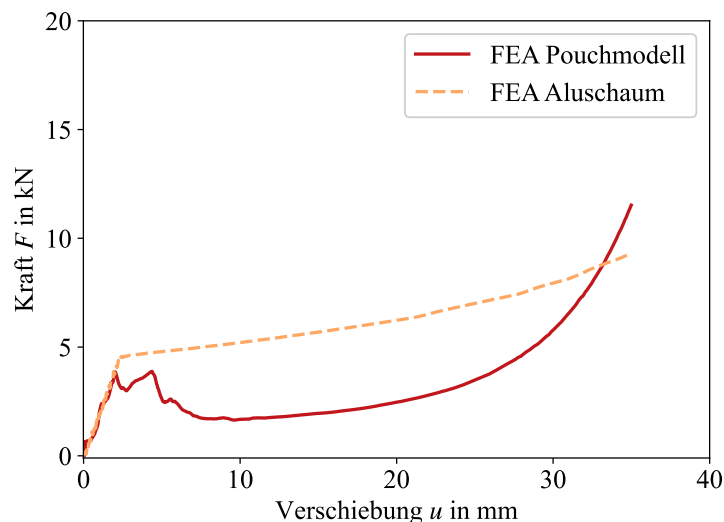


Abbildung 5.19: Aluminiumschaum Ersatzmaterial für LiPo-Pouchmodell

Testdaten der Gesamtbatterie in z-Richtung werden im Folgenden Simulationsergebnissen des vollständigen Batteriemodells gegenübergestellt. Abbildung 5.20 zeigt, dass Kraftverläufe der Simulationen mit dem Pouchmodell ab einer Verschiebung von $u = 17.5$ mm unterhalb der Testdaten liegen. Diese Ergebnisse zeigen, dass das Pouchmodell versteift werden muss. Die Möglichkeit besteht durch Anpassen der Tasche. Dafür werden sowohl das E-Modul als auch die Dicke der Tasche erhöht, wie in Tabelle 5.11 dargestellt. Eine Anpassung des Pouchmodellmaterials der LiPo-Zellen (Abbildung 5.21) auf ein E-Modul von 75000 MPa sowie einer Dicke von $h = 0.15$ mm zeigt einen Verlauf, der im Rahmen der

Standardabweichung bis zu einer Verschiebung von $u = 38.0$ mm mit den Testdaten übereinstimmt. Eine weitere Versteifung des Modells, z. B. durch eine weitere Erhöhung der Taschendicke, bewirkt einen höheren Kraftverlauf (vgl. Abbildung 5.20 „steifes Pouchmodell“).

Tabelle 5.11: Eingangsdaten Pouchmodelle

	ρ in kg/m^3	E in MPa	ν (-)	h in mm
Pouchmodell	2750	70000	0.3	0.1
angepasstes Pouchmodell	2750	75000	0.3	0.15
steifes Pouchmodell	2750	75000	0.3	0.2

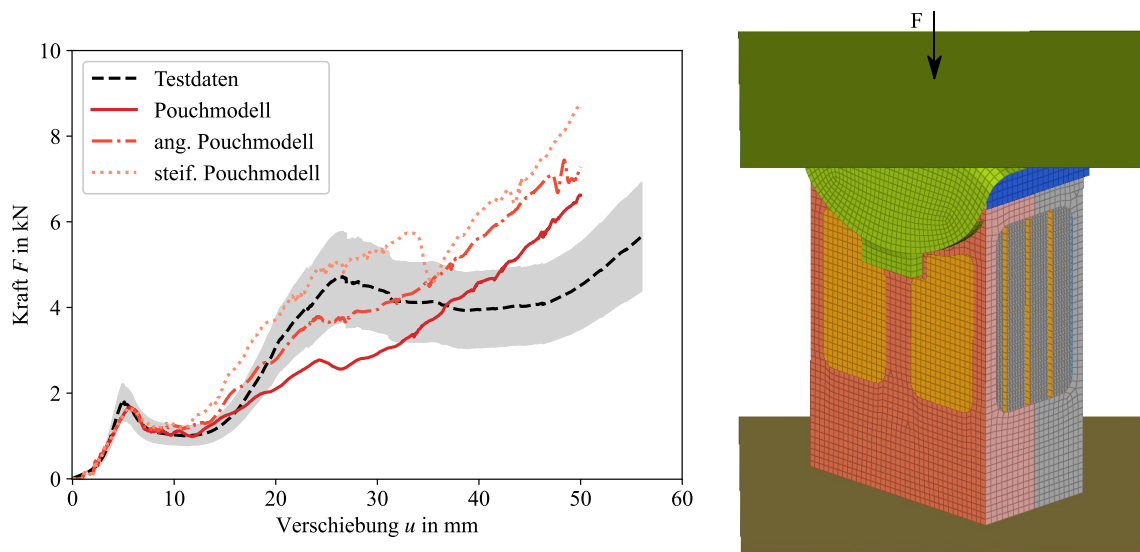


Abbildung 5.20: Kraft-Verschiebung der Gesamtbatterie; Vergleich zwischen Test- und Simulationsdaten

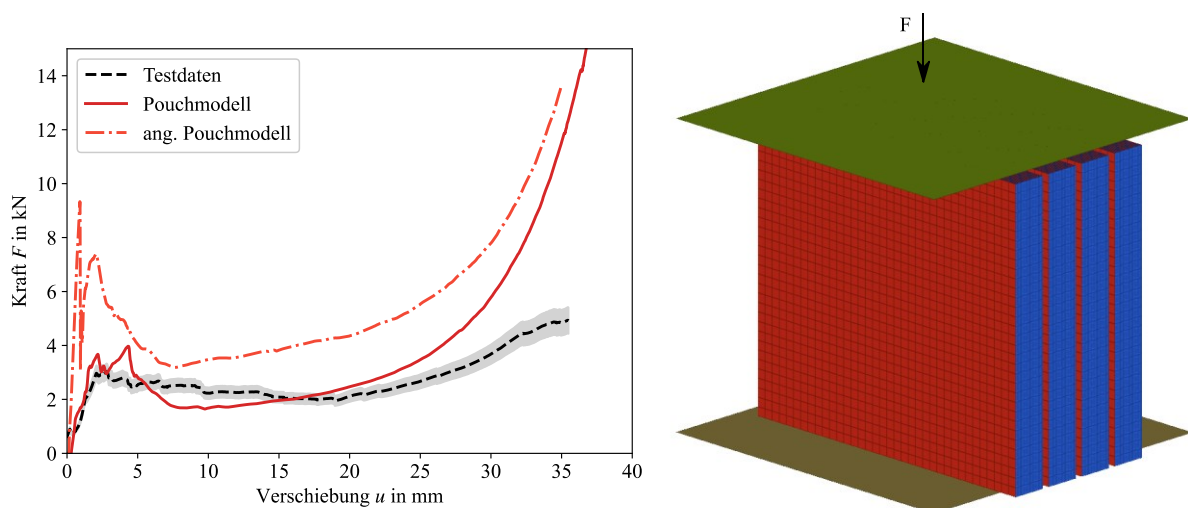


Abbildung 5.21: Einfluss der Änderung der Tascheigenschaften auf den Kraft-Verschiebungsverlauf bei reiner Betrachtung der LiPo-Zellen

Trotz der Variation des Pouchmodells bildet das FE-Modell die Versteifung ab $u = 12$ mm der Batterie nicht ab, unabhängig vom Modell der LiPo-Zellen. Die zweite Lastumlagerung bei $u = 25$ mm wird vom Simulationsmodell ebenso nicht abgebildet. Neben den LiPo-Zellen haben auch weitere Komponenten

einen Einfluss auf den Kraft-Verschiebungsverlauf. Eine mögliche Begründung für die Abweichung ist, dass die Rissbildung im Polycarbonatgehäuse nicht simuliert wird. Des Weiteren könnten die LiPo-Zellen ein orthotropes Verhalten aufweisen und dadurch in z-Richtung abweichende mechanische Eigenschaften aufweisen. Untersuchungen ohne Schale wurden ausschließlich in x-Richtung durchgeführt. Es liegt eine Testreihe der Gesamtbatterie in z-Richtung vor, aus der das mechanische Verhalten der LiPo-Strukturen nicht differenziert ermittelt werden kann. Somit kann keine Aussage zum Verhalten der LiPo-Zellen in z-Richtung getroffen werden und es werden an dieser Stelle weitere Untersuchungen benötigt, um das Modell vollständig validieren zu können, was nicht mehr Teil dieser Arbeit ist. Da das angepasste Pouchmodell im Vergleich mit den Tests der Gesamtbatterie eine Übereinstimmung im Rahmen der Standardabweichung bis $u = 38.0$ mm zeigt, wird mit diesem in den folgenden Simulationen gearbeitet. In das analytische Modell fließt des Weiteren nur die Berstlast der Komponente ein. Aus den Test- und Simulationsdaten ergibt sich eine Berstlast von ca. 5 kN. Es treten signifikante Schäden ab diesem Zeitpunkt auf. Es wird deshalb auch davon ausgegangen, dass die Abweichungen bei größeren Verschiebungen eine zu vernachlässigende Rolle spielen und das angepasste Pouchmodell ausreichend ist für weitere Untersuchungen.

5.7.3 Quasi-statische Drucktests Drohnenschale

Über Drucktests von Drohnenschalen wird nach einem passenden Ersatzmaterial geforscht, da das genaue Material der betrachteten Schale unbekannt ist. Es wird eine quasi-statische Drucktestserie von Drohnenschalen in z-Richtung durchgeführt, um über möglichst einfache Tests das Ersatzmaterial bestimmen zu können. Analog dazu werden FE-Simulationen mit dem Modell aus Kapitel 5.1.3 durchgeführt, wie in Abbildung 5.22 zu sehen ist. Als Eingangswerte für die Simulationen werden Daten aus quasi-statischen Zug- und Drucktests von PC, PLA und Acrylnitril-Butadien-Styrol (ABS) genutzt. Diese drei Materialien werden ausgewählt, da sie am häufigsten für 3-D Drucken verwendet werden und die Ersatzschale mithilfe von 3-D Druck produziert werden soll. Die Materialdaten sind im Anhang dargestellt (vgl. A.2). Mit dem Radioss Materialmodell MAT36 (Piecewise Linear Plasticity) werden Simulationen mit allen drei Materialien durchgeführt sowie eine Simulation mit Referenzwerten von Ultimaker (UM) [152]. Abbildung 5.23 zeigt die Ergebnisse im Vergleich zu den Testdaten. Vernachlässigung der Reibung zwischen Schale und Prüfstand sowie Vereinfachung der innenliegenden Versteifungen der Schale erklären die Abweichungen bis zu einer Verschiebung von $u = 7.0$ mm. Das 3-D PLA hat ein Kraftmaximum von $F_{\max} = 761.0$ N, während der Mittelwert der Testdaten ein Maximum von $F_{\max} = 762.1$ N zeigt. Anhand dieser Ergebnisse wird Polylactat für die Ersatzschale gewählt, da die Verläufe mit der PC-Referenzsimulation gut übereinstimmen. Des Weiteren hat PLA den Vorteil, dass es sich im 3-D-Druck gut verarbeiten lässt, im Gegensatz zu Polycarbonat.

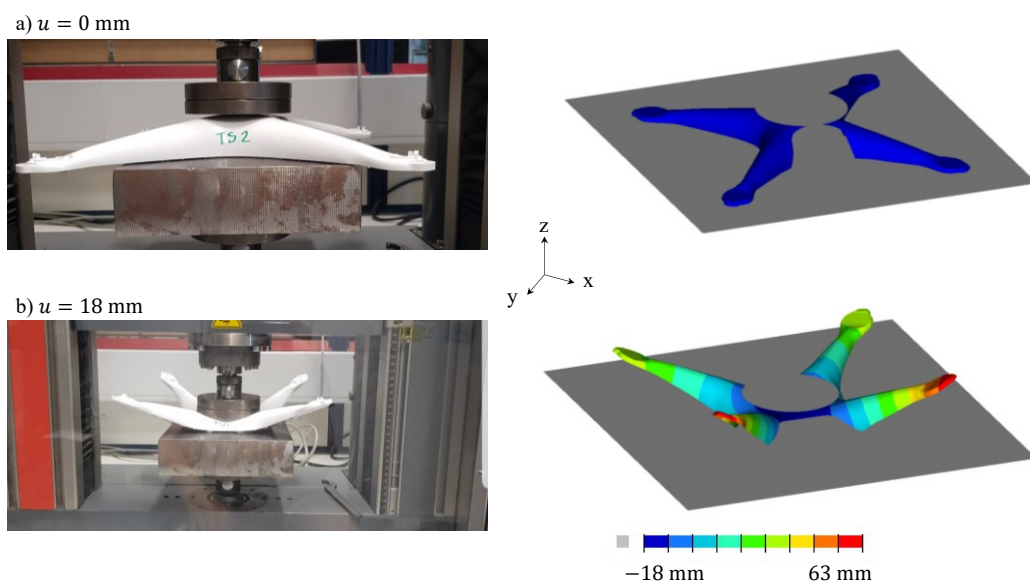


Abbildung 5.22: Drucktest Drohnenschale & FE-Simulation

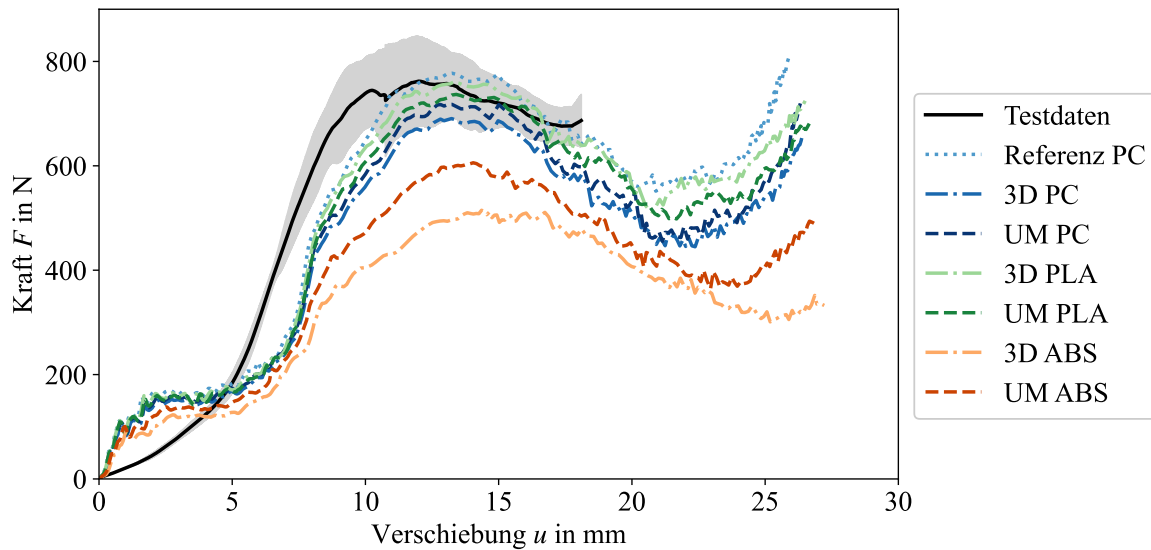


Abbildung 5.23: Kraft-Verschiebungsverläufe der Materialstudie (Simulation) Drohnenschale im Vergleich zu Testdaten

5.8 Zusammenfassung

Dieses Kapitel hat alle FE-Modelle der Drohnenkomponenten (Motor, Batterie, Schale) sowie Modelle der Prüfstände bzw. Zielstrukturen präsentiert. Die Komponenten sind sehr fein vernetzt, was zu genauen Ergebnissen bei gleichzeitig hohen Rechenzeiten führt. Die Materialmodelle werden aus der Literatur übernommen, Daten für PLA stammen aus eigenen Untersuchungen. Die Bewertungskriterien werden vorgestellt. Mithilfe der Testdaten werden die FE-Modelle auf quasi-statischer Ebene validiert. Die FE-Modelle der Motoren zeigen eine gute Übereinstimmung mit den quasi-statischen Testdaten. Untersuchungen des Batteriemodells haben gezeigt, dass das bisher verwendete Standardmodell aus der Literatur in Radios zu großen Abweichungen im Vergleich mit quasi-statischen Testdaten führt. Ein differenzierteres Modell in Form einer Pouchzelle liefert eine bessere Übereinstimmung. Für größere Verschiebungen (ab $u = 38.0$ mm) zeigen sich aber auch für diesen Ansatz Abweichungen bei den Batteriemodellen. Das Modell hat für diese Arbeit eine ausreichende Genauigkeit. Auf Basis der quasi-statischen Untersuchungen der Drohnenschale wird PLA als Material für die Ersatzschale gewählt. Insgesamt zeigen die Modelle auf der quasi-statischen Ebene gute Übereinstimmungen mit den Testdaten und können somit als validiert betrachtet werden. Generell sind die FE-Modelle sehr detailliert aufgebaut, wohingegen beispielsweise das FZAM mit wenigen Eingangsparametern arbeitet. Aussagen zur Allgemeingültigkeit und Sensitivität des analytischen Modells können über Vergleiche zwischen FE-Simulationen und Berechnungen angestellt werden, die in den nächsten Kapiteln folgen.

6 Impactanalyse von Einzelkomponenten zur Untersuchung von Drohnenschlägen

Dieses Kapitel behandelt die dritte Arbeitshypothese:

„Eingangsparameter für das Berechnungsmodell lassen sich aus Vorversuchen und Simulationen bestimmen.“

Diese besagt, dass mithilfe von quasi-statischen und dynamischen Tests Eingangsparameter für das Lastmodell des Drohnenschlags bestimmt werden können. Validierte FE-Simulationen erlauben dabei eine detaillierte Untersuchung weiterer Parameter zur Ergänzung der Testdaten. Während die quasi-statischen Tests zur Bestimmung der Berstlast und zur Validierung der FE-Modelle genutzt werden, werden aus den Impactuntersuchungen weitere Parameter ermittelt, die wiederum für das Berechnungsmodell benötigt werden. In Kapitel 4 und Kapitel 5 wurden bereits die Prüfstände und Simulationsmodelle sowie die Ergebnisse der quasi-statischen Voruntersuchungen (Test und FEA) erläutert. Dieses Kapitel stellt nun die Test- und Simulationsdaten der Impacttests von Einzelkomponenten dar und analysiert diese (vgl. Abbildung 6.1). Aus diesen Daten werden wiederum Parameter ermittelt, die in das Berechnungsmodell des Drohnenschlags einfließen (Kapitel 7). Es wird die Schädigung des Projektils bei einem Impact (vgl. Abbildung 2.3), die Kontaktzeit sowie die Ersatzfedersteifigkeit bestimmt. Es werden sowohl Impacttests auf starre Prallwände als auch auf Aluminium Al2024-T3-Proben mit Motoren und der Ersatzschale durchgeführt. Auszüge aus diesem Kapitel wurden vom Autor in [159] veröffentlicht.

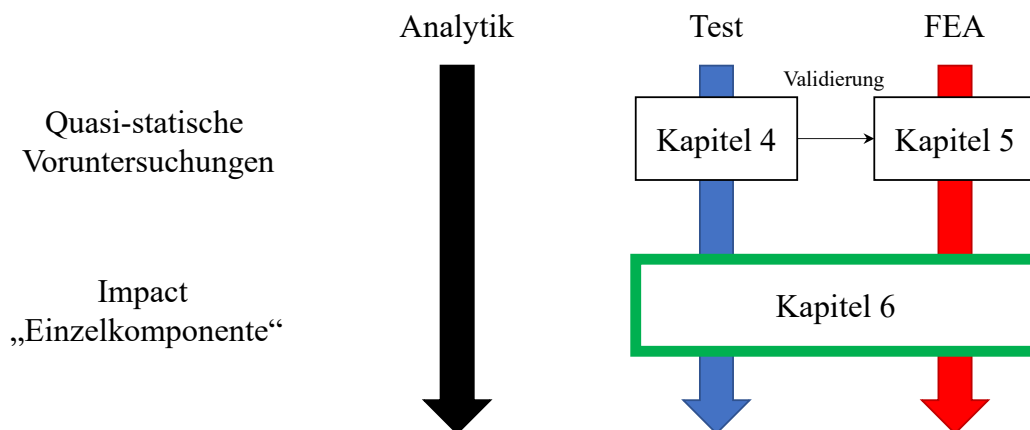


Abbildung 6.1: Einordnung des Kapitels 6 in den Gesamtkontext Drohnenschlag

6.1 Impactanalyse

6.1.1 Impactanalyse von Motoren mit einer starren Prallwand

Zur Untersuchung des Impactfalls von Motoren mit einer starren Prallwand (RW – Rigid Wall) werden sechs Aufprallgeschwindigkeiten mit je drei Tests (insgesamt 18 Impacttests) durchgeführt. Es werden Geschwindigkeiten von $v_i = 23.6$ m/s bis $v_i = 100.2$ m/s untersucht. Die Testserien mit den Projektilgewichten m_p , der Impactgeschwindigkeit v_i und der Impactenergie E_{kin} sind in Tabelle 6.1 gelistet. Durch Reibung und Luftwiderstand zeigt die Geschwindigkeit eine Streuung. Ähnliche Geschwindigkeiten werden in Serien zusammengefasst. In den Simulationen wird eine gemittelte initiale Geschwindigkeit $v_{i,FEA}$ aus den Einzelgeschwindigkeiten der jeweiligen Serie verwendet. Je größer die Geschwindigkeit ist, desto stärker streut die kinetische Energie, da die Geschwindigkeit quadratisch in diese eingeht.

Tabelle 6.1: Impacttestserie Motor auf starre Platte

Serie	Nummer	Projektile	m_p in g	v_i in m/s	$v_{i,FEA}$ in m/s	E_{kin} in J
S1	RW-1	M31	52.9	23.6		14.7
	RW-2	M32	53.2	25.3	25.2	17.0
	RW-3	M35	52.9	26.8		18.9
S2	RW-4	M15	53.5	29.7		23.6
	RW-5	M30	53.1	30.3	30.7	22.8
	RW-6	M37	52.9	32.2		27.4
S3	RW-7	M39	52.9	42.4		47.5
	RW-8	M40	52.8	41.6	41.9	45.6
	RW-9	M42	53.0	41.7		46.1
S4	RW-10	M38	52.9	51.6		70.5
	RW-11	M43	53.1	50.7	52.7	68.3
	RW-12	M44	52.8	55.8		82.3
S5	RW-13	M45	53.0	82.7		181.3
	RW-14	M46	53.0	88.4	84.1	207.0
	RW-15	M47	53.2	81.3		175.9
S6	RW-16	M48	53.1	93.3		231.0
	RW-17	M49	53.0	100.2	97.5	266.2
	RW-18	M50	52.9	99.0		259.1

Die Projektile der Tests RW-1 (M31) bis RW-15 (M47) sowie RW-17 (M49) zeigen plastische Deformationen, fragmentieren aber nicht in Einzelteile. Bei den Tests RW-16 (M48) und RW-18 (M50) lösen sich die Halterungen der oberen Abdeckung, wodurch diese vom Motor getrennt werden. Ab Serie S3 bricht je ein Steg des Motorprojektils. Abbildung 6.2 stellt die Motoren nach den Tests den Simulationsmodellen exemplarisch gegenüber. Da die obere Hülle als eine Komponente modelliert ist, ist das Ablösen in den Simulationen nicht zu beobachten. Zudem brechen die Stege nicht, zeigen aber deutliche plastische Deformationen. Es wird die maximale plastische Deformation nach Impact in den Tests und den FE-Daten gemessen und die Abweichung zum unbeschädigten Zustand ermittelt (Δu_p). Mit zunehmender Impactenergie nimmt auch die bleibende Deformation zu, wie Abbildung 6.3 a) zeigt. Es zeigt sich eine lineare Zunahme der plastischen Deformation in Abhängigkeit von der Impactgeschwindigkeit im untersuchten Bereich.

Die FE-Modelle zeigen eine Übereinstimmung im Rahmen der Standardabweichung bis zu Serie S4 (Abbildung 6.3 b)). Für die Serien S5 und S6 liegen die plastischen Deformationen unter bzw. über den Vergleichswerten der Tests. Abweichungen entstehen dadurch, dass die Motoren nicht perfekt senkrecht aufprallen, während in den FE-Modellen kein Winkel um die Querachse angenommen wird. Des Weiteren tritt der Bruch der Stege in den FE-Simulationen nicht auf, was die Unterschiede weiter erklären kann. Die Abweichung der FE-Daten zu den gemittelten Testdaten beträgt für Serie S5 5.8 % und für Serie S6 10.2 %, was gute bzw. akzeptable Abweichungen für FE-Modelle darstellt (vgl. Kapitel 5.6). Auf Basis dieses Vergleichs für Impacttests und der Ergebnisse aus den quasi-statischen Untersuchungen wird das FE-Modell des Motors für die Ziele dieser Arbeit als validiert betrachtet. Die Deformationen aller Projektile und exemplarische Bildfolgen der Impacttests finden sich im Anhang B.1. Die vollständige Darstellung aller Bildfolgen der Tests befindet sich im Projektbericht DESIRE [181].

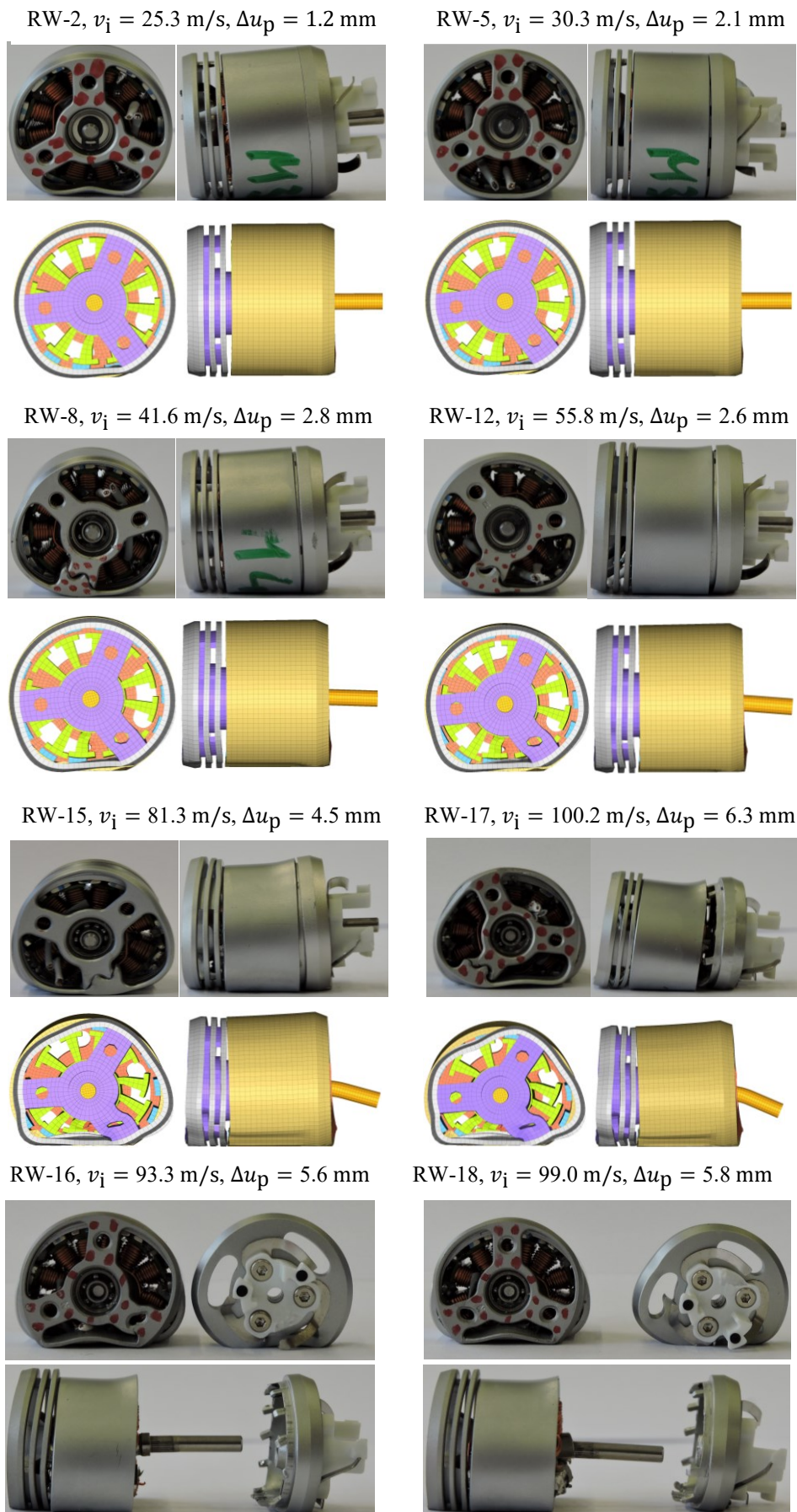


Abbildung 6.2: Exemplarische Darstellung deformierter Motoren nach HVI-Tests im Vergleich zu FE-Modellen nach Impact

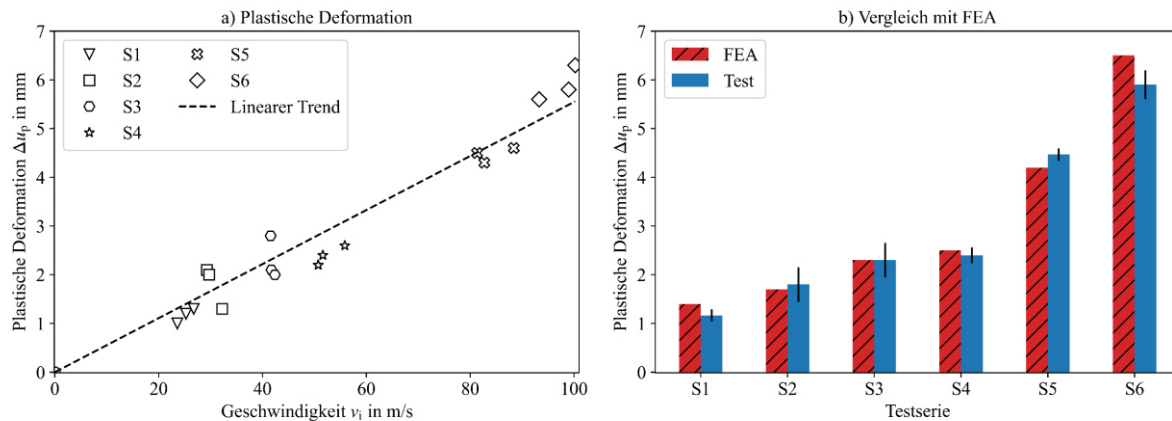


Abbildung 6.3: Plastische Deformation in Abhängigkeit der Impactgeschwindigkeit:
a) Abhängigkeit von der Impactgeschwindigkeit; b) Vergleich zur FEA

Abbildung 6.4 zeigt die Kraft-Zeit-Verläufe der Motorimpacttests aller sechs Testserien im Vergleich zu FE-Simulationen, die mit den gemittelten Geschwindigkeiten aus den Testreihen ($v_{i,FEA}$) durchgeführt werden. Mit zunehmender Impactgeschwindigkeit steigen die gemessenen Kräfte um den Faktor 3.3 von $F_{max} = 18.2$ kN für Serie S1 auf $F_{max} = 59.8$ kN für Serie S6. Der Zeitpunkt des ersten Kontakts wird als Zeitpunkt $t = 0.0$ ms festgelegt. Durch das Auswerteverfahren der Punktverfolgung und Interpolation zwischen den Messpunkten kommt es zu Abweichungen in den Verläufen für einzelne Tests, z. B. RW-4. Auch der Aufprall unter Neigungswinkeln um die x-Achse führt zu Abweichungen im Kraftverlauf (siehe Abbildung 6.11).

Da bei einem Impact des Motors plastische Deformationen auftreten, sind die Testdaten nicht plausibel. Die Testdaten entsprechen einem Restitutionskoeffizienten $e \approx 1$ (vgl. Kapitel 2.1). Das bedeutet, dass ein vollständig elastischer Stoß vorliegt. Erwartet wird aber, dass $e < 1$ ist, da plastische Deformationen auftreten. Diese Abweichung liegt an der Datenermittlung. Der Impact selbst wird von der Highspeed-Kamera mit 6 bis 12 Bildern aufgezeichnet. Die genaue Anzahl der Bilder ist abhängig von der Impactgeschwindigkeit und der Impactdauer. Anhand dieser Bilder werden die Verzögerung und Deformation bestimmt und zwischen diesen Punkten interpoliert. Eine größere Anzahl an Bildern ist nicht möglich, da sonst der Auswahlbereich zu klein wird, um vollständige Messungen durchführen zu können. Messungenauigkeiten treten auf, da die Motoren nicht perfekt senkrecht aufprallen. Des Weiteren kann über die rein optische Messung der Einfluss der Schädigung des Projektils nicht quantifiziert werden. Eine rein optische Messung ermöglicht zudem keine differenzierte Ermittlung der Kontaktkraft an der Schnittstelle zwischen Projektil und Ziel. Somit eignet es sich auch nicht, um das Lastmodell in Kapitel 7 zu validieren. Die FEA bietet eine Möglichkeit zur differenzierten Ermittlung der Kontaktkraft, da das Modell des Motors bereits gegen die quasi-statischen Daten und anhand der plastischen Deformationen bei Impact validiert ist. Da für alle Materialien des Motors das Johnson-Cook-Modell verwendet wird, werden auch Dehnrateneffekte modelliert. Das erlaubt eine Ermittlung der Kontaktkraft ohne weitere Validierung gegen Impacttests. Weitere Methoden zur Ermittlung der Kontaktkraft sind die Nutzung von Dehnmessstreifen sowie der direkte Aufprall auf einen Kraftmesssensor, z. B. in Form eines Split-Hopkinson-Prüfstands. Diese Methoden sind nicht mehr Teil dieser Arbeit.

Alle Simulationen zeigen einen steilen Anstieg der Kontaktkraft, sobald der Motor aufprallt. Diese erste lokale Lastspitze liegt zwischen 37.0 und 46.2 % des globalen Maximums des Kraftverlaufs. Nach dem Erreichen der ersten Spitze fällt die Kraft wieder ab bzw. bildet ein Plateau aus, wie es die FEA-Verläufe der Serie S1 und Serie S2 zeigen. Wird die Kraft über die Verschiebung u dargestellt, hat dieses lokale Plateau die gleiche Länge für alle Simulationen (vgl. Abbildung 6.5). Der zweite Anstieg sowie das Kraftmaximum müssen deshalb vom Stator des Motors ausgelöst werden. Abfälle in der Kraftkurve deuten auf eine Beschädigung des Motorprojektils hin.

Werden die Kraftsignale der Testdaten über die Verschiebung dargestellt, stimmen die Verläufe bis Serie S4 (gemittelt $E_{kin} = 73.7$ J) mit den quasi-statischen Daten überein. Auch hier muss beachtet werden, dass sowohl die Kraft als auch die Verschiebung rein optisch ermittelt werden, weshalb die FE-Daten differenziertere Aussagen ermöglichen. Die FEA-Verläufe zeigen im Wesentlichen das Verhalten, das bereits aus den Kraft-Zeit-Verläufen zu erwarten war. Sie zeigen, anders als die Testdaten, zwei

Lastspitzen, wobei das Kraftmaximum für alle Verläufe deutlich oberhalb der quasi-statischen und Impacttestdaten liegt und signifikant von diesen abweicht. Die Verläufe der Simulation zeigen eine deutlich größere Energieabsorption, als sie in den Testdaten festzustellen ist. Es lässt sich somit festhalten, dass die rein optische Messung zu ungenau ist, um die Kontaktkraft an der Schnittstelle zwischen Projektil und Ziel zu bestimmen und auf FEA zurückgegriffen werden muss.

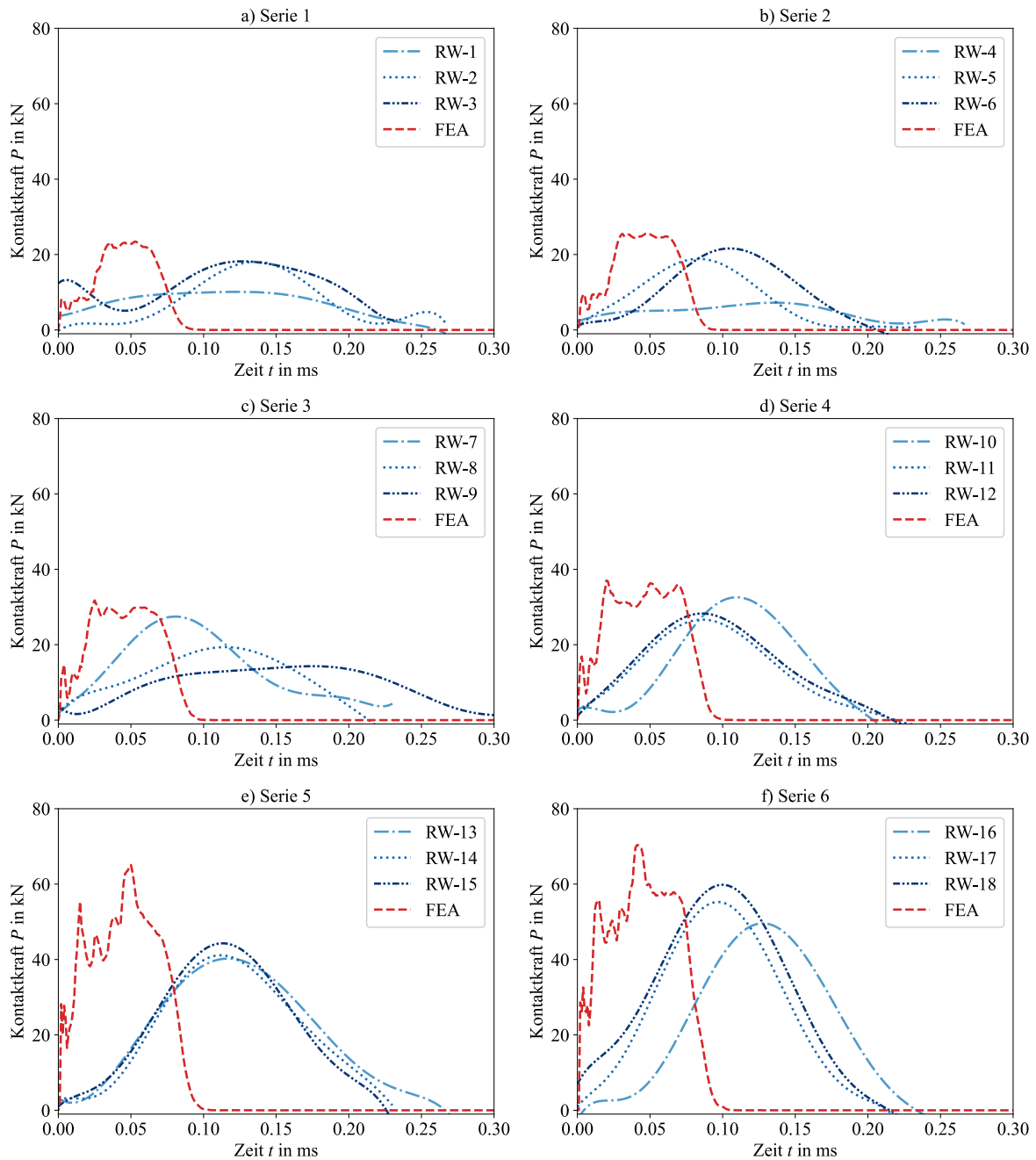


Abbildung 6.4: Kraft-Zeit-Verläufe der Motorimpacttests, gruppiert nach den jeweiligen Testserien im Vergleich zu FEA-Daten

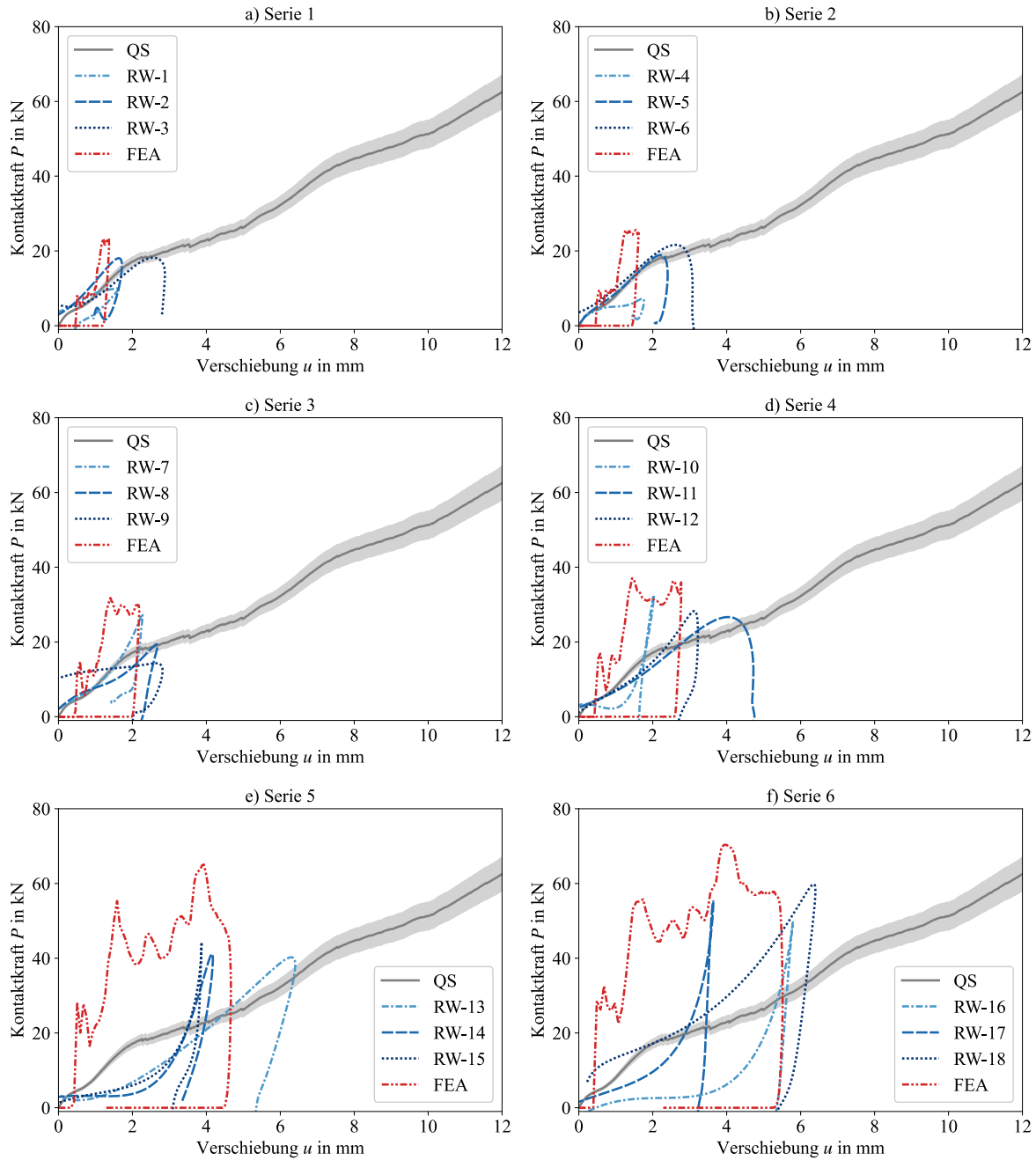


Abbildung 6.5: Kraft-Verschiebungsverläufe von HVI-Tests im Vergleich zu quasi-statischen und FEA-Daten

6.1.2 Impactanalyse von Motoren mit Al2024-T3-Proben

Starre Ziele entsprechen nicht der Realität. Deshalb werden deformierbare Zielstrukturen (FT – „Flexible Target“) untersucht, um realitätsnahe Ergebnisse zu erzielen. Die Zielstrukturen sind dabei flache Al2024-T3-Proben, wie sie in Kapitel 4.4.2 erläutert werden. Nach Tabelle 3.4 liegt für Motoren bei Impactgeschwindigkeiten von $v_i \geq 75$ m/s ein harter Stoß vor, wenn sie auf Al2024-T3 stoßen. Es werden vier Tests mit Geschwindigkeiten zwischen 79.9 m/s und 139.3 m/s durchgeführt, aufgelistet in Tabelle 6.2, womit alle Tests die Bedingungen für einen harten Stoß erfüllen.

Tabelle 6.2: Impacttests harter Stoß "Motor" auf Al2024-T3-Proben, sortiert nach Geschwindigkeit

	FT1-4	FT1-1	FT1-2	FT1-3
m_p in g	52.8	52.7	53.0	52.7
v_i in m/s	79.9	97.5	113.6	139.3

Abbildung 6.6 zeigt die Kraft-Zeit-Verläufe der Tests. Im Vergleich dazu stehen die FEA-Verläufe. Allgemein gilt, dass die Kontaktkraft mit zunehmender Impactgeschwindigkeit steigt solange die Zielstruktur keinen Schaden aufweist. Nach dem Erreichen des Maximums fallen die Kräfte aus den Testdaten, anders als erwartet, nicht auf $P = 0$ N. Sie zeigen eine Reduktion auf Werte zwischen $P = 5$ kN und $P = 8$ kN. Im Anschluss lässt sich für alle Tests ein zweiter Ausschlag beobachten. Diese Beobachtung lässt sich ebenfalls mit dem Mess- und Auswertungsverfahren begründen. Abbildung 6.7 zeigt exemplarisch die Bildfolge des Tests FT1-1. Bildfolgen der weiteren Tests befinden sich im Anhang B.2. Es ist zu sehen, dass der Motor in das Ziel eintaucht und die Kontaktstelle zwischen Ziel und Projektil dadurch nicht mehr zu beobachten ist. Nur die Hinterkante des Motors kann zur Auswertung verfolgt werden. Sobald das Projektil den Kontakt zum Ziel verliert, muss die Kontaktkraft $P = 0$ N betragen, was für die Testdaten nicht zutrifft. Die Aufnahmezeit ist auch hier zu gering, um den Impactprozess vollständig und differenzierter analysieren zu können. Es ist zu vermuten, dass die Aluminiumprobe nach Ende des ersten Kontakts nochmal mit dem Motor in Kontakt kommt aufgrund der erzeugten Schwingungen und dadurch der zweite Kraftausschlag entsteht. Diese Vermutung lässt sich durch die FEA bestätigen, da es auch hier zum Zweitkontakt kommt. Dieser muss dadurch entstehen, dass die Rückschlaggeschwindigkeit des Ziels größer ist als die Rückschlaggeschwindigkeit des Projektils. Ein solcher Zweitkontakt ist aber für die initiale Bestimmung der Impactkraft irrelevant, da der Hauptanteil der Impactenergie bereits umgewandelt wurde. Es lässt sich aus den Videos nicht ermitteln, ob der Zweitkontakt einen Einfluss auf das Schadensbild der Zielstruktur hat.

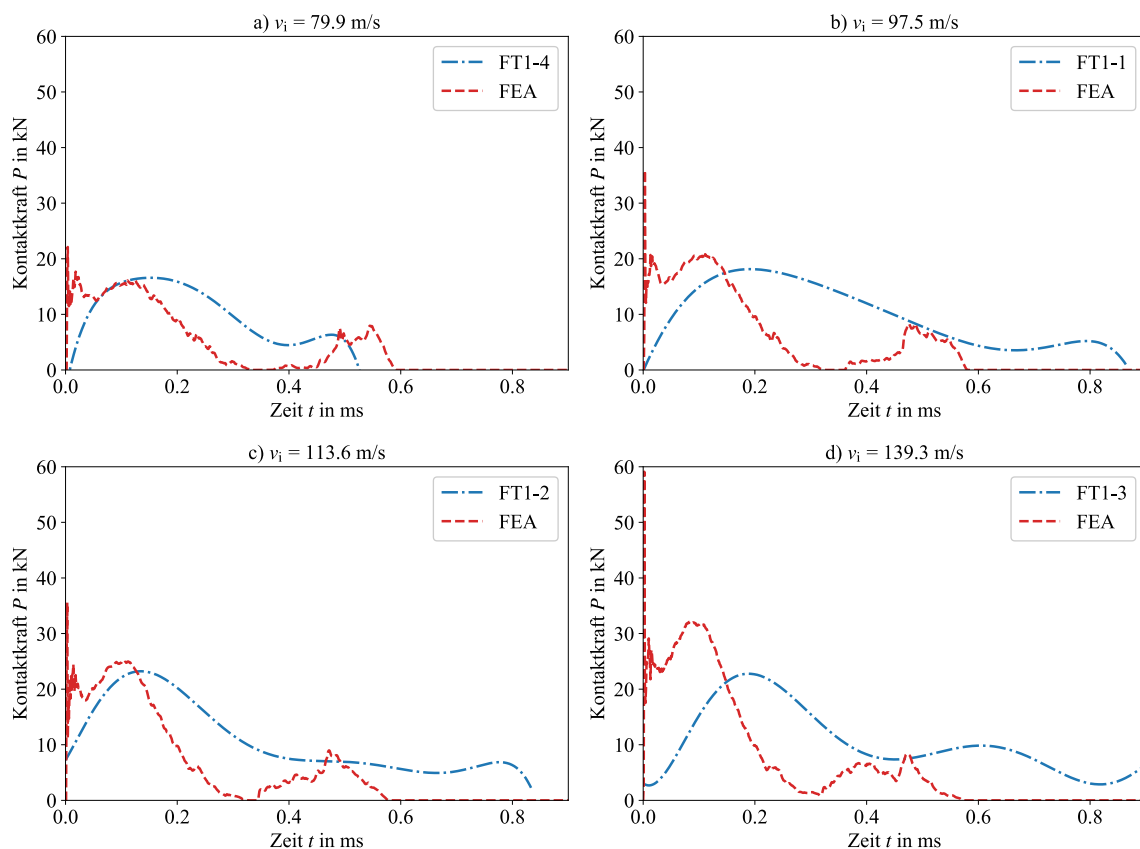


Abbildung 6.6: Kraft-Zeit-Verläufe für Aufprälle von Motoren auf Al2024-T3-Proben

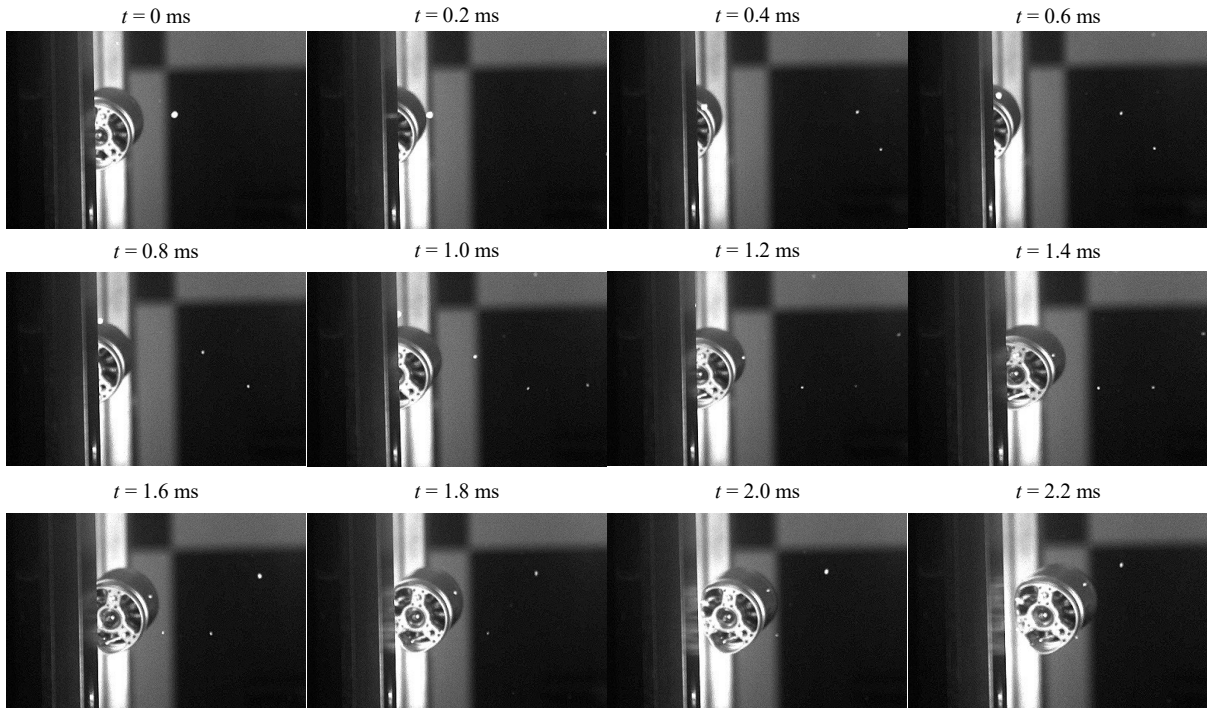


Abbildung 6.7: Bildfolge Impact Motor FT1-1 $v_i = 97.5$ m/s

Der Vergleich der Kurven untereinander zeigt, dass die Testdaten FT1-2 und FT1-3 vergleichbare Kraftmaxima erzeugen, obwohl die Geschwindigkeitsdifferenz $\Delta v_i = 25.7$ m/s zwischen den Tests beträgt. Zwischen diesen beiden Tests gibt es aber zwei Unterschiede. Zum einen ist die Verschiebung für Test FT1-3 mit $u = 43.3$ mm mehr als doppelt so groß wie für FT1-2 mit $u = 19.9$ mm (vgl. Abbildung 6.8). Des Weiteren zeigt sich nur für FT1-3 neben der plastischen Deformation ein Penetrationsschaden. Bei diesem Test blättert die Zielstruktur auf (vgl. Abbildung 6.9). Aufgrund des Schadens ist das Kraftmaximum geringer, als es auf der Grundlage der Ergebnisse für Strukturen ohne Penetrationsschaden zu erwarten wäre. Dies deutet daraufhin, dass ein Penetrationsschaden der Struktur die Gültigkeit des analytischen Modells einschränken kann. Genauer wird dies in Kapitel 7 und 8 untersucht.

Die FEA-Daten weichen auch hier von den Testdaten ab. Unmittelbar nach dem Aufprall zeigen alle Simulationen eine initiale Lastspitze. Diese zeigt sich in den Kraft-Zeit und Kraft-Verschiebungsverläufen (vgl. Abbildung 6.6 und Abbildung 6.8). Sie ist numerisch durch das Kontaktmodell bedingt. Wird der Aufprallwinkel geändert, was in einer folgenden Parameterstudie genauer untersucht wird, tritt dieser initiale Peak nicht auf. Die FE-Verläufe bilden ebenfalls zwei Lastspitzen aufgrund des oben genannten Zweitkontakts aus. Wird die Abweichung der Kraftmaxima zwischen Test und FEA bei Vernachlässigung des initialen Peaks betrachtet, liegt diese zwischen 2.5 % und 14.8 % für die Tests ohne Penetration. Bei Test FT1-3 beträgt der Unterschied des Kraftmaximum 41.3 %. Es wird auch hier davon ausgegangen, dass die FEA genauere Ergebnisse liefert, da die Mess- und Auswertungsmethodik der Testdaten große Ungenauigkeiten hat, wie bereits für die Tests auf die starre Prallwand erläutert. Es lässt sich somit festhalten, dass die rein optische Messung auch für HVI-Tests mit plastischer Deformation des Ziels zu ungenau ist und keine verwertbaren Testdaten liefert.

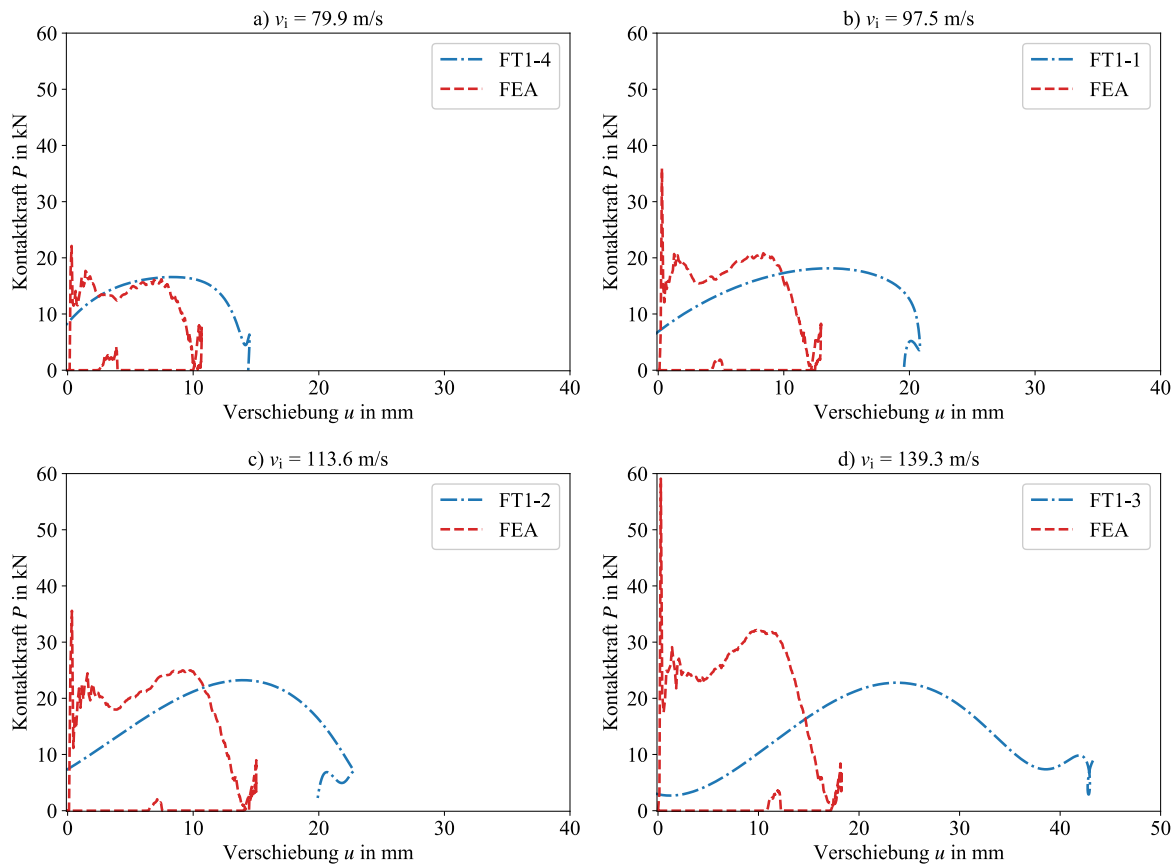


Abbildung 6.8: Kraft-Verschiebungsverläufe für Aufprälle von Motoren auf Al2024-T3-Proben

Abbildung 6.9 zeigt eine Detailansicht des Schadens des Tests FT1-3 und in Gegenüberstellung die Risslänge der Simulation. Die Schadensbreiten unterscheiden sich deutlich. In den Tests hat der Schaden eine Länge von 75.0 mm, während im FE-Modell ein Schaden von 40.5 mm gemessen wird (vgl. Abbildung 6.9). Dies liegt an der Vernetzung des FE-Modells. Eine feinere Vernetzung führt zu einem längeren Riss, erhöht gleichzeitig die Rechenzeit aber deutlich (vgl. Anhang A.3). Um die Rissausbreitung detailliert abbilden zu können, müsste außerdem ein anderes Schadensmodell gewählt werden, beispielsweise die „Virtual Crack Closure Technique“ (VCCT). Dies ist aber nicht Teil dieser Arbeit.

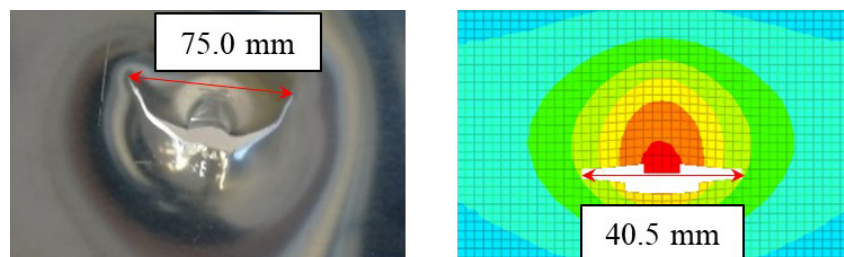


Abbildung 6.9: Schadensgröße von Test und Simulation für eine Impactgeschwindigkeit von $v_i = 139.3$ m/s

Abbildung 6.10 zeigt alle Proben, Motoren und die jeweiligen FE-Modelle nach den Aufprallvorgängen. Die Motoren perforieren die Ziele, unabhängig von der Geschwindigkeit, nicht. Aufblättern der Probe ist für den Test mit der größten Geschwindigkeit (FT1-3) und der entsprechenden Simulation zu beobachten. Der Motor ist in den Tests um die y - und x -Achse verdreht und trifft die Probe versetzt von der Mitte. Da die Neigung des Projektils einen Einfluss auf den Schaden zu haben scheint, wird diese im Folgenden in einer Parameterstudie detaillierter untersucht.




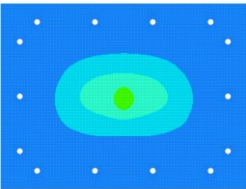

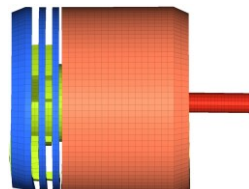



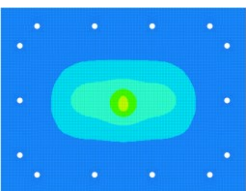
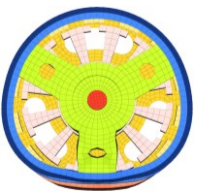
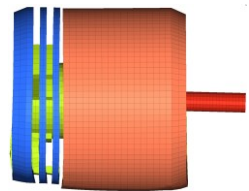



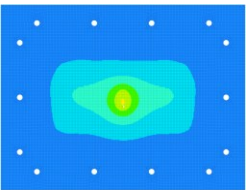
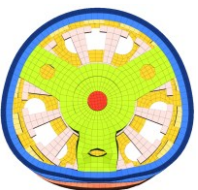
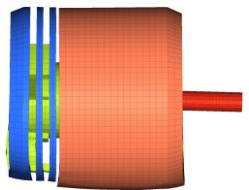



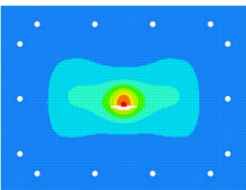

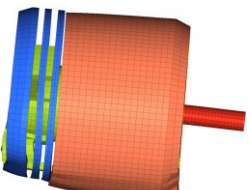
v_i in m/s		Al2024-T3 Front	pl. Deformation (Ziel in z) in mm	Motor	
79.9	Test		4.8		
	FEA		5.7		
97.5	Test		7.0		
	FEA		7.2		
113.6	Test		8.4		
	FEA		8.8		
139.3	Test		20.7		
	FEA		13.7		

Abbildung 6.10: Aluminiumproben, Projektile und Simulationsmodelle nach dem Aufprall

Zur Untersuchung wird der Impactwinkel β genutzt. Dieser Winkel ist als Drehung des Projektils um die globale x_g -Achse definiert, dargestellt in Abbildung 6.11. Er wurde bereits in der Perforationsbedingung verwendet (vgl. Kapitel 3.1). Es werden Winkel zwischen $-45^\circ \leq \beta \leq 45^\circ$ mit der Aufprallgeschwindigkeit $v_i = 139.3$ m/s untersucht. Bei dieser Geschwindigkeit sind Risse in der Zielstruktur zu beobachten. Diese Schadensgröße ist ein passender Wert, um eine Aussage zur Abhängigkeit von der Fluglage treffen zu können. Sowohl der Kraftverlauf als auch die Schadensgröße und der Schadenstyp hängen von β ab. Die größte Kraft tritt bei $\beta = 0^\circ$ auf, wobei hier gleichzeitig der kleinste Schaden entsteht. Das Projektil hat in diesem Fall die größte Kontaktfläche zum Ziel, wodurch sich die Kraft auf eine größere Fläche verteilt. Die Spannungen sind entsprechend geringer und es entwickelt sich ein geringerer Schaden. Es entsteht eine initiale Lastspitze für 0° , bei der die Kontaktkraft kurzzeitig knapp 60 kN erreicht. Andere Winkel bilden diese Spitze nicht aus. Es ist zu vermuten, dass diese Spitze aufgrund numerischer Effekte durch den Kontakt entsteht, da hier viele Elemente mit einer hohen Geschwindigkeit gleichzeitig aufeinandertreffen und so zu einer hohen, initialen Kontaktkraft führen. Zum Vergleich mit weiteren Winkeln wird die zweite Lastspitze bei 32 kN herangezogen. Es treten zwei weitere Lastausschläge aufgrund der wiederholten Kontakte durch die Schwingung der Zielstruktur auf, die aber nicht weiter relevant sind. Für Winkel zwischen $-45^\circ \leq \beta \leq 11.25^\circ$ treten plastische Deformation, Rissbildung und Penetration auf. In diesem Fall ist ein Aufblättern zu beobachten. Im Vergleich zur 0° -Orientierung fallen die Kraftverläufe langsamer ab und zeigen keine weiteren Ausschläge aufgrund eines wiederholten Kontakts mit dem Ziel. Die Kraftmaxima liegen unterhalb dem der 0° -Orientierung. Für die Winkel treten aber größere Schäden an der Zielstruktur auf. Die Plastizität und der Schaden an der Struktur begrenzen dadurch die Kraftverläufe. Perforation ist für die Winkel $\beta = 22.5^\circ$ und $\beta = 45^\circ$ zu beobachten (vgl. Abbildung 6.12). Diese Daten legen die Vermutung nahe, dass eine Anpassung der Fluglage im Fall einer unvermeidlichen Kollision den Schaden signifikant beeinflussen kann. Dies ist ein Thema, das über den Fokus dieser Arbeit reicht und hier nicht weiter behandelt wird.

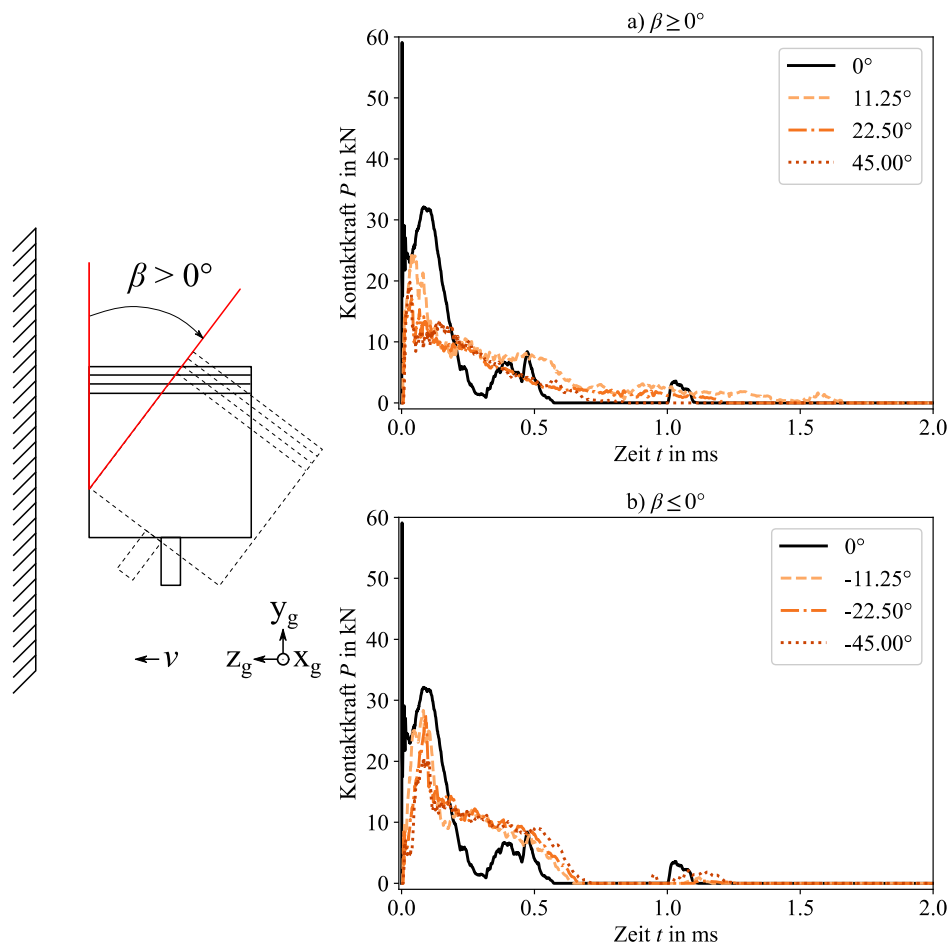


Abbildung 6.11: Definition des Impactwinkels β und Kraft-Zeit-Verläufe für verschiedene Winkel

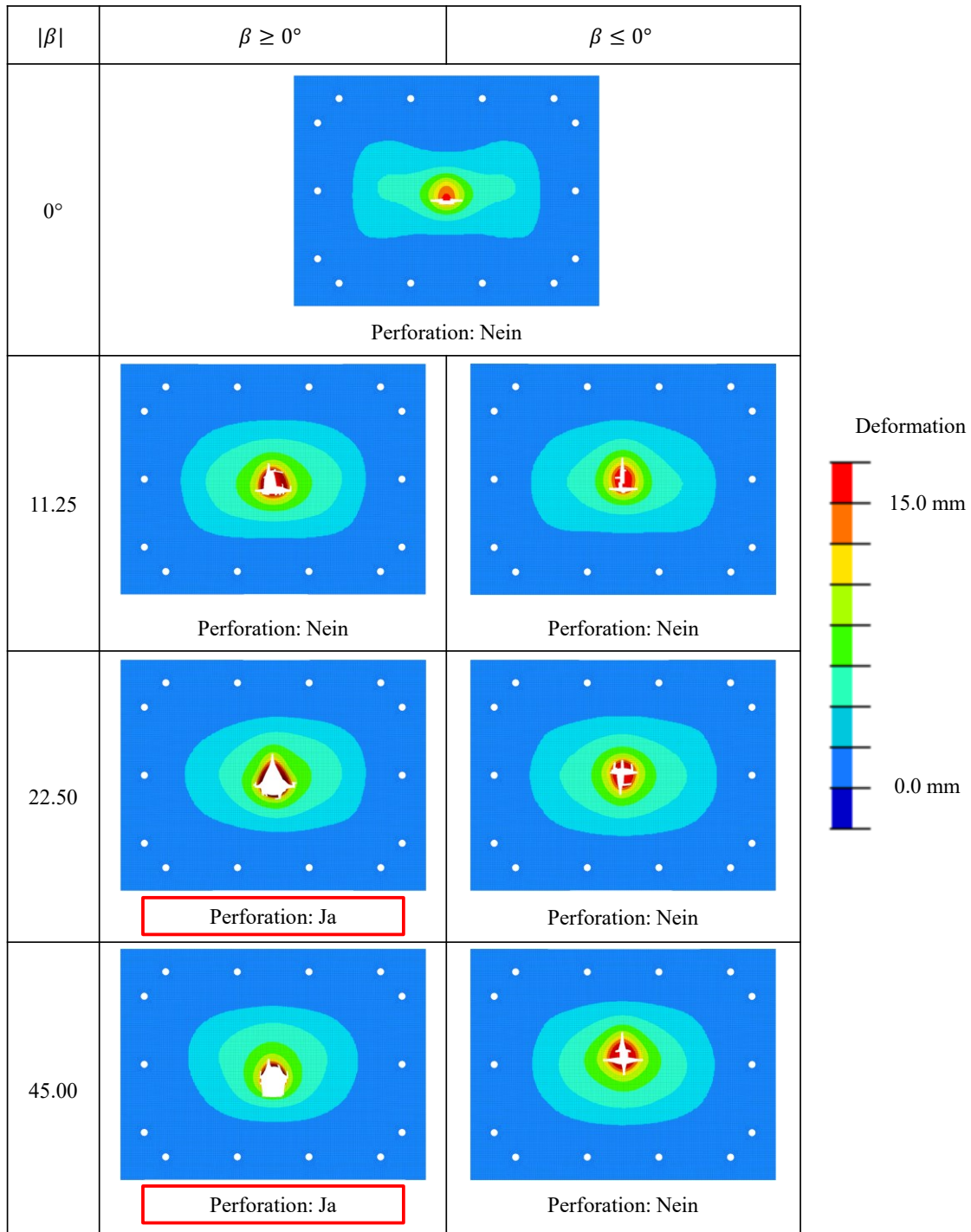


Abbildung 6.12: Schaden der Al2024-T3-Proben in Abhängigkeit des Impactwinkels β

6.1.3 Impactanalyse der Ersatzschale mit einer starren Prallwand

Mit den Ersatzschalen werden sieben Impacttests auf die starre Prallwand mit Geschwindigkeiten zwischen $v_i = 47.8$ m/s und 114.1 m/s durchgeführt. Tabelle 6.3 listet die untersuchten Impactgeschwindigkeiten sowie die Massen der Projektile auf.

Abbildung 6.13 zeigt die Kraft-Zeit-Verläufe der Tests. Die Testdaten liefern unplausible Ergebnisse, die in dieser Form nicht verwertbar sind. Es sind Kraftausschläge für niedrige Impactgeschwindigkeiten ($v_i = 49.4$ m/s) zu beobachten, die über den Werten der größten Impactgeschwindigkeit ($v_i = 114.1$ m/s) liegen.

