

Interner Bericht

DLR-IB-FT-BS-2024-164

**Modellbildung,
Implementierung und
Simulation eines
parametrisierbaren
Fahrwerkmodells für ein
Überschallverkehrsflugzeug
Hochschulschrift**

Robin Hähnel

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig



DLR

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt

Institutsbericht
DLR-IB-FT-BS-2024-164

**Modellbildung, Implementierung und Simulation eines
parametrisierbaren Fahrwerksmodells für ein
Überschallverkehrsflugzeug**

Robin Hähnel

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

099 Seiten
053 Abbildungen
020 Tabellen
027 Referenzen

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Abteilung Flugdynamik und Simulation

**Stufe der Zugänglichkeit: I, Allgemein zugänglich: Der Interne Bericht wird
elektronisch ohne Einschränkungen in ELIB abgelegt.**

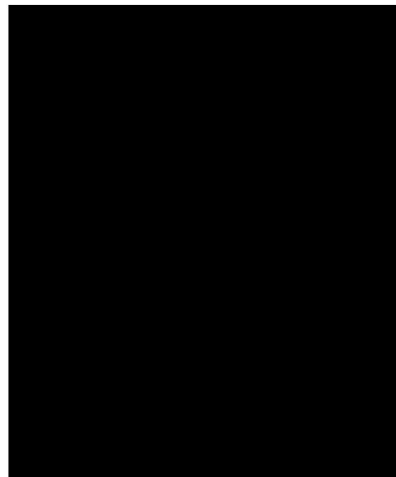
Braunschweig, den 07.10.2024

Institutsleitung: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag

Abteilungsleitung: Dr.-Ing. H. Duda

Betreuer:in: Dipl.-Ing. F. Sachs

Verfasser:in: R. Hähnel



Inhaltsverzeichnis

1. Einleitung	1
1.1. Ziviler Überschallflug	1
1.2. Datenformate und Werkzeuge des DLR	4
1.3. Ziel der Arbeit	4
2. Stand der Technik	6
2.1. Fahrwerkstypen	6
2.2. Bestandteile	8
3. Fahrwerksauslegung am Beispiel von STORMIE	11
3.1. Referenzflugzeug	11
3.2. Massenauslegung	14
3.3. Auswahl einer Fahrwerkskonfiguration	17
3.4. Fahrwerkspositionierung	20
3.4.1. Standstabilität	21
3.4.2. Bodenfreiheit	24
3.4.3. Fahrwerkslasten	26
3.5. Reifenauswahl	28
3.6. Federbeinauslegung	32
3.6.1. Bestimmung des Hubes	33
3.6.2. Komponentenauslegung	43
3.7. Dimensionierung der Bremsen	43
4. Modellierung der Kräfte und Momente am Fahrwerk	47
4.1. Koordinatensysteme	47
4.2. Modellstruktur	48
4.2.1. Höchste Ebene: Fahrwerk	48
4.2.2. Mittlere Ebene: Fahrwerkswagen	49

4.2.3. Untere Ebene: Rad	50
4.3. Modellierung der Komponenten	51
4.3.1. Fahrwerkswagen	51
4.3.2. Rad und Reifen	60
4.3.3. Bremsen	68
4.4. Momente	68
4.5. (De-)Aktivierung von Reifen und Fahrwerkswagen	69
4.6. COAST-Integration	70
4.6.1. Trimmung	70
4.6.2. Anpassungen	71
4.7. Modelleinschränkungen	71
5. Parametrisierung des Modells	74
5.1. CPACS - Common Parametric Aircraft Configuration Schema	74
5.2. Der Fahrwerksknoten	75
5.2.1. Vorhandene Strukturen im Fahrwerksknoten	76
5.2.2. Änderungsvorschläge	77
5.3. Umsetzung in COAST und im Modell	82
5.3.1. Einlesen der CPACS-Daten in COAST	83
5.3.2. Initialisierung im Modell	84
6. Simulation des Fahrwerksmodells	85
6.1. Modellreduktion	85
6.2. Versuchfälle des reduzierten Modells	86
6.2.1. Fall 1: Statisches Flugzeug	86
6.2.2. Fall 2: Bewegtes Flugzeug unter externer Krafteinwirkung	87
6.2.3. Fall 3: Stehendes Flugzeug am Boden	88
6.2.4. Fall 4: Rollendes Flugzeug am Boden	90
6.2.5. Fall 5: Rollendes Flugzeug auf unebenem Boden	92
6.2.6. Fall 6: Rollendes Flugzeug mit Schräglauf der Räder	93
6.3. Landesimulation mit COAST	93
6.3.1. Variierte Sinkrate	94
6.3.2. Landung mit Seitenwind	97
A. Anhang	103
A.1. Zusätzliche Tabellen	103

A.2. Zusätzliche Abbildungen	107
A.2.1. Feder-Dämpfer-Kurven	107

Abbildungsverzeichnis

1.1. STORMIE Future Supersonic Transport - Businessjet (FST-B) - Konzept, Darstellung aus TiGL	3
1.2. Struktur von COAST (Kiehn, Autenrieb und Fezans 2022, S. 4)	5
2.1. Fahrwerksbestandteile (Schmidt 2020, S. 14)	9
3.1. Ablaufübersicht Fahrwerksauslegung (grau: nicht-veränderbare Eingabebedingungen, rot: Abschnitte der Fahrwerksauslegung, blau: Zielbedingungen der Auslegung)	13
3.2. historische Entwicklung der Fahrwerks-Massenanteile (Schmidt 2020, S. 863) .	14
3.3. Ergebnisse der Massenapproximation	18
3.4. Ablaufübersicht Fahrwerksauslegung, Unterpunkt Konfiguration (grau: nicht-veränderbare Eingabebedingungen, rot: Abschnitte der Fahrwerksauslegung, blau: Zielbedingungen der Auslegung)	19
3.5. Ablaufübersicht Fahrwerksauslegung, Unterpunkt Positionierung (grau: nicht-veränderbare Eingabebedingungen, rot: Abschnitte der Fahrwerksauslegung, blau: Zielbedingungen der Auslegung)	20
3.6. Standfläche für den STORMIE FST-B	21
3.7. Bestimmung des hinteren Kippwinkels	22
3.8. Überprüfung des hinteren Kippwinkels mit TIVA Geometric Library (TiGL) . .	23
3.9. Veranschaulichung der Kontrollebene für den seitlichen Kippwinkel: Render einer vereinfachten Flugzeuggeometrie	24
3.10. Überprüfung des Heckaufprallwinkels mit TIVA Geometric Library (TiGL) . .	25
3.11. Überprüfung des Flügelaufprallwinkels mit TIVA Geometric Library (TiGL) . .	26
3.12. Skizze zur Lastenverteilung auf Bug- und Hauptfahrwerk (Currey 1988, S. 29) .	27
3.13. Ablaufübersicht Fahrwerksauslegung, Unterpunkt Reifenauswahl (grau: nicht-veränderbare Eingabebedingungen, rot: Abschnitte der Fahrwerksauslegung, blau: Zielbedingungen der Auslegung)	29

3.14. Ablaufübersicht Fahrwerksauslegung, Unterpunkt Reifenauswahl (grau: nicht- veränderbare Eingabebedingungen, rot: Abschnitte der Fahrwerksauslegung, blau: Zielbedingungen der Auslegung)	33
3.15. Approximation der Last-Hub Kurven für Haupt- und Bugfahrwerk	37
3.16. Skizze eines oleo-pneumatischen Feder-Dämpfers (links: komprimierter Zu- stand, rechts: ausgefahrener Zustand)	38
3.17. Finale Dämpfer- und Federkraftkurven bei unterschiedlichem Bohrungsradius .	42
4.1. Achsen des körperfesten und des geodätischen Koordinatensystems	48
4.2. Höchste Ebene des Simulink Modells: Fahrwerk	49
4.3. Mittlere Ebene des Simulink Modells: Fahrwerkswagen	50
4.4. Untere Ebene des Simulink Modells: Rad	51
4.5. Prinzipskizze des für ein einzelnes Fahrwerksbein mit den betrachteten Kräften (Schmidt 2020, S. 814)]	52
4.6. Definition von $\dot{\delta}_{Strut}$ und δ_{Strut}	53
4.7. links: Kurve der Federkraft ohne Anschläge, rechts: Dämpferkraft-Kurve, der Auslegung und der Simulation	56
4.8. Skizze eines oleo-pneumatischen Feder-Dämpfers (links: komprimierter Zu- stand, rechts: ausgefahrener Zustand)	56
4.9. Bestimmung der Bezugsfläche für den aerodynamischen Widerstand des Fahr- werkes (Schmidt 2020, S. 802)	60
4.10. Zusammensetzung der Höhe des Reifen-Aufsetzpunktes H_{Tire}	62
4.11. Zusammensetzung des Vektors \mathbf{O}_{Tire}	63
4.12. Bestimmung des Schräglaufwinkels	65
4.13. Schlupffälle für keinen Schlupf, stehende und durchdrehende Reifen	67
5.1. Vergleich des Fahrwerksknotens ohne Anpassungen (links) und mit Anpassun- gen (rechts)	83
6.1. Versuchsfall 1, Auslenkung des Federbeins	87
6.2. Versuchsfall 2.1, Auslenkung des Federbeins und Flugzeugbewegung	88
6.3. Versuchsfall 2.1, Auslenkung des Federbeins und Flugzeugbewegung	89
6.4. Versuchsfall 3, Auslenkung des Federbeins und Flugzeugbewegung	90
6.5. Versuchsfall 4.1, Radrotation und Flugzeugbewegung	91
6.6. Versuchsfall 4.2, Radrotation und Flugzeugbewegung	92
6.7. Versuchsfall 5, Überblick der relevanten Größen	93

6.8. Versuchsfall 6, Überblick der relevanten Größen	94
6.9. Landung mit verschiedenen Sinkgeschwindigkeiten: Höhe des Flugzeugschwerpunktes und flugzeugfeste Beschleunigung	95
6.10. Landung mit verschiedenen Sinkgeschwindigkeiten: Längslagewinkel und Nickrate	96
6.11. Landung mit Seitenwind: Versuchsdarstellung	97
6.12. Landung mit Seitenwind: Flugbahn	98
6.13. Landung mit Seitenwind: Gierwinkel und Bahnazimut	99
A.1. Eintrittswahrscheinlichkeit verschiedener Sinkgeschwindigkeiten [Roskam S.5]	107
A.2. Ablaufübersicht für das Erstellen einer angenäherten Last-Hub-Kurve (blau: Eingabegrößen, orange: Ausgabegrößen)	108
A.3. Höchste Ebene des Fahrwerksmodells, vergrößert	109
A.4. Mittlere Ebene des Fahrwerksmodells, vergrößert	110
A.5. Untere Ebene des Fahrwerksmodells, vergrößert	111
A.6. Struktur eines CPACS-Dokumentes (Alder, Moerland und Björn Nagel 2019, S. 3)	112

Tabellenverzeichnis

3.1. Relevante Geschwindigkeiten der Concorde (FAA o. D.[b])	12
3.2. Relevante Massen des Entwurfes	14
3.3. Abstand des Schwerpunktes von der Nase des Flugzeuges	14
3.4. Konstanten für die Massenschätzung nach Torenbeek (Schmidt 2020, S. 864) .	15
3.5. Werte und Beschreibung der Konstanten für die Approximation nach Raymer (Schmidt 2020, S. 865)	17
3.6. Fahrwerkspositionen im nasenfesten Koordinatensystem, erhalten aus der Vor- auslegung von STORMIE	21
3.7. Ergebnisse der Überprüfung des hinteren Kippwinkels für STORMIE	23
3.8. Geometrische Positionierungsgrößen des Fahrwerks von STORMIE	27
3.9. Ergebnisse der Lastenberechnung für STORMIE	28
3.10. Konstanten für die Approximation der Reifenmaße (Raymer 1992, S. 233) . . .	30
3.11. Reifenabmaße für STORMIE, mittels Approximation nach Raymer	31
3.12. Auswahl an Reifenkandidaten für STORMIE (oberer Teil NLG, unterer Teil MLG) (Schmidt 2020, S. 155)	31
3.13. Radius der gewählten Reifen unter statischer Belastung (Schmidt 2020, S. 155)	32
3.14. Typische Verdichtungsverhältnisse (Currey 1988, S. 97)	36
3.15. Wertepaare für die Approximation der Last-Hub Kurven	37
3.16. Vergleich der veränderten geometrischen Parameter des Federbeins	41
3.17. Vergleich der Werte von Vorauslegung und basierend auf den gestellten Bedin- gungen angepasster Version der Feder-Dämpferkurve	42
3.18. Maße und Anzahl der Bremsstatoren und -Rotoren basierend auf dem Reifen- durchmesser in Zoll (Schmidt 2020, S. 223)	45
4.1. Koeffizienten des Burkhardt-Modells für trockenen Asphalt (Xiao u. a. 2022, S. 3) (Alroqi, Wang und Zhao 2017, S. 929)	64

A.1. Übersicht der Modell-Parameter und Vorschläge für die Anpassung der CPACS-
Struktur 103

Nomenklatur

Lateinische Zeichen

Variable	Bedeutung
\mathbf{a}	Beschleunigungsvektor
A	Fläche
c	Federkonstante
C_Q	Durchflusskoeffizient
D	Durchmesser
d	Dämpferkonstante
E	Energie
E_{kin}	kinetische Energie
E_{pot}	potenzielle Energie
\mathbf{g}	Erdbeschleunigung
H	Höhe
k	Koeffizient
L	Auftriebsanteil
m	Masse
N	Anzahl
n	Polytropenexponent
\mathbf{O}_A	Ortsvektor eines Punktes A
p	Druck
p, q, r	Drehraten um die x,y,z-Achse
\mathbf{Q}	Momentenvektor
s	Schlupf
r	Radius
\mathbf{R}	Kraftvektor
\mathbf{T}_{mn}	Transformationsmatrix aus dem n-KOS in das m-KOS

u, v, w	Geschwindigkeitskomponenten in x,y,z-Richtung
\mathbf{V}	Geschwindigkeitsvektor
V	Volumen
\dot{V}	Durchflussrate
W	Last
w	Breite
x, y, z	Längenkoordinate in x,y,z-Richtung

Griechische Zeichen

Variable	Bedeutung
α	Anstellwinkel
β	Schiebewinkel
δ	Auslenkung
Δ	Differenz
η	Wirkungsgrad
λ	Reaktionsfaktor
Φ	Hängewinkel
Θ	Längslagewinkel
Ψ	Gierwinkel
ρ	Dichte
ω	Rotationsrate

Indizes

Variable	Bedeutung
<i>Aircraft</i>	Flugzeug
<i>Atmosphere</i>	Atmosphäre
<i>b</i>	körperfestes Koordinatensystem
<i>Bogie</i>	Fahrwerkswagen
<i>Brake</i>	Bremsen
<i>C</i>	Federkraft
<i>D</i>	Dämpferkraft
<i>Clamp</i>	Bremsaktuatoren
<i>Compressed</i>	komprimierter Zustand
<i>Extended</i>	ausgefahrener Zustand
<i>Friction</i>	Reibung
<i>g</i>	geodätisches Koordinatensystem
<i>Gear</i>	Fahrwerk
<i>Grav</i>	Gewichtskraft, Gravitation
<i>Heatsink</i>	Kühlkörper
<i>Hydraulic</i>	hydraulisch
<i>K</i>	bahnfestes Koordinatensystem
<i>Lift</i>	Auftrieb
<i>max</i>	maximal
<i>min</i>	minimal
<i>Orifice</i>	hydraulische Bohrung
<i>Piston</i>	Kolben

<i>Pneumatic</i>	pneumatisch
<i>rel</i>	relativ
<i>Rim</i>	Felge
<i>Stall</i>	Strömungsabriss
<i>Static</i>	statischer Zustand
<i>Stop</i>	Anschlag
<i>Strut</i>	Federbein
<i>Tire</i>	Reifen
<i>Total</i>	gesamt
<i>Wheel</i>	Rad
<i>x, y, z</i>	Richtungskordinaten

Abkürzungen und Akronyme

Abkürzung	Bedeutung
CG	Schwerpunkt ("Center of gravity")
CPACS	Common Parametric Aircraft Configuration Schema
COAST	CPACS-oriented Aircraft Simulation Tool
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
FAR25	Föderales Luftfahrtregulierungsdokument ("Federal Aviation Regulations")
FST-B	Future Supersonic Transport - Businessjet
FST-BN	Future Supersonic Transport - Businessjet, Normal-boom
FST-BL	Future Supersonic Transport - Businessjet, Low-boom
FST-A	Future Supersonic Transport - Airliner
KOS	Koordinatensystem
MLG	Main Landing Gear
MLM	Maximum Landing Mass
MTOM	Maximum Takeoff Mass
NLG	Nose Landing Gear
STORMIE	Supersonic Transport Open Research Models and Impact on Environment
TiGL	TIVA Geometric Library
TIVA	Technology Integration for the Virtual Aircraft
TiXI	TIVA XML Interface
XML	Extensible Markup Language

1. Einleitung

1.1. Ziviler Überschallflug

Vor über 20 Jahren fand am 24. Oktober 2003 der letzte kommerzielle Flug der Concorde statt und beendete damit das Kapitel des zivilen Überschallfluges. Das Flugzeug transportierte Passagiere auf der Strecke von London nach New York in drei Stunden Flugzeit und erreichte durch die Nutzung von vier mit Nachbrennern ausgestatteten Triebwerken eine maximale Geschwindigkeit von Mach 2 (zweifache Schallgeschwindigkeit). Aus heutiger Sicht war es nur eine Frage der Zeit, bis das Programm scheitert. Die zivile Luftfahrt ist mittlerweile von einem Drang geprägt, stetig sinkende Ticketpreise anzubieten und dabei möglichst emissionsarm zu sein. Im Vordergrund der Forschung steht heute die Entwicklung von immer effizienteren Luftfahrzeugen, die mit Unterschall fliegen und dabei so wenig Treibstoff wie nötig verbrennen.

Doch parallel dazu werden seit dem letzten Flug der Concorde von diversen Unternehmen Versuche gemacht, ein neues Überschall-fähiges Transportflugzeug zu entwickeln. Oftmals erscheinen Firmen-Namen, wie Spike Aerospace (Spike Aerospace n. d.), Boom Supersonic (Boom Supersonic 2024) oder Exosonic (Exosonic n. d.) in Luftfahrt-Nachrichten und stellen ihre Ziele vor, ein neues solches Flugzeug herzustellen. Diese Ziele werden oft kritisiert und die Ambitionen der Unternehmen werden als zum Scheitern verurteilt angesehen. Ein Beispiel aus dieser Richtung ist Aerion Supersonic, die ebenfalls ein ziviles Überschallflugzeug entwickeln wollten und dieses Projekt in 2021 wegen fehlender Finanzierung aufgeben mussten (Michael Sheetz 2021).