Tabelle 6.3: Untersuchte Aufprallgeschwindigkeiten der Ersatzschalen mit der starren Platte

	S1	S2	S3	S4	S5	S6	S7
m_p in g	10.4	10.3	10.3	10.2	10.4	10.4	10.1
v_i in m/s	96.0	114.1	108.1	70.6	49.4	53.6	47.8

Die Kontaktkraft wird nicht direkt gemessen, wodurch sich die Schwankungen in den Verläufen erklären lassen. Sie wird anhand der Bilder der Hochgeschwindigkeitskamera bestimmt. Dabei wird die Hinterkante des Projektils verfolgt und die Verzögerung ermittelt. Durch Multiplikation der Verzögerung mit der Projektilmasse ergibt sich der Kraftverlauf. Die Kraftverläufe zeigen starke Schwankungen sowie negative Werte. Eine negative Kontaktkraft ist physikalisch nicht möglich. Die Kontaktkraft ist positiv definiert und entsteht, wenn Projektil und Ziel in Kontakt sind. Die Auflösung zur Bestimmung der Kontaktkraft ist zu gering. Eine FE-Simulation ermöglicht an dieser Stelle eine detaillierte Auswertung des Kraftverlaufs. Plausibel wäre ein positiver, initialer Ausschlag, der sich mit zunehmender Zeit einem Wert von 0 N nähert, wobei sich während des Kraftverlaufs Schwankungen aufgrund der uneinheitlichen Massenverteilung bilden müssten. Das ist in keinem der Verläufe in Abbildung 6.13 zu sehen.

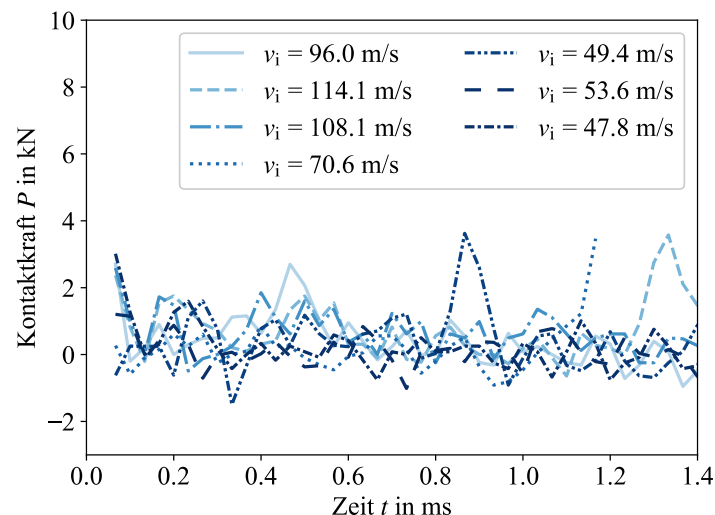


Abbildung 6.13: Testdaten Impact Ersatzschale gegen eine starre Prallwand

Da die Kraftverläufe der Impacttests der Ersatzschale keine verwertbaren Ergebnisse liefern, wird die Deformation des simulierten Ersatzprojektils bei Aufprall auf den gesamten Prüfstand mit Bildern der Hochgeschwindigkeitsvideos verglichen (Abbildung 6.14). Das Projektil zeigt bei allen Tests Verdrehungen um drei Achsen x , y und z (vgl. Anhang B.1). Die Verdrehungen des Projektils entstehen aufgrund mehrerer Effekte bei der Testdurchführung. Die Projektile werden entlang des Beschleunigungsrohrs im Sabot beschleunigt. Dieses kann sich innerhalb des Rohrs drehen, was eine Verdrehung des Projektils um die Längsachse erzeugt. Bei der Trennung von Projektil und Sabot können Kraftstöße das Projektil in Rotation versetzen. Das Projektil legt eine Flugstrecke von zwei Metern zurück, bevor es auf das Ziel schlägt. Aerodynamische Kräfte, wie der Luftwiderstand, können das Projektil weiter verdrehen. Zur Vereinfachung wird in der Simulation von einem senkrechten Aufprall ausgegangen.

Im Vergleich zwischen Test und Simulation sind bis zu einem Zeitpunkt von $t = 0.2$ ms die Längen der unzerstörten Anteile zwischen Test und Simulation vergleichbar. Zum Zeitpunkt $t = 0.5$ ms ist der zerstörte Anteil in der Simulation größer als im Test. Dies ist auf den Winkel um die y -Achse zurückzuführen. Zum Zeitpunkt $t = 1.0$ ms ist ein Riss am hinteren Ende des Testprojektils zu erkennen. In den Simulationen zeigt dieser Bereich eine starke Deformation und ebenfalls einen Riss. Ab $t = 1.5$ ms fällt die Kontaktkraft auf 0 N. Der Kraftverlauf in Abbildung 6.14 erfüllt die Erwartungen und ist plausibel. Da das Schädigungsverhalten zwischen Test und Simulation vergleichbar ist, kann davon ausgegangen

werden, dass die Impactsimulationen der Ersatzschale ausreichend für diese Arbeit validiert sind und die Kraftverläufe für weitere Untersuchungen in Kapitel 7 verwendet werden können.

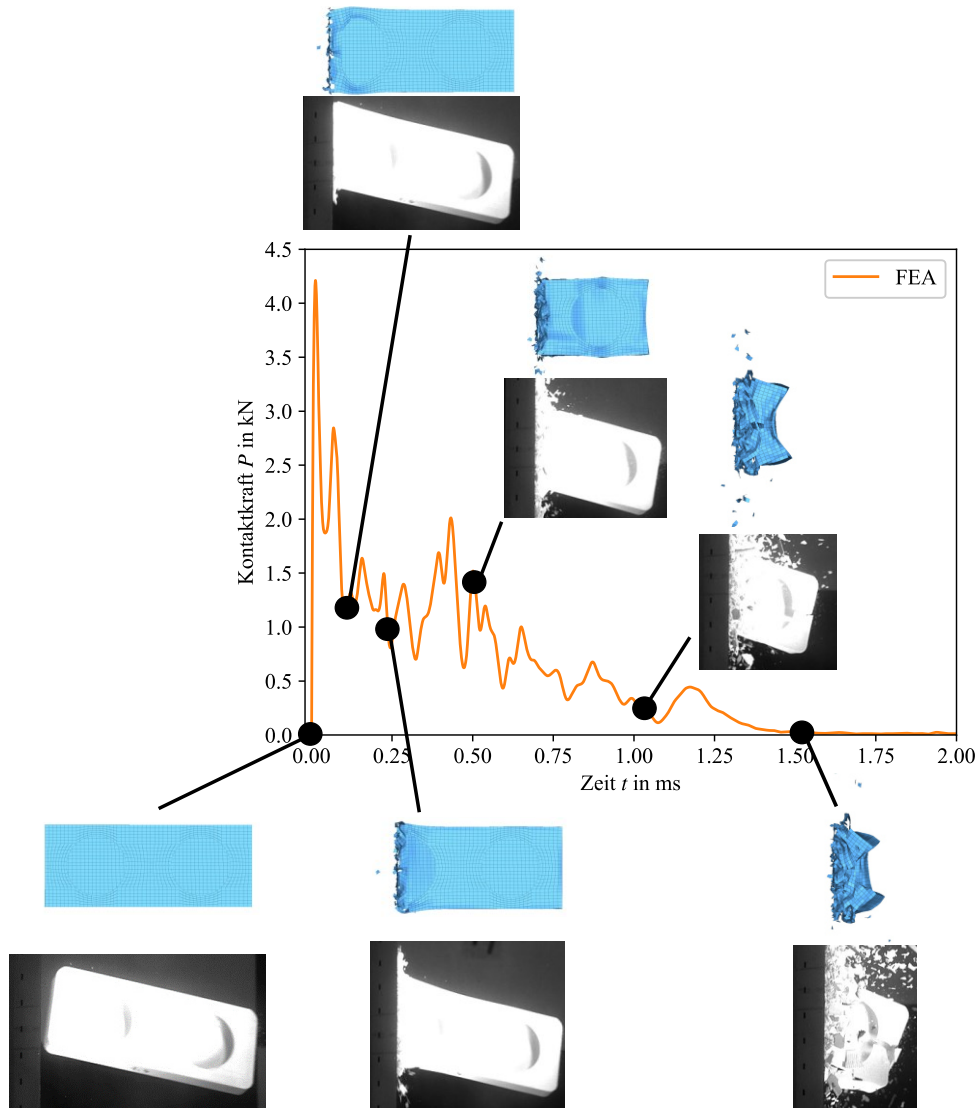


Abbildung 6.14: Vergleich von Simulation und Test von einem Impact der Ersatzschale ($v_i = 108.1$ m/s)

6.1.4 Impactanalyse Ersatzschale mit Al2024-T3-Proben

Es werden drei Untersuchungen mit Geschwindigkeiten zwischen 88.1 m/s und 113.7 m/s mit der Ersatzschale auf Al2024-T3-Proben durchgeführt (vgl. Tabelle 6.4). Die Abschätzung nach Tabelle 3.4 ergibt, dass für Impacts von Schalen keine harten Stöße, sondern ausschließlich weiche Stöße vorliegen. Die Projektile werden während des Impacts vollständig zerstört (zu sehen im Anhang B.2 in Abbildung B 10 bis Abbildung B 12). Die Ziele hingegen zeigen ausschließlich Kratzer an der Oberfläche. Die Proben weisen keine plastische Deformation nach dem Impact auf und werden in Abbildung 6.15 gezeigt. Die gemittelten Testdaten sind in Abbildung 6.16 zu sehen. Es treten die gleichen Schwierigkeiten bei der Ermittlung der Kraftsignale aus den Testdaten auf, wie bereits unter 6.1.3 für die starre Platte beschrieben. Da für diese Tests sowohl ein weicher Stoß vorliegt, als auch das FE-Modell der Ersatzschale für diese weichen Stöße bereits validiert wurde und hier ein validiertes Materialmodell für Al2024-T3 verwendet wird, wird auf eine detaillierte Betrachtung der FE an dieser Stelle verzichtet.

Tabelle 6.4: Impacttests harter Stoß „Ersatzschale“; sortiert nach Impactgeschwindigkeit

	FT2-3	FT2-1	FT2-2
m_p in g	10.2	10.3	10.4
v_i in m/s	88.1	92.2	113.7

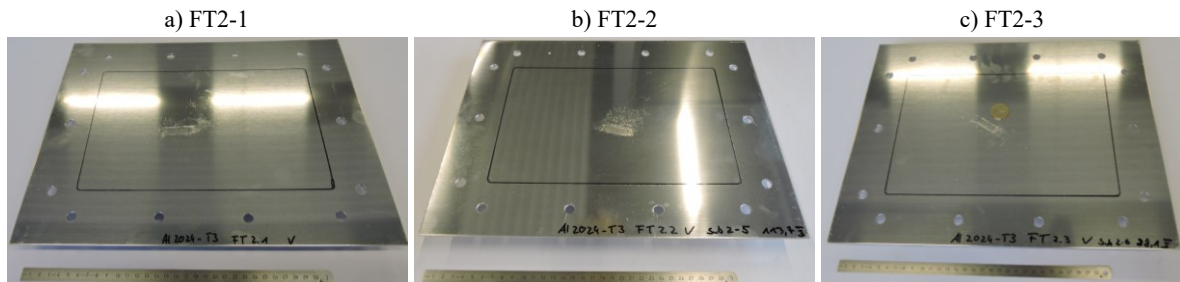


Abbildung 6.15: Proben nach Impact der Ersatzschale

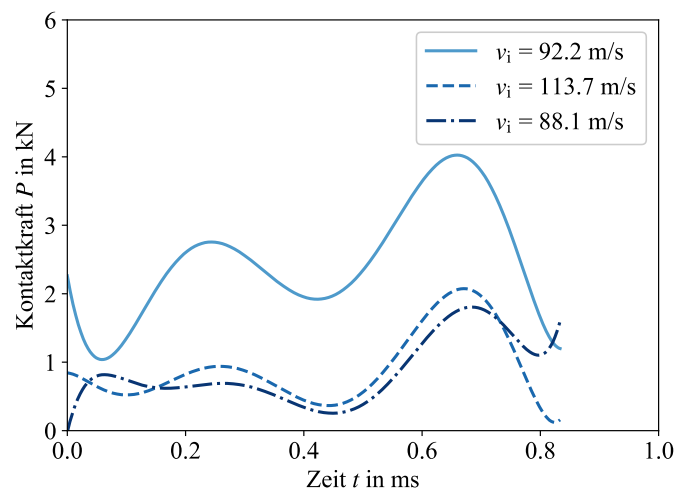


Abbildung 6.16: Testdaten Impact Ersatzschale mit Al2024-T3-Proben

6.2 Diskussion der Impactanalysen der Einzelkomponenten

Die Test- und Simulationsdaten der vorangegangenen Kapitel zeigen, dass sich das Impactverhalten der Motoren grundlegend vom Verhalten der Ersatzschale unterscheidet. Während der Motor plastische Deformationen und Risse ausbildet, fragmentiert im Gegensatz dazu die Ersatzschale abhängig von der Impactgeschwindigkeit vollständig (vgl. Tabelle 6.5 und Tabelle 6.6). Trotz gleicher Stoßart (für die Zielstruktur „starre Prallwand“) verhalten sich die Projektile unterschiedlich. Das analytische Rechenmodell muss also abhängig vom Projektilverhalten unter Impactbelastung ausgewählt werden. Da die Ersatzschale fragmentiert und sich die Partikel am Aufprallort nicht aufsummieren, kann in einer ersten Überlegung das FZAM zur Berechnung dieses Aufpralls verwendet werden. Dafür müssen sowohl die Massen- als auch die Berstlastverteilung bestimmt werden. Die Kraftverläufe der Test- und Simulationsdaten der Motorimpacttests zeigen hingegen annähernd den Verlauf einer Sinushalbwellen (vgl. Abbildung 6.4 und Abbildung 6.6). Das deutet darauf hin, dass sich zur Berechnung dieser Impacts ein klassisches Feder-Masse-Modell nach Kapitel 2.2.1 (Gleichung (2.13)) besser eignet als das FZAM. Untersucht werden die Berechnungsmodelle in Abhängigkeit des Projektilverhaltens in Kapitel 7.2 und 7.3.

Tabelle 6.5: Impactverhalten der Projektile bei Aufprall auf eine starre Prallwand

Starre Prallwand				
Projektile	Schaden Projektile	Stoßart bei $v_{i,max}$	Erwartetes Rechenmodell	Parameter
Motor	pl. Deformation, Rissbildung	Weich	Feder-Masse	k_e, t_f, v_i, m_p
Ersatzschale	Fragmentierung	Weich	FZAM	μ, P_C, v_i

Tabelle 6.6: Impactverhalten der Projektile bei Aufprall auf Al2024-T3-Proben

Al2024-T3					
Projektile	Schaden Projektile	Schaden Ziel	Stoßart bei $v_{i,max}$	Erwartetes Rechenmodell	Parameter
Motor	pl. Deformation, Rissbildung	pl. Deformation, Perforation	Hart	Feder-Masse	$k_e, t_f, v_i, m_p, m_t, k_t$
Ersatzschale	Vollständige / teilweise Fragmentierung	Kratzer	Weich	FZAM	μ, P_C, v_i

Neben der Impactgeschwindigkeit sowie der Projektillmasse müssen zur Verwendung von (eindimensionalen) Feder-Masse-Modellen auch ein Steifigkeitswert k_e und / oder die Kontaktzeit t_f bekannt sein. Beide Parameter lassen sich aus den Test- und Simulationsdaten ermitteln. In den Simulationsdaten sind klare Zeitpunkte für den Beginn und das Ende des Impacts festzustellen, sobald die Kraft $P = 0$ N beträgt bzw. von diesem Wert abweicht. Für den Aufprall eines Motors auf eine starre Prallwand ergibt sich eine gemittelte Kontaktzeit von $t_f = 0.107$ ms. Dieser Wert entspricht für Impacts auf Al2024-T3 einer Kontaktzeit 0.326 ms.

Werden die Kraftmaxima über die Impactenergie geplottet und eine Approximation mithilfe einer Wurzelfunktion durchgeführt, ergeben sich die Verläufe aus Abbildung 6.17. Diese Abhängigkeit lässt sich über die folgende Funktion beschreiben [116], die gleichzeitig die Amplitude des Ein-Feder-Masse-Schwingers darstellt:

$$P_{max} = \sqrt{2 \cdot k_e \cdot E_{kin}} \quad (6.1)$$

Aus den Testreihen der Motorimpacts ergeben sich die folgenden Werte für die Federsteifigkeit k_e (vgl. Tabelle 6.7). Diese sind ein arithmetischer Mittelwert. Abbildung 6.17 zeigt, wie erwartet, dass die Kraftmaxima der Simulationen höher liegen als die der Testdaten, was auf die bereits erläuterten Abweichungen aufgrund der indirekten Kraftmessung zurückzuführen ist. Nichtsdestotrotz kann das Kraftmaximum für den Aufprall eines Motors bei bekannter Steifigkeit k_e oder Kontaktzeit t_f über Feder-Masse-Modelle bzw. Gleichung (6.1) bestimmt werden.

Tabelle 6.7: Federsteifigkeiten der Impacttestserien Motor (arithmetisches Mittel)

	Starre Prallwand		Al2024-T3	
	Test	FEA	Test	FEA
k_e in $\frac{kN}{m}$	5703.9	12701.2	691.9	1111.2
m_p in g	53.0	42.3	53.0	42.3

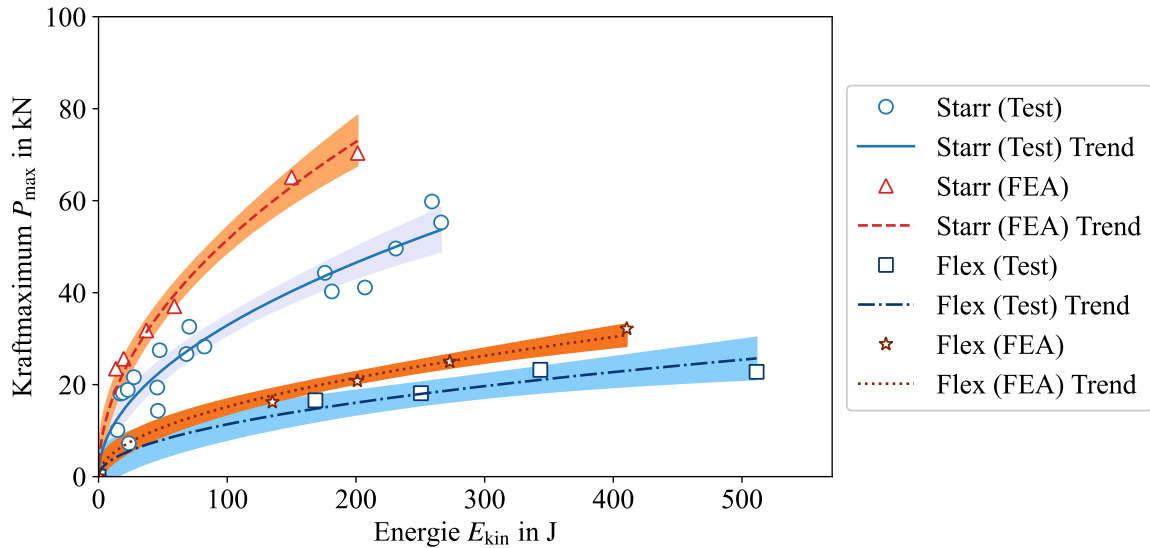


Abbildung 6.17: Kraftmaxima in Abhängigkeit der Impactenergie für starre und nachgiebige Zielstrukturen

6.3 Zusammenfassung

Die dritte Arbeitshypothese besagt, dass sich Eingangsparameter für das Berechnungsmodell aus Vorversuchen und Simulationen bestimmen lassen. Die vorangehenden Kapitel verifizieren diese Arbeitshypothese und es lassen sich folgende, allgemeingültige Aussagen zur Bestimmung der Eingangsparameter für das finale Berechnungsmodell treffen (vgl. Abbildung 6.18):

- Über die Analytik lassen sich die Stoßarten verschiedener Projektils und das Kraftmaximum für den Fall eines nicht-fragmentierenden Projektils bestimmen. Zur analytischen Bestimmung dieses Kraftmaximums muss die Impactenergie sowie die Ersatzfedersteifigkeit bekannt sein, welche sich aus Test- und FE-Daten ermitteln lassen.
- Aus HVI-Tests ergeben sich die Schadensarten von Projektil und Ziel sowie Massenverteilungen, Berstlastverteilungen und Geometriedaten wie die Länge einzelner Komponenten und deren Einzelmassen. Die Testdaten liefern aufgrund der Auswertemethodik keine plausiblen Kraft-Zeit-Verläufe.
- Über die FEA können Ersatzfedersteifigkeiten und Kontaktzeiten bestimmt werden. Kraft-Zeit-Verläufe zur Validierung des Berechnungsmodells ergeben sich ebenso.

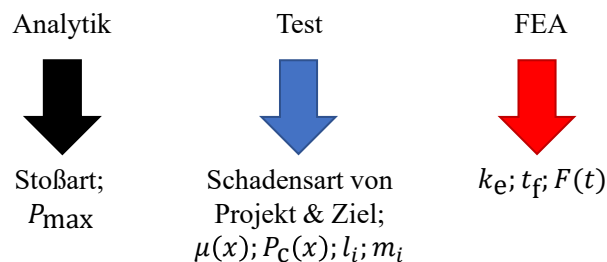


Abbildung 6.18: Methoden zur Ermittlung verschiedener Eingangsparameter für das finale Berechnungsmodell

Auf Basis dieser Ergebnisse kann über die Eingangsparameter ein Berechnungsmodell für Drohnen-schläge im folgenden Kapitel 7 entwickelt werden.

7 Berechnungsmethodik für Mehrkörperimpacts

Kapitel 2 hat die physikalischen Grundlagen von Stoßbelastungen, insbesondere von Impactlastfällen in der Luftfahrt dargestellt, während in Kapitel 3 die verschiedenen Modelle auf den Drohnenschlag übertragen wurden. Bisher hat sich in dieser Arbeit gezeigt, dass die Auswahl des Rechenmodells von der Stoßart und dem Verhalten des Projektils abhängt. Das bisher betrachtete FZAM ist für spröde Materialien projektilseitig gültig. Die bisherigen Tests haben jedoch gezeigt, dass Motoren dieses spröde Verhalten nicht zeigen. Sie sind als „nicht-fragmentierende“ Komponenten zu betrachten und zeigen hauptsächlich plastische Deformationen. Das FZAM wurde bisher aber noch nicht zur Analyse des Impacts von Einzelkomponenten verwendet. In diesem Kapitel werden deshalb zum einen die vorangegangenen Überlegungen untersucht. Es wird geprüft, ob das FZAM für einen Motoraufprall verwendet werden kann und ob sich Feder-Masse-Modelle besser für diesen Lastfall eignen. Zum anderen ist ein realer Drohnenschlag ein Mehrkörperimpact. Das bedeutet, dass mehrere Körper mit unterschiedlichen Verhalten parallel oder sequenziell auf das Ziel prallen. Über die bereits eingeführten Ersatzstrukturen (vgl. Kapitel 4.2.2) werden diese Mehrkörperimpacts untersucht. Zur analytischen Betrachtung dieser Mehrkörperimpacts wird ein neues „Drohnenschlagmodell“ eingeführt und validiert. Der Fokus dieses Kapitels liegt damit auf der vierten Arbeitshypothese:

„Mehrkörperimpacts, wie sie beispielsweise der Drohnenschlag darstellt, lassen sich im Testbereich über Ersatzstrukturen abbilden. Ein neues, analytisches Modell kann Mehrkörperimpacts beschreiben und mithilfe von Impacttests und FE-Simulationen der Ersatzstrukturen validiert werden.“

Das vorliegende Kapitel lässt sich im Kontext der Arbeit so einordnen, dass zu Beginn untersucht wird, ob der Aufprall einzelner Komponenten einer Drohne mit bestehenden Modellen analytisch beschrieben werden kann. Darauf aufbauend ergibt sich, welches Rechenmodell sich für welche Komponente eignet und führt somit zu einem analytischen Ansatz zur Beschreibung von Mehrkörperimpacts mit verschiedenen Schadensarten auf Seiten des Projektils. Dieses Modell wird über Test- und FE-Daten validiert (vgl. Abbildung 7.1). Auszüge aus diesem Kapitel wurden vom Autor in [194] veröffentlicht.

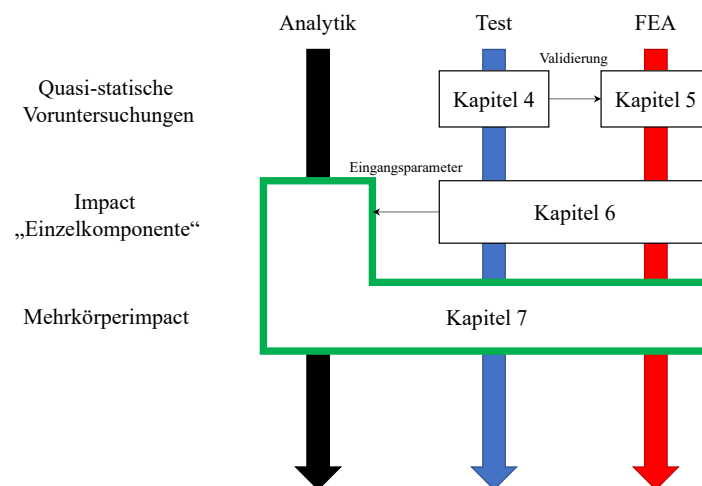


Abbildung 7.1: Einordnung des Kapitels 7 im Gesamtkontext Drohnenschlag

7.1 Berechnungsmodell im Gesamtkontext des Drohnenschlags

Bei einem Drohnenschlag können sowohl weiche als auch harte Stöße auftreten (vgl. Kapitel 3.1). Diese Unterscheidung ist grundlegend für die Auswahl der Rechenmethode, da dadurch das Verhalten von Projektil und Ziel entweder entkoppelt (weicher Stoß) oder gekoppelt (harter Stoß) betrachtet werden muss. Beide Stöße lassen sich anhand des Projektilverhaltens weiter differenzieren. Komponenten der Drohne werden während des Impacts deformiert (vgl. Abbildung 2.3 d)) oder zerbrechen in kleinere Fragmente (vgl. Abbildung 2.3 c)). Aufgrund der Zusammensetzung der Drohne aus verschiedenen Komponenten (z. B. Aluminiumgehäuse des Motors, Schale aus Polycarbonat) stellt der Drohnenschlag

eine Kombination der Schadensbilder des Projektils dar. Im folgenden Kapitel werden Berechnungsmodelle für diese Impactfälle und Projektilverhalten (Fragmentierung, plastische Deformationen und kombinierter Schaden) entwickelt. Das Modell für den kombinierten Schaden stellt das „Drohenschlagmodell“ (DSM) dar, welches in dieser Arbeit neu eingeführt wird. Abhängig von der Stoßart ergeben sich die Berechnungsmodelle, wie sie in den Kapiteln 7.2 und 7.3 genau erläutert werden (vgl. Abbildung 7.2).

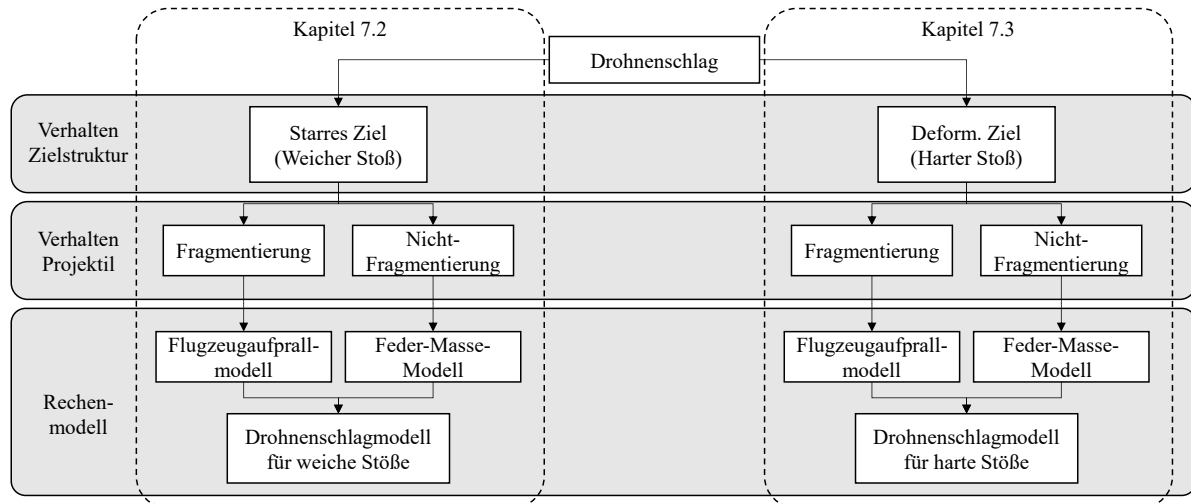


Abbildung 7.2: Berechnungsmodelle im Gesamtkontext des Drohenschlags

Der grundlegende Ansatz der Impulserhaltung des FZAMs eignet sich, um dieses Berechnungsmodell auf einen Drohenschlag zu übertragen. Ein Unterschied zum bestehenden FZAM ist die kinetische Energie und somit der Schaden des Projektils. Das FZAM nimmt an, dass das Projektil während des Aufschlags vollständig zerstört wird. Aufgrund der hohen Energien bei einem Flugzeugaufprall kann diese Annahme getroffen werden. Bei einem Drohenschlag ist dieses Verhalten des Projektils nicht zu erwarten. Komponenten der Drohne, wie z. B. die Motoren, werden plastische Deformationen zeigen, im betrachteten Geschwindigkeitsbereich aber nicht vollständig zerstört. Dies beweist Kapitel 6.1. Es wird angenommen, dass sich für diese Impacts ein Feder-Masse-Modell besser zur Berechnung eignet als das FZAM. Deshalb wird in diesem Kapitel eine Methodik zur Berechnung von Drohenschlägen, abhängig von den physikalischen Effekten, entwickelt und mithilfe von Test- und Simulationsdaten der Ersatzstruktur validiert. Zur Bewertung wird die Tabelle 5.8 herangezogen. Im Rahmen der Vorauslegung, in der das Modell verwendet werden soll, sollen eher konservative Ergebnisse erzielt werden. Deshalb liegt der Fokus darauf, dass das Berechnungsmodell die Vergleichswerte eher über- als unterschätzt.

7.2 Modelle für weiche Stöße (starre Zielstrukturen)

Bei einem weichen Stoß werden Projektil- und Zielverhalten unabhängig voneinander betrachtet. Dieser Fall liegt bei einem Aufprall auf eine Struktur vor, deren Verformung deutlich kleiner als die des Projektils ist (vgl. Gleichungen (2.24), (2.25) und (2.26)). Das Ziel kann als starr betrachtet werden. Nach Tabelle 3.4 liegt ein weicher Stoß bei einem Aufprall auf 50 mm Stahlplatten für alle Impactfälle vor. Bei einem weichen Stoß kann das Projektil vollständig bzw. teilweise zerstört werden oder plastische Deformation zeigen. Beide Fälle werden über unterschiedliche Berechnungsansätze analytisch beschrieben und im Folgenden vorgestellt.

7.2.1 Fragmentierende Projektile

Kommt es beim Aufprall auf ein starres Ziel zur Fragmentierung des Projektils (vgl. Abbildung 2.3 c)), kann das FZAM nach Formel (2.36) genutzt werden. In diesem Fall wird die Annahme erfüllt, dass sich die Masse des Projektils am Ziel nicht aufsummiert. Bei einem Impactvorgang kann es sowohl zur teilweisen als auch vollständigen Zerstörung des Projektils kommen. Eine vollständige Zerstörung liegt vor, wenn das Projektil entlang der kompletten Länge das Ziel getroffen hat. Das bedeutet, dass die kinetische Energie vor dem Aufprall groß genug war, um das Projektil vollständig zu zerstören. Bei

einer teilweisen Zerstörung ist nur ein Anteil des Projektils zerstört, es besteht eine unbeschädigte Reststruktur. Abbildung 7.3 zeigt je ein a) vollständig und b) teilweise zerstörtes Projektil. An den Fragmenten ist zu erkennen, dass unter b) ca. 1/3 der Ersatzschale zerstört wird. Das Flugzeugaufprallmodell ist für beide Fälle anwendbar. Im Fall a) wird die Abbruchbedingung $x(t) = 0$ und im Fall b) die Abbruchbedingung $dx/dt = 0$ erfüllt.

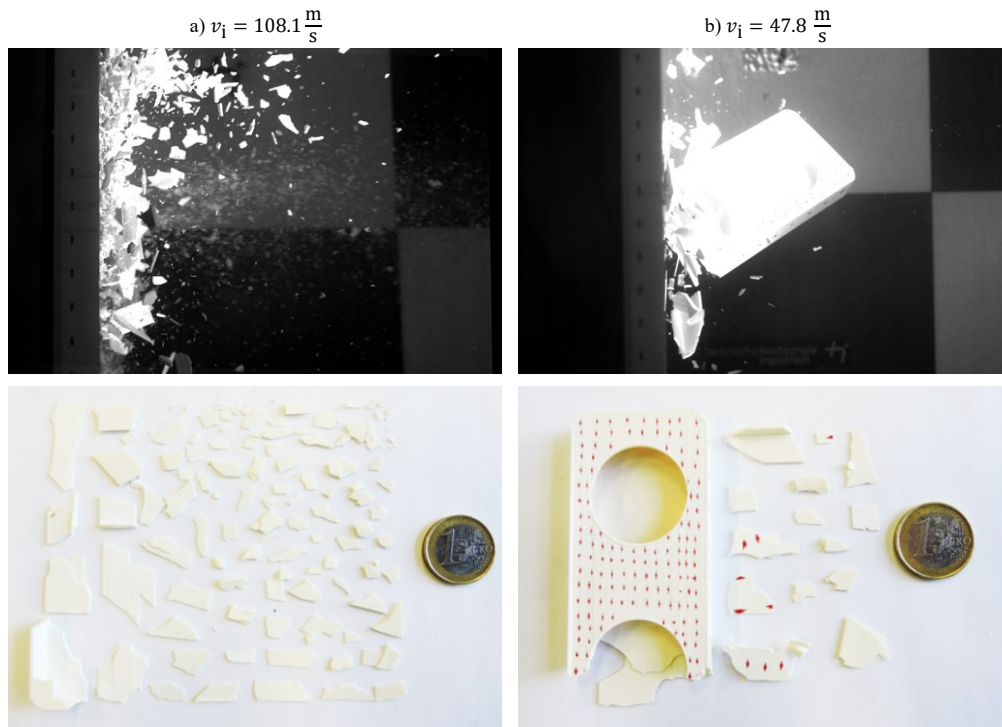


Abbildung 7.3: Gegenüberstellung vollständig / teilweise zerstörtes Projektil nach Impactvorgang

Zur Untersuchung der Fragmentierung des Projektils wird die Ersatzschale der Drohnenschale nach Kapitel 4.2.2 verwendet. Abbildung 7.4 zeigt die a) Massen- und b) Berstlastverteilung. Die Berstlastverteilung wird aus der Fließspannung von PLA, die über quasi-statische Zugversuche bestimmt wurde, ermittelt. Des Weiteren fließt die Geometrie der Ersatzschale ein. Am Anfang und Ende des Körpers wird mehr Kraft zur Zerstörung benötigt, da hier die Dicke der Ersatzschale einen Einfluss hat. Im weiteren Verlauf liegt ein Hohlkörper vor, in den Ausschnitten für die Motoren sinkt die Berstlast noch weiter ab. In Kapitel 6.1.3 (Tabelle 6.3) wurden bereits die untersuchten Impactgeschwindigkeiten sowie die Masse der Ersatzschale aufgelistet. Abbildung 7.5 zeigt Testdaten und berechnete Kraft-Zeit-Verläufe von Aufprallkräften für Impactgeschwindigkeiten von $v_i = 108.1$ m/s und $v_i = 47.8$ m/s auf die starre Zielstruktur. Die Testdaten liefern keine verwertbaren Ergebnisse, wie bereits in Kapitel 6.1.3 erläutert wurde.

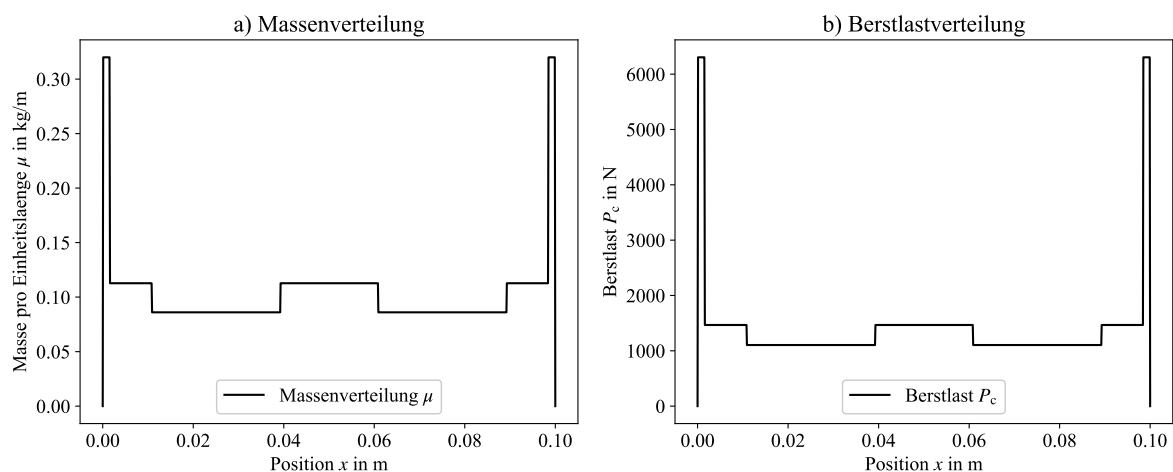


Abbildung 7.4: Massen- und Berstlastverteilung der Ersatzschale

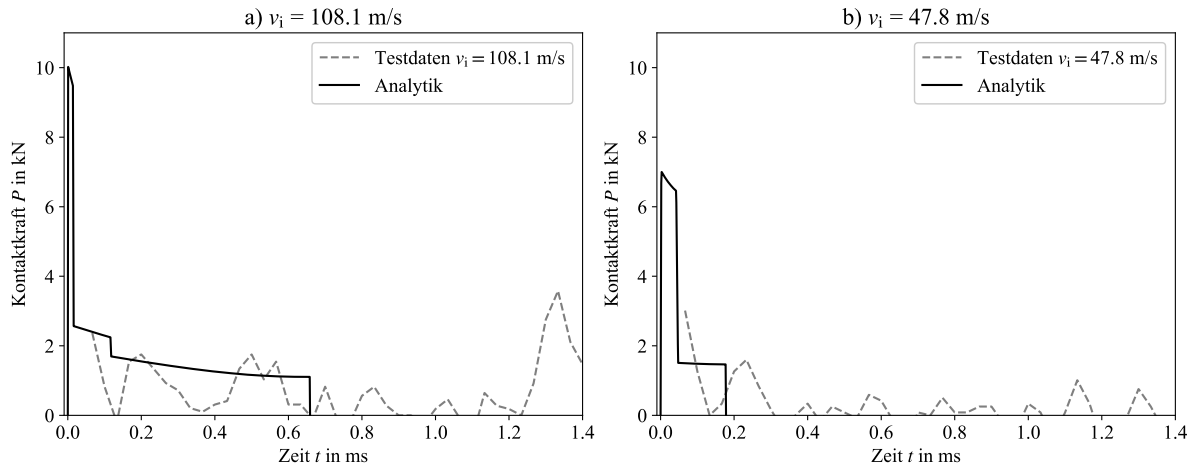


Abbildung 7.5: Vergleich der Test- und FE-Daten der Kontaktkraft bei Aufprall der Ersatzschale auf ein starres Ziel für a) 108.1 m/s und b) 47.8 m/s

Die Ergebnisse der Berechnungen mit dem erweiterten FZAM nach Gleichung (3.9) werden den Simulationsdaten in Abbildung 7.6 gegenübergestellt. Abbildung 7.6 a) zeigt Simulationsdaten für die starre Wand und theoretisch berechnete Verläufe für eine Impactgeschwindigkeit von $v_i = 108.1$ m/s. Als Eingangsdaten für die Berechnung werden die Massen- und Berstlastverteilung aus Abbildung 7.4 genutzt. Die maximale Kraft des analytischen Verlaufs liegt bei 9.47 kN und damit 5.26 kN oberhalb der maximalen Kraft der Simulation (Abbildung 7.6 a)). Der Kraftverlauf der Simulationen fällt bei $t = 1.5$ ms auf 0 N ab, während der analytische Verlauf bei $t = 0.6$ ms auf 0 N fällt. Einen Einfluss auf die Impactdauer und die initiale Lastspitze hat die Berstlastverteilung P_c , zu sehen in Abbildung 7.6 b). Eine Reduktion der Berstlast reduziert das Kraftmaximum und verlängert die Impactdauer. Wird der Verlauf der Berstlast mit 1/4 multipliziert, ergibt sich eine Impactdauer von 1.38 ms, das Kraftmaximum liegt bei 4.77 kN. Wird die Berstlast halbiert, reduziert sich das Kraftmaximum auf 6.33 kN und die Impactdauer beträgt 0.95 ms. Der theoretische Verlauf folgt im Fall von 1/4 P_c den Simulationsdaten ohne größere Abweichungen. Mit einer reduzierten Berstlast stimmen die Verläufe gut überein. Die Annahme „die Fließspannung von PLA bestimmt die Berstlastverteilung“ ist konservativ. Im realen Fall wird eine Kombination mehrere Versagensarten auf Seiten des Projektils auftreten, z. B. Knicken und Falten. Eine Reduktion der Berstlast führt zu Ergebnissen, die besser mit den Simulationsdaten übereinstimmen. Es muss demzufolge eine andere Methode zur Bestimmung der Berstlast verwendet werden. Ruch analysiert insgesamt 14 verschiedene Methoden [156]. Die Möglichkeiten reichen von einer Reduktion der Berstlast aufgrund von Fließen durch einen Anteil, der von der momentanen Geschwindigkeit an der Stoßstelle abhängig ist [195], über eine Kombination aus Fließ- und Beulversagen [196], bis hin zur Faltung des Projektils [197]. Der Faktor 1/4 entspricht, nach den Ergebnissen von Ruch, einem Kombinationsschaden aus Fließen und Beulen. Abhängig von Beobachtungen in Tests muss die Methodik zur Bestimmung der Berstlast ausgewählt werden.

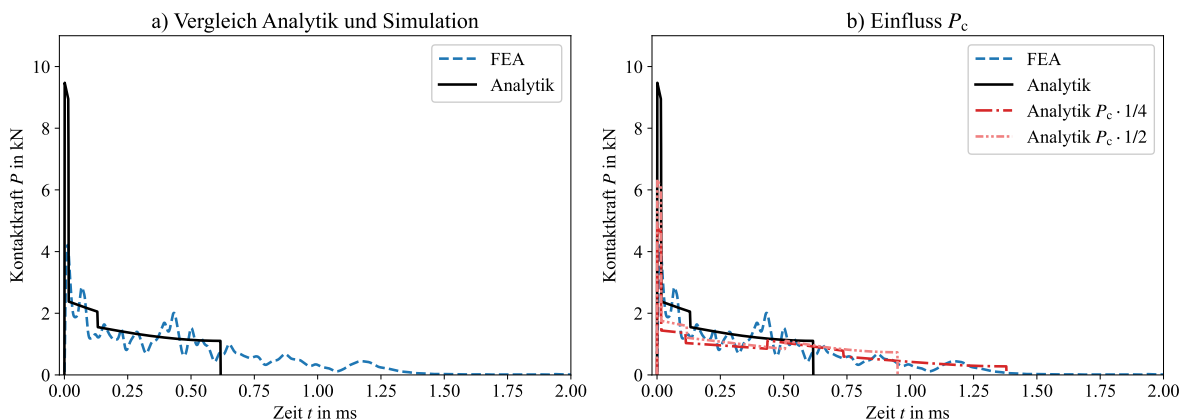


Abbildung 7.6: Impact Ersatzschale: a) Vergleich Analytik & Simulation Impact Ersatzschale; b) Untersuchung des Einflusses von P_c

In Abbildung 7.7 wird der Einfluss der Berstlast für weitere Geschwindigkeiten untersucht. Bei einer Reduktion der Berstlast auf $1/4$ des ursprünglichen Werts stimmen Analytik und Simulation hinsichtlich der Impactdauer besser überein. Abschließend zeigt Abbildung 7.8 die Zusammensetzung der Kontaktkraft für unterschiedliche Anteile von P_c . Die Berstlast wirkt auf die Verzögerung. Sinkt die Berstlast, verlängert sich der Impactvorgang. Bei einem Aufprall des Ersatzprojektils bestimmt die Berstlast maßgeblich den Verlauf aufgrund der geringen Masse. Steigt die Masse der Projektils, verringert sich der Anteil der Berstlast am Kraftverlauf. Neben der Gesamtmasse muss auch die Impactgeschwindigkeit betrachtet werden. Diese geht quadratisch in die Berechnung der Impactkraft ein. Riera zeigt bereits, dass der Anteil der Berstlast für Geschwindigkeiten von $v_i \geq 100$ m/s annähernd vernachlässigbar ist. Da die reduzierte Berstlast für die Ersatzschale gute Ergebnisse im Vergleich zur Simulation zeigt, wird mit dieser im Folgenden gerechnet.

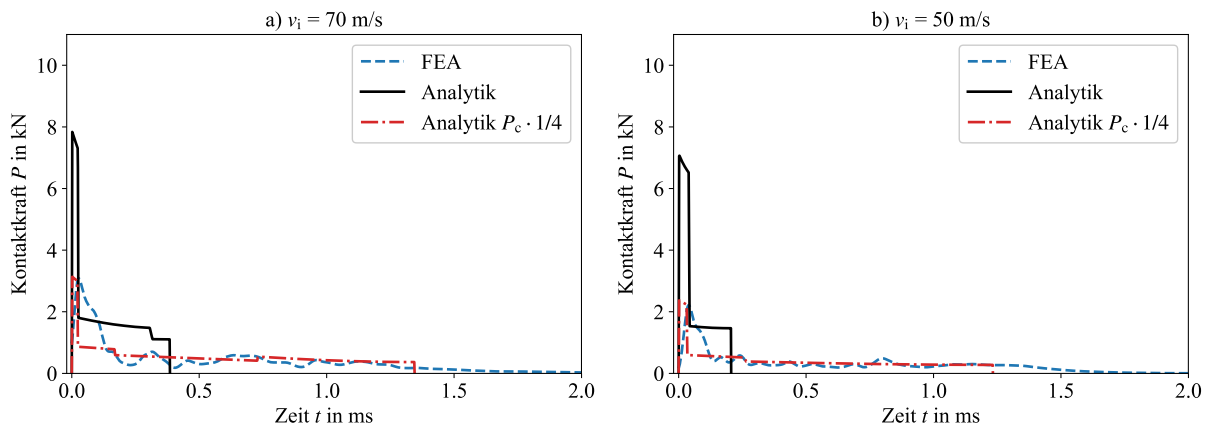


Abbildung 7.7: Einfluss der Berstlast bei unterschiedlichen Geschwindigkeiten

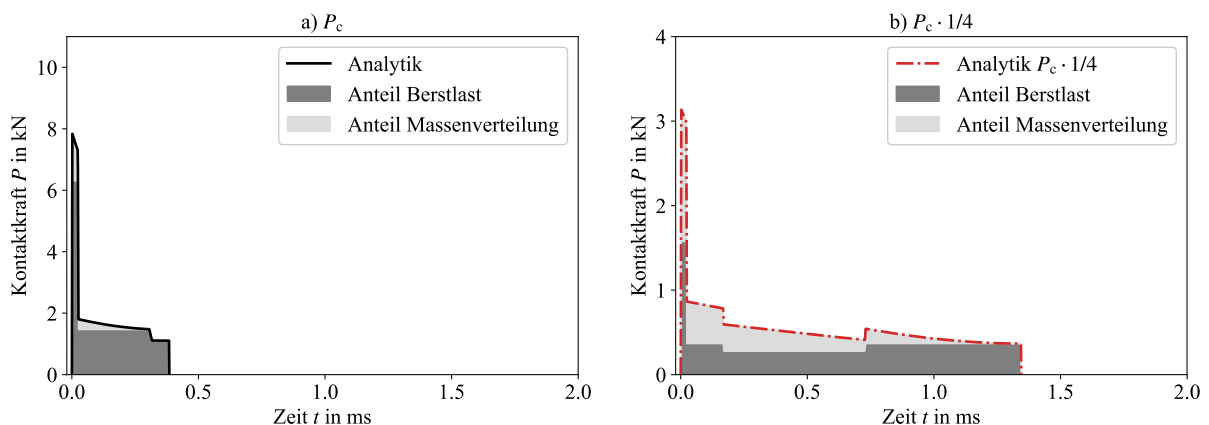


Abbildung 7.8: Zusammensetzung der Kontaktkraft bei unterschiedlichen Anteilen der Berstlast

7.2.2 Nicht-fragmentierende Projektils

Der Motor wird sich, im Gegensatz zur Ersatzschale, sowohl elastisch als auch plastisch verformen (vgl. Abbildung 2.3 d)). Anders als bei der Fragmentierung, wie es die Ersatzschale unter Kapitel 7.2.1 zeigt, ist das Projektil nach dem Impact noch vollständig vorhanden.

Im Folgenden wird untersucht, ob die Kontaktkraft über das erweiterte FZAM berechnet werden kann. Bisher wurde das FZAM noch nicht auf Einzelkomponenten angewendet. Die bisher angestellten Überlegungen deuten darauf hin, dass sich ein Feder-Masse-Ansatz besser eignet. Die alleinige Betrachtung von Abbildung 3.12 in Kapitel 3.3 lässt aber wiederum auch die Aussage zu, dass das erweiterte FZAM ohne differenzierte Betrachtung der Einzelkomponenten verwendet werden kann. Die Berechnungen werden mit Kraftverläufen, die aus den Testdaten ermittelt werden, verglichen. In den vorangegangenen Kapiteln erfolgte bereits eine Gegenüberstellung der FEA-Daten mit experimentellen Daten. In diesem Kapitel steht nun ein Vergleich der Analytik mit den Testdaten an. Es wird eine bilineare und eine

konstante Massenverteilung für die Motoren untersucht, um den Einfluss auf den Kraftverlauf zu ermitteln. Die Berstlast des Motors wird als konstant angenommen auf Basis der Ergebnisse der quasi-statischen Untersuchungen. Beide als konstant angenommenen Verläufe zeigen zu Beginn und am Ende des Projektils einen steilen Abfall, da am Rand die Verläufe jeweils den Wert 0 annehmen. Abbildung 7.9 zeigt die festgelegten Verläufe für die Massen- und Berstlastverteilung des Motors.

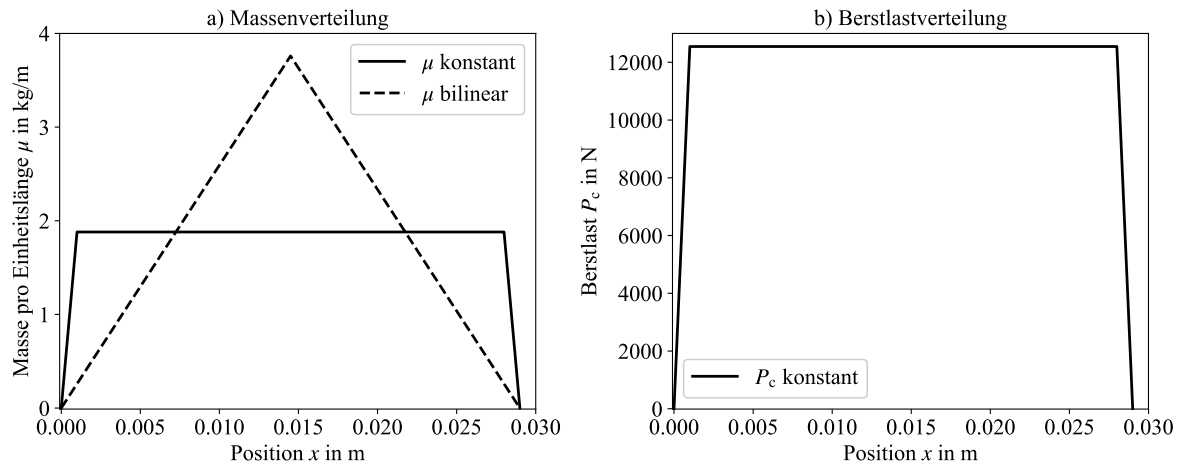


Abbildung 7.9: Massen- und Berstlastverteilung für einen einzelnen Motor

In Abbildung 7.10 werden die Testdaten den Berechnungen aus dem FZAM gegenübergestellt. Sechs Gruppen der Testserien 1 bis 6 (vgl. Tabelle 6.1) werden je mit den Berechnungen für konstante und bilineare Massenverteilungen verglichen.

Die Verläufe für eine konstante und bilineare Massenverteilung weichen mit steigender Impactgeschwindigkeit immer stärker voneinander ab. Abweichungen sind sowohl für die Impactdauer als auch für die Kraftmaxima zu sehen. Die Unterschiede sind am stärksten für die größte Geschwindigkeit ausgeprägt. Mit steigender Geschwindigkeit steigt der Anteil der Massenverteilung an der Kontaktkraft quadratisch, weshalb der Einfluss der Verteilungen ausgeprägter zu erkennen ist. Es ist zu sehen, dass bei einer konstanten Massenverteilung das Kraftmaximum zu Beginn des Impacts auftritt, während die bilineare Massenverteilung das Kraftmaximum zu einem versetzten Zeitpunkt zeigt. Für die größte Geschwindigkeit tritt das Maximum der bilinearen Verteilung bei $t = 0.12$ ms auf. In Bezug zum FZAM bedeutet das, wenn die Massenverteilung $\mu(x)$ konstant ist, wird das Kraftmaximum zu Beginn des Impacts erreicht. Im Vergleich zu den Testdaten zeigen die Kraftmaxima der Berechnungen große Abweichungen, die in Tabelle 7.1 gelistet sind. Die relativen Abweichungen liegen zwischen 28.6 % und 57.0 %. Die Verläufe der Tests zeigen die Form einer Sinushalbwellen. Die Verläufe des FZAMs weichen stark von einer Sinushalbwellen ab.

Tabelle 7.1: Relative Abweichung zwischen den Maxima der Tests und Berechnung (FZAM)

	Serie S1	Serie S2	Serie S3	Serie S4	Serie S5	Serie S6
$v_{i,FEA}$ in m/s	25.2	30.7	41.9	52.7	84.1	97.5
μ konstant in %	28.6	36.3	44.0	45.5	39.9	46.5
μ linear in %	30.8	41.2	52.3	57.0	53.0	54.5

Es wird damit bewiesen, dass sich das FZAM nicht eignet um den Impact eines Motors zu berechnen. Es kommt nicht zur Fragmentierung und der Motor trifft das Ziel nicht entlang seiner vollständigen Länge. Das FZAM zeigt keinen Verlauf, der mit einer Sinushalbwellen vergleichbar ist. Auch eine Variation der Massenverteilung führt nicht zu plausiblen Ergebnissen. Die Abweichungen, in Bezug auf die Kraftmaxima, liegen außerhalb der akzeptablen Bereiche. Deshalb müssen zur Modellierung andere Ansätze verwendet werden.

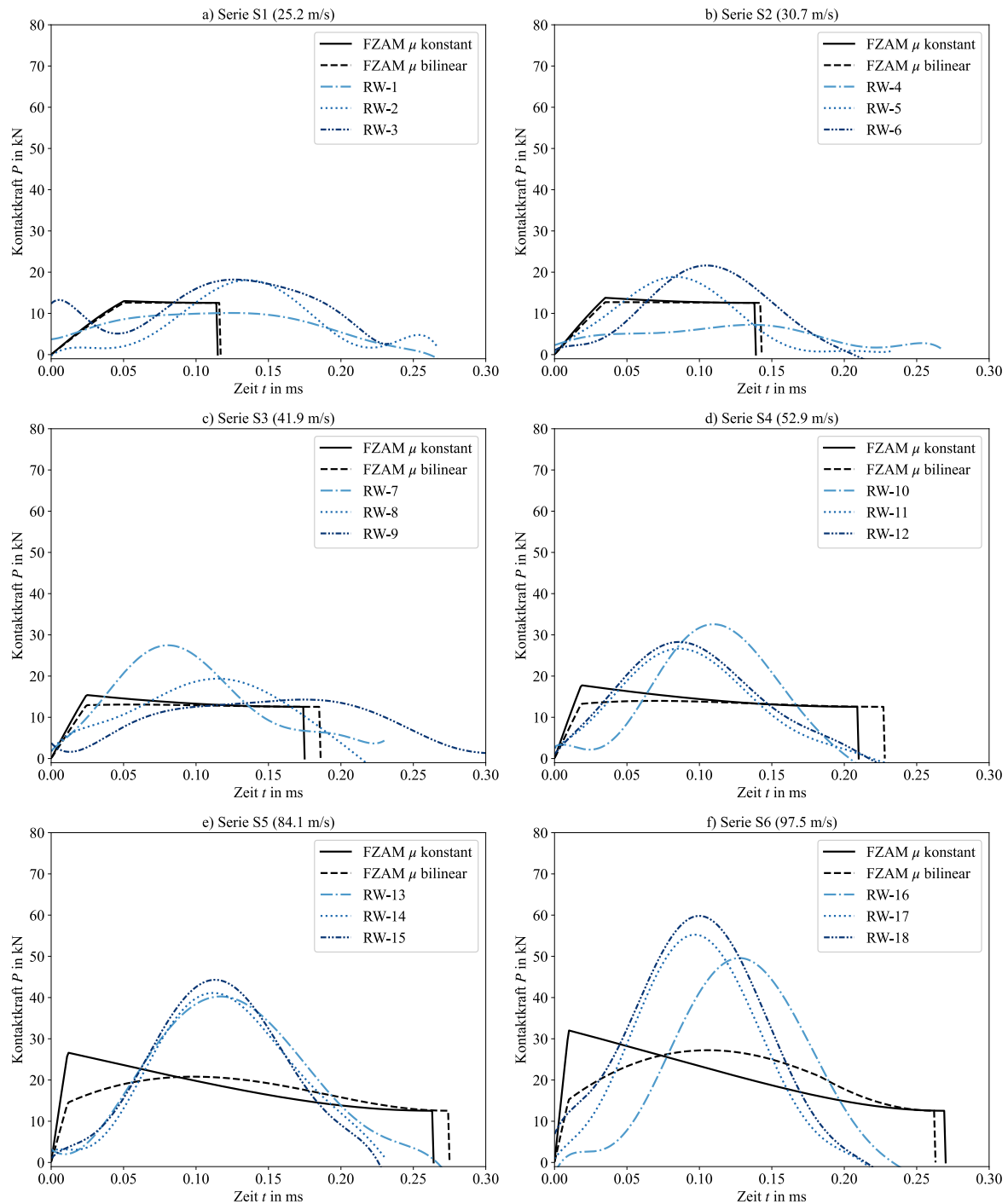


Abbildung 7.10: Vergleich Kontaktkräfte aus Tests mit Berechnungen aus FZAM

Im Folgenden werden drei Ansätze verwendet und diese mit Simulations- und Testdaten verglichen. Es kommen die Feder-Masse-Modelle zum Einsatz, die unter Kapitel 2.2 eingeführt wurden. Dafür werden die Eingangswerte aus Tabelle 7.2 verwendet. Für die Länge, Breite und Höhe der starren Wand werden die Daten aus Abbildung 4.16 genutzt, wobei für die Plattenhöhe die Gesamthöhe von $h = 50$ mm verwendet wird.

Tabelle 7.2: Eingangswerte für Impactberechnungen mit Feder-Masse-Modell

Projektil					Starre Wand				
R in mm	E in MPa	ν (-)	m_p in kg	σ_y in MPa	h in mm	E in MPa	ν (-)	m_t in kg	σ_y in MPa
14.1	68000	0.3	0.053	70	50	210000	0.3	29.95	950

Abbildung 7.11 und Abbildung 7.12 zeigen je die Berechnungsergebnisse im Vergleich zu den Test- bzw. Simulationsdaten für die Serie 1 und 6. Weitere Verläufe sind im Anhang B.3 dargestellt. Unter a) wird das generelle Impactmodell verwendet, in b) werden die Ergebnisse des nichtlinearen 1-Masse-Schwingers gezeigt und c) zeigt die Ergebnisse des Berechnungsmodells für Plastizität bei Impact. In d) wird ein linearer Feder-Masse-Schwinger auf Basis der FE-Simulationsdaten genutzt. Es handelt sich hier um ein semi-empirisches Modell, da die Eingangsgrößen Kontaktzeit t_f und Steifigkeit k_e auf Basis eines Kraftverlaufs der FE-Simulationen bestimmt werden (vgl. Kapitel 6.2).

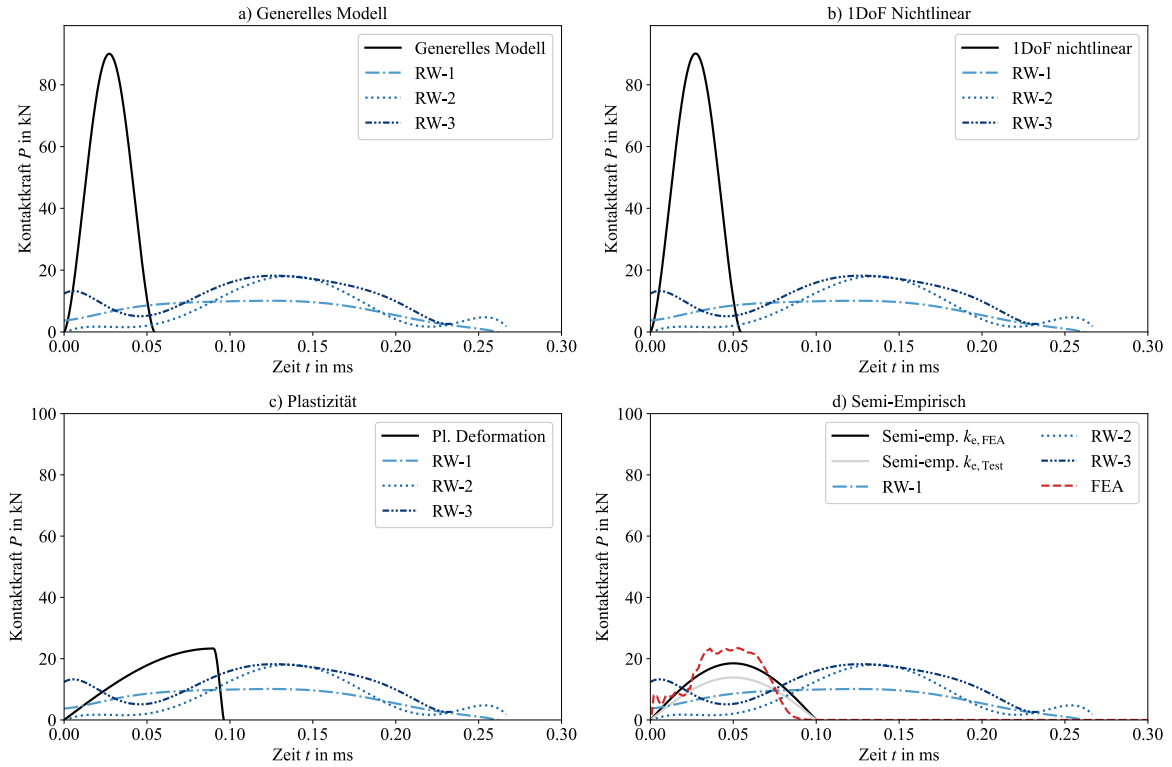


Abbildung 7.11: Vergleich Kontaktkräfte für Serie S1 mit verschiedenen Feder-Masse-Modellen

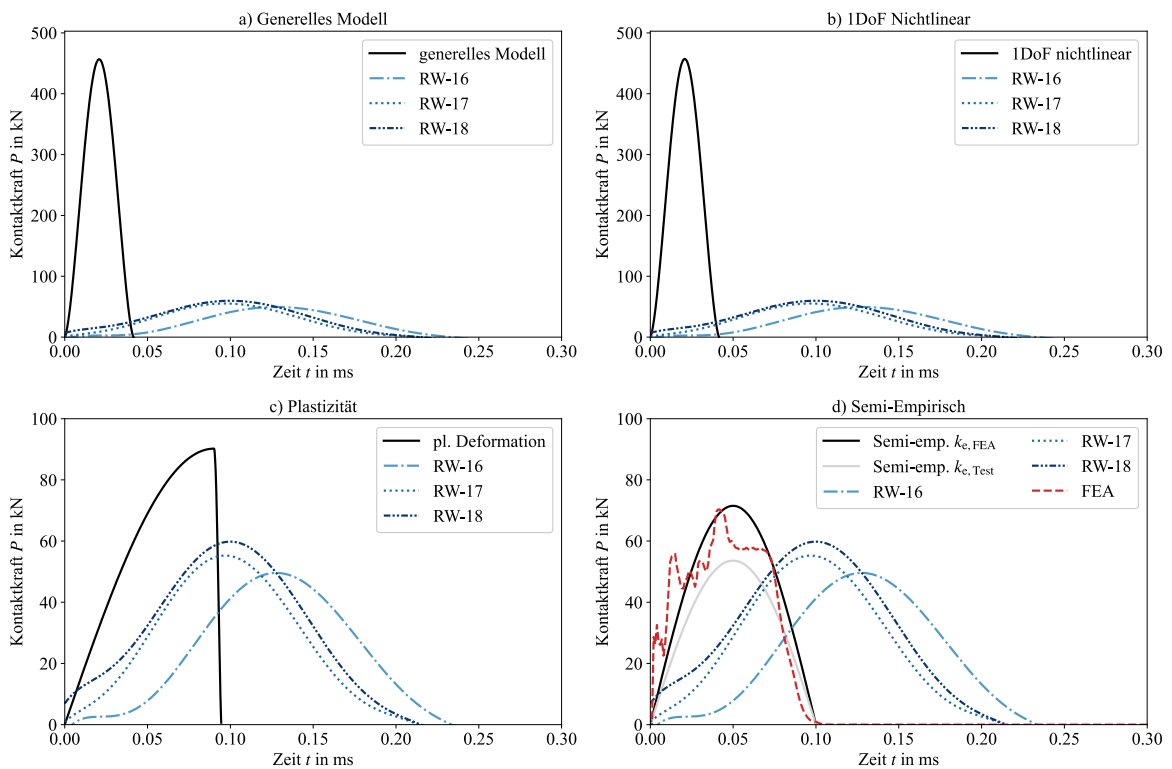


Abbildung 7.12: Vergleich Kontaktkräfte für Serie S6 mit verschiedenen Feder-Masse-Modellen

Das generelle Modell unter Abbildung 7.11 a) und Abbildung 7.12 a) weicht deutlich von den Testdaten ab. Das Kraftmaximum liegt um den Faktor 4.9 bis 7.6 höher als das Maximum der Testdaten. Die berechnete Kontaktzeit beträgt 0.055 ms im Vergleich zur Kontaktzeit aus den Tests, die bei 0.25 ms liegt. Das generelle Modell beinhaltet Kontakt-, Biege-, Schub- und Membransteifigkeiten. Da das Ziel starr ist, können die letzteren beiden vernachlässigt werden. Dadurch ergibt sich ein Modell eines nicht-linearen 1-Massen-Schwingers. Die Ergebnisse sind in b) den Testdaten gegenübergestellt. Im Gegensatz zum generellen Modell nimmt der relative Fehler leicht zu (zwischen 0.5 und 0.9 %), zeigt aber insgesamt den größten relativen Fehler aller Modelle (vgl. Tabelle 7.3). Beide Modelle eignen sich somit nicht, um den Impact eines Motors auf eine starre Platte zu beschreiben.

Die Modelle beschreiben nicht die plastische Deformation des Motors während des Impacts, wodurch Abweichungen entstehen. Erwartet wird, dass die Kraft nach dem Erreichen des Maximums stark abfällt. Es tritt plastische Deformation am Projektil auf, weshalb der Restitutionskoeffizient nicht $e = 1$ entsprechen kann, anders als von den Modellen unter a) und b) berechnet. Deshalb wird unter c) das Berechnungsmodell nach Stronge für einen Impact mit plastischer Deformation angewandt. Die Verläufe des Berechnungsmodells sind plausibel. Das Kraftmaximum dieses Modells liegt zwischen 28.1 und 75.6 % über den Testdaten und somit zwar unter den Werten der Modelle ohne plastische Deformation, aber trotzdem noch mit großen Abweichungen zu den Testdaten. Die Abweichungen lassen sich darauf zurückführen, dass der Motor inhomogen ist. Er besteht aus mehreren Komponenten verschiedener Materialien. Das Impactmodell nach Stronge geht aber von einem homogenen, kugelförmigen Projektil aus. Zudem sei hier auf die o. g. Ungenauigkeit der Testdaten verwiesen. Außerdem werden Schäden am Projektil nicht modelliert. Dehnratenabhängigkeiten sowie die Anregung höherer Eigenmoden der Materialien bzw. Komponenten werden ebenfalls nicht modelliert.

Aufgrund der Abweichungen der Berechnungsmodelle zu den Testdaten wird unter d) der Kraftverlauf aus FE-Simulationen hinzugezogen. Mithilfe der Ersatzfedersteifigkeit k_e und der Kontaktzeit t_f aus Kapitel 6.2 wird über das Modell des Ein-Massen-Schwingers

$$P_{FM} = v_i \sqrt{k_e \cdot m_{pnf}} \cdot \sin\left(\frac{\pi}{t_f} \cdot (t - t_0)\right) \quad (7.1)$$

die Kraft bei Aufprall eines Motors P_{FM} berechnet. In dieser Gleichung stellt m_{pnf} die Masse des nicht-fragmentieren Projektils dar. Im Falle des Mehrkörperaufpralls kann der Impact einer einzelnen Komponente auch zeitversetzt auftreten. Der erste Kontakt der Komponente mit dem Ziel wird als Referenzzeitpunkt t_0 festgelegt. Diese Formel stellt eine starke Vereinfachung des Aufpralls des Motors dar. Effekte aufgrund von Dehnratenabhängigkeiten der Materialien, Deformationen und Schäden sowie der Anregung höherer Eigenmoden werden indirekt und stark vereinfacht über die Ersatzfedersteifigkeit modelliert, da diese aus Test- bzw. Simulationsdaten empirisch ermittelt wird. Das Berechnungsmodell mit $k_{e,FEA}$ zeigt eine gute Übereinstimmung mit den FE-Daten. Das Bestimmtheitsmaß liegt zwischen 0.70 und 0.85 für die Testserien, was eine gute bzw. sehr gute Übereinstimmung anzeigt. Wird hingegen $k_{e,Test}$ genutzt, sinkt das Bestimmtheitsmaß auf Werte zwischen 0.46 und 0.59. Im Vergleich zu den Testdaten zeigt sich für geringe Impactgeschwindigkeiten ein relativer Fehler von 1.1 % bzw. 4.1 %. Dieser Wert steigt mit höheren Geschwindigkeiten und liegt für Serie S6 bei 19.6 %. Für Serie S5 zeigt sich ein Ausreißer in den Testdaten (vgl. Abbildung B 16 im Anhang B.3). Erwartet wird, dass die Abweichung mit steigender Geschwindigkeit zunimmt. Die Serie S5 stellt hier aber eine Ausnahme dar. Sie zeigt die größten Abweichungen, obwohl die Tests im Schnitt mit einer Geschwindigkeit von $v_i = 84.1$ m/s durchgeführt wurden, im Gegensatz zur Höchstgeschwindigkeit von $v_i = 97.5$ m/s. Zwischen Analytik und FEA ist eine Abweichung von 5.2 % zu messen. An den Projektilen zeigen sich keine Auffälligkeiten. Das deutet darauf hin, dass für diese Serie ein Messfehler vorliegt. Eine andere Erklärung für die Abweichung ist, dass bei Serie S6 ein Ablösen der oberen Motorabdeckung zu beobachten ist, was einen Einfluss auf die Kontaktkraft haben kann. Aufgrund der Erkenntnisse aus dem vorangegangenen Kapitel und der guten Übereinstimmung mit den FE-Daten wird der Ausreißer in dieser Arbeit nicht weiter untersucht. Zudem wird auf eine genaue Analyse der Kontaktzeiten verzichtet, da diese wegen der ungenauen Bestimmung der Kontaktzeitpunkte sehr große Abweichungen aufzeigt. Aus der FEA werden die Kontaktzeitpunkte für das Berechnungsmodell entnommen, weshalb hier eine Übereinstimmung zwischen Analytik und FE-Daten vorliegt.

Tabelle 7.3: Beträge der relativen Abweichung zwischen den Kraftmaxima Feder-Masse-Modell / max. gemessene Kraft / FEA

	Serie S1	Serie S2	Serie S3	Serie S4	Serie S5	Serie S6
Generelles Modell	394.6 %	427.7 %	503.2 %	569.8 %	763.2 %	663.3 %
1 DoF Nichtlinear	395.1 %	428.2 %	503.8 %	570.5 %	763.9 %	664.1 %
Plastizität	28.0 %	31.4 %	41.1 %	49.7 %	75.6 %	50.8 %
Semi-Empirisch	1.1 %	4.1 %	11.9 %	18.7 %	39.3 %	19.6 %
FEA	21.0 %	11.8 %	3.5 %	4.6 %	5.2 %	1.7 %

Es hat sich gezeigt, dass sich das FZAM nicht dafür eignet, um den Aufprall eines Motors auf eine starre Wand zu beschreiben. Analytische Ansätze, die die plastische Deformation nicht modellieren, zeigen starke Abweichungen im Vergleich zu Testdaten. Dahingegen zeigen Modelle, die die plastische Deformation modellieren, geringere Abweichungen. Aufgrund der Inhomogenität des Motors eignen sich diese trotzdem nicht für weitere Berechnungen. Ein semi-empirisches Berechnungsmodell, dessen Eingangsparameter aus FE-Daten bestimmt werden, zeigt die geringsten Abweichungen zu den Testdaten und wird für nachfolgende Berechnungen weiterverwendet.

7.2.3 Berechnungsmodell für Mehrkörperimpacts (Drohenschlagmodell)

Ein realer Drohenschlag setzt sich aus dem Aufprall nicht-fragmentierender Komponenten (z. B. Motor, Kamera etc.) und fragmentierender Komponenten (z. B. Schale, Abdeckungen, Batterie etc.) zusammen. Weder das Flugzeugaufprallmodell noch Feder-Masse-Modelle können einzeln betrachtet beide Projektilverhalten abbilden, wie in den Kapiteln 7.2.1 und 7.2.2 gezeigt wird. Zur vollständigen analytischen Beschreibung eines Drohenschlags werden deshalb beide Modelle superponiert. In Abbildung 7.13 sind die Bereiche zur Anwendung der Berechnungsmodelle markiert. Für hell hinterlegte Bereiche wird ausschließlich das FZAM unter Beachtung der Flugorientierung des Quadcopters verwendet (erweitertes FZAM). Im Gegensatz dazu bedeutet dunkel hinterlegt, dass das erweiterte FZAM und ein Feder-Masse-Modell überlagert werden. Abhängig von der lokalen x-Koordinate entlang des eindimensionalen Drohnenmodells gibt es somit zwei Bereiche. Im Bereich 1 wird das erweiterte FZAM verwendet, im Bereich 2 die Superposition aus dem erweiterten FZAM und Feder-Masse-Modell. Über die Aufteilung in Bereiche ergibt sich das mechanische Ersatzmodell, wie es in Abbildung 7.14 dargestellt wird.

Mathematisch kann über Gleichung (7.2) die Aufschlagkraft bei einem Drohenschlag auf ein starres Ziel bzw. einem weichen Stoß berechnet werden. Dieser Ansatz für Mehrkörperimpacts wird fortan als „Drohenschlagmodell“ (DSM) bezeichnet:

$$P(t) = \begin{cases} P_c(x(t)) + \mu(x(t))v(t)^2 & \text{für } x < x_{ma,i} \vee x_{me,i} < x < x_{ma,i+1} \vee x_{me,i+n} < x \\ P_c(x(t)) + \mu(x(t))v(t)^2 + P_{FM}(v(t), x(t)) & \text{für } x_{ma,i} \leq x \leq x_{me,i} \end{cases} \quad (7.2)$$

Sie setzt sich aus den bekannten Anteilen Berstlastverteilung P_c , Masse pro Einheitslänge μ und Impactgeschwindigkeit $v(t)$ zusammen. Trifft eine nicht-fragmentierende Komponente auf, wird der Anteil P_{FM} addiert. Zur Berechnung dieses Anteils werden nach Formel (7.1) ebenfalls die Impactgeschwindigkeit, die Ersatzfedersteifigkeit k_e , die Masse der nicht-fragmentierenden Komponente m_{pnf} und die Kontaktzeit t_f benötigt. Die Parameter x_{ma} sowie x_{me} stellen dabei die Anfangs- bzw. Endkoordinaten von nicht-fragmentierenden Komponenten entlang des Linienmodells dar und definieren die Berechnungsabschnitte. Anstatt der initialen Geschwindigkeit v_i wird die aktuelle Projekttilgeschwindigkeit zum Impactzeitpunkt $v(t)$ in Gleichung (7.1) eingesetzt. Die Anfangsbedingungen aus Kapitel 2.5 gelten weiterhin: $dx/dt(0) = -v_i$ und $x(0) = L$.

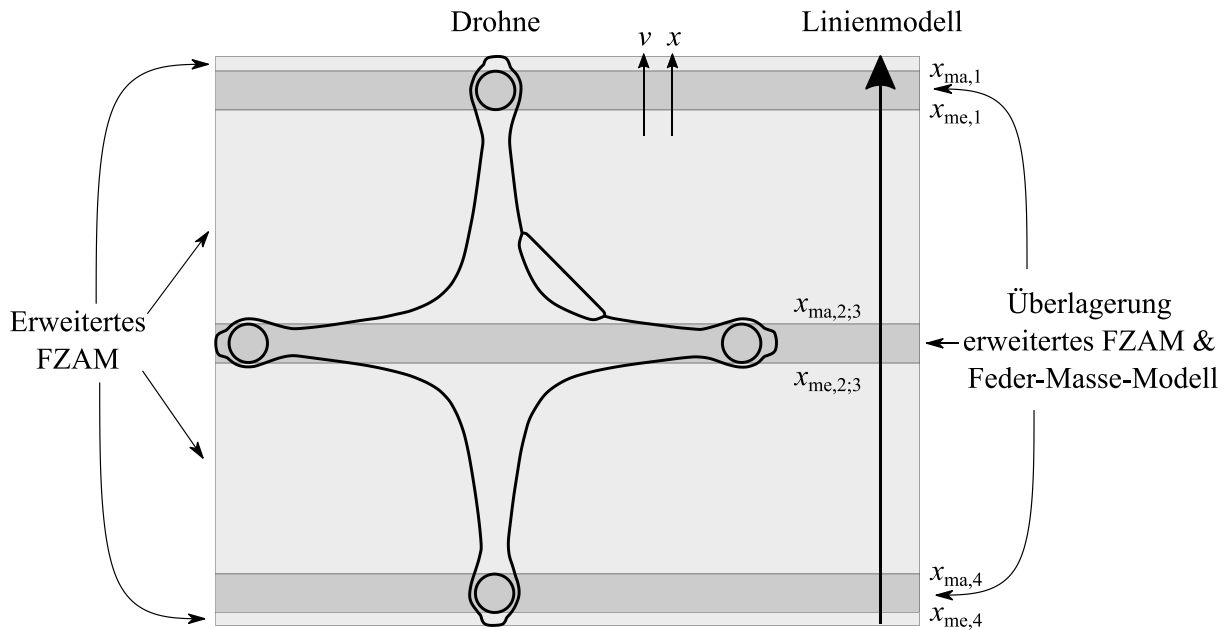


Abbildung 7.13: Anwendung der Berechnungsmodelle in Abhängigkeit des Bereichs entlang eines Quadcopters

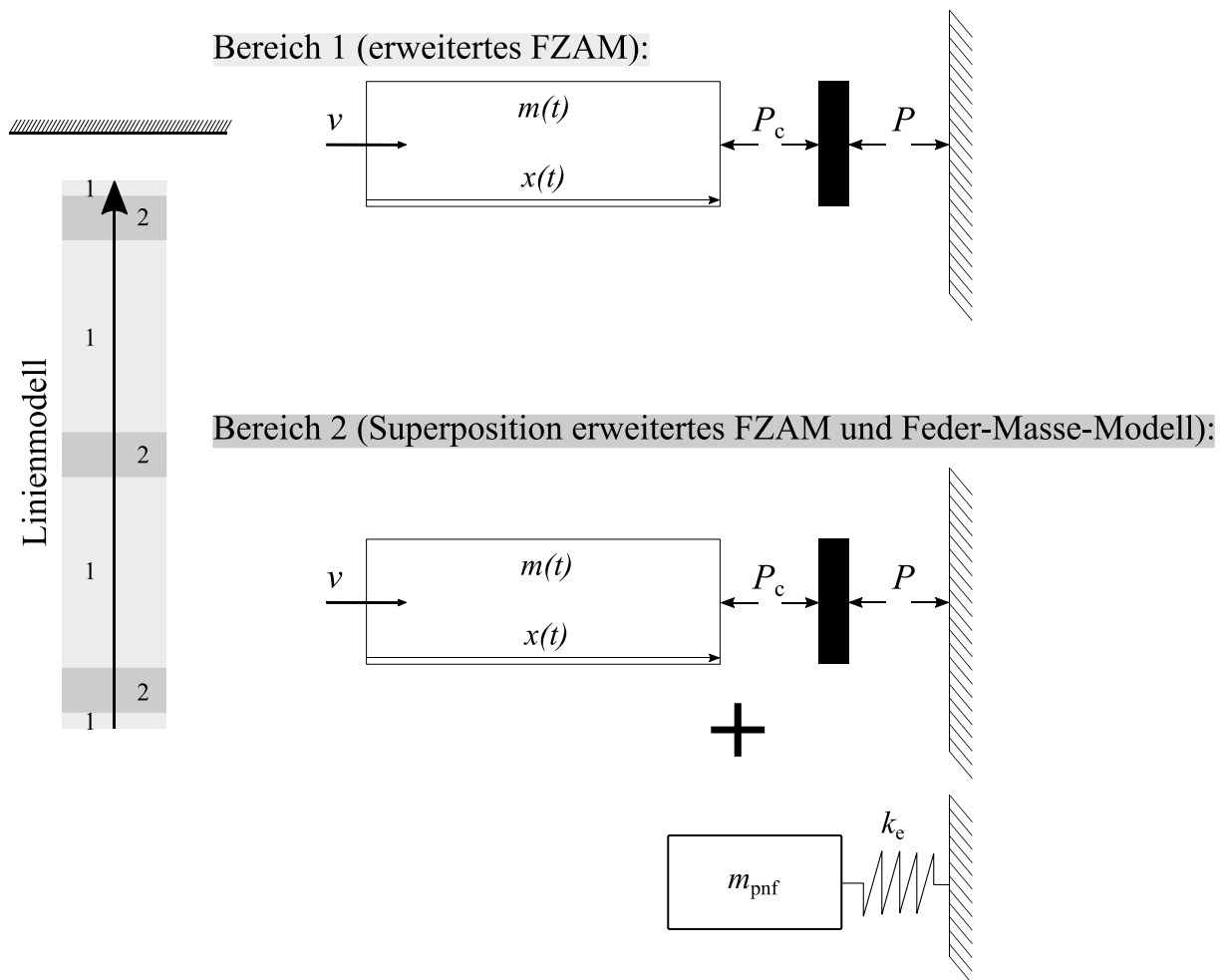


Abbildung 7.14: Mechanisches Ersatzmodell für Drohnenschläge – Weicher Stoß; Bereich 1 wird über das (erweiterte) FZAM modelliert; in Bereich 2 werden FZAM und ein Feder-Masse-Modell superponiert

7.2.4 Validierung des Berechnungsmodells für weiche Stöße

Der Ansatz (7.2) aus dem vorangegangenen Kapitel wird über einen Vergleich mit Test- und Simulationsdaten validiert. Zur Validierung werden sechs Impacttests mit der Ersatzstruktur inklusive Motoren (vgl. Abbildung 4.10) durchgeführt, dargestellt in Tabelle 7.4. Aufgrund des Testsetups (vgl. Kapitel 4.3.2) können während der Tests unterschiedliche Abweichungen auftreten. Diese reichen vom Aufschlag unter großen Winkeln bis zum Lösen der Motoren aus der Ersatzschale vor dem eigentlichen Aufprall. In den Tests 1 bis 5 werden jeweils solche Abweichungen beobachtet. Die Tests sind im Anhang B.4 dargestellt. Test 6 eignet sich für weitere Untersuchungen und begleitende FE-Simulationen. Die Bildfolge des Aufschlags des Tests K6 ist in Abbildung 7.15 zu sehen.

Tabelle 7.4: Impacttest mit der Ersatzstruktur / Motorkombination auf die starre Platte

	1	2	3	4	5	6
Test	K5	K2	K1	K3	K4	K6
Masse Projektil m_p in g	116.2	115.6	116.3	115.0	116.2	116.0
Geschwindigkeit v_i in m/s	94.3	97.0	97.8	101.7	105.1	107.4

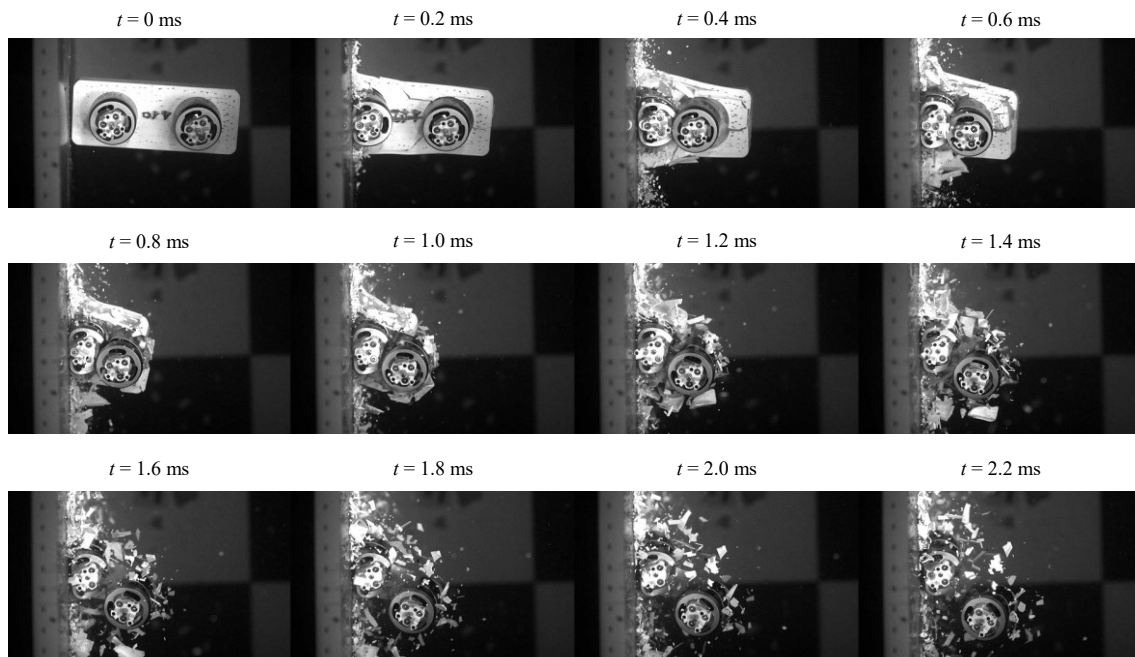


Abbildung 7.15: Bildfolge Impacttest Kombination K6 Ersatzstruktur / Motor $v_i = 107.4$ m/s

Zum Zeitpunkt $t = 0$ ms trifft die Struktur auf die starre Wand. Der vordere Motor ist bei $t = 0.2$ ms in Kontakt mit dem Ziel. Das Material, das zwischen den zwei Motoren liegt, wird zu diesem Zeitpunkt gestaucht und bildet Risse. Der Anteil der Ersatzstruktur hinter dem zweiten Motor hat keine sichtbaren Schäden. Der zweite Motor trifft bei $t = 0.4$ ms auf den vorderen Motor, welcher sich bereits im Rebound befindet und sich vom Ziel entfernt. Die Ersatzstruktur zeigt weiteres Risswachstum. Zu den nachfolgenden Zeitpunkten $t = 0.6$ ms bis $t = 1.0$ ms ist zu sehen, dass der vordere Motor zwischen der starren Platte und dem hinteren Motor gestaucht wird. Die Ersatzstruktur fragmentiert vollständig. Ab dem Zeitpunkt von $t = 1.4$ ms kann der Impactvorgang als beendet angenommen werden, da sich beide Motoren vom Ziel entfernen und die Ersatzstruktur vollständig in einzelne Fragmente zerbrochen ist. FE-Modelle zeigen eine gute Übereinstimmung bei Betrachtung der Deformation des Ersatzprojektils. Es werden zwei Simulationsmodelle zum Vergleich herangezogen: ein Modell mit senkrechtem Aufschlag sowie ein Modell mit Neigung des Projektils, die der Neigung des realen Tests entspricht (Rotation von 2.5° um die globale y_g -Achse sowie 5° um die globale x_g -Achse). Die Simulationen sind dem Test in Abbildung 7.16 gegenübergestellt. Die Ersatzschale zeigt in den Simulationen Rissbildungen ab

einem Zeitpunkt von $t = 0.2$ ms, was dem spröden Verhalten der Tests entspricht. Zum Zeitpunkt $t = 0.6$ ms zeigt die Ersatzstruktur in den Simulationen eine größere Schädigung, was sich mit den Ergebnissen aus Kapitel 6.1.3 in Abbildung 6.14 deckt. Im weiteren Verlauf stimmen die Schäden im Vergleich zwischen Test und geneigter Impactsimulation überein. Die Simulation mit senkrechtem Aufprall zeigt einen ausgeprägteren Rückschlag, da sich der hintere Motor, im Vergleich zu den anderen Verläufen, weiter zurück entlang der z_g -Achse entfernt hat. Da die grundlegenden Modelle validiert sind und die Deformation zwischen Test und Simulation übereinstimmt, werden die Kraft-Zeit-Daten der Simulation mit der Analytik verglichen.

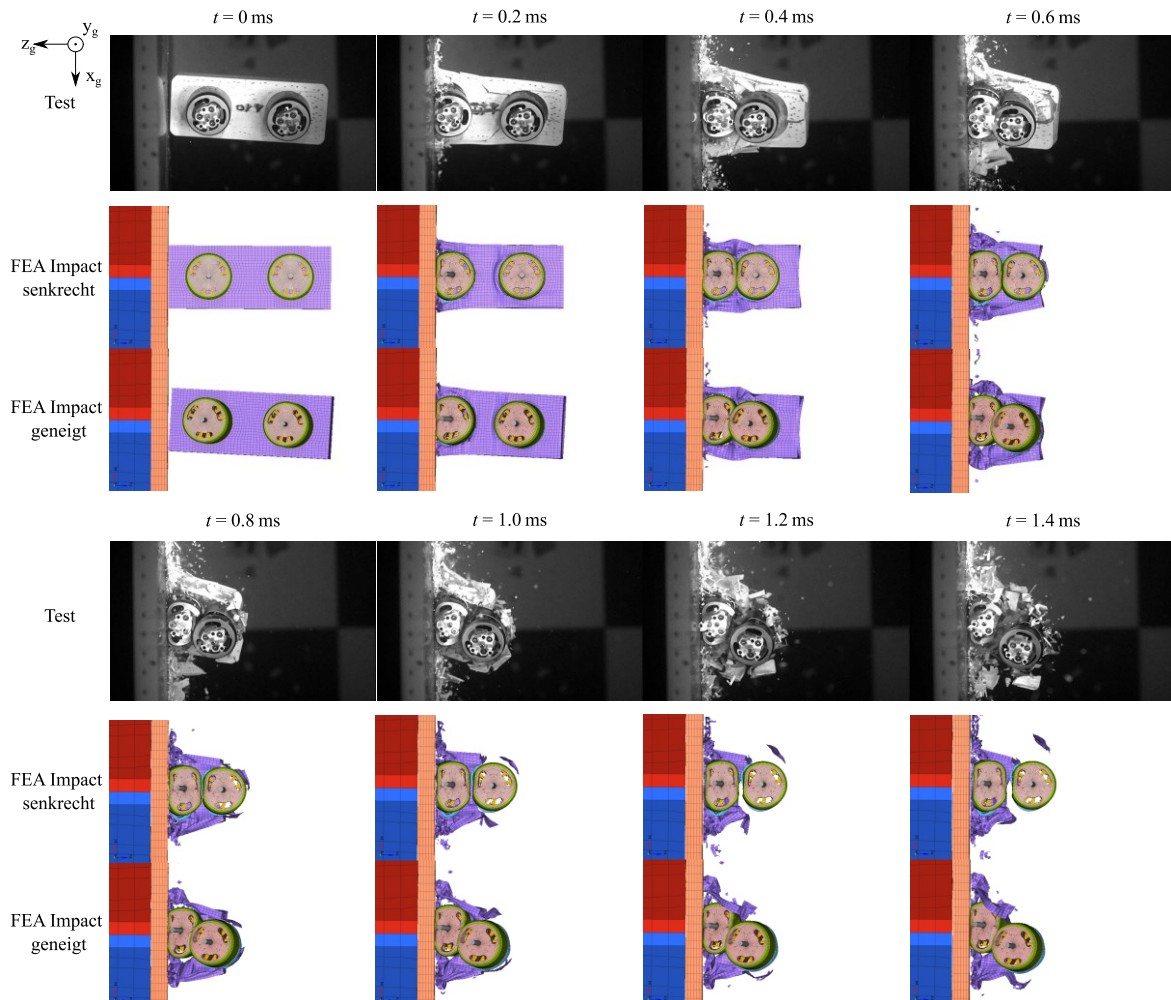


Abbildung 7.16: Vergleich zwischen Test und Simulation der Ersatzstruktur bei Impact auf eine starre Prallwand mit $v_i = 107.4$ m/s

Das Berechnungsmodell aus (7.2) wird genutzt um den Kraftverlauf bei Aufprall der Ersatzstruktur zu berechnen. Als Massen- und Berstlastverteilung werden die Verläufe aus Abbildung 7.4 verwendet, wobei die Berstlast mit einem Faktor von $1/4$ multipliziert wird. Abbildung 7.7 zeigt, dass für diesen Wert die Kraftverläufe der Ersatzstruktur zwischen Simulation und Analytik gut übereinstimmen. Die Impactgeschwindigkeit beträgt $v_i = 107.4$ m/s. Für den Anteil der Kraft, der über das Feder-Masse-Modell bestimmt wird, wird Formel (7.1) verwendet.

Die Berechnung führt zum Verlauf, der in Abbildung 7.17 a) zu sehen ist. Die erste Lastspitze stimmt gut mit dem Verlauf der Simulation überein. Da der Schaden des Motors nicht direkt modelliert wird, kommt es im Bereich der maximalen Kraft zu Abweichungen zwischen Analytik und Simulation. Das Berechnungsmodell zeigt einen zweiten Ausschlag, der um 0.24 ms später auftritt als der der FE-Simulation. Das Bestimmtheitsmaß liegt bei 0.06 , was eine nicht akzeptable Abweichung darstellt. Zur Erläuterung muss das grundlegende Rechenmodell von Riera aus Abbildung 2.10 betrachtet werden. Das Modell geht davon aus, dass die Impactkraft an der Kontaktfläche zwischen Projektil und Zielstruktur wirkt. Es gibt keine Aufsummierung der zerstörten Masse des Projektils an der Kontaktfläche. Bei den

Tests der Ersatzstruktur trifft der hintere Motor auf den vorderen, wodurch an der Kontaktfläche der beiden Motoren eine Kraft entsteht. Dies muss in der Berechnung beachtet werden, indem die lokale x-Koordinate des Projektils angepasst wird. Diese wird, nach dem Impact des ersten Motors, um einen Anteil x_{plas} erweitert. Dieser Anteil beschreibt die bleibende, plastische Verformung des vorderen Motors nach dem ersten Impact und kann über Gleichungen für plastisches Impactverhalten, z. B. nach Stronge [113], berechnet werden. Dadurch verschiebt sich der Zeitpunkt des Aufpralls des zweiten Motors und es ergibt sich der Verlauf in Abbildung 7.17 b). Das Bestimmtheitsmaß beträgt 0.84. Die Abweichungen im Bereich der Lastspitze entstehen auch hier dadurch, dass die Schädigung des Motors im Berechnungsmodell nicht betrachtet wird. Der relative Fehler der Maximalkraft zwischen Simulation und Analytik beträgt für die erste Lastspitze 0.8 % und für die zweite 6.1 %. Das Bestimmtheitsmaß beträgt 0.84, was für eine gute Übereinstimmung zwischen Simulation und Analytik spricht. Diese geringen Abweichungen zeigen, dass über das neue DSM der Kraft-Zeit-Verlauf bei einem Hochgeschwindigkeitsimpact auf eine starre Struktur bestimmt werden kann.

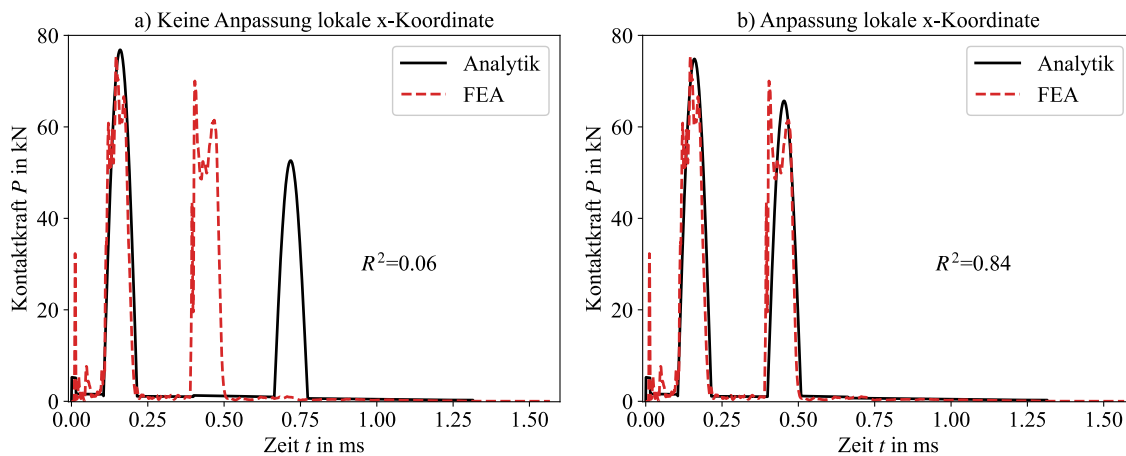


Abbildung 7.17: Validierung des analytischen Modells mit FE-Daten; a) keine Anpassung der lokalen x-Koordinate; b) Anpassung der lokalen x-Koordinate mithilfe von x_{plas}

7.3 Modelle für harte Stöße (nachgiebige Zielstrukturen)

Bei einem harten Stoß sind die Deformationen des Ziels nicht zu vernachlässigen. Im Gegensatz zum weichen Stoß können bei einem harten Stoß Projektil und Ziel nicht getrennt voneinander betrachtet werden. Projektil und Ziel sind miteinander gekoppelt. Zur Modellentwicklung für harte Stöße werden Impacttests der Ersatzstruktur auf Al2024-T3-Proben durchgeführt.

7.3.1 Berechnungsmodell für harte Stöße

Analog zum Modell für weiche Stöße gestaltet sich das Berechnungsmodell für harte Stöße. Das Projektil wird zu einem Linienmodell vereinfacht und in zwei Bereiche für die Berechnungen aufgeteilt. Im Bereich 1 wird jetzt, im Gegensatz zum weichen Stoß, das erweiterte FZAM auf der Grundlage von Laczák et al. [145] verwendet. Zusätzlich zu den bekannten Parametern müssen dafür die Masse des Ziels m_t , die Federsteifigkeit k_t und die Dämpfung c_t definiert werden. Im zweiten Bereich superponieren das erweiterte FZAM und das Feder-Masse-Modell. Für das Letztere werden zusätzlich die Ersatzfedersteifigkeit k_e , die Masse m_{pnf} und die Kontaktzeit t_f benötigt. Abbildung 7.18 zeigt das Impactmodell für harte Stöße in Abhängigkeit des Bereichs. Der grundlegende, physikalisch-mathematische Zusammenhang wird weiterhin über Gleichung (7.2) beschrieben. Zur Bestimmung von dx/dt und dy/dt werden die Gleichungen von Laczák et al. (2.37) und (2.38) genutzt. Der Impact nicht-fragmentierender Komponenten wird wieder über ein Feder-Masse-Modell nach (7.1) beschrieben. Der mathematische Zusammenhang, der das DSM für harte Stöße darstellt, ist also wie folgt:

$$P(t) = \begin{cases} P_c(x(t)) + \mu(x(t)) \left(\frac{dx}{dt}\right)^2 & \text{für } x < x_{ma,i} \vee x_{me,i} < x < x_{ma,i+1} \vee x_{me,i+n} < x \\ P_c(x(t)) + \mu(x(t)) \left(\frac{dx}{dt}\right)^2 + P_{FM} \left(\frac{dx}{dt}, x(t)\right) & \text{für } x_{ma,i} \leq x \leq x_{me,i} \end{cases} \quad (7.3)$$

mit

$$\frac{d^2x}{dt^2} = \frac{P_c(x(t))}{m(t)} + \frac{P_c(x(t))}{m_t} + \frac{\mu(x(t))}{m_t} \left(\frac{dx}{dt}\right)^2 - \frac{c_t}{m_t} \cdot \frac{dy}{dt} - \frac{k_t}{m_t} y(t) \quad (\text{vgl. Kapitel 2.5})$$

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{P_c(x(t))}{m_t} + \frac{\mu(x(t))}{m_t} \left(\frac{dx}{dt}\right)^2 - \frac{c_t}{m_t} \cdot \frac{dy}{dt} - \frac{k_t}{m_t} y(t) \quad (\text{vgl. Kapitel 2.5})$$

sowie

$$P_{FM} = \left(\frac{dx}{dt}(t_0)\right) \cdot \sqrt{k_e \cdot m_{pnf}} \cdot \sin\left(\frac{\pi}{t_f} \cdot (t - t_0)\right) \quad (\text{vgl. Kapitel 7.2.2})$$

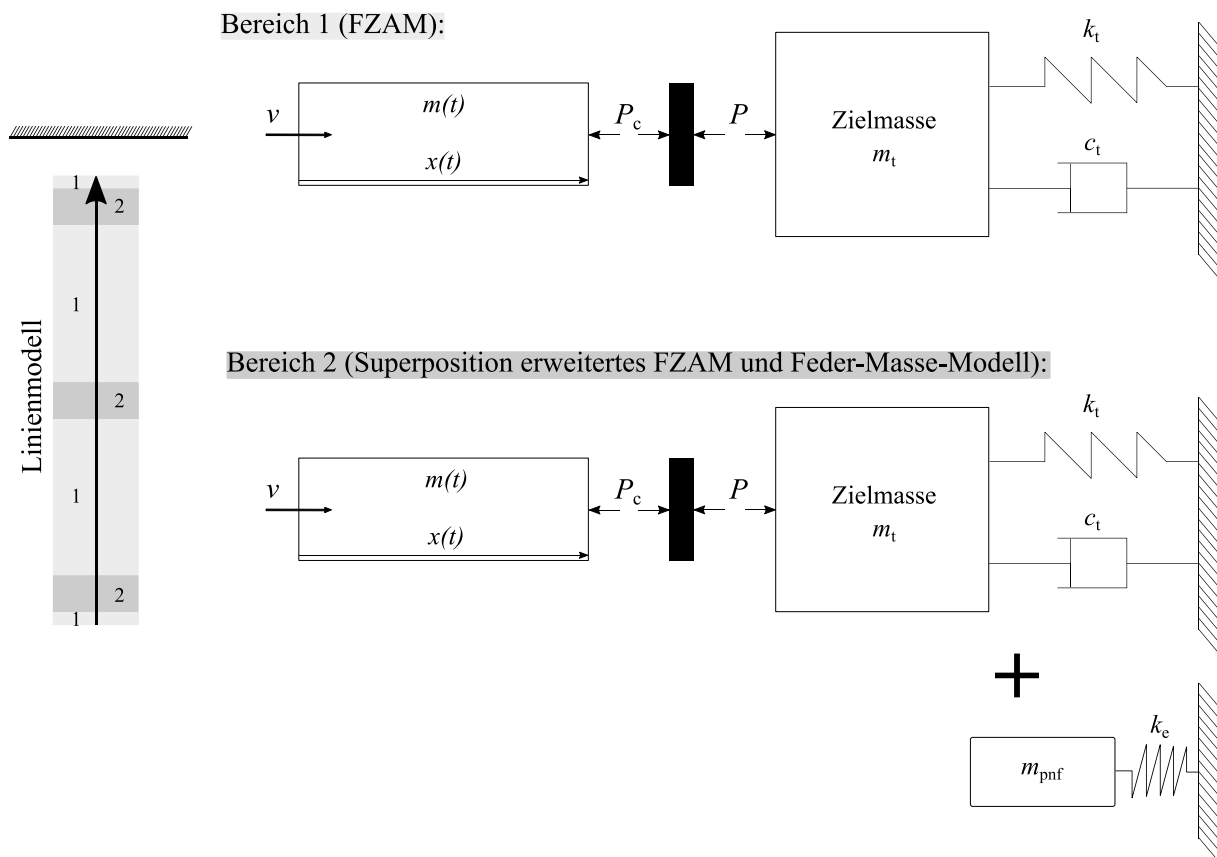


Abbildung 7.18: Mechanisches Ersatzmodell für Drohnenschläge – Harter Stoß

7.3.2 Validierung des Berechnungsmodells für harte Stöße

Das Berechnungsmodell für harte Stöße wird ebenfalls mithilfe von Test- und Simulationsdaten validiert. Dafür werden zu Beginn die Kraft-Zeit-Verläufe von Impacts der Motoren und der Ersatzschale gegen Al2024-T3-Proben analytisch berechnet. Im Anschluss wird der Aufprall der gesamten Ersatzstruktur gegen Al2024-T3-Platten in vier Impacttests untersucht und die Ergebnisse mit FE- und Testdaten verglichen.

In Abbildung 7.19 werden die FE- und Testdaten des Motors aus Kapitel 6.1.2 der Analytik gegenübergestellt. Analog zu Kapitel 7.2.3 wird der Aufprall des Motors über einen Feder-Masse-Schwinger modelliert. Dazu wird Gleichung (7.1) genutzt. Sowohl die Kontaktzeit als auch die Ersatzfedersteifigkeit müssen hier über Tests oder Simulationen ermittelt werden. Für die Berechnungen werden die Parameter aus Tabelle 6.7 genutzt. Zum Vergleich werden sowohl Kraftverläufe mit der Federsteifigkeit $k_{e,FEA}$ als auch mit $k_{e,Test}$ berechnet. Auf Grundlage der Ergebnisse aus Kapitel 6.2 wird $k_t = 1000 \text{ kN/m}$ für erste Berechnungen festgelegt. Der initiale Peak der FE-Daten ist ein numerischer Effekt aufgrund des Kontakts, wie bereits Kapitel 6.1.2 beweist. Das Kraftmaximum der Berechnungen mit $k_{e,FEA}$ weicht zwischen 1.2 % und 7.4 % vom ersten lokalen Maximum der FE-Daten ab, was einem guten Ergebnis entspricht. Berechnungen mit $k_{e,Test}$ zeigen größere Abweichungen zwischen 5.6 % und 17.0 % unterhalb der Referenzdaten, was außerhalb des akzeptablen Bereichs liegt. Die FE-Daten zeigen zwei Ausschläge im Kraft-Zeit-Verlauf. Der zweite Ausschlag tritt durch den Rückschlag des Ziels auf. Das Ziel schwingt zurück und kommt dadurch in einen weiteren Kontakt mit dem Projektil. Da die Kontaktkraft an der Schnittstelle zwischen Ziel und Projektil ausgewertet wird, entsteht dadurch ein zweiter Kraftausschlag. Die Analytik bildet nur einen Kraftausschlag ab. Das analytische Drohnenschlagmodell ist nicht in der Lage einen Mehrfachimpact, anders als einen Mehrkörperimpact, darzustellen.

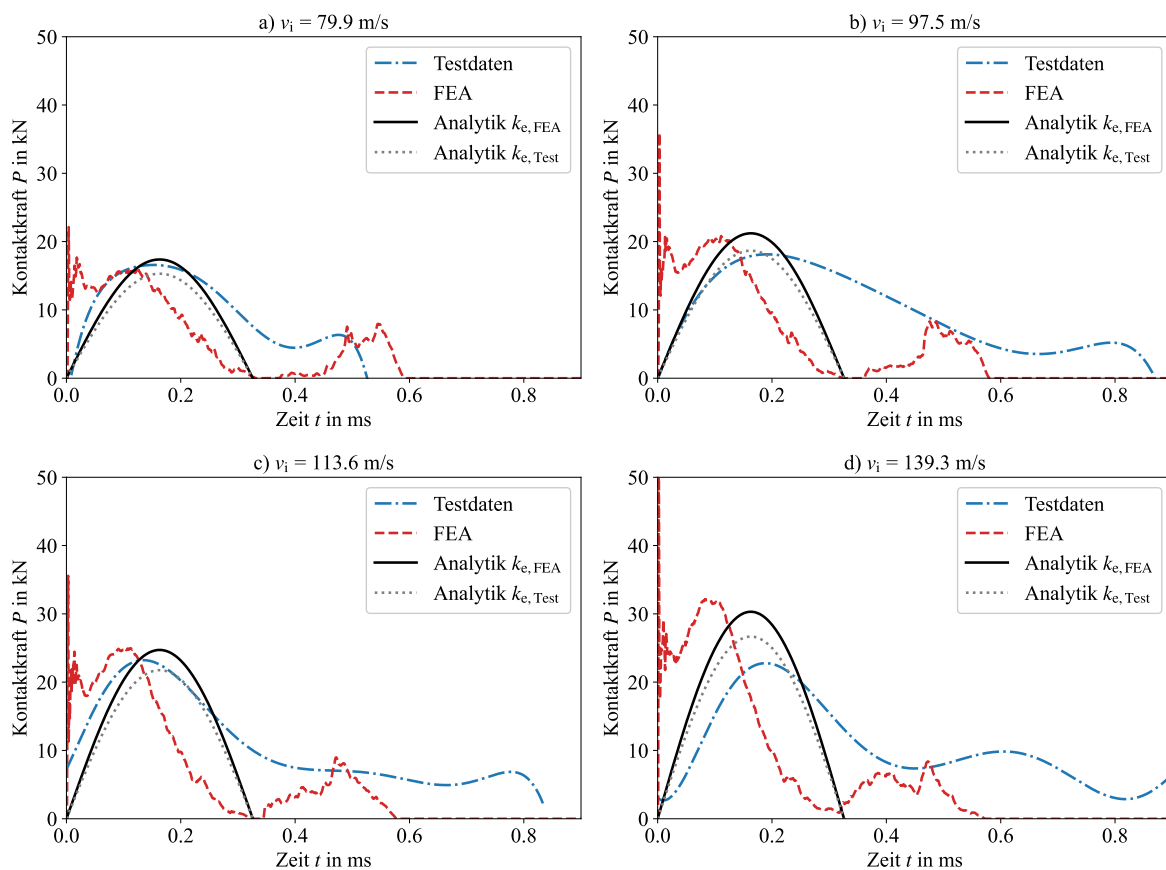


Abbildung 7.19: Kraft-Zeit-Verläufe für Aufprälle von Motoren auf Al2024-T3-Proben im Vergleich zu Berechnungen

Auch in diesem Modell werden Schäden am Ziel und am Projektil nur vereinfacht über die empirisch ermittelte Ersatzfedersteifigkeit k_e beschrieben. Die Testdaten unterliegen den gleichen Schwierigkeiten wie in den vorangehenden Kapiteln und werden nicht weiter betrachtet, da die FE-Simulationen bereits validiert sind. Zur Gesamteinschätzung werden sie in den Diagrammen trotzdem dargestellt. Der zeitliche Versatz zwischen Analytik und FEA im Bereich des Kraftmaximums entsteht durch die Schadensentwicklung an der Zielstruktur. Der Schaden wird im analytischen Modell nicht beschrieben, weshalb eine perfekte Sinushalbwelle entsteht. Ein idealer Impact ohne Schaden würde auch in der FE einen Sinushalwellenverlauf zeigen.

Für den Aufprall der Ersatzschale auf Al2024-T3-Proben zeigen die Verläufe ebenfalls eine gute Übereinstimmung zwischen FE und Analytik. Auch in diesem Fall zeigen die Testdaten unplausible Verläufe in allen drei Tests. Die Testdaten zeigen ihre Maximalwerte gegen Ende des Impacts. Zu erwarten sind Verläufe, wie sie die FE zeigt. Bei diesen tritt das Maximum zu Beginn des Impacts auf. Tabelle 3.4 sagt aus, dass für die Ersatzschale im Fall des Aufpralls auf eine Al2024-T3-Probe für alle Geschwindigkeit kein harter Stoß vorliegt. Deshalb werden für die Berechnungen in Abbildung 7.20 die Federsteifigkeit k_t sowie die Dämpfung des Ziels c_t gleich 0 gesetzt.

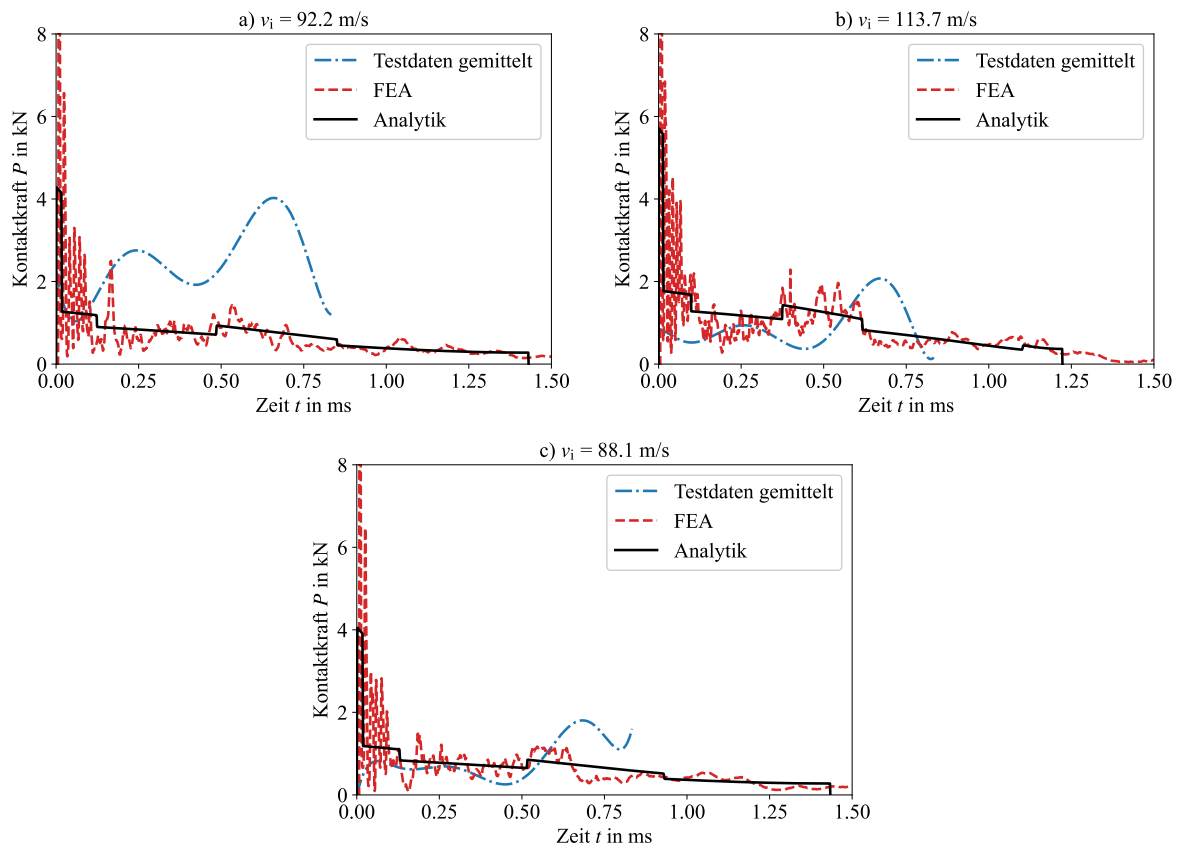


Abbildung 7.20: Kraft-Zeit-Verläufe für Aufprälle der Ersatzschale auf Al2024-T3-Proben im Vergleich zu Berechnungen

Der Einfluss der beiden Parameter zur Modellierung des Ziels, Federsteifigkeit k_t und Dämpfung c_t , wird am Beispiel $v_i = 92.2$ m/s untersucht (vgl. Abbildung 7.21). Der Einfluss von k_t liegt selbst für sehr große Werte (vergleichbar mit der Federsteifigkeit der starren Prallwand) im Bereich von 10^9 N und ist damit vernachlässigbar, wie Abbildung 7.21 b) zeigt. Die geringe Projektilmasse und die dadurch geringe Verschiebung der Zielstruktur sind dafür verantwortlich. Die Dämpfung verhält sich ähnlich wie die Federsteifigkeit. Die Dämpfung zeigt erst für sehr große Werte einen signifikanten Einfluss auf den Kraftverlauf (Abbildung 7.21 c)). Da die Änderung dy/dt sehr gering ist, werden sehr große Dämpfungswerte benötigt, um eine Auswirkung im Verlauf der Kontaktkraft zu beobachten. In der Literatur wird die Dämpfung, aufgrund der kurzen Impactzeit, in der Regel vernachlässigt, z. B. in [145]. Auch in dieser Arbeit wird die Dämpfung des Ziels im Folgenden auf $c_t = 0$ Ns/m gesetzt. Den Einfluss beider Parameter in Kombination zeigt Abbildung 7.21 d). In diesem Fall zeigen sich keine nennenswerten Änderungen im Vergleich zum Einfluss der einzelnen Parameter. Diese Ergebnisse decken sich mit den Ergebnissen aus detaillierten Untersuchungen des erweiterten FZAM, veröffentlicht in [154].

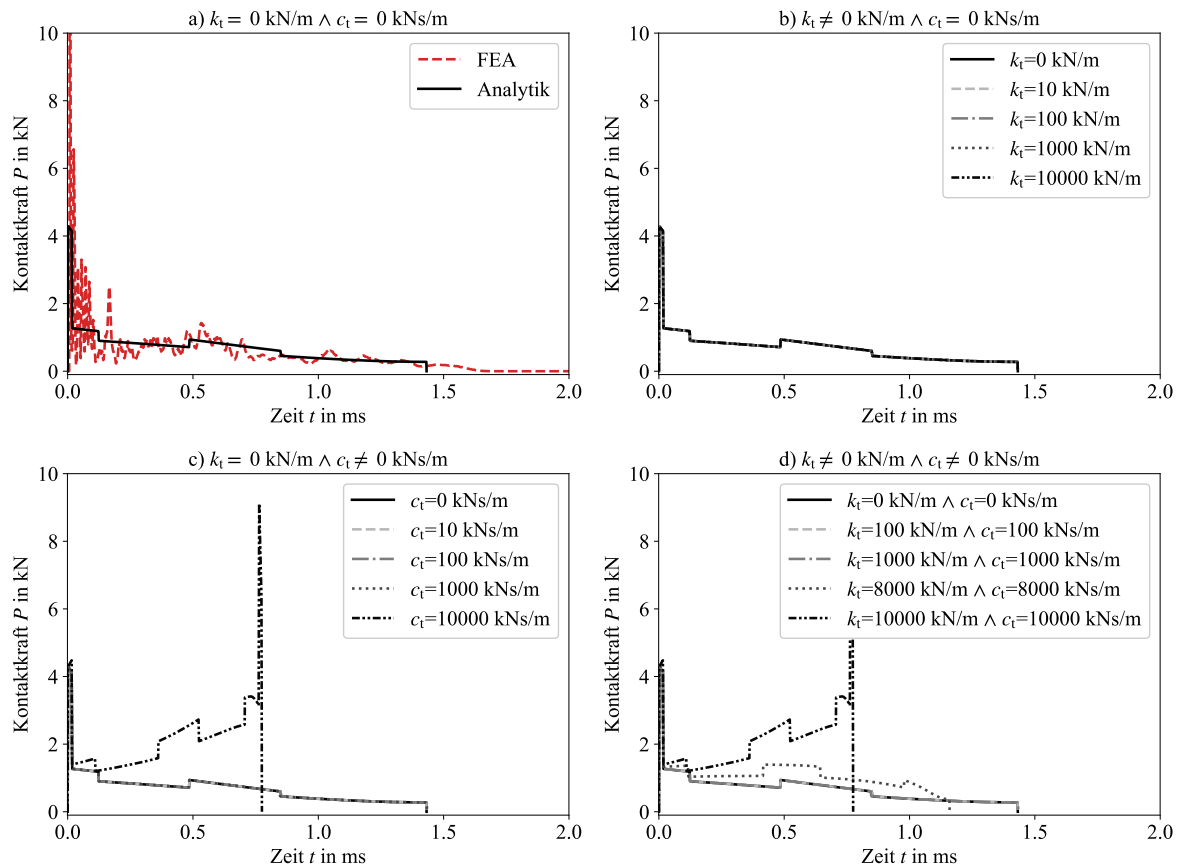
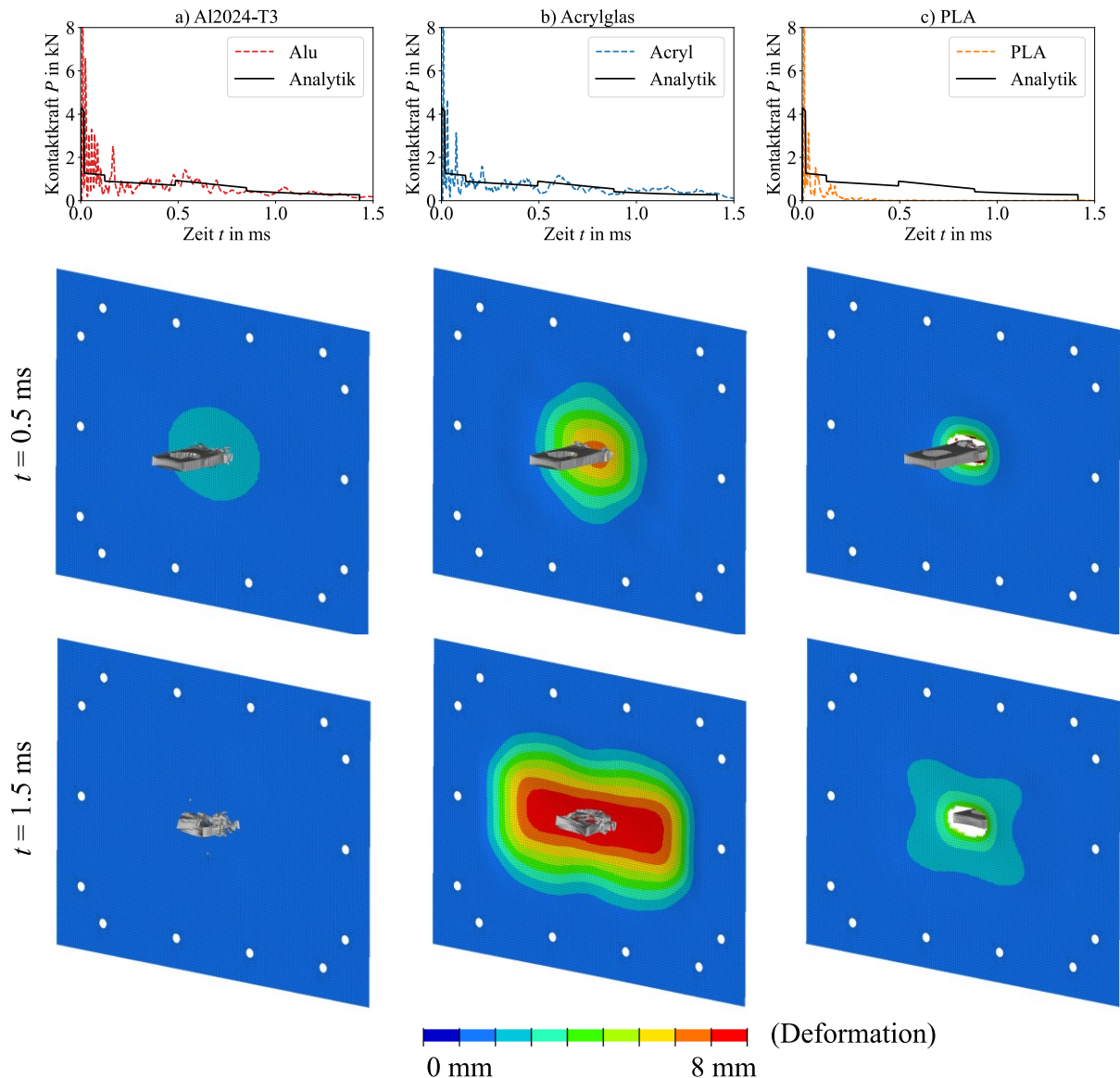


Abbildung 7.21: Einfluss von Federsteifigkeit und Dämpfung der Zielstruktur auf Kraft-Zeit-Verlauf bei Aufprall der Ersatzschale für $v_i = 92.2$ m/s

Anhand von Tabelle 3.4 lässt sich entnehmen, dass ein harter Stoß vorliegt, wenn die Schale auf 5.0 mm dickes Polycarbonat prallt. Das Zielmaterial hat also einen Einfluss auf die Stoßart und somit auf das Rechenmodell. Deshalb wird im Folgenden das Zielmaterial variiert.

Die Dicke des Ziels bleibt konstant. Das Zielmaterial wird analytisch über eine Änderung der Masse m_t und der Federsteifigkeit k_t modelliert. Die Masse des Acrylziels beträgt 180 g, die Masse des PLA-Ziels beträgt 183 g. Da die Federsteifigkeit, wie bewiesen, nur einen geringen Einfluss hat, wird diese für beide Zielstrukturen auf $k_t = 100$ kN/m gesetzt. Die FE-Materialmodelle finden sich in Kapitel 5.4. Die Variation des Zielmaterials von Al2024-T3 zu Acrylglas oder PLA in den FE-Simulationen zeigt keine signifikanten Änderungen (vgl. Abbildung 7.22) im analytischen Kraftverlauf.

Eine deutliche Abweichung zwischen FEA-Daten und Analytik zeigt der Verlauf für PLA in Abbildung 7.22 c). Für PLA zeigt sich in den Simulationen Perforation in Form von Stanzen und Fragmentierung. Tritt dieser Schaden auf, weichen Analytik und FE stark voneinander ab. Das Berechnungsmodell kann Schäden der Zielstruktur nicht modellieren, was sich auch im Vergleich der Verläufe in Abbildung 7.22 c) zeigt. Acryl bildet hingegen die größten Deformationen zu den betrachteten Zeitpunkten aus, im Gegensatz zur PLA-Simulation aber keine Schäden. Die Kraft-Zeit-Verläufe stimmen für Acryl gut überein.

Abbildung 7.22: Variation Zielmaterial bei Aufprall Ersatzschale mit $v_i = 92.2$ m/s

Zur Untersuchung des Berechnungsmodells für harte Stöße werden abschließend Motor und Ersatzschale in Kombination miteinander untersucht. Dafür werden vier Impacttests auf Aluminium Al2024-T3 mit Geschwindigkeiten zwischen 88.1 und 104.2 m/s durchgeführt, wie in Tabelle 7.5 gelistet. Einzig Test K10 eignet sich für eine weitere Auswertung, da bei diesem Test beide Motoren während des Impacts in der Schale stecken. Die Videos der vorangehenden Tests zeigen, dass sich die Motoren während der Beschleunigung aus der Schale gelöst haben (vgl. [181]).

Tabelle 7.5: Impacttests harter Stoß „kombiniertes Projektil“

	K7	K8	K9	K10
Masse Projektil m_p in g	115.9	116.3	116.2	116.8
Geschwindigkeit v_i in m/s	88.1	100.4	100.4	104.2

Werden Test- und Simulationen gegenübergestellt, ist zu erkennen, dass die Deformationen vergleichbar sind (vgl. Abbildung 7.23). Die PLA-Struktur in den Tests zeigt zum Zeitpunkt $t = 0.2$ ms ausgeprägte Risse, welche in den Simulationen nicht zu erkennen sind. Auch zu späteren Zeitpunkten sind Risse im Simulationsmodell nicht so ausgeprägt, wie sie im Test zu beobachten sind. Das steht im Gegensatz zu den Ergebnissen für die starre Prallwand, bei welcher in den Simulationen ab dem Zeitpunkt $t = 0.2$ ms

Risse erkennbar sind. Es zeigt sich, dass das Material- und Schadensmodell der Ersatzschale diesen Test nicht korrekt abbilden kann. Es bedarf weiterer Untersuchungen zur Anpassung des Materialmodells, z. B. zur Implementierung einer Dehnratenabhängigkeit. Da hierfür keine Daten vorliegen, Deformationen und Schäden zum finalen Zustand ($t = 1.4$ ms) aber vergleichbar sind und der Anteil der Ersatzschale am Kontaktkraftverlauf gering ist, wird das FE-Modell zur Validierung des Berechnungsmodells ohne eine weitere Anpassung des PLA-Materialmodells verwendet. Bildfolgen aller Testreihen sind im Anhang B.5 dargestellt. Der erste Motor ist zum Zeitpunkt $t = 0.2$ ms im Kontakt mit der Zielstruktur. Zum Zeitpunkt $t = 0.6$ ms prallt der zweite Motor auf den vorderen Motor und beide erzeugen einen zweiten Ausschlag im Kraft-Zeit-Verlauf (vgl. Abbildung 7.24).

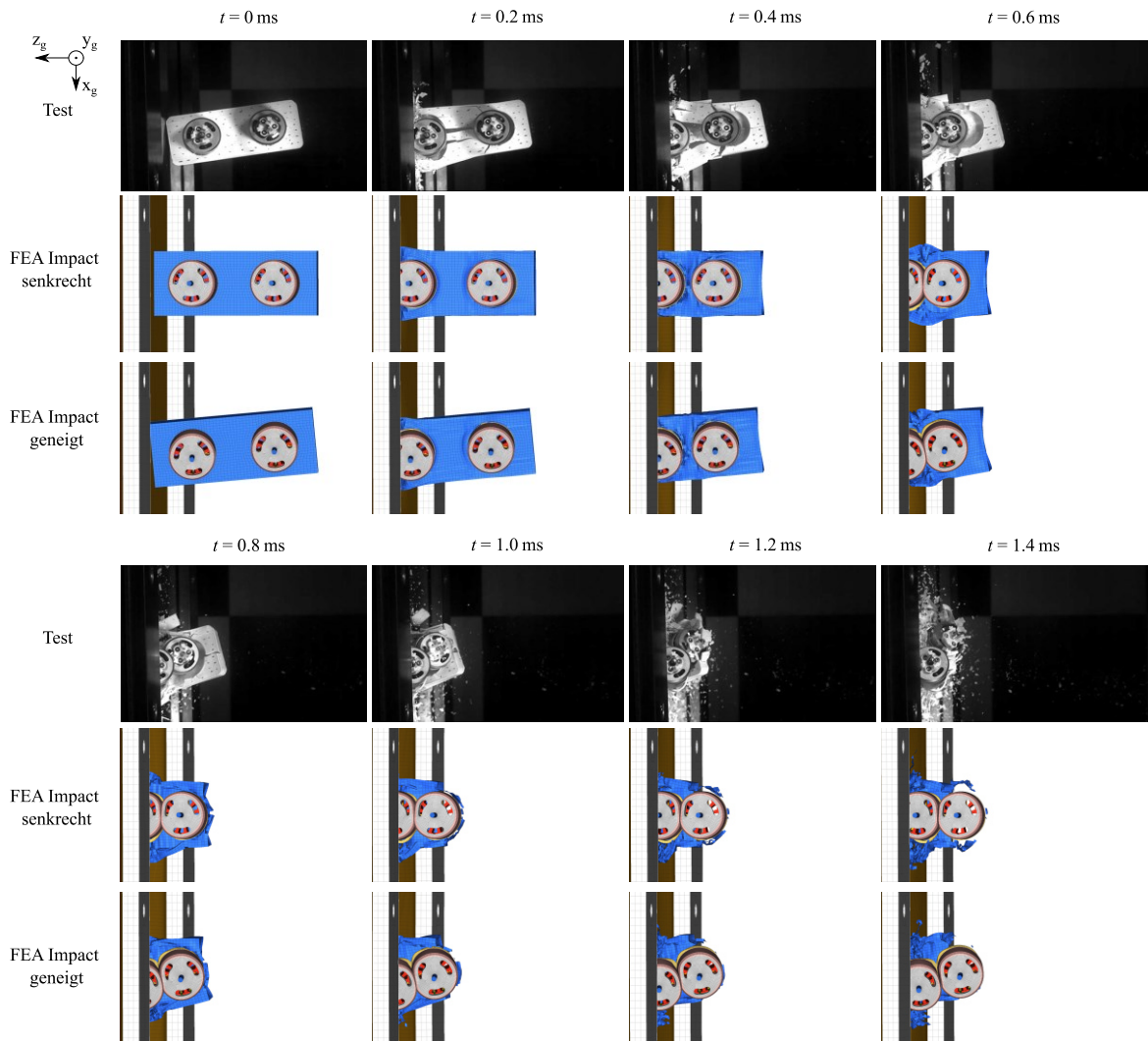


Abbildung 7.23: Vergleich zwischen Test und Simulation der Ersatzstruktur bei Impact auf eine Al2024-T3-Probe mit $v_i = 104.2$ m/s

Abbildung 7.24 zeigt den Kraft-Zeit-Verlauf bei Impact der Ersatzstruktur auf die Aluminiumproben. Es werden die gemittelten Testdaten, Analytik und FE-Daten gegenübergestellt. Die Testdaten sind nicht plausibel und mit einer zu geringen Frequenz aufgenommen. Wie bereits bei den vorangegangenen Analysen zeigt sich damit, dass die Testdaten keine detaillierten Aussagen zulassen, weshalb diese nicht weiter beachtet werden. Die FE-Daten zeigen auch hier einen kurzzeitigen, hohen Kraftausschlag, der anschließend wieder stark abfällt. Zum Zeitpunkt $t = 0.1$ ms schlägt der erste Motor auf das Ziel. Sowohl die FE-Daten als auch die Analytik zeigen einen entsprechenden Verlauf. Die Lastspitze der FE-Daten liegt dabei 0.5 % unter den Daten der Analytik. Für die erste Lastspitze liegt somit eine sehr gute Übereinstimmung vor. Das Kraftmaximum der Analytik liegt leicht oberhalb der FE-Daten und kann dadurch als sehr gut klassifiziert werden. Sowohl Analytik als auch FE-Daten zeigen eine zweite Lastspitze, die aufgrund des Aufpralls des zweiten Motors entsteht. Die Kontaktzeiten stimmen überein, die

Lastspitze der FE-Daten liegt mit 12.3 % über den Daten der Analytik. Die Abweichungen im Bereich der zweiten Lastspitze lassen sich mithilfe folgender Punkte erläutern:

- Es kommt durch den Impact des ersten Motors zur plastischen Deformation der Zielprobe, damit geht eine Verfestigung der Zielstruktur einher, was zu einer größeren Kraft führt.
- Es kommt zur Überlagerung von Wellen, ausgelöst durch vorangehende Impacts. Zum Zeitpunkt des zweiten Impacts wirken die Wellen in positiver Richtung, der Geschwindigkeitsvektor des zweiten Motors zeigt in entgegengesetzte Richtung. Dadurch ergibt sich eine höhere Relativgeschwindigkeit als bei dem Aufprall eines einzelnen Motors.

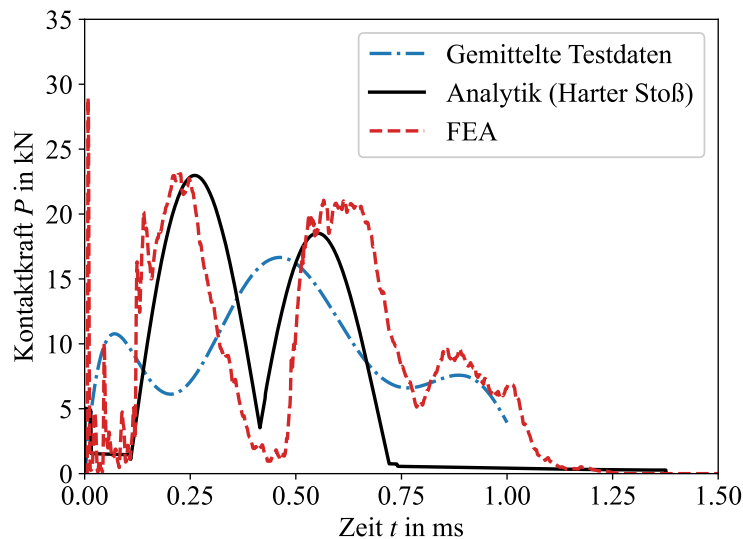


Abbildung 7.24: Kraft-Zeit-Verlauf Ersatzstruktur Testdaten, Analytik und FEA

Der Betrag der Abweichung zwischen den Maxima der Lastspitzen spricht für eine gute Übereinstimmung. Es muss aber beachtet werden, dass die Analytik im Falle des zweiten Aufpralls die Kraft unterschätzt und somit keine konservativen Ergebnisse liefert. Abhängig vom betrachteten Impactfall liegen die Werte über- oder unterhalb der Vergleichswerte der Simulationen. Das Modell liefert für den zweiten Aufprall somit eine erste Schätzung der zu erwartenden Kraft, die aber nicht ohne weitere Untersuchungen verwendet werden sollte. Die Darstellung des Bestimmtheitsmaßes ist an dieser Stelle nicht sinnvoll, da es aufgrund des dritten Aufschlags zu geringen Werten kommt.

Nach dem Aufprall des zweiten Motors entfernen sich beide Motoren vom Ziel. Wird die Restitutionsphase nach der zweiten Lastspitze extrapoliert, zeigt sich eine Abweichung zwischen Analytik und FEA für das Ende des Aufpralls des zweiten Motors von 10 %. Das Ziel schwingt. Aufgrund dieser Schwingung kommt das Ziel nochmal in Kontakt mit dem ersten Motor. Da die Kraft an der Kontaktstelle ausgewertet wird, zeigt sich im Verlauf der FE-Daten ein dritter Ausschlag, der mit 10 kN geringer ist als die Lastspitzen der vorherigen beiden Ausschläge. Die analytische Lösung bildet diese Lastspitze nicht ab, da die Bewegung des Projektils nach dem Impact nicht modelliert wird.

7.4 Diskussion des neuen Drohnenschlagmodells

Die vorangegangenen Kapitel zeigen, dass über das Drohnenschlagmodell die auftretenden Lasten sowohl bei harten als auch bei weichen Stößen bestimmt werden können. Die Ergebnisse wurden bisher nur für einen stark eingeschränkten Geschwindigkeitsbereich ($v_i \approx 100$ m/s) bestimmt, was zwar für viele relevante Anwendungen ein realistischer Wert ist, die Daten aber keine Aussagen zum Gültigkeitsbereich, zur weiteren Anwendung und zur Parametersensitivität des Modells ermöglichen. Diese sollen in diesem Teilkapitel untersucht und das Modell kritisch diskutiert werden.

7.4.1 Bestimmung des Gültigkeitsbereichs

Das DSM stellt eine Möglichkeit dar, die wirkenden Kräfte bei einem Drohnenschlag im Rahmen des Vorentwurfs zu bestimmen. Dem Anwendungsbereich der Berechnungsmethode sind dabei Grenzen gesetzt. Anders als angenommen zeigt sich, dass eine Geschwindigkeitsgrenze überschritten werden

muss, damit Analytik und FEA qualitativ vergleichbare Verläufe zeigen. Mithilfe einer Variation der initialen Impactgeschwindigkeit v_i wird diese Grenze für den Aufprall der Ersatzstruktur auf die starre Prallwand ermittelt (weicher Stoß). In Abbildung 7.25 werden die Kontaktkraftverläufe von FEA und Analytik für Geschwindigkeiten zwischen $v_i = 22$ m/s bis $v_i = 200$ m/s gegenübergestellt. Es ist zu erkennen, dass ab einer Impactgeschwindigkeit von $v_i = 88$ m/s Analytik und FEA zwei Ausschläge zeigen. Für niedrigere Geschwindigkeiten zeigen die Verläufe diese Übereinstimmung nicht.

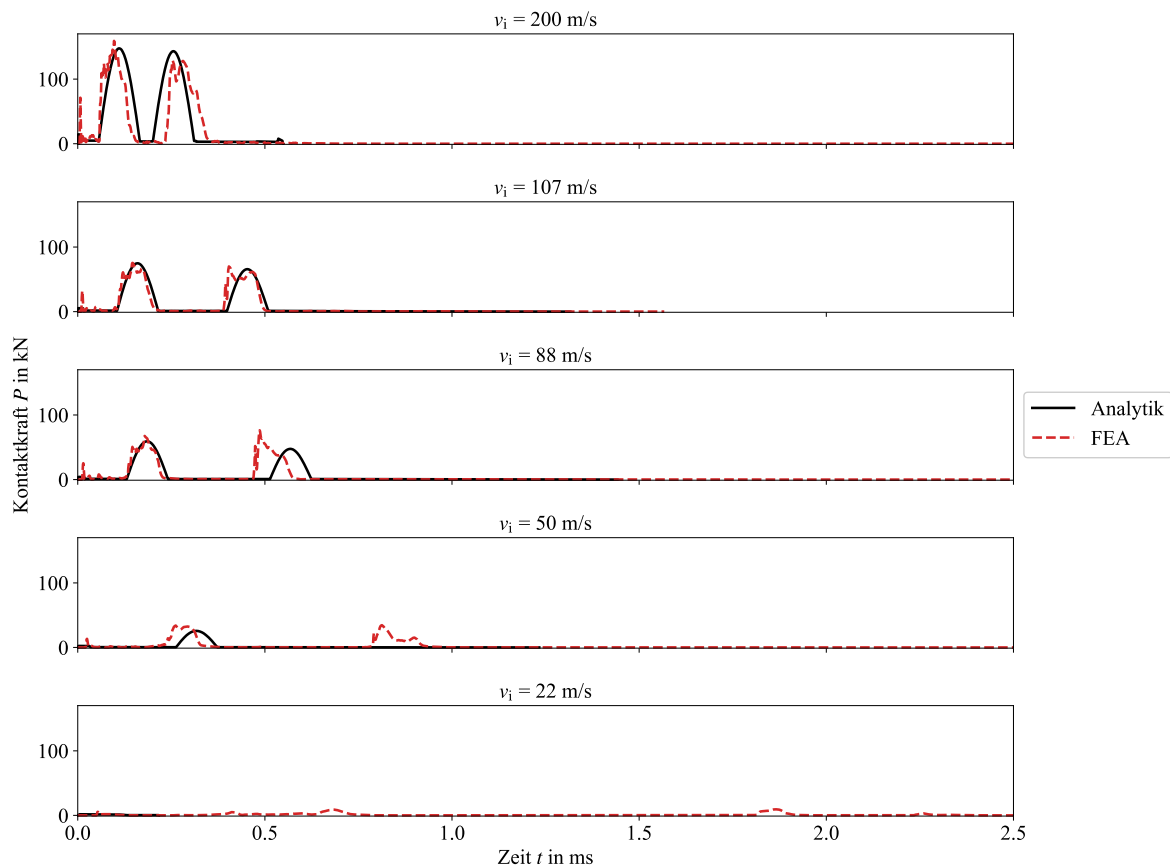


Abbildung 7.25: Variation der initialen Impactgeschwindigkeit im Vergleich zwischen Analytik und FEA für den Impact auf eine starre Wand (weicher Stoß)

Eine differenziertere Betrachtung zur Bestimmung der Geschwindigkeitsgrenze ermöglicht Abbildung 7.26. Ausgehend von den Ergebnissen aus Abbildung 7.25 werden Geschwindigkeiten zwischen $v_i = 75$ m/s und $v_i = 85$ m/s betrachtet. Für alle drei Geschwindigkeiten zeigen sich zwei Ausschläge in der Analytik, für $v_i = 75$ m/s tritt dieser aber, im Vergleich zur FEA, um $\Delta t = 0.12$ ms später auf. Mit zunehmender Geschwindigkeit reduziert sich dieser Unterschied. Für $v_i = 80$ m/s beträgt $\Delta t = 0.09$ ms.