Die größten Kritikpunkte an zivilen Überschallflugzeugen sind, dass sie hinsichtlich ihres Treibstoffverbrauches ineffizienter als Unterschallflugzeuge sind, dass Überschallflug aufgrund des Überschallknalls nur über dem Ozean gestattet ist und, dass sie bei Start und Landung mehr Lärm produzieren als vergleichbare Unterschallflugzeuge (Kirz u. a. 2023). Fliegt ein Flugzeug

mit Geschwindigkeiten über Mach 1, entsteht ein zusätzlicher Widerstandseffekt (Wellenwiderstand), den die Flugzeuge durch höheren Schub und damit höherem Treibstoffverbrauch ausgleichen müssen. Auch bei Unterschallflügen mit hoher Geschwindigkeit kann dieser Wellenwiderstand auftreten, jedoch ist er dann beträchtlich geringer. Wenn die Geschwindigkeit eines Flugzeuges die Schallgeschwindigkeit überschreitet (man spricht von einem "Durchbrechen der Schallmauer"), entsteht eine Druckwelle, die man als Überschallknall (engl. "sonic boom") bezeichnet. Dieser Knall ist selbst am Boden unter dem Flugzeug noch sehr laut und die Druckwelle kann unter anderem zu Schäden führen, etwa indem Glasscheiben zerstört werden. Der Überschallknall ist kein einzelnes Ereignis, das nur einmal eintritt wenn das Flugzeug schnell genug fliegt, sondern ist er über die gesamte Dauer des Überschallfluges für außenstehende Beobachter wahrzunehmen. Für die Concorde und für alle neuen Flugzeuge bedeutete das, dass über dem Kontinent Geschwindigkeiten unter Mach 1 geflogen werden müssen. Der Nutzen eines zivilen Überschallflugzeuges ist demnach sehr begrenzt.

Um diese Beschränkung zu novellieren, muss die Auswirkung des Überschallknalls drastisch verringert werden. In diversen Forschungsprojekten werden so genannte "Low-Boom"-Flugzeuge entwickelt, also Überschallflugzeuge, die einen abgeschwächten Überschallknall verursachen. In dieser Hinsicht ist die X-59 QueSST des amerikanischen Herstellers Lockheed Martin hervorzuheben, ein Demonstrator, mit welchem diese verringerten Überschallknall weiter erforscht werden. Die ersten Tests des Flugzeuges mit Überschall sollen in den kommenden Jahren gestartet werden (Felix Meier 2020).

Außerdem existieren Ansätze durch die Auslegung von Flugtrajektorien atmosphärische Effekte zu nutzen, die den Überschallknall vor Erreichen des Bodens ablenken können. Aufgrund der Temperaturänderung zwischen der Reiseflughöhe und dem Boden ist es bei günstigen Windverhältnissen möglich, mit geringen Überschallgeschwindigkeiten (ca. Mach 1,1) zu fliegen, ohne dass am Boden ein Überschallknall wahrnehmbar ist (Liebhardt, Linke und Knaack 2022).

Bei den Luftfahrtbehörden sorgen diese Konzepte für Aufsehen, da eine Novellierung der Vorschriften für den zivilen Überschallflug tatsächlich in Frage kommen könnte. Gerade deswegen werden Testflugzeuge, wie die X-59 QueSST entwickelt, um für die Formulierung neuer Regularien entsprechende Daten zu erzeugen. Aus diesem Grund werden weltweit mehrere staatlich gestützte Forschungszentren beauftragt, sich mit zivilem Überschallflug auseinanderzusetzen und die Behörden bei der Novellierung zu beraten. Neben den amerikanischen Projekten existieren in Japan schon seit langer Zeit Ambitionen Flugzeuge mit schwächerem Überschallknall zu erproben. Die Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) führte unter anderem in 2015

im Projekt D-SEND Tests mit einem Low-Boom-Demonstrator durch (JAXA n. d.).

Auf europäischer Seite führt das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) Forschung zu diesem Thema durch. Im Rahmen des Projektes STORMIE (Supersonic Transport Open Research Models and Impact on Environment) werden drei Flugzeuge entworfen, die in der Lage sind Passagiere mit Überschall zu transportieren. Darunter:

- ein erster Businessjet (DLR-FST-BN: *Future Supersonic Transport - Business jet, Normal-boom*), vgl. Abbildung 1.1
- ein zweiter Low-Boom Businessjet (DLR-FST-BL: *Future Supersonic Transport - Business jet, Low-boom*)
- ein Linienverkehrsflugzeug (DLR-FST-A: *Future Supersonic Transport - Airliner*)

Die entwickelten Flugzeugkonfigurationen sollen repräsentativ für die sich aktuell in Entwicklung befindlichen Überschallflugzeuge sein. Ziel des Projektes ist es grundlegend den Entwicklungsprozess für derartige Flugzeuge zu erarbeiten und die Lärmbelastung dieser auf deren Umfeld zu ermitteln. Dabei werden realistische An- und Abflugverfahren betrachtet, die für die entstehenden Überschallflugzeuge verwendet werden könnten, das sie die Lärm-Emissionen minimieren. Schlussendlich sollen die Ergebnisse des Projektes genutzt werden, um die European Union Aviation Safety Agency (EASA) zum Thema des zivilen Überschallfluges zu beraten. Außerdem sollen für das DLR Modelle entstehen, die für weitere Forschung genutzt werden können. Es ist nicht vorgesehen, die erarbeiteten Flugzeuge herzustellen (Kirz u. a. 2023).

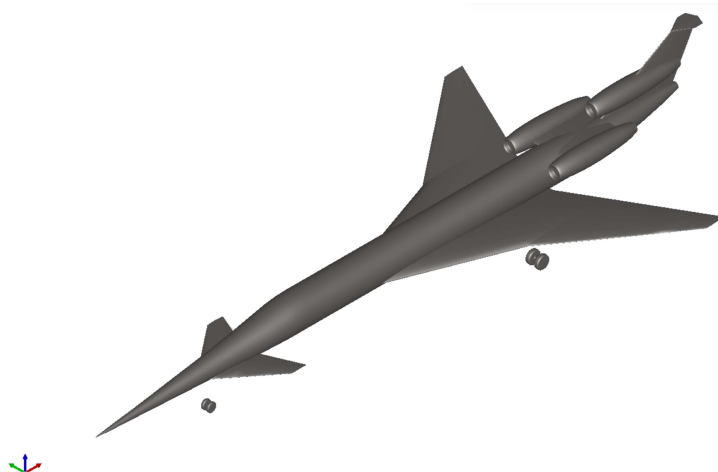


Abbildung 1.1.: STORMIE Future Supersonic Transport - Businessjet (FST-B) - Konzept, Darstellung aus TiGL

1.2. Datenformate und Werkzeuge des DLR

Die Flugzeuge werden in Zusammenarbeit mehrerer Institute des DLR entwickelt. Um den Austausch-Prozess zwischen den Beteiligten möglichst reibungslos zu gestalten, wird ein gemeinsames Datenformat genutzt, in dem alle relevanten Parameter des Flugzeugentwurfes gespeichert werden. Das Common Parametric Aircraft Configuration Schema (CPACS) ist ein auf Extensible Markup Language (XML) basierender Standard, der durch das DLR zu diesem Zweck entwickelt wurde. Es existieren eine Reihe an Programmen, die mit CPACS interagieren können, darunter in erster Linie TIVA XML Interface (TiXI) und TIVA Geometric Library (TiGL). TiXI wird genutzt, um Daten aus CPACS auszulesen, anzupassen oder neu zu schreiben. TiGL wiederum gibt die Möglichkeit, die in CPACS gespeicherte Geometrie eines Flugzeug-Entwurfes zu visualisieren und Berechnungen basierend auf dieser Geometrie durchzuführen. Sowohl TiXI als auch TiGL nutzen TIVA (Technology Integration for the Virtual Aircraft (Liersch, Schütte und Kalanja 2022, vgl.)).

Für die Simulation von Flugzeugen basierend auf deren CPACS-Daten wurde durch das DLR Institut für Flugsystemtechnik das CPACS-oriented Aircraft Simulation Tool (COAST) entwickelt. COAST ist in MATLAB und Simulink umgesetzt und greift über TiXI auf die CPACS-Daten zu. In COAST implementiert sind bereits viele Bestandteile einer Flugzeugsimulation, so zum Beispiel Aerodynamik, Triebwerksdynamik und Windeffekte. Noch nicht Teil von COAST hingegen ist ein Fahrwerksmodell (vgl. Abbildung 1.2) (Kiehn, Autenrieb und Fezans 2022).

1.3. Ziel der Arbeit

Ziel der Arbeit ist es, ein Fahrwerksmodell zu entwickeln, das in COAST integriert wird. Die physikalischen Fahrwerksmodelle, die dem Institut für Flugsystemtechnik aktuell zur Verfügung stehen sind entweder veraltet oder zu spezialisiert auf einen Flugzeugtyp, um ohne umfangreiche Überarbeitung in COAST genutzt zu werden. Dementsprechend wird ein neues Modell erstellt, welches auf die Anforderungen von COAST angepasst ist. Darunter ist hauptsächlich die Parametrisierbarkeit, also die Fähigkeit durch Angabe unterschiedlicher Parameter unterschiedliche Flugzeuge simulieren zu können.

Basierend auf diesem Modell soll außerdem die Struktur von CPACS geprüft werden. Die Kapazitäten des Standards, Fahrwerksparameter zu speichern sind aktuell nicht ausreichend, um

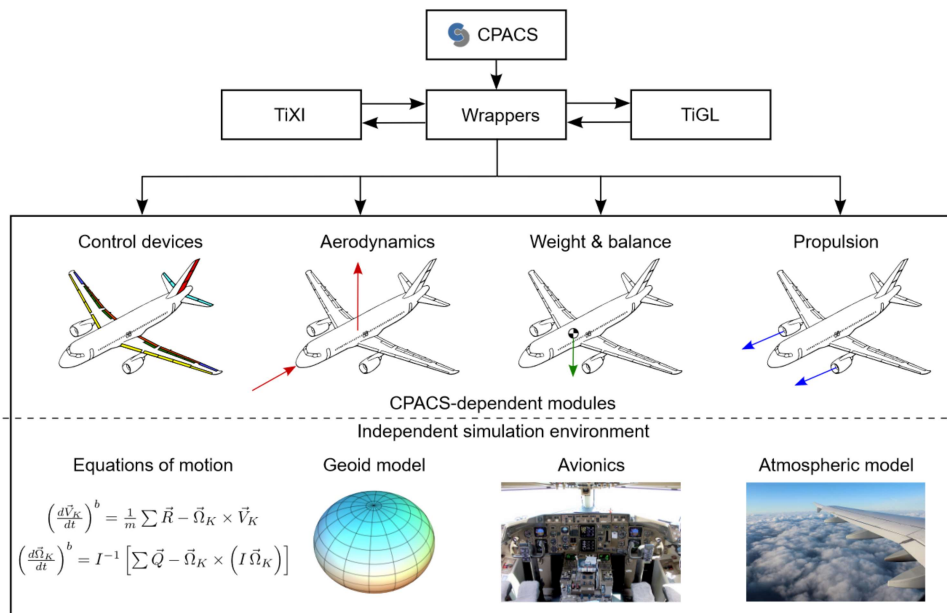


Figure 3 – COAST model structure

Abbildung 1.2.: Struktur von COAST (Kiehn, Autenrieb und Fezans 2022, S. 4)

eine Simulation der Fahrwerkskräfte durchzuführen. Dementsprechend werden Änderungsvorschläge formuliert, die dazu dienen sollen den Standard zu aktualisieren.

Einerseits, um passende Werte für diese Parameter zu bestimmen und andererseits, um die Entwicklungen des STORMIE-Projektes zu unterstützen, wird vor der Modellbildung eine grundlegende Fahrwerksauslegung für das FST-B-Flugzeug durchgeführt.

2. Stand der Technik

Ein Flugzeug wird mit einem Fahrwerk ausgestattet, um eine Reihe an Aufgaben zu erfüllen. In erster Linie muss das Fahrwerk die bei Landung und Taxi entstehenden statischen und dynamischen Lasten aufnehmen und ausreichend dämpfen, damit weder die Struktur des Luftfahrzeuges noch die Nutzlast beschädigt werden. Es ist zu beachten, dass eine weitere Aufgabe des Fahrwerkes darin besteht, den Bodenbelag, soweit ökonomisch umsetzbar, vor den dabei wirkenden Kräften zu schützen. So profitiert nicht nur die Struktur des Flugzeuges, sondern auch die der Landebahn von einem gut ausgelegtem Fahrwerk. Insbesondere der Landestoß, bei dem die maximale Belastung auf Flugzeug und Landebahn wirkt, ist dabei zu betrachten. Für die Landung ebenfalls relevant ist die Fähigkeit des Fahrwerkes das Flugzeug abzubremsen. Das geschieht einerseits bei Bodenkontakt über die verbauten Bremskomponenten sowie durch den Rollwiderstand und andererseits durch Erzeugung eines zusätzlichen aerodynamischen Widerstandes. Des Weiteren stellt die Lenkung des Fahrwerkes eine Steuerkomponente des Flugzeuges dar, die das Manövrieren des Flugzeuges am Boden, selbst bei geringen Geschwindigkeiten möglich macht. Darüber nutzt das Bodenpersonal des Flughafens das Fahrwerk als Ansatzpunkt für Schleppausrüstung (Roskam 1989, S. 3).

2.1. Fahrwerkstypen

Anfang des 20. Jahrhunderts verwendeten viele Flugzeuge Dreipunktfahrwerke. Im Laufe der Entwicklung der Luftfahrt entstanden weitere Konfigurationen, wie zum Beispiel die B-47 Stratojet mit ihrem Zweiradfahrwerk oder der Segelflieger Grob G 103 mit seinem Einradfahrwerk. Die Auswahl einer Fahrwerkskonfiguration hängt eng mit den Randbedingungen zusammen, die sich aus der Aufgabe ergeben, für welche ein bestimmtes Flugzeug entwickelt wird. Bei der B-47 beispielsweise ist diese Randbedingung, dass das Volumen im Rumpf für den Bombenschacht benötigt wird. Ein Dreipunktfahrwerk würde zu viel dieses Platzes einnehmen. Für Segelflieger hingegen bestehen die Randbedingungen in den gewünschten Flugleistungen und

in den operativen Voraussetzungen. Ein Fahrwerk mit nur einem Rad minimiert das Gewicht und hat einen geringeren Luftwiderstand als ein Fahrwerk mit mehreren Aufsetzpunkten. Außerdem sind die Lasten, die auf das Fahrwerk eines leichten und unter Umständen langsamen Segelflugzeug wirken, deutlich geringer als die bei motorisierten Flugzeugen. In der kommerziellen Luftfahrt setzte man jedoch schon lange auf Fahrwerke mit drei Aufsetzpunkten. Bis ungefähr zur Mitte des 20. Jahrhunderts nutzte man in der kommerziellen Luftfahrt noch zu großen Teilen Flugzeuge mit Spornrad, wie zum Beispiel die Douglas DC-3. Danach jedoch fand ein fast vollständiger Umstieg¹ zu Dreibein-Konfigurationen mit einem Bugfahrwerk und zwei Hauptfahrwerken statt. Die Verwendung eines Fahrwerkes mit Spornrad hat eine Reihe an Vorteilen, von welchen einige über die Zeit an Wichtigkeit verloren haben. Zum einen ist ein Spornrad deutlich simpler als ein Fahrwerksbein und damit leichter zu konstruieren, zu warten und weniger anfällig gegenüber Schäden. Zum anderen können Flugzeuge mit Spornrad-Konfiguration besser auf unbefestigten Bahnen starten als Flugzeuge mit Bugrad-Konfiguration. Die Räder des vorderen Fahrwerks tendieren dazu sich in weichem Boden "einzugraben". Ein ausschlaggebender Vorteil von Flugzeugen mit Bugrad hingegen ist, dass deren Kabinen im Stand nahezu waagrecht ist, was die Be- und Entladung erleichtert und den Komfort der Passagiere deutlich verbessert. Da heute in der kommerziellen Luftfahrt nur noch Fahrwerke mit Bugfahrwerk verwendet werden, beschränken sich die Betrachtungen dieser Arbeit auf diese Art der Konfiguration.

In der Anzahl der Hauptfahrwerksbeine und in der Anzahl der Räder je Fahrwerksbein existieren jedoch von Flugzeug zu Flugzeug Unterschiede. Abhängig von der maximalen Masse des Luftfahrzeuges können zusätzliche Fahrwerke verwendet werden. Die Boeing 747 zum Beispiel verfügt über insgesamt fünf Fahrwerksbeine, ein Bugfahrwerk sowie vier Hauptfahrwerke. Ebenfalls auf die maximale Masse zurückzuführen sind die Anzahl der Räder je Fahrwerkswagen (im Englischen "Bogie"), da die maximale Belastung, der ein einzelner Reifen ausgesetzt werden kann begrenzt ist. Leichtere Verkehrsflugzeuge, wie die der Airbus A320 Familie nutzen Fahrwerksgestelle mit jeweils zwei Rädern am Hauptfahrwerk (wobei auch Konfigurationen mit einem Vier-Rad-Wagen am Hauptfahrwerk existieren), während sehr leichte Privatflugzeuge, wie die Cessna Citation CJ3 nur ein einzelnes Rad an jedem Fahrwerksbein nutzen. Ein weiterer bestimmender Punkt für die Fahrwerkskonfiguration ist die Art der Anbringung. Ein Fahrwerk kann entweder an der Tragfläche oder am Rumpf des Flugzeuges befestigt werden. In der kommerziellen Luftfahrt wird das Bugfahrwerk immer am Rumpf angebracht und das Hauptfahrwerk häufig an den Tragflächen. In kleineren Gewichtsklassen wiederum finden sich

¹In der Passagier-Luftfahrt bestehen die Ausnahmen im Airbus A380 und der Boeing 747, in der Fracht-Luftfahrt existieren einige Flugzeugtypen mit anderen Konfigurationen.

auch Flugzeuge, wie die Dornier Do 328, deren Hauptfahrwerk am Rumpf befestigt ist, oder die De Havilland DHC-8 ("Dash 8"), bei welcher das Fahrwerk unterhalb der Triebwerke angebracht ist. Bei beiden Flugzeugen handelt es sich um Schulterdecker-Konfigurationen. Ein Fahrwerk direkt an der Tragfläche müsste sehr lang sein, um den Boden zu erreichen, was strukturell schwieriger umzusetzen wäre. Außerdem ist ein langes Fahrwerksbein schwierig einzufahren. Um effizient fliegen zu können, werden Einziehfahrwerke genutzt. Wohin das Fahrwerk eingezogen wird, ist ebenfalls unterschiedlich. Grundsätzlich existieren drei Möglichkeiten, ein Einziehen in den Rumpf, in einen Fahrwerksschacht in der Tragfläche oder in eine zusätzliche Struktur zwischen Tragfläche und Rumpf. Daneben existieren Flugzeuge wie zum Beispiel die erwähnte Dash 8, deren Fahrwerk in eine Triebwerksgondel eingefahren wird.