Aufgrund dieser Ergebnisse wird für die untere Anwendungsgrenze des Berechnungsmodells eine Mindestgeschwindigkeit neu definiert. Diese wird über die Energie bestimmt, die notwendig ist, um den fragmentierenden Anteil des Projektils vollständig zu zerstören. Dafür wird angenommen, dass diese Grenzenergie E_g dem Integral der Berstlast P_c über die betrachtete Länge l entspricht:

$$E_g = \int_0^l P_c(x) dx \quad (7.4)$$

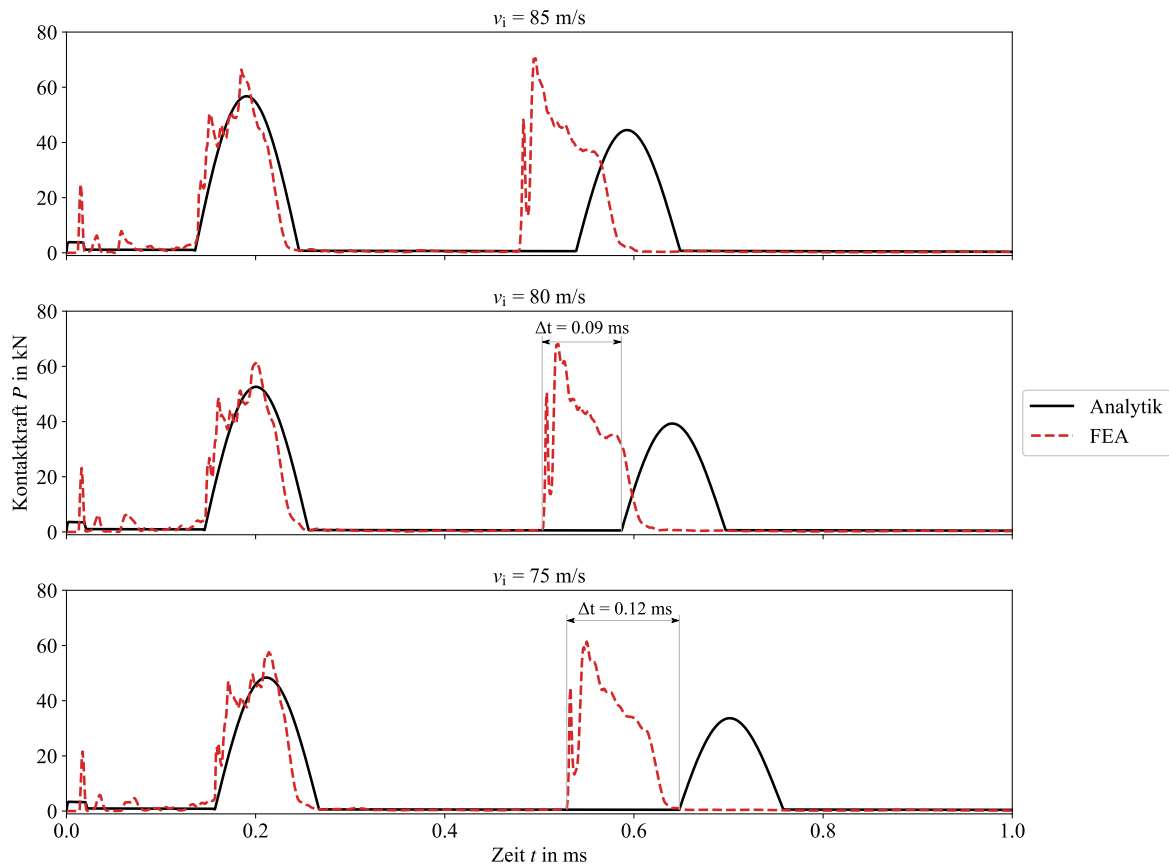


Abbildung 7.26: Detailbetrachtung Variation der initialen Impactgeschwindigkeit im Vergleich zwischen FEA und Analytik im Geschwindigkeitsbereich von 75 m/s bis 85 m/s (starre Wand)

Wird diese Grenzenergie über den Energieerhaltungssatz gleich der kinetischen Energie gesetzt, kann mithilfe der folgenden Gleichung die Mindestgeschwindigkeit v_{ug} bestimmt werden:

$$v_{ug} = \sqrt{\frac{2E_g}{m_{pf}}} \quad (7.5)$$

Dabei ist m_{pf} die Masse der fragmentierenden Komponenten. Für die Ersatzstruktur ergibt sich mit dieser Gleichung eine untere Grenzggeschwindigkeit von $v_{ug} = 82.5$ m/s, was mit den Ergebnissen aus Abbildung 7.25 und Abbildung 7.26 übereinstimmt. Eine obere Grenzggeschwindigkeit gibt es für diesen Fall nicht. Das Ziel wird nicht perforiert und bildet keine Schäden, weshalb auch für sehr hohe Impactgeschwindigkeiten ($v_i \geq 200$ m/s) Berechnung und FEA eine gute Übereinstimmung zeigen.

Für den Aufprall auf nachgiebige Ziele (vgl. Abbildung 7.27) wird nach Gleichung (7.5) die untere Grenzggeschwindigkeit ermittelt. Im Gegensatz zum Aufprall auf starre Strukturen (weicher Stoß) ist in diesem Fall zusätzlich eine obere Grenzggeschwindigkeit v_{og} vorhanden. Das analytische Modell versagt, wenn die Zielstruktur perforiert wird, was sich für die Geschwindigkeit $v_i = 150$ m/s zeigt. Es muss also die Geschwindigkeit bestimmt werden, bei welcher das Projektil die Zielstruktur durchschlägt. Diese Geschwindigkeit wird in der Literatur auch als ballistische Grenzggeschwindigkeit v_{50} beschrieben. Es gibt viele verschiedene Ansätze zur Bestimmung dieser ballistischen Grenzggeschwindigkeit in der Literatur, z. B. die „FAA Penetration Equation“ [32] oder die Modelle von Recht und Ipson [198, 199]. Die ballistische Grenzggeschwindigkeit stellt einen Auslegungspunkt bei Impactbelastung dar. Das Ziel der Auslegung ist es, die Perforation des Ziels zu vermeiden. Eine differenzierte Betrachtung dieser Modelle und die Bestimmung der ballistischen Grenzggeschwindigkeit geht über den Fokus dieser Arbeit hinaus und wird nicht weiter betrachtet.

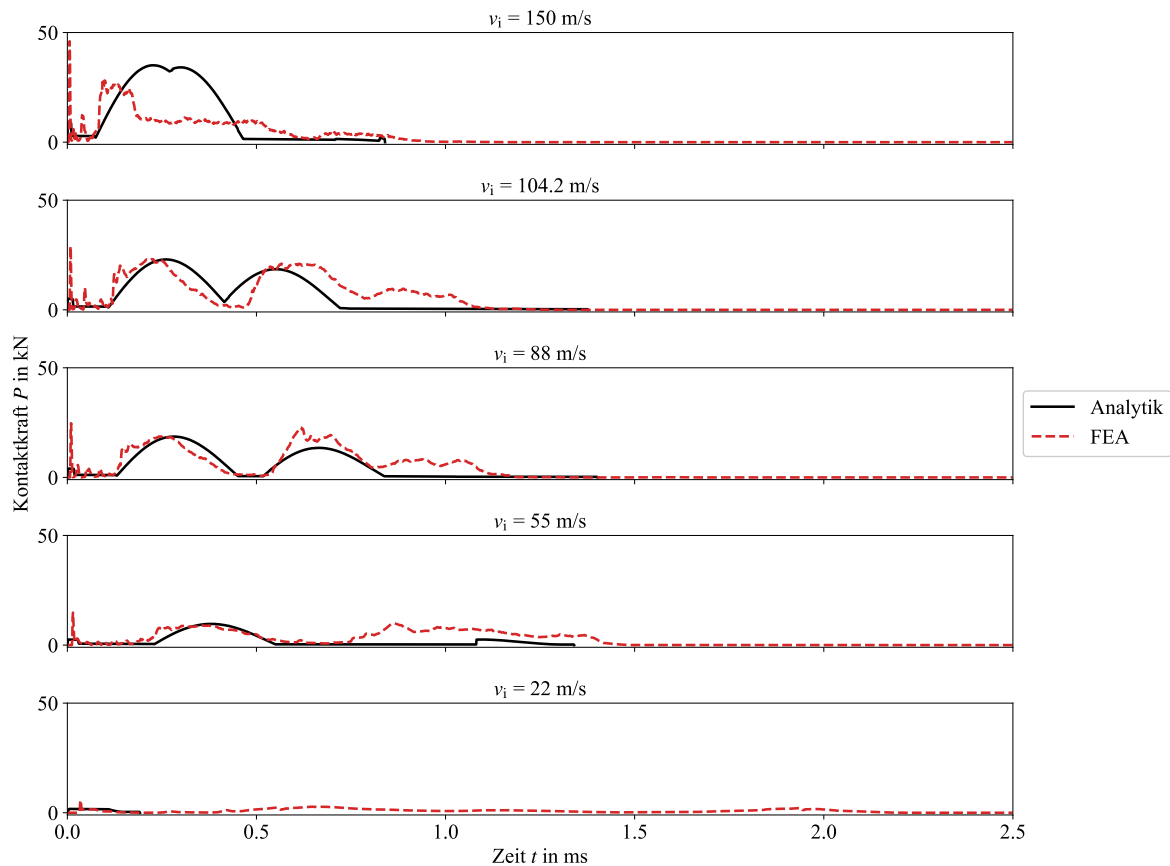


Abbildung 7.27: Impact auf Al2024-T3, Variation der initialen Impactgeschwindigkeit im Vergleich zwischen Analytik und FEA

Damit ergeben sich für die verwendeten Methoden die Gültigkeitsbereiche, wie sie in Abbildung 7.28 dargestellt werden. Die minimale Testgeschwindigkeit, mit der ein Projektil beschleunigt werden kann, stellt für die Tests die untere Geschwindigkeitsgrenze $v_{\min, \text{Test}}$ dar. Über FE-Simulationen können auch kleinere Geschwindigkeiten untersucht werden, welche allerdings nicht mit Testdaten validiert werden können. Das analytische Modell ist ab der unteren Grenzgeschwindigkeit gültig. Für deformierbare Ziele ist das analytische Modell bis zur ballistischen Grenzgeschwindigkeit gültig. Der Auslegungspunkt für Impactbelastungen ist die ballistische Grenzgeschwindigkeit. Das bedeutet, dass das DSM bis zum Auslegungspunkt zur Ermittlung des Kraft-Zeit-Verlaufs genutzt werden kann. Tests und FE-Analysen eignen sich auch für Betrachtungen um den Auslegungspunkt, das DSM ermöglicht aber im Gegensatz zu den ersten beiden eine schnelle und günstige Abschätzung der wirkenden Kräfte. Darüber hinaus zeigt sich, dass für starre Ziele das analytische Modell auch für höhere Geschwindigkeiten gut mit den FE-Daten übereinstimmt. Die durchgeführten Tests betrachten Relativgeschwindigkeiten von bis zu $v_i \approx 140$ m/s. Höhere Impactgeschwindigkeiten sind möglich, werden aber nicht untersucht, da der Fokus auf Start- und Landesituationen liegt. FE-Simulationen von Impacts auf starre Strukturen werden hingegen bis hin zu einer Relativgeschwindigkeit von $v_i = 200$ m/s zur Untersuchung des Gültigkeitsbereichs durchgeführt. Die FE-Daten zeigen auch für hohe Geschwindigkeiten eine gute Übereinstimmung mit der Analytik für starre Ziele. Sowohl mit der Analytik als auch über FE-Simulationen sind Untersuchungen größerer Geschwindigkeiten möglich, entsprechen aber weniger realen Bedingungen. Kommerzielle Verkehrsflugzeuge erreichen Geschwindigkeiten von ca. $v = 250$ m/s in Flughöhen von ca. 10 km. Da die betrachteten Drohnen nicht in der Lage sind in solchen Höhen zu operieren, werden diese Geschwindigkeiten nicht weiter untersucht.

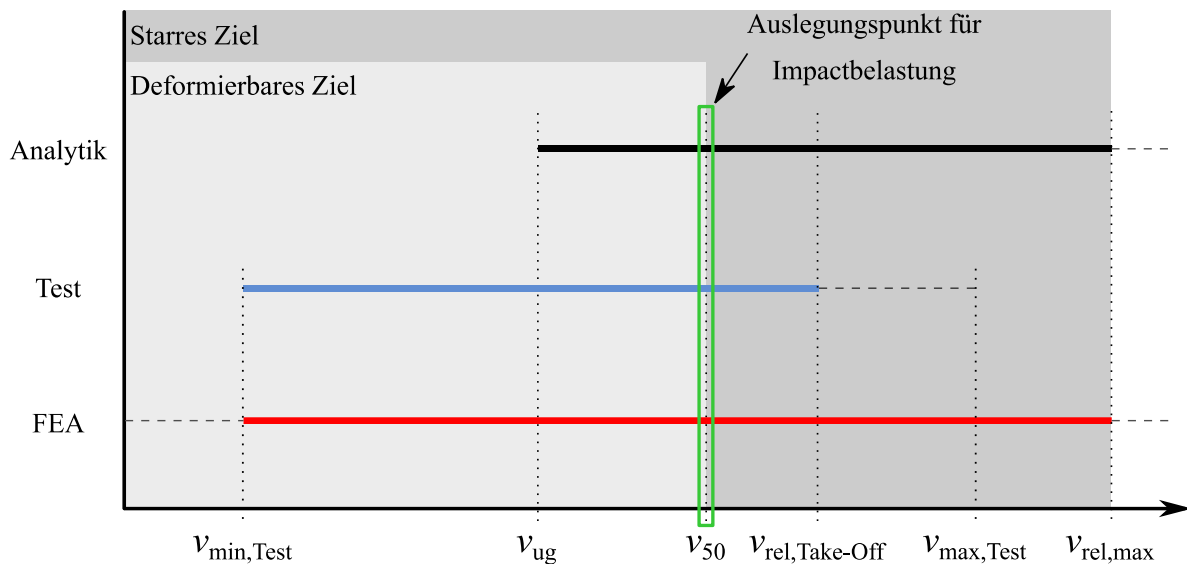


Abbildung 7.28: Gültigkeitsbereiche der verschiedenen Methoden. Die ballistische Grenzgeschwindigkeit stellt die obere Grenze des Modells dar, die untere Grenzgeschwindigkeit wird über die Berstlastverteilung ermittelt

Die bisherigen Untersuchungen zeigen, dass das analytische Modell (DSM):

- die Kontaktkraft an der Schnittstelle zwischen Projektil und Ziel abbilden kann.
- eine vereinfachte Kraft-Zeit-Funktion für Impactvorgänge im Rahmen eines Vorentwurfs berechnen kann.
- angewendet werden kann, wenn das Projektil fragmentiert, plastisch deformiert oder beide Schäden parallel zueinander auftreten.
- sowohl für starre als auch nachgiebige Zielstrukturen verwendet werden kann (weiche und harte Stöße).
- den Einfluss von einzelnen Komponenten abbildet (in Bezug auf Position, Material und Masse).
- das Projektil als 1-D Linienmodell beschreibt.
- den Einfluss verschiedener Versagensarten über die Berstlast abbildet.
- validiert ist für Impacts auf gerade Flächen.
- anwendbar ist für geneigte, gerade Flächen.

Die Grenzen des Modells sind:

- ein potentieller Schaden (Perforation) der Zielstruktur.
- die Interaktion der Komponenten im System „Projektil“.
- Effekte durch Schwingungen und Wellen auf das Ziel- und Projektil (z. B. Schockwellen).
- Mehrfachimpacts eines Projektils (Reboundeffekt).
- differenziert den Einfluss von Kontaktsteifigkeiten, Biege-, Schub- und Membransteifigkeiten sowie der plastischen Deformation des Ziels darstellen.
- die globale Deformation des Ziels.
- Effekte durch Reibung.
- Dehnratenabhängigkeiten.

7.4.2 Parametersensitivität des Drohnenschlagmodells

Abschließend wird untersucht, welchen Einfluss einzelne Parameter auf den Kraftverlauf haben. Zum einen ergibt sich durch diese Parameterstudien, wie empfindlich das Modell auf Änderungen der Eingangsparameter reagiert. Des Weiteren können sich dadurch neue Einschränkungen der Gültigkeit ergeben. Zum anderen können erste Aussagen darüber getroffen werden, über welche Parameteränderungen die Impactkraft reduziert werden kann.

In der Studie werden die folgenden Eingangsparameter aus Tabelle 7.6 verwendet. Für die Parameterstudien wird jeweils ein Parameter geändert, alle anderen bleiben konstant, falls nicht anders genannt.

Tabelle 7.6: Grundlegende Eingangsparameter für Parameterstudien

v_i in $\frac{\text{m}}{\text{s}}$	v_t in $\frac{\text{m}}{\text{s}}$	P_c in N	μ in $\frac{\text{kg}}{\text{m}}$	k_e in $\frac{\text{kN}}{\text{m}}$	m_t in kg
107.4	0	vgl. Kapitel 7.2.1 Abbildung 7.4		12701.4	30.0

In der ersten Untersuchung wird der Einfluss der Berstlast an der unteren Geschwindigkeitsgrenze ($v_i = v_{ug} = 82.5 \text{ m/s}$) betrachtet. Der Anteil der Berstlast am Kraftverlauf ist sehr gering im Vergleich zu den Lastspitzen, wie in Abbildung 7.29 a) zu sehen ist. Der Anteil am Kraftverlauf nimmt mit abnehmender Impactgeschwindigkeit und zunehmender Impactdauer (vgl. Abbildung 7.29 b)) zu, da sowohl die Masse als auch die Geschwindigkeit des Projektils geringer werden mit zunehmender Impactdauer. Die Berstlastverteilung basiert auf der Fließspannung von Polycarbonat. Die reale Berstlastverteilung wird nicht nur durch die Fließspannung, sondern durch weitere Schadensmechaniken wie Beulen oder Strain-Rate-Hardening bestimmt. Diese weiteren Versagensformen können über die Berstlast im Modell betrachtet werden. Da die Berstlast aber nur einen geringen Einfluss auf die Gesamtkraft hat, werden andere Versagensformen an dieser Stelle nicht weiter untersucht (vgl. [154]).

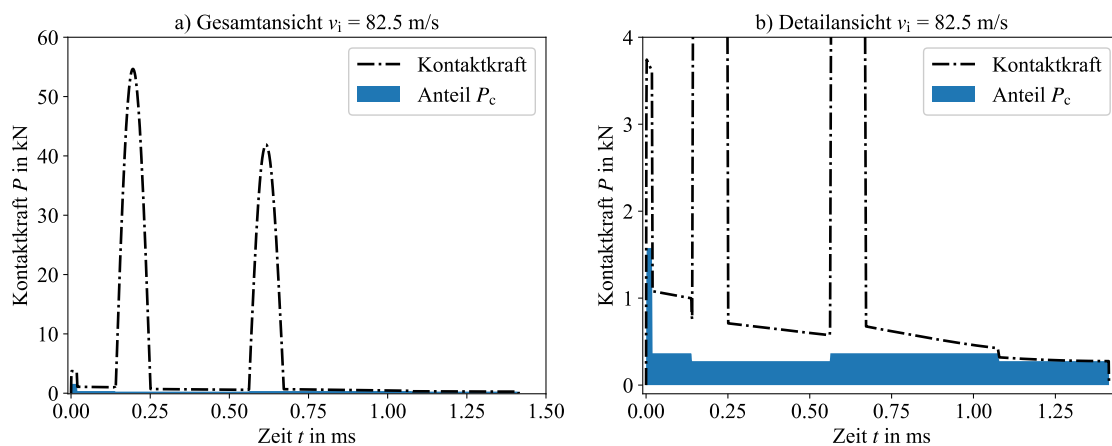
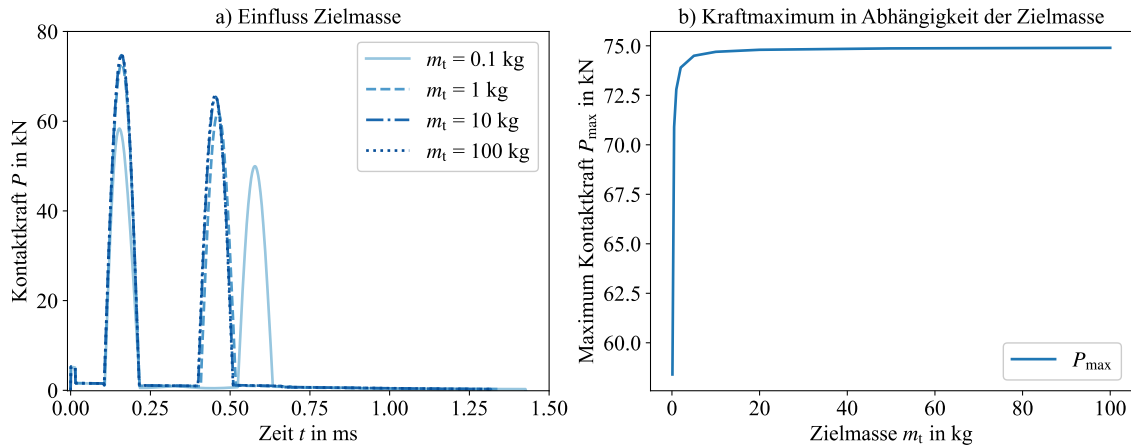


Abbildung 7.29: Anteile der Berstlast am gesamten Kraftverlauf für a) die untere Grenzgeschwindigkeit $v_i = 82.5 \text{ m/s}$ und b) in Detailansicht

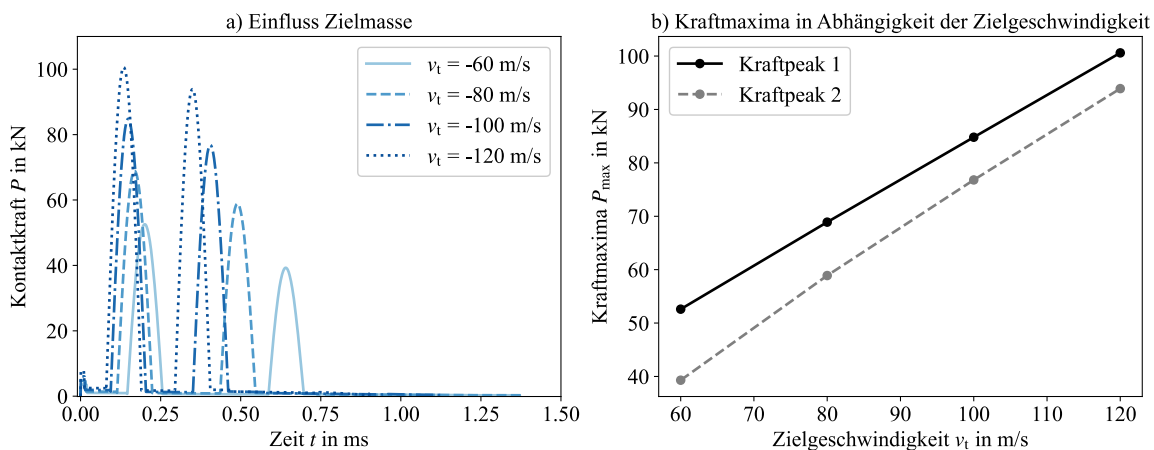
Abbildung 7.30 zeigt den Einfluss der Zielmasse auf den Verlauf der Kontaktkraft. Die Kraftmaxima sind abhängig von der Zielmasse. Je kleiner die Zielmasse, desto geringer sind die Kraftverläufe (Abbildung 7.30 a)). Das Kraftmaximum konvergiert gegen einen Höchstwert (Abbildung 7.30 b)). Der Unterschied zwischen $m_t = 1.0 \text{ kg}$ und $m_t = 100 \text{ kg}$ beträgt 2.9 %, während das Kraftmaximum für $m_t = 0.1 \text{ kg}$ 19.8 % unterhalb des Werts für 1.0 kg liegt. Es zeigt sich zudem ein Versatz im Auftreten der Ausschläge. Mit geringerer Masse verzögert sich der Aufprall des zweiten Motors um $\Delta t = 0.1 \text{ ms}$. Es zeigt sich also, dass eine Reduktion der Zielmasse die Kontaktkraft zwar reduziert, diese Reduktion aber nur minimal ist. Für einen signifikanten Einfluss müsste die Zielmasse stark reduziert werden und stellt somit eine unpassende Option dar, die Kontaktkraft zu senken. Im Falle eines Drohnenschlags ist die Zielmasse durch das getroffene Luftfahrzeug definiert.

Abbildung 7.30: Einfluss der Zielmasse m_t auf die Kontaktkraft P

Den Einfluss der Zielgeschwindigkeit v_t auf die Kontaktkraft stellt Abbildung 7.31 dar. Es wird dabei angenommen, dass die Drohne mit ihrer maximalen Geschwindigkeit ($v_d = 20$ m/s) fliegt. Die Relativgeschwindigkeit v_i setzt sich dann wie folgt aus v_d und der Geschwindigkeit des Ziels v_t zusammen:

$$v_i = v_d - v_t \quad (7.6)$$

Wie erwartet steigt das Kraftmaximum mit zunehmendem Betrag der Geschwindigkeit v_t . Das Kraftmaximum steigt von $P_{\max} = 52.6$ kN für $v_t = -60$ m/s auf $P_{\max} = 100.6$ kN für $v_t = -120$ m/s. Die Verdopplung der Zielgeschwindigkeit führt damit annähernd zur Verdopplung des Kraftmaximums. Ähnlich verhält sich die zweite Lastspitze, wie Abbildung 7.31 b) zeigt. Die Impactdauer verkürzt sich von $t = 1.37$ ms auf 0.90 ms und der Abstand zwischen dem ersten und zweiten Aufprall der Motoren verringert sich von $\Delta t = 0.33$ ms auf 0.1 ms. Ein Zusammenprall zwischen Drohne und Flugzeug erzeugt größere Kräfte und dadurch größere Schäden für größere Relativgeschwindigkeiten.

Abbildung 7.31: Einfluss der Zielgeschwindigkeit v_t auf die Kontaktkraft P

Im Folgenden wird der Einfluss der Position der Motoren auf die Kontaktkraft analysiert. Im Vergleich zur Standardposition werden zwei weitere Positionen der Motoren betrachtet: zum einen schließen die Motoren mit Anfang und Ende der Ersatzschale ab und werden damit um u_p verschoben, zum anderen wird die Position mit einer Verschiebung von $u_p/2$ untersucht (siehe Abbildung 7.32). Die Verlagerung des Motors an die Ränder der Ersatzschale führt zu einer Erhöhung der ersten Lastspitze um 4.3 % und einer Verringerung der zweiten Spitze um 5.8 % im Vergleich zur bisherigen Standardposition, während eine Verschiebung um $u_p/2$ die erste Spitze um 1.9 % erhöht und die zweite um 1.2 % reduziert. Diese

Erhöhung bzw. Reduktion verstärkt sich, je länger das Projektil ist. Abbildung 7.32 zeigt sowohl die Kraft-Zeit-Verläufe als auch die untersuchten Positionen.

Im Anwendungsfall bedeutet das, wenn eine nicht-fragmentierende Komponente außen auf der Drohne montiert ist und das Ziel zuerst trifft, ergibt dies einen großen Kraftauschlag und kann entsprechende Schäden an der Struktur erzeugen. Eine Verlagerung dieser Komponenten in Richtung des Zentrums des Gesamtsystems „Projektil“ kann Lastspitzen der Impactkraft reduzieren. Eine weitere Möglichkeit, die sich aus diesen Erkenntnissen ergibt, ist die Einhausung gefährlicher Komponenten. Über diese kann eine Reduktion der Lastspitzen erzeugt werden, wenn durch die Einhausung Impactenergie abgebaut bzw. der Vorgang insgesamt verzögert wird. Möglich wäre eine Einbettung von beispielsweise Motoren in Schäume. Diese Untersuchungen stellen ein eigenes Thema dar und sind nicht mehr Teil dieser Arbeit. Es zeigt sich, dass über die Position der Motoren, und somit über das Design einer Drohne, die Impactkraft beeinflusst werden kann.

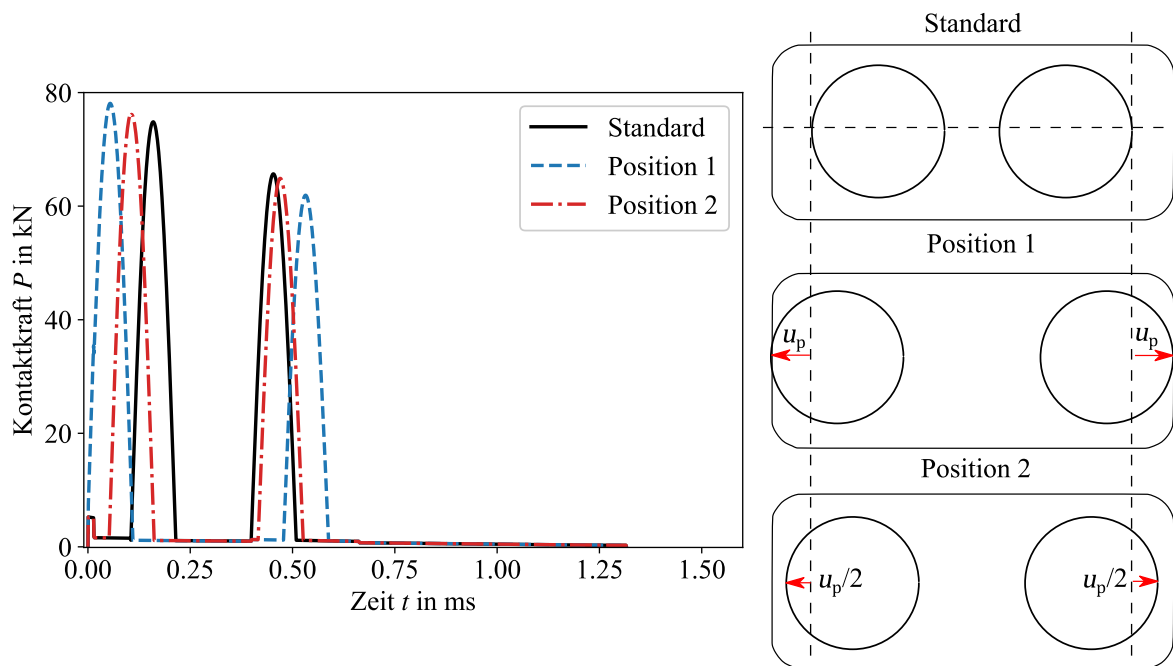


Abbildung 7.32: Einfluss der Positionen der Motoren auf die Kontaktkraft P

Abschließend wird der Einfluss der Relativgeschwindigkeit untersucht. Die bisherigen Berechnungen entsprechen nicht der realen Drohnenschlagsituation. Bisher wird davon ausgegangen, dass die Drohne während des Impacts abgebremst wird und eine der beiden Abbruchbedingungen $dx/dt = 0$ m/s oder $x = 0$ m erfüllt wird. Diese Abbruchbedingungen wurden aus Laczák et al. [145] übernommen, die ihr Modell für Kollisionen von Flugzeugen mit Betonstrukturen entwickelt haben. Für diesen Fall sind beide Abbruchbedingungen gültig, da ihre Zielstruktur stationär ist. Aktuelle Forschungen und Testprogramme zum Thema Drohnenschlag nutzen ebenfalls die Relativgeschwindigkeit zwischen Projektil und Ziel für deren Untersuchung, wie z. B. ASSURE [45], Harker [66] oder Dadouche [64] in seinem Bericht für das National Research Council Canada (NRC). In diesen beiden Untersuchungen wird das Projektil mit Hilfe einer Gaskanone beschleunigt und prallt gegen ein stationäres Ziel. Dahingegen beschleunigen beispielsweise Lu et al. sowie Meng et al. [50, 59] die Zielstruktur über einen Raketen-schlitten. Dieser Versuchsaufbau entspricht eher den realen Bedingungen als die Methodik von ASSURE bzw. dem NRC. Der Aufbau ist aber sehr komplex, da die Zielstruktur beschleunigt wird. Bisher wird in dieser Arbeit der Methodik von ASSURE und NRC gefolgt, weshalb die Abbruchbedingung $dx/dt = 0$ m/s erfüllt werden kann. Es ist wichtig zu beachten, dass diese Annahme nicht real ist. In einem realen Drohnenschlag wird die kinetische Energie durch Masse und Geschwindigkeit des Ziels signifikant größer sein als die der einzelnen Drohne. Das wird wiederum bewirken, dass die Drohne bei einem Zusammenstoß vollständig zerstört wird, da die Relativgeschwindigkeit nicht auf 0 m/s fallen kann. Das macht die Abbruchbedingung $dx/dt = 0$ m/s prinzipiell ungültig für einen realen Drohnenschlag (vgl. [154]). Bei einem realen Drohnenschlag wird die Verzögerung der Zielstruktur vernachlässigbar klein sein weshalb angenommen werden kann, dass die Relativgeschwindigkeit konstant bleibt.

Das bedeutet, dass alle Komponenten der Drohne bzw. des Projektils mit der gleichen Geschwindigkeit auf das Ziel prallen. Für drei Geschwindigkeiten $v_i = 22; 50$ und 107.4 m/s wird deshalb im Folgenden die Geschwindigkeit zum einen nach dem Berechnungsmodell reduziert (Abbildung 7.33 a)) und zum anderen nach der Überlegung der realen Situation konstant gehalten (Abbildung 7.33 b)).

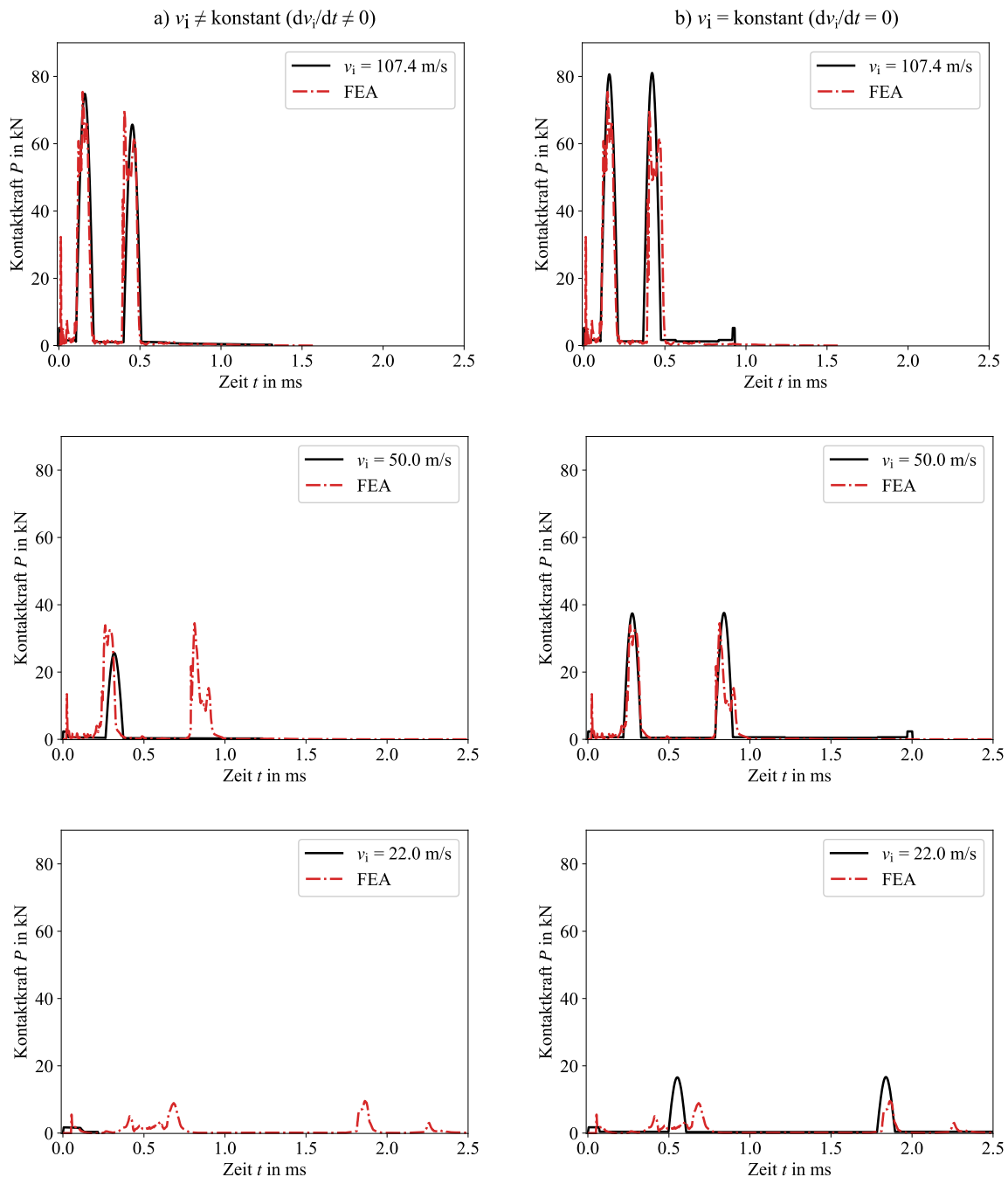


Abbildung 7.33: Einfluss Änderung der Relativgeschwindigkeit, a) $\frac{dv_i}{dt} \neq 0$; b) $\frac{dv_i}{dt} = 0$

Durch die konstante Relativgeschwindigkeit in Abbildung 7.33 b) entstehen zwei Lastspitzen mit der gleichen Höhe, da die Verzögerung der Ersatzstruktur entfällt. Hervorzuheben ist der Einfluss auf die Kontaktkraft bei geringeren Geschwindigkeiten. Während das bisherige Berechnungsmodell erst ab einer unteren Grenzgeschwindigkeit eingesetzt werden kann, zeigt die konstante Relativgeschwindigkeit auch für geringere Geschwindigkeiten, z. B. $v_i = 50$ m/s eine gute Übereinstimmung mit den FE-Daten. Die Impactzeitpunkte der Motoren stimmen überein. Auch bei einer weiteren Reduktion der Relativge-

schwindigkeit auf z. B. $v_i = 22$ m/s zeigt sich eine gute Übereinstimmung in Bezug auf den Impactzeitpunkt. Abweichungen zeigen sich in der Lasthöhe des zweiten Aufschlags, der oberhalb der Kraftdaten liegt, sowie in der Impactdauer. Der Vorteil des bisherigen Modells der veränderlichen Relativgeschwindigkeit ist, dass die Reduktion der Lastspitzen bei einem Mehrkörperimpact abgebildet wird. Der Ansatz der konstanten Relativgeschwindigkeit über ein bewegtes Projektil muss über reale oder virtuelle Tests validiert werden, was wiederum über den Fokus dieser Arbeit hinausgeht und deshalb nicht weiter betrachtet wird. Er liefert aber einen Ansatzpunkt, um auch Drohnenschläge mit geringeren Geschwindigkeiten untersuchen zu können.

7.5 Auswahl der Methodik zur Analyse von Drohnenschlägen

In den vorangegangenen Kapiteln wurde Schritt für Schritt eine Methodik entwickelt und validiert, um die Kraft-Zeit-Funktion bei Drohnenschlägen zu ermitteln. Diese Methodik lässt sich in einem Flussdiagramm darstellen, zu sehen in Abbildung 7.34.

Es wird damit begonnen, die Eingangsparameter zu definieren. Dazu gehört die Frage, welche Zielstruktur betrachtet wird, da davon später die Auswahl des Rechenmodells abhängt. Zur Zielstruktur muss außerdem definiert sein, ob sie sich bewegt oder stationär ist und aus welchem Material sie besteht. Im nächsten Schritt muss die Drohne bzw. das Projektil definiert werden. Hierbei müssen Art, Größe, Masse und Flugeschwindigkeit festgelegt werden. Des Weiteren wird vorab das Impactscenario definiert. Das bedeutet, dass Fluglage und Relativgeschwindigkeit festgelegt werden. Auch eine Neigung der Zielstruktur wird hier definiert. Über Reverse Engineering können die Massen- sowie Berstlastverteilungen der Drohne bestimmt werden. Die Berstlastverteilung hängt von der erwarteten Schädigung ab. Wird ein Fließversagen der Materialien der Komponenten erwartet, führt dies zu konservativen Ergebnissen. In dieser Forschungsarbeit wird die Berstlast auf $\frac{1}{4}$ der Kraft bei Fließen gesetzt. Dies entspricht in einer ersten Näherung einem Beul- bzw. Faltversagen. Weitere Methoden zur Ermittlung der Berstlast finden sich in [156]. Über die Berstlastverteilung können verschiedenste Versagensarten im Modell betrachtet werden. Je höher die Impactgeschwindigkeit, desto geringer wird der Anteil der Berstlastverteilung an der Kontaktkraft. Es kann deshalb ab einer Geschwindigkeit von $v_i \approx 100$ m/s mit einer vereinfachten Berstlastverteilung gerechnet werden. Über die Berstlast wird die untere Grenzgeschwindigkeit v_{ug} bestimmt. Liegt die angenommene Impactgeschwindigkeit unter diesem Wert, ist das Modell nicht anwendbar.

Wenn alle Eingangsparameter vorhanden sind, wird im nächsten Schritt das Rechenmodell ausgewählt. In einem ersten Schritt wird dazu geprüft, ob die untere Grenzgeschwindigkeit zur Anwendung des analytischen Modells erreicht wird. Ist dies nicht der Fall, kann auf die FEA oder Impacttests zurückgegriffen werden, um die Kraft-Zeit-Funktion zu ermitteln. Wird die untere Grenzgeschwindigkeit erreicht, werden die einzelnen Komponenten genauer betrachtet. Die Impactarten harter und weicher Stoß unterscheiden sich für die Komponenten und können über die Bedingungen in Kapitel 3.1 bestimmt werden. Für sehr einfache, vorläufige Abschätzungen kann das Ziel als starr angenommen werden, was einem weichen Stoß entspricht, die Anzahl der benötigten Eingangsparameter aber verringert. Diese Annahme ist gültig, da bei einem Drohnenschlag die Masse der Drohne viel kleiner ist als die Masse des Ziels (Flugzeug / Helikopter). Genaue Informationen zum weichen Stoß finden sich in Kapitel 7.2. Diese Annahme führt zudem zu konservativen Ergebnissen und wird größere Kräfte liefern als die Berechnungen für nachgiebige Zielstrukturen. Für harte Stöße bei nachgiebigen Zielstrukturen finden sich weitere Informationen in Kapitel 7.3. Die Betrachtung wird für alle Komponenten der Drohne durchgeführt.

Unabhängig von der Impactart wird das Projektilverhalten betrachtet. Unter Projektilverhalten wird verstanden, welchen Schaden das Projektil bei einem Aufprall zeigt. Liegt ein weicher Stoß vor und das Projektil fragmentiert dabei, dann kann das erweiterte FZAM aus Kapitel 3.3 bzw. 7.2.1 verwendet werden. Tritt in Kontrast dazu nur plastische Deformation auf, eignet sich ein Feder-Masse-Modell, wie es in Kapitel 7.2.2 gezeigt wird. Ähnlich verhält es sich bei einem harten Stoß mit dem Unterschied, dass das FZAM um die Nachgiebigkeit des Ziels erweitert wird. Wenn für alle Komponenten feststeht, welches Rechenmodell angewandt wird, wird betrachtet, ob Fragmentierung und plastische Deformation parallel zueinander auftreten. Ist dies der Fall, werden die Rechenmodelle an den Koordinaten, an denen beide Schadensarten auftreten, überlagert. In diesem Fall kommt das DSM zum Einsatz. Das Drohnenschlagmodell (DSM) beruht auf dem vollständigen Impulserhaltungssatz. Hier wird angenommen, dass sich sowohl die Masse als auch die Geschwindigkeit des Projektils während der Impactdauer

reduzieren. Dieser grundlegende Ansatz wird so erweitert, dass Impactkräfte von Komponenten der Drohne, deren Masse sich nicht reduziert, über den Ansatz ebenso betrachtet werden können. Eine detailliertere Anwendung findet sich in den Kapiteln 3.3, 7.2, 7.3 und 8. Die Kraft-Zeit-Funktion wird anschließend über numerische Lösung der Differentialgleichung mithilfe des 4-stufigen Runge-Kutta-Verfahrens bestimmt.

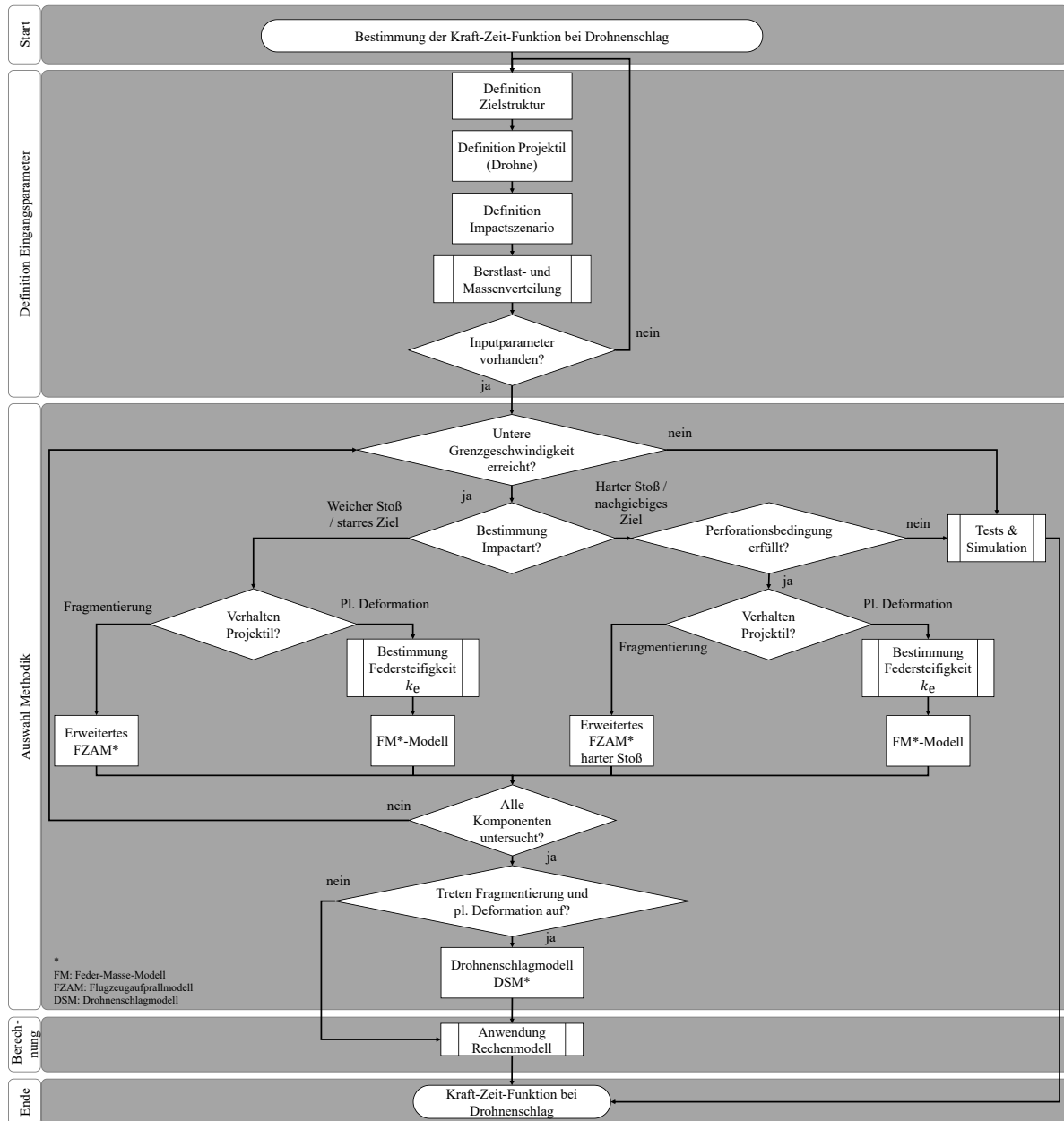


Abbildung 7.34: Flussdiagramm Methode zur Bestimmung der Kraft-Zeit-Funktion bei Drohnenschlag

Das Modell ist nicht für alle Geschwindigkeitsbereiche gültig. Berechnungsergebnisse haben gezeigt, dass es eine untere Grenzggeschwindigkeit für das analytische Drohnenschlagmodell gibt, ab der dieses gültig ist (vgl. Kapitel 7.4.1). Bereiche unterhalb dieser Geschwindigkeit können nur experimentell oder simulativ untersucht werden. Der Auslegungspunkt ist die Perforationsgeschwindigkeit v_{50} , bei der mehr als 50 % der untersuchten Proben eine Perforation zeigen. Dieser kann mit dem Modell beschrieben werden. Für höhere Geschwindigkeiten ist das Modell bei nachgiebigen Strukturen nicht mehr gültig, da es keine Schäden der Zielstruktur beschreiben kann. Handelt es sich um ein starres Ziel, ist das Modell weiter anwendbar.

7.6 Zusammenfassung

Dieses Kapitel hat gezeigt, dass sowohl für weiche als auch für harte Stöße die Kraft-Zeit-Funktionen für Mehrkörperimpacts bestimmt werden können, sofern die benötigten Eingangsparameter vorliegen. Das analytische Modell hat einen eingeschränkten Gültigkeitsbereich. Es muss eine Mindestgeschwindigkeit vorliegen, welche über Integration der Berstlastverteilung zu ermitteln ist. Trifft das Projektil auf ein Ziel, welches perforiert werden kann, ist das analytische Modell bis zur ballistischen Grenzgeschwindigkeit gültig. Geschwindigkeiten über- bzw. unterhalb dieser Grenzen müssen über Tests und FE-Simulationen untersucht werden.

Die Parameterstudie hat gezeigt, dass vor allem die Relativgeschwindigkeit einen Einfluss auf die Kontaktkraft hat. Des Weiteren zeigt sich, dass über die Position von nicht-fragmentierenden Komponenten die Impactkraft gesteuert werden kann. Es bietet sich auch die Möglichkeit, durch Designanpassungen die Kontaktkraft zu reduzieren. Die Studie zur Relativgeschwindigkeit zeigt, dass über $v_1 = \text{konstant}$ die Impactzeitpunkte und Lasten auch für geringere Geschwindigkeiten als der unteren Grenzgeschwindigkeiten das Berechnungsmodell eingesetzt werden kann. Diese Ergebnisse benötigen aber noch weitere Untersuchungen. Abschließend wird aus den Ergebnissen ein Flussdiagramm entwickelt, anhand dessen die Methode zur Bestimmung der Kraft-Zeit Funktion ausgewählt werden können.

Die Arbeitshypothese 4 kann damit als verifiziert betrachtet werden, mit der Einschränkung des Gültigkeitsbereichs des Berechnungsmodells. Die Tests und Simulationen zur Validierung stellen aber eine starke Vereinfachung der Realität dar. Im folgenden Kapitel werden deshalb realitätsnahe Simulationen aufgebaut und diese Daten mit den Ergebnissen aus dem Berechnungsmodell verglichen, um eine abschließende Aussage zur aufgestellten Forschungshypothese treffen zu können.

8 Anwendungsanalyse des Drohnenschlagmodells

Zum Abschluss dieser Arbeit wird das DSM auf realitätsnahe Drohnenschläge angewendet. Das Berechnungsmodell wurde unter Testbedingungen entwickelt, die einen vollständigen Drohnenschlag nicht abbilden. Es wird in diesem Kapitel der Frage nachgegangen, ob das DSM unter realitätsnahen Bedingungen anwendbar ist. Der Aufbau dieses Kapitels erfolgt in drei Stufen, bei denen ein Drohnenschlag auf eine starre Zielstruktur, eine generische Aluminiumprobe und eine generische Flügelvorderkante simuliert und mit den DSM-Berechnungen verglichen wird. In diesem Kapitel werden keine Testdaten analysiert. Es werden analytische Berechnungsergebnisse mit FEA-Ergebnissen von vollständigen Drohnenschlägen verglichen (vgl. Abbildung 8.1). Das bedeutet, dass Modelle der gesamten Drohne genutzt werden und Einzelkomponenten nicht mehr betrachtet werden. Zur Bewertung wird der R^2 -Wert genutzt (vgl. Kapitel 5.6). Grundlegend folgt der Aufbau des Kapitels der Logik des Flussdiagramms aus Abbildung 7.34. Auszüge aus diesem Kapitel wurden vom Autor in [177] veröffentlicht.

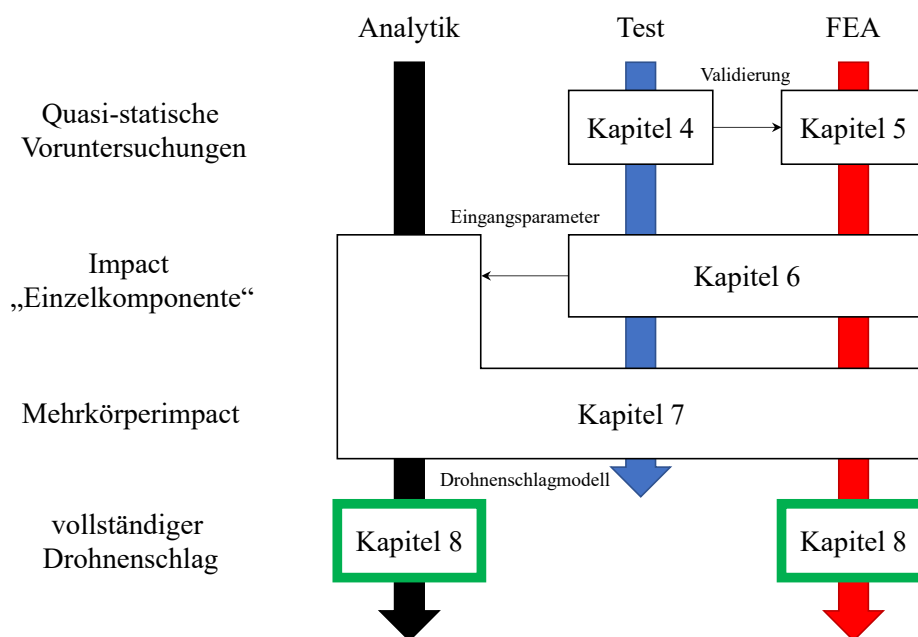


Abbildung 8.1: Einordnung des Kapitels 8 in den Gesamtkontext Drohnenschlag

8.1 Untersuchungsszenario Drohnenschlag

Gegenstand der Untersuchungen ist die DJI Phantom 4 und der Aufprall dieser auf verschiedene Zielstrukturen. Alle bisherigen Untersuchungen fanden mit Komponenten dieser Drohne statt. Deshalb wird in diesem Kapitel ein FE-Modell der vollständigen DJI P4 verwendet (vgl. Kapitel 5.2). Das Beispiel wird schrittweise aufgebaut, zu sehen in Abbildung 8.2. Es werden Drohnenschläge auf eine starre Prallwand, Aluminium Al2024-T3-Proben und generische Flügelvorderkanten simuliert und die Ergebnisse mit Berechnungen aus dem analytischen Modell verglichen. Das DSM wurde sowohl für weiche als auch harte Stöße entwickelt. Der Impact gegen die starre Wand ist in jedem Fall ein weicher Stoß, weshalb auf dieser Ebene das Modell aus Kapitel 7.2.3 genutzt werden kann. Der Aufprall auf Al2024-T3-Platten ist ein Zwischenschritt zur Anwendung auf der Komponentenebene. Einflüsse wie Krümmungen, Kontakte und verschiedene Materialien, wie sie bei Zielen auf Komponentenebene vorliegen, müssen nicht betrachtet werden. Die dritte Stufe bildet die Komponentenebene. Als Komponente wird eine generische Flügelvorderkante gewählt. Eine Studie der EASA zeigt, dass Flügel nach Triebwerken und Flugzeugnasen besonders häufig von Vögeln getroffen werden [103]. Aufgrund der vergleichbaren Größen zwischen betrachteter Drohne und Vögeln für Zulassungstests wird angenommen, dass diese Erkenntnis auch für Drohnen gilt. Auf allen drei Ebenen werden je vier Impactgeschwindigkeiten und zwei Flugorientierungen der Drohne analysiert. Die Impactgeschwindigkeiten betragen 20, 80, 100 und

150 m/s. Die kleinste Geschwindigkeit ist gleichzeitig die Höchstgeschwindigkeit einer DJI Phantom 4 (P4) und stellt somit beispielsweise den Impactfall zwischen der DJI P4 und einem schwebenden Helikopter dar. 80 m/s liegt im Bereich der unteren Grenzggeschwindigkeit, wie sie in Kapitel 7.4.1 erläutert wird, und lässt somit Aussagen zum Gültigkeitsbereich zu. Die durchgeführten Testserien aus Kapitel 6 und 7 wurden um die Impactgeschwindigkeiten 100 m/s aufgebaut, weshalb dieser Wert auch in diesem Kapitel betrachtet wird. Die Höchstgeschwindigkeit orientiert sich an bestehenden Untersuchungen in der Literatur [59]. Die Kraft-Zeit-Verläufe hängen von der Flugorientierung α ab (vgl. Abbildung 3.12). Als besonders kritisch werden sowohl die 0° - als auch die 45° -Orientierung betrachtet, weshalb diese beiden Winkel analysiert werden [189].

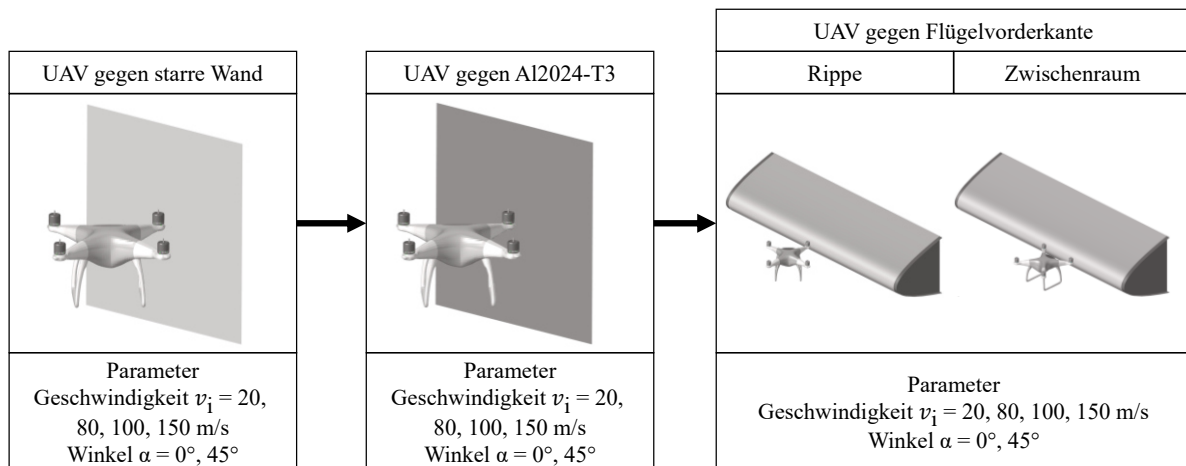


Abbildung 8.2: Aufbau Untersuchung realitätsnaher Drohnenschläge – Prozessschritt „Definition der Eingangsparameter“

Es wird die Kontaktkraft an der Schnittstelle zwischen Drohne und Ziel ausgewertet. In jedem der drei Schritte werden die Parameter Impactgeschwindigkeit v_i und der Winkel α variiert. Innerhalb der Ebene „UAV gegen Flügelvorderkante“ wird zwischen einem Aufprall auf eine Rippe und dem Aufprall auf den Zwischenraum (zwischen zwei Rippen) unterschieden. Die Beschreibung der FE-Modelle ist in Kapitel 5 zu finden.

Die DJI P4 hat die Massen- und Berstlastverteilungen aus Abbildung 8.3 a) und b). Beide Verteilungen sind vom Winkel α abhängig. Die Massenverteilung wird über Hypermesh am FE-Modell ermittelt, die Berstlastverteilung wird über die Fließspannungen bestimmt und auf $\frac{1}{4}$ des berechneten Wertes gesetzt, wie es bereits in Kapitel 7.2.1 erläutert wurde.

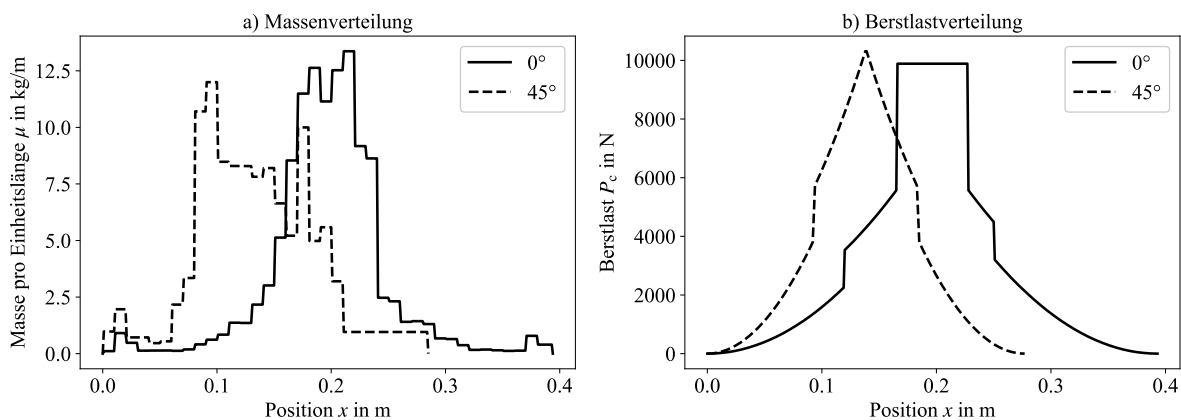


Abbildung 8.3: Modell der vollständigen Drohne: a) Massen- und b) Berstlastverteilung der vollständigen Drohne in Abhängigkeit der Flugorientierung α

Durch die Festlegung der Zielstrukturen, der Definition der Drohne inklusive der zugehörigen Massen- und Berstlastverteilungen und der betrachteten Impactszenarien sind alle Teilschritte des Prozesses zur Ermittlung der Kraft-Zeit-Funktion bei Drohnenschlag unter der Bezeichnung „Definition der Eingangsparameter“ abgeschlossen (vgl. Abbildung 7.34).

8.2 Bestimmung der Stoßart

Der Prozess aus Abbildung 7.34 sieht vor, dass im nächsten Schritt die Methodik zur Bestimmung der Kraft-Zeit-Funktion ermittelt wird. Die Auswahl ist abhängig von der unteren Grenzgeschwindigkeit. Die Grenzgeschwindigkeit v_{ug} wird über die Gleichungen (7.4) und (7.5) bestimmt. Sie besteht aus dem Integral der Berstlast über die betrachtete Länge und ist deshalb auch von der Flugorientierung α abhängig. Für die DJI P4 mit dem Berstlastverlauf aus Abbildung 8.3 b) ergeben sich die unteren Grenzgeschwindigkeiten in Tabelle 8.1.

Tabelle 8.1: Untere Grenzgeschwindigkeit v_{ug} in Abhängigkeit der Flugorientierung α

α in °	0	45
v_{ug} in m/s	44.8	40.4

Drei der vier betrachteten Geschwindigkeiten liegen oberhalb der Grenzgeschwindigkeit. Es sollten sich in den Ergebnisverläufen deshalb die größten Abweichungen für $v_i = 20$ m/s zeigen. Auf Tests und FE-Simulationen wird ausgewichen, wenn die untere Grenzgeschwindigkeit nicht erreicht wird (vgl. Abbildung 7.34).

Vor der Betrachtung des Projektilverhaltens wird die Impactart bestimmt. Davon ist abhängig, welches DSM verwendet wird. Für die starre Wand liegen ausschließlich weiche Stöße vor (Kapitel 8.3). Wird der Aufprall auf Al2024-T3 mit Probendicken von 2.5 mm bzw. 1.6 mm betrachtet, besagt Bedingung 1 (vgl. Kapitel 2.3, Formel (2.28)), dass für alle Impacts weiche Stöße vorliegen (vgl. Abbildung 8.4 Bedingung 1). In den Simulationen wird eine Dicke von 2.5 mm der generischen Al2024-T3-Probe angenommen. Die Haut der Flügelvorderkante hat eine Dicke von 1.6 mm (vgl. Kapitel 5.3.3). Die neu eingeführte Perforationsbedingung (Bedingung 2 in Abbildung 8.4) zeigt, dass Motor und Batterie die Aluminiumziele ab Geschwindigkeiten von 80 m/s perforieren können. Die Schale zeigt für 80 m/s weiche Stöße an. Beträgt die Dicke der Zielstruktur 2.5 mm, ergibt sich für 100 m/s für die Schale noch ein weicher Stoß. Da Bedingung 2 harte Stöße vorhersagt, obwohl Bedingung 1 von ausschließlich weichen Stößen ausgeht, wird angenommen, dass bei den Untersuchungen von Al2024-T3 mit dem Modell für harte Stöße gerechnet werden muss. Die Erfüllung der Bedingung 2 bedeutet, dass von einer Perforation der Struktur ausgegangen werden muss und das DSM für diese Fälle nicht anwendbar ist. Dies wird in den Kapiteln 8.4 und 8.5 untersucht. Für die Impacts mit 20 m/s liegen in allen Fällen weiche Stöße vor. Da diese Geschwindigkeit aber nicht die Bedingung der unteren Grenzgeschwindigkeit erfüllt und dadurch starke Abweichungen erwartet werden, wird zur Vereinfachung auch in diesen Fällen mit dem Modell für harte Stöße gerechnet.

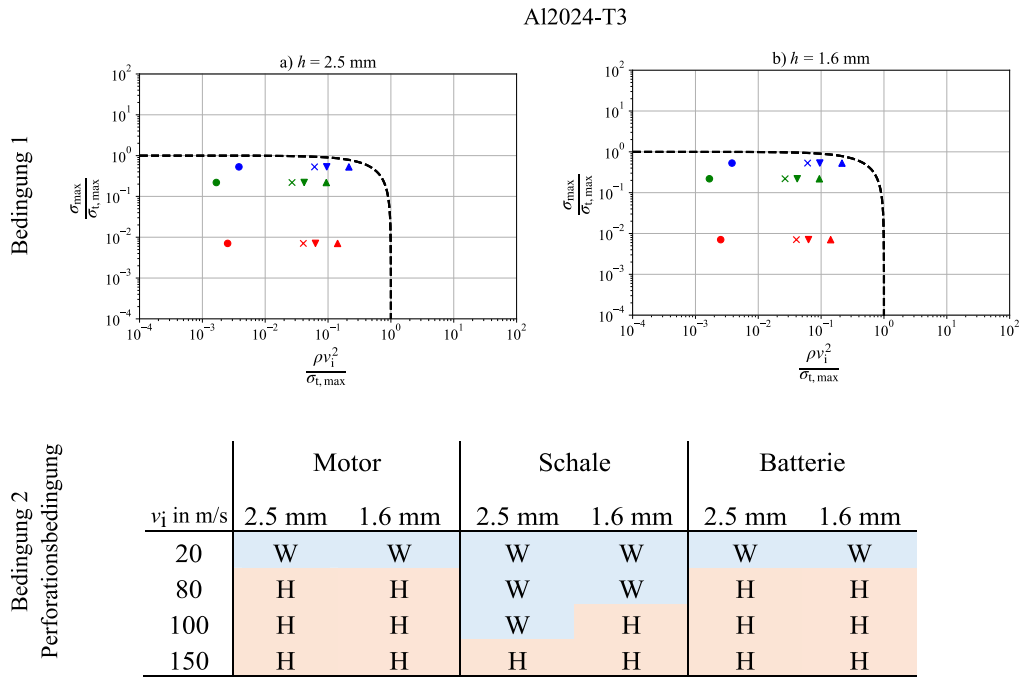


Abbildung 8.4: Unterscheidung harter – weicher Stoß für einzelne Komponenten DJI P4 auf Al2024-T3-Proben

8.3 Drohnenschlag auf eine starre Prallwand

Der Drohnenschlag auf eine starre Prallwand stellt, wie beschrieben in Kapitel 7.2, in allen Fällen einen weichen Stoß dar. Das Rechenmodell ist somit nur abhängig vom Verhalten des Projektils. Das Projektilverhalten wird wiederum in Fragmentierung und plastische Deformation unterteilt und wurde für die Drohne bereits in Kapitel 7.2.3 Abbildung 7.13 dargestellt. Schale und Batterie fragmentieren, während der Motor plastische Deformationen zeigt. Das Fragmentieren der Batterien lässt sich in der Literatur beobachten (z. B. [45, 65]). Da die Motoren fest mit der Schale verbunden sind, und bei der 0°-Orientierung auf einer Höhe mit der Batterie liegen, treten Fragmentierung und plastische Deformation gleichzeitig auf. Für diese Bereiche muss also das FZAM mit dem Feder-Masse-Modell überlagert werden. Es werden die Ersatzfedersteifigkeiten aus Tabelle 6.7 FEA / starre Prallwand genutzt. Mit dem DSM für weiche Stöße ergeben sich die Verläufe für die 0°-Orientierung in Abbildung 8.5 bzw. für die 45°-Orientierung in Abbildung 8.6.

Wie zu erwarten zeigen die Geschwindigkeiten 80, 100 und 150 m/s eine gute Übereinstimmung zwischen FE-Simulationen und Analytik. Das Bestimmtheitsmaß R^2 steigt mit zunehmender Geschwindigkeit von -2.54 auf 0.91, was einer sehr guten Übereinstimmung entspricht. Für 20 m/s zeigen sich starke Abweichungen und die Verläufe können nicht verglichen werden, da diese unterhalb der Grenzgeschwindigkeit liegt. Die relative Abweichung der Kraftmaxima beträgt für 20 m/s 26.7 %. Während die relative Abweichung des Kraftmaximums für 80 m/s noch bei 22.1 % liegt, sinkt dieser Wert auf 7.4 % für eine Impactgeschwindigkeit von 150 m/s. Eine Vermutung für diese Abweichungen ist, dass die Ersatzfedersteifigkeit k_e sich mit der Impactgeschwindigkeit ändert. Des Weiteren wird vermutet, dass aufgrund der Vereinfachung als 1-D Linie Trägheitseffekte nicht modelliert werden. Bei größeren Geschwindigkeiten haben diese weniger Zeit sich auszubilden, was zu einer besseren Übereinstimmung für größere Geschwindigkeiten führt. Zwischen 80 m/s und 150 m/s zeigt sich kurz nach dem Lastmaximum ein Bereich mit größerer Abweichung zur FEA. Diese Abweichung muss durch die Massenverteilung entstehen. Die Berstlast hat bei diesen Geschwindigkeiten einen geringen, vernachlässigbaren Einfluss. In diesem Bereich liegt die Batterie. Der Unterschied kann dadurch erklärt werden, dass im DSM angenommen wird, dass die Batterie vollständig fragmentiert. Simulationen zeigen dieses vollständige Fragmentieren nicht. Es bleibt ein unzerstörter Anteil der Batterie übrig, wodurch eine Abweichung im Kraft-Zeit-Verlauf entsteht. Für 100 m/s und 150 m/s berechnet das DSM den Aufprall der hinteren Motoren. Bei 150 m/s ist dieser im FE-Verlauf ebenso zu erkennen, bei 100 m/s zeigt sich dieser Ausschlag nicht. Tabelle 8.2 listet alle relevanten Daten des Vergleichs für die 0°-Orientierung auf.

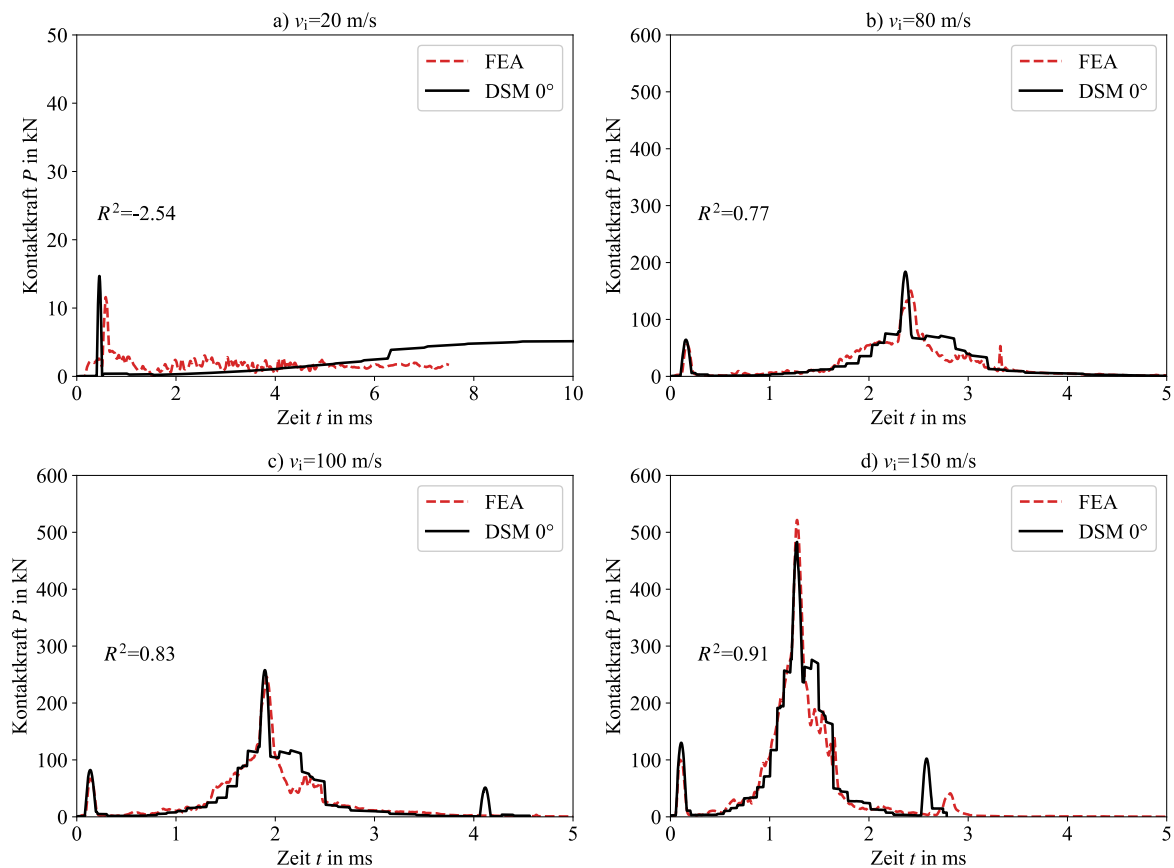


Abbildung 8.5: Kontaktkraft-Zeit-Verläufe von FEA und DSM bei Aufprall einer DJI P4 mit einer 0°-Orientierung auf eine starre Wand

Tabelle 8.2: Kraftmaxima und relative Abweichung für die 0°-Orientierung

v_i in m/s	FEA P_{\max} in kN	DSM P_{\max} in kN	Relative Abwei- chung in %	Bestimmtheitsmaß R^2 (-)
20	11.6	14.7	26.7	-2.54
80	150.8	184.1	22.1	0.77
100	246.0	258.0	4.9	0.83
150	521.7	483.2	7.4	0.91

Ähnlich verhält sich der Aufschlag unter einem Winkel von 45° (vgl. Abbildung 8.6). Für 20 m/s zeigen sich die größten Abweichungen, da die untere Grenzggeschwindigkeit nicht erreicht wird. Ein Vergleich zwischen Analytik und FEA ist somit nicht möglich. Die Analyse der Verläufe bringt folgende Erkenntnisse:

- Das Bestimmtheitsmaß liegt für die größeren Geschwindigkeiten zwischen 0.50 und 0.57 und stellt somit eine gute Übereinstimmung dar.
- Es zeigen sich Abweichungen für den Aufprall der vorderen Motoren für alle untersuchten Geschwindigkeiten.
- Die Kraft des DSM ist im Vergleich zur FEA zu groß.
- Die Abweichungen sind größer als bei der 0°-Orientierung.
- Die Abweichung bei Aufprall eines Motors nimmt mit größeren Impactgeschwindigkeiten zu. Dies muss an der Federsteifigkeit liegen.
- Auch für die Impacts der hinteren Motoren sind diese Abweichungen zu beobachten.