2.2. Bestandteile

Ist die Position und Konfiguration der einzelnen Fahrwerksbeine bekannt, so können die Bestandteile detaillierter ausgelegt werden. Der exakte Aufbau des Fahrwerkes variiert von Luftfahrzeug zu Luftfahrzeug, es können jedoch einige grundlegende Bestandteile identifiziert werden.

Federbein: Der Hauptbestandteil des Fahrwerkes ist das Federbein, bestehend aus einem Zylinder und einem Kolben. Es dient als zentraler Teil der Struktur und dämpft den Landestoß sowie Stöße beim Rollen des Luftfahrzeuges ab. Um die unerwünschte Rotation des Kolbens im Zylinder zu verhindern werden oft Torque Links verwendet.

Rad: Das Rad bzw. die Felge bietet die Struktur um den Reifen zu halten und, um Hitze von diesem wegzutransportieren.

Reifen: Der Reifen an sich soll der einzige Kontaktpunkt des Luftfahrzeuges mit dem Boden sein. Er muss einerseits wirkende Kräfte, wie zum Beispiel die Bremskraft auf den Boden übertragen und andererseits kleinere Stöße abfedern.

Achse: Die Achse dient der gelagerten Befestigung der Räder.

Einziehstrukturen: An einem Einziehfahrwerk existieren mehrere Bestandteile, die in Kombination den Einziehvorgang sowie die Sicherung in eingezogener und ausgefahrener Position ermöglichen. Unter anderem sind das Aktuatoren, um die nötigen Kräfte aufzubringen sowie

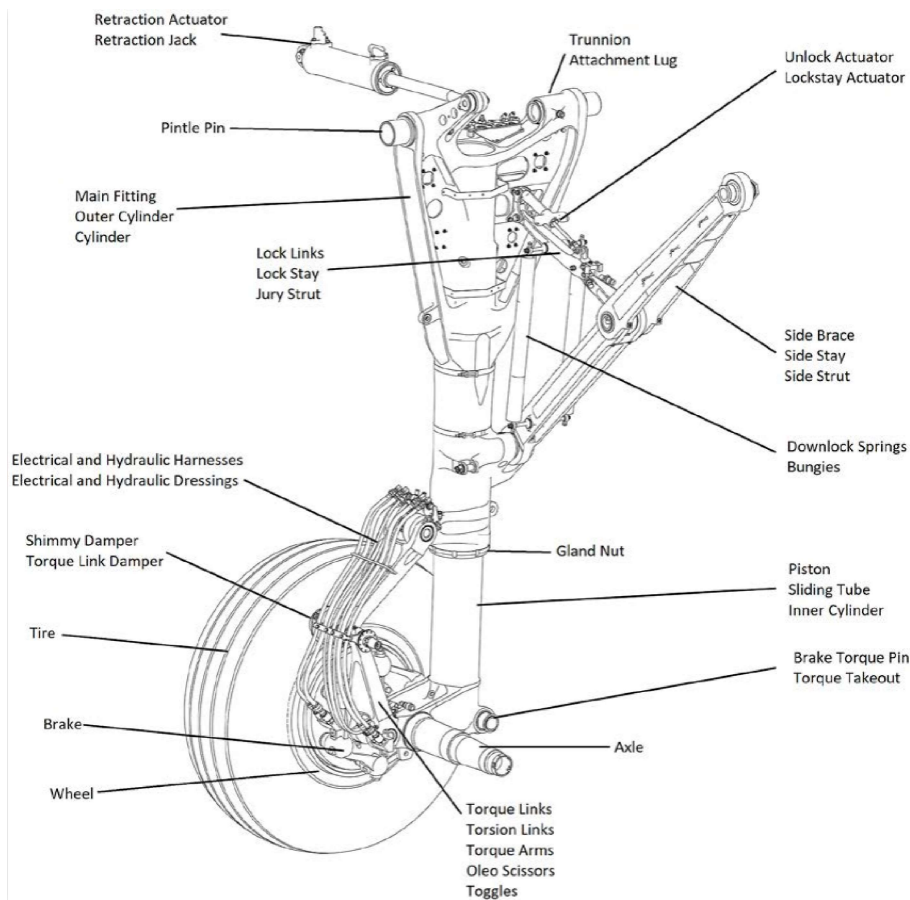


Abbildung 2.1.: Fahrwerksbestandteile (Schmidt 2020, S. 14)

die, mit Verriegelungsvorrichtungen ausgestattete, Knickstrebe, deren Bewegung der Grundbestandteil der Einfahrkinematik ist.

Bremsen: Die Bremsen des Flugzeuges interagieren mit einem Flansch am Rad und dienen dazu das Luftfahrzeug nach der Landung bis zum Stand zu verzögern. Neben den Bremsen am Rad besitzen viele Flugzeuge außerdem eine Schubumkehr, sowie Bremsklappen, die das Fahrzeug zusätzlich abbremsen können. Außerdem nutzen manche Flugzeugtypen asymmetrisches Anziehen der Bremsen bezüglich der Flugzeug Längsachse, um das Fahrzeug zu lenken.

Struktur: Neben dem Federbein existieren weitere Bauteile, wie zum Beispiel Seiten- und Stützstreben, die das Fahrwerk am Luftfahrzeug befestigen und die bei der Landung auftretenden Kräfte auf die Struktur des Flugzeuges übertragen können müssen.

Sensornrad: Es muss sichergestellt werden, dass das Fahrwerk nur eingefahren werden kann, wenn sich das Flugzeug in der Luft befindet. Dafür wird Sensorik wie zum Beispiel das Sen-

sorrad (engl. "Sensing Wheel") verwendet. Die Ausgabe des Sensors ist auch als "Last auf den Rädern" (engl. "weight on wheels") bekannt.

3. Fahrwerksauslegung am Beispiel von STORMIE

Der Prozess der Fahrwerksauslegung muss sich in die Konzeptionierung des gesamten Luftfahrzeuges eingliedern. Auf der einen Seite werden die Eingangsgrößen der Dimensionierung durch den bestehenden Fahrzeugentwurf gegeben und auf der anderen Seite muss das entwickelte Fahrwerk auch mit diesem kompatibel sein. Da viele Schritte der Konzeptionierung eines Flugzeuges iterativ ablaufen, muss ein ständiger Austausch zwischen den teilnehmenden Arbeitsgruppen stattfinden. Auch die Fahrwerksauslegung an sich ist ein iterativer Prozess. Dieser Prozess soll beispielhaft in den folgenden Unterkapiteln für das Flugzeugkonzept *Future Supersonic Transport - Businessjet* (FST-B) aus dem Projekt STORMIE durchgeführt werden.

3.1. Referenzflugzeug

Zunächst sollen die Randgrößen festgelegt werden, für welche das Fahrwerk ausgelegt wird. Ausschlaggebend dabei sind die Mission, also die Aufgabenbeschreibung, die das Flugzeug erfüllen soll, die Geometrie, welche bereits ermittelt wurde und möglichst nicht weiter angepasst werden soll, sowie die Massen- und Schwerpunktlagen des Luftfahrzeuges, die sich aus dem Vorentwurf ergeben.

Herausforderungen der Mission

Im Projekt STORMIE soll ein ziviles Überschallflugzeug entwickelt werden, welches eine geringe Menge an Passagieren auf Mittel- und Langstreckenflügen transportieren soll. Da es sich um ein ziviles Flugzeug für den Passagiertransport handelt, kann das Luftfahrtregulierungsdokument ("Federal Aviation Regulation"- FAR) der amerikanischen Luftfahrtbehörde "Federal

Aviation Administration"(FAA) herbeigezogen werden. In FAR Part 25 finden sich Aussagen zu den Bedingungen, unter denen eine Landung durchführbar sein muss. Unter anderem wird eine Aussage zu der Sinkgeschwindigkeit getroffen. Nach FAR §25.473 (FAA o. D.[a]) liegen die Grenzen für die Sinkgeschwindigkeit unter maximaler Landemasse bei 10 ft/s (3,048 m/s) und für eine Landung mit maximaler Startmasse bei 6 ft/s (1,8288 m/s). Bezüglich dieser Sinkgeschwindigkeiten sei betont, dass es sich um Grenzfälle handelt (vgl. Abbildung A.1). Ein Aufsetzen mit über 4 ft/s (1,2192 m/s) wird von Passagieren schon als "harte Landung " wahrgenommen (Roskam 1989, S. 5).

In der Entwicklung von Flugzeugen ist es üblich, sich an bereits existierenden Modellen zu orientieren, die vergleichbare Eigenschaften aufweisen wie das zu konzipierende Flugzeug. Bezogen auf den FST-B-Entwurf aus STORMIE besteht die wichtigste Eigenschaft in der Fähigkeit, Passagiere mit Überschall zu transportieren. In dieser Hinsicht ist die Anzahl existierender Flugzeuge mit ähnlichen Eigenschaften stark begrenzt. Als erfolgreichstes ziviles Überschallflugzeug wird die Concorde für die Fahrwerksauslegung zur Orientierung genutzt. Deren horizontale Geschwindigkeiten bei Start- und Landung, die für die folgenden Abschnitte notwendig sind, werden in Tabelle 3.1 aufgeführt.

Geschwindigkeit	[kts]	[m/s]
V_1	150	77,16
V_R	198	101,86
V_2	220	113,18

Tabelle 3.1.: Relevante Geschwindigkeiten der Concorde (FAA o. D.[b])

Geometrie des Flugzeuges

Um diese dargestellte Mission zu erfüllen, wurde das in Abbildung 1.1 dargestellte Flugzeug konzipiert. Die sich aus dieser Konfiguration ergebenden Bedingungen für die Auslegung des Fahrwerkes werden für die Ablaufübersicht (Abbildung 3.1) unter dem Punkt "Geometrie des Flugzeuges" zusammengefasst. Von besonderer Relevanz ist in dieser Hinsicht die Deltaflügel-Konfiguration. Wie auch die Concorde, nutzt der FST-B diese Tragflächenform, um einen Flug bei Überschall möglich zu machen. Der Nachteil dabei ist, dass die Flügel nur eine geringe Wölbung besitzen und somit bei geringen Anstellwinkeln und geringen Geschwindigkeiten nur

wenig Auftrieb produzieren. Für den Start bedeutet das, dass am Boden auf hohe Geschwindigkeiten beschleunigt wird und für die Landung, dass das Flugzeug mit sehr hohen Anstellwinkeln und damit auch sehr großer Längslage gelandet wird.

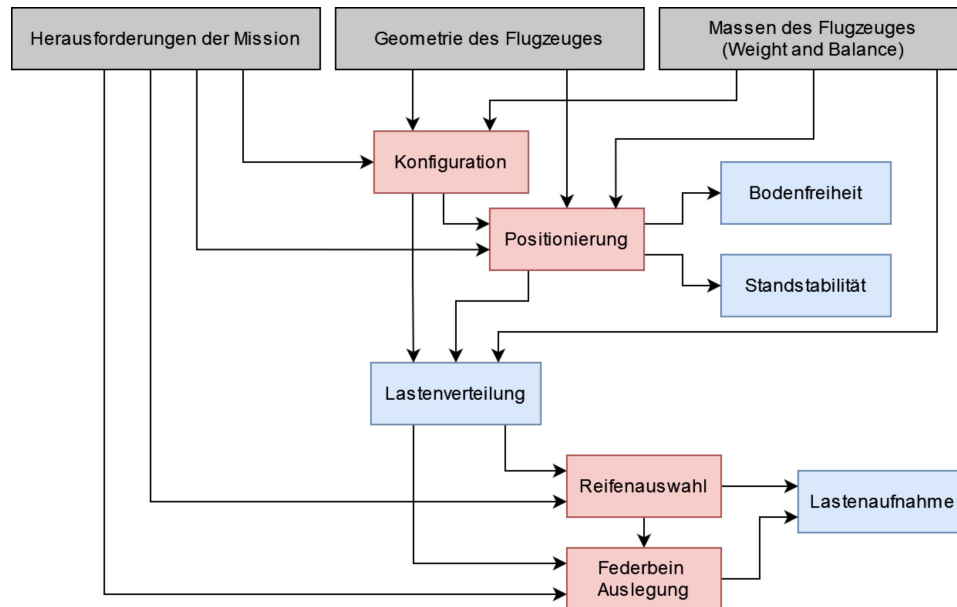


Abbildung 3.1.: Ablaufübersicht Fahrwerksauslegung (grau: nicht-veränderbare Eingabebedingungen, rot: Abschnitte der Fahrwerksauslegung, blau: Zielbedingungen der Auslegung)

Masse und Schwerpunktlage

Außerdem bereits im Rahmen einer Vorauslegung des Luftfahrzeuges bestimmt und für die Fahrwerksauslegung relevant ist die maximale Masse des Flugzeuges ("Maximum Take-Off Mass"- MTOM), die maximale Landemasse ("Maximum Landing Mass"- MLM) sowie die Lage des Schwerpunktes ("Center of gravity"- CG). Bei Letzterer sind weiterhin die vorderste Schwerpunktlage ("Fwd. CG") und die hinterste Schwerpunktlage ("Aft CG") von Interesse. Alle Größen werden im Englischen unter "Weight and Balance" zusammengefasst. Warum und inwiefern die damit zusammenhängenden Größen relevant für die Auslegung sind, wird in den Unterabschnitten der Fahrwerksauslegung beschrieben, für welche die Massen und Schwerpunktlagen relevant sind. In Tabelle 3.2 sind die Designmassen aufgelistet und in Tabelle 3.3 die Abstände des Schwerpunktes von der Nase des Flugzeuges.

Masse	[kg]
MTOM	47.423
MLM	34.319

Tabelle 3.2.: Relevante Massen des Entwurfes

CG-Position	[m]
Fwd. CG	27,17
Aft. CG	28,52

Tabelle 3.3.: Abstand des Schwerpunktes von der Nase des Flugzeuges

3.2. Massenauslegung

Der Entwicklungsprozess eines Luftfahrzeuges basiert auf der Verwendung von Massenanteilen (engl. mass fractions), einer Methode, mit welcher abgeschätzt werden kann, welchen prozentualen Anteil der finalen Gesamtmasse bestimmte Baugruppen des Luftfahrzeuges ausmachen werden. Die Approximation der Masse ist auch für die Fahrwerksauslegung ein wichtiger Schritt.

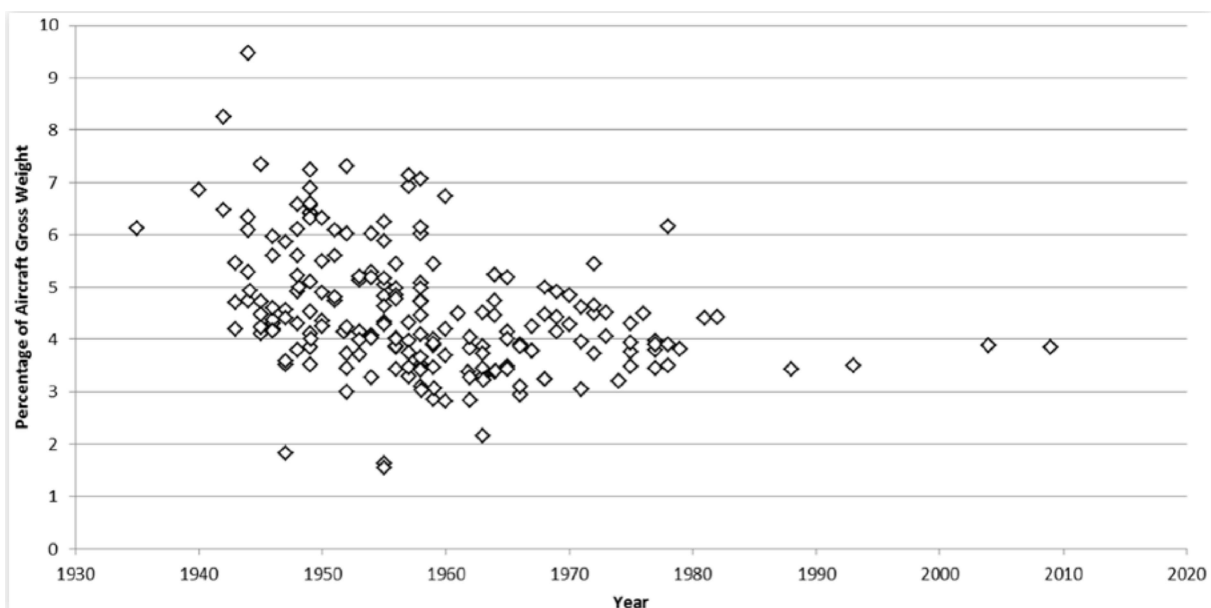


Abbildung 3.2.: historische Entwicklung der Fahrwerks-Massenanteile (Schmidt 2020, S. 863)

Der Massenanteil des Fahrwerkes beträgt für konventionelle Konfigurationen ca. 4 % (Schmidt 2020, S. 863). So hatte auch die Concorde einen Fahrwerks-Massenanteil von 3,9 % [Torenbeek S.31]. Starke Variationen treten nur unter Verwendung von hochspezialisierten Konfigurationen auf, wobei in etwa die Lockheed U2 zu erwähnen ist, deren sehr kleines Zweibeinfahrwerk nur einen Massenanteil von ca. 1,5 % ausmacht (Schmidt 2020, S. 863). Mit einem Massenanteil

des Fahrwerkes von $\frac{m_{Gear}}{m} = 0,039$ folgt für die Masse des Fahrwerkes:

$$m_{Gear} = \frac{m_{Gear}}{m} \cdot m_{MTOM} = \mathbf{1849,5 \text{ kg}}. \quad (3.1)$$

Im Folgenden sollen weitere Methoden der Massenabschätzung verglichen werden.

Methode nach Roskam

Die Methode der Fahrwerksauslegung nach Roskam ist eine Erweiterung der Betrachtung mittels Massenanteilen, wobei eine nichtlineare Skalierung basierend auf dem Startgewicht vorgenommen wird. Die Schätzung ist damit weiterhin eher rudimentär, aber einfach (Schmidt 2020, S. 864).

$$m_{Gear} = 62,61 \left(\frac{m_{MTOM}}{1000} \right)^{0,84} = \mathbf{1411 \text{ kg}}. \quad (3.2)$$

Methode nach Torenbeek

Nach Torenbeek werden zusätzliche Parameter betrachtet. Maßgeblich, ob es sich um ein Flugzeug mit Strahltriebwerk handelt und ob das Fahrwerk einziehbar sein soll oder nicht.

$$m_{Gear} = k \left(A + B \cdot m_{MTOM}^{3/4} + C \cdot m_{MTOM} + D \cdot m_{MTOM}^{3/2} \right). \quad (3.3)$$

Für die Werte A, B, C und D werden die Konstanten aus Tabelle 3.4 genutzt. k beträgt für Schulterdecker 1,08 und für Tiefdecker 1,0 (Schmidt 2020, S. 864).