Eine mögliche Erklärung der Abweichungen im Bereich des Aufpralls der Motoren ist, dass der Einfluss der Verstreubungen, die auf der quasi-statischen Ebene als vernachlässigbar klassifiziert wurden, auf der

Impactebene doch einen Einfluss auf die Kraft-Zeit-Verläufe haben. Da das DSM aber größere Kräfte als die FEA liefert und somit zu konservativeren Ergebnissen führt, werden diese Abweichungen an dieser Stelle nicht weiter untersucht.

Zur besseren Vergleichbarkeit mit den vorangehenden Daten werden die lokalen Maxima im Bereich der Mitte der Drohne ausgewertet. Die Kraftmaxima im Bereich des Hauptdrohnenkörpers unterscheiden sich zwischen 47.3 % und 1.8 % (vgl. Tabelle 8.3). Anders als bei der 0°-Orientierung liegt der FEA-Verlauf kurz nach Erreichen der mittleren Lastspitze oberhalb des DSMs für Geschwindigkeiten von 80 m/s bis 150 m/s. Auch diese Abweichungen müssen durch die Massenverteilung und Trägheitseffekte entstehen, die über die 1-D Vereinfachung nicht abgebildet werden können. Die Ergebnisse liegen trotzdem in einem Bereich der guten Übereinstimmung und können im Rahmen einer Vorauslegung verwendet werden.

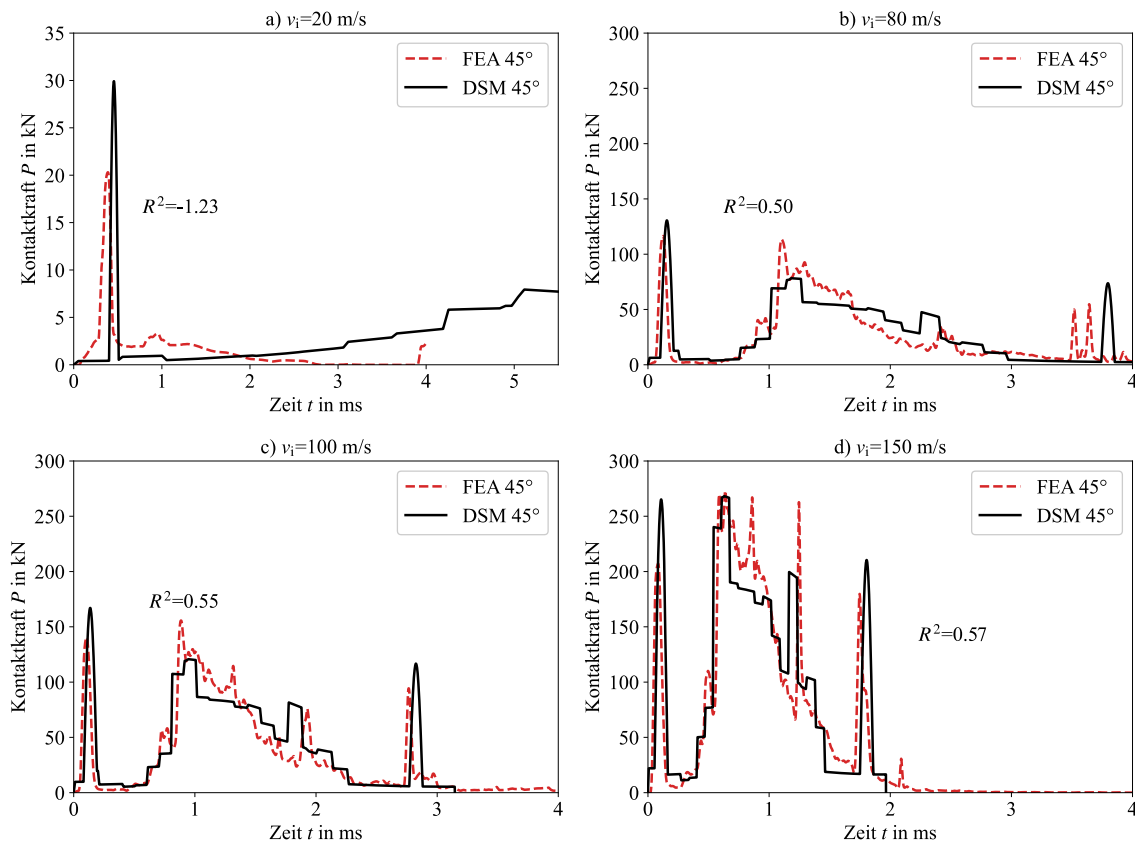


Abbildung 8.6: Kontaktkraft-Zeit-Verläufe von FEA und DSM bei Aufprall einer DJI P4 mit einer 45°-Orientierung auf eine starre Wand

Tabelle 8.3: Kraftmaxima und relative Abweichung für die 45°-Orientierung

v_i in m/s	FEA P_{\max} in kN	DSM P_{\max} in kN	Relative Abwei- chung in %	Bestimmtheitsmaß R^2 (-)
20	20.3	29.9	47.3	-1.23
80	113.6	78.4	31.0	0.50
100	155.9	120.8	22.5	0.55
150	273.2	268.2	1.8	0.57

Es lässt sich somit festhalten, dass das DSM bei einem Aufprall einer vollständigen Drohne auf ein starres Ziel (weicher Stoß) nach Definition gute bis sehr gute Ergebnisse liefert. Das Bestimmtheitsmaß liegt zwischen 0.50 und 0.91. Die Bedingung der unteren Grenzgeschwindigkeit muss erfüllt sein, da das Modell sonst keine vergleichbaren Werte liefert. Das DSM ist in diesem Fall sehr einfach anwendbar. Es werden nur wenige Eingangsparameter benötigt und nur das Verhalten des Projektils bestimmt

den Kraft-Zeit-Verlauf. Es liefert, aufgrund des starren Zielverhaltens, konservative Ergebnisse und eignet sich dadurch für eine vorläufige Lastabschätzung.

8.4 Drohnenschlag auf Aluminium Al2024-T3

Im folgenden Schritt werden Drohnenschläge auf Al2024-T3-Modelle simuliert. Für alle Berechnungen wird ein harter Stoß angenommen. Die FE-Modelle der einfachen Aluminiumprobe haben eine Größe von 500 mm x 500 mm x 2.54 mm. Sie sind am Rand fest eingespannt. Die Elementgröße beträgt 2.0 mm, wie sie in einer Netzfeinheitsstudie (Anhang A.3) ermittelt wurde. Zusätzlich zur unteren Grenzggeschwindigkeit schränkt die ballistische Grenzggeschwindigkeit v_{50} den Gültigkeitsbereich für das analytische Modell bei diesem Impactszenario nach oben hin ein. Die FAA Penetration Equation liefert für die v_{50} für den betrachteten Lastfall $v_{50} = 47.4$ m/s. Dieser Wert liegt unterhalb des Erfahrungswertes von ca. 100 m/s, bei dem signifikante Schäden an der Zielstruktur auftreten. Die Penetration Equation betrachtet die Schädigung des Projektils nicht, weshalb der Wert im Gegensatz zu bisherigen Beobachtungen deutlich geringer ist. Die ballistische Grenzggeschwindigkeit muss deshalb empirisch bestimmt werden, liegt aber nicht im Fokus dieser Arbeit.

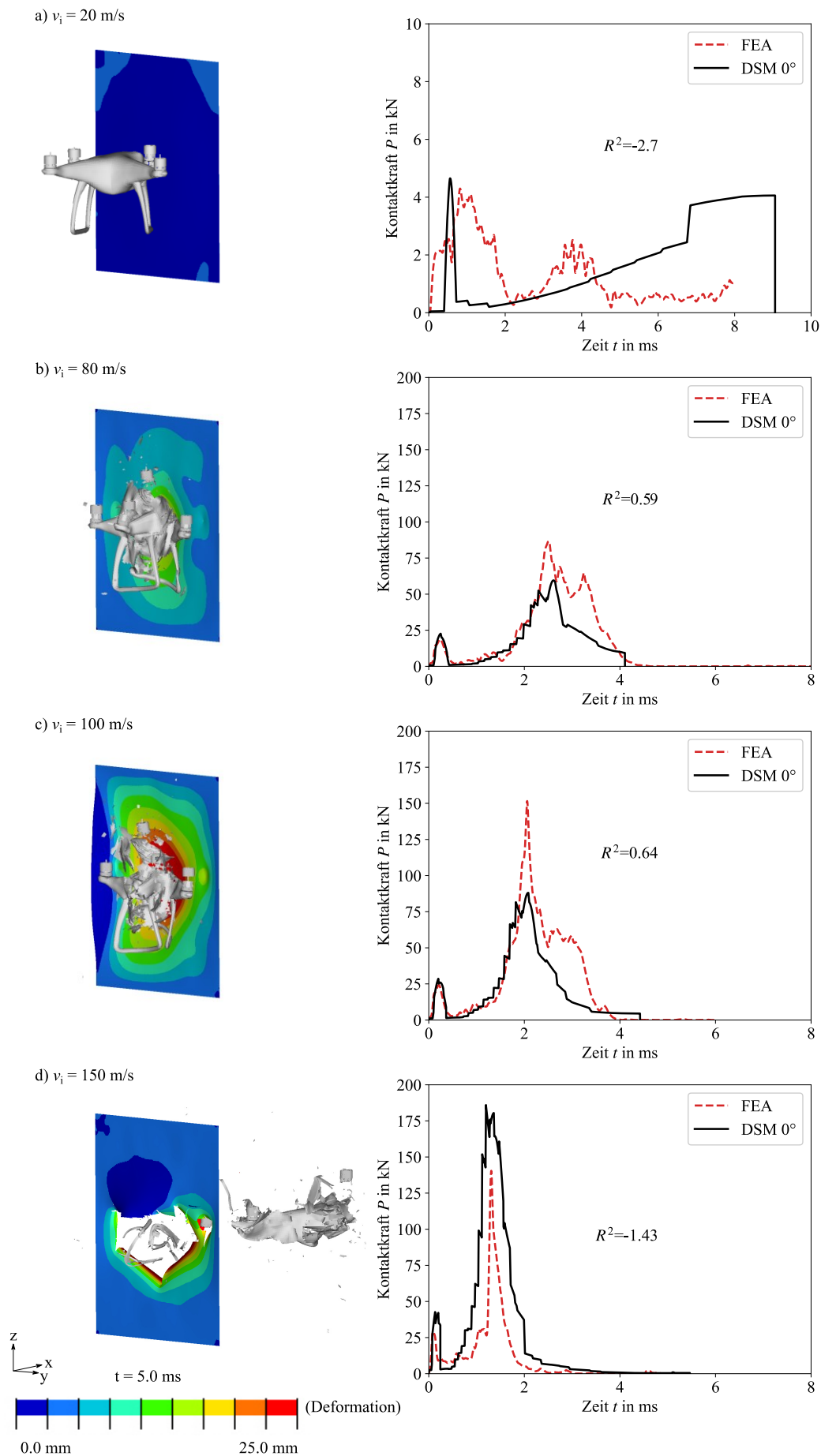
Der Drohnenschlag wird unter Winkeln von 0° und 45° sowie mit Geschwindigkeiten von 20, 80, 100 und 150 m/s untersucht. Es wird die Federsteifigkeit aus Tabelle 6.7 $k_e = 1111.2$ kN/m (Al2024-T3-Proben FEA) genutzt.

Wie erwartet weichen die Kraft-Zeit-Verläufe für 20 m/s stark voneinander ab (vgl. Abbildung 8.7). Das Bestimmtheitsmaß liegt hier bei $R^2 = -2.7$ für 0° (Abbildung 8.7) bzw. $R^2 = 0.04$ für 45° (Abbildung 8.8). Die Zielplatte zeigt kleine Deformationen und keine Schäden. Bei der Drohne knicken die in Flugrichtung vorne liegenden Arme. Für die Geschwindigkeiten 80 und 100 m/s zeigt sich eine gute Übereinstimmung der Kraft-Zeit-Daten bei einer Orientierung von 0° . Das Bestimmtheitsmaß liegt bei 0.59 bzw. 0.64. Die größten Abweichungen liegen im Bereich der maximalen Kraft vor. Diese betragen 31.4 % und 41.9 % (vgl. Tabelle 8.4) und liegen unterhalb der FEA-Werte. Es ist zu vermuten, dass diese Unterschiede durch die Annahme entstehen, dass sich die Massen der Projektilkomponenten nicht aufsummieren. Dadurch wird die Interaktion der Komponenten im Projektil während des Impacts nicht analytisch beschrieben. Während des Impacts können sich Massen im Projektil und an der Kontaktstelle aufsummieren und gemeinsam auf die Zielstruktur prallen, was zu größeren Kräften führt. Durch die vereinfachte Betrachtung über k_e und die Vernachlässigung von Dämpfung, Reibung und Vibrationen können weitere Abweichungen erklärt werden. Die Zielplatte zeigt plastische Deformationen, die Drohne ist vollständig zerstört. Diese Abweichungen sind kritisch zu betrachten. Wenn der Wert der Analytik unterhalb der realen Werte liegt, wird das Lastmaximum unterschätzt. Werden diese Werte im Rahmen einer Vorauslegung genutzt, können Bauteile unterdimensioniert werden. Tritt eine Impactbelastung in dieser Höhe auf, können die Strukturen katastrophale Schäden aufweisen. Über das DSM kann an dieser Stelle die Last und deren Verlauf abgeschätzt werden, müssen aber durch Tests bzw. FE-Analysen validiert werden.

Für 150 m/s liegen die Berechnungen oberhalb der Simulationsdaten, da die Analytik die Schädigung der Zielstruktur nicht miteinbezieht. Die Zielstruktur wird perforiert und zeigt dabei ein Aufblättern und Stanzen (vgl. Abbildung 2.4 i) und j)). Bei diesem Lastfall ist mit weiteren Schäden an innenliegenden Strukturen oder sogar Personen zu rechnen, da die Drohne die Struktur vollständig perforiert.

Tabelle 8.4: Kraftmaxima und relative Abweichung für die 0° -Orientierung (Al2024-T3)

v_i in m/s	FEA	DSM	Relative Abweichung in %	Bestimmtheitsmaß R^2 (-)
	P_{\max} in kN	P_{\max} in kN		
20	4.3	4.7	9.3	-2.70
80	86.9	59.6	31.4	0.59
100	151.6	88.1	41.9	0.64
150	141.2	186.6	32.1	-1.43

Abbildung 8.7: Drohnenschlag auf Al2024-T3 mit $\alpha = 0^\circ$

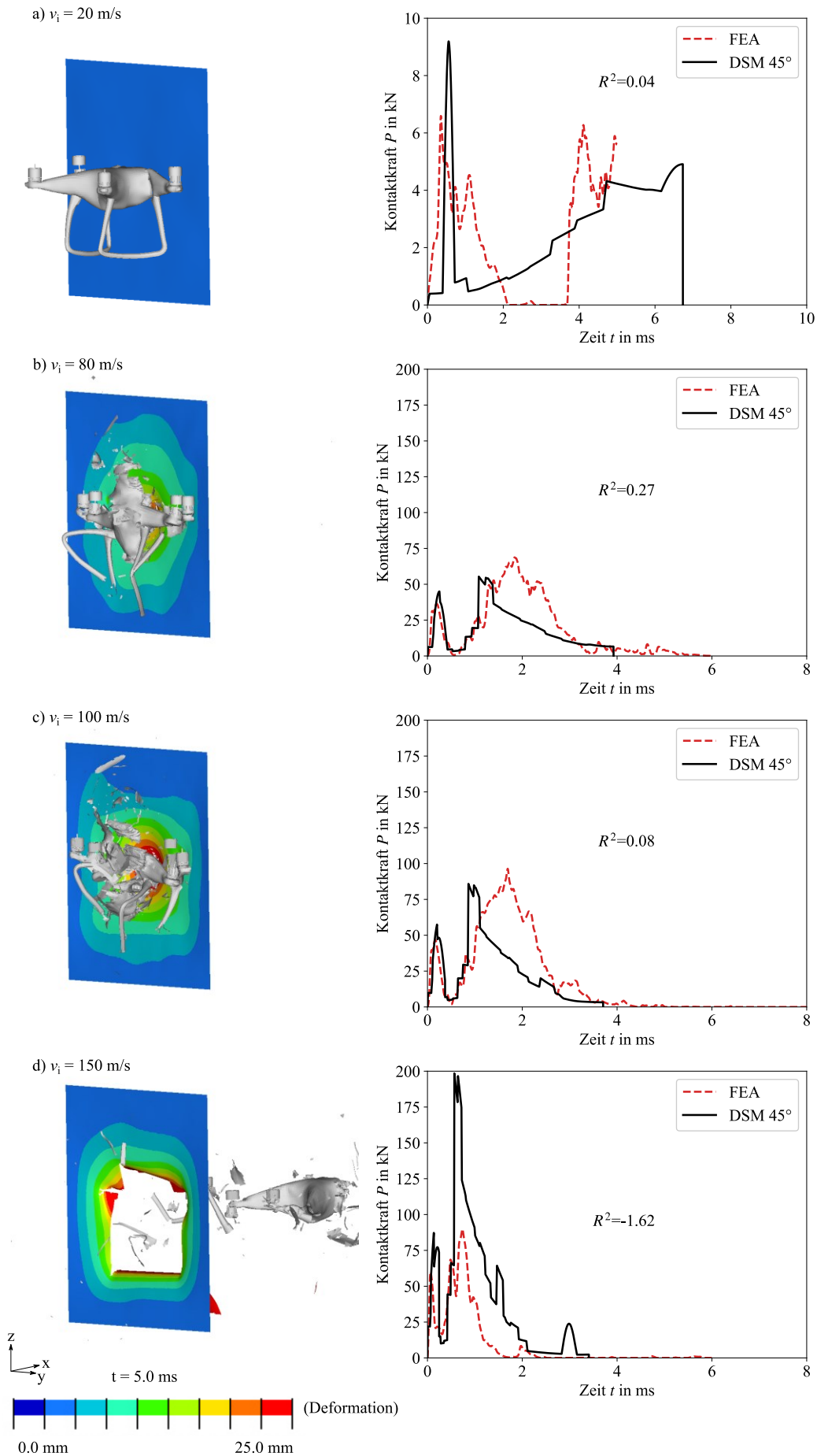


Abbildung 8.8: Drohnenschlag auf Al2024-T3 mit $\alpha = 45^\circ$

Größere Abweichungen zeigen sich für die 45°-Orientierung. Für 20 m/s ist auch hier keine Aussage möglich, da die Verläufe nicht vergleichbar sind. Das Bestimmtheitsmaß für 80 m/s und 100 m/s liegt bei 0.27 und 0.08, was auf große Unterschiede in den Verläufen hindeutet. Bis zum Zeitpunkt $t = 2.0$ ms zeigen diese beiden Verläufe eine akzeptable Übereinstimmung mit den FEA-Daten, weichen aber ab dem Aufprall der Drohnenmitte voneinander ab (vgl. Abbildung 8.8). Die Kraftmaxima unterscheiden sich zwischen 11.2 % und 19.6 % (vgl. Tabelle 8.5). Das DSM liegt auch hier unterhalb der FEA-Werte. Das heißt, die Kraftwerte sind kritisch zu betrachten und eignen sich nur bedingt für eine Vorauslegung, da sie die Vergleichswerte unterschätzen. Die Unterschiede bilden sich auch hier im Bereich der Drohnenmitte aus. Es kann ausgeschlossen werden, dass die Abweichung durch die Beschreibung der Drohne als Linienmodell erzeugt wird, da diese bereits für die starre Platte entsprechende Abweichungen gezeigt hätte. Für 150 m/s zeigt die Simulation eine vollständige Perforation des Aluminiums. Die analytischen Kraft-Zeit-Verläufe liegen auch hier oberhalb der FE-Daten, da die Schädigung nicht modelliert wird.

Tabelle 8.5: Kraftmaxima und relative Abweichung für die 45°-Orientierung (Al2024-T3)

v_i in m/s	FEA P_{\max} in kN	DSM P_{\max} in kN	Relative Abwei- chung in %	Bestimmtheitsmaß R^2 (-)
20	6.7	9.2	37.3	0.04
80	68.8	55.3	19.6	0.27
100	96.5	85.7	11.2	0.08
150	89.9	198.9	121.2	-1.62

Während die Untersuchungen mit den Ersatzstrukturen auch für nachgiebige Strukturen gute Ergebnisse geliefert haben, zeigen sich für die reale Drohne größere Abweichungen. Das DSM zeigt hier deutliche Schwächen in der Anwendung auf nachgiebige Strukturen im Falle eines vollständigen Drohnenschlags. Die starke Vereinfachung der Drohne auf ein 1-D Modell, Vernachlässigung von Reibung, Dämpfung, Schwingungen und plastischer Deformationen und die Nutzung einer Ersatzfedersteifigkeit sind Vermutungen zur Erläuterung der Abweichungen und benötigen genauere Untersuchungen. Die angenommenen Federsteifigkeiten scheinen zu gering und müssen für jedes Projektil neu bestimmt werden. Die größten Abweichungen entstehen in den bisherigen Analysen im Bereich der Drohnenmitte und somit um die Batterie. Das Batteriemodell basiert auf den quasi-statischen Daten, da keine Impacttestdaten vorliegen. Die fehlende Validierung des Batteriemodells auf der Impactebene ist somit eine weitere Erklärung für die Abweichungen des Kraft-Zeit-Verlaufs des vollständigen Modells auf Anwendungsebene.

Im Gesamtkontext bedeuten die bisherigen Ergebnisse, dass je starrer die Zielstruktur, je höher die Impactgeschwindigkeit und je geringer der Schaden ist, desto besser funktioniert das entwickelte DSM. Wird das DSM auf nachgiebige Strukturen angewendet (harter Stoß), sind die Ergebnisse kritisch zu betrachten. Sie ermöglichen eine erste Aussage zum Kraftverlauf, zeigen aber teils starke Abweichungen zu den FE-Simulationen. Rein auf Basis der analytischen Berechnung kann eine Vorauslegung an dieser Stelle nicht stattfinden. Es wird eine Validierung der Daten durch Tests oder Simulationen benötigt.

8.5 Drohnenschlag auf eine generische Flügelvorderkante

Die bisher untersuchten Zielstrukturen entsprechen keinen realen Strukturen. Deshalb werden abschließend in dieser Arbeit Drohnenschläge auf Flügelvorderkanten untersucht. Dafür wird das WLE-Modell aus Kapitel 5.3.3 genutzt. Zum einen wird ein zentraler Aufprall auf eine Rippe der Flügelvorderkante analysiert, zum anderen der Aufprall zwischen zwei Rippen. Der Aufprall auf eine Rippe ist steifer als zwischen zwei Rippen. Auf Basis der bisherigen Ergebnisse sollten für diesen Fall bessere Ergebnisse entstehen als für einen Aufprall zwischen zwei Rippen. Es wird mit den gleichen Geschwindigkeiten gearbeitet, wie bereits für den Aufprall auf die starre Wand bzw. Al2024-T3.

Vorab wird die Federsteifigkeit des Impacts eines Motors auf die WLE ermittelt. Aus den bisherigen Untersuchungen kann keine Ersatzfedersteifigkeit für den Aufprall bestimmt werden, da hier zum einen eine gekrümmte Struktur vorliegt, zum anderen die Dicke der Flügelhaut nicht vergleichbar mit bisherigen Proben ist. Zur Bestimmung der Federsteifigkeit wird der Aufprall eines Motors auf eine Rippe

bzw. auf die Haut zwischen zwei Rippen mit je 80 und 100 m/s simuliert. Mithilfe von Gleichung (6.1) wird die Ersatzfedersteifigkeit k_e für diese Geschwindigkeiten bestimmt. Aus den beiden Werten wird das arithmetische Mittel gebildet. Dieser Wert wird für die weiteren Berechnungen mit dem DSM verwendet. Tabelle 8.6 beinhaltet die verwendeten Daten.

Tabelle 8.6: Ersatzfedersteifigkeit Impact Motor auf WLE

Ort	v_i in $\frac{\text{m}}{\text{s}}$	E_{kin} in J	P_{max} in N	k_e in $\frac{\text{kN}}{\text{m}}$	k_e (gemittelt) in $\frac{\text{kN}}{\text{m}}$	m_t in kg
Rippe	80	138.2	31547.0	3600.6	3480.5	17.64
	100	216.0	38101.2	3360.4		
Skin	80	138.2	7737.9	216.6	237.1	17.64
	100	216.0	10546.8	257.5		

Die vorangehenden Ergebnisse haben gezeigt, dass der Einfluss von k_t sehr gering ist. In dieser Untersuchung ist zudem die Masse des Ziels deutlich größer als die Masse des Projektils (Faktor 12.8). Aus diesem Grund wird vereinfacht $k_t = k_e$ angenommen.

Die Ergebnisse der Untersuchungen zeigen Abbildung 8.9 und Abbildung 8.10 für den Aufprall auf die Rippe bzw. zentral zwischen zwei Rippen. In den Kraft-Zeit-Diagrammen werden je die 0°- und 45°-Orientierungen gegenübergestellt. Bestimmtheitswerte R^2 sind in den Diagrammen für beide Winkel angegeben. Zusätzlich zu den Kraft-Zeit-Verläufen werden die Schäden zum Endzeitpunkt $t = 10.0$ ms gezeigt.

Wie erwartet nimmt der Schaden mit größerer Impactgeschwindigkeit zu. Bei 150 m/s penetriert die Drohne die Flügelvorderkante bei einem Aufprall auf die Rippe für beide Winkel. Die Drohne bzw. deren Fragmente treffen auf den Flügelkasten, was wiederum zu katastrophalen Schäden führen kann. Niedrigere Geschwindigkeiten zeigen keine Penetrationen. Die Zielstrukturen zeigen aber ausgeprägte, plastische Deformationen sowie Risse der Flügelhaut, die die Flugeigenschaften beeinflussen können. Die Fragmente der Drohne werden entlang der WLE abgelenkt. Bei 20 m/s wird die vollständige Drohne entlang der Flügelvorderkante abgelenkt. Die Arme der Drohne brechen, die WLE selbst zeigt keine ausgeprägten Schäden. Aufgrund der vorangehenden Untersuchungen war zu erwarten, dass für 20 m/s die Verläufe keine Übereinstimmungen zeigen. Entsprechende Werte nimmt das Bestimmtheitsmaß an. Die untere Grenzgeschwindigkeit wird nicht erreicht, wodurch das DSM nicht gültig ist und die Ergebnisse keine Aussagen zulassen. Für die größeren Geschwindigkeiten stimmen die Kraft-Zeit-Verläufe qualitativ überein. Die Kraftmaxima der Verläufe treten zu den gleichen Zeitpunkten auf, zeigen aber große Unterschiede in den Werten. Bei 80 m/s zeigt das Bestimmtheitsmaß die besten Werte für alle Simulationen auf der Anwendungsebene an. Dies liegt daran, dass die WLE noch keine Schäden ausbildet und der Impact auf eine Rippe stattfindet. Für 100 m/s liegt die Abweichung bei ca. 30 kN. Für 150 m/s beträgt der Unterschied hingegen 135 kN. Die kleinste Abweichung zeigt sich für 80 m/s und 45° mit 10.8 %. Es zeigt sich an dieser Stelle das gleiche Bild, wie es schon für die generischen Al2024-T3-Modelle zu sehen war. Im Bereich der Drohnenmitte entstehen die größten Abweichungen, was auf die unvollständige Validierung des Batteriemodells zurückgeführt werden kann. Für 150 m/s zeigt das Bestimmtheitsmaß große, negative Werte aufgrund des Schadens an der WLE. Nichtsdestotrotz liefert das DSM in dieser Untersuchung konservative Werte und kann für erste Lastabschätzungen genutzt werden.

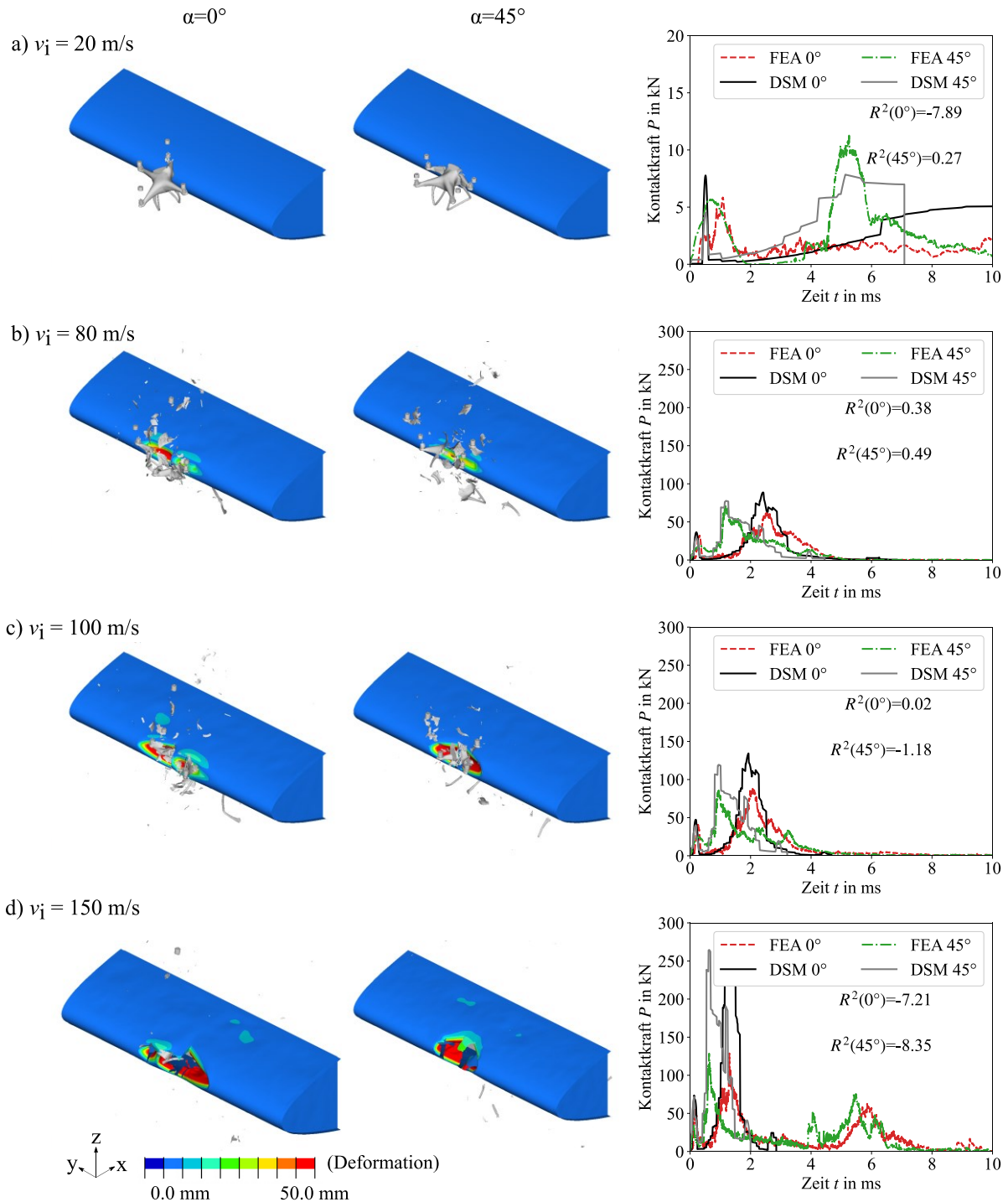


Abbildung 8.9: Drohnenschlag auf WLE – Rippe

Der Aufprall zwischen zwei Rippen zeigt größere Schäden im Vergleich zum zentralen Aufprall auf eine Rippe. Entsprechende Werte zeigt auch das Bestimmtheitsmaß an, was auf eine schlechte Übereinstimmung hinweist. Ab 80 m/s reißt die Haut der Flügelvorderkante in der 45°-Orientierung. Dementsprechend große Schäden zeigen sich z. B. bei 150 m/s und 45°. Hier wird die Haut komplett aufgerissen und die Drohne prallt auf den Holm. Bei 150 m/s perforiert die Drohne auch den Holm unabhängig von der Orientierung. Ein sicherer Weiterflug wäre in diesen Fällen nicht gewährleistet. Dieser Aufschlag kann katastrophale Schäden erzeugen. Auch bei 100 m/s durchdringt die Drohne die Flügelhaut und prallt auf den Holm. Das Schadensbild deckt sich in diesem Fall mit dem Test der University of Dayton [86], bei dem eine Phantom 3 auf eine Flügelvorderkante mit 120 m/s geschossen wurde. Bei 80 m/s reißt die Haut zwar auf, die Drohne dringt aber nicht in den Flügel ein. Fragmente der Drohne werden an der WLE entlang abgeleitet. Für den Aufprall mit 20 m/s zeigen sich geringfügige Schäden.

Die Kraft-Zeit-Verläufe zeigen ähnliche Ergebnisse wie bereits der Aufprall auf die Rippe. Die geringste Geschwindigkeit liefert keine vergleichbaren Verläufe. Für größere Geschwindigkeiten ähneln sich die Verläufe zwischen DSM und FEA zwar qualitativ, zeigen aber teils große Abweichungen in den Absolutwerten. Für 80 m/s zeigen sich, im Gegensatz zur vorherigen Untersuchung, größere Abweichungen für die 45°-Orientierung. In den Verläufen (z. B. für 150 m/s und 45°) treten Unterschiede von bis zu 200 kN auf. Die großen Abweichungen lassen sich in diesen Fällen auf das Reißen bzw. Perforieren der WLE zurückführen. Damit wird auch auf Anwendungsebene bestätigt, dass bei einer Beschädigung der Zielstruktur das DSM versagt und die Abweichungen zu groß werden.

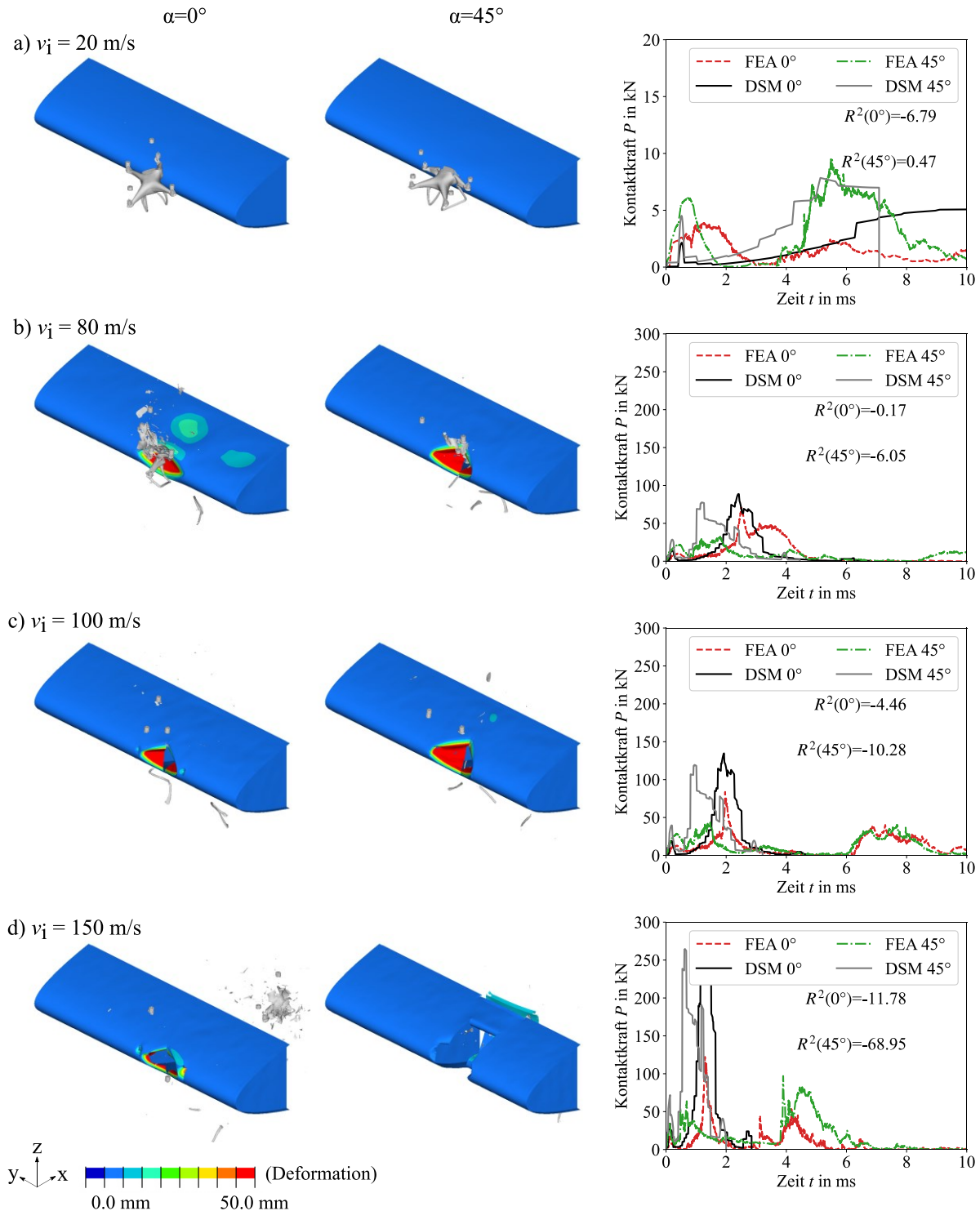


Abbildung 8.10: Drohnenschlag auf WLE – Haut

Zum einen können die Abweichungen durch die Schädigung der Zielstruktur erklärt werden, welche im Berechnungsmodell nicht abgebildet wird. Ohne die Implementierung eines Schadensmodells ist das DSM auf dieser Ebene ungeeignet. Zum anderen stellt die Flügelvorderkante im Vergleich zur starren Wand bzw. generischen Aluminiumprobe eine komplexe Zielstruktur dar. Sie besteht aus drei Komponenten mit verschiedenen Materialien und Dicken. Im Gegensatz zu den vorherigen Zielstrukturen ist die Flügelvorderkante außerdem gekrümmt. All diese Einflüsse werden im DSM nur stark vereinfacht über die Federsteifigkeit der Zielstruktur betrachtet.

8.6 Vergleich der Anwendbarkeit des Drohnenschlagmodells

Dieses Kapitel zeigt, dass über das DSM Kraft-Zeit-Funktionen für Mehrkörperimpacts auf verschiedenen Betrachtungsebenen bestimmt werden können. Allgemein lässt sich festhalten, dass das DSM gute Ergebnisse liefert, je starrer die Zielstruktur und je größer die Impactgeschwindigkeit ist.

Das DSM setzt sich grundlegend aus zwei bestehenden Modellen zusammen. Zum einen besteht es aus dem Flugzeugaufprallmodell, in erweiterter Form, für fragmentierende Komponenten, zum anderen beinhaltet es ein Feder-Masse-Modell für Komponenten mit plastischen Deformationen. Der Vorteil des DSM liegt in seiner Einfachheit. Im Falle eines weichen Stoßes werden als Eingangsparameter die Berstlast- und Massenverteilung sowie eine Ersatzfedersteifigkeit und Kontaktzeiten für das Modell des Projektils genutzt. Für das DSM werden des Weiteren auch die Impactgeschwindigkeit, Neigung des Ziels sowie die Flugorientierung des Projektils benötigt. Die Berstlast wird durch die Versagensart der Komponente bestimmt. Sie ist anspruchsvoll zu ermitteln, da die Berstlast von Material, Struktur und Design abhängt. Der Einfluss der Berstlast sinkt mit steigender Impactgeschwindigkeit. Die Massenverteilung kann über Reverse Engineering oder FE-Modelle bestimmt werden. Zur Ermittlung von Ersatzfedersteifigkeiten und Kontaktzeiten sind vorab Tests oder Simulationen durchzuführen. Liegt ein harter Stoß vor, gehen weitere Eingangsparameter in die Berechnung zur Modellierung des Ziels ein. Masse, Dämpfung und Federsteifigkeit des Ziels werden in diesem Fall für die Berechnung benötigt.

Es besitzt einen eingeschränkten Gültigkeitsbereich, der durch eine untere Grenzgeschwindigkeit und für deformierbare Strukturen über die ballistische Grenzgeschwindigkeit definiert ist. Liegt der Untersuchungsbereich außerhalb dieses Bereichs, bringt das DSM keine aussagekräftigen Daten und Untersuchungen müssen über FEA oder Tests durchgeführt werden. Über das DSM kann keine direkte Schadensvorhersage getroffen werden. Schäden werden nicht analytisch beschrieben, was sich in den Berechnungen für deformierbare Strukturen zeigt. Hier liegen die analytischen Werte deutlich oberhalb der FE-Daten. Das DSM hat zudem noch Schwächen bei der Anwendung auf Komponentenebene. Die Kraft-Zeit-Verläufe zwischen FEA und DSM weichen deutlich voneinander ab, da die Komplexität der Zielstruktur nicht ausreichend über eine einfache Ersatzfedersteifigkeit beschrieben werden kann.

Die Stärke der Einfachheit des DSM zeigt sich auch im Berechnungsschritt. Das DSM kann, trotz seiner Einfachheit und dem Eingang weniger Parameter, mit hoher Genauigkeit den Kraft-Zeitverlauf bei starren Zielstrukturen berechnen. Es benötigt deutlich weniger Eingangsparameter als ein FE-Modell und macht es dadurch attraktiv für eine schnelle Lastabschätzung. Die Berechnung über das Runge-Kutta-Verfahren bringt einen deutlichen Zeitvorteil gegenüber einer vollständigen FEM-Berechnung. Wird das DSM mit dem RK45-Verfahren genutzt, liegt die Berechnungszeit bei ca. 20 s. Im Gegensatz dazu benötigt eine FEM-Berechnung ca. 6 h auf 12 Prozessoren. Das DSM ermöglicht somit eine schnelle und tendenziell konservative Lastabschätzung. Nichtsdestotrotz ist eine anwendungsspezifische Validierung der Ergebnisse notwendig. Das DSM ist theoretisch auf weitere Größen und Projektilstrukturen übertragbar, wobei diese Aussage über weitere Forschung verifiziert werden muss. Mit hohen Impactgeschwindigkeiten sinkt der Einfluss der Berstlast, was es unabhängiger von dieser macht. Abbildung 8.11 zeigt eine Übersicht der Stärken und Schwächen des DSMs. Eine zusammenfassende Darstellung zur Anwendung des Drohnenschlagmodells befindet sich im Kapitel 7.5 in Anlehnung an Methoden aus dem Handbuch-Struktur-Berechnung (HSB).

Als Fazit zur Anwendung des DSM lässt sich insgesamt festhalten (vgl. Abbildung 8.12):

- Das DSM eignet sich sehr gut für starre Strukturen.
- Für nachgiebige Strukturen ist es im Gültigkeitsbereich ($v_{ug} \leq v_i < v_{50}$) anwendbar.
- Je genauer die Eingangsdaten der Massen- und Berstlastverteilung ermittelt werden, desto genauer werden die Ergebnisse.
- Auf Komponentenebene (zielseitig) ist es ohne die Implementierung eines Schadensmodells nicht anwendbar.

Eine mögliche Handlungsempfehlung ist es, über die Annahme eines weichen Stoßes eine Maximalkraft zu bestimmen. Auf diese können Strukturen dann ausgelegt werden. Es könnte auch zusätzlich ein Reduktionsfaktor eingeführt werden, welcher auf den Kraft-Zeit-Verlauf des weichen Stoßes wirkt und somit einen harten Stoß abbildet. Diese Ansätze müssen weiter untersucht werden, was außerhalb des Schwerpunkts dieser Arbeit liegt.

Prozessschritt nach Abb. 7.34	Stärke des DSM	Schwäche des DSM
Bestimmung der Kraft-Zeit-Funktion bei Drohnenschlag		
Definition Eingangsparameter	<ul style="list-style-type: none"> Einfaches 1-D Linienmodell der Drohne Ab $v_i=100$ m/s Nutzung vereinfachter Berstlast möglich 	<ul style="list-style-type: none"> Berstlast anspruchsvoll zu bestimmen Federsteifigkeiten der Ziele und Projektil unbekannt
Auswahl Methodik	<ul style="list-style-type: none"> Unterscheidung harter/weicher Stoß ermöglicht (Ent)Kopplung Zusammensetzung aus bestehenden Modellen FEA oder Tests nur benötigt wenn v_i außerhalb des Gültigkeitsbereichs oder starke Schäden an der Struktur erwartet werden 	<ul style="list-style-type: none"> Vorab Einschätzung des Projektilverhaltens Eingeschränkter Gültigkeitsbereich durch untere und obere Grenzggeschwindigkeiten für deformierbare Ziele
Berechnung	<ul style="list-style-type: none"> Einfache Implementierung über RK45-Methode Kurze Rechenzeit (ca. 20 s) verglichen zu FEA (ca. 6 h) Gute Ergebnisse für starre Zielstrukturen Gute Ergebnisse wenn kein Schaden an der Zielstruktur auftritt Vereinfachte, konservative Lastabschätzung 	<ul style="list-style-type: none"> Validierung anwendungsspezifisch notwendig Starke Abweichungen für Realstrukturen
Kraft-Zeit-Funktion bei Drohnenschlag		

Abbildung 8.11: Übersicht Fazit Drohnenschlagmodell

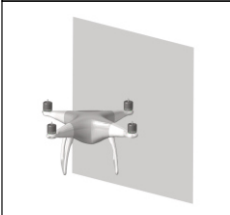

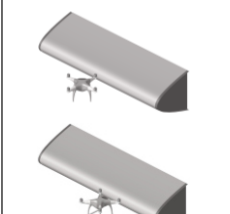
Ebene	Diskussion	Bewertung
UAV gegen starre Wand 	Sehr einfaches Modell Gute Ergebnisse (R^2 zwischen 0.5 und 0.91) Eignet sich gut zur Lastabschätzung	++
UAV gegen Al2024-T3 	Vereinfachte Lastabschätzung möglich Anwendbar im Gültigkeitsbereich Validierung der Ergebnisse anwendungsspezifisch notwendig	+
UAV gegen Flügelvorderkante 	Starke Abweichungen zu Vergleichsdaten Kann Schaden nicht beschreiben Ohne Implementierung eines Schadensmodells ungeeignet	-

Abbildung 8.12: Fazit zur Anwendung des DSM auf verschiedenen Betrachtungsebenen

9 Zusammenfassung und Ausblick

9.1 Zusammenfassung

Die Anzahl sowie die Einsatzmöglichkeiten von unbemannten Fluggeräten, sogenannten UAVs oder auch „Drohnen“, nimmt seit einigen Jahren zu. Durch diese Zunahme steigt auch die Gefahr einer Kollision einer Drohne mit einem bemannten Luftfahrzeug. Diese Kollision wird auch als „Drohnenaufrall“ bzw. „Drohnenbeschlag“ bezeichnet und lehnt sich damit an die Bezeichnung „Vogelschlag“ an. Im Gegensatz zum Vogelschlag ist ein Drohnenschlag aber ein grundlegend anderes Impactphänomen. Vogelschläge sind in der Luftfahrt seit mehr als 100 Jahren bekannt und gut erforscht. Für diese Impacts gibt es Zulassungsvorschriften, in denen definiert ist, welchen Lasten Luftfahrzeugstrukturen standhalten können müssen. Der Drohnenschlag ist hingegen ein neues, unerforschtes Phänomen. Die Kollision von Drohnen mit bemannten Luftfahrzeugen ist ein reales Szenario. Erste Unfälle in New York, Quebec und Lausanne beweisen dies. Ein Vogel verhält sich bei einem Impact wie ein strömendes Fluid, wohingegen eine Drohne ein System aus verschiedenen Festkörpern darstellt. Der Drohnenschlag stellt somit einen Mehrkörperimpact dar, bei dem Komponenten der Drohne nacheinander auf die Zielstruktur prallen. Für den Drohnenschlag gibt es noch kein analytisches Modell. Der Ansatz, welcher in dieser Arbeit verfolgt wird, ist es, ein analytisches Rechenmodell zu entwickeln, über dieses im Rahmen einer Vorauslegung ein Kraft-Zeit-Verlauf bei einem Drohnenschlag bestimmt werden kann. Darauf aufbauend wird die folgende Forschungshypothese formuliert:

Ein kleines, unbemanntes Luftfahrzeug (sUAV) lässt sich als physikalisch-mathematisches Modell beschreiben. Mit diesem Drohnenmodell können auftretende Lasten bei einem Drohnenschlag auf Luftfahrzeugstrukturen bestimmt werden.

In der Literatur finden sich mehrere Modelle für Impactvorgänge (vgl. Kapitel 2). Das klassische Modell für einen Impact ist das Feder-Masse-Modell. Neben diesem Modell wird auch das Vogelschlagmodell nach Wilbeck genauer betrachtet. In der bestehenden Literatur wird der Drohnenschlag häufig mit dem Vogelschlag verglichen. Das ist insofern korrekt, da bei der Annahme einer sUAV die Massen zwischen Vogel und Drohne vergleichbar sind (1.8 kg für den Vogel und z. B. 1.4 kg für eine DJI P4). Ein Vogel ähnelt im Impactverhalten aber einem strömenden Fluid. Das ist für eine Drohne mit ihren Festkörperkomponenten so nicht zu erwarten. Deshalb wird zusätzlich noch das Flugzeugaufprallmodell (FZAM) von Riera betrachtet. Dieses basiert auf der Impulserhaltung und bezieht die Massenänderung während des Aufpralls zusätzlich zur Verzögerung mit ein. Für den Drohnenschlag wird eine ähnliche Schadensmechanik erwartet, weshalb dieses Modell weiter betrachtet und eigens für Drohnenschläge angepasst wird. Neben den Impactmodellen hat auch die Kopplung zwischen Projektil- und Zielverhalten einen Einfluss auf den Kraftverlauf. Zur Betrachtung dieser Kopplung wird ein Aufprall in weiche und harte Stöße unterteilt. Bei einem weichen Stoß hat nur das Projektilverhalten einen Einfluss auf die Impactkraft, das Ziel ist vollkommen starr. Bei einem harten Stoß müssen beide Verhalten gekoppelt betrachtet werden. Die bestehende Unterscheidung zwischen harten und weichen Stößen ist für einen Drohnenschlag nicht ausreichend. Es kann auch zur Perforation der Zielstruktur kommen, weshalb die Unterscheidung um eine eigens eingeführte Perforationsbedingung erweitert wird. Ist diese erfüllt, muss mit dem Modell für harte Stöße gerechnet werden.

Diese Modelle werden differenziert auf ihre Anwendbarkeit auf einen Drohnenschlag hin untersucht (vgl. Kapitel 3). Das Feder-Masse-Modell und das Vogelschlagmodell eignen sich nicht für weitere Untersuchungen. Feder-Masse-Modelle gehen von einer Punktmasse als Projektil aus, was den Drohnenschlag und den damit verbundenen Mehrkörperimpact alleine nicht abbilden kann. Das Vogelschlagmodell wird ausgeschlossen, da hier der Einfluss einzelner Komponenten auf den Kraft-Zeit-Verlauf nicht sichtbar ist und es zu unrealistisch hohen Drücken kommt. Das FZAM geht hingegen von einem eindimensionalen Linienmodell des Projektils aus, wofür eine Massenverteilung sowie eine Berstlastverteilung des Projektils benötigt werden. Die Massenverteilung ergibt sich aus der Masse pro Einheitslänge. Die Berstlast hängt vom Material und dem Design des Projektils ab. Sie gibt an, welche Kraft nötig ist, damit ein Anteil am Gesamtprojektil zerstört wird. In dieser Arbeit wird von einem Fließversagen ausgegangen und deshalb die Materialfließgrenze genutzt. Der Vorteil des FZAMs ist, dass der Einfluss verschiedener Komponenten dargestellt werden kann. Die Anwendung des FZAMs auf einen

Drohnenschlag bedarf einer neuen Erweiterung. Eine Drohne kann 360° um ihre eigene Hochachse rotieren. Massen- und Berstlastverteilung hängen von dieser Orientierung ab und werden entsprechend für die Flugorientierungen bestimmt. Dieses erweiterte FZAM liefert plausible Ergebnisse. Es ergibt sich ein Kraft-Zeit-Verlauf, bei dem der Aufprall verschiedener Komponenten sichtbar ist. Ein Vergleich mit Literaturdaten zeigt, dass das Modell realistische Kraftwerte produziert. Es zeigen sich aber noch Abweichungen, insbesondere für den Aufprall der Motoren und somit für den Aufprall von nicht-fragmentierenden Komponenten. Es wird im Originalmodell von einer vollständigen Zerstörung des Projektils während des Aufpralls ausgegangen, was für einen Flugzeugabsturz aufgrund der großen kinetischen Energie gültig ist. Bei einem Drohnenschlag sind die Energien deutlich geringer. Das erweiterte FZAM eignet sich aber als Grundlage für weitere Untersuchungen und wird deshalb ausgewählt.

Das neue Berechnungsmodell wird anhand von Testdaten entwickelt (vgl. Kapitel 4). Das Testprogramm folgt einem „Building Block Approach“. Der Schwerpunkt der Arbeit liegt auf den größten und schwersten Komponenten der Drohne, da diese das Impactverhalten maßgeblich bestimmen. Betrachtet werden insbesondere die Motoren, die Batterie und die Schale. Alle weiteren Komponenten der Drohne werden über die Schale verschmiert betrachtet. Das bedeutet, dass deren Gewicht gleichmäßig auf das Gewicht der Schale aufgeschlagen wird. Die Drohnenschläge werden auf ihr physikalisches Phänomen reduziert. Dieses ist der Aufprall mehrerer Körper hintereinander, was auch als Mehrkörperimpact bezeichnet wird. Dieses Phänomen wird vereinfacht über eine Ersatzstruktur untersucht, die in dieser Arbeit entwickelt wurde. Diese Ersatzstruktur besteht aus einer Ersatzschale und innenliegenden Komponenten. In dieser Arbeit werden zwei Motoren innerhalb der Ersatzschale untersucht. Das Material der Ersatzschale ist Polylactat. Eine Untersuchung hat gezeigt, dass dieses Material vergleichbare Eigenschaften wie Polycarbonat auf quasi-statischer Ebene zeigt, gleichzeitig aber leichter mithilfe eines 3-D-Druckers verarbeitbar ist. Die ausgewählten Komponenten werden auf Druckprüfmaschinen mit quasi-statischer Belastung untersucht. Für die Motoren hat sich dabei gezeigt, dass die Ausrichtung von Verstrebungen in radialer Richtung einen vernachlässigbaren Einfluss auf den Kraftverlauf hat. Longitudinale Belastungen sind irrelevant. Bei den Drucktests von Batterien kam es zur Rauch- und Feuerentwicklung. Deshalb wird auf Impacttests mit Batterien verzichtet. Es wurden sowohl die Lithium-Polymerzellen der Batterie als auch das Gesamtsystem untersucht. Für die Batterien lässt sich eine Versagenslast in Höhe von 5000 N feststellen. Ein mögliches Ersatzmaterial für die LiPo-Zellen der Batterie ist Aluminiumschaum. Drucktests der Schalenoberseite werden zur Validierung von FE-Modellen verwendet, über welche dann das Ersatzmaterial bestimmt wurde. Impacttests werden mit einer luftbetriebenen Gaskanone im Geschwindigkeitsbereich zwischen 20 m/s und 140 m/s durchgeführt. Als Messsysteme werden eine High-Speed-Kamera (Photron Nova S12) mit 30000 fps, eine Lichtschranke zur Geschwindigkeitsmessung und Piezoelemente zur Kraftmessung genutzt. Über die Videoauswertungssoftware „Tracker“ werden die High-Speed-Videos analysiert und die Kontaktkräfte aus der Verzögerung des Projektils bestimmt.

Weitere Parameter werden mithilfe der Finiten-Elemente-Methode erfasst. Es werden FE-Modelle der Komponenten, der Gesamtdrohne, der Prüfstände und generischer Zielstrukturen, wie z. B. einer Flügelvorderkante, aufgebaut (vgl. Kapitel 5). Die Modelle der Komponenten werden gegen die quasi-statischen Testdaten validiert. Das Motormodell zeigt im Rahmen der Standardabweichung eine sehr gute Übereinstimmung mit den quasi-statischen Testdaten. Das Batteriemodell wird grundlegend validiert. In der bisherigen Literatur wird die Batterie vereinfacht als LiPo-Block angesehen. Diese Annahme führt zu starken Abweichungen im Vergleich zu Testdaten. Das Batteriemodell für diese Arbeit beschreibt die LiPo-Zellen als Pouchmodell und umfasst auch die Polycarbonathülle der Gesamtbatterie inklusive weiterer Elemente wie Ladeplatinen und Schäume. Dieses Modell zeigt ab großen Verschiebungen eine Abweichung zu den Testdaten. Für die FE-Modelle wird die Elementgröße zweiseitig durch eine Netzfeinheitsstudie bestimmt und projektilseitig durch geometrische Begrenzungen und numerische Effizienz festgelegt.

Die Impactanalyse einzelner Komponenten zeigt, dass die visuelle Messung nur unzureichende Aussagen über den Kraftverlauf zulässt. Aus den Testdaten können die Schadensart des Projektils und Ziels sowie die Massenverteilung, Berstlastverteilung und Geometriedaten bestimmt werden (vgl. Kapitel 6). Eine vorab analytische Betrachtung ermöglicht Aussagen zur vorliegenden Stoßart (weich / hart) und die Abschätzung des Kraftmaximums für den Aufprall nicht-fragmentierender Projektile. Dafür müssen die Impactenergie und die Ersatzfedersteifigkeit für den Lastfall bekannt sein. Die FEA eignet sich hingegen besonders dafür, Ersatzfedersteifigkeiten und Kontaktzeiten zu ermitteln. Die zur Validierung des analytischen Modells benötigten Kraft-Zeit-Verläufe ergeben sich auch aus den FE-Simulationen.

Abhängig vom Impactverhalten des Projektils wird ein Modell ausgewählt (vgl. Kapitel 7). Motoren zeigen vor allem plastische Deformationen. Für diesen Fall werden Feder-Masse-Modelle verwendet. Diese zeigen eine gute Übereinstimmung mit FEA-Daten für Motorimpacts. Fragmentiert das Projektil hingegen, wie es die Ersatzschale zeigt, kann das FZAM verwendet werden. Die Annahme des Fließens zur Ermittlung der Berstlast führt zu konservativen Ergebnissen. Eine Reduktion der Berstlast liefert eine bessere Übereinstimmung mit FEA-Daten. Der Kraftverlauf des Drohnenschlags setzt sich somit aus einem Anteil von fragmentierenden und einem Anteil aus nicht-fragmentierenden Projektilen zusammen. Zur Berechnung werden FZAM und Feder-Masse-Modelle an den entsprechenden Positionen überlagert. Die Positionen sind die Orte entlang des 1-D Modells, an denen die nicht-fragmentierenden Komponenten liegen. Dieses überlagerte, ortsabhängige Modell stellt das Drohnenschlagmodell (DSM) dar. Diese Überlagerung wird auch auf harte Stöße übertragen. Das DSM hat einen eingeschränkten Gültigkeitsbereich. Innerhalb dieses Bereichs kann die Kraft-Zeit-Funktion bei Drohnenschlägen mithilfe der Analytik bestimmt werden. Außerhalb des Bereichs werden Tests und FE-Simulationen benötigt. Der Gültigkeitsbereich wird durch die untere Grenzgeschwindigkeit festgelegt. Ab dieser Geschwindigkeit kann von einer vollständigen Zerstörung der fragmentierenden Anteile des Projektils ausgegangen werden. Für deformierbare Zielstrukturen ist das DSM bis zur ballistischen Grenzgeschwindigkeit gültig. Es umfasst somit den Auslegungspunkt deformierbarer Strukturen unter Impactbelastung. Die Parameterstudien zeigen, dass der Anteil der Berstlast am Kraftverlauf mit Zunahme der Impactgeschwindigkeit sinkt. Die Impactgeschwindigkeit hat einen großen Einfluss auf den Kraftverlauf, genauso wie die Position der Motoren. Diese Einflüsse liefern Ansätze, das Drohnendesign zu einem Kraftminimum hin zu optimieren. Das finale Flussdiagramm bildet einen zusammenfassenden Leitfaden, wie das Modell zur Berechnung von Drohnenschlägen aufgebaut werden kann und wie die Auswahl der Methodik erfolgt.

Bei der Anwendung des Modells auf realitätsnahe Drohnenschläge zeigt sich, dass sehr gute Ergebnisse für starre Strukturen erzeugt werden (vgl. Kapitel 8). Bei generischen, deformierbaren Strukturen ermöglicht es eine vereinfachte Lastabschätzung. Für die Anwendung lassen sich somit folgende Ergebnisse festhalten:

- Das DSM eignet sich sehr gut zur Berechnung des Kraft-Zeit-Verlaufs bei Aufprall auf starre Strukturen.
- Bei einem Aufprall auf vereinfachte, generische Zielstrukturen kann das Modell für eine Lastabschätzung eingesetzt werden.
- Angewendet auf reale Strukturen zeigt das DSM noch starke Abweichungen und bedarf weiterer Forschung. Die Implementierung eines Schadensmodells ist notwendig, um die Degradation der Struktur bei einem Impact abbilden zu können.

Handlungsempfehlungen zur Anwendung des Drohnenschlagmodells werden Kapitel 7.5 zusammengefasst. Diese Zusammenstellung ist ein erster Vorschlag zur Einbringung des Modells in das Handbuch für Strukturberechnung (HSB).

Abschließend lässt sich somit sagen, dass das entwickelte DSM eine Methode liefert, die bei starren Zielen sehr gute Ergebnisse bringt. Über das DSM können auf pragmatische Art Kraftmaxima und Kraft-Zeit-Verläufe bestimmt, Strukturen im Rahmen eines Vorentwurfs ausgelegt und der Einfluss von Änderungen am Drohnendesign untersucht werden. Die aufgestellte Forschungshypothese kann somit als verifiziert betrachtet werden.

9.2 Ausblick

Diese Arbeit ist eine der ersten Dissertationsschriften, die sich mit dem Phänomen eines Drohnenschlags beschäftigen. Es wird ein neues Forschungsfeld eröffnet, auf dem viele offene Forschungsfragen und Anknüpfungspunkte zu dieser Arbeit bestehen.

Generell bietet das DSM die Möglichkeit, Lasten im Rahmen eines Vorentwurfs zu bestimmen. Das Modell kann sowohl zur Auslegung von Zielstrukturen als auch zur Dimensionierung von Projektilstrukturen zum Einsatz kommen. Eine Möglichkeit besteht beispielsweise darin, über das Modell Bruchstellen in der Drohnenstruktur zu definieren. Dadurch können die wirkenden Kräfte auf die Zielstruktur reduziert werden.

In dieser Arbeit wurde der Fokus auf sUAV Drohnen mit bis zu 1.4 kg Abfluggewicht gelegt. Die Übertragbarkeit auf andere Massen, Größen und Drohnentypen ist in folgenden Projekten zu untersuchen.

Längerfristig ist es vorstellbar, dass Zulassungsvorschriften von Luftfahrtbehörden entwickelt werden, die besagen, dass Resistenz neuer Strukturen gegen Drohnenschläge nachgewiesen werden muss. Dafür, und zur Wiederholbarkeit von Versuchen im Labormaßstab, ist die Entwicklung einer vollständigen Ersatzdrohne ein weiterer Anknüpfungspunkt.

Die Ergebnisse zeigen, dass der Kraft-Zeit-Verlauf von der Fluglage der Drohne abhängt. Im Falle einer unvermeidlichen Kollision kann über eine gezielte Änderung der Fluglage der Schaden auf ein Minimum reduziert werden, wofür weitere Forschung notwendig ist.

Bisher ist das DSM nicht gegen HVI-Tests vollständiger Drohnen validiert. Auch die Validierung des Batteriemodells auf Impactebene unter den entsprechenden Sicherheitsvorkehrungen stellt einen Punkt für weitere Forschungen dar. Die Untersuchungen auf Anwendungsebene haben gezeigt, dass die Implementierung eines Schadensmodells für die Zielstruktur zwingend erforderlich ist, um Aussagen auch auf dieser Ebene treffen zu können. Die Testdaten zeigen außerdem, dass die Ersatzschale bereits vor dem Aufprall auf das Ziel Risse bildet. Bisher wird das Verhalten des unbeschädigten Teils des Projektils als vollkommen starr und unbeschädigt angenommen. Auch hier kann ein Schadensmodell implementiert werden und zu besseren Ergebnissen führen. Die besten Ergebnisse liefert das DSM für starre Strukturen. Es ist zu überprüfen, ob mithilfe eines Reduktionsfaktors von den Ergebnissen für starre Strukturen auf Kraft-Zeit-Verläufe nachgiebiger Strukturen geschlossen werden kann. Das DSM vereinfacht die Drohne auf ein eindimensionales Linienmodell. Es ergibt sich daraus die Fragestellung, ob ein 2-D Ansatz zu einer Verbesserung der Ergebnisqualität führen kann.

Anhang

A Anhang Modelle

A.1 Herleitung Flugzeugaufprallmodell für verschiedene Ziele

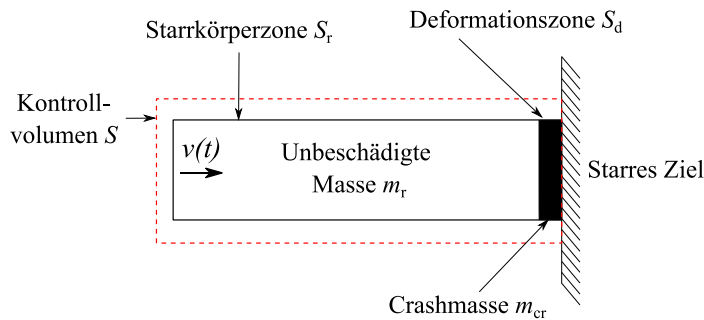
Flugzeugaufprallmodell für starre Ziele

Abbas et al. [142] bauen, basierend auf dem Flugzeugaufprallmodell (FZAM), ein neues Modell zur Ermittlung der Impactkraft auf, das zusätzlich die Energien bei einem Aufprall betrachtet. Die folgenden Darstellungen orientieren sich an der ausführlichen Ausarbeitung der Herleitung des FZAM nach Riera [115] von Abbas et al. [142].

Das FZAM basiert auf der Impulserhaltung. Das Projektil wird dabei als „weich“ angenommen und trifft auf ein starres Ziel. Der Anteil des Projektils, der im direkten Kontakt mit dem Ziel steht, wird zerstört und als Deformationszone S_d mit der Crashmasse m_{cr} bezeichnet. Der unbeschädigte Anteil zeigt geringe elastische Deformationen innerhalb der Kontaktzeit und wird deshalb vereinfacht als Starrkörper bzw. Starrkörperzone S_r angenommen. Diese Zone hat die Masse m_r . Beide Zonen liegen während der kompletten Impactdauer im Kontrollvolumen S . Abbildung A 1 zeigt das Modell. Dem Modell liegen drei Annahmen zu Grunde: [142]

- Es handelt sich um ein eindimensionales Modell. Es liefert nur eine Gesamtkraft, eine Aussage zur Verteilung der Kontaktkraft ist nicht möglich.
- Projektilachse und Flugbahn stimmen vollständig überein.
- Es gibt keine Bruchstücke (Fragmentierung).

a) Flugzeugaufprallmodell



b) Freikörperbild

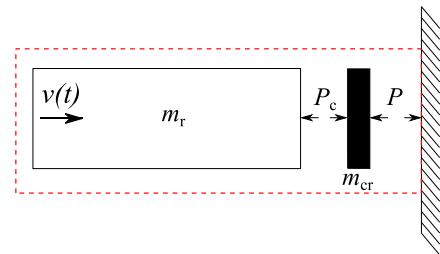


Abbildung A 1: Flugzeugaufprallmodell: a) Aufteilung Zonen im FZAM; b) Freikörperbild (entnommen und angepasst aus [139, 142, 143])

Über den Impulserhaltungssatz kann eine allgemeine Formulierung für die Kontaktkraft P in Abhängigkeit der Zeit ermittelt werden [142]:

$$P[x(t)] = \frac{d}{dt} (m_r v - m_{cr} v_t) \quad (\text{A.1})$$

Dabei ist m_{cr} die zerstörte Masse, v_t die Geschwindigkeit des Ziels und v die Geschwindigkeit der unbeschädigten Masse m_r . Wird dieser Zusammenhang weiter analysiert, führt dies zu Gleichung (A.2):

$$P[x(t)] = v \frac{dm_r}{dt} + m_r \frac{dv}{dt} - m_{cr} \frac{dv_t}{dt} - v_t \frac{dm_{cr}}{dt} \quad (\text{A.2})$$

Die einzelnen Terme dieser Gleichung können dabei folgendermaßen umgeschrieben werden:

$$m_r \frac{dv}{dt} = -P_c[x(t)] \quad (\text{A.3})$$

Der Parameter P_c ist die Berstlast. Die Berstlast greift an der Schnittstelle zwischen zerstörtem und unzerstörtem Anteil an. Es ist die Kraft, die notwendig ist, um das Projektil an dieser Stelle zu zerstören. Die weiteren Zusammenhänge lauten wie folgt:

$$\frac{dm_r}{dt} = \frac{dm_r}{dx} \cdot \frac{dx}{dt} = -\mu[x(t)](v - v_t) \quad (\text{A.4})$$

$$\frac{dm_{cr}}{dt} = \mu[x(t)](v - v_t) \quad (\text{A.5})$$

$$v_t = qv \quad (\text{A.6})$$

Dabei stellt μ die Masse pro Längeneinheit (Massenverteilung) dar. Der Parameter q ist eine Proportionalitätskonstante, die den Zusammenhang zwischen Geschwindigkeit des Ziels und des Projektils beschreibt. Für starre Ziele beträgt $q = 0$. Die negativen Vorzeichen aus (A.4) und (A.5) bedeuten, dass sich Masse und Geschwindigkeit des starren Anteils reduzieren [200]. Die Reaktionskraft des Ziels ergibt sich damit zu:

$$-P[x(t)] = P_c[x(t)] + \mu[x(t)]v^2(1 - q^2) + m_{cr} \frac{dv_t}{dt} \quad (\text{A.7})$$

Wird ein starres, unbewegtes Ziel angenommen, vereinfacht sich die Formel zum Flugzeugaufprall Modell nach Riera [115, 139, 142]:

$$P[x(t)] = P_c[x(t)] + \mu[x(t)]v^2 \quad (\text{A.8})$$

Die Kontaktkraft $P[x(t)]$ ist eine Druckkraft. Sie tritt nur auf, solange Projektil und Ziel in Kontakt miteinander sind. Druckkräfte werden positiv definiert, wodurch das negative Vorzeichen aus (A.7) verschwindet.

Flugzeugaufprallmodell für elastische Ziele

In realen Impactfällen wird sich das Ziel nicht vollständig starr verhalten. Laczák und Károlyi [145] haben das FZAM um eine Beschreibung für elastisches Zielverhalten erweitert. Die folgende Herleitung orientiert sich an der Veröffentlichung von Laczák und Károlyi [145].

Laczák nutzt für das Ziel ein Feder-Masse-Dämpfer-System, zu sehen in Abbildung A 2. Das Ziel hat die Masse m_t , die Dämpfung c_t und die Steifigkeit k_t . Die Verschiebung des Ziels ist $y(t)$. Es hat die Geschwindigkeit $v_t = dy/dt$. Die zerstörte Masse definieren sie als $m_{cr} = -dm$. Die folgende Herleitung orientiert sich an den Darstellungen von Laczák et al. [145].

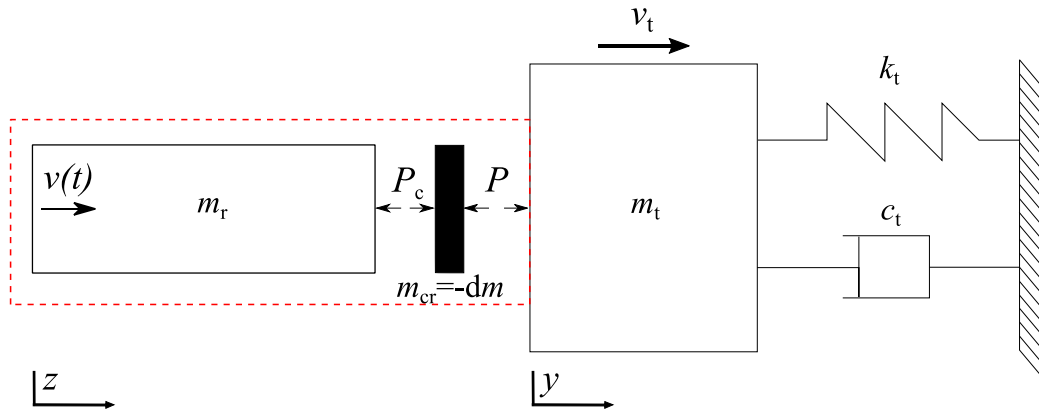


Abbildung A 2: Erweitertes Flugzeugaufprallmodell (entnommen und angepasst aus [145])

Zuerst wird die Relativgeschwindigkeit bestimmt als Differenz zwischen Ziel und unbeschädigtem Teil des Projektils:

$$\frac{dx}{dt} = v_t - v = \frac{dy}{dt} - \frac{dz}{dt} \quad (\text{A.9})$$

Die Änderung der Projektilmasse ergibt sich mithilfe der Gleichung (A.4):

$$\frac{dm_r}{dt} = -\mu(x) \left(\frac{dz}{dt} - \frac{dy}{dt} \right) = \mu(x) \left(\frac{dy}{dt} - \frac{dz}{dt} \right) \quad (\text{A.10})$$

Über die Impulserhaltung (A.11) kurz vor und nach der Zerstörung eines Anteils $-dm$ ergibt sich Gleichung (A.12):

$$-P_c(x(t))dt + m_r(t)v(t) = [m_r(t) + dm][v(t) + dv] - dm[v(t) - dv] \quad (\text{A.11})$$

$$-P_c(x(t)) = m \frac{dv}{dt} = m \frac{d^2z}{dt^2} \quad (\text{A.12})$$

Die Anwendung der Impulserhaltung am Anteil $-dm$ und anschließender Vereinfachung führt zu Gleichung (A.14):

$$[P_c(x(t)) - P]dt - dm \cdot v = -dm \cdot v_t \quad (\text{A.13})$$

$$P(t) = P_c(x(t)) + \mu \left(\frac{dx}{dt} \right)^2 \quad (\text{A.14})$$

Für das Modell des Ziels gilt die bekannte Bewegungsgleichung:

$$P(t) = m_t \frac{d^2y}{dt^2} + c_t \frac{dy}{dt} + k_t y \quad (\text{A.15})$$

Über die Formeln (A.9), (A.12), (A.13) sowie (A.15) ergeben sich die beiden Differentialgleichungen:

$$\frac{d^2x}{dt^2} = \frac{P_c(x(t))}{m(t)} + \frac{P_c(x(t))}{m_t} + \frac{\mu(x(t))}{m_t} \left(\frac{dx}{dt}\right)^2 - \frac{c_t}{m_t} \cdot \frac{dy}{dt} - \frac{k_t}{m_t} y(t) \quad (\text{A.16})$$

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{P_c(x(t))}{m_t} + \frac{\mu(x(t))}{m_t} \left(\frac{dx}{dt}\right)^2 - \frac{c_t}{m_t} \cdot \frac{dy}{dt} - \frac{k_t}{m_t} y(t) \quad (\text{A.17})$$

Die Anfangsbedingungen lauten wie folgt:

$$x(0) = l; \frac{dx}{dt}(0) = -v_i; y(0) = 0; \frac{dy}{dt}(0) = 0 \quad (\text{A.18})$$

Die Reaktionskraft wird dann über Gleichung (A.19) bestimmt:

$$P[x(t)] = P_c[x(t)] + \mu[x(t)] \left(\frac{dx}{dt}\right)^2 \quad (\text{A.19})$$

Dieses Modell wird in ein Pythonskript implementiert. Über die dimensionslosen Parameter

$$\eta = \frac{m_p}{m_t} \quad (\text{A.20})$$

$$\kappa = \frac{k_t l}{P_0} \quad (\text{A.21})$$

$$D = \frac{1}{2} \frac{m_p v_i^2}{l P_0} \quad (\text{A.22})$$

wird das implementierte Modell gegen die Daten von Laczák et al. validiert (vgl. Abbildung A 3). Dabei ist m_0 die initiale Masse des Projektils, P_0 die charakteristische Berstlast zur Normierung der Verläufe und D beschreibt das Schadenspotential als Quotient aus kinetischer Energie und Berstenergie.

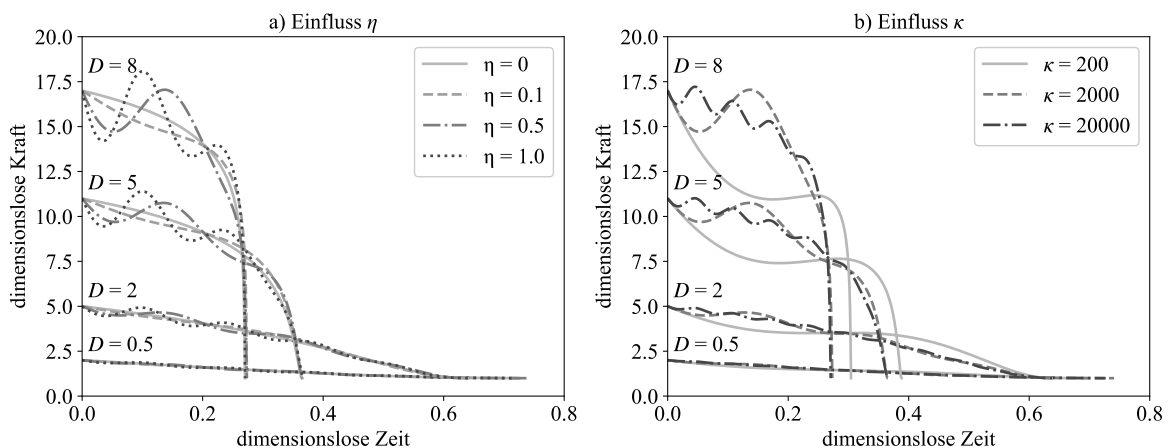


Abbildung A 3: Kraft-Zeit-Verläufe für verschiedene Schadensparameter D , berechnet mit dem Laczák-Ansatz für Flugzeugaufprälle; a) Einfluss η ; b) Einfluss κ

A.2 Materialauswahl Ersatzschale

Im Rahmen einer Abschlussarbeit [201] wurde eine Materialauswahl für die Ersatzschalen getroffen. Da die Schale der realen Drohne aus Polycarbonat (Spritzguss) besteht, wurde für die Herstellung der Ersatzschale und der Materialproben das 3-D-Druck-Verfahren gewählt. Die Proben werden mit einem Ultimaker 2+ Drucker gedruckt. Es wurden drei Materialien und deren Eigenschaften in Abhängigkeit der Druckrichtung untersucht. Es werden sowohl quasi-statische Zug- als auch Drucktests durchgeführt. Die Zugproben werden nach der Norm DIN EN ISO 527-4 erzeugt, die Druckproben nach der Norm DIN EN ISO 604. Aufgrund der hohen Anzahl an 3-D-Druck-Materialien wird eine Vorauswahl getroffen. Diese orientiert sich an den Materialien, die am häufigsten verwendet werden. Es werden Polycarbonat (PC), Polylactat (PLA) und Acrylnitril-Butadien-Styrol (ABS) für die Untersuchungen verwendet. Die Druckrichtungen werden zwischen 0°, 45° und 90° variiert. Abbildung A 4 zeigt die untersuchten Druckrichtungen der Materialproben. Tabelle A 1 zeigt das E-Modul der Proben, Tabelle A 2 die Zugfestigkeit, Tabelle A 3 die Bruchdehnung und Tabelle A 4 die Streckgrenze. Abbildung A 5 zeigt Polardiagramme für das E-Modul, Zugfestigkeit und Streckgrenze. Eine genauere Versuchsbeschreibung ist in [201] zu finden. Für die Simulationen werden die 45°-Werte verwendet. Die Richtungsabhängigkeit der Materialeigenschaften der gedruckten Strukturen ist ein eigener Forschungsbereich und wird an dieser Stelle nicht weiter vertieft.

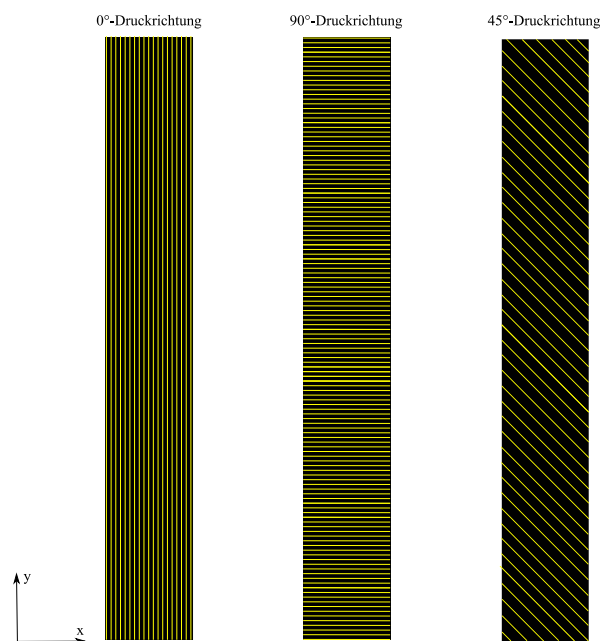


Abbildung A 4: „Untersuchte Druckrichtungen“ (entnommen und angepasst aus [201])

Tabelle A 1: E-Modul E [201]

Material	Orientierung in °	E-Modul in MPa				
		V1	V2	V3	Mittel	vgl. UM
ABS	0	1271.73	1249.00	1179.76	1233.50	1681.5
	45	950.07	948.03	1035.53	977.88	
	90	946.42	959.24	1025.79	977.15	
PC	0	2024.96	1981.75	1946.20	1984.30	1904.0
	45	838.74	949.48	728.88	839.03	
	90	1232.42	1292.76	1262.98	1262.72	
PLA	0	2422.07	2423.73	2226.63	2357.48	2346.5
	45	1609.46	1566.76	1638.93	1605.05	
	90	996.95	1270.97	1716.84	1328.25	

Tabelle A 2: Zugfestigkeit σ_B [201]

Material	Orientierung in °	Zugfestigkeit in MPa				
		V1	V2	V3	Mittel	vgl. UM
ABS	0	31.28	32.36	32.61	32.08	n/a
	45	24.50	26.02	24.74	25.09	
	90	13.69	13.52	13.61	13.61	
PC	0	51.66	52.69	52.32	52.22	49.5
	45	27.44	27.06	28.54	27.68	
	90	21.03	24.23	20.23	21.83	
PLA	0	47.10	46.05	45.5	46.22	39.0
	45	30.52	31.66	33.20	31.79	
	90	22.1	22.37	22.53	22.33	

Tabelle A 3: Bruchdehnung ε_B [201]

Material	Orientierung in °	Bruchdehnung in %				
		V1	V2	V3	Mittel	vgl. UM
ABS	0	4.01	3.87	4.05	3.98	4.8
	45	4.41	3.97	4.25	4.21	
	90	2.93	2.90	2.86	2.90	
PC	0	4.64	4.95	5.99	5.19	5.9
	45	4.84	4.46	5.59	4.96	
	90	3.03	2.77	3.08	2.96	
PLA	0	4.76	4.46	3.89	4.37	5.2
	45	6.68	6.67	5.87	6.41	
	90	3.61	3.03	2.18	2.94	

Tabelle A 4: Streckgrenze σ_y [201]

Material	Orientierung in °	Streckgrenze in MPa				
		V1	V2	V3	Mittel	VGL UM
ABS	0	11.20	10.90	13.03	11.70	n/a
	45	14.97	16.41	10.98	14.12	
	90	6.70	6.40	7.10	6.73	
PC	0	22.80	22.90	20.90	22.23	n/a
	45	12.04	8.73	5.84	8.86	
	90	13.50	12.10	13.00	12.87	
PLA	0	24.70	28.25	20.30	24.43	n/a
	45	10.50	18.97	17.81	15.76	
	90	7.10	10.03	16.50	11.21	

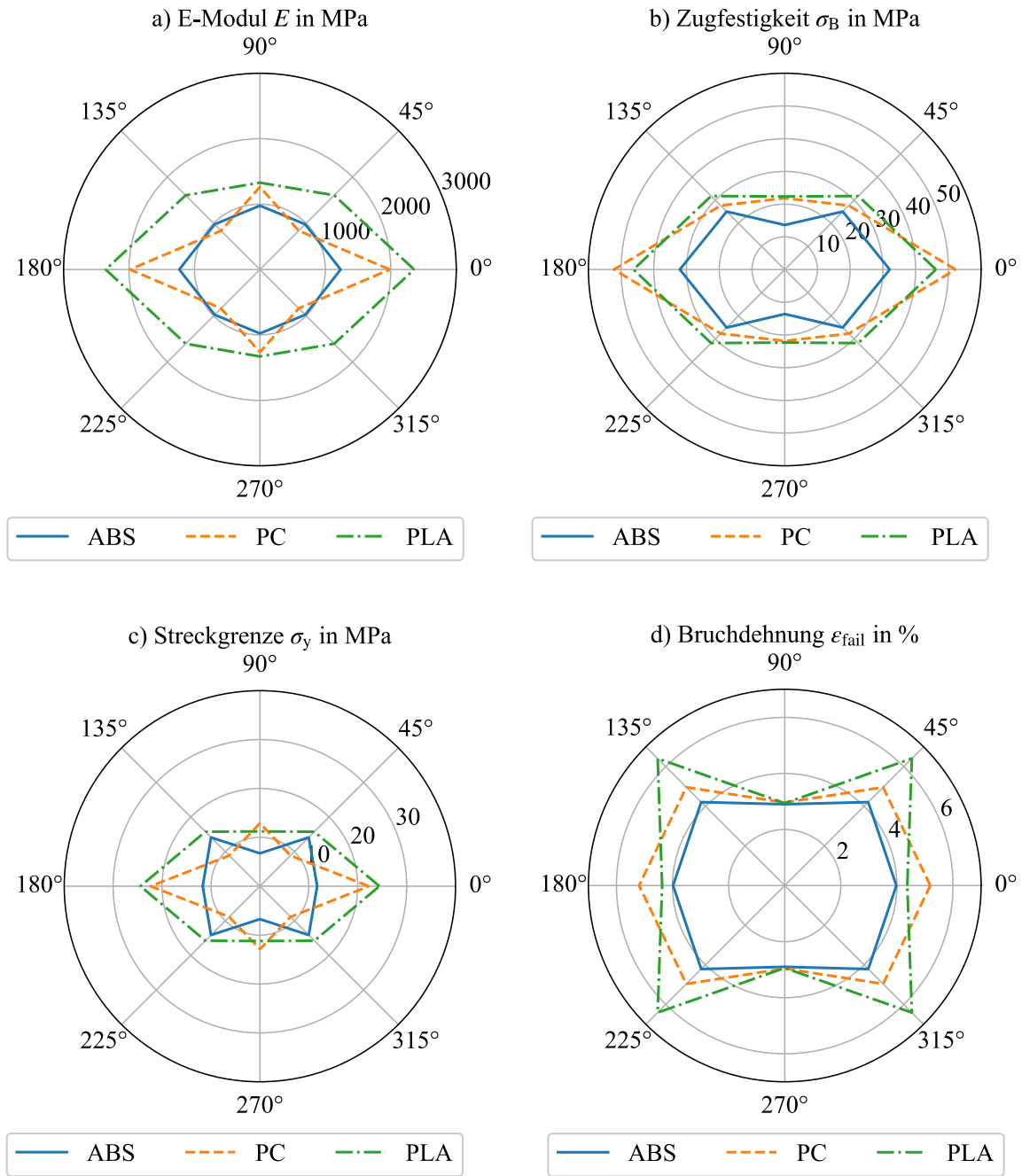


Abbildung A 5: Polardiagramme der 3-D Druckstrukturen

A.3 Netzfeinheitsstudie

Eine Netzfeinheitsstudie wird durchgeführt, um die Elementgröße für die nachgiebigen Zielstrukturen zu definieren. Für die Projektile ist die Elementgröße bereits durch die Geometrie festgelegt, wie in Kapitel 5 erläutert wird. Für die Netzfeinheitsstudie wird ein stark vereinfachtes Modell des Impactvorgangs aufgebaut. Es wird eine Al2024-T3-Probe mit einer Größe von 300 mm x 200 mm x 2.54 mm modelliert, auf die eine starre Kugel mit einem Durchmesser von $d = 17.0$ mm prallt. Die Kugel hat eine initiale Geschwindigkeit $v_i = 100$ m/s sowie eine Masse von $m_p = 55.6$ g. Die Knoten an den Rändern der Probe ist in allen Freiheitsgraden blockiert. Die Netzfeinheitsstudie wird mit dem einfachen Modell durchgeführt, um nur den Einfluss des Netzes zu untersuchen und alle weiteren Einflüsse (z. B. durch Kontakte, Materialmodelle usw.) ausschließen zu können. Insgesamt werden vier Elementgrößen untersucht: 10.0 mm, 5.0 mm, 2.0 mm sowie 1.0 mm. Abbildung A 6 zeigt exemplarisch den Modellaufbau für ein Netz mit einer Größe von 5.0 mm. Es werden QEPH-Elemente mit 5 Integrationspunkten verwendet.

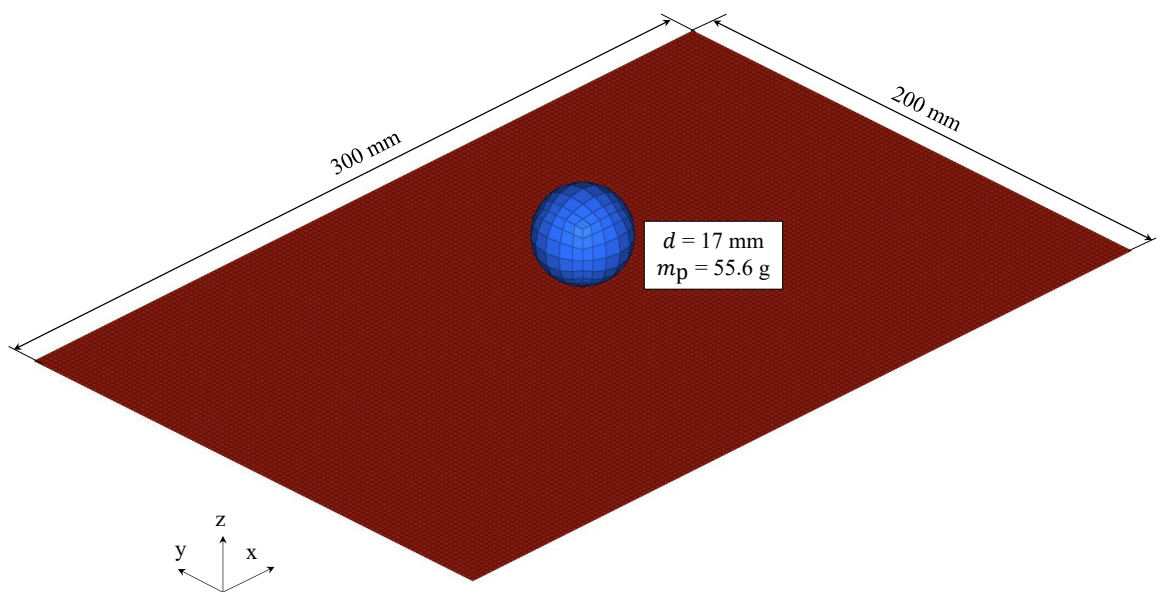


Abbildung A 6: Modellaufbau Netzfeinheitsstudie

Die Simulationen führen zu den Ergebnissen in Abbildung A 7. Bei einem Netz mit einer Elementgröße von 10.0 mm zeigt sich ein annähernd quadratischer Schaden. Durch eine Verfeinerung des Netzes wächst der Schaden und zeigt für eine Elementgröße von 1.0 mm in seinen größten Ausbreitungen 71.1 mm bzw. 82.1 mm. Diese Elementgröße hat insgesamt 60000 Elemente (vgl. Tabelle A 5). Zur Berechnung des Impacts mit einer Dauer von 5.0 ms werden auf 12 CPUs (Central Processing Unit) 238 s benötigt, während die Berechnung für eine Elementgröße von 2.0 mm bereits nach 32 s beendet ist. Zusätzlich wird der Energiefehler betrachtet. Dieser gibt die Abweichung zur initialen Gesamtenergie des Systems an und sollte im Rahmen von $\pm 5\%$ für ein sehr gutes Modell liegen. Alle Modelle erfüllen diese Bedingung, wobei die feinsten Netze den geringsten Fehler aufweisen.

Es wird eine Elementgröße von 2.0 mm ausgewählt, da diese zwar kleinere Schäden als die 1.0 mm Variante liefert, numerisch aber um den Faktor 7.4 effizienter ist. Es ist anzunehmen, dass sich diese Entwicklung in ausgeprägter Form für größere Modelle zeigt. Des Weiteren sind die Elementgrößen für die Projektile bereits definiert. Um numerische Instabilitäten durch Kontakte zu vermeiden, wird darauf geachtet, dass die Masterseite (Zielseite) aus größeren Elementen besteht als die Slave- bzw. Projektillseite.

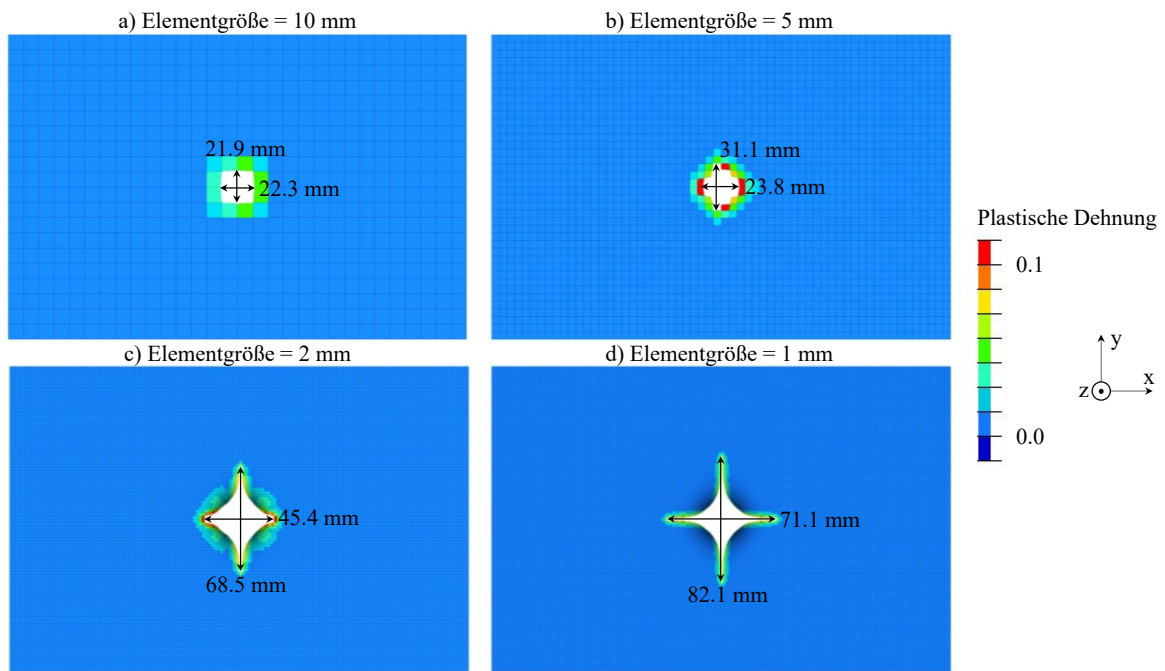


Abbildung A 7: Ergebnisse Netzfeinheitsstudie

Tabelle A 5: Numerische Effizienz

Netzgröße in mm	Elemente	Energiefehler in %	Rechenzeit (12 CPUs) in s
10.0	600	1.1%	4.0
5.0	2400	1.9%	6.0
2.0	15000	0.2%	32.0
1.0	60000	-0.1%	238.0

A.4 Validierung der FE-Modelle der Teststrukturen über Diracstöße

Die Eigenfrequenzen der starren Platte können über einen Diracstoß bestimmt werden. Durch diese Ergebnisse lassen sich wiederum die Filterfrequenzen für die Messdaten ermitteln. Zudem dienen die Ergebnisse der Diracstoßtests der Validierung des FE-Modells der starren Platte. Der Dirac Impuls, oder auch Delta-Distribution, stellt einen infinitesimal kleinen und unendlich hohen Rechteckimpuls zum Zeitpunkt t_0 dar. Der Dirac-Impuls $\delta(t)$ ist durch folgende Formel definiert: [202]

$$y(t_0) = \int_{-\infty}^{\infty} y(t)\delta(t - t_0)dt \quad (\text{A.23})$$

mit

$$\delta(t) = \begin{cases} \infty & \text{für } t = t_0 \\ 0 & \text{für } t \neq t_0 \end{cases} \quad (\text{A.24})$$

Abbildung A 8 a) zeigt $\delta(t)$ mit einem Sprung an der Stelle $t_0 = 0$. Abbildung A 8 b) zeigt die Fouriertransformation der Funktion. Es ist zu sehen, dass diese für alle Frequenzen den Wert 1 annimmt. Dieser Zusammenhang ermöglicht es, Eigenfrequenzen des Systems zu ermitteln. Der Diracstoß regt alle Frequenzen gleichmäßig an. Die Eigenschwingungen zeigen große Ausschläge im Frequenzbereich und können herausgefiltert werden.

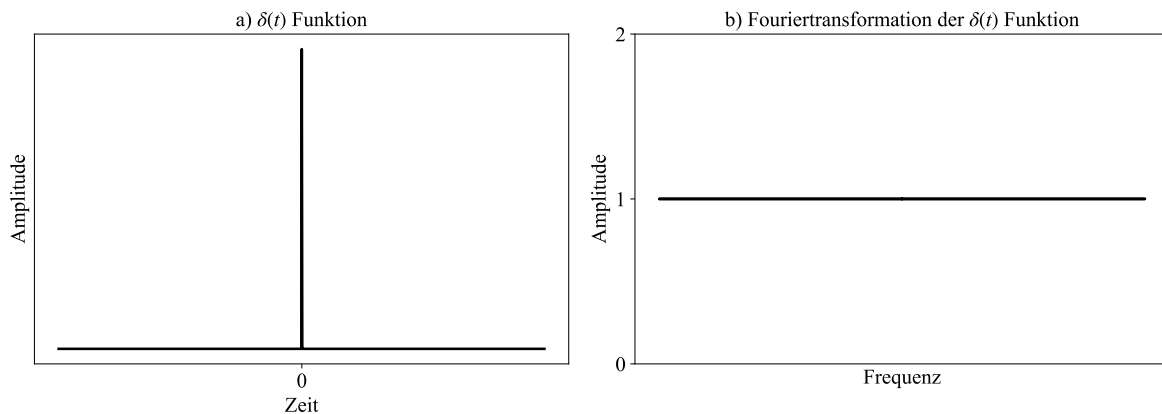


Abbildung A 8: a) $\delta(t)$ Funktion und b) ihre Fouriertransformation

Da ein idealer Diracstoß in der Realität nicht umzusetzen ist, wird ein angenäherter Diracstoß durchgeführt. Für Untersuchungen mit kleinen Geschwindigkeiten wird eine Stahlkugel ($m = 1.472 \text{ kg}$, $d = 70 \text{ mm}$) inklusive Augenschraube als Pendelmasse verwendet. Die Stahlkugel wird auf unterschiedliche Höhen ausgelenkt und trifft die starre Prallwand am unteren Durchschwingpunkt. Dort entspricht die potentielle Energie $E_{\text{pot}}=0 \text{ J}$, es liegt nur kinetische Energie vor. Die Geschwindigkeit wird aus Hochgeschwindigkeitsvideos ermittelt. Abbildung A 9 a) zeigt eine Prinzipskizze des Testaufbaus. Für HVI-Untersuchungen wird eine Stahlkugel ($m = 0.173 \text{ kg}$, $d = 35 \text{ mm}$) mit der Gaskanone auf $v_i = 50 \text{ m/s}$ beschleunigt. Es wird die Kraft an den Aufnahmepunkten der Platte gemessen. Zur Ermittlung der Eigenfrequenzen wurden insgesamt drei Versuche mit niedrigen Impactgeschwindigkeiten von $v_i = 1.91 \text{ m/s}$; 2.16 m/s und 2.67 m/s durchgeführt. Zusätzlich wird ein HVI-Test mit $v_i = 50.0 \text{ m/s}$ durchgeführt. Tabelle A 6 listet alle Eingangswerte der Diracstoßtests.

Tabelle A 6: Impactenergien angenäherter Diracstöße

Test	1	2	3	4
m in kg	1.472	1.472	1.472	0.173
v_i in m/s	1.91	2.16	2.67	50.0
E_{kin} in J	2.7	3.4	5.3	215.3

Es ergeben sich die Kraft-Zeit-Verläufe aus den Piezosensoren in Abbildung A 9 b). Zu sehen ist, dass die Verläufe der niedrigen Geschwindigkeiten übereinstimmen. Die Amplituden zeigen geringe Abweichungen. Der HVI-Test zeigt im Vergleich deutlich größere Kraftamplituden mit einem Maximum von $F_{\max} = 32.5 \text{ kN}$. Für Geschwindigkeiten bis 2.67 m/s sind die gleichen Frequenzen zu beobachten, wie die Frequenzspektren in Abbildung A 10 zeigen. Das Frequenzspektrum des HVI-Tests weicht hingegen im Bereich zwischen $f_q = 500 \text{ Hz}$ und $f_q = 1000 \text{ Hz}$ von den anderen Spektren ab. Die Abbildung zeigt das Spektrum bis 3000 Hz zur Übersichtlichkeit. Die Eingangsdaten für die Fouriertransformation wurden mit dem Hanning-Fenster bearbeitet um Leakage-Effekte zu vermeiden. Für die Fouriertransformation / Fensterung wird ein Bereich von 1.4 ms vor dem Kraftmaximum bis 25 ms nach dem Kraftmaximum gewählt. Die Grundresonanzfrequenz der Piezoelemente liegt bei 45 kHz und wird nicht angeregt.

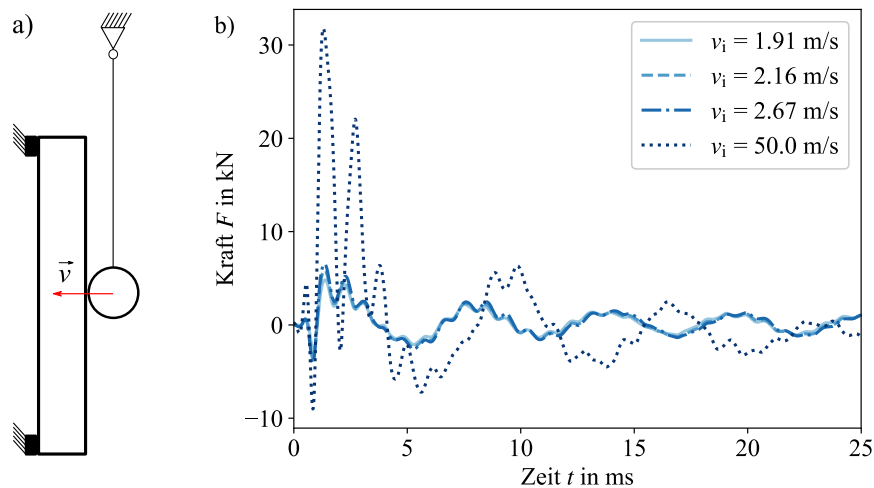


Abbildung A 9: Diracstoß; a) Prinzipskizze angenäherter Diracstoß; b) Kraft-Zeit-Kurven für Anregungen der starren Platte mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten

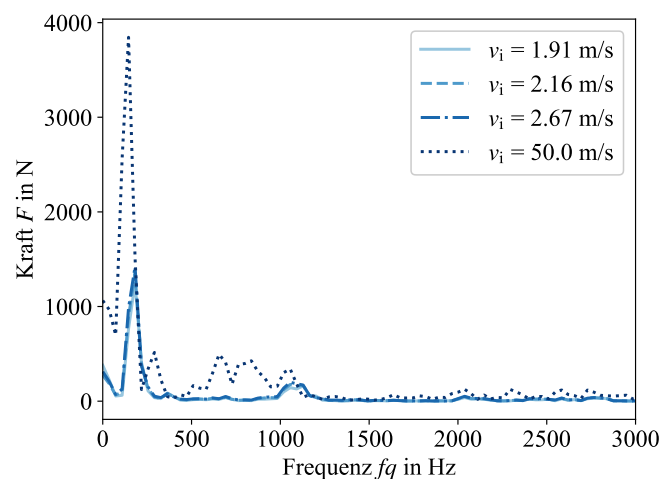


Abbildung A 10: Fouriertransformierte der Diracstoßtests auf die starre Platte

Die Diracstöße dienen der Validierung des FE-Modells der starren Platte. Für die Validierung wird ein FE-Modell des Diracstoßes auf die starre Platte (vgl. Kapitel 5.3.2) aufgebaut. Als Projektil werden Stahlkugeln als vollkommen starr modelliert (/RIGID_SPHERE). In Abbildung A 11 werden die Testdaten von Test 1 mit Simulationsergebnissen verglichen. Die Einzelverläufe der Sensoren S1 bis S4 sind im Uhrzeigersinn, entsprechend der Prüfanordnung, dargestellt. Die Summe der Einzelverläufe ergibt den Gesamtverlauf. Die Simulationen zeigen eine gute Übereinstimmung mit den Testdaten. Die größten Abweichungen der Einzelverläufe sind für Sensor S4 zu beobachten. Im Gesamtverlauf ist eine Abweichung der Schwingungsdauer von 0.3 ms zu sehen. Die Amplituden des Kraftsignals stimmen im Bereich von bis zu 5 ms überein. Mit zunehmender Zeit weichen die Amplituden voneinander ab. Eine

stärkere Dämpfung führt zu einer besseren Übereinstimmung der Amplituden mit zunehmender Zeit. Ziel der Arbeit ist es aber, eine Funktion der Kraftübertragung zwischen Projektil und Zielstruktur zu ermitteln, weshalb das Schwingungsverhalten der Zielstruktur nicht weiter untersucht wird. Die Gegenüberstellungen der Verläufe für $v_i = 2.16 \text{ m/s}$ und $v_i = 2.67 \text{ m/s}$ sind in Abbildung A 12 und Abbildung A 13 dargestellt. Es wird als Dämpfung die /DYREL Methode genutzt (vgl. [178]). Der Relaxationsfaktor wird empirisch auf einen Wert von 0.3 festgelegt, die zu dämpfende Periode auf 5.3 ms.

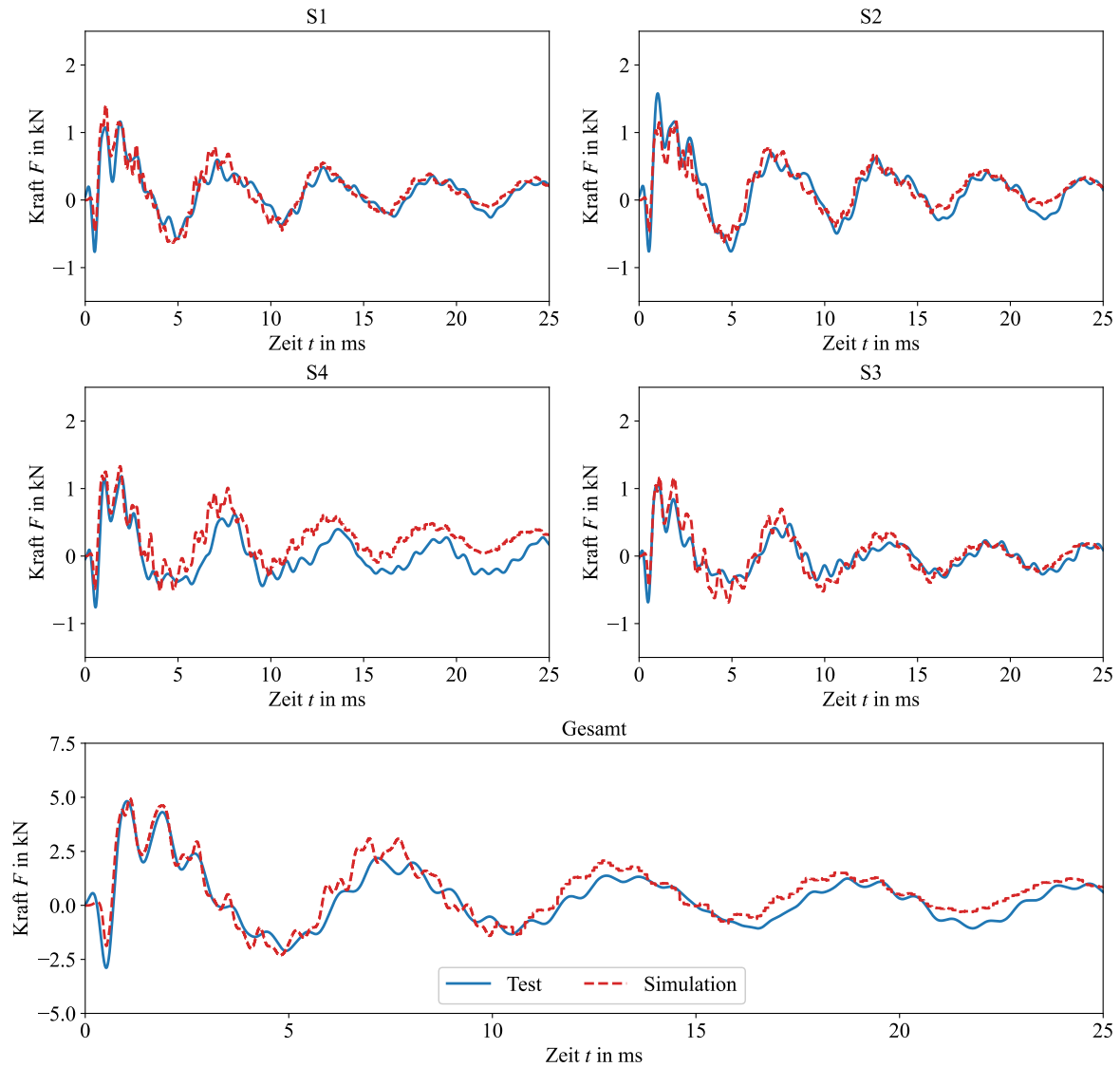


Abbildung A 11: Vergleich der Kraft-Zeit-Verläufe Test / Simulation für den Diracstoß Test 1 ($v_i = 1.91 \text{ m/s}$) von einzelnen Sensoren sowie Darstellung des Gesamtverlaufs

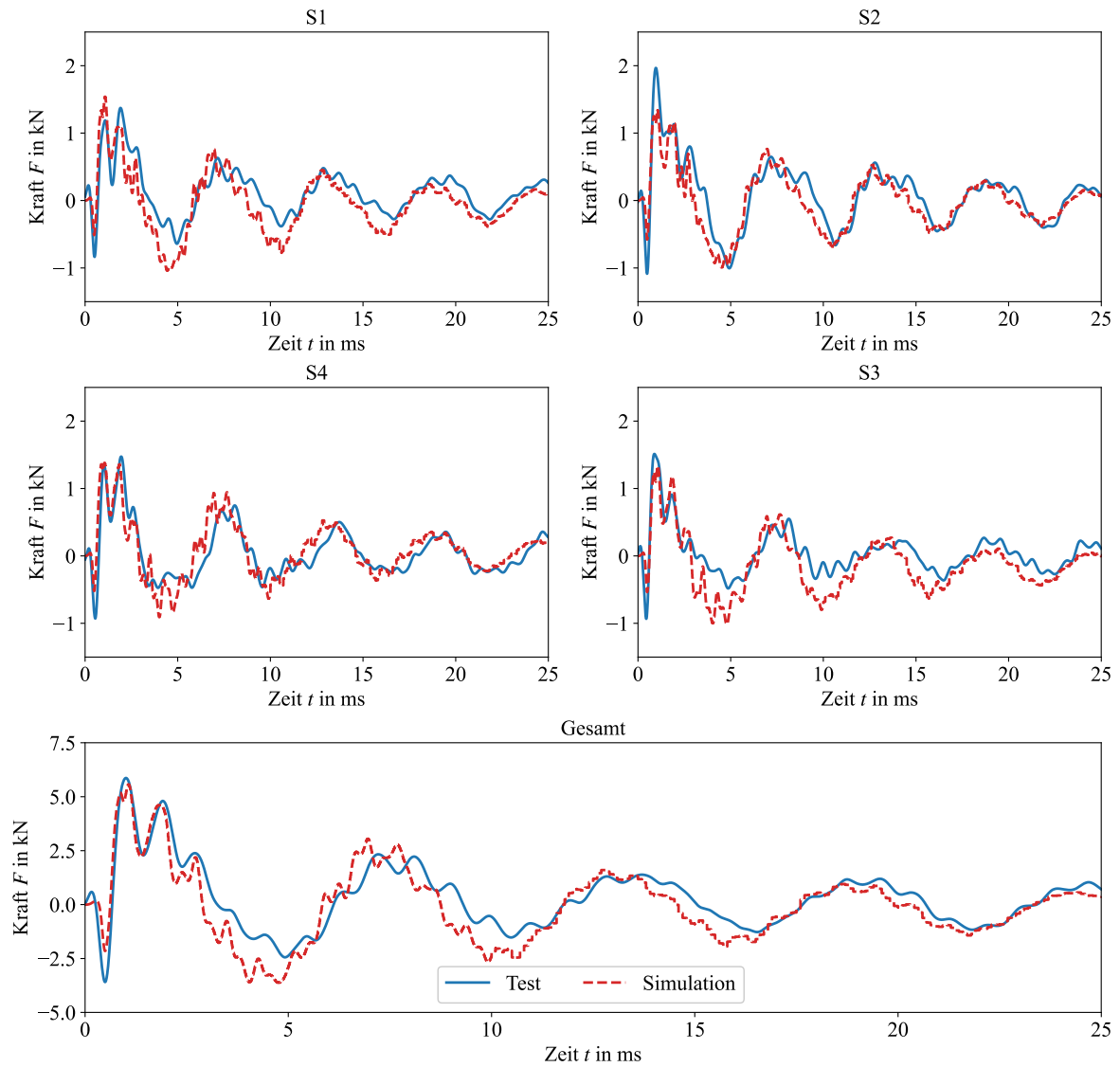


Abbildung A 12: Vergleich der Kraft-Zeit-Verläufe Test / Simulation für den Diracstoß Test 2 ($v_i = 2.16$ m/s) von einzelnen Sensoren sowie Darstellung des Gesamtverlaufs

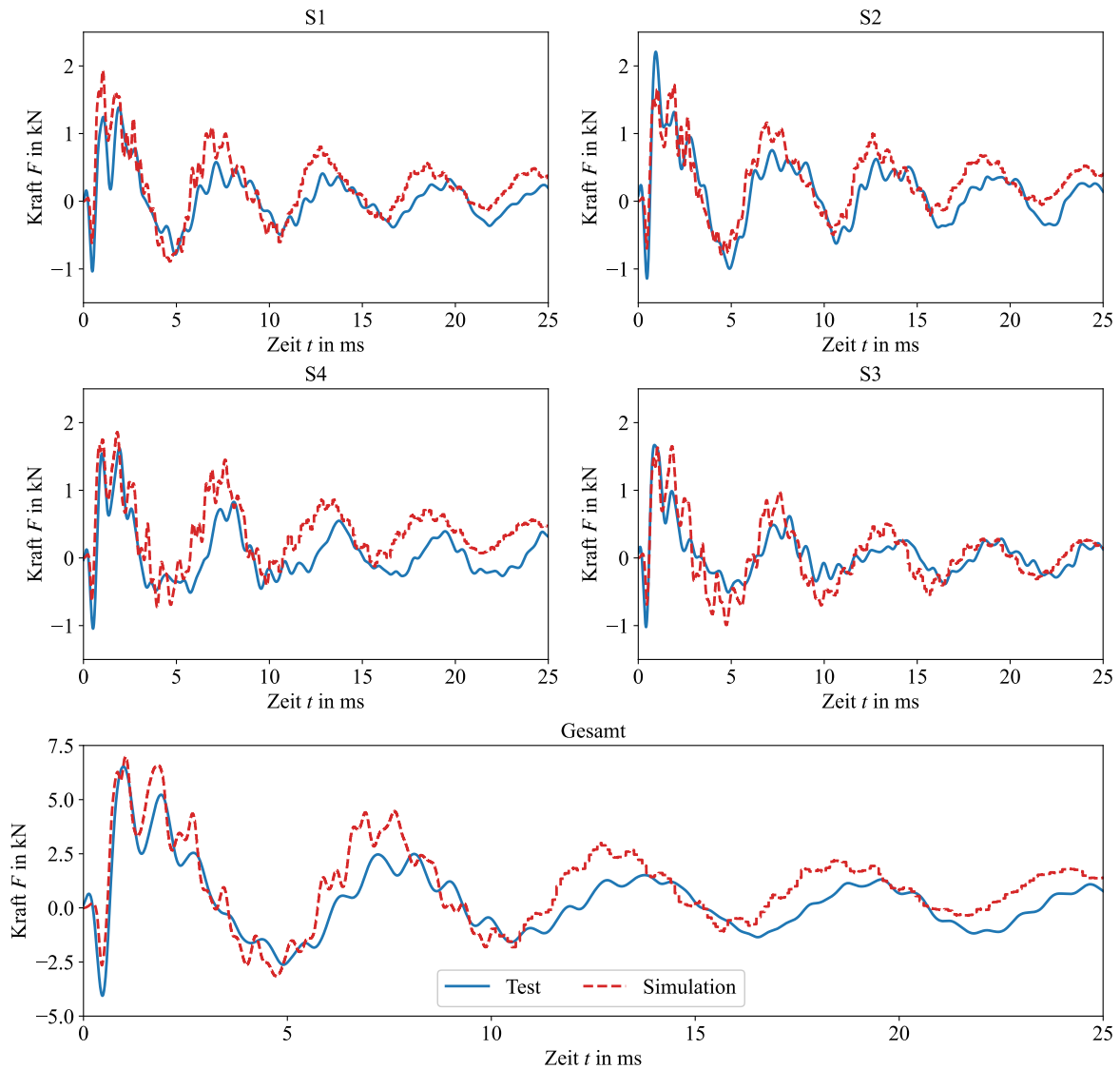


Abbildung A 13: Vergleich der Kraft-Zeit-Verläufe Test / Simulation für den Diracstoß Test 3 ($v_i = 2.67$ m/s) von einzelnen Sensoren sowie Darstellung des Gesamtverlaufs

Die Simulationen des Tests 4 zeigen im Vergleich zu den Tests niedriger Geschwindigkeiten starke Abweichungen (vgl. Abbildung A 9 b) sowie in Abbildung A 15). Im Fokus der Untersuchungen stehen aber HVI-Untersuchungen, weshalb das FE-Modell gegen diese Tests validiert werden muss. Dehnraten und Kontaktmodelle haben bei höheren Geschwindigkeiten einen Einfluss bzw. ein anderes Verhalten gegenüber den LVI-Bedingungen, was zu Abweichungen zwischen Test und Simulation führt. Im Folgenden werden deshalb verschiedene Parameterstudien durchgeführt, um das Modell auch für HVI-Untersuchungen zu validieren. Es wird mit den Daten aus Test 4 gerechnet.

Zuerst wird die numerische Sensitivität des Modells untersucht. Dabei wird die Kontaktkonfiguration zwischen den Elementen betrachtet. Darunter wird verstanden, ob der Master / Slave Kontakt an einem Knoten, in der Elementmitte oder an einem beliebigen Ort stattfindet. Die Konfigurationen werden beispielhaft an je einem Element von Projektil und Ziel in Abbildung A 14 gezeigt.

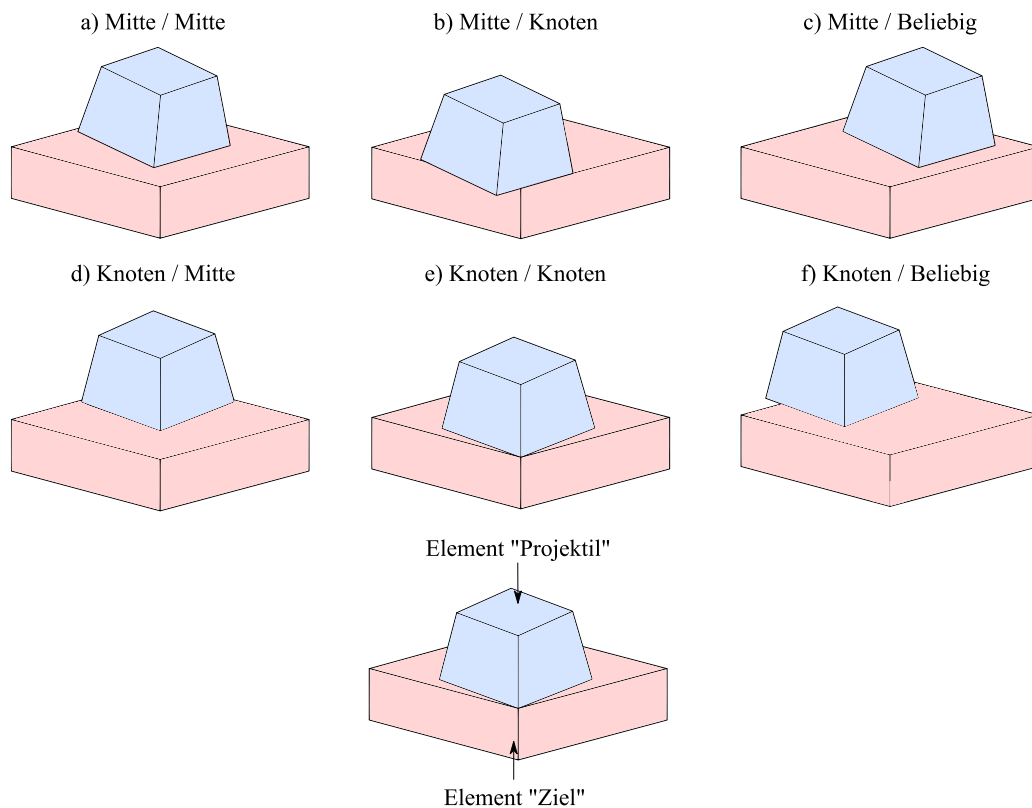


Abbildung A 14: Exemplarische Darstellung der untersuchten Kontaktkonfiguration anhand von einzelnen Elementen

Es werden der Energieverlauf (vgl. Abbildung A 15 a)), die Strukturantwort (vgl. Abbildung A 15 b)) und der Kraftverlauf der Kontaktstelle (vgl. Abbildung A 15 c)) ausgewertet. Liegt die Gesamtenergie am Ende der Simulation im Bereich von $\pm 5\%$ der initialen Impactenergie liegt ein gutes Ergebnis vor, $\pm 15\%$ stellen ein akzeptables Ergebnis dar. Die Grenzwerte sind in den Energieverläufen dunkel und hell hinterlegt.

Die Kontaktkonfiguration hat auf den Energieverlauf keinen Einfluss. Für alle Konfigurationen zeigt sich eine geringe Abnahme der Impactenergie von 5.7% . Die geringe Abnahme kommt durch kleine initiale Penetrationen, plastische Deformationen und Reibung zustande. Auch die Strukturantwort ist für alle Kombinationen ähnlich und liegt unter dem Verlauf der Testdaten. Geringe Abweichungen zeigen sich für den Verlauf der Kontaktkraft bis zu einem Zeitpunkt von $t = 0.021$ ms. Die Verläufe sind qualitativ gleich, es bilden sich je zwei Plateaus und weitere Kraftanstiege aus. Sowohl das Projektil als auch das Ziel haben das Johnson-Cook-Materialmodell hinterlegt. Die plastische Deformation hat einen Einfluss auf den Kraftverlauf, die Kontaktkonfiguration einen Einfluss auf den Schadensbeginn. Da für alle Konfigurationen die Kraftmaxima gleich sind, wird der Einfluss jener als vernachlässigbar klassifiziert.

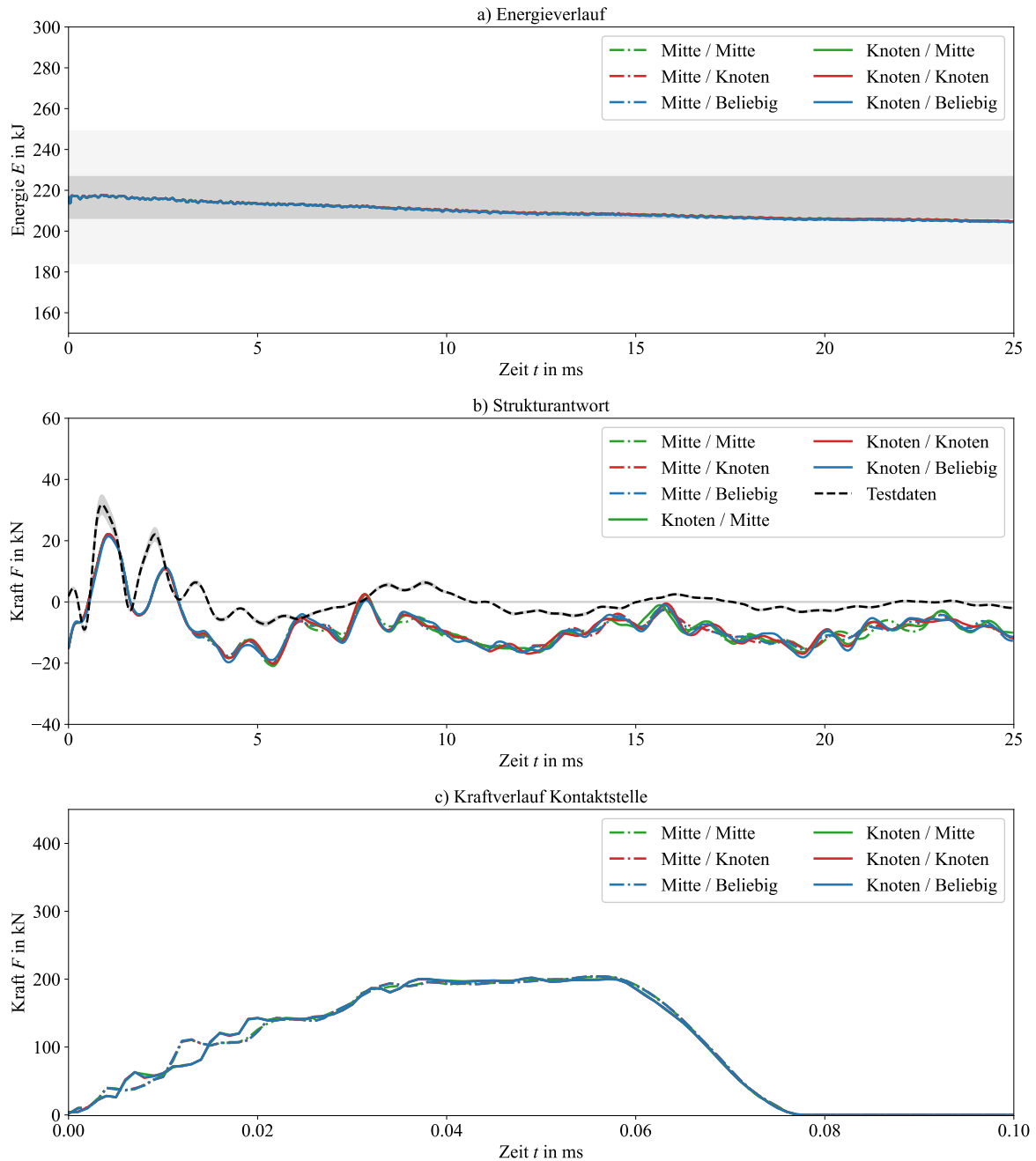


Abbildung A 15: Numerische Sensitivität

In der zweiten Untersuchung werden Materialmodelle genauer betrachtet. Es werden für die Projektil / Ziel Kombination die AISI-Stähle 304, 420 und 422+s ausgewählt. Als Materialmodelle kommen sowohl das Johnson-Cook-Modell (JC) für AISI 420 und 422+s als auch ein elasto-plastisches Materialmodell (EP) für AISI 304 ohne Dehnratenabhängigkeit zum Einsatz. Die Eingangswerte für AISI 420 und 304 finden sich in Tabelle A 7 sowie Tabelle A 8. AISI 422+s wird in Kapitel 5.4 erläutert

Tabelle A 7: Eingangsparameter elasto-plastisches Modell

	ρ in $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	E in MPa	ν (-)	σ_y in MPa	σ_z in MPa	ϵ_{fail} in %
AISI 420	7800	200000	0.24	1360	2025	2.5

Tabelle A 8: Eingangparameter Johnson-Cook-Modell

	ρ in $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	E in MPa	ν (-)	A in MPa	B in MPa	n (-)	C (-)	m_s (-)	ϵ_0 in 1/s
AISI 304	7900	200000	0.3	310	1000	0.65	0.07	1.0	1.0

Wird ein EP-Materialmodell genutzt, sinkt die Gesamtenergie schneller als bei JC-Modellen (vgl. Abbildung A 16 a)). Da aufgrund der kurzen Kontaktdauer der thermische Anteil im JC-Modell vernachlässigt werden kann, entstehen die o. g. Effekte durch die Dehnratenabhängigkeit sowie plastische Verfestigung, die im EP-Modell nicht vorliegt. Die Kraftmessung zeigt, dass die Verwendung von EP-Modellen zu größeren Amplituden im Bereich von bis zu $t = 8$ ms führt (Abbildung A 16 b)). Sowohl das JC- als auch die EP-Modelle zeigen Kraftverläufe unterhalb der Testdaten. Der Kraftverlauf an der Kontaktstelle zeigt eine Übereinstimmung der Verläufe bis $t = 0.003$ ms (Abbildung A 16 c)). Die JC-Modelle zeigen flachere Kraftverläufe als EP-Modelle. Das JC-Modell zeigt insgesamt geringere Energieverluste und einen plausiblen Verlauf der Kontaktkraft. Des Weiteren beinhaltet es die Dehnratenabhängigkeit und wird für weitere Simulationen verwendet.

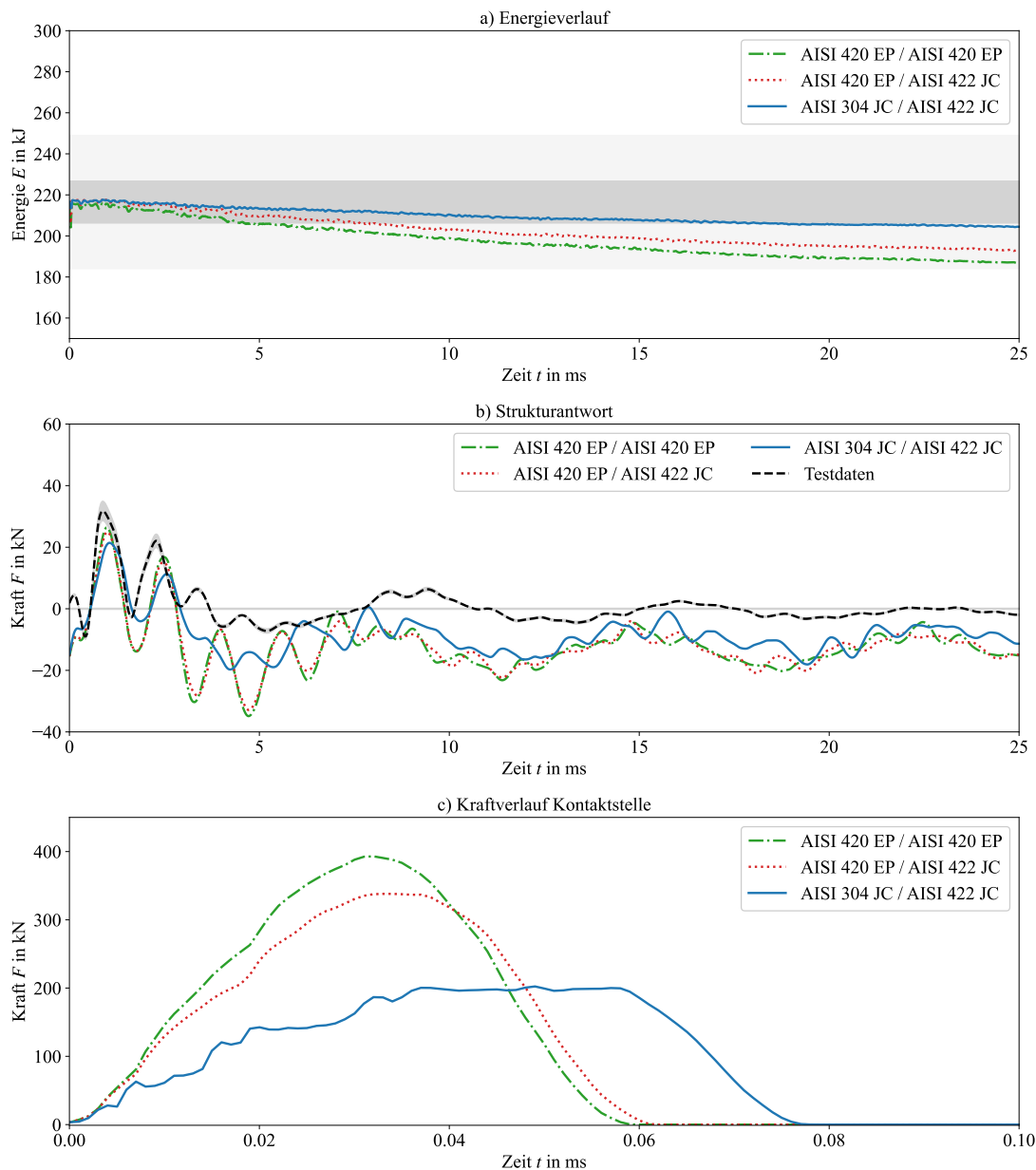


Abbildung A 16: Einfluss des Materialmodells

Abschließend wird der Einfluss der Kontaktsteifigkeit untersucht. In den Darstellungen in [178] ergibt sich, dass die Kontaktsteifigkeit generell von den genutzten Elementtypen und der Kontaktart abhängt. Der Kontakt /INTER/TYPE7 eignet sich besonders für HVIs, da dieser eine größere Kontaktsteifigkeit nutzt als weitere Kontaktarten in Radioss. Dafür werden drei Kontaktsteifigkeiten (maximale Steifigkeit, Steifigkeit aus geometrischen Kontaktbedingungen und Standard Kontaktsteifigkeit) für das gesamte Modell gewählt (vgl. Tabelle A 9). Radioss erlaubt die Auswahl im /INTER/TYPE7 Kontakt über den Parameter I_{stf} . Die detaillierte Berechnung der Kontaktsteifigkeit findet sich in [178]. Über I_{gap} wird der Gap zwischen Master und Slave gesteuert. Für $I_{gap} = 1000$ ist der Gap konstant, bei $I_{gap} = 2$ ist der Gap variabel und wird mit einem Korrekturfaktor multipliziert.

Tabelle A 9: Einstellungen der Kontaktsteifigkeiten /INTER/TYPE7

	maximale Kontaktsteifigkeit	geometrische Kontaktbedingungen	Standardkontakt
I_{stf}	3	4	4
I_{gap}	1000	1000	2

Die Kontaktsteifigkeiten haben einen geringen Einfluss auf den Gesamtenergieverlauf. Während der Standardkontakt eine finale Abweichung von 5.7 % zeigt, hat die maximale Kontaktsteifigkeit einen Energiefehler von 3.4 % und der konstante Gap einen Fehler von 2.9 % (vgl. Abbildung A 17 a)). Die Variationen der Kontaktsteifigkeiten heben, im Vergleich zum Standardkontakt, den Kraftverlauf an. Dieser schwingt, ähnlich wie die Testdaten, um die x-Achse, während der Standardkontakt unterhalb der Testdaten verläuft (vgl. Abbildung A 17 b)). Die Variation der Kontaktsteifigkeit führt zu einer Verschiebung der Kraft der Strukturantwort in positive y-Richtung. Im Gegensatz dazu liegen die Werte des Standardkontakts darunter. Die Kraftverläufe an der Kontaktstelle weichen nur geringfügig voneinander ab. Das Kraftmaximum ist für alle Kontakteinstellungen identisch. Der geometrische Kontakt zeigt einen leichten Versatz, da hier Geometrieparameter des Modells geändert werden. Dadurch kommt es, im Vergleich zu den anderen beiden Kontaktsteifigkeiten, erst später zum Aufprall (vgl. Abbildung A 17 c)). Es wird trotzdem mit dem Standardkontakt gearbeitet, da die untersuchten Projektile, im Gegensatz zu den starren Stahlkugeln, deutlich größere Deformationen zeigen werden und die Kontakteinstellungen hauptsächlich Einfluss auf die Strukturantwort haben, jedoch nicht auf die Kontaktkraft.

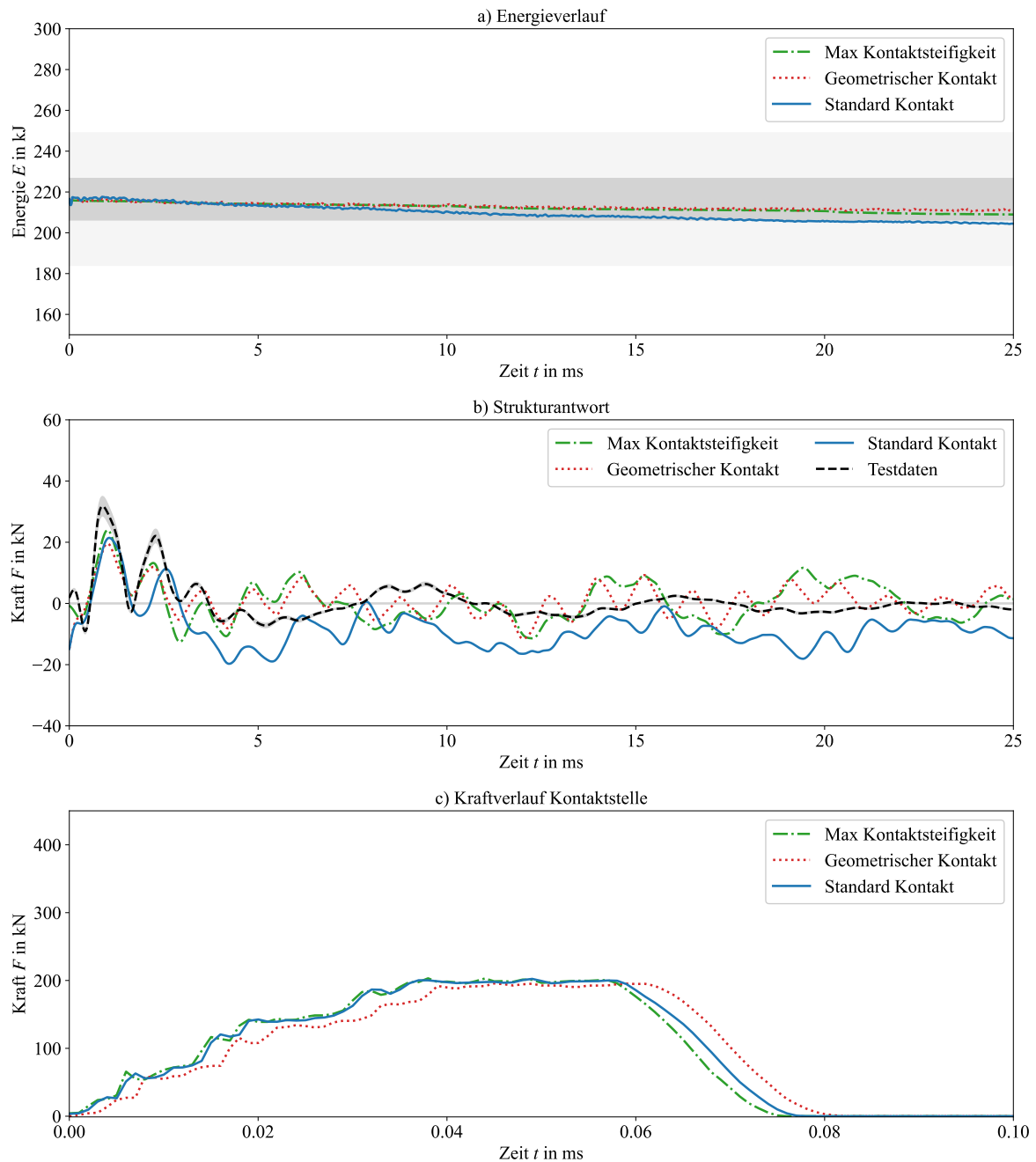


Abbildung A 17: Einfluss der Kontakteinstellungen

Es lässt sich zusammenfassen, dass die Kontaktkonfiguration einen vernachlässigbaren Einfluss hat. Das Johnson-Cook-Modell zeigt die plausibelsten Ergebnisse für die Zielstruktur. Des Weiteren werden die Standardkontakteinstellungen von Radioss für den globalen Kontakt genutzt.

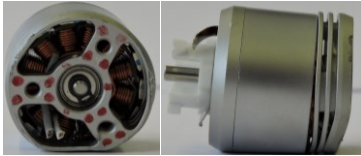
Die Validierung des deformierbaren Ziels erfolgt in gleicher Art und Weise wie hier für das starre Ziel dargestellt. Die Validierung ist im Detail im Projekt- bzw. Zwischenbericht DESIRE zu finden (vgl. [181]).

B Anhang Testdaten

B.1 Impact auf starre Prallwand von Einzelkomponenten

In diesem Kapitel des Anhangs werden die Deformationen und Impactvorgänge von Einzelkomponenten (Motoren und Ersatzschalen) gegen eine starre Prallwand dargestellt.