Aircraft type	Configuration	Gear	A	B	C	D
Jet training and business	Retractable	Main	15,0	0,033	0,021	0
		Nose	5,4	0,049	0	0
All other civil types	Fixed	Main	9,1	0,082	0,019	0
		Nose	11,3	0	0,0024	0
		Tail	4,1	0	0,0024	0
	Retractable	Main	18,1	0,131	0,019	$2,23 \times 10^{-5}$
		Nose	9,1	0,082	0	$2,97 \times 10^{-6}$
		Tail	2,3	0	0,0031	0

Tabelle 3.4.: Konstanten für die Massenschätzung nach Torenbeek (Schmidt 2020, S. 864)

Interessant bei dieser Betrachtung ist, dass eine Trennung zwischen den Massen des Bug- und Hauptfahrwerkes vorgenommen wird. Für STORMIE wird die Kategorie "Jet training and business" ausgewählt, da sich diese konkret auf Flugzeuge mit Strahltriebwerken bezieht. Es ergeben sich die Teilmassen

$$\begin{aligned} m_{MLG} &= \mathbf{1116,9} \text{ kg} \\ m_{NLG} &= \mathbf{162,9} \text{ kg,} \end{aligned} \tag{3.4}$$

bei einer maximalen Startmasse von $m_{MTOM} = 47.423 \text{ kg}$.

Methode nach Raymer et al.

Die Methode nach Raymer et al. (vgl. Schmidt 2020, S. 865) ist die umfangreichste, da sie die meisten zusätzlichen Parameter betrachtet. Nach dieser gilt für Fracht- und Transportflugzeuge

$$\begin{aligned} m_{MLG} &= 0,0106 \cdot K_{mp} \cdot m_{MLM}^{0,888} \cdot N_l^{0,25} \cdot L_m^{0,4} \cdot N_{mw}^{0,321} \cdot N_{mss}^{-0,5} \cdot V_{Stall}^{0,1} \\ m_{NLG} &= 0,032 \cdot K_{np} \cdot W_l^{0,646} \cdot N_l^{0,2} \cdot L_n^{0,5} \cdot N_{nw}^{0,45} \end{aligned} \tag{3.5}$$

Die Erklärung der verwendeten Größen, sowie die entsprechenden Werte für STORMIE sind in Tabelle 3.5 gelistet. Da aus der Vorauslegung keine Daten für die Längen der Fahrwerksbeine gegeben sind, wurde für STORMIE Werte von zwei Meter angenommen.¹

Demnach lassen sich folgende Massen abschätzen

$$\begin{aligned} m_{MLG} &= 1309,3 \text{ kg,} \\ m_{NLG} &= 293,5 \text{ kg.} \end{aligned} \tag{3.6}$$

Zusammenfassung und Vergleich der Ansätze

Die mit den unterschiedlichen Ansätzen errechneten Massen sind in Abbildung 3.3 dargestellt. Es ist zu erkennen, dass die Betrachtung mittels Massenanteil die konservativsten Ergebnisse

¹Knickbare oder verkniehbare Fahrwerke werden genutzt, um das Be- und Entladen gerade von militärischen Flugzeugen zu erleichtern. Die Fahrwerke können den Rumpf bis zu einer bestimmten Höhe absenken (Finlay und Memon 2024)

Konstante	Einheit	Wert	Beschreibung
K_{mp}	[-]	1	= 1 für knickbare Fahrwerke
K_{np}	[-]	1	= 1 für knickbare Fahrwerke
N_l	[-]	2,25	erwarteter Gear Load Factor (ca. 1,5 mal reaction factor)
L_m	[in.]	78,74	Länge des Hauptfahrwerkes
L_n	[in.]	78,74	Länge des Bugfahrwerkes
N_{mw}	[-]	4	Zahl der Hauptfahrwerksräder
N_{nw}	[-]	2	Zahl der Bugfahrwerksräder
N_{mss}	[-]	2	Zahl der Hauptfahrwerksfederbeine
V_{Stall}	[kts]	136	Fluggeschwindigkeit des Strömungsabriss
m_{MLM}	[lbs]	75.673	Maximale Landemasse

Tabelle 3.5.: Werte und Beschreibung der Konstanten für die Approximation nach Raymer (Schmidt 2020, S. 865)

liefert, während die nach Torenbeek bestimmte Masse den geringsten Zahlenwert hat. Nach Torenbeek macht das Hauptfahrwerk eine prozentuale Masse von ca. 87 % aus und nach Raymer ca. 82 %. Im Mittel aller Ansätze ergibt sich eine Fahrwerksmasse von $m_{Gear} = 1535,8$ kg.

3.3. Auswahl einer Fahrwerkskonfiguration

Die Auswahl einer Konfiguration folgt einem einfachen Entscheidungsablauf. Zunächst muss festgelegt werden, ob das Fahrwerk einziehbar sein soll. Anschließend wird per Ausschlussverfahren aus den folgenden typischen Fahrwerkskonfigurationen gewählt: (Roskam 1989, S. 10)

- Dreipunktfahrwerk (Tricycle)
- Fahrwerk mit Spornrad (Tail-Dragger)
- Zweipunktfahrwerk (Bicycle)
- Unkonventionelles Fahrwerk (Unconventional)

Bei der Wahl der Fahrwerkskonfiguration für das STORMIE-Flugzeug ist die Einziehbarkeit von großer Bedeutung, da ein nicht einziehbares Fahrwerk aufgrund der hohen Fluggeschwindigkeiten einen sehr hohen Luftwiderstand produzieren würde. Ein Verstauen des Fahrwerkes innerhalb der Tragfläche ist nicht möglich, da diese vergleichsweise dünn ist (Flügelstärke

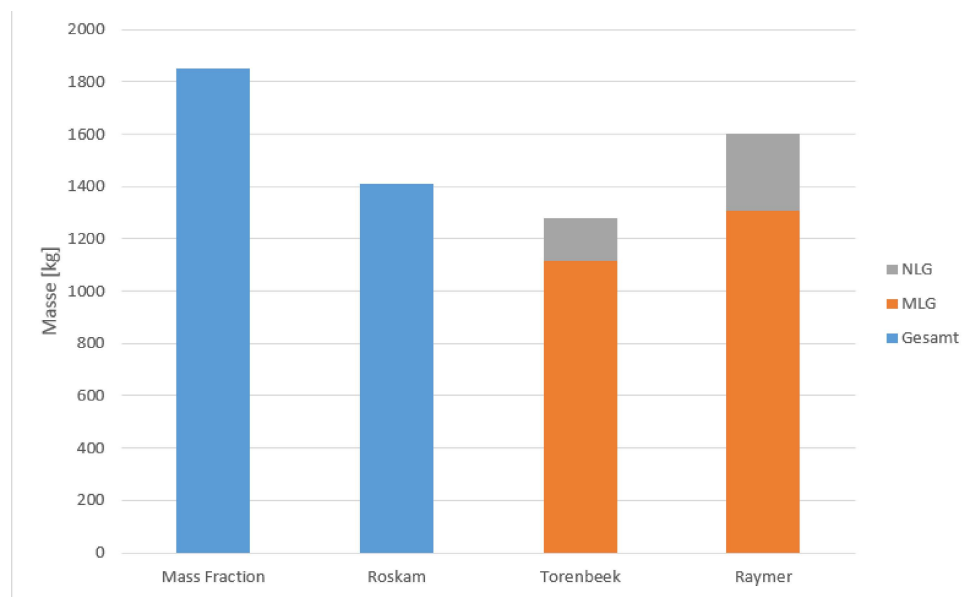


Abbildung 3.3.: Ergebnisse der Massenapproximation

< 0,5 m) und die Verwendung von zusätzlicher Struktur in Form einer Fahrwerkskapsel unerwünscht ist, da die Geometrie des Flugzeuges nicht weiter angepasst werden soll. Das Fahrwerk muss also im Rumpf verstaut werden.

Bezüglich der groben Konfiguration ist die Verwendung eines Spornrades für Passagierflugzeuge ungünstig, da der Boden des Fahrzeuges bei der Beladung nicht horizontal wäre. Ein weiteres Problem von Flugzeugen mit Spornrad ist die schlechte Sicht bei Taxi und Takeoff. Die Deltaflügel-Konfiguration von STORMIE macht es notwendig, mit einem hohen Anstellwinkel zu landen. Ob eine solche Landung auf einem Fahrwerk mit Spornrad sicher durchgeführt werden kann, ist fragwürdig. Der Vorteil einer Spornrad-Konfiguration, auf unbefestigten Bahnen landen zu können, ist für die Mission nicht relevant.

Bei manchen Flugzeugen ist durch bauliche Besonderheiten keine Möglichkeit gegeben, eine Dreipunkt-Konfiguration zu verwenden; in diesen Fällen wird dann auf eine Zweipunkt-Konfiguration mit zusätzlichen Stützrädern zurückgegriffen. Meistens liegt die Begründung darin, dass ein Dreipunktfahrwerk nicht problemlos in den Rumpf eingefahren werden kann. Für STORMIE existiert keine solche Notwendigkeit. Auf der anderen Seite sind die Nachteile einer Zweibein-Konfiguration zahlreich. Um die Stabilität des Fahrzeuges beim Rollen und bei Stillstand am Boden zu gewährleisten, müssen Auslegerfahrwerke (engl. "outriggers") verwendet werden. Die Masse eines solchen Fahrwerkes ist demnach größer als die von vergleichbaren Dreipunktkonfigurationen. Außerdem ist ein rotieren beim Start mit einer Bicycle-

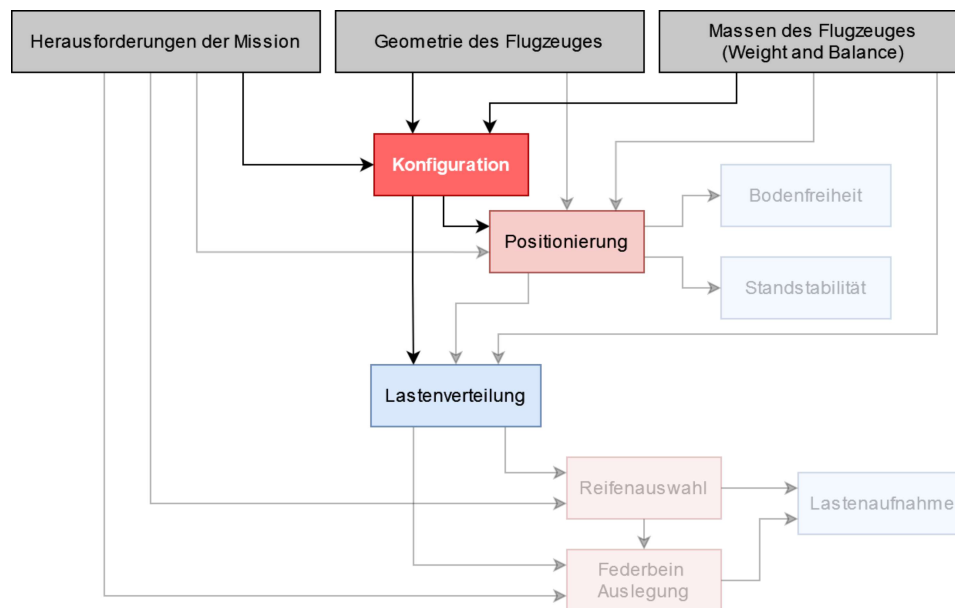


Abbildung 3.4.: Ablaufübersicht Fahrwerksauslegung, Unterpunkt Konfiguration (grau: nicht- veränderbare Eingabebedingungen, rot: Abschnitte der Fahrwerksauslegung, blau: Zielbedingungen der Auslegung)

Konfiguration nicht möglich, da das Flugzeug dann nur auf einem einzelnen Fahrwerksbein rollen würde. Für STORMIE kann die Konfiguration demnach ausgeschlossen werden.

Die logische Schlussfolgerung besteht darin, ein klassisches Dreipunktfahrwerk zu verwenden.

Unkonventionelle Fahrwerke dienen dazu, konzeptspezifische Anforderungen zu erfüllen und besondere Herausforderungen zu bewältigen. Roskam nennt als Beispiel unter anderem entlang der Federbein-Achse rotierbar gelagerte Fahrwerksbeine (so genannte "Cross Wind Landing Gears"), die Landungen bei starken Seitenwinden vereinfachen sollen. Gewissermaßen hat auch die Concorde mit ihrem "Tail-Bumper" ein unkonventionelles Fahrwerkelement. Das am Heck befestigte Fahrwerk diente dazu, die Struktur bei großen Längslagewinkeln vor unerwünschtem Kontakt mit dem Boden ("tail strike") zu schützen. Diese Bedingung, auch bei der Rotation nach dem Start am Heck einen ausreichenden Bodenabstand zu gewährleisten, wird bei der Positionierung des Fahrwerkes genauer betrachtet.

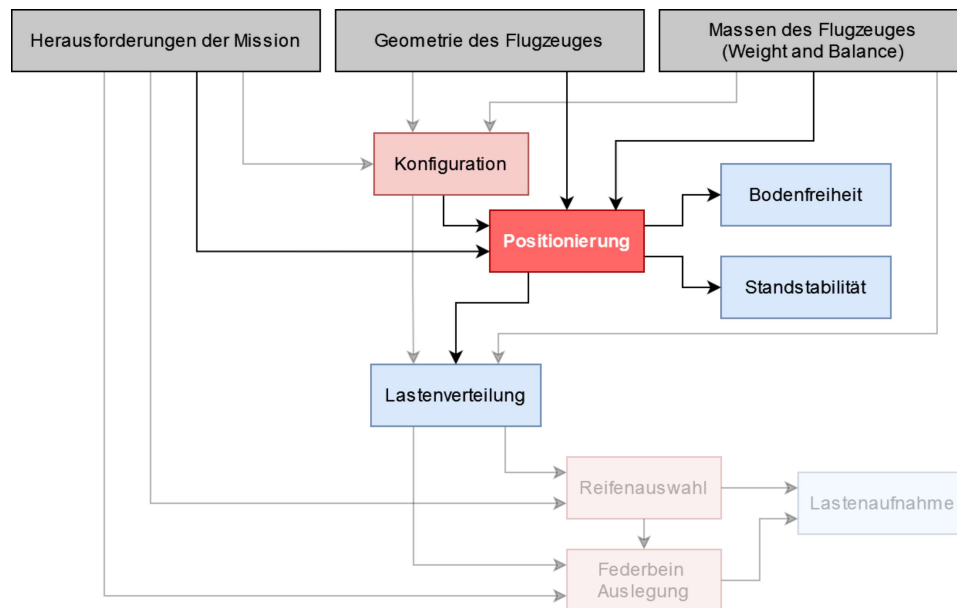


Abbildung 3.5.: Ablaufübersicht Fahrwerksauslegung, Unterpunkt Positionierung (grau: nicht-veränderbare Eingabebedingungen, rot: Abschnitte der Fahrwerksauslegung, blau: Zielbedingungen der Auslegung)

3.4. Fahrwerkspositionierung

Basierend auf der bereits entwickelten Geometrie des Flugzeuges muss das Fahrwerk positioniert werden, um eine Reihe an Bedingungen zu erfüllen. Zur Positionierung gehört dabei die Festlegung der Befestigungspunkte des Fahrwerks sowie der Aufsetzpunkte der Räder. Die darüber zu erfüllenden Bedingungen umfassen das Erhalten von Bodenfreiheiten in allen Flugzuständen, die Gewährleistung der Standstabilität und eine passende Verteilung der statischen und dynamischen Lasten auf die verschiedenen Beine des Fahrwerkes. Da eine einziehbare Fahrwerkskonfiguration verwendet wird, muss außerdem beachtet werden, dass in der Nähe der gewählten Position im Rumpf ausreichend Platz verfügbar ist, um das Fahrwerk zu verstauen. Zusammengefasst werden folgende Betrachtungen durchgeführt:

Standstabilität:

- hinterer Kippwinkel
- seitlicher Kippwinkel

Bodenfreiheiten:

- Heckaufprallwinkel
- Flügelaufprallwinkel

Lastenverteilung:

- statische Lasten
- Bremslast des Bugfahrwerks

Zusätzlich können weitere Betrachtungen von Nöten sein, welche zur Positionierung des Fahrwerkes durchgeführt werden müssen. So in etwa, ob an der gewählten Stelle die notwendige

Positionskoordinate	Bugfahrwerk	Hauptfahrwerk
x_n [m]	8,46	29,84
y_n [m]	0	2,90
z_n [m]	-2,94	-2,81

Tabelle 3.6.: Fahrwerkspositionen im nasenfesten Koordinatensystem, erhalten aus der Vorauslegung von STORMIE

Struktur vorhanden ist, um die Lasten des Fahrwerkes aufzunehmen.

Im Rahmen der Vorauslegung des Luftfahrzeuges wurde bereits eine Fahrwerkspositionierung durchgeführt, die folgend auf die genannten Konditionen überprüft wird. Die dafür genutzten Fahrwerkskoordinaten sind in Tabelle 3.6 gelistet. Angegeben sind die Mittelpunkte der jeweiligen Achsen im nasenfesten Koordinatensystem. Das Bein des Hauptfahrwerkes wird entlang der y-z-Ebene gespiegelt, um den dritten Aufsetzpunkt zu erhalten.