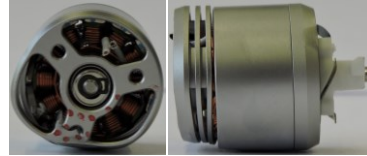
RW-1, $v_i = 23.6 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 1.0 \text{ mm}$



RW-2, $v_i = 25.3 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 1.2 \text{ mm}$



RW-3, $v_i = 26.8 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 1.3 \text{ mm}$



RW-4, $v_i = 29.7 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 2.0 \text{ mm}$



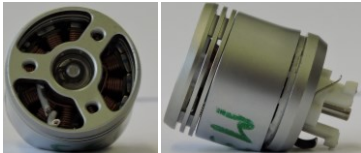
RW-5, $v_i = 30.3 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 2.1 \text{ mm}$



RW-6, $v_i = 32.2 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 1.3 \text{ mm}$



RW-7, $v_i = 42.4 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 2.0 \text{ mm}$



RW-8, $v_i = 41.6 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 2.8 \text{ mm}$



RW-9, $v_i = 41.7 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 2.1 \text{ mm}$



RW-10, $v_i = 51.6 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 2.4 \text{ mm}$



RW-11, $v_i = 50.7 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 2.2 \text{ mm}$



RW-12, $v_i = 55.8 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 2.6 \text{ mm}$



RW-13, $v_i = 82.7 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 4.3 \text{ mm}$



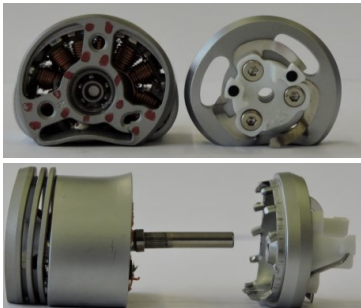
RW-14, $v_i = 88.4 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 4.6 \text{ mm}$



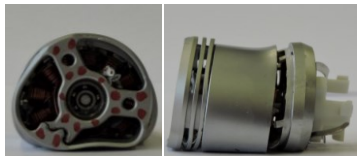
RW-15, $v_i = 81.3 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 4.5 \text{ mm}$



RW-16, $v_i = 93.3 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 5.6 \text{ mm}$



RW-17, $v_i = 100.2 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 6.3 \text{ mm}$



RW-18, $v_i = 99.0 \text{ m/s}$, $\Delta u_p = 5.8 \text{ mm}$

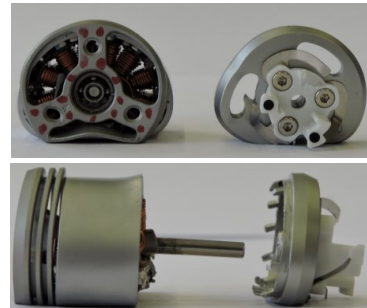


Abbildung B 1: Plastische Deformation & Schäden der Motoren nach Aufprall auf die starre Prallwand

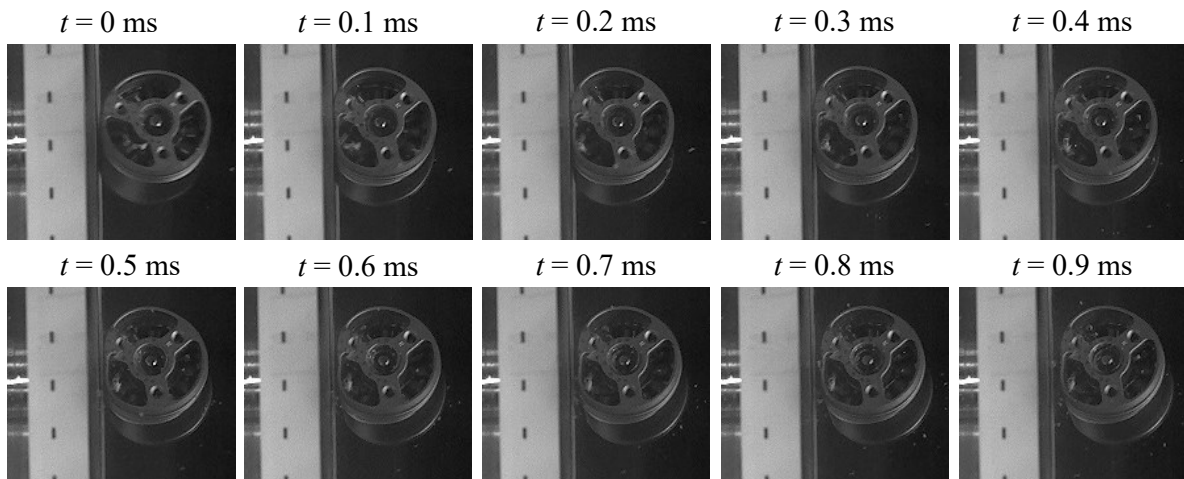


Abbildung B 2: Impactvorgang Motor RW-12, $v_i = 55.8$ m/s

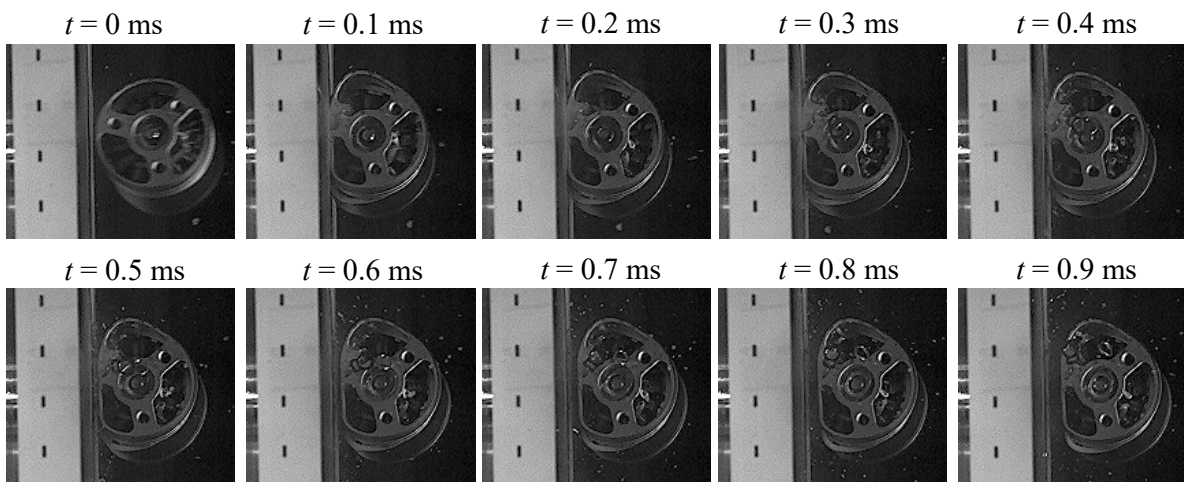
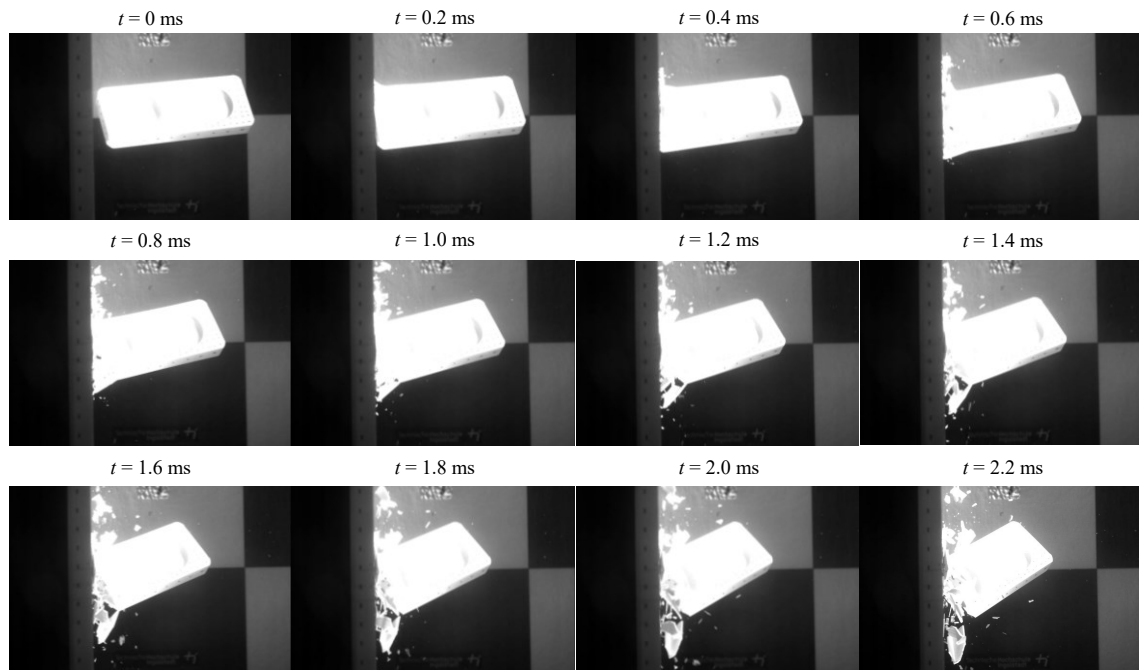
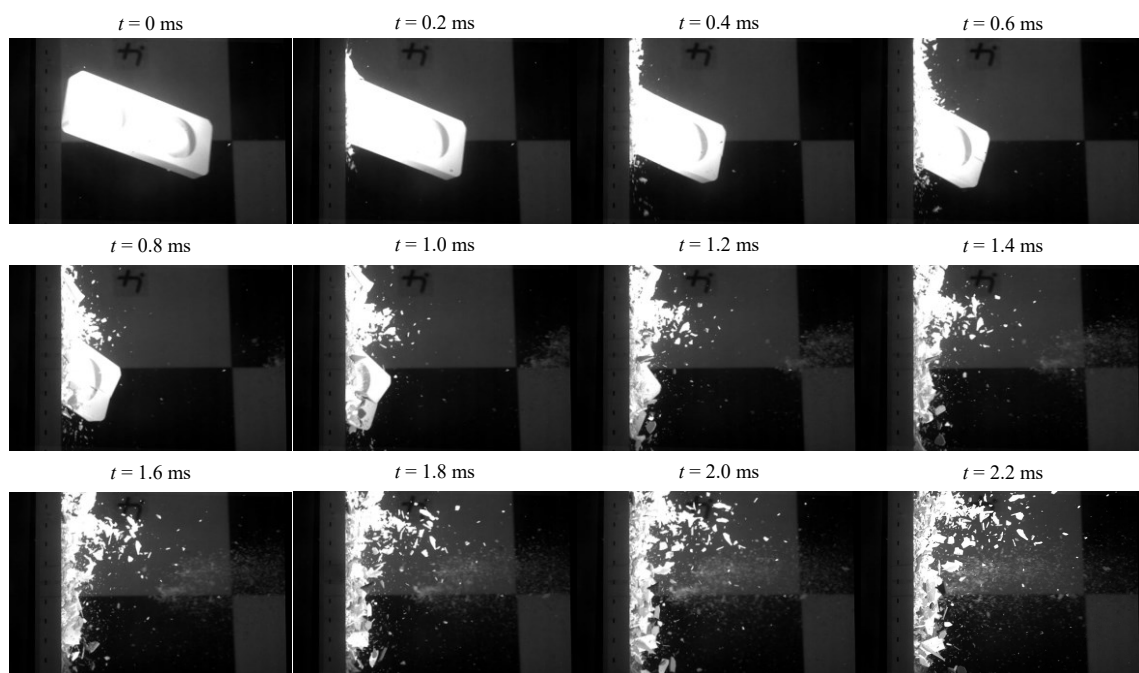


Abbildung B 3: Impactvorgang Motor RW-13, $v_i = 82.7$ m/s

Weitere Bildfolgen von Impacts der Motoren gegen eine starre Prallwand sind im Projektbericht DE-SIRE [181] zu finden.

Abbildung B 4: Impact Ersatzschale S7 mit $v_i = 47.8$ m/sAbbildung B 5: Impact Ersatzschale S2 mit $v_i = 114.1$ m/s

Weitere Bildfolgen von Impacts der Ersatzschale auf eine starre Wand sind im Projektbericht DESIRE [181] zu finden.

B.2 Impact auf deformierbare Ziele von Einzelkomponenten

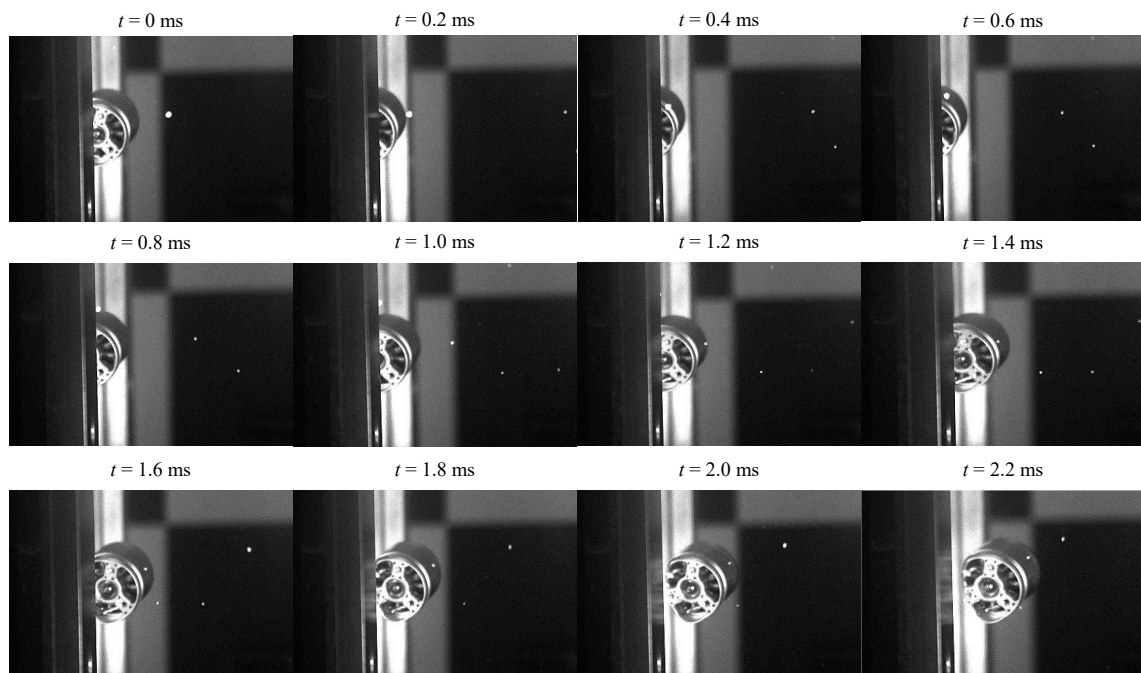


Abbildung B 6: Impact Motor auf Al2024-T3, FT1-1, $v_i = 97.5$ m/s

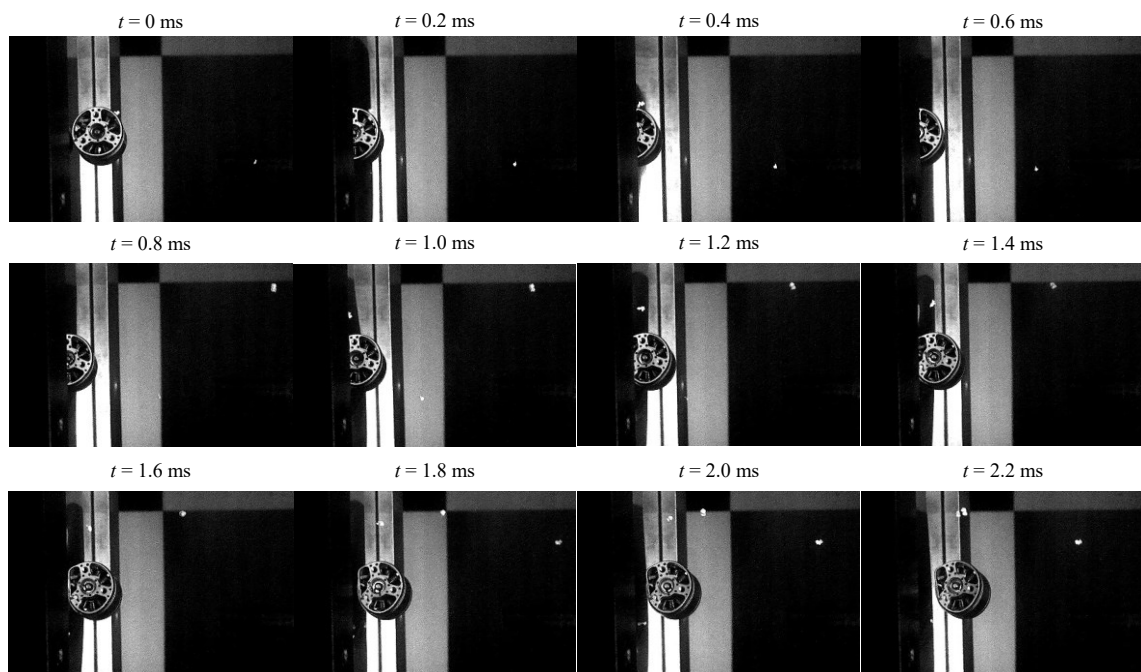
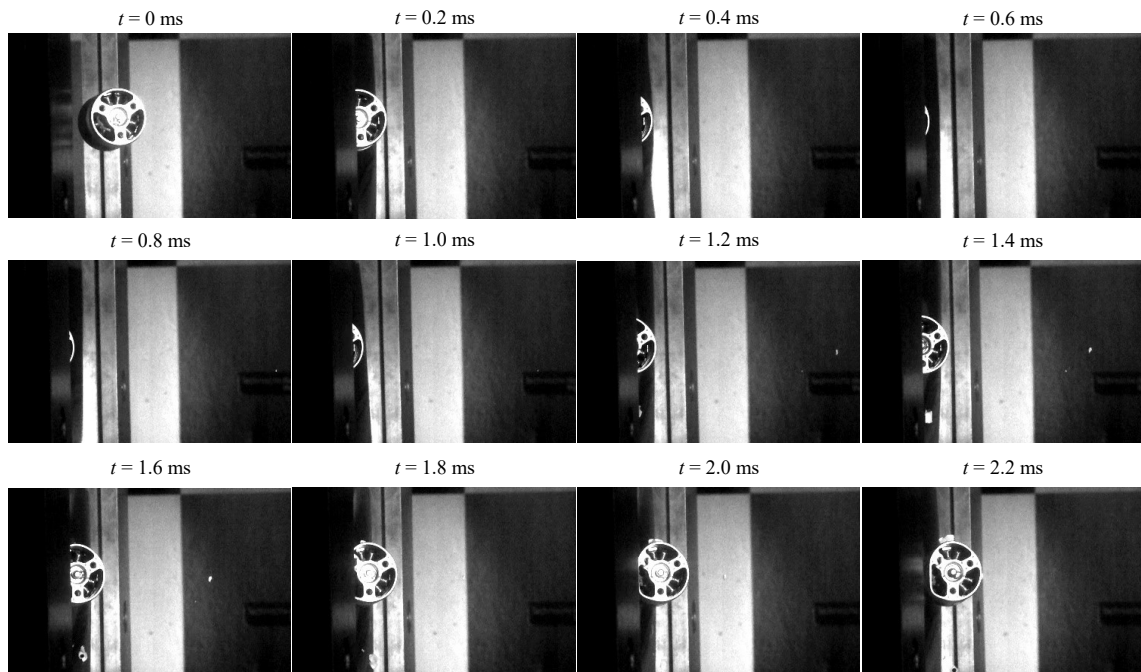
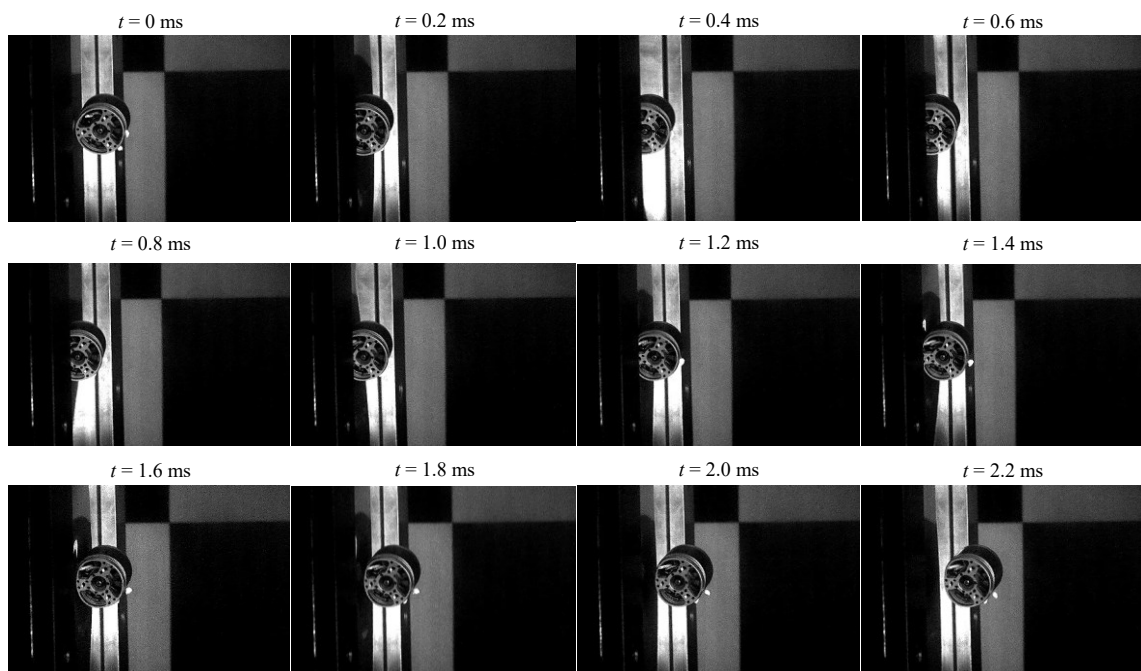


Abbildung B 7: Impact Motor auf Al2024-T3, FT1-2; $v_i = 113.6$ m/s

Abbildung B 8: Impact Motor auf Al2024-T3, FT1-3, $v_i = 139.9$ m/sAbbildung B 9: Impact Motor auf Al2024-T3, FT1-4, $v_i = 79.9$ m/s

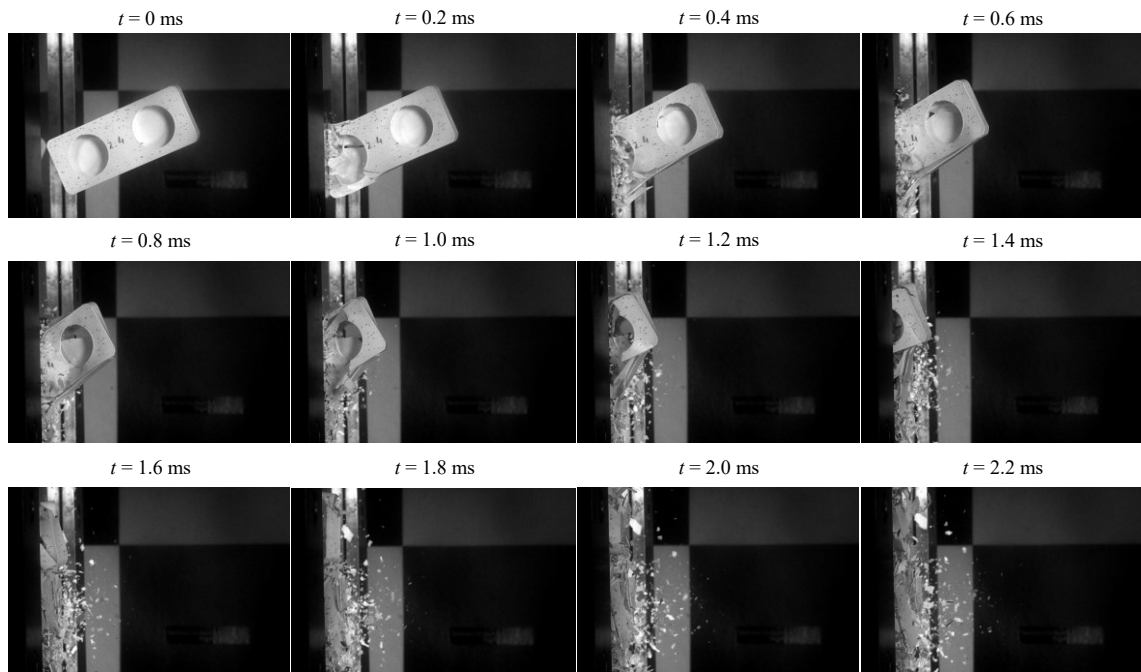


Abbildung B 10: Impact Ersatzschale auf Al2024-T3, FT2-1, $v_i = 92.2$ m/s

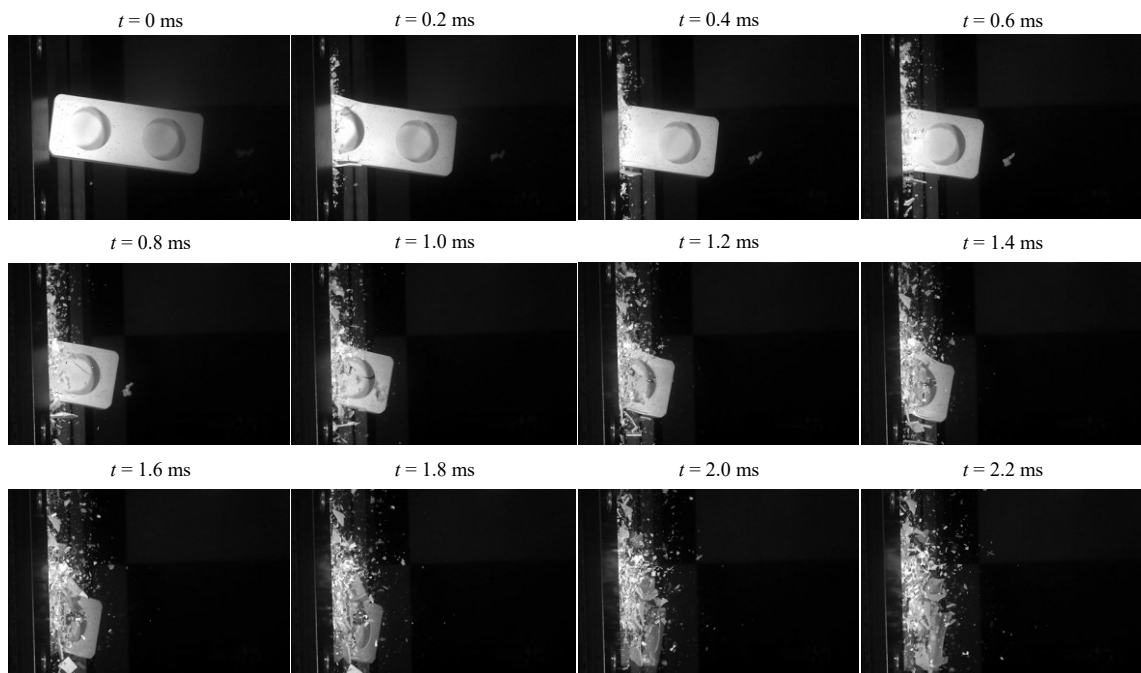


Abbildung B 11: Impact Ersatzschale auf Al2024-T3, FT2-2, $v_i = 113.7$ m/s

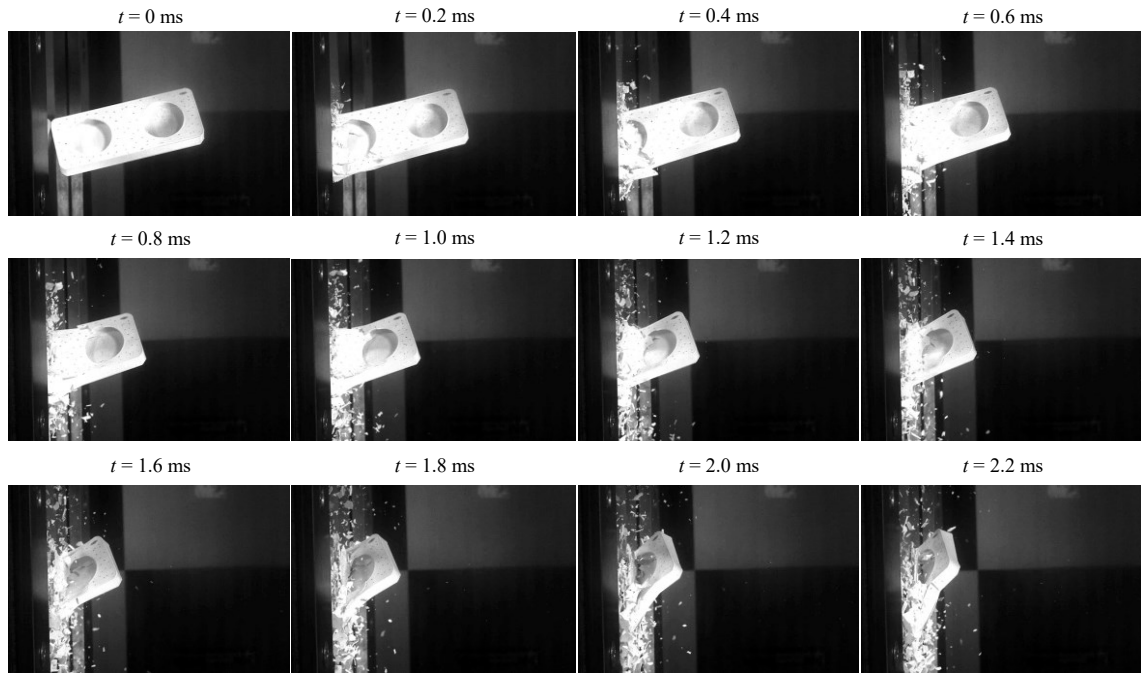


Abbildung B 12: Impact Ersatzschale auf Al2024-T3, FT2-3, $v_i = 88.1 \text{ m/s}$

B.3 Berechnung Impactverhalten Motor

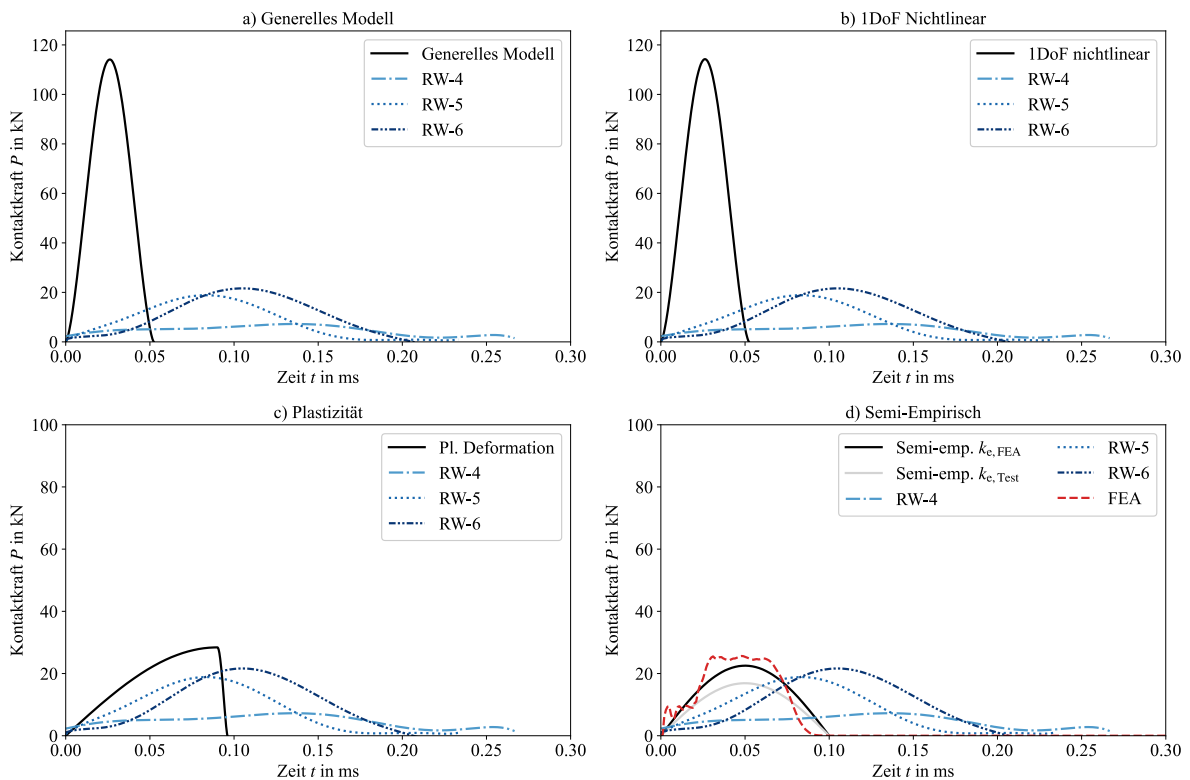


Abbildung B 13: Berechnung Kontaktkräfte Serie S2 mit verschiedenen Feder-Masse-Modellen

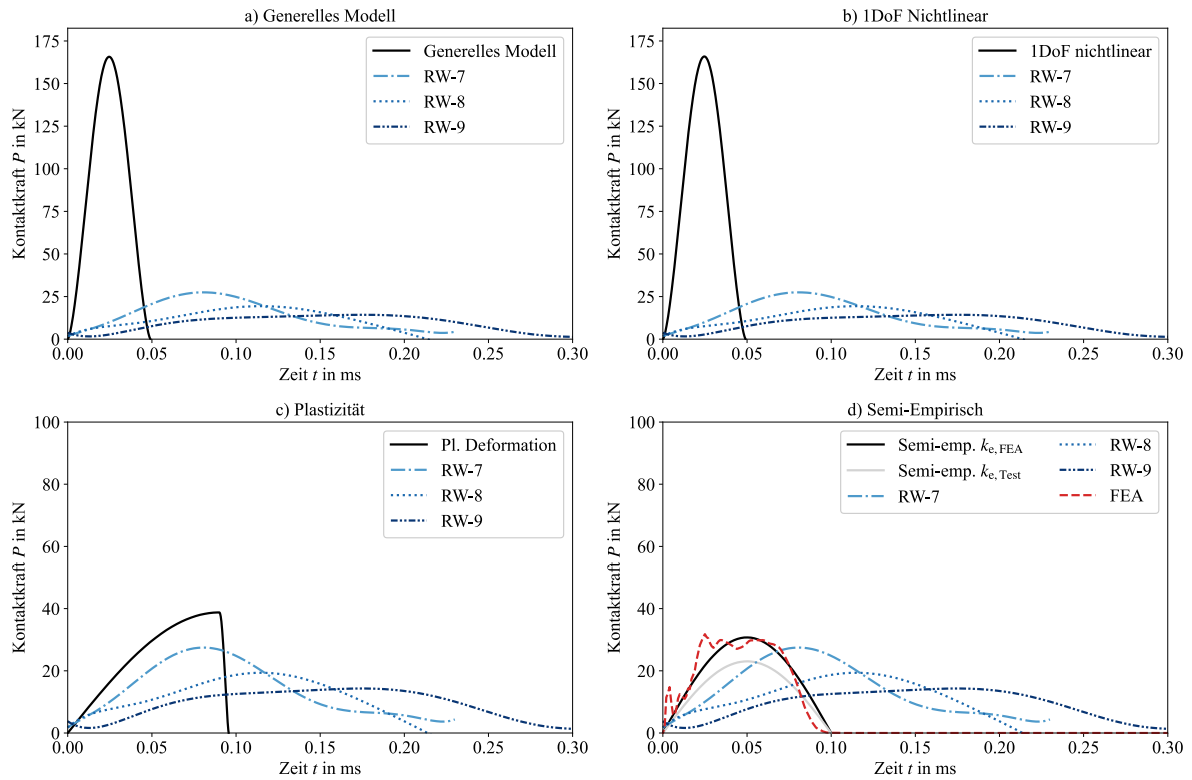


Abbildung B 14: Berechnung Kontaktkräfte Serie S3 mit verschiedenen Feder-Masse-Modellen

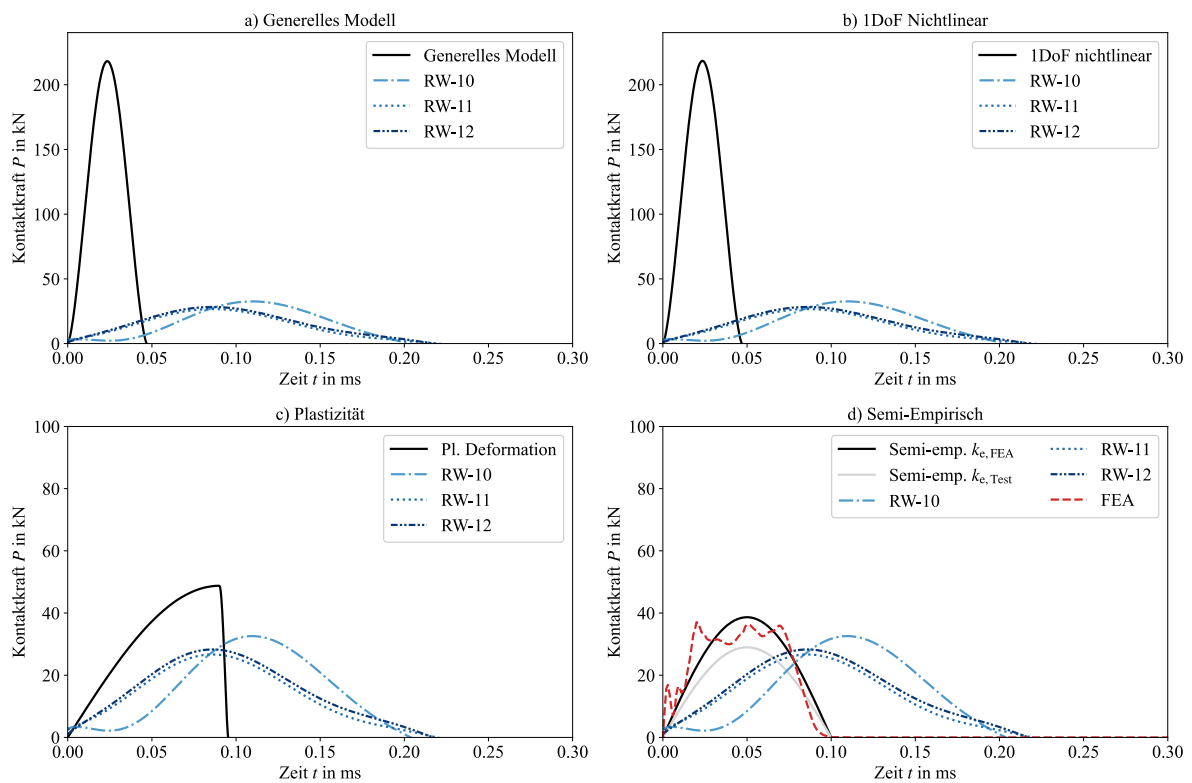


Abbildung B 15: Berechnung Kontaktkräfte Serie S4 mit verschiedenen Feder-Masse-Modellen

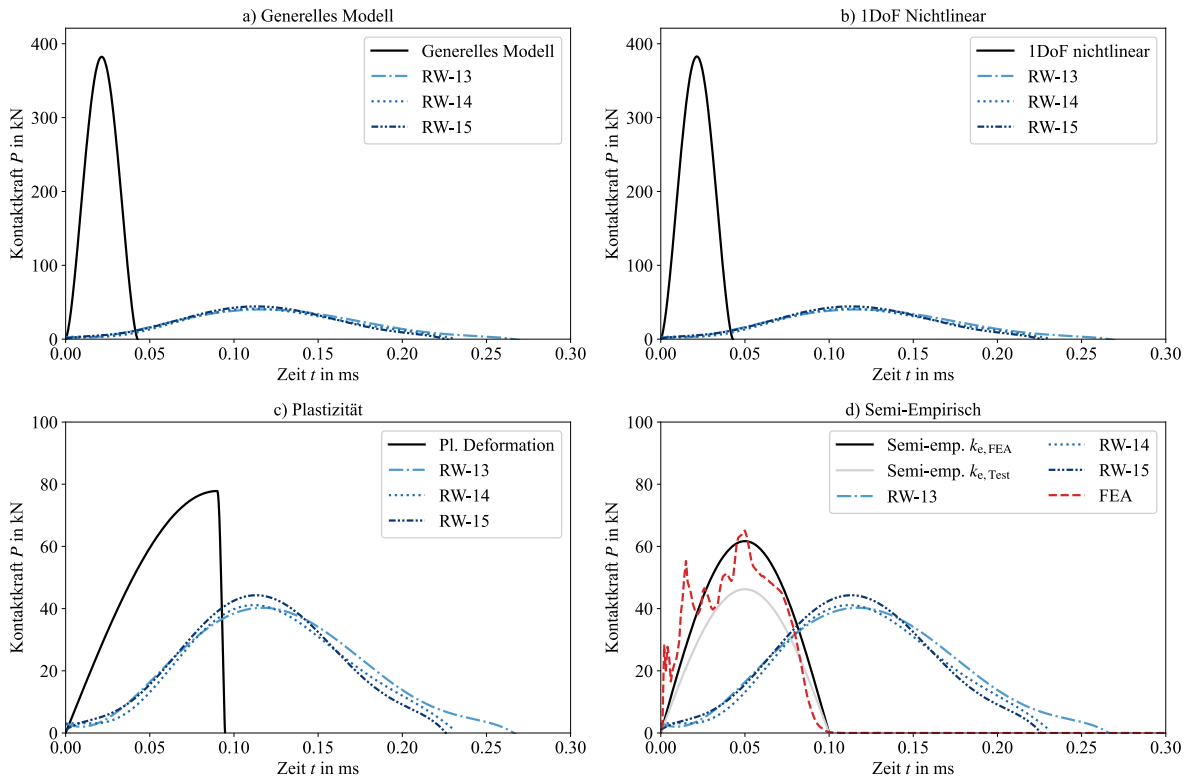


Abbildung B 16: Berechnung Kontaktkräfte Serie S5 mit verschiedenen Feder-Masse-Modellen

B.4 Impact auf starre Prallwand der Ersatzstruktur

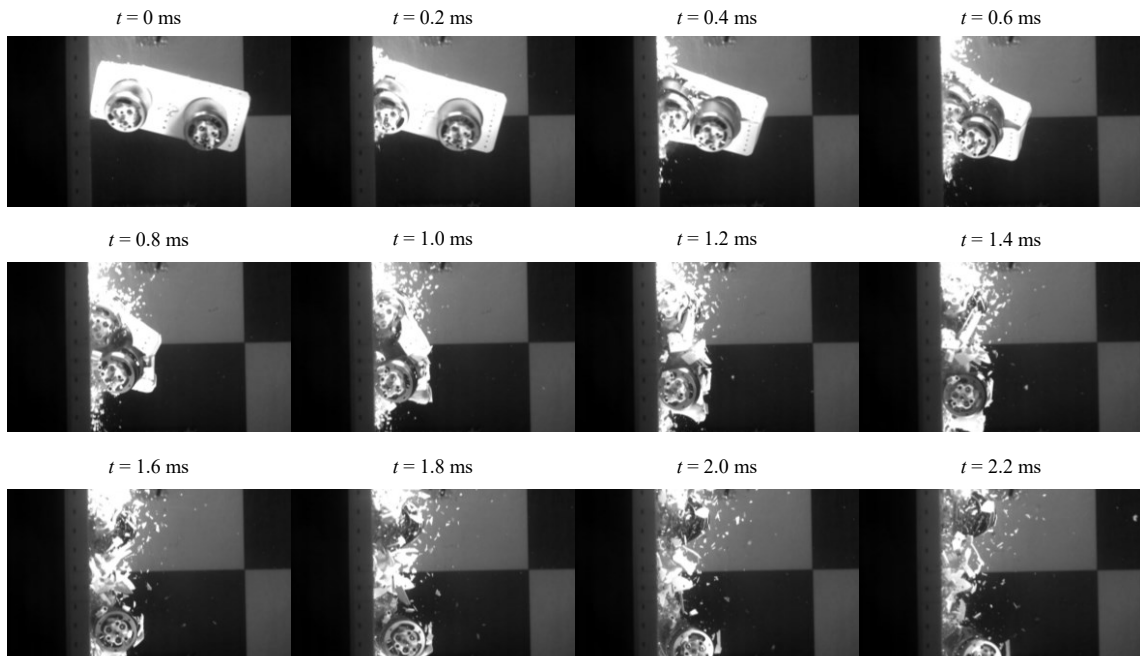


Abbildung B 17: Impact Ersatzstruktur auf starre Wand, K1, $v_1 = 97.8$ m/s

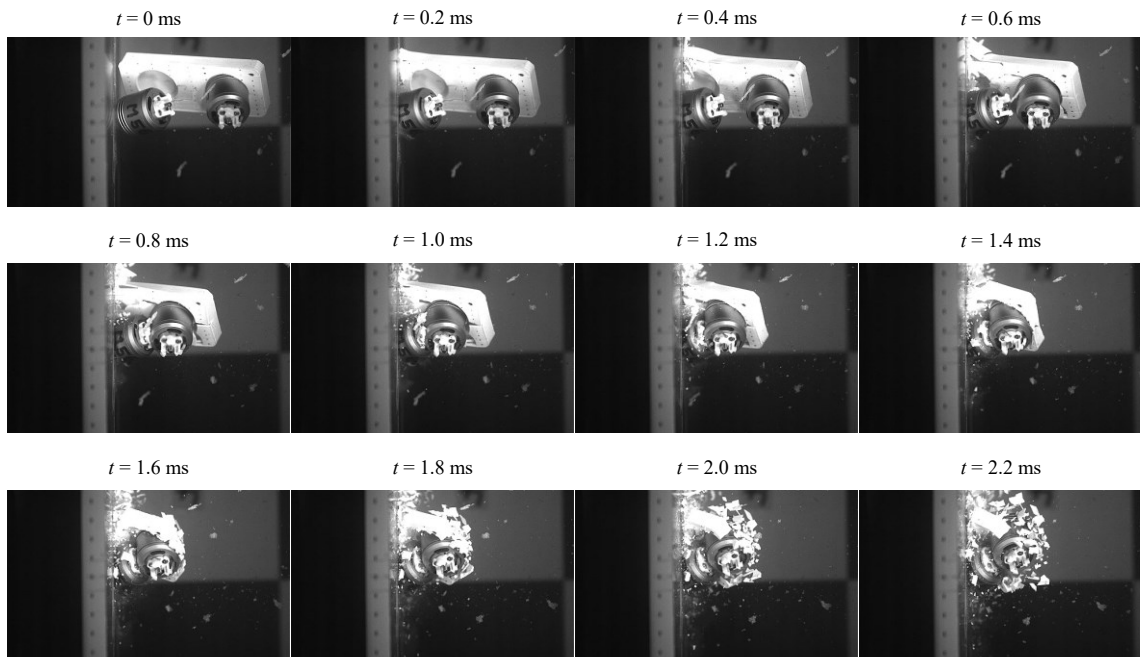


Abbildung B 18: Impact Ersatzstruktur auf starre Wand, K2, $v_i = 97.0$ m/s

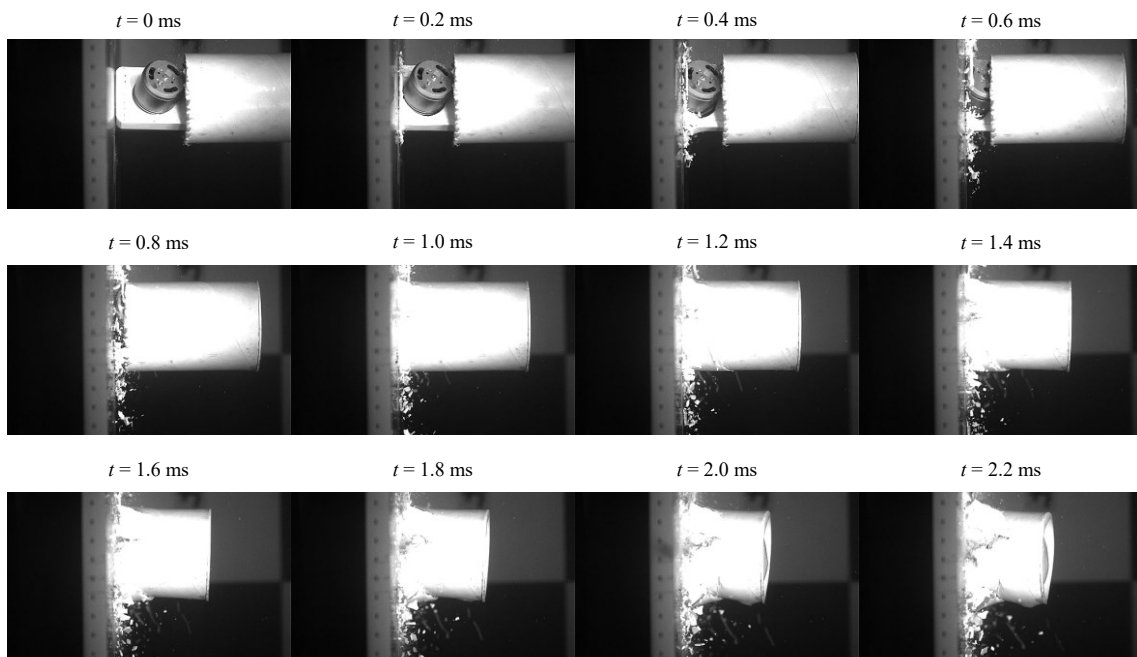
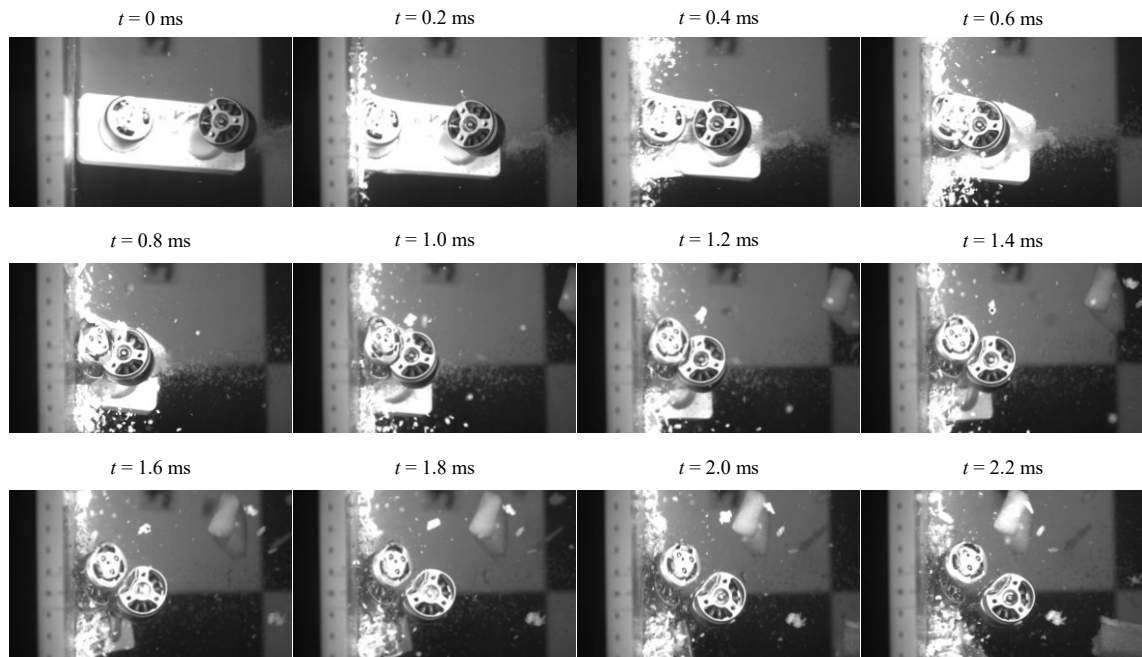
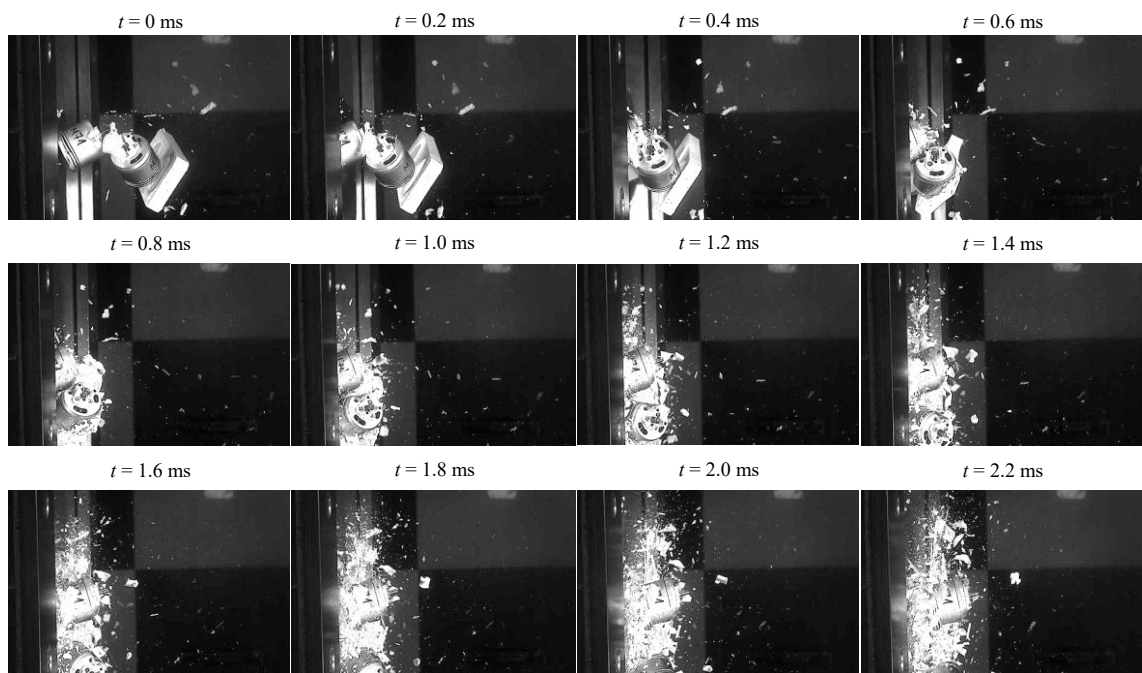


Abbildung B 19: Impact Ersatzstruktur auf starre Wand, K3, $v_i = 101.7$ m/s

Die Auswertung des Tests K4 ist nicht möglich, da das Projektil während der Beschleunigungsphase vollständig zerstört wurde.

Abbildung B 20: Impact Ersatzstruktur auf starre Wand, K5, $v_1 = 94.3$ m/s

B.5 Impacts auf deformierbare Ziele der Ersatzstruktur

Abbildung B 21: Impact Ersatzstruktur auf Al2024-T3, K7, $v_1 = 88.1$ m/s

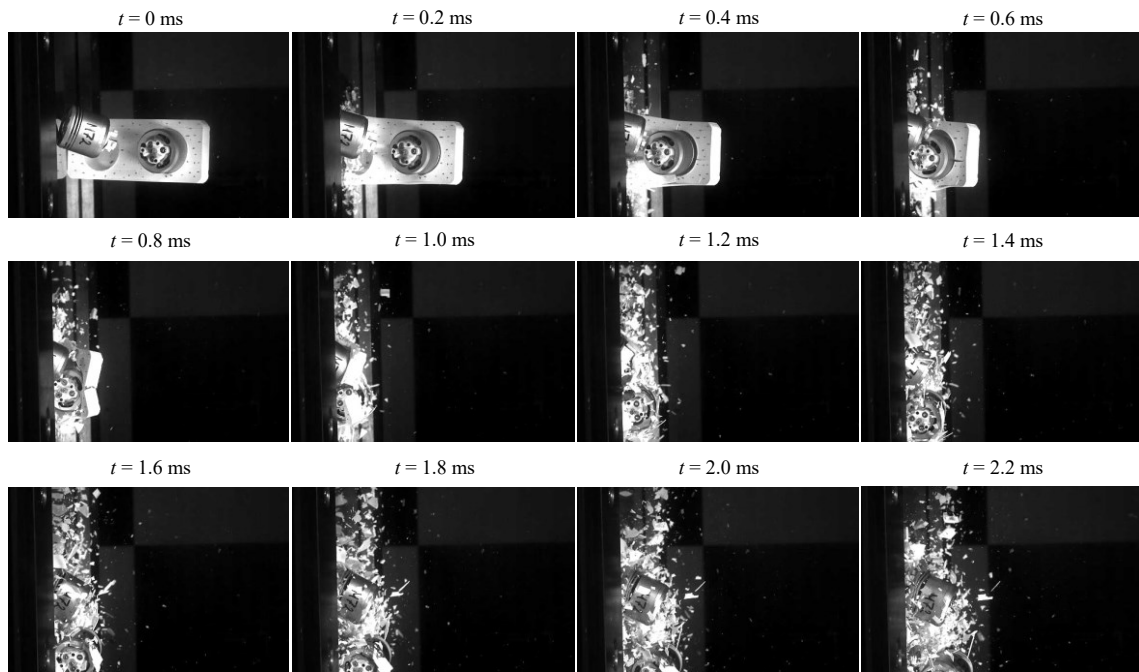


Abbildung B 22: Impact Ersatzstruktur auf Al2024-T3, K8, $v_1 = 100.4$ m/s

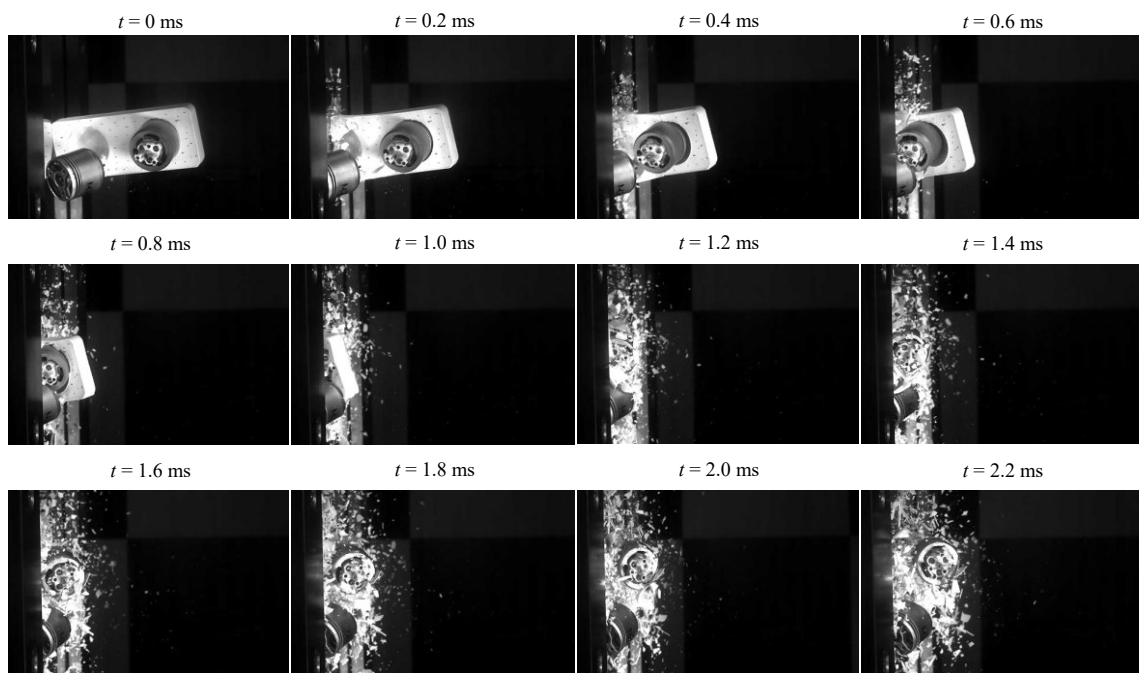


Abbildung B 23: Impact Ersatzstruktur auf Al2024-T3, K9, $v_1 = 100.4$ m/s

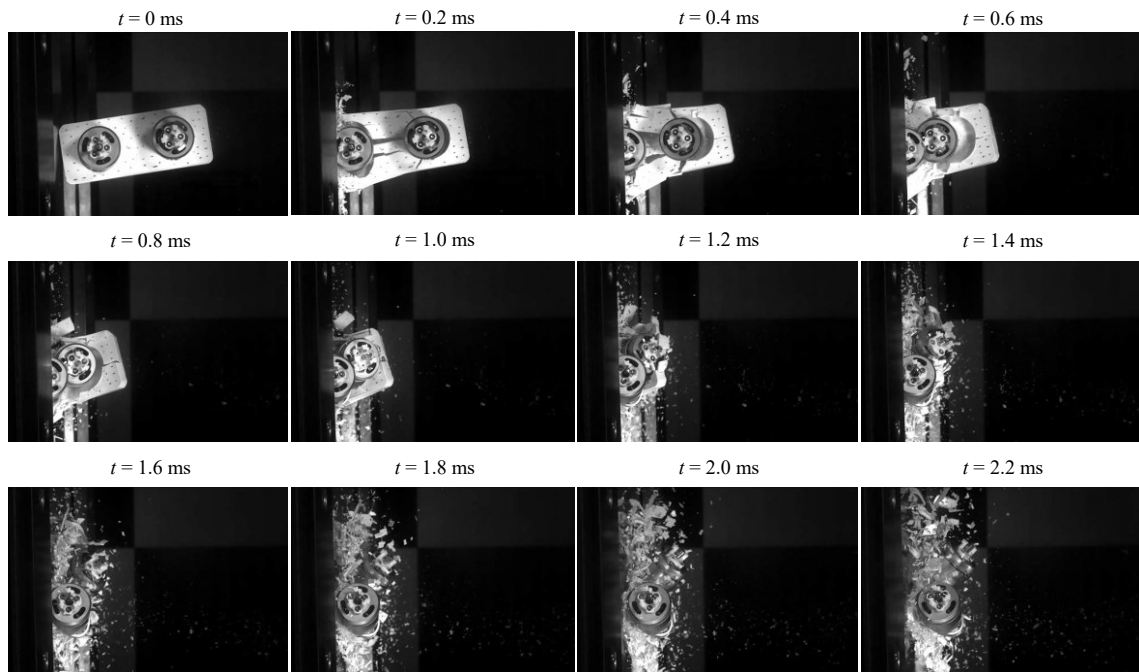


Abbildung B 24: Impact Ersatzstruktur auf Al2024-T3, K10, $v_i = 104.2$ m/s

Liste der verwendeten Formelzeichen

Symbol	Basiseinheit	Bezeichnung
a	-	Einfluss der aufgetürmten Masse an der Impactstelle
b	m	Spannweite
c_0	m/s	Schallgeschwindigkeit im unkomprimierten Material
c_e	-	Experimentell ermittelte Konstante
c_K	m/s	Schallgeschwindigkeit im komprimierten Material
c_t	kg/s	Dämpfungskonstante Ziel
d	m	Durchmesser
e	-	Restitutionskoeffizient
f	-	Skalierungsfaktor im elasto-plastischen Materialmodell
f_q	Hz	Frequenz
h	m	Dicke
k	N/m	Federsteifigkeit
$k_{1,2}$	N/m	Lineare Federsteifigkeiten Körper 1 & 2
k_b	N/m	Biegesteifigkeit
k_{bs}	N/m	Reihenschaltung aus Biege- und Schubsteifigkeit
k_c	N/m ^{3/2}	Kontaktsteifigkeit nach Hertz
k_e	N/m	Ersatzfedersteifigkeit
k_m	N/m ³	MembranstEIFigkeit
k_s	N/m	Federsteifigkeit Schub
k_t	N/m	Federsteifigkeit Ziel
l	m	Länge
l_D	m	Länge eines Drohnenarms
m	kg	Masse
m_{cr}	kg	Zerstörte Masse
m_p	kg	Projektilmasse
m_{pf}	kg	Masse der fragmentierenden Komponenten
m_{pnf}	kg	Projektilmasse nicht-fragmentierender Komponenten
m_r	kg	Unbeschädigte Masse
m_t	kg	Masse Ziel
ms	-	Softeningexponent
n	-	Verfestigungsexponent

p	Pa	Druck
p_H	Pa	Hugoniot-Druck
p_{stg}	Pa	Stagnationsdruck
p_y	Pa	Durchschnittlicher Druck der Kontaktfläche
q	-	Proportionalitätskonstante für den Zusammenhang zwischen Geschwindigkeit Ziel und Geschwindigkeit Projektil
t	s	Zeit
t_0	s	Referenzwert für Impactbeginn
t_B	s	Zeit zur vollständigen Ausbildung der Entspannungswelle
t_c	s	Zeit Kompressionsphase
t_f	s	Zeitpunkt Ende Kontakt (Feder-Masse-Modell)
u	m	Verschiebung
v	m/s	Geschwindigkeit
v_{50}	m/s	Ballistische Grenzgeschwindigkeit
v_c	m/s	Reisegeschwindigkeit
v_d	m/s	Geschwindigkeit Drohne
v_e	m/s	Geschwindigkeit nach Impuls
v_i	m/s	Initiale Impactgeschwindigkeit
v_r	m/s	Rückschlaggeschwindigkeit
v_{rel}	m/s	Relativgeschwindigkeit
v_s	m/s	Ausbreitungsgeschwindigkeit der Schockwelle
v_t	m/s	Geschwindigkeit Ziel
$v_{\text{ug}}; v_{\text{og}}$	m/s	Untere- und obere Grenzgeschwindigkeit
$x_{\text{ma}}; x_{\text{me}}$	m	Anfangs- und Endkoordinaten nicht-fragmentierender Komponenten
x_{plas}	m	Bleibende Deformation des Motors
x, y, z	m	Lokale (kartesische) Koordinaten
x_g, y_g, z_g	m	Globale (kartesische) Koordinaten
A	Pa	Initiale Fließspannung im Johnson-Cook-Modell
B	Pa	Verfestigungskoeffizient im Johnson-Cook-Modell
C	-	Dehnratenkoeffizient im Johnson-Cook-Modell
C_s	Pa	Empirisch ermittelte Schubkonstante
D	-	Schadenspotential
$D_1 - D_5$	-	Empirische Materialparameter für Johnson-Cook Versagensmodell
E	Pa	Elastizitätsmodul
E_c	Pa	Elastizitätsmodul für Kontaktmodell

E_g	J	Grenzenergie
E_{kin}	J	Kinetische Energie
E_{pot}	J	Potentielle Energie
F	N	Kraft (allgemein)
F_c	N	Kraftmaximum Kompression
F_S	N	Summierte Kraft (Messung)
G	Pa	Schubmodul
H	-	Harter Stoß
I	Ns	Impuls
L_u	m	Umfang
P	N	Kontaktkraft
P_0	N/m	Charakteristische Berstlast zur Normierung
P_c	N	Berstlast
P_{cl}	N	Berstlastverteilung entlang eines Drohnenarms
P_{FM}	N	Kontaktkraft Feder-Masse-Modell
P_{max}	N	Maximum Kontaktkraft
P_y	N	Kontaktkraft bei Erreichen der Fließgrenze
R^2	-	Bestimmtheitsmaß
R	m	Radius
R_c	m	Radius für Kontaktmodell
R_c^e	m	Radius für Kontaktmodell während Entlastungsphase
R_p	m	Radius Projektil
S	m ³	Kontrollvolumen
S_d	m ³	Deformationszone
S_r	m ³	Starrkörperzone
T	°	
T_0	°	Referenztemperatur
T_{melt}	°	Schmelztemperatur
W	-	Weicher Stoß
α	°	Winkel zwischen Flugrichtung und einem Drohnenarm
β	°	Impactwinkel
γ	°	Winkel um y-Achse (Zielstruktur)
δ	m	Eindrückung
$\delta(t)$	-	Diracfunktion (Deltaimpuls)
δ_c	m	Auslenkung Kompression
δ_f	m	Auslenkung Ende Impact (im Feder-Masse-Modell)

δ_y	m	Eindrückung Kontakt Fließgrenze
δ_p	m	Grenzwert für plastische Eindrückung
δ_r	m	Bleibende (plastische) Eindrückung
ε_B	-	Bruchdehnung
ε_{fail}	-	Vergleichsdehnung Bruch im Johnson-Cook-Schadensmodell
ε_{pl}	-	Plastische Dehnung
$\dot{\varepsilon}_{pl}$	1/s	Plastische Dehnrage
$\dot{\varepsilon}_0$	1/s	Referenzdehnrage
ζ	°	Winkel um z-Achse
η	-	Dimensionsloser Masseparameter
κ	-	Dimensionsloser Berstlastparameter
μ	kg/m	Massenverteilung; Masse pro Einheitslänge
ξ	°	Winkel um x-Achse (Zielstruktur)
ν	-	Querkontraktionszahl
ρ	kg/m ³	Dichte
ρ_0	kg/m ³	Dichte im unkomprimierten Material
σ	Pa	Spannung
σ_B	Pa	Zugfestigkeit
σ_{eq}	Pa	Von-Mises-Vergleichsspannung
σ_m	Pa	Mittlere Beanspruchung
σ_y	Pa	Fließspannung
σ_{yC}	Pa	Fließspannung bei Druckbelastung
τ	Pa	Scherfestigkeit

Weitere (allgemeine) Indizes und Zusätze

0	Referenzwerte
1,2	Körper 1, Körper 2
11,22,12,13,23	Richtungsangabe für Materialparameter orthotroper Werkstoff
FEA	Finite-Elemente-Analyse
g	Global
i	Laufvariable, Messwerte
max	Maximum
min	Minimum
p	Projektil

t	Ziel
Test	Daten aus Tests
y	Fließen (Yield)
· ; ''	Erste und zweite Ableitung nach der Zeit
`	Ableitung nach dem Ort
^	Berechneter Wert
-	Empirischer Mittelwert

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Definition
AA	Aluminum Association
ABS	Acrylnitril-Butadien-Styrol
AH	Arbeitshypothese
AIS	Abbreviated Injury Scale
AISI	American Iron and Steel Institute
Al	Aluminium
ASSURE	Alliance for System Safety of UAS through Research Excellence
BALPA	British Airline Pilots Association
CAA	Civil Aviation Authority
CAAC	Civil Aviation Administration of China
CAE	Computer Aided Engineering
CASA	Civil Aviation Safety Authority
CE	Communauté Européenne
CFD	Computational Fluid Dynamics
CPU	Central Processing Unit
CS	Certification Specification (Zulassungsvorschrift)
DESIRE	Drone Strike on Aircraft Research
DFS	Deutsche Flugsicherung
DIN	Deutsches Institut für Normung
DJI	Da-Jiang Innovations Science and Technology Co., Ltd.
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DoF	Degree of Freedom (Freiheitsgrad)
DSM	Drohnenschlagmodell
EASA	European Union Aviation Safety Agency
FAA	Federal Aviation Administration
FE	Finite-Elemente
FEA	Finite-Elemente-Analyse
FEM	Finite-Elemente-Methode
FM	Feder-Masse-Modell
FOD	Foreign Object Damage
FOI	Foreign Object Ingestion
fps	Frames per Second (Bilder pro Sekunde)
FT	Flexible Target (deformierbares Ziel)
FZAM	Flugzeugaufprallmodell
GPS	Global Positioning System
HBM / HBK	Hottinger Baldwin Messtechnik bzw. ab 2020 Hottinger Brüel Kjaer
HS	Highspeed
HSB	Handbuch für Strukturberechnung
HVI	High-Velocity Impact (Hochgeschwindigkeitsimpact)
IEEE	Institute of Electrical and Electronic Engineers
LiPo	Lithium-Polymer
LVI	Low-Velocity Impact (Aufprall mit niedriger Geschwindigkeit)
MAA	Military Aviation Authority
MAC	Mid-Air Collision (Kollision zwischen Luftfahrzeugen in der Luft)
MMPDS	Metallic Materials Properties Development and Standardization
MTOW	Maximum Take-Off Weight
NRC	National Research Council Canada
PC	Polycarbonat
PCB	Printed Circuit Board (Platine)
PLA	Polylactat
QEPH	Quadrilateral ElastoPlastic Physical Hourglass Control
RBE	Rigid Body Element

RK45	Runge-Kutta-Verfahren 45 (Verfahren zur numerischen Integration)
RTV	Room Temperature vulcanized (raumtemperaturvulkanisiert)
RW	Rigid Wall (starre Prallwand)
SPH	Smooth Particle Hydrodynamics
VCCT	Virtual Crack Closure Technique

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1.1: Entwicklung des Drohnenmarktvolumens	1
Abbildung 1.2: Anzahl der Zwischenfälle mit Drohnen	2
Abbildung 1.3: "4 kg class drone components model"	6
Abbildung 1.4: "Damage propagation of [...] impacted by the UAS"	8
Abbildung 1.5: Windschutzscheibe und Flügelvorderkante nach Drohnenschlagtests	9
Abbildung 1.6: Impacttests mit einer vollständigen Drohne	10
Abbildung 1.7: Darstellung der Forschungslandschaft zum Thema Drohnenschlag	11
Abbildung 1.8: "The nose of the Airbus A320 is badly damaged as well as the windshield"	11
Abbildung 1.9: Beispielhafte Schäden durch Vogelschläge nach [95]	12
Abbildung 1.10: Aufbau der Arbeit	14
Abbildung 2.1: Einteilung der Impactarten	16
Abbildung 2.2: Phasen des Impacts	17
Abbildung 2.3: Schadensbilder des Projektils bei Stoßbelastungen	17
Abbildung 2.4: Schadensbilder der Zielstruktur bei Stoßbelastungen	18
Abbildung 2.5: Übersicht der verschiedenen Impactanalyse-Methoden	19
Abbildung 2.6: Feder-Masse-Modelle	21
Abbildung 2.7: Grenzbedingung für weichen / harten Stoß in Anlehnung an [110, 126]	24
Abbildung 2.8: Qualitativer Druckverlauf bei einem Vogelschlag	25
Abbildung 2.9: Vergleich Daten Wilbeck	26
Abbildung 2.10: Aufteilung Zonen im Flugzeugaufprallmodell	27
Abbildung 2.11: Massen- und Berstlastverteilung der Boeing Phantom F4	28
Abbildung 2.12: FZAM mit elastischem Ziel nach [145]	29
Abbildung 3.1: Harter - Weicher Stoß; Bedingung 1 (vgl. (2.28))	33
Abbildung 3.2: Hugoniot- und Stagnationsdruck in Abhängigkeit der Impactgeschwindigkeit	35
Abbildung 3.3: a) Flugzeug vs. starre Struktur und b) Flugzeug vs. Drohne	36
Abbildung 3.4: Skizze Drohnenschlag auf eine nicht nachgiebige Struktur	37
Abbildung 3.5: Normierte a) Massenverteilung; b) Berstlastverteilung für DJI P4 und B707-720	38
Abbildung 3.6: DJI P4 Drohne mit einzelnen Komponenten und Ersatzschale	38
Abbildung 3.7: Vereinfachtes UAV Linienmodell mit Winkel α	39
Abbildung 3.8: Ermittlung der Massen- und Berstlastverteilung entlang der Flugrichtung	39
Abbildung 3.9: Massen- und Berstlastverteilung für unterschiedliche Flugorientierungen	40
Abbildung 3.10: Winkelbeziehungen bei geneigtem Ziel	41
Abbildung 3.11: Exemplarischer Impactkraft-Zeit-Verlauf mit Zuordnung der Komponenten	41
Abbildung 3.12: Vergleich FEA-Daten und erweitertes FZAM für verschiedene α	42
Abbildung 4.1: Einordnung Kapitel 4 in Gesamtkontext Drohnenschlag	45
Abbildung 4.2: Testprogramm nach Building-Block-Approach	45
Abbildung 4.3: Zerlegte DJI P4 Drohne mit Aufteilung der Komponenten	46
Abbildung 4.4: Prozentuale Massenverteilung	47
Abbildung 4.5: Komplettsystem Batterie DJI Phantom 4	47
Abbildung 4.6: Energiespeicherezellen (Pouchzellen) mit Energiemanagementsystem	47
Abbildung 4.7: Oberseite Drohnenschale	48
Abbildung 4.8: Motor Quadcopter	48
Abbildung 4.9: Idee Ersatzstruktur Drohne;	49
Abbildung 4.10: Die 3-D gedruckte Ersatzschale mit DJI P4 Motoren bildet die Ersatzstruktur	50
Abbildung 4.11: Charakteristische Beanspruchungen mit entsprechenden Prüfverfahren	50
Abbildung 4.12: Testgeschwindigkeiten für verschiedene Prüfstände	51
Abbildung 4.13: Übersicht Parameter, Prüfstände und des Verwendungszwecks der Testdaten	51
Abbildung 4.14: Druckpresse Batterieversuche	52
Abbildung 4.15: Aufbau Beschussanlage	53
Abbildung 4.16: Front- und Seitenansicht der starren Platte	53
Abbildung 4.17: Al2024-T3-Platte innerhalb der Pictureframe Probenhalterung	54
Abbildung 4.18: Konzept Geschwindigkeitsmessung Gaskanone	56
Abbildung 4.19: Impuls und Kraft über Zeit der Validierungstestreihe	57
Abbildung 4.20: Videoauswertung im Tool "Tracker"	58