3.4.1. Standstabilität

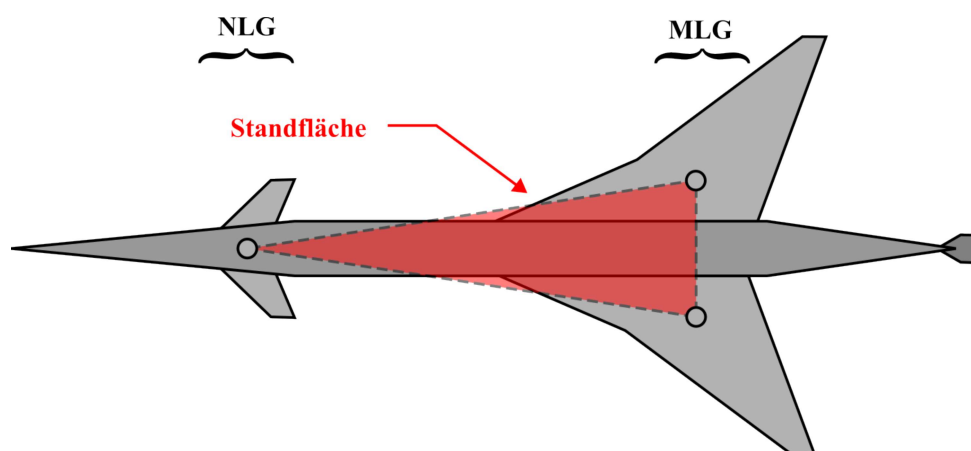


Abbildung 3.6.: Standfläche für den STORMIE FST-B

Grundlegend kann gesagt werden, dass sich der Schwerpunkt des Luftfahrzeuges unter allen Umständen innerhalb der durch die Standfläche des Fahrwerkes aufgespannten Grenzen befinden muss, um ein Umkippen des Flugzeuges im Stand zu vermeiden. Bei der Standfläche handelt es sich um die geometrische Fläche, die durch die Aufsetzpunkte des Fahrwerkes aufgespannt wird (vgl. Abbildung 3.6). Diese Fläche wird in der x-y-Ebene betrachtet. Solange

sich die x - und y - Koordinaten des Schwerpunktes des Fahrzeuges innerhalb der Fläche befinden, kehrt das Flugzeug nach einer externen Krafteinwirkung wieder in die Ausgangsposition zurück. Wandert der Schwerpunkt bei einer zu großen Längslage nach hinten, also hinter die Aufsetzpunkte des Hauptfahrwerkes aus, kippt das Flugzeug nach hinten um. Der Winkel, ab welchem dieser Fall eintritt, wird als hinterer Kippwinkel σ_{Tail} (im Englischen "Tip-Back Angle") bezeichnet. Bei einer schnellen Kurvenfahrt kann das Flugzeug durch Beschleunigung in y -Richtung einen Hänge- und einen Längslagewinkel aufbauen, wodurch der Schwerpunkt sich seitlich aus der Standfläche herausbewegt. In dieser Situation kippt das Flugzeug schräg nach vorne. Der dafür kritische Winkel wird als seitlicher Kippwinkel σ_{Turn} (im Englischen "Turn-Over Angle") bezeichnet. Ist dieser Winkel nicht überschritten, kehrt das Flugzeug nach der Beschleunigung wieder in die Ausgangslage zurück. Eine darüber hinausgehende dynamische Betrachtung der Kurvenfahrt ist nicht Teil dieser Arbeit, könnte jedoch eine Relevanz für Flugzeuge wie den DLR-FST-B haben, da sie aufgrund von längeren Fahrwerksbeinen eine vergleichsweise hohe Schwerpunktlage haben².

Hinterer Kippwinkel - Tip-Back Angle

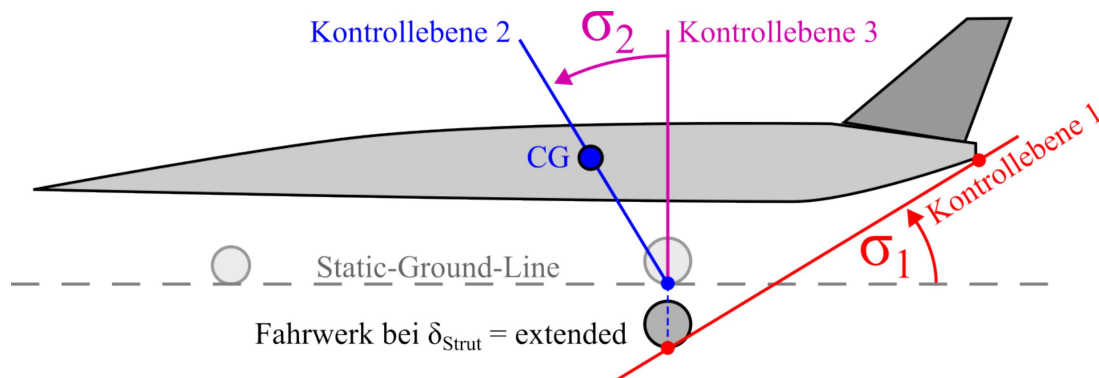


Abbildung 3.7.: Bestimmung des hinteren Kippwinkels

Um den hinteren Kippwinkel zu bestimmen müssen drei Kontrolllebenen sowie die Standebene des statisch belasteten Fahrwerkes bestimmt werden. Die statische Standebene (englisch "Static-Ground-Line Plane") liegt horizontal in den Aufsetzpunkten des Fahrwerkes unter statischer Belastung. Die Kontrollebene 1 schneidet den Aufsetzpunkt des Fahrwerkes im vollständig ausgestrecktem Zustand und wird solange um die y -Achse rotiert, bis sie die Flug-

²Es wird auf (Duda u. a. 2022) verwiesen, wobei eine solche dynamische Betrachtung für Tragschrauber durchgeführt wurde.

zeugstruktur tangiert. Die Kontrollebene 2 verläuft durch den Aufsetzpunkt des statisch belasteten Fahrwerkes und durch die hinterste Schwerpunktlage. Die letzte Kontrollebene 3 verläuft vertikal und schneidet den Aufsetzpunkt des statisch belasteten Fahrwerkes. Die Winkel, die zur Prüfung der Positionierung benötigt werden, werden hier als σ_1 und σ_2 bezeichnet. Der erste Winkel liegt zwischen Kontrollebene 1 und der statischen Standebene. Der Winkel σ_1 ist nicht der Heckaufprallwinkel (vgl. Unterabschnitt 3.4.2), da letzterer unter statischer Belastung des Fahrwerkes ermittelt wird. Der zweite Winkel liegt zwischen Kontrollebene 2 und 3 (vgl. Abbildung 3.7). Die Bedingungen zur Überprüfung der Kondition des hinteren Kippwinkels sind nach (Schmidt 2020, S. 292) Folgende:

- der Winkel σ_2 soll mindestens 15° betragen
- der Winkel σ_2 soll größer sein als der Winkel σ_1

Für den FST-B aus STORMIE werden die während der Vorauslegung bestimmten Positionierungen von Haupt- und Bugfahrwerk mit der Software TIVA Geometric Library (TiGL) überprüft. Die Darstellung in TiGL mit den beschriebenen Ebene ist in Abbildung 3.8 gezeigt. Für

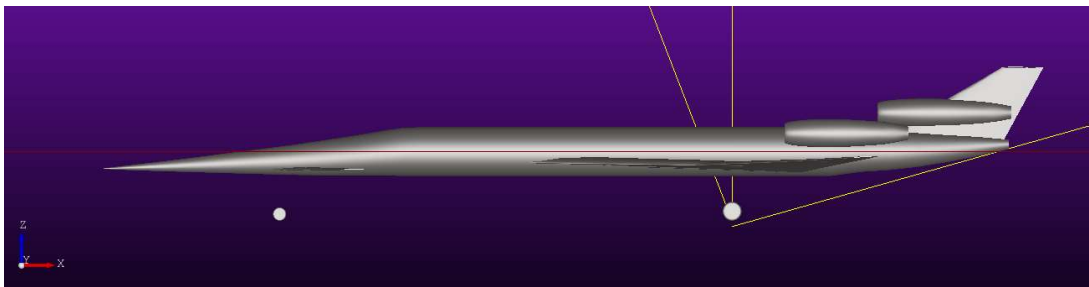


Abbildung 3.8.: Überprüfung des hinteren Kippwinkels mit TIVA Geometric Library (TiGL)

die Winkel σ_1 und σ_2 ergeben sich die Werte in Tabelle 3.7. Es ist zu erkennen, dass beide Bedingungen erfüllt sind.

Winkel	[°]
σ_1	15,6
σ_2	21,1

Tabelle 3.7.: Ergebnisse der Überprüfung des hinteren Kippwinkels für STORMIE

Seitlicher Kippwinkel - Turn-Over Angle

Der Seitlicher Kippwinkel (engl. "Turn-Over Angle") betrachtet ein seitliches Austreten des Schwerpunktes aus der Aufsetzfläche des Fahrwerkes. Ausschlaggebend ist wieder der Winkel zwischen zwei Flächen, der Static-Ground-Line-Fläche und einer Kontrollebene, die durch die hinterste Schwerpunktlage und die Aufsetzpunkte von Nasen- und Hauptfahrwerk definiert ist. In Abbildung 3.9 ist die Fläche bei einer vereinfachten Flugzeug-Geometrie in rot visualisiert. In der Literatur existiert die Empfehlung, dass dieser Winkel für zivile Luftfahrzeuge geringer als 63° sein soll. Nach einer groben geometrischen Betrachtung liegt die Fläche für STORMIE in einem Winkel von 53° mit der horizontalen Ebene.

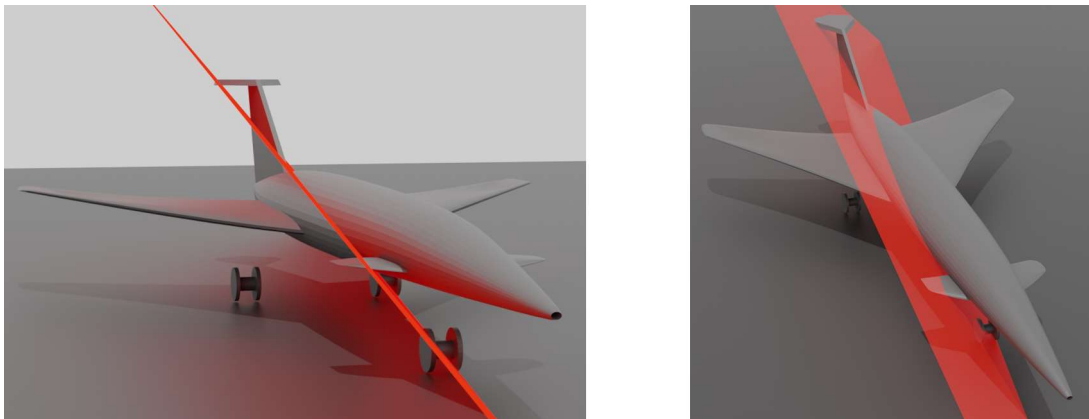


Abbildung 3.9.: Veranschaulichung der Kontrollebene für den seitlichen Kippwinkel: Render einer vereinfachten Flugzeuggeometrie

3.4.2. Bodenfreiheit

Die Bedingung, die für die Bodenfreiheit erfüllt werden muss ist, dass die Struktur des Flugzeuges auch bei extremen Schräglagen nicht in Kontakt mit dem Boden kommen soll. Für STORMIE ergeben sich in dieser Hinsicht nur zwei relevante Winkel, da die Triebwerke weit oben am Rumpf befestigt sind und nie vor Rumpf bzw. Tragfläche den Boden berühren können.

Heckaufprallwinkel - Tail-Hitting Angle

Der Heckaufprallwinkel wird durch den Bodenkontakt des Flugzeughecks charakterisiert. Um den Winkel zu ermitteln, muss die statische Standebene (Static-Ground-Line Plane) bekannt

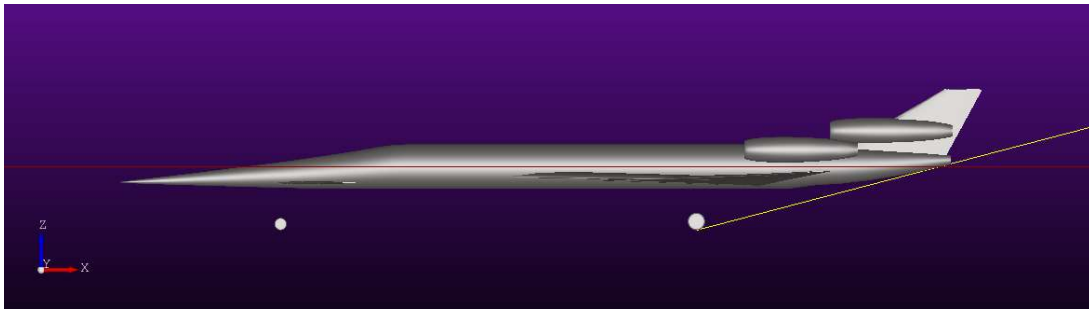


Abbildung 3.10.: Überprüfung des Heckaufprallwinkels mit TIVA Geometric Library (TiGL)

sein, die bereits für den hinteren Kippwinkel verwendet wurde. Der Heckaufprallwinkel ist der Winkel zwischen der Fläche der statischen Standebene und einer weiteren Fläche, die im Aufsetzpunkt des statisch belasteten Hauptfahrwerkes liegt und entlang der y-Achse rotiert wird, bis sie die Flugzeugstruktur berührt. Dieser Winkel soll nach (Currey 1988, S. 26) zwischen 12° und 15° liegen.

Für STORMIE lässt sich dieser Winkel zu $14,5^\circ$ bestimmen, womit die Bedingung aus der Literatur erfüllt ist. Weiterführend werden jedoch bei Start und Landung aufgrund der Deltaflügel-Konfiguration hohe Anstell- und Längslagewinkel erwartet. Sollten diese größer sein als der bestimmte Winkel, muss das Hauptfahrwerk entweder nach unten verlängert oder nach hinten verlagert werden. Abbildung 3.10 zeigt die Darstellung aus TiGL mit der eingezeichneten Kontrollebene.

Flügelaufprallwinkel - Wing-Strike Angle

Um den Flügelaufprallwinkel zu ermitteln, wird ein ähnliches Vorgehen angewandt wie für den Heckaufprallwinkel. Eine Fläche wird horizontal in den Aufsetzpunkt des Fahrwerkes unter statischer Belastung gelegt und dann diesmal um die x-Achse rotiert. Der Winkel, bei dem die Kontrollebene die Struktur der Tragfläche schneidet, wird als Flügelaufprallwinkel (engl. "Wing-Strike-Angle") bezeichnet. In Abbildung 3.11 ist die Darstellung aus TiGL abgebildet, bei der die Kontrollebene für den Flügelaufprallwinkel eingezeichnet ist. Mit $23,6^\circ$ ist der Flügelaufprallwinkel bei der FST-B-Konfiguration im Vergleich zu üblichen Verkehrsflugzeugen relativ groß, was durch die verhältnismäßig geringe Spannweite des FST-B begründet ist.

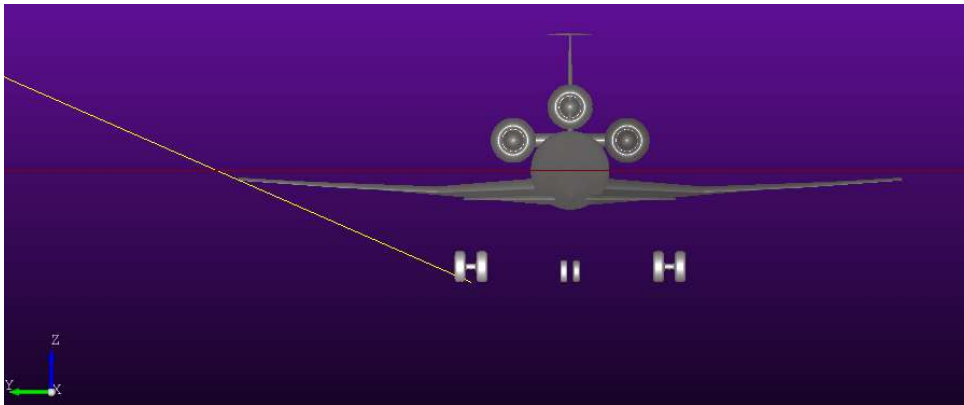


Abbildung 3.11.: Überprüfung des Flügelaufprallwinkels mit TIVA Geometric Library (TiGL)

3.4.3. Fahrwerkslasten

In der Konstruktionsauslegung wird der Begriff "Last" verwendet, um auf die Gesamtheit der auf ein Bauteil wirkenden Kräfte zu schließen. Für die Fahrwerksauslegung wird zwischen statischen Lasten W_{Static} und dynamischen Lasten $W_{Dynamic}$ unterschieden. Die Analyse der statischen Lastverteilung betrachtet die Kräfte, die bei Stillstand des Flugzeuges auf die Fahrwerksbeine wirken. Dementsprechend wird kein Auftrieb erzeugt und auf das Fahrwerk wirkt die gesamte Gewichtskraft des Flugzeuges. Neben den statischen Lasten werden außerdem die dynamischen Lasten betrachtet, die besonders für das Bugfahrwerk relevant sind. Bei der Betrachtung der dynamischen Lasten befindet sich das Flugzeug in Bewegung. So ist zum Beispiel die Bremslast von Interesse, also die Gesamtheit der Kräfte, die bei Abbremsen des Flugzeuges auf das Bugfahrwerksbein wirken. Wie groß die bestimmten Lasten sind, wirkt sich direkt auf die Auswahl der Reifen und die Auslegung des Federbeins aus.

Für die statischen Lasten auf Bug- und Hauptfahrwerk bei einer Dreipunkt-Konfiguration mit zwei Hauptfahrwerksbeinen empfiehlt sich eine Verteilung von ungefähr 90 % auf dem Hauptfahrwerk (also 45 % der Gesamtlast pro Bein) und ungefähr 10 % auf dem Bugfahrwerk. Ist das Bugfahrwerk mit einer Lenkung ausgestattet, gilt weiterhin die Bedingung, dass das Bugfahrwerk mindestens 8 % der Last aufnehmen muss, um die Steuerbarkeit des Luftfahrzeuges sicherzustellen. Das empfohlene Maximum für die Last auf dem Bugfahrwerk liegt bei 15 %. (Schmidt 2020, S. 27 ff)

Die Berechnung basiert auf den in Abbildung 3.12 dargestellten Hebelarmen, die durch die Position der vordersten und hintersten Schwerpunktlage sowie durch die Positionierung der

Fahrwerksbeine beeinflusst werden. Für STORMIE sind aus der Vorauslegung folgende Werte bekannt:

Größe	[m]	Definition
x_F	21,38	Radstand
$x_{NLG,fwd}$	18,71	Abstand zwischen NLG und vorderster SP-Lage
$x_{MLG,aft}$	1,3	Abstand zwischen MLG und hinterster SP-Lage
$x_{NLG,aft}$	20,1	Abstand zwischen NLG und hinterster SP-Lage
z_{CG}	3,4	vertikaler Abstand zwischen Aufsetzpunkt und SP-Lage

Tabelle 3.8.: Geometrische Positionierungsgrößen des Fahrwerks von STORMIE

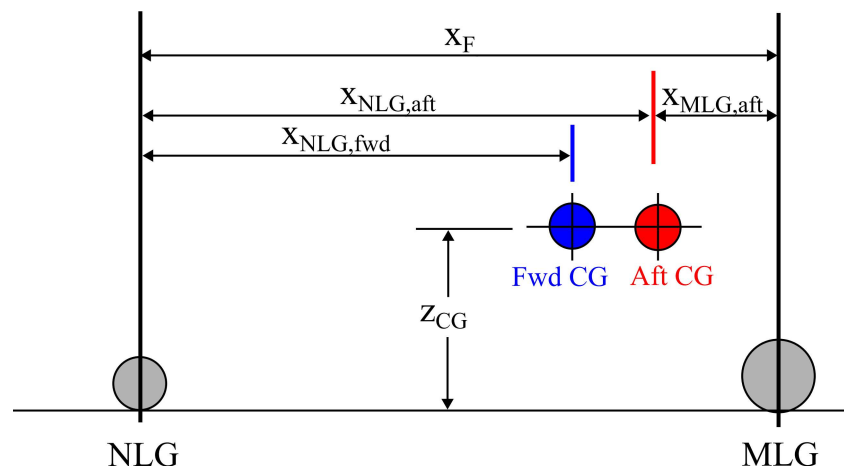


Abbildung 3.12.: Skizze zur Lastenverteilung auf Bug- und Hauptfahrwerk (Currey 1988, S. 29)

Unter Verwendung der vordersten Schwerpunkt-Lage entsteht die maximale statische Belastung des Bugfahrwerkes

$$\begin{aligned}
 W_{Static,NLG,max} &= m_{MTOM} \cdot g \cdot \frac{x_F - x_{NLG,fwd}}{x_F} \\
 &= 47.423 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \cdot \left(\frac{21,38 \text{ m} - 18,71 \text{ m}}{21,38 \text{ m}} \right) = \mathbf{58.074 \text{ N}}
 \end{aligned} \tag{3.7}$$

und bei hinterster Schwerpunktlage entsprechend die minimale statische Belastung

$$\begin{aligned}
 W_{Static,NLG,min} &= m_{MTOM} \cdot g \cdot \frac{x_F - x_{NLG,fwd}}{x_F} \\
 &= 47.423 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \cdot \left(\frac{21,38 \text{ m} - 20,1 \text{ m}}{21,38 \text{ m}} \right) = \mathbf{28.623 \text{ N}}.
 \end{aligned} \tag{3.8}$$

Analog dazu die maximale Belastung eines Hauptfahrwerkbeins

$$\begin{aligned}
 W_{Static,MLG,max} &= m_{MTOM} \cdot g \cdot \frac{x_{NLG, fwd}}{2 \cdot x_F} \\
 &= 47.423 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \cdot \left(\frac{20,1 \text{ m}}{2 \cdot 21,38 \text{ m}} \right) = \mathbf{218.220 \text{ N}}.
 \end{aligned}
 \tag{3.9}$$

Für einen Bremsvorgang mit einer Verzögerung von $a_{br} = 3,048 \text{ m/s}^2$ (entspricht 10 ft/s^2) (Currey 1988, S. 29) beläuft sich die maximale Last auf dem Bugfahrwerk zu

$$\begin{aligned}
 W_{Dynamic,NLG,max} &= W_{Static,NLG,max} + \frac{a_{Brake} \cdot m_{MTOM} \cdot g \cdot J}{9,815 \cdot x_F} \\
 &= 58.074 \text{ N} + \left(\frac{3,048 \text{ m/s}^2 \cdot 47.423 \text{ kg} \cdot 3,4 \text{ m}}{9,815 \cdot 21,38 \text{ m}} \right) = \mathbf{81.063 \text{ N}}.
 \end{aligned}
 \tag{3.10}$$

Die Ergebnisse der Lastenberechnung für STORMIE sind in Tabelle 3.9 auch mit ihren Anteilen an der gesamten Gewichtskraft des Fahrzeuges dargestellt.

Last (je Fahrwerksbein)	[N]	% Gesamtlast
Gesamtlast, Gewichtskraft	465.060	-
NLG maximale statische Belastung	58.074	12,49
NLG minimale statische Belastung	28.623	6,15
NLG dynamische Bremslast	81.063	17,4
MLG maximale statische Belastung	218.220	46,93

Tabelle 3.9.: Ergebnisse der Lastenberechnung für STORMIE

Die Bedingung, dass das Hauptfahrwerk ungefähr 90 % der gesamten Last aufnimmt, wird mit dieser Positionierung erfüllt. Auch die Grenzen der Lenkbarkeit des Bugfahrwerkes werden eingehalten, da sich die statische Last zwischen 8 % und 15 % befindet.

3.5. Reifenauswahl

Ein passender Reifen wird oft direkt aus einem Herstellerkatalog entnommen. In diesen Katalogen werden zahlreiche Modelle aufgeführt, die unterschiedliche Anforderungen erfüllen. Die

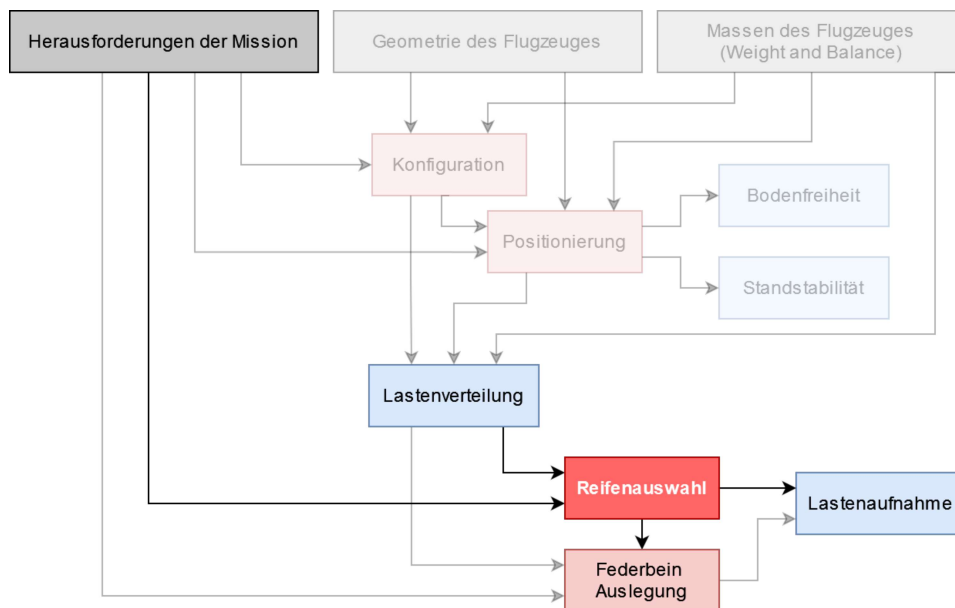


Abbildung 3.13.: Ablaufübersicht Fahrwerksauslegung, Unterpunkt Reifenwahl (grau: nicht-veränderbare Eingabebedingungen, rot: Abschnitte der Fahrwerksauslegung, blau: Zielbedingungen der Auslegung)

wichtigsten davon sind die maximale Last und die Geschwindigkeit, für die der Reifen ausgelegt ist.

Raymer stellt zudem eine stark verkürzte Approximation der Reifengröße dar, die ohne die direkte Konsultation von Herstellerkatalogen auskommt (Raymer 1992, S. 234). Der Ansatz basiert ebenfalls auf Katalogen, die statistisch ausgewertet und empirisch zu einer Funktion zusammengefasst wurden. Als unabhängige Variable wird die Last auf dem Rad genutzt, um unter Verwendung verschiedener Konstanten den Durchmesser und die Breite des Reifens abzuschätzen.

$$d_{Tire} = A \cdot W_W^B$$

$$w_{Tire} = C \cdot W_W^D$$

Hauptfahrwerk:

$$d_{Tire,MLG} = 2,69 \cdot (16.403 \text{ lbs.})^{0,251} = 30,74 \text{ ''}$$

$$w_{Tire,MLG} = 1,17 \cdot (16.403 \text{ lbs.})^{0,216} = 9,52 \text{ ''}$$

(3.11)

Bugfahrwerk:

$$d_{Tire,NLG} = 2,69 \cdot (9.374 \text{ lbs.})^{0,251} = 26,7 \text{ ''}$$

$$w_{Tire,NLG} = 1,17 \cdot (9.374 \text{ lbs.})^{0,216} = 8,44 \text{ ''}$$

Mit:

W_W = Last auf einem einzelnen Rad [lbs. force]

d = Reifendurchmesser ["]

w = Reifenbreite ["]

A, B, C, D = Konstanten der Regression (vgl. Tabelle 3.10).

Category	A	B	C	D
General Aviation	1,51	0,349	0,715	0,312
Business Twin	2,69	9,251	1,170	0,216
mil. Transport/Bomber	1,63	0,315	0,104	0,480
Jet fighter / trainer	1,59	0,302	0,098	0,467

Tabelle 3.10.: Konstanten für die Approximation der Reifenmaße (Raymer 1992, S. 233)

Die Lasten aus Tabelle 3.9 werden durch die entsprechende Anzahl an Rädern für das Bugfahrwerk (zwei Räder) und das Hauptfahrwerk (vier Räder) dividiert. Die Regressionskonstanten werden Tabelle 3.10 entnommen, wobei die Kategorie "Business Twin" genutzt wird. Raymer empfiehlt allen Reifenlasten einen Sicherheitsfaktor von 7 % zuzufügen, wenn das Flugzeug FAR-25-tüchtig sein soll, und zusätzlich 25 %, um ein mögliches Wachstum des Flugzeuges im Laufe des Entwicklungsprozesses zu berücksichtigen.

Für die Räder des Bugfahrwerkes entsteht die maximale Last im dynamischen Bremsfall, also wenn das Flugzeug aus dem Rollen abgebremst wird. Im Gegensatz dazu bedeutet eine

statische Last, dass das Flugzeug unbewegt steht. Da die Katalogangaben sich auf den statischen Belastungsfall beziehen, wird die äquivalente Belastung errechnet. Nach (Raymer 1992, S. 236) ist der zugelassene Wert für dynamische Belastung bei Reifen des "New Design " um ca. 30 % größer als der Wert der statischen Last. Der für die Evaluation verwendete Wert, inklusive der vorgeschlagenen Toleranzen, beträgt demnach $W_{Wheel,NLG} = 41.701 \text{ N}$ (entspricht $W_{Wheel,MLG} = 9374 \text{ lbs}$). Sollte die statische Belastung größer sein als die äquivalente dynamische Last, so wird der größere beider Werte verwendet.

Für die Reifen des Hauptfahrwerkes kann der statische Belastungswert direkt verwendet werden $W_{Wheel,MLG} = 72.967 \text{ N}$ (entspricht $W_{Wheel,MLG} = 16.403 \text{ lbs}$). Nach Gleichung 3.11 ergeben sich unter Beachtung der Einheiten für diese Methode die in Tabelle 3.11 gelisteten Maße.

Fahrwerk	Reifendurchmesser		Reifenbreite	
	["]	[m]	["]	[m]
Bugfahrwerk	26,71	0,68	8,44	0,21
Hauptfahrwerk	30,74	0,78	9,52	0,24

Tabelle 3.11.: Reifenabmaße für STORMIE, mittels Approximation nach Raymer

Basierend auf den berechneten Lasten (Tabelle 3.9) können aus Herstellerkatalogen die in Tabelle 3.12 zusammengestellten Kandidaten für die Bereifung ermittelt werden.

Identifikation	Tragfähigkeit		Nenngeschwindigkeit		D_{max}		W_{max}	
	[lbs.]	[N]	[mph]	[m/s]	["]	[m]	["]	[m]
23.5x8.0R12	9425	41.924	190	85	24,25	0,62	8,35	0,21
27x7.75R15	9650	42.925	225	101	27,70	0,70	8,10	0,21
H32x10.5R16.5	17.450	77.621	225	101	32,95	0.84	10,95	0,28

Tabelle 3.12.: Auswahl an Reifenkandidaten für STORMIE (oberer Teil NLG, unterer Teil MLG) (Schmidt 2020, S. 155)

Vergleicht man beide Methoden der Reifenauslegung, so fällt auf, dass die Ergebnisse sehr ähnlich ausfallen. Für die Auslegung des Federbeins wird später zusätzlich der Radius des Reifens unter statischer Belastung benötigt. Im Katalog sind dafür folgende Werte zu finden:

Reifen	Static loaded radius Max	
	["]	[m]
27x7,75R15	12,20	0,310
H32x10.5R16.5	13,90	0,353

Tabelle 3.13.: Radius der gewählten Reifen unter statischer Belastung (Schmidt 2020, S. 155)

Geschwindigkeit

Die Rotationsgeschwindigkeit der Concorde beträgt $V_r = 198$ Kts, also ca. 228 mph. Der kleinste Reifen ("23.5x8.0R12") kann deswegen nicht verwendet werden. Weiterhin ist fragwürdig, ob die Nenngeschwindigkeit von 225 mph der größeren Reifen ("27x7,75R15" für das Bugfahrwerk und "H32x10.5R16.5" für das Hauptfahrwerk) ausreicht, um einen sicheren Betrieb zu gewährleisten. Sollte dies nicht der Fall sein, muss auf noch größere oder spezialisierte Reifen zurückgegriffen werden, die für hohe Geschwindigkeiten ausgelegt sind. Für den FST-B aus STORMIE liegen aktuell keine konkreten Start- und Landegeschwindigkeiten vor, weil dafür die Start- und Landeverfahren bekannt sein müssen. Ein Hauptteil des Projektes besteht jedoch darin, diese Verfahren bezüglich deren Lärmemission zu evaluieren, weswegen noch keine Wert für die Geschwindigkeit festgelegt wurde. Es ist anzumerken, dass die betrachteten Verfahren oft vorsehen das Luftfahrzeug so lange wie möglich am Boden zu beschleunigen und erst spät zu rotieren, um einen schnellen Steigflug zu ermöglichen und in der Luft weniger Lärm zu erzeugen. Für die Reifenauswahl bedeutet das, dass höhere Nenngeschwindigkeiten benötigt werden.

3.6. Federbeinauslegung

Die Auslegung des Federbeins stellt bei der Konzeptionierung des Fahrwerkes aus dynamischer Sicht den wichtigsten Bestandteil dar. Als Ziel der Auslegung sollen zum einen die geometrischen Abmaße des Federbeins approximiert werden, zum anderen aber auch für die spätere Modellierung die Feder-Dämpfer Kennlinien bestimmt werden. Bei diesem Auslegungsschritt wird der Konsultation von Herstellerkatalogen im Rahmen dieser Arbeit keine Beachtung geschenkt. Begründet wird diese Entscheidung damit, dass nur zu wenigen tatsächlichen Bauteilen Daten frei verfügbar sind und dass die detaillierte Auslegung kein Ziel der Arbeit sein soll.

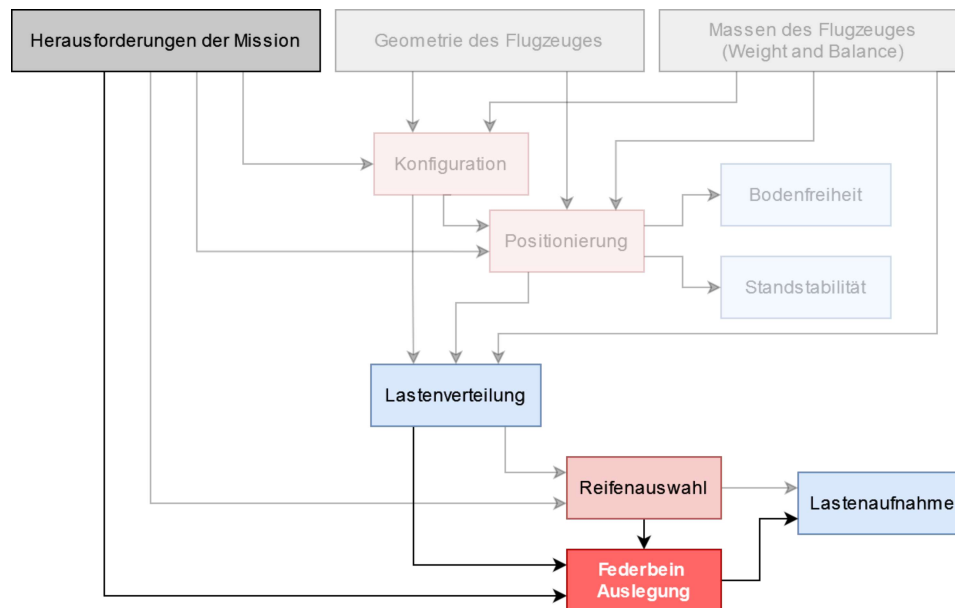


Abbildung 3.14.: Ablaufübersicht Fahrwerksauslegung, Unterpunkt Reifenwahl (grau: nicht-veränderbare Eingabebedingungen, rot: Abschnitte der Fahrwerksauslegung, blau: Zielbedingungen der Auslegung)

Es werden folgend unterschiedliche Herangehensweisen praktiziert, die das Federbein mit stetig steigender Detaillierung auslegen. Auch hier sei gesagt, dass es sich um einen iterativen Prozess handelt und, dass die Ergebnisse durch gezielte Variation der Eingabevariablen erzielt wurden. Da aus konstruktionstechnischer Sicht derzeit keine Begrenzungen für das Federbein vorliegen, liegt das Hauptaugenmerk der Auslegung auf der Bestimmung der Feder- und Dämpfer-Kennlinien. In der Disziplin der Fahrwerkskonstruktion bekannt sind Last-Hub Kurven (engl. "load-stroke curves"), die darstellen, bei welcher Last das Federbein einen bestimmten Hub erreicht. Bei einem Hub von $\delta_{Strut,Extended} = 0$ m gilt der Stoßdämpfer als vollständig ausgefahren ("extended"), weiterhin sind die statische Position ("static" - $\delta_{Strut,Static}$) und die vollständig komprimierte Position ("compressed" - $\delta_{Strut,Compressed}$) von Interesse. Aus der Differenz zwischen statisch und komprimiert kann der gesamte Hubweg ("stroke") bestimmt werden. Die extremen Positionen können als Anschläge verstanden werden.

3.6.1. Bestimmung des Hubes

Bevor der Hubweg genauer berechnet wird, kann eine Approximation nach (Raymer 1992) angewandt werden, die besagt: "Der Hub in Zoll ist ungefähr so groß wie die Sinkgeschwindigkeit in Fuß pro Sekunde" (Raymer 1992, S. 241).

Nach dieser Methode wird der Hub unter Beachtung aller Einheiten zu

$$\begin{aligned} w &= 10 \text{ ft/s} \\ \delta_{Strut} &= 10'' / 39,37'' / \text{m} = \mathbf{0,254 \text{ m}} \end{aligned} \quad (3.12)$$

Die Grundbedingung für die Auslegung des Federbeins besteht darin, dass das Fahrwerk die gesamte Energie der Landung aufnehmen muss. Es gilt

$$E_{Pot} + E_{Kin,z} = E_{Gear}. \quad (3.13)$$

Bezüglich der potenziellen Energie werden zusätzlich die Auslenkung von Reifen und Federbein berücksichtigt.

$$E_{Pot} = (1 - L) \cdot m_{Aircraft} \cdot g \cdot (\delta_{Strut} + \delta_{Tire}) \quad (3.14)$$

L ist der Auftriebsanteil, also die z-Komponente der Auftriebskraft $R_{Lift,z}$ als Verhältnis zur z-Komponente der Gewichtskraft $R_{Grav,z}$. Üblicherweise landen Verkehrsflugzeuge mit einem Auftriebsanteil von $L = 1$, also sodass der Auftrieb die Gewichtskraft ausgleicht. Unter dieser Vereinfachung kann die potenzielle Energie vernachlässigt werden.