Abbildung 4.21: Exemplarische Darstellung Auswertung HVI-Tests	58
Abbildung 4.22: Untersuchte Ausrichtungen des Motors	59
Abbildung 4.23: Kraft-Verschiebungsverläufe Drucktests Motoren	60
Abbildung 4.24: Varianten Drucktests Batterien	61
Abbildung 4.25: Kraft-Verschiebungsverläufe Drucktests Batterien.....	61
Abbildung 4.26: Deformation der Batterie sowie Beginn der Schädigung bei Druckbelastung.....	62
Abbildung 5.1: Einordnung des Kapitels 5 in den Gesamtkontext Drohnenschlag	65
Abbildung 5.2: FE-Modell des Motors in Explosionsdarstellung mit Materialzuordnung	66
Abbildung 5.3: FE-Modell Batterie, Gesamtansicht und innere Struktur	66
Abbildung 5.4: FE-Modell Oberseite Drohnenschale	67
Abbildung 5.5: FE-Modell der Ersatzstruktur	68
Abbildung 5.6: FE-Modell sUAV	68
Abbildung 5.7: Gegenüberstellung Realversuch / Simulation	69
Abbildung 5.8: FE-Modell der starren Prallwand	70
Abbildung 5.9: FE-Modell "deformierbares Ziel"	70
Abbildung 5.10: Generisches Modell Flügelvorderkante	71
Abbildung 5.11: Kontaktmodell.....	75
Abbildung 5.12: Auswirkungen der Kontakteinstellungen	75
Abbildung 5.13: FE-Daten der quasi-statischen Untersuchungen Motor.....	77
Abbildung 5.14: Deformation Motor im Vergleich zwischen Test und FE-Simulation	78
Abbildung 5.15: Simulationsmodell der Pouchzelle, modelliert nach [62].....	79
Abbildung 5.16: Simulation Drucktest Pouchzelle	79
Abbildung 5.17: LiPo-Zellen a) vor und b) nach Drucktest.....	80
Abbildung 5.18: Kraft-Verschiebungsverläufe für unterschiedliche LiPo-Zellmodelle.	80
Abbildung 5.19: Aluminiumschaum Ersatzmaterial für LiPo-Pouchmodell	81
Abbildung 5.20: Kraft-Verschiebung der Gesamtbatterie.....	82
Abbildung 5.21: Einfluss der Änderung der Tascheneigenschaften	82
Abbildung 5.22: Drucktest Drohnenschale & FE-Simulation.....	83
Abbildung 5.23: Kraft-Verschiebungsverläufe der Materialstudie (Simulation) Drohnenschale	84
Abbildung 6.1: Einordnung des Kapitels 6 in den Gesamtkontext Drohnenschlag	85
Abbildung 6.2: Exemplarische Darstellung deformierter Motoren nach HVI-Tests	87
Abbildung 6.3: Plastische Deformation in Abhängigkeit der Impactgeschwindigkeit	88
Abbildung 6.4: Kraft-Zeit-Verläufe der Motorimpacttests	89
Abbildung 6.5: Kraft-Verschiebungsverläufe von HVI-Tests	90
Abbildung 6.6: Kraft-Zeit-Verläufe für Aufprälle von Motoren auf Al2024-T3-Proben	91
Abbildung 6.7: Bildfolge Impact Motor FT1-1 $v_i = 97.5$ m/s.....	92
Abbildung 6.8: Kraft-Verschiebungsverläufe für Aufprälle von Motoren auf Al2024-T3-Proben	93
Abbildung 6.9: Schadensgröße von Test und Simulation	93
Abbildung 6.10: Aluminiumproben, Projektile und Simulationsmodelle nach dem Aufprall	94
Abbildung 6.11: Definition des Impactwinkels β und Kraft-Zeit-Verläufe für verschiedene Winkel	95
Abbildung 6.12: Schaden der Al2024-T3-Proben in Abhängigkeit des Impactwinkels β	96
Abbildung 6.13: Testdaten Impact Ersatzschale gegen eine starre Prallwand.....	97
Abbildung 6.14: Vergleich von Simulation und Test von einem Impact der Ersatzschale.....	98
Abbildung 6.15: Proben nach Impact der Ersatzschale.....	99
Abbildung 6.16: Testdaten Impact Ersatzschale mit Al2024-T3-Proben.....	99
Abbildung 6.17: Kraftmaxima in Abhängigkeit der Impactenergie.....	101
Abbildung 6.18: Methoden zur Ermittlung verschiedener Eingangparameter	101
Abbildung 7.1: Einordnung des Kapitels 7 im Gesamtkontext Drohnenschlag.....	103
Abbildung 7.2: Berechnungsmodelle im Gesamtkontext des Drohnenschlags.....	104
Abbildung 7.3: Gegenüberstellung vollständig / teilweise zerstörtes Projektil nach Impactvorgang	105
Abbildung 7.4: Massen- und Berstlastverteilung der Ersatzschale	105
Abbildung 7.5: Vergleich der Test- und FE-Daten der Kontaktkraft.....	106
Abbildung 7.6: Impact Ersatzschale.....	106
Abbildung 7.7: Einfluss der Berstlast bei unterschiedlichen Geschwindigkeiten.....	107
Abbildung 7.8: Zusammensetzung der Kontaktkraft bei unterschiedlichen Anteilen der Berstlast..	107
Abbildung 7.9: Massen- und Berstlastverteilung für einen einzelnen Motor.....	108

Abbildung 7.10: Vergleich Kontaktkräfte aus Tests mit Berechnungen aus FZAM	109
Abbildung 7.11: Vergleich Kontaktkräfte für Serie S1 mit verschiedenen Feder-Masse-Modellen.	110
Abbildung 7.12: Vergleich Kontaktkräfte für Serie S6 mit verschiedenen Feder-Masse-Modellen.	110
Abbildung 7.13: Anwendung der Berechnungsmodelle	113
Abbildung 7.14: Mechanisches Ersatzmodell für Drohnenschläge – Weicher Stoß;.....	113
Abbildung 7.15: Bildfolge Impacttest Kombination K6	114
Abbildung 7.16: Vergleich zwischen Test und Simulation der Ersatzstruktur	115
Abbildung 7.17: Validierung des analytischen Modells mit FE-Daten.....	116
Abbildung 7.18: Mechanisches Ersatzmodell für Drohnenschläge – Harter Stoß	117
Abbildung 7.19: Kraft-Zeit-Verläufe für Aufprälle von Motoren.....	118
Abbildung 7.20: Kraft-Zeit-Verläufe für Aufprälle der Ersatzschale	119
Abbildung 7.21: Einfluss von Federsteifigkeit und Dämpfung der Zielstruktur.....	120
Abbildung 7.22: Variation Zielmaterial bei Aufprall Ersatzschale mit $v_i = 92.2$ m/s.....	121
Abbildung 7.23: Vergleich zwischen Test und Simulation der Ersatzstruktur	122
Abbildung 7.24: Kraft-Zeit-Verlauf Ersatzstruktur Testdaten, Analytik und FEA.....	123
Abbildung 7.25: Variation der initialen Impactgeschwindigkeit	124
Abbildung 7.26: Detailbetrachtung Variation der initialen Impactgeschwindigkeit.....	125
Abbildung 7.27: Impact auf Al2024-T3, Variation der initialen Impactgeschwindigkeit	126
Abbildung 7.28: Gültigkeitsbereiche der verschiedenen Methoden.	127
Abbildung 7.29: Anteile der Berstlast am gesamten Kraftverlauf	128
Abbildung 7.30: Einfluss der Zielmasse m_t auf die Kontaktkraft P	129
Abbildung 7.31: Einfluss der Zielgeschwindigkeit v_t auf die Kontaktkraft P	129
Abbildung 7.32: Einfluss der Positionen der Motoren auf die Kontaktkraft P	130
Abbildung 7.33: Einfluss Änderung der Relativgeschwindigkeit	131
Abbildung 7.34: Flussdiagramm Methode zur Bestimmung der Kraft-Zeit-Funktion.....	133
Abbildung 8.1: Einordnung des Kapitels 8 in den Gesamtkontext Drohnenschlag	135
Abbildung 8.2: Aufbau Untersuchung realitätsnaher Drohnenschläge	136
Abbildung 8.3: Modell der vollständigen Drohne.....	136
Abbildung 8.4: Unterscheidung harter – weicher Stoß für einzelne Komponenten.....	138
Abbildung 8.5: Kontaktkraft-Zeit-Verläufe von FEA und DSM bei Aufprall einer DJI P4	139
Abbildung 8.6: Kontaktkraft-Zeit-Verläufe von FEA und DSM bei Aufprall einer DJI P4	140
Abbildung 8.7: Drohnenschlag auf Al2024-T3 mit $\alpha = 0^\circ$	142
Abbildung 8.8: Drohnenschlag auf Al2024-T3 mit $\alpha = 45^\circ$	143
Abbildung 8.9: Drohnenschlag auf WLE – Rippe	146
Abbildung 8.10: Drohnenschlag auf WLE – Haut	147
Abbildung 8.11: Übersicht Fazit Drohnenschlagmodell	149
Abbildung 8.12: Fazit zur Anwendung des DSM auf verschiedenen Betrachtungsebenen	149
Abbildung A 1: Flugzeugaufprallmodell.....	A-1
Abbildung A 2: Erweitertes Flugzeugaufprallmodell	A-3
Abbildung A 3: Kraft-Zeit-Verläufe für verschiedene Schadensparameter D	A-4
Abbildung A 4: „Untersuchte Druckrichtungen“ (entnommen und angepasst aus [201])	A-5
Abbildung A 5: Polardiagramme der 3-D Druckstrukturen	A-7
Abbildung A 6: Modellaufbau Netzfeinheitsstudie.....	A-8
Abbildung A 7: Ergebnisse Netzfeinheitsstudie.....	A-9
Abbildung A 8: a) $\delta(t)$ Funktion und b) ihre Fouriertransformation	A-10
Abbildung A 9: Diracstoß	A-11
Abbildung A 10: Fouriertransformierte der Diracstoßtests auf die starre Platte	A-11
Abbildung A 11: Vergleich der Kraft-Zeit-Verläufe Test / Simulation für den Diracstoß Test 1 ..	A-12
Abbildung A 12: Vergleich der Kraft-Zeit-Verläufe Test / Simulation für den Diracstoß Test 2 ..	A-13
Abbildung A 13: Vergleich der Kraft-Zeit-Verläufe Test / Simulation für den Diracstoß Test 3 ..	A-14
Abbildung A 14: Exemplarische Darstellung der untersuchten Kontaktkonfiguration.....	A-15
Abbildung A 15: Numerische Sensitivität.....	A-16
Abbildung A 16: Einfluss des Materialmodells	A-17
Abbildung A 17: Einfluss der Kontakteinstellungen.....	A-19

Abbildung B 1: Plastische Deformation & Schäden der Motoren	B-21
Abbildung B 2: Impactvorgang Motor RW-12, $v_i = 55.8$ m/s	B-22
Abbildung B 3: Impactvorgang Motor RW-13, $v_i = 82.7$ m/s	B-22
Abbildung B 4: Impact Ersatzschale S7 mit $v_i = 47.8$ m/s.....	B-23
Abbildung B 5: Impact Ersatzschale S2 mit $v_i = 114.1$ m/s.....	B-23
Abbildung B 6: Impact Motor auf Al2024-T3, FT1-1, $v_i = 97.5$ m/s.....	B-24
Abbildung B 7: Impact Motor auf Al2024-T3, FT1-2; $v_i = 113.6$ m/s	B-24
Abbildung B 8: Impact Motor auf Al2024-T3, FT1-3, $v_i = 139.9$ m/s.....	B-25
Abbildung B 9: Impact Motor auf Al2024-T3, FT1-4, $v_i = 79.9$ m/s.....	B-25
Abbildung B 10: Impact Ersatzschale auf Al2024-T3, FT2-1, $v_i = 92.2$ m/s.....	B-26
Abbildung B 11: Impact Ersatzschale auf Al2024-T3, FT2-2, $v_i = 113.7$ m/s.....	B-26
Abbildung B 12: Impact Ersatzschale auf Al2024-T3, FT2-3, $v_i = 88.1$ m/s.....	B-27
Abbildung B 13: Berechnung Kontaktkräfte Serie S2 mit verschiedenen Feder-Masse-Modellen	B-27
Abbildung B 14: Berechnung Kontaktkräfte Serie S3 mit verschiedenen Feder-Masse-Modellen	B-28
Abbildung B 15: Berechnung Kontaktkräfte Serie S4 mit verschiedenen Feder-Masse-Modellen	B-28
Abbildung B 16: Berechnung Kontaktkräfte Serie S5 mit verschiedenen Feder-Masse-Modellen	B-29
Abbildung B 17: Impact Ersatzstruktur auf starre Wand, K1, $v_i = 97.8$ m/s	B-29
Abbildung B 18: Impact Ersatzstruktur auf starre Wand, K2, $v_i = 97.0$ m/s	B-30
Abbildung B 19: Impact Ersatzstruktur auf starre Wand, K3, $v_i = 101.7$ m/s	B-30
Abbildung B 20: Impact Ersatzstruktur auf starre Wand, K5, $v_i = 94.3$ m/s	B-31
Abbildung B 21: Impact Ersatzstruktur auf Al2024-T3, K7, $v_i = 88.1$ m/s.....	B-31
Abbildung B 22: Impact Ersatzstruktur auf Al2024-T3, K8, $v_i = 100.4$ m/s.....	B-32
Abbildung B 23: Impact Ersatzstruktur auf Al2024-T3, K9, $v_i = 100.4$ m/s.....	B-32
Abbildung B 24: Impact Ersatzstruktur auf Al2024-T3, K10, $v_i = 104.2$ m/s.....	B-33

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1.1: Einteilung der offenen Kategorie anhand des Gewichts	3
Tabelle 1.2: Auszug relevanter technischer Daten Quadcopter DJI Phantom 4 [16]	4
Tabelle 1.3: „FAA Rotorcraft General Strike Requirements“	6
Tabelle 2.1: Allgemeine und mögliche Anwendungsbereiche der verschiedenen Impactmodelle	30
Tabelle 3.1: Eingangsdaten Zielstruktur.....	32
Tabelle 3.2: Eingangsdaten Projektil.....	32
Tabelle 3.3: Unterscheidung Harter (H) – Weicher (W) Stoß; Bedingung 2 (vgl. (3.4) und (3.5))	33
Tabelle 3.4: Kategorisierung Harter - Weicher Stoß, Gesamt.....	34
Tabelle 3.5: Materialparameter für Komponenten von Drohnen [40, 50, 152, 153].....	34
Tabelle 3.6: Werte für Berechnungen mit dem Vogelschlagmodell	35
Tabelle 3.7: Vergleichsparameter Flugzeugaufprall	36
Tabelle 3.8: Versagenslast der betrachteten Komponenten.....	38
Tabelle 3.9: Vergleich der Modelle für die Anwendbarkeit auf Drohnenschlagprobleme	43
Tabelle 4.1: Empfindlichkeiten CFW 100 kN „starre Platte“	55
Tabelle 4.2: Empfindlichkeiten CFW 100 kN „Pictureframe“.....	55
Tabelle 5.1: Johnson-Cook-Materialmodelle (MAT/PLAS_JOHNS/)	72
Tabelle 5.2: Parameter für Johnson-Cook-Schadensmodell in Radioss (FAIL/JOHNSON/).....	73
Tabelle 5.3: Materialdaten M530-50A & AISI 422+s (MAT/PLAS_JOHNS/ mit $I_{flag} = 1$)	73
Tabelle 5.4: Materialien elastisches Materialmodell (/MAT/ELAST/).....	73
Tabelle 5.5: Elasto-plastisches Materialverhalten (/MAT/PLAS_TAB/)	74
Tabelle 5.6: Sprödes Materialverhalten (/MAT/PLAS_BRIT/)	74
Tabelle 5.7: Materialparameter G-10 [45, 190] (/MAT/COMPESH/)	74
Tabelle 5.8: Bewertungskriterien zur Güte der Modelle	76
Tabelle 5.9: Materialparameter für LiPo Zelle nach Sahraei et al. [62].....	78
Tabelle 5.10: Materialdaten Aluschaum.....	81
Tabelle 5.11: Eingangsdaten Pouchmodelle.....	82
Tabelle 6.1: Impacttestserie Motor auf starre Platte.....	86
Tabelle 6.2: Impacttests harter Stoß "Motor" auf Al2024-T3-Proben	91
Tabelle 6.3: Untersuchte Aufprallgeschwindigkeiten der Ersatzschalen mit der starren Platte	97
Tabelle 6.4: Impacttests harter Stoß „Ersatzschale“; sortiert nach Impactgeschwindigkeit	99
Tabelle 6.5: Impactverhalten der Projektile bei Aufprall auf eine starre Prallwand	100
Tabelle 6.6: Impactverhalten der Projektile bei Aufprall auf Al2024-T3-Proben.....	100
Tabelle 6.7: Federsteifigkeiten der Impacttestserien Motor (arithmetisches Mittel)	100
Tabelle 7.1: Relative Abweichung zwischen den Maxima der Tests und Berechnung (FZAM).....	108
Tabelle 7.2: Eingangswerte für Impactberechnungen mit Feder-Masse-Modell	109
Tabelle 7.3: Beträge der relativen Abweichung zwischen den Kraftmaxima	112
Tabelle 7.4: Impacttest mit der Ersatzstruktur / Motorkombination auf die starre Platte	114
Tabelle 7.5: Impacttests harter Stoß „kombiniertes Projektil“	121
Tabelle 7.6: Grundlegende Eingangsparameter für Parameterstudien	128
Tabelle 8.1: Untere Grenzgeschwindigkeit v_{ug} in Abhängigkeit der Flugorientierung α	137
Tabelle 8.2: Kraftmaxima und relative Abweichung für die 0°-Orientierung	139
Tabelle 8.3: Kraftmaxima und relative Abweichung für die 45°-Orientierung	140
Tabelle 8.4: Kraftmaxima und relative Abweichung für die 0°-Orientierung (Al2024-T3)	141
Tabelle 8.5: Kraftmaxima und relative Abweichung für die 45°-Orientierung (Al2024-T3)	144
Tabelle 8.6: Ersatzfedersteifigkeit Impact Motor auf WLE	145
Tabelle A 1: E-Modul E [201]	A-5
Tabelle A 2: Zugfestigkeit σ_B [201]	A-6
Tabelle A 3: Bruchdehnung ϵ_B [201].....	A-6
Tabelle A 4: Streckgrenze σ_y [201]	A-6
Tabelle A 5: Numerische Effizienz	A-9
Tabelle A 6: Impactenergien angenäherter Diracstöße	A-10
Tabelle A 7: Eingangsparameter elasto-plastisches Modell.....	A-16

Tabelle A 8: Eingangparameter Johnson-Cook-Modell A-17
Tabelle A 9: Einstellungen der Kontaktsteifigkeiten /INTER/TYPE7 A-18

Literatur

- [1] VERORDNUNG (EU) 2018/1139, 2018. [Online]. Verfügbar unter: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/DE/TXT/?uri=CELEX%3A32018R1139>
- [2] L. Schroth, *Drone Market Size 2020-2025*. [Online]. Verfügbar unter: <https://droneii.com/the-drone-market-size-2020-2025-5-key-takeaways> (Zugriff am: 12. November 2021).
- [3] Federal Aviation Administration, *FAA Aerospace Forecast Fiscal Year 2016-2036*. [Online]. Verfügbar unter: https://www.faa.gov/data_research/aviation/aerospace_forecasts/media/fy2016-36_faa_aerospace_forecast.pdf (Zugriff am: 29. Oktober 2021).
- [4] Verband unbemannte Luftfahrt, *Analyse des deutschen Drohnenmarkts*. [Online]. Verfügbar unter: https://www.verband-unbemannte-luftfahrt.de/wp-content/uploads/2021/04/VUL-Markststudie_2021_DE_f_April-2021.pdf (Zugriff am: 14. Januar 2022).
- [5] Deutsche Flugsicherung, *Sicherheit in der Luftfahrt: Gemeldete Behinderungen des Luftverkehrs durch zivile Drohnen in Deutschland in den Jahren 2015 bis 2020*. [Online]. Verfügbar unter: <https://de.statista.com/statistik/daten/studie/655281/umfrage/behinderungen-des-luftverkehrs-durch-zivile-drohnen-in-deutschland/> (Zugriff am: 29. Oktober 2021).
- [6] UK Airprox Board, *Drones | UK Airprox Board*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.airproxboard.org.uk/Topical-issues-and-themes/Drones/> (Zugriff am: 29. Oktober 2021).
- [7] W. R. English, „National Transportation Safety Board Aviation Incident Final Report: DCA17IA202“, NTSB, 14. Dez. 2017. [Online]. Verfügbar unter: <https://data.ntsb.gov/Docket/?NTSBNumber=DCA17IA202AB>. Zugriff am: 14. Dezember 2021.
- [8] Government of Canada, Transportation Safety Board of Canada, „Air Transportation Safety Investigation Report A17Q0162: In-Flight Collision with Drone“, Transportation Safety Board of Canada, 12. Okt. 2017. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.tsb.gc.ca/eng/rapports-reports/aviation/2017/a17q0162/a17q0162.pdf>. Zugriff am: 29. Oktober 2021.
- [9] R. Yitzhak, *Safety Investigation Information Report: Serious Incident File No. 81-18*. Midair Collision. [Online]. Verfügbar unter: https://aviation-safety.net/reports/2018/20180814_R44_4X-BCR.pdf (Zugriff am: 14. Dezember 2021).
- [10] EASA, *Introduction of a regulatory framework for the operation of unmanned aircraft*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/Introduction%20of%20a%20regulatory%20framework%20for%20the%20operation%20of%20unmanned%20aircraft.pdf> (Zugriff am: 4. Oktober 2016).
- [11] EASA, *Open Category - Civil Drones*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.easa.europa.eu/domains/civil-drones-rpas/open-category-civil-drones> (Zugriff am: 2. August 2021).
- [12] Anders la Cour-Harbo, „Mass threshold for 'harmless' drones“, *International Journal of Micro Air Vehicles*, Jg. 9, Nr. 2, S. 77–92, 2017, doi: 10.1177/1756829317691991.
- [13] M. Brandt, *Der deutsche Drohnen-Markt*. [Online]. Verfügbar unter: <https://de.statista.com/infografik/15777/anzahl-der-in-deutschland-verkauften-drohnen/> (Zugriff am: 17. Oktober 2018).
- [14] EASA, *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25*. [Online]. Verfügbar unter: https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/CS-25%20Amendment%2018_0.pdf (Zugriff am: 29. Oktober 2021).
- [15] Y. Song, B. Horton und J. Bayandor, „Investigation of UAS Ingestion into High-Bypass Engines, Part 1: Bird vs. Drone“ in *AIAA SciTech Forum, 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017, doi: 10.2514/6.2017-0186.
- [16] DJI, *Phantom 4: Bedienungsanleitung*. [Online]. Verfügbar unter: https://dl.djicdn.com/downloads/phantom_4/de/DE_Phantom_4_User_Manual_v1.2_20160503.pdf (Zugriff am: 29. Oktober 2021).

- [17] R. Bogenfeld, „A combined analytical and numerical analysis method for low-velocity impact on composite structures“. Dissertation, Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, Technische Universität Braunschweig, Braunschweig, 2018. [Online]. Verfügbar unter: <https://elib.dlr.de/130241/>
- [18] R. Olsson, *Impact response of composite laminates - a guide to closed form solutions*. [Online]. Verfügbar unter: https://www.researchgate.net/publication/331634021_Impact_response_of_composite_laminates_-_a_guide_to_closed_form_solutions (Zugriff am: 13. Juli 2020).
- [19] L. Kärger, „Effiziente Simulation von Schlagschädigungen in Faserverbund-Sandwichstrukturen“. Dissertation, Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, Technische Universität Braunschweig, Braunschweig, 2007. [Online]. Verfügbar unter: <https://elib.dlr.de/53070/>
- [20] F. Franke, M. Schwab, U. Burger und C. Hühne, „An Analytical Approach to Determine the Impact Force of Small Unmanned Aerial Vehicle Collisions with Rigid and Elastic Targets“ in *1. Aerospace Europe Conference*, Bordeaux, 2020.
- [21] R. Clothier, „A Casualty Risk Analysis For Unmanned Aerial System (UAS) Operations Over Inhabited Areas“ in *2nd Australasian Unmanned Air Vehicles Conference*, Bristol, 2007.
- [22] R. A. Clothier und R. A. Walker, „Determination and evaluation of UAV safety objectives“ in *21st International Conference on Unmanned Air Vehicle Systems*, Bristol, UK, 2006, 18.1-18.16.
- [23] R. Weibel und R. J. Hansman, „Safety Considerations for Operation of Different Classes of UAVs in the NAS“ in *AIAA 3rd Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit*, Chicago, Illinois, 2004, doi: 10.2514/6.2004-6244.
- [24] D. Gettinger und A. H. Michel, *Drone Sightings and Close Encounters: An Analysis*. [Online]. Verfügbar unter: <https://dronecenter.bard.edu/files/2015/12/12-11-Drone-Sightings-and-Close-Encounters.pdf> (Zugriff am: 10. Mai 2021).
- [25] G. Wild, J. Murray und G. Baxter, „Exploring Civil Drone Accidents and Incidents to Help Prevent Potential Air Disasters“, *Aerospace*, Jg. 3, Nr. 3, S. 22–33, 2016, doi: 10.3390/aerospace3030022.
- [26] E. Dourado und S. Hammond, *Do Consumer Drones Endanger the National Airspace? Evidence from Wildlife Strike Data*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.mercatus.org/system/files/Dourado-Wildlife-Strikes-MOP-v2.pdf> (Zugriff am: 4. November 2021).
- [27] N. M. Alexandrov, „Technology Considerations for Inclusion of Survivability in MDAO“ in *18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference 2017*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Hg., Denver, 2017. [Online]. Verfügbar unter: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170005871.pdf>
- [28] ATSB, „A safety analysis of remotely piloted aircraft systems: A rapid growth and safety implications for traditional aviation 2012 to 2016“, Australian Transport Safety Bureau, Canberra, März 2017. [Online]. Verfügbar unter: https://www.atsb.gov.au/media/5773362/ar-2017-016a_final.pdf. Zugriff am: 11. Mai 2017.
- [29] D. Pratt, „Drone Safety Risk: An assessment: CAP 1627“, Civil Aviation Authority, Gatwick, 2018. [Online]. Verfügbar unter: https://publicapps.caa.co.uk/docs/33/CAP1627_Jan2018.pdf. Zugriff am: 11. Mai 2018.
- [30] A. La Cour-Harbo und H. Schiøler, „Probability of Low-Altitude Midair Collision Between General Aviation and Unmanned Aircraft“, *Risk analysis*, 2019, doi: 10.1111/risa.13368.
- [31] Deutscher Ausschuss zur Verhütung von Vogelschlägen im Luftverkehr (DAVVL) e. V., *Presseinformation: Stand: Juli 2020*. [Online]. Verfügbar unter: https://www.davvl.de/sites/default/files/inline-files/davvl_pressemappe_07_2020.pdf (Zugriff am: 23. April 2021).
- [32] A. Radi, „Potential damage assessment of a mid-air collision with a small UAV“, Civil Aviation Safety Authority, 12. Juni 2013.

- [33] W. J. Austen, *Research Program on Collisions with Drones: Work Area 1 Final Report*. EASA.2016.C25. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.easa.europa.eu/document-library/research-reports/easa2016c25> (Zugriff am: 4. November 2021).
- [34] A. Shelley, „A Model of Human Harm from a Falling Unmanned Aircraft: Implications for UAS Regulation“, *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, Jg. 3, Nr. 3, 2016, doi: 10.15394/ijaaa.2016.1120.
- [35] C. H. Koh *et al.*, „Experimental and Simulation Weight Threshold Study for Safe Drone Operations“ in *2018 AIAA Information Systems-AIAA Infotech @ Aerospace*, Kissimmee, Florida, 2018, doi: 10.2514/6.2018-1725.
- [36] C. H. Koh *et al.*, „Weight threshold estimation of falling UAVs (Unmanned Aerial Vehicles) based on impact energy“, *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, Jg. 93, S. 228–255, 2018, doi: 10.1016/j.trc.2018.04.021.
- [37] E. T. Campolettano *et al.*, „Ranges of Injury Risk Associated with Impact from Unmanned Aircraft Systems“, *Annals of biomedical engineering*, Jg. 45, Nr. 12, S. 2733–2741, 2017, doi: 10.1007/s10439-017-1921-6.
- [38] Smith, W.H. und F. Main, *The real consequences of flying toy drones in the national airspace system*. [Online]. Verfügbar unter: https://aerokinetics.com/wp-content/uploads/2015/11/STUDY_RealConsequencesOfToyDrones.pdf (Zugriff am: 4. Oktober 2016).
- [39] D. Jones, *Small Remotely Piloted Aircraft Systems (drones)*. [Online]. Verfügbar unter: https://assets.publishing.service.gov.uk/government/uploads/system/uploads/attachment_data/file/918811/small-remotely-piloted-aircraft-systems-drones-mid-air-collision-study.pdf (Zugriff am: 27. Juli 2017).
- [40] Y. Song, K. Schroeder, B. Horton und J. Bayandor, „Advanced Propulsion Collision Damage due to Unmanned Aerial System Ingestion“ in *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Seoul, 2016.
- [41] K. Schroeder, Y. Song, B. Horton und J. Bayandor, „Investigation of UAS Ingestion into High-Bypass Engines, Part 2: Parametric Drone Study“ in *AIAA SciTech Forum, 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017, doi: 10.2514/6.2017-0187.
- [42] S. Mackay, *Engineering researchers seek remedies for threat posed by drones to commercial airliners*. [Online]. Verfügbar unter: <https://vtx.vt.edu/articles/2015/10/102815-engineering-jetenginedronestrike.html>.
- [43] O. Gerardo *et al.*, „UAS Airborne Collision Severity Evaluation: Executive Summary - Structural Evaluation“, FAA, Springfield, UAS Airborne Collision Severity Evaluation, Juli 2017. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.assureuas.org/projects/completed/a3/Volume%20I%20-%20UAS%20Airborne%20Collision%20Severity%20Evaluation%20-%20Structural%20Evaluation.pdf>. Zugriff am: 29. November 2017.
- [44] S. D. Cairns, L. A. Wood und G. Johnson, „Volume I - UAS Airborne Collision Severity - Projectile and Target Definition“, Federal Aviation Administration, 16. Dez. 2016. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.assureuas.org/projects/completed/a3/Volume%20I%20UAS%20Airborne%20Collision%20Severity%20Projectile%20and%20Target%20Definition.pdf>. Zugriff am: 10. September 2020.
- [45] O. Gerardo, L. Gomez, J. Espinosa, R. Baldrige, C. Zinzuwadia und T. Aldag, „Volume II - UAS Airborne Collision Severity Evaluation: Quadrocopter“, FAA, Springfield, UAS Airborne Collision Severity Evaluation 2, Juli 2017. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.assureuas.org/projects/completed/a3/Volume%20II%20-%20UAS%20Airborne%20Collision%20Severity%20Evaluation%20-%20Quadcopter.pdf>. Zugriff am: 29. November 2017.
- [46] O. Gerardo *et al.*, „Volume III - UAS Airborne Collision Severity Evaluation: Fixed-Wing“, FAA, Springfield, UAS Airborne Collision Severity Evaluation, Juli 2017. [Online]. Verfügbar

- unter: <https://www.assureuas.org/projects/completed/a3/Volume%20III%20-%20UAS%20Airborne%20Collision%20Severity%20Evaluation%20-%20Fixed-wing.pdf>. Zugriff am: 29. November 2017.
- [47] K. D'Souza, T. Lyons, T. Lacy und K. R. Kota, „Volume IV - UAS Airborne Collision Severity Evaluation: Engine Ingestion“, FAA, Springfield, UAS Airborne Collision Severity Evaluation, Juli 2017. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.assureuas.org/projects/completed/a3/Volume%20IV%20-%20UAS%20Airborne%20Collision%20Severity%20Evaluation%20-%20Engine%20Ingestion.pdf>. Zugriff am: 29. November 2017.
- [48] T. Lyons und K. D'Souza, „Parametric Study of a [sic] Unmanned Aerial Vehicle Ingestion Into a Business Jet Size Fan Assembly Model“, *J. Eng. Gas Turbines Power*, Jg. 141, Nr. 7, S. 71002, 2019, doi: 10.1115/1.4042286.
- [49] D. Arterburn, M. Ewing, R. Prabhu, F. Zhu und D. Francis, *Final Report for the FAA UAS Center of Excellence Task A4: UAS Ground Collision Severity Evaluation: Revision 2*. [Online]. Verfügbar unter: <https://rosap.ntl.bts.gov/view/dot/32208> (Zugriff am: 5. Mai 2017).
- [50] X. Meng *et al.*, „Dynamic response of the horizontal stabilizer during UAS airborne collision“, *International Journal of Impact Engineering*, Jg. 126, S. 50–61, 2019, doi: 10.1016/j.ijimpeng.2018.11.015.
- [51] Y.-H. Wang, Z.-J. Wu und M. Yang, „The Damage Prediction and Simulation for the UAV and Birdstrike Impact on Wing“, *Computer Simulation*, Nr. 9, 42-45;83, 2018.
- [52] S. E. Lee, J.-W. Jung, Y. Choi, Y.-J. Yoon und J.-W. Hong, „Unmanned Aerial Vehicle Impacts on Heat-strengthened Glass“, *IEEE Access*, Jg. 7, S. 104269–104278, 2019, doi: 10.1109/ACCESS.2019.2930277.
- [53] Y. Choi, S. Eon Lee, J.-W. Jung und J.-W. Hong, „Collision mechanism of unmanned aerial vehicles onto glass panels“, *International Journal of Micro Air Vehicles*, Jg. 13, 175682932110605, 2021, doi: 10.1177/17568293211060504.
- [54] K. R. Kota, T. Ricks, L. Gomez, J. E. d. I. Monteros, G. Olivares und T. E. Lacy, „Development and validation of finite element impact models of high-density UAS components for use in air-to-air collision simulations“, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, Jg. 27, Nr. 13, S. 1178–1199, 2020, doi: 10.1080/15376494.2020.1740956.
- [55] K. R. Kota, „Development and Verification of a Finite Element Model of a Fixed-Wing Unmanned Aerial System for Airborne Collision Severity Evaluation“. Ph.D, Mississippi State University, Ann Arbor, 2018.
- [56] T. Drumond, M. Greco und C. Cimini, „Evaluation of Increase Weight in a Wing Fixed Leading Edge Design to Support UAS Impact“ in *The 10th Aerospace Technology Congress, October 8-9, 2019, Stockholm, Sweden*, 2019, S. 71–80, doi: 10.3384/ecp19162008.
- [57] T. P. Drumond, M. Greco und C. A. Cimini, „Numerical analysis of an UAS impact in a reinforced wing fixed leading edge“, *J Braz. Soc. Mech. Sci. Eng.*, Jg. 43, Nr. 12, 2021, doi: 10.1007/s40430-021-03208-w.
- [58] T. Drumond, M. Greco, C. Cimini und E. Medeiros, „Evaluation of Alternative Materials in a Wing Fixed Leading Edge to Support UAS Impact“ in *XL Ibero-Latin-American Congress on Computational Methods in Engineering*, Natal, 2019.
- [59] X. Lu, X. Liu, Y. Li, Y. Zhang und H. Zuo, „Simulations of airborne collisions between drones and an aircraft windshield“, *Aerospace Science and Technology*, Jg. 98, S. 105713, 2020, doi: 10.1016/j.ast.2020.105713.
- [60] L. Jonkheijm, „Predicting helicopter damage caused by a collision with an Unmanned Aerial System using explicit Finite Element Analysis“. Masterthesis, Technical University Delft, Delft, 2020. [Online]. Verfügbar unter: <http://resolver.tudelft.nl/uuid:90105518-e3f8-4355-b9d3-bf541215e83c>

- [61] L. Jonkheijm, B. Chen und M. J. Schuurman, „Predicting Helicopter Damage Caused by a Collision with an Unmanned Aerial System Using Explicit Finite Element Analysis“ in *AIAA SCITECH 2022 Forum*, San Diego, CA & Virtual, 2022, doi: 10.2514/6.2022-1486.
- [62] E. Sahraei, R. Hill und T. Wierzbicki, „Calibration and finite element simulation of pouch lithium-ion batteries for mechanical integrity“, *Journal of Power Sources*, Jg. 201, S. 307–321, 2012, doi: 10.1016/j.jpowsour.2011.10.094.
- [63] R. Hedayati, S. Ziaei-Rad, A. Eyvazian und A. M. Hamouda, „Bird strike analysis on a typical helicopter windshield with different lay-ups“, *J Mech Sci Technol*, Jg. 28, Nr. 4, S. 1381–1392, 2014, doi: 10.1007/s12206-014-0125-3.
- [64] A. Dadouche, A. Greer, B. Galeote, T. Breithaupt, C. Vidal und R. Gould, „Drone impact assessment on aircraft structure: windshield and leading edge testing and analysis“ CR-GTL-2020-0054, März 2020.
- [65] M. May *et al.*, „Vulnerability of aerostructures to drone impact – characterization of critical drone components“ in *AIAA SCITECH 2022 Forum*, San Diego, CA & Virtual, 2022, doi: 10.2514/6.2022-0870.
- [66] M. Harker, S. Horridge, R. Harrison, J. McNeil und M. Abdulrahim, „Testing Aircraft Structural Damage Sustained Due to Collision Impacts with Racing Drones“ in *AIAA SCITECH 2022 Forum*, San Diego, CA & Virtual, 2022, doi: 10.2514/6.2022-2286.
- [67] European Aviation Safety Agency, *Drone Collision Task Force: Final Report*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.easa.europa.eu/document-library/general-publications/drone-collision-task-force> (Zugriff am: 15. Februar 2017).
- [68] W. J. Austen, S. J. Lord und S. A. Bridges, *Vulnerability of manned aircraft to drone strikes: Research Project EASA.2020.C04*. [Online]. Verfügbar unter: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/deliverable-analysis_of_the_state-of-the-art_d1.3_and_research_cooperation_d1.4.pdf (Zugriff am: 5. November 2020).
- [69] W. J. Austen, S. J. Lord und S. A. Bridges, *Vulnerability of manned aircraft to drone strikes*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/collision-envelope-specification-and-justification-report-d2.1.pdf> (Zugriff am: 24. Februar 2021).
- [70] B. A. Warsiyanto, M. H. Widanto, I. Musthofa und I. Maulana, „Dynamic response of the wing during UAV collision“, *Jurnal Teknologi Dirgantara*, Jg. 19, Nr. 1, S. 79–92, 2021, doi: 10.30536/j.jtd.2021.v19.a3514.
- [71] M. H. Che Man und K. H. Low, „Damage Severity Prediction of Helicopter Windshields Caused by a Collision with a Small Unmanned Aerial Vehicle (sUAV)“ in *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, VIRTUAL EVENT, 2021, doi: 10.2514/6.2021-3001.
- [72] Y. Zhang *et al.*, „High-precision modeling and collision simulation of small rotor UAV“, *Aerospace Science and Technology*, Jg. 118, S. 106977, 2021, doi: 10.1016/j.ast.2021.106977.
- [73] Z. Yongjie *et al.*, „A Review of High Precision Finite Element Modelling Methods for Light and Small UAS“, *J. Phys.: Conf. Ser.*, Jg. 1786, Nr. 1, S. 12041, 2021, doi: 10.1088/1742-6596/1786/1/012041.
- [74] X. Lu, X. Liu, Y. Zhang, Y. Li und H. Zuo, „Simulation of airborne collision between a drone and an aircraft nose“, *Aerospace Science and Technology*, Jg. 118, S. 107078, 2021, doi: 10.1016/j.ast.2021.107078.
- [75] N. D. Hou, „Dynamic Response and Damage of the Fan Blades during UAV Ingestion into an Aero-Engine“ in *32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Shanghai, 2021.
- [76] S. A. Ritt, F. Höfer, J. Oswald und D. Schlie, „Drone Strike on a Helicopter Canopy Demonstrator“ in *47th European Rotorcraft Forum*, Virtual, 2021.

- [77] H. Liu, H. C. M. Mohd, B. F. Ng und K. H. Low, „Airborne Collision Evaluation between Drone and Aircraft Engine: Effects of Position and Posture on Damage of Fan Blades“ in *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, 2020, S. 26, doi: 10.2514/6.2020-3214.
- [78] H. Liu, M. H. C. Man und K. H. Low, „UAV airborne collision to manned aircraft engine: Damage of fan blades and resultant thrust loss“, *Aerospace Science and Technology*, Jg. 113, S. 106645, 2021, doi: 10.1016/j.ast.2021.106645.
- [79] J. Yu *et al.*, „Numerical simulation of a UAV impacting engine fan blades“, *Chinese Journal of Aeronautics*, Jg. 34, Nr. 10, S. 177–190, 2021, doi: 10.1016/j.cja.2020.10.025.
- [80] H. Liu, M. Hasrizam Che Man, B. F. Ng und K. H. Low, „Airborne collision severity study on engine ingestion caused by harmless-categorized drones“ in *AIAA Scitech 2021 Forum*, VIRTUAL EVENT, 2021, doi: 10.2514/6.2021-1263.
- [81] M. H. Che Man, H. Liu, B. F. Ng und K. Huat Low, „Preliminary Evaluation of Thrust Loss in Commercial Aircraft Engine due to Airborne Collision with Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)“ in *2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Athens, Greece, 01.09.2020 - 04.09.2020, S. 1425–1432, doi: 10.1109/ICUAS48674.2020.9214048.
- [82] M. H. Che Man, H. Liu und K. H. Low, „Severity assessment of aircraft engine fan blades under airborne collision of unmanned aerial vehicles comparable to bird strike certification standards“, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 095441002110449, 2021, doi: 10.1177/09544100211044909.
- [83] B. Rattanagraikanakorn, A. Sharpanskykh, M. J. Schuurman, D. Gransden, H. Blom und C. D. Wagter, „Characterizing UAS Collision Consequences in Future UTM“ in *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, Georgia, 2018, doi: 10.2514/6.2018-3031.
- [84] H. Fricke, S. Förster und Brühl, R, Austen, WJ, Thiel, C, „Mid-air collisions with drones“ in *Air Traffic Management Seminar*, New Orleans, 2021.
- [85] R. Clothier, „Decision Support for the Safe Design and Operation of Unmanned Aircraft Systems“. Dissertation, Australian Research Centre for Aerospace Automation, Queensland University of Technology, Queensland, 2012. [Online]. Verfügbar unter: http://eprints.qut.edu.au/51048/1/Reece_Clothier_Thesis.pdf
- [86] University of Dayton, *Risk in the Sky?*, 2018. [Online]. Verfügbar unter: https://www.youtube.com/watch?v=7gt8a_ETPRE
- [87] K. Jankai, *First drone vs Plane crash in slow motion /FULL VIDEO/(HIFLYZONE)*, 2020. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.youtube.com/watch?v=9z4FvU-R7cY>
- [88] B. M. Schulman, *DJI Demands Withdrawal Of Misleading Drone Collision Video: Simulation Was Staged Faster Than Both Maximum Possible Speed And FAA Guidelines*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.dji.com/newsroom/news/dji-demands-withdrawal-of-misleading-drone-collision-video> (Zugriff am: 4. August 2021).
- [89] Telegraph CO UK, *Hero pilot praised for saving 127 tourists after plane windscreen was smashed by freak hailstorm*. [Online]. Verfügbar unter: <http://www.telegraph.co.uk/travel/news/pilots-awarded-medal-for-landing-blind-after-istanbul-hailstorm/> (Zugriff am: 28. November 2017).
- [90] J. Pernas-Sánchez, D. A. Pedroche, D. Varas, J. López-Puente und R. Zaera, „Numerical modeling of ice behavior under high velocity impacts“, *International Journal of Solids and Structures*, Jg. 49, Nr. 14, S. 1919–1927, 2012, doi: 10.1016/j.ijsolstr.2012.03.038.
- [91] H. Kim und K. Kedward, „Experimental and numerical analysis correlation of hail ice impacting composite structures“ in *40th Structures Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit*, St. Louis, MO, 1999, S. 55, doi: 10.2514/6.1999-1366.

- [92] H. Kim und K. T. Kedward, „Modeling Hail Ice Impacts and Predicting Impact Damage Initiation in Composite Structures“, *AIAA Journal*, Jg. 38, Nr. 7, S. 1278–1288, 2000, doi: 10.2514/2.1099.
- [93] H. Kim, D. A. Welch und K. T. Kedward, „Experimental investigation of high velocity ice impacts on woven carbon/epoxy composite panels“, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Jg. 34, Nr. 1, S. 25–41, 2003, doi: 10.1016/S1359-835X(02)00258-0.
- [94] A. Combescure, Y. Chuzel-Marmot und J. Fabis, „Experimental study of high-velocity impact and fracture of ice“, *International Journal of Solids and Structures*, Jg. 48, Nr. 20, S. 2779–2790, 2011, doi: 10.1016/j.ijsolstr.2011.05.028.
- [95] B. Landsberg und B. Knill, *Safety Brief: Bird Strikes*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.aopa.org/-/media/files/aopa/home/pilot-resources/safety-and-proficiency/bird-and-wildlife-strikes/sb11.pdf?la=en> (Zugriff am: 28. November 2017).
- [96] U. Franz, B. Lorenz, J. Remfrey, R. Schöneburg und F. Kramer, Hg., *Integrale Sicherheit von Kraftfahrzeugen*. Wiesbaden: Springer Fachmedien Wiesbaden, 2013.
- [97] B. Munyazikwiye, „Mathematical Modelling and Analysis of Vehicle Frontal Crash using Lumped Parameters Models“. Dissertation, Faculty of Engineering and Science, University of Agder, Kristiansand, 2020.
- [98] B. B. Munyazikwiye, H. R. Karimi und K. G. Robbersmyr, „Optimization of Vehicle-to-Vehicle Frontal Crash Model Based on Measured Data Using Genetic Algorithm“, *IEEE Access*, Jg. 5, S. 3131–3138, 2017, doi: 10.1109/ACCESS.2017.2671357.
- [99] E. Fossat, „Mathematical models to evaluate structural forces in frontal crash tests“ in *FOURTEENTH INTERNATIONAL TECHNICAL CONFERENCE ON ENHANCED SAFETY OF VEHICLES*, München, 1994, S. 1320–1333.
- [100] D. P. Wood, „Safety and the car size effect: A fundamental explanation“, *Accident; analysis and prevention*, Jg. 29, Nr. 2, S. 139–151, 1997, doi: 10.1016/S0001-4575(96)00067-X.
- [101] S. Heimbs, „Bird Strike Analysis in Aircraft Engineering: An Overview“ in *Advances in mechanical engineering research*, D. E. Malach, Hg., Hauppauge, N.Y: Nova Science, 2011, S. 111–143.
- [102] Á. Arias, J. López-Puente, J. A. Loya, D. Varas und R. Zaera, „Analysis of high-speed impact problems in the aircraft industry“ in *CISM International Centre for Mechanical Sciences, Constitutive Relations under Impact Loadings*, F. Pfeiffer et al., Hg., Vienna: Springer Vienna, 2014, S. 137–207, doi: 10.1007/978-3-7091-1768-2_4.
- [103] Atkins Limited, Food & Environment Research, *Bird Strike Damage & Windshield Bird Strike: Final Report*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/Final%20report%20Bird%20Strike%20Study.pdf> (Zugriff am: 2. Juli 2021).
- [104] P. Jackson, *IHS Jane's All the World's Aircraft: Development & production*. Coulsdon, Surrey: IHS Jane's, IHS Global Limited, 2017.
- [105] EASA, *Certification Memorandum: EASA CM - S - 001 Issue: 01*. [Online]. Verfügbar unter: https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/certification-docs-certification-memorandum-final-EASA-CM-S-001-Issue-01_Compliance-with-CS-25-bird-strike-requirements_PUBL.pdf (Zugriff am: 2. Juli 2021).
- [106] G. Kessler, A. Vesper, F.-H. Schlüter, W. Raskob, C. Landman und J. Päsler-Sauer, „Belastungsansätze für Flugzeugaufprall“ in *Sicherheit von Leichtwasserreaktoren: Risiken der Nukleartechnologie*, G. Kessler et al., Hg., Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2012, S. 183–205, doi: 10.1007/978-3-642-28381-9_14.
- [107] A. F. Johnson, N. Toso-Pentecôte und D. Schueler, „Numerical modelling of impact and damage tolerance in aerospace composite structures“ in *Numerical Modelling of Failure in Advanced Composite Materials*, Elsevier, 2015, S. 479–506, doi: 10.1016/B978-0-08-100332-9.00018-9.

- [108] C. Lakshmana Rao, K. R. Y. Simha und V. Narayanamurthy, *Applied impact mechanics*. Chichester, United Kingdom: Wiley, 2016. [Online]. Verfügbar unter: <http://onlinelibrary.wiley.com/book/10.1002/9781119241829>
- [109] W. Goldsmith, *Impact: The theory and physical behaviour of colliding solids*, 1. Aufl. Mineola NY: Dover Publ, 2001.
- [110] M. Reichardt, „Alternde Stahlbetonbauteile unter Stoßbelastung im Kontext der Zwischenlagerung hoch radioaktiver Abfälle“. Dissertation, Institut für Baustoffe, Massivbau und Brandschutz der Technischen Universität Braunschweig, Technische Universität Braunschweig, Braunschweig, 2019. [Online]. Verfügbar unter: <https://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:gbv:084-2019070310545>
- [111] M. A. Meyers, *Dynamic Behavior of Materials*. Hoboken, NJ, USA: John Wiley & Sons, Inc, 1994.
- [112] S. Abrate, *Impact on composite structures*, 1. Aufl. Cambridge: Cambridge Univ. Press, 2005.
- [113] W. J. Stronge, *Impact Mechanics*. Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
- [114] N. F. Martin, „Nonlinear finite-element analysis to predict fan-blade damage due to soft-body impact“, *Journal of Propulsion and Power*, Jg. 6, Nr. 4, S. 445–450, 1990, doi: 10.2514/3.25455.
- [115] J. D. Riera, „On the stress analysis of structures subjected to aircraft impact forces“, *Nuclear Engineering and Design*, Jg. 8, Nr. 4, S. 415–426, 1968, doi: 10.1016/0029-5493(68)90039-3.
- [116] S. Abrate, „Modeling of impacts on composite structures“, *Composite Structures*, Jg. 51, Nr. 2, S. 129–138, 2001, doi: 10.1016/S0263-8223(00)00138-0.
- [117] R. Olsson, „Analytical prediction of large mass impact damage in composite laminates“, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Jg. 32, Nr. 9, S. 1207–1215, 2001, doi: 10.1016/S1359-835X(01)00073-2.
- [118] R. Olsson, „Impact response of orthotropic composite plates predicted from a one-parameter differential equation“, *AIAA Journal*, Jg. 30, Nr. 6, S. 1587–1596, 1992, doi: 10.2514/3.11105.
- [119] A. L. Dobyns, „Analysis of Simply-Supported Orthotropic Plates Subject to Static and Dynamic Loads“, *AIAA Journal*, Jg. 19, Nr. 5, S. 642–650, 1981, doi: 10.2514/3.50984.
- [120] S. R. Swanson, „Contact deformation and stress in orthotropic plates“, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Jg. 36, Nr. 10, S. 1421–1429, 2005, doi: 10.1016/j.compositesa.2004.11.011.
- [121] F. Najafi, M. H. Shojaeefard und H. Saeidi Googarchin, „Low-velocity impact response of functionally graded doubly curved panels with Winkler–Pasternak elastic foundation: An analytical approach“, *Composite Structures*, Jg. 162, S. 351–364, 2017, doi: 10.1016/j.compstruct.2016.11.094.
- [122] H. Hertz, „Ueber die Berührung fester elastischer Körper“, *Journal für die reine und angewandte Mathematik (Crelle's Journal)*, Jg. 1882, Nr. 92, S. 156–171, 1882, doi: 10.1515/crll.1882.92.156.
- [123] S. Abrate, Hg., *Impact Engineering of Composite Structures*. Vienna: Springer Vienna, 2011. [Online]. Verfügbar unter: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-7091-0523-8>
- [124] H. Wang, X. Yin, H. Hao, W. Chen und B. Yu, „The correlation of theoretical contact models for normal elastic-plastic impacts“, *International Journal of Solids and Structures*, 182–183, S. 15–33, 2020, doi: 10.1016/j.ijsolstr.2019.07.018.
- [125] J. Eibl, „Soft and Hard Impact: Concrete for Hazard Protection“, The Concrete Society, Sep. 1987.
- [126] P. Kœchlin und S. Potapov, „Classification of soft and hard impacts - Application to aircraft crash“, *Nuclear Engineering and Design*, Jg. 239, Nr. 4, S. 613–618, 2009, doi: 10.1016/j.nucengdes.2008.10.016.


- [127] LS-DYNA Aerospace Working Group, *TEST CASE DOCUMENTATION AND TESTING RESULTS: Bird Strike on Rigid Plate*. LSTC-QA-LS-DYNA-AEROQA-5-4. [Online]. Verfügbar unter: <https://awg.lstc.com/tiki-index.php?page=QA+test+example+5> (Zugriff am: 28. Mai 2020).
- [128] J. S. Wilbeck, „Impact behavior of low strength projectiles“, Air Force Materials Lab Wright-Patterson AFB OH, 1978.
- [129] J. P. Barber, H. R. Taylor und J. S. Wilbeck, „Bird impact forces and pressures on rigid and compliant targets“, DTIC Document, Jan. 1978. Zugriff am: 9. Februar 2017.
- [130] A. Challita und J. P. Barber, „The Scaling of Bird Impact Loads: Technical Report AFFDL-TR-79-3042“, University of Dayton Research Institute, Juni 1979. [Online]. Verfügbar unter: <https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/ADA075215.pdf>. Zugriff am: 2. Juli 2018.
- [131] J. Barber und J. Wilbeck, „Bird impact loading“, *The shock and vibration bulletin*, Jg. 48, S. 115–122, 1978.
- [132] J. P. Barber, H. R. Taylor und J. S. Wilbeck, „Characterization of bird impacts on a rigid plate: part 1: Technical Report AFFDL-TR-75-5“, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1975.
- [133] L. S. Nizampatnam, „Models and methods for bird strike load predictions“. Dissertation, Department of Aerospace Engineering, Wichita State University, Wichita, 2007. [Online]. Verfügbar unter: <https://soar.wichita.edu/bitstream/handle/10057/1494/d07030.pdf?sequence=3>
- [134] J. S. Wilbeck und J. L. Rand, „The Development of a Substitute Bird Model“, *Journal of Engineering for Power*, Jg. 103, Nr. 4, S. 725–730, 1981, doi: 10.1115/1.3230795.
- [135] M. Vuorinen, P. Varpasuo und J. Kähkönen, „Reaction-time response of a large commercial aircraft“ in *19th International Conference on Nuclear Engineering*, Chiba, 2011.
- [136] A. Siefert und F. O. Henkel, „Nonlinear analysis of commercial aircraft impact on a reactor building - Comparison between integral and decoupled crash simulation“, *Nuclear Engineering and Design*, Jg. 269, S. 130–135, 2014, doi: 10.1016/j.nucengdes.2013.08.018.
- [137] G. V. Belov, V. A. Markov, Y. V. Popov, V. I. Pusev, V. V. Selivanov und V. V. Frolov, „The load exerted on a rigid wall by a highly porous cylinder during impact“, *J. Phys.: Conf. Ser.*, Jg. 1666, S. 12006, 2020, doi: 10.1088/1742-6596/1666/1/012006.
- [138] T. Sugano *et al.*, „Full-scale aircraft impact test for evaluation of impact force“, *Nuclear Engineering and Design*, Jg. 140, Nr. 3, S. 373–385, 1993, doi: 10.1016/0029-5493(93)90119-T.
- [139] J. D. Riera, „A critical reappraisal of nuclear power plant safety against accidental aircraft impact“, *Nuclear Engineering and Design*, Jg. 57, Nr. 1, S. 193–206, 1980, doi: 10.1016/0029-5493(80)90233-2.
- [140] J. W. Gardner, „Calculation of the forces acting upon a rigid structure from an aircraft impact“, *International Journal of Impact Engineering*, Jg. 2, Nr. 4, S. 345–356, 1984, doi: 10.1016/0734-743X(84)90023-X.
- [141] J. P. Wolf, K. M. Bucher und P. E. Skrikerud, „Response of equipment to aircraft impact“, *Nuclear Engineering and Design*, Jg. 47, Nr. 1, S. 169–193, 1978, doi: 10.1016/0029-5493(78)90014-6.
- [142] H. Abbas, D. K. Paul, P. N. Godbole und G. C. Nayak, „Soft missile impact on rigid targets“, *International Journal of Impact Engineering*, Jg. 16, 5-6, S. 727–737, 1995, doi: 10.1016/0734-743X(95)00004-T.
- [143] L. E. Laczák und G. Károlyi, „Parametric study for aircraft impact“ in *SUSI 2014*, New Forest, UK, 2014, S. 87–93, doi: 10.2495/SUSI140081.
- [144] A. K. Kar, „Impactive Effects of Tornado Missiles and Aircraft“, *Journal of the Structural Division*, Jg. 105, Nr. 11, S. 2243–2260, 1979.

- [145] L. E. Laczák und G. Károlyi, „On the impact of a rigid–plastic missile into rigid or elastic target“, *International Journal of Non-Linear Mechanics*, Jg. 91, S. 1–7, 2017, doi: 10.1016/j.ijnonlinmec.2017.01.020.
- [146] S. Lundin und R. B. Mueller, „Advance Aircraft Materials, Engine Debris Penetration Testing: DOT/FAA/AR-03/37“, Federal Aviation Administration, Springfield, Dez. 2005.
- [147] M. Buyuk, S. Kan und M. J. Loikkanen, „Explicit Finite Element Analysis of 2024-T3/T351 Aluminum Material under Impact Loading for Airplane Engine Containment and Fragment Shielding“ in *11th Biennial ASCE Aerospace Division International Conference on Engineering, Science, Construction, and Operations in Challenging Environments*, Long Beach, California, United States, 2008, S. 1–15, doi: 10.1061/40988(323)76.
- [148] P. Wilde und C. Draper, „Aircraft Protection Standards and Implementation Guidelines for Range Safety“ in *Aerospace Sciences Meetings, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010, doi: 10.2514/6.2010-1542.
- [149] MatWeb LLC, *Industeel CLC 1.2316S Prehardened Mold Steel (300HB) with Improved Machinability*. [Online]. Verfügbar unter: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=2ebf170df5d947218f9e955197f4ee57&ckck=1> (Zugriff am: 10. Juli 2020).
- [150] MatWeb LLC, *Aluminium 2024-T3*. [Online]. Verfügbar unter: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=57483b4d782940faaf12964a1821fb61&ckck=1> (Zugriff am: 10. Juli 2020).
- [151] R. Gomeringer *et al.*, *Tabellenbuch Metall*, 48. Aufl. EUROPA, 2018.
- [152] Ultimaker, *Technical data sheet PC*. [Online]. Verfügbar unter: <https://support.ultimaker.com/hc/en-us/articles/360012061159-Ultimaker-PC-TDS> (Zugriff am: 8. April 2020).
- [153] J. L. Rose, *Ultrasonic waves in solid media*, 1. Aufl. Cambridge: Cambridge University Press, 2014.
- [154] F. Franke, M. Schwab, U. Burger und C. Hühne, „An analytical model to determine the impact force of drone strikes“, *CEAS Aeronaut J*, Jg. 13, 2022/1, S. 69–84, 2022, doi: 10.1007/s13272-021-00552-4.
- [155] Department of Transportation Federal Aviation Administration, *TYPE CERTIFICATE DATA SHEET NO. 4A26*. [Online]. Verfügbar unter: [https://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/1ba4297b003b30a88525672400607e05/\\$FILE/4a26.PDF](https://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/1ba4297b003b30a88525672400607e05/$FILE/4a26.PDF) (Zugriff am: 24. Juli 2020).
- [156] D. Ruch, „Bestimmung der Last-Zeit-Funktion beim Aufprall flüssigkeitsgefüllter Stoßkörper“. Dissertation, Karlsruhe Institut für Technologie, Karlsruhe, 2010.
- [157] M. Rodriguez-Millan, D. Garcia-Gonzalez, A. Rusinek und A. Arias, „Influence of Stress State on the Mechanical Impact and Deformation Behaviors of Aluminum Alloys“, *Metals*, Jg. 8, Nr. 7, S. 520, 2018, doi: 10.3390/met8070520.
- [158] P. Deuffhard, A. Hohmann und F. Bornemann, *Numerische Mathematik*, 3. Aufl. Berlin: De Gruyter, 2002.
- [159] F. Franke, U. Burger und C. Hühne, „Investigation of Impacts between unmanned aerial vehicle motors and various targets“ in *2nd Aerospace Europe Conference*, Warschau, 2021.
- [160] Polymer Service GmbH Merseburg, *Schlagbeanspruchung: Kunststoffe*. [Online]. Verfügbar unter: http://wiki.polymerservice-merseburg.de/index.php/Schlagbeanspruchung_Kunststoffe (Zugriff am: 10. Dezember 2019).
- [161] H. Biermann, *Moderne Methoden der Werkstoffprüfung*. Wiley, 2014.

- [162] Transmetra, *Zug und Druckkraftsensor: KD80s*. [Online]. Verfügbar unter: https://www.transmetra.ch/images/transmetra_pdf/sensorik/kraft_gewicht_drehmoment_dehnung/kraft_gewicht_dehnung/druck_zug_kraftsensoren/druck-zug-kraftsensor-kd80s.pdf (Zugriff am: 25. Oktober 2021).
- [163] KAMI Maschinen, *Maßstab KAMI BG 200 ML 280 mm*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.kami-maschinen.de/werkzeugmaschinen/glasmassstab/massstab-kami-bg-200-ml-280-mm.pdf> (Zugriff am: 9. September 2021).
- [164] ME-Systeme, *GSV-8DS SubD15HD*. [Online]. Verfügbar unter: https://www.me-systeme.de/product-pdf?product_id=2513&lang=de (Zugriff am: 9. September 2021).
- [165] F. Franke, U. Burger, S. Heimbs, C. Seidel, P. Brudzinski und D. Huehn, „High Speed Impact Testing on Thermoplastic Composite Plates“ in *73rd Annual Forum & Technology Display*, Fort Worth, Texas, 2017.
- [166] E. W. Godwin und G. A. Davies, „Impact behaviour of thermoplastic composites“, *Computer aided design in composite material technology*, S. 371–382, 1988.
- [167] B. Vieille, V. M. Casado und C. Bouvet, „About the impact behavior of woven-ply carbon fiber-reinforced thermoplastic- and thermosetting-composites: A comparative study“, *Composite Structures*, Jg. 101, S. 9–21, 2013, doi: 10.1016/j.compstruct.2013.01.025.
- [168] D. Brown, Hanson R und W. Christian, *Tracker: Video Analysis and Modeling Tool*. [Online]. Verfügbar unter: <https://physlets.org/tracker/> (Zugriff am: 7. Dezember 2020).
- [169] HBM, *PACeline: Piezoelektrischer Kraftmessring - Montageanleitung*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.hbm.com/fileadmin/mediapool/hbmdoc/technical/A02587.pdf> (Zugriff am: 13. September 2021).
- [170] HBM, *CMD PACeline: Bedienungsanleitung*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.hbm.com/fileadmin/mediapool/hbmdoc/technical/A02781.pdf> (Zugriff am: 13. September 2021).
- [171] K. Scheibe *et al.*, „Entwicklung und Konstruktion 3 Produktentwicklung: Projekt Drohnenschlag SS2017“, Juli 2017.
- [172] Instron, *9400 Series: Impact Drop Tower System*. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.instron.com/-/media/literature-library/products/2020/02/9400-series-drop-tower-brochure.pdf?la=de-DE> (Zugriff am: 25. November 2021).
- [173] *Grundlagen der Meßtechnik - Teil 1: Grundbegriffe*, DIN 1319-4, Deutsches Institut für Normung e. V., Jan. 1995.
- [174] *Grundlagen der Meßtechnik - Teil 3: Auswertung von Messungen einer einzelnen Meßgröße, Meßunsicherheit*, DIN 1319-3, Deutsches Institut für Normung e. V., Mai. 1996.
- [175] O. C. Zienkiewicz, *Finite Element Method: Its Basis and Fundamentals*, 7. Aufl. Oxford: Elsevier Science & Technology, 2013. [Online]. Verfügbar unter: <https://ebookcentral.proquest.com/lib/kxp/detail.action?docID=1372120>
- [176] B. Klein, *FEM: Grundlagen und Anwendungen der Finite-Element-Methode im Maschinen- und Fahrzeugbau*, 10. Aufl. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2015. [Online]. Verfügbar unter: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-658-06054-1>
- [177] F. Franke, T. Slowik, U. Burger und C. Hühne, „Numerical Investigation of Drone Strikes with Various Aircraft Targets“ in *AIAA SCITECH 2022 Forum*, San Diego, CA & Virtual, 2022, doi: 10.2514/6.2022-2603.
- [178] Altair Hyperworks, *Radioss User Guide*.
- [179] Federal Aviation Administration., Battelle Memorial Institute., Columbus Laboratories., William J. Hughes Technical Center, Department of Defense. und National Aeronautics and Space Administration., *Metallic materials properties development and standardization (MMPDS): MMPDS-09*, 2014.

- [180] M. Schwab, „Investigation of drone strike to jet engines: Preliminary experimental tests, test rig design and numerical analysis“. Masterarbeit, Technische Hochschule Ingolstadt, Ingolstadt, 2020. [Online]. Verfügbar unter: <https://opus4.kobv.de/opus4-haw/frontdoor/index/index/start/0/rows/10/sortfield/score/sortorder/desc/searchtype/simple/query/Schwab/docId/854>
- [181] F. Franke, M. Schwab, F. Steinberger und U. Burger, „3. Zwischenbericht zum Projekt Drone Strike on Aircraft - Research (DESIRE)“, Technische Hochschule Ingolstadt, März 2022.
- [182] G. R. Johnson und W. H. Cook, „A Constitutive Model and Data for Metals Subjected to Large Strains, High Strain Rates, and High Temperatures“ in *7th International Symposium on Ballistics*, The Hague, 1983, S. 541–547.
- [183] D. Ivančević, I. Smojver und M. Leko, „Numerical Approach in the Evaluation of Aeronautical Structures Ballistic Protection“, *Transportation Research Procedia*, Jg. 35, S. 190–199, 2018, doi: 10.1016/j.trpro.2018.12.029.
- [184] M. Agmell, A. Ahadi und J.-E. Ståhl, „The Link Between Plasticity Parameters and Process Parameters in Orthogonal Cutting“, *Procedia CIRP*, Jg. 8, S. 224–229, 2013, doi: 10.1016/j.procir.2013.06.093.
- [185] G. R. Johnson und W. H. Cook, „Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures“, *Engineering Fracture Mechanics*, Jg. 21, Nr. 1, S. 31–48, 1985, doi: 10.1016/0013-7944(85)90052-9.
- [186] Cogent Power Ltd, *Electrical Steel Non Oriented Fully Processed*. [Online]. Verfügbar unter: <https://perso.uclouvain.be/ernest.matagne/ELEC2311/T2006/NOFP.pdf> (Zugriff am: 11. März 2021).
- [187] Matweb, *AISI 422*. [Online]. Verfügbar unter: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=81eb6302cf6a41eda0afa0a2afa8a203&ckck=1> (Zugriff am: 11. März 2021).
- [188] MatWeb LLC, *Overview of materials for Thermoset Polyurethane Foam, Unreinforced*. [Online]. Verfügbar unter: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=91d44cae736e4b36bcb94720654eeae&ckck=1> (Zugriff am: 24. September 2021).
- [189] T. Slowik, „Finite-Element-Analysen von Drohnenschlägen auf Luftfahrzeugbauteile“. Masterarbeit, Technische Hochschule Ingolstadt, Ingolstadt, 2021.
- [190] K. Ravi-Chander und S. Satapathy, *Mechanical Properties of G-10 Glass-Epoxy Composite: Technical Report*. [Online]. Verfügbar unter: <https://apps.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a470630.pdf> (Zugriff am: 11. März 2021).
- [191] M. Wagner, *Lineare und nichtlineare FEM: Eine Einführung mit Anwendungen in der Umformsimulation mit LS-DYNA®*. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2017.
- [192] L. Fahrmeir, C. Heumann, R. Künstler, I. Pigeot und G. Tutz, *Statistik: Der Weg zur Datenanalyse*, 8. Aufl. Berlin, Heidelberg: Springer Spektrum, 2016.
- [193] Matweb, *ERG Aerospace Doucel® Aluminum Metal Foam*. [Online]. Verfügbar unter: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=5e18e74a69754dfab0ff01ededd90f3d&ckck=1> (Zugriff am: 12. April 2021).
- [194] F. Franke, U. Burger und C. Hühne, „Models and Methods for Drone Strike Load Predictions“ in *32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Shanghai, 2021.
- [195] W. Jonas, E. Rüdiger und H. Riech, „III. Technischer Bericht: Stoßlast deformierbarer Körper“, Hochtief AG Abt. Kerntechnischer Ingenieurbau, 1981.
- [196] P. G. Bignon und J. D. Riera, „Verification of methods of analysis for soft missile impact problems“, *Nuclear Engineering and Design*, Jg. 60, Nr. 3, S. 311–326, 1980, doi: 10.1016/0029-5493(80)90297-6.

- [197] J. M. ALEXANDER, „An approximate analysis of the collapse of thin cylindrical shells under axial loading“, *Q J Mechanics Appl Math*, Jg. 13, Nr. 1, S. 10–15, 1960, doi: 10.1093/qjmam/13.1.10.
- [198] R. F. Recht und T. W. Ipson, „Ballistic Perforation Dynamics“, *J. Appl. Mech.*, Jg. 30, Nr. 3, S. 384, 1963, doi: 10.1115/1.3636566.
- [199] T. W. Ipson und R. F. Recht, „Ballistic-penetration resistance and its measurement“, *Experimental Mechanics*, Jg. 15, Nr. 7, S. 249–257, 1975, doi: 10.1007/BF02318057.
- [200] H. Abbas, D. K. Paul, P. N. Godbole und G. C. Nayak, „Aircraft crash upon outer containment of nuclear power plant“, *Nuclear Engineering and Design*, Jg. 160, 1-2, S. 13–50, 1996, doi: 10.1016/0029-5493(95)01049-1.
- [201] N. Nitsch, „Konzeptanalyse von 3D-Druck-Materialien zur Vereinfachung von Drohnen-schlagimpacttests“. Bachelorarbeit, Technische Hochschule Ingolstadt, Ingolstadt, 2019.
- [202] F. Puente León, H. Jäkel und U. Kiencke, *Signale und Systeme*, 6. Aufl. Berlin, Boston: De Gruyter Oldenbourg, 2015.



© Technische Universität Braunschweig
Niedersächsisches Forschungszentrum für Luftfahrt
Hermann-Blenk-Straße 42
38108 Braunschweig
nfl@tu-braunschweig.de
www.tu-braunschweig.de/nfl