Es verbleiben die kinetische Energie in z-Richtung:

$$E_{Kin,z} = \frac{1}{2} \cdot m_{Aircraft} \cdot w^2, \quad (3.15)$$

und die durch das Fahrwerk aufgenommene Energie:

$$E_{Gear} = \lambda \cdot m_{Aircraft} \cdot g \cdot (\eta_{Strut} \cdot \delta_{Strut} + \eta_{Tire} \cdot \delta_{Tire}). \quad (3.16)$$

Der Reaktionsfaktor λ ist die maximale Last auf einem Fahrwerksbein bei der Landung $W_{Compressed,MLG,max}$ im Verhältnis zur Last auf diesem Bein unter statischer Belastung $W_{Static,MLG,max}$ (vgl. Gleichung 3.9). Für Verkehrsflugzeuge der Kategorie "regional aircraft" sind Reaktionsfaktoren von $\lambda = 1,5$ bis $\lambda = 1,8$ üblich. Bei militärischen Luftfahrzeugen hingegen fallen die zulässigen Reaktionsfaktoren deutlich höher aus (Schmidt 2020, S. 314). Dieser Bereich für den Reaktionsfaktor orientiert sich ungefähr an den Vorgaben der FAR-25 für kommerzielle Transportflugzeuge. Für einen Reaktionsfaktor von $\lambda = 1,6$ folgt für die maximale

Last auf einem Hauptfahrwerksbein:

$$\begin{aligned} W_{Compressed,MLG,max} &= \lambda \cdot W_{Static,MLG,max} \\ W_{Compressed,MLG,max} &= 1,6 \cdot 218.220 \text{ N} = \mathbf{348.800 \text{ N}}. \end{aligned} \quad (3.17)$$

Die Effizienzen von Reifen (η_{Tire}) und Federbein (η_{Strut}) geben an, wie viel Energie durch das jeweilige Bauteil in Wärme umgewandelt wird. Für den Reifen wird der Wert $\eta_{Tire} = 0,47$ genutzt (Schmidt 2020, S. 318) und für das Federbein $\eta_{Strut} = 0,8$ (Schmidt 2020, S. 372). Die gespeicherte Energie im Fahrwerk ist abhängig von den Auslenkungen des Reifens δ_{Tire} und des Federbeins δ_{Strut} . Wenn das Fahrwerk die gesamte kinetische Energie aufgenommen hat, werden diese Auslenkungen maximal, man spricht vom komprimiertem Zustand mit den Auslenkungen $\delta_{Tire,Compressed}$ und $\delta_{Strut,Compressed}$.

Durch Gleichsetzen der Energien folgt für den Moment der maximalen Auslenkung:

$$\frac{1}{2} \cdot m_{Aircraft} \cdot w^2 = \lambda \cdot m_{Aircraft} \cdot g \cdot (\eta_{Strut} \cdot \delta_{Strut,Compressed} + \eta_{Tire} \cdot \delta_{Tire,Compressed}). \quad (3.18)$$

Die maximale Auslenkung eines Reifens kann basierend auf dessen Auslenkung unter statischer Belastung über lineare Extrapolation ermittelt werden. Diese Auslenkung ergibt sich aus der Differenz zwischen unausgelenktem Reifenradius $r_{Tire,0}$ (vgl. Tabelle 3.12) und Reifenradius unter statischer Belastung $r_{Tire,Static}$ (Tabelle 3.13). In (Schmidt 2020) wird empfohlen, das Ergebnis dieser Extrapolation um 10 % zu verringern, um Nichtlinearitäten zu berücksichtigen.

$$\begin{aligned} \delta_{Tire,Compressed} &= 0,9 \cdot W_{Compressed,MLG,max} \cdot \frac{r_{Tire,0} - r_{Tire,Static}}{W_{Static,MLG,max}} \\ &= 0,9 \cdot 348.800 \text{ N} \cdot \frac{0,42 \text{ m} - 0,353 \text{ m}}{218.220 \text{ N}} = \mathbf{0,096 \text{ m}}. \end{aligned} \quad (3.19)$$

Für die Sinkgeschwindigkeit bei der Landung wird ein Richtwert von $w = 3,048 \text{ m/s}^2$ (entspricht 10 ft/s^2) herbeigezogen, der auf die FAR-25-Bestimmung zurückgeht (vgl. Abschnitt 3.1.

Durch Einsetzen aller bekannten Werte in Gleichung 3.18 folgt für den Hub des Federbeins:

$$\delta_{Strut,Compressed} = \frac{w^2}{\lambda \cdot 2 \cdot g \cdot \eta_{Strut} - \frac{\eta_{Tire,Compressed} \cdot \delta_{Tire}}{\eta_{Strut}}} \quad (3.20)$$

$$\delta_{Strut,Compressed} = \frac{(3,048 \text{ m/s})^2}{1,5 \cdot 2 \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \cdot 0,8 - \frac{0,47 \cdot 0,096 \text{ m}}{0,8}} = \mathbf{0,338 \text{ m.}}$$

Damit ist der ausgelegte Hub beträchtlich konservativer als der über die über die Approximation aus Gleichung 3.12 ermittelte.

Annäherung der Last-Hub-Kurve

Die Last-Hub-Kurve kann angenähert werden, indem drei Wertepaare für das Federbein unter statischer Belastung ("static"), in gestrecktem ("extended") und in komprimiertem Zustand ("compressed") aufgestellt werden. Das grobe Vorgehen ist in Abbildung A.2 veranschaulicht. Die genutzten Wertepaare bestehen aus einem Hub, bzw. einer Auslenkung (δ_{Strut}) und aus einer Last, bei welcher dieser Hub erzeugt wird. Hinsichtlich der Lasten ist ausschließlich die statische Last bekannt. Um die anderen zu ermitteln, werden die Verdichtungsverhältnisse im gestreckten und im komprimierten Zustand in Relation zur bekannten Last vorgegeben. Diese Verdichtungsverhältnisse sind Designgrößen und werden in Tabelle 3.14 aufgeführt.

Verdichtungsverhältnis	Kleinflugzeuge	Transportflugzeuge
statisch zu gestreckt	2,1 : 1	1,9 : 1
komprimiert zu statisch	4 : 1	3 : 1

Tabelle 3.14.: Typische Verdichtungsverhältnisse (Currey 1988, S. 97)

Die Hub-Position in ausgefahrenem Zustand wird zu $\delta_{Strut,Extended} = 0 \text{ m}$ definiert und die Position in komprimiertem Zustand entspricht dem gesamten Hubweg, also $\delta_{Strut,Compressed} = \delta_{Strut} = 0,338 \text{ m}$. Der Hub unter statischer Belastung für Verkehrsflugzeuge liegt üblicherweise so, dass bis zur vollständigen Kompression noch 16% des gesamten Hubweges bis zum Erreichen des Anschlages verbleiben (bzw. beträgt der statische Hub 84% des gesamten Hubweges) (Currey 1988, S. 96). Da die Lasten auf einem Bug- und auf einem Hauptfahrwerksbein

unterschiedlich ausfallen (Vgl. Unterabschnitt 3.4.3), können zwei Sätze von Wertepaaren bestimmt werden, die in Tabelle 3.15 zusammengefasst sind. Die angenäherten Last-Hub-Kurven für Haupt- und Bugfahrwerk sind in Abbildung 3.15 gezeigt.

Zustand	Hauptfahrwerk		Bugfahrwerk	
	Last [N]	Hub [m]	Last [N]	Hub [m]
gestreckt	54.555	0	14.519	0
statisch	218.220	0,284	58.074	0,284
komprimiert	654.660	0,338	174.222	0,338

Tabelle 3.15.: Wertepaare für die Approximation der Last-Hub Kurven

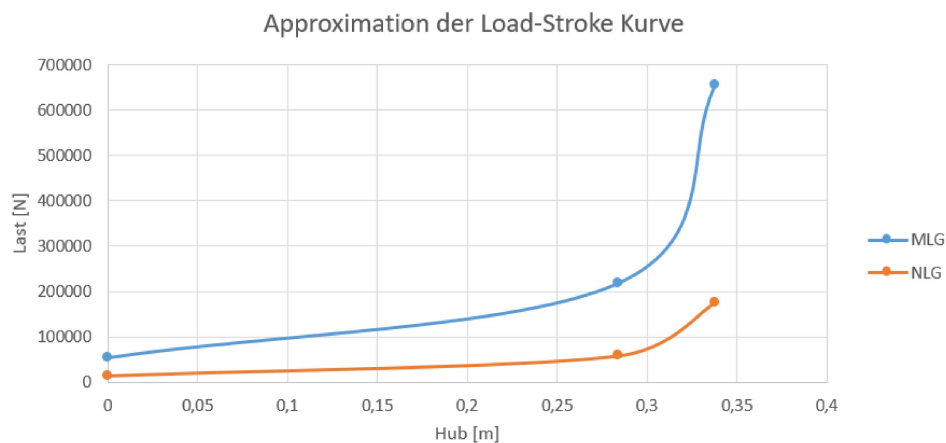


Abbildung 3.15.: Approximation der Last-Hub Kurven für Haupt- und Bugfahrwerk

Feder- und Dämpferkraft im Bauteil

Um eine genauere Last-Hub-Kurve zu erstellen und das Federbein detaillierter auszulegen, muss man sich mit der Funktionsweise des Bauteils beschäftigen. Betrachtet wird ein oleopneumatischer Feder-Dämpfer, dessen Aufbau schematisch in Abbildung 3.16 dargestellt wird. Werden Kolben und Zylinder ineinander gedrückt, entstehen basierend auf der Auslenkung (δ_{Strut}) eine pneumatische Kraft, $R_{Pneumatic}$ (vergleichbar mit einer Federkraft) und basierend auf der Geschwindigkeit der Auslenkung ($\dot{\delta}_{Strut}$) eine hydraulische Kraft, $R_{Hydraulic}$ (vergleichbar mit einer Dämpferkraft).

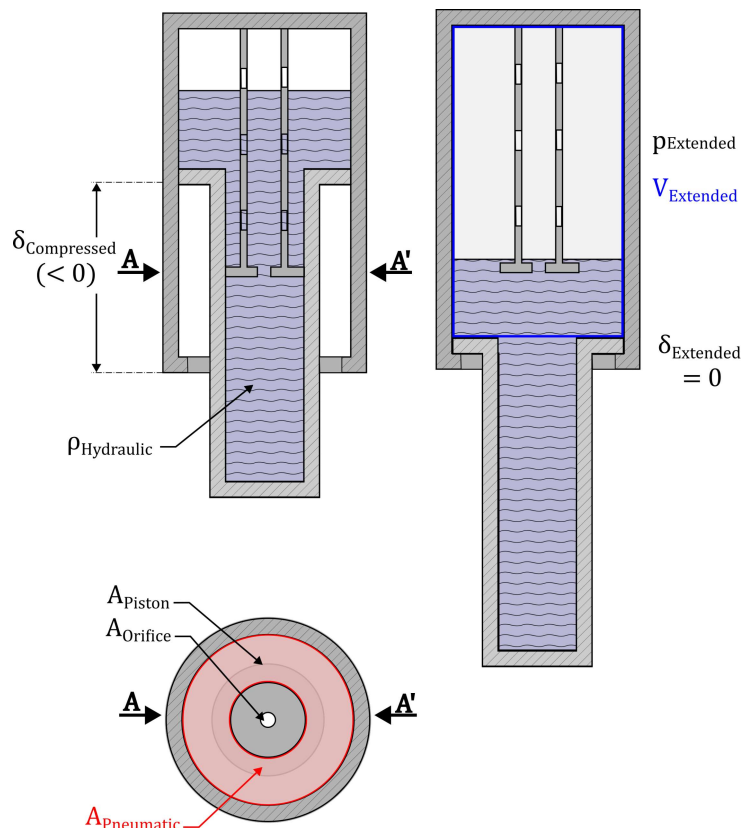


Abbildung 3.16.: Skizze eines oleo-pneumatischen Feder-Dämpfers (links: komprimierter Zustand, rechts: ausgefahrener Zustand)

Die Federkraft geht auf den Druck des Gases zurück, der auf die pneumatische Wirkungsfläche $A_{Pneumatic}$ wirkt.

$$A_{Pneumatic} = A_{Piston} - A_{Orifice} \quad (3.21)$$

Bei einer Auslenkung des Federbeins wird das Gas komprimiert. Die dabei erzeugte pneumatische Kraft kann über die Definition des Druckes bestimmt werden. Der Druck selbst wiederum kann über die thermische Zustandsgleichung idealer Gase berechnet werden. Unter Berücksichtigung des Atmosphärendruckes ($p_{Atmosphere}$ folgt für die pneumatische (Feder-)Kraft Gleichung 3.22 (Gan, Fang und Wei 2022, S. 982) (Milwitzky und Cook 1953, S. 7).

$$\mathbf{R}_C = \mathbf{R}_{Pneumatic} = A_{Pneumatic} \cdot \left[p_{Extended} \cdot \left(\frac{V_{Extended}}{V_{Extended} - A_{Pneumatic} \cdot \delta_{Strut}} \right)^n - p_{Atmosphere} \right] \quad (3.22)$$

Die Dämpferkraft wiederum entspricht der hydraulischen Kraft. Im Bauteil kommt sie dadurch zustande, dass eine hydraulische Flüssigkeit, mit einer Dichte von $\rho_{Hydraulic}$ durch eine (hydraulische Öffnung, engl. "orifice"), mit der Fläche $A_{Orifice}$ gepresst wird. Die Kraft wird über den Druckabfall von der unteren zu der oberen Kammer des Federbeins (Δp) berechnet. Für diesen Druckabfall gilt ein Druckverlusbeiwert C_Q (engl. "discharge coefficient") (Gan, Fang und Wei 2022, S. 976) von 0,8. Unter Verwendung der Durchflussrate Q ,

$$Q = C_Q \cdot A_{Orifice} \cdot \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho_{Hydraulic}}} = \delta_{Strut} \cdot A_{Orifice}, \quad (3.23)$$

folgt für die Dämpferkraft Gleichung 3.24 (Gan, Fang und Wei 2022, S. 976) (Milwitzky und Cook 1953, S. 6).

$$\mathbf{R}_D = \mathbf{R}_{Hydraulic} = \Delta p \cdot A_{Pneumatic} = \frac{\rho_{Hydraulic} \cdot A_{Pneumatic} \cdot Q^2}{2 \cdot C_Q^2 \cdot A_{Orifice}^2}. \quad (3.24)$$

Mit:

$\mathbf{R}_{Pneumatic}$ = pneumatische Kraft

$\mathbf{R}_{Hydraulic}$ = hydraulische Kraft

$A_{Pneumatic}$ = pneumatische Wirkungsfläche $\approx A_{Piston} - A_{Orifice}$

$A_{Orifice}$ = Flächeninhalt der hydraulischen Bohrung

Δp = Druckabfall über die Bohrung

δ = Hub bzw. Auslenkung des Federbeins

$p_{Atmosphere}$ = Atmosphärendruck (Normatmosphäre wird angenommen) = 101,325 MPa

ρ = Dichte der Hydraulikflüssigkeit (Schmidt 2020, S. 375) $\approx 825 \text{ kg/m}^3$

Q = Durchflussrate durch die hydraulische Bohrung

C_Q = Druckverlusbeiwert (engl. "discharge coefficient") (Gan, Fang und Wei 2022, S. 976) $\approx 0,8$

Auslegung der Feder-/Dämpferkurven

Die Effektivität des Federbeins bei der Landung eines Flugzeuges basiert auf der inneren Geometrie des Stoßdämpfers, wobei die wichtigsten Parameter die Abmaße der Bohrung $A_{Orifice}$ und die Kolbenfläche A_{Piston} sind. Der Druck bei ausgefahrenem Federbein (also der minimale

Druck) wird als Referenzpunkt für die Gasgleichung genutzt, da der Hub und das verbleibende Zylindervolumen in diesem Zustand bekannt sind. Um das Federbein weiter auszulegen, sind diese Parameter iterativ so anzupassen, dass folgende Anforderungen an den Stoßdämpfer erfüllt werden

- die statische Position liegt zwischen 80 % und 85 % des Hubweges (Schmidt 2020, S. 410)
- die Ausfahrlast liegt zwischen 7 % und 17 % der statischen Last (Schmidt 2020, S. 409)
- der Zylinder-Druck unter statischer Belastung liegt zwischen 1500 psi und 1700 psi, um die Wartung zu erleichtern (Schmidt 2020, S. 409)
- ein maximaler Zylinder-Druck von höchstens 8000 psi (Schmidt 2020, S. 411)
- ein minimaler Zylinder-Druck zwischen ca. 60 psi und 300 psi (Currey 1988, S. 98)

Die Ausfahrlast (engl. "breakout load") ist die Last, die erforderlich ist, um die inneren Reibungen im Stoßdämpfer zu überwinden und ihn aus seiner vollständig ausgelenkten Position heraus zu bewegen. Da der innere Druck auch in ausgefahrenem Zustand größer ist als der Atmosphärendruck, kommen zu der Reibungskraft auch die pneumatische Kraft bei minimaler Auslenkung hinzu. Der Empfehlung nach sollte die Ausfahrlast weniger als 17 % der statischen Last betragen, um den Fahrkomfort während des Rollens zu optimieren und etwa 7 %, um die Luft/Boden-Erkennung für die Systeme des Flugzeuges zu optimieren (Schmidt 2020, S. 409). Der zuständige Sensor wird auch als Last auf den Rädern (engl. "weight on wheels")-Sensor. Der interne Reibungskoeffizient wird auf 0,1 geschätzt (Currey 1988, S. 99) es folgt für die Ausfahrlast

$$W_{Breakout} = 1,1 \cdot \mathbf{R}_{Pneumatic}(\delta_{Extended} = 0). \quad (3.25)$$

Als Grundlage der Auslegung werden Richtwerte genutzt. Für den Druck des Dämpfers in statischem Zustand wird ein Wert von $p_{static} = 1500 \text{ psi} = 10,342 \text{ MPa}$ empfohlen (Currey 1988, S. 98). Die Kolbenfläche kann dann über die Definition des Druckes bei statischer Belastung bestimmt werden.

$$A_{Piston} = W_{MLG,Static,max} \cdot p_{Static} = \mathbf{0,0211 \text{ m}^2} \quad (3.26)$$

Es wird angenommen, dass das verbleibende Volumen bei maximaler Kompression des Feder-Dämpfers noch 10% des gesamten Hubraumes $V_{\delta,Strut}$ beträgt (Currey 1988, S. 98).

$$\begin{aligned} V_{Compressed} &= 0,1 \cdot V_{\delta,Strut} = 0,1 \cdot \delta_{Strut} \cdot A_{Piston} \\ &= 0,1 \cdot 0,338 \text{ m} \cdot 0,0211 \text{ m}^2 = \mathbf{0,0007 \text{ m}^3} \end{aligned} \quad (3.27)$$

Das maximale Volumen wiederum ergibt sich dann zu

$$\begin{aligned} V_{Extended} &= V_{Compressed} + V_{\delta,Strut} = V_{Compressed} + \delta_{Strut} \cdot A_{Piston} \\ &= 0,0078 \text{ m}^3 + 0,338 \text{ m} \cdot 0,0211 \text{ m}^2 = \mathbf{0,0078 \text{ m}^3} \end{aligned} \quad (3.28)$$

Zu diesen Größen kommt noch die Fläche der Bohrung hinzu, für die ein Kreis mit dem Radius $r_{Orifice} = 0,01 \text{ m}$ genutzt wird. Für die Fläche ergibt sich dann

$$A_{Orifice} = \pi \cdot r_{Orifice}^2 = \pi \cdot (0,01 \text{ m})^2 = \mathbf{0,00031 \text{ m}^2}. \quad (3.29)$$

Unter Verwendung dieser Vorauslegungs-Parameter sind zwei der fünf Bedingungen bereits erfüllt, der Druck unter statischer Belastung ist zu niedrig, der Minimaldruck ist zu hoch und die Ausfahrlast ist zu groß. Zu dem Druck unter statischer Belastung ist zu sagen, dass dieser zwar vorher über Bemaßung der Kolbenfläche exakt auf 1500 psi eingestellt wurde, aber in der detaillierteren Betrachtung nicht mehr auf diesen Wert fällt. Grund dafür ist, dass dabei zusätzlich der Umgebungsdruck beachtet wird und, dass die pneumatische Fläche durch die Bohrung nicht mehr gleich der Kolbenfläche ist. Um eine bessere Kurve aufzustellen, werden diverse Anpassungen an der Geometrie durchgeführt. Diese umfassen eine Verkleinerung der Kolbenfläche, eine Verringerung des Zylindervolumens und eine Verringerung des minimalen Druckes. Die neuen geometrischen Werte sind in Tabelle 3.16 zusammengefasst und die Ergebnisse in Tabelle 3.17.

Größe	Vorauslegung	Angepasst
A_{Piston}	0,0211 m ²	0,0183 m ²
$V_{extended}$	0,0078 m ³	0,0064 m ³
$p_{extended}$	409 psi = 2,8 MPa	290 psi = 2 MPa

Tabelle 3.16.: Vergleich der veränderten geometrischen Parameter des Federbeins

Die Größe und Geometrie der Bohrung beeinflusst primär den Verlauf der Dämpferkurve. Das Ziel der Anpassung besteht darin, eine Kurve zu erzeugen, deren initialer Verlauf ungefähr

Bedingung	Vorauslegung		Angepasst	
statische Position	78,3 % des gesamten Hub		85,5 % des gesamten Hub	
Ausfahrlast	28,7 % von W_{static}		17,35 % von W_{static}	
p_{static}	1390 psi	9,6 MPa	1602 psi	11 MPa
p_{max}	3771 psi	26 MPa	5358 psi	36,9 MPa
p_{min}	409 psi	2,8 MPa	290 psi	2 MPa

Tabelle 3.17.: Vergleich der Werte von Vorauslegung und basierend auf den gestellten Bedingungen angepasster Version der Feder-Dämpferkurve

einer Dämpferkonstanten von 50.000 Ns/m entspricht. Bei diesem Wert handelt es sich um einen "educated guess". Zum Vergleich, die Boeing 747-400 hat einen Stoßdämpfer mit einer Dämpferkonstanten von $3,42 \cdot 10^5$ Ns/m (bei einer Maximalmasse von $m \approx 413.000$ kg (Alroqi, Wang und Zhao 2017, S. 929)). In Abbildung 3.17 sind die finalen Kurven der hydraulischen und pneumatischen Kräfte dargestellt, wobei verschiedene Bohrungsradien verglichen werden. Zunächst wird ein Bohrungsradius von $r_{orifice} = 10$ mm gewählt. Im Rahmen von Kapitel 4 und in Kapitel 6 wird die Wirksamkeit des Dämpfers genauer überprüft und bezüglich des Bohrungsradius werden Anpassungsvorschläge formuliert.

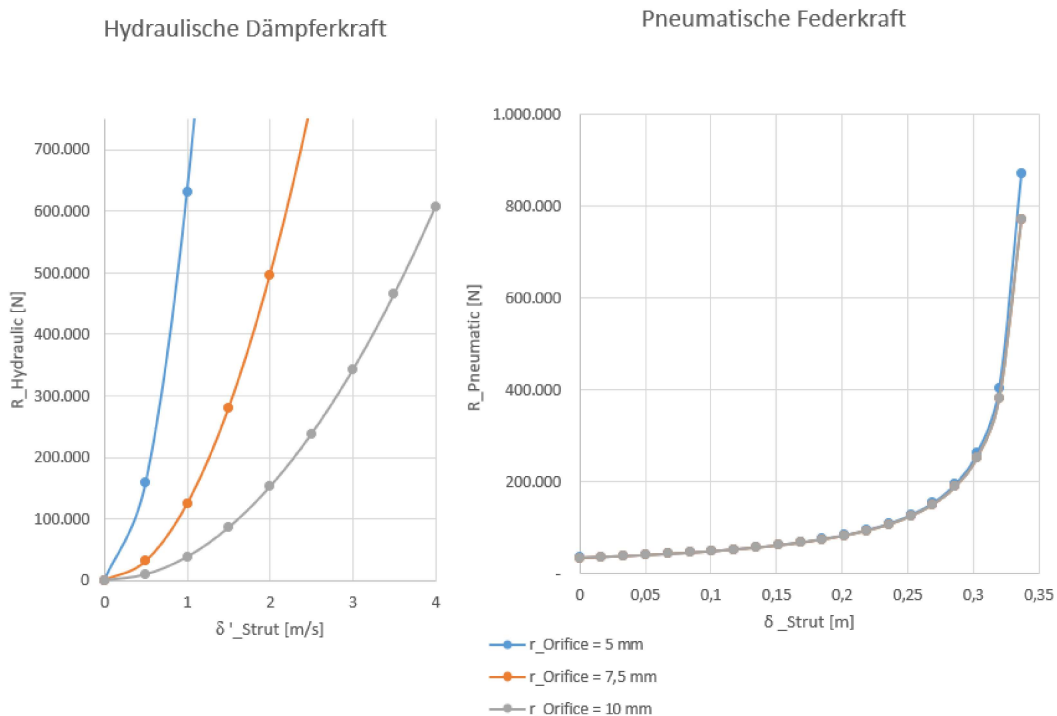


Abbildung 3.17.: Finale Dämpfer- und Federkraftkurven bei unterschiedlichem Bohrungsradius

3.6.2. Komponentenauslegung

Die wichtigsten Dimensionen für die Geometrie des Federbeins sind die Länge und der äußere Durchmesser des gesamten Bauteils sowie die Fläche des Kolbens bzw. der interne Durchmesser. Nach Raymer ist die Länge des Federbeins, inklusive des Hubweg, ungefähr 2,5-mal so groß wie der Hub (Raymer 1992, S. 244).

$$\begin{aligned} l_{Strut} &= 2,5 \cdot \delta_{Strut} \\ &= 2,5 \cdot 0,338 \text{ m} = \mathbf{0,845 \text{ m}} \end{aligned} \quad (3.30)$$

Aus der Kolbenfläche lässt sich der interne Durchmesser des Zylinders bestimmen und basierend darauf der externe Durchmesser. Nach (Raymer 1992, S. 244) soll letzterer 30% größer als der interne Durchmesser sein.

$$\begin{aligned} D_{Piston} &= 2 \cdot \sqrt{\frac{A_{Piston}}{\pi}} = 2 \cdot \sqrt{\frac{0,0183 \text{ m}^2}{\pi}} = \mathbf{0,153 \text{ m}} \\ D_{Strut} &= 1,3 \cdot D_{Piston} = \mathbf{0,198 \text{ m}} \end{aligned} \quad (3.31)$$

3.7. Dimensionierung der Bremsen

Die grundlegende Bedingung für die Auslegung der Bremsen besteht darin, dass sie die vollständige kinetische Energie des Flugzeuges in Hitze umwandeln müssen.

$$E_{Kin,x} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot u^2 \quad (3.32)$$

Diese Energie wird bestimmt durch die Geschwindigkeit und die Masse des Luftfahrzeuges im Fall, für welchen die Bremsen letztendlich ausgelegt werden sollen. Grundsätzlich kommen zwei Situationen dafür in Frage, der Landefall bei minimaler Landegeschwindigkeit und maximalem Landegewicht sowie der Fall des Startabbruchs (Rejected Takeoff - RTO), bei welchem die V_1 und die maximale Startmasse des Flugzeuges genutzt werden. Da die Belastung der Bremsen im zweiten Fall deutlich höher ist, wird dieser hier für die Bemessung genutzt. Die erarbeiteten Dimensionen sind dabei sehr konservativ, weil davon ausgegangen wird, dass das Luftfahrzeug nur durch die Bremsen abgebremst wird. In der Realität würde das Fahrzeug durch Rollreibung, Luftwiderstand, Wind, eine Veränderung der potenziellen Energie aufgrund von Fahrbahn-Neigung oder durch weitere Bremsvorrichtungen (Schubumkehr, Falschirm, etc.) zusätzlich verlangsamt werden.

V_1 (auch als "decision speed", Entscheidungsgeschwindigkeit bekannt) ist die höchste Geschwindigkeit bei der ein Start noch sicher abgebrochen werden kann. Sie hängt unter anderem von der Masse des Luftfahrzeuges, den Fahrbahn- und Witterungsbedingungen und von den gewählten Klappenstellungen ab. Für STORMIE wird dabei der V_1 Wert der Concorde genutzt:

$$V_1 = 150 \text{ kts} = 77,16 \text{ m/s}.$$

Im Extremfall muss ein Startabbruch auch mit maximaler Beladung möglich sein, demnach ist die Masse

$$m_{MTOM} = 47.423 \text{ kg}$$

und damit

$$E_{Kin,x} = \frac{1}{2} \cdot (77,16 \text{ m/s})^2 \cdot 47.423 \text{ kg} = \mathbf{141,19 \text{ MJ}}.$$

Es seien nur die Räder des Hauptfahrwerkes mit Bremsen ausgestattet, welche gebündelt die notwendige Energie aufbringen müssen. Mit

$$N_{brakes} = 4$$

folgt

$$E_{Brake} = \frac{E_{Kin,x}}{N_{Brakes}} \tag{3.33}$$

$$E_{Brake} = \frac{141,19 \text{ MJ}}{4} = 35,3 \text{ MJ}.$$

Aus dieser Energie kann die Masse des gesamten Bremssystems approximiert werden. Unter der Annahme, dass eine Kohlenstoff-Kohlenstoff-Bremse genutzt wird, gilt die Annäherung (Schmidt 2020, S. 231).

$$m_{brake} = 0,8653 E_{brake} + 13,722 \tag{3.34}$$

$$m_{brake} = 0,8653 \cdot 35,3 \text{ MJ} + 13,722 = \mathbf{44,27 \text{ kg}}.$$

Die Masse des Kühlkörpers kann bestimmt werden, indem die spezifische Energie einer solchen Kohlenstoff-Kohlenstoff-Bremse im RTO-Fall genutzt wird (Schmidt 2020, S. 221). Mit

$$w_{Brake} = 2700 \text{ kJ/kg}$$

wird

$$m_{Heatsink} = \frac{E_{Brake}}{w_{Brake}} \quad (3.35)$$

$$m_{Heatsink} = \frac{35,3 \text{ MJ}}{2,7 \text{ MJ/kg}} = \mathbf{13,07 \text{ kg}}$$

Es wird angenommen, dass ein Bremsmoment \mathbf{M}_{Brake} erzeugt wird, indem Aktuatoren die Bremsstatoren mit der Kraft R_{Clamp} auf die Bremsrotoren drücken. Die Radien und Anzahl der Statoren und Rotorenssegmente wird basierend auf dem Reifenradius über Regressionsgleichungen angenähert (vgl. Tabelle 3.18).

Parameter	Maße in Zoll	Ergebnis
$D_{Stator,Outer}$ - Stator äußerer Durchmesser	$0,7091 \cdot D_{Tire} + 2,286$	0,418 m
$D_{Stator,Inner}$ - Stator innerer Durchmesser	$0,417 \cdot D_{Tire} + 0,391$	0,2218 m
$D_{Rotor,Outer}$ - Rotor äußerer Durchmesser	$0,788 \cdot D_{Tire} + 2,322$	0,4593 m
$D_{Rotor,Inner}$ - Rotor innerer Durchmesser	$0,6645 \cdot D_{Tire} - 2,361$	0,2776 m
N_{Stator} - Anzahl Statoren Segmente	$1,442 \cdot D_{Tire} - 11,25$	18
N_{Rotor} - Anzahl Rotoren Segmente	$0,35 \cdot D_{Tire} + 2,217$	5

Tabelle 3.18.: Maße und Anzahl der Bremsstatoren und -Rotoren basierend auf dem Reifendurchmesser in Zoll (Schmidt 2020, S. 223)

Basierend auf diesen Werten kann der effektive Radius r_{Clamp} , bei welchem die Kraft R_{Clamp} wirkt bestimmt werden (Schmidt 2020, S. 224).

$$r_{Clamp} = \frac{2 \cdot ((D_{Stator,Outer}/2)^3 - (D_{Rotor,Inner}/2)^3)}{3 \cdot ((D_{Stator,Outer}/2)^2 - (D_{Rotor,Inner}/2)^2)} \quad (3.36)$$

$$r_{Clamp} = \frac{2 \cdot ((0,418 \text{ m}/2)^3 - (0,2776 \text{ m}/2)^3)}{3 \cdot ((0,418 \text{ m}/2)^2 - (0,2776 \text{ m}/2)^2)} = \mathbf{0,1763 \text{ m}}$$

Um die Aktuatorkraft \mathbf{R}_{Clamp} zu bestimmen, wird eine erwünschte Verzögerung $a_{Target,x} = 0,35 \cdot g$ vorgegeben (Schmidt 2020, S. 231). Bei maximaler Startmasse ergibt sich eine notwen-

dige Bremskraft von

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{Brake} &= a_{Target,x} \cdot m_{MTOM} \\ \mathbf{R}_{Brake} &= 0,35 \text{ m/s}^2 \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \cdot 47.423 \text{ kg} = \mathbf{40.693 \text{ N}} \end{aligned} \quad (3.37)$$

Diese Bremskraft muss durch Reibung am äußeren Radius des Reifens erzeugt werden. Das Moment dieser Reibung muss durch das Bremsmoment \mathbf{M}_{Brake} ausgeglichen werden. Es gilt:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{Brake} \cdot r_{Tire} &= \mathbf{M}_{Brake} = \mathbf{R}_{Clamp} \cdot 2 \cdot N_{Rotor} \cdot r_{Clamp} \cdot \mu_{Brake} \\ 40.693 \text{ N} \cdot 0,1763 \text{ m} &= \mathbf{10.591 \text{ Nm}} \end{aligned} \quad (3.38)$$

μ_{Brake} ist der Reibungskoeffizient zwischen Stator und Rotor und N_{Rotor} ist die Anzahl der Bremsrotoren. Für die notwendige Brems-Aktuatorkraft folgt mit eingesetzten Werten aus Gleichung 3.38:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{Clamp} &= \frac{\mathbf{M}_{Brake}}{2 \cdot N_{Rotor} \cdot r_{Clamp} \cdot \mu_{Brake}} \\ \mathbf{R}_{Clamp} &= \frac{10.591 \text{ Nm}}{2 \cdot 5 \cdot 0,1763 \text{ m} \cdot 0,2} = \mathbf{30.029 \text{ N}} \end{aligned} \quad (3.39)$$

4. Modellierung der Kräfte und Momente am Fahrwerk

Im Folgenden soll das System des Fahrwerkes mechanisch modelliert werden. Zunächst werden die Kräfte und Momente erarbeitet, die auf die einzelnen Bestandteile wirken und wie diese mathematisch angenähert werden können. Das Modell wird dabei in MATLAB/Simulink realisiert, welches Simulationen von Zeitverläufen ermöglicht.

4.1. Koordinatensysteme

Zur Vereinfachung der Berechnung werden mehrere Koordinatensysteme angewandt. Hauptsächlich werden das körperfeste Koordinatensystem (body-fixed, b-KOS) und das geodätische Koordinatensystem (g-KOS) für die Modellierung genutzt. Beide sind als rechtwinklige, Recht-Hand-Koordinatensysteme definiert. Der Ursprung des körperfesten KOS liegt im Schwerpunkt des Luftfahrzeuges. Die x -Achse des b-KOS liegt in der Symmetrieebene horizontal nach vorn gerichtet, die z -Achse liegt ebenfalls in der Symmetrieebene jedoch vertikal nach unten gerichtet und die y -steht senkrecht auf der Symmetrieebene und wird Richtung Steuerbord positiv bemessen (vgl. Abbildung 4.1).

Der Ursprung des g-KOS ist wie das b-KOS an das Fahrzeug gebunden. Beide Koordinatensystem fallen aufeinander, wenn das Flugzeug ohne Roll-, Nick- und Gierwinkel fliegt.

Zwischen beiden Systemen kann über die Eulerwinkel transformiert werden. Es folgt für die

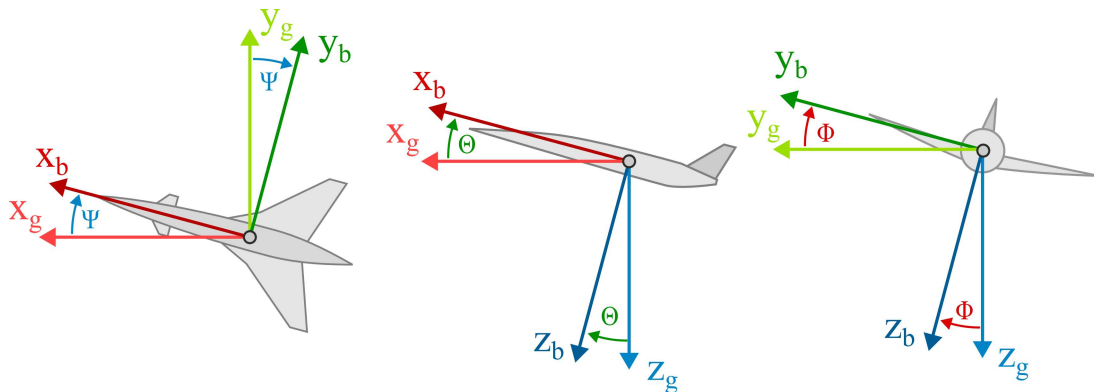


Abbildung 4.1.: Achsen des körperfesten und des geodätischen Koordinatensystems

Rotationsreihenfolge $\Phi \rightarrow \Theta \rightarrow \Psi$ die Transformationsmatrix

$$\mathbf{T}_{gb} = \begin{pmatrix} \cos(\Psi) \cos(\Theta) & \cos(\Psi) \sin(\Theta) \sin(\Phi) - \sin(\Psi) \cos(\Phi) & \cos(\Psi) \sin(\Theta) \cos(\Phi) + \sin(\Psi) \sin(\Phi) \\ \sin(\Psi) \cos(\Theta) & \sin(\Psi) \sin(\Theta) \sin(\Phi) + \cos(\Psi) \cos(\Phi) & \sin(\Psi) \sin(\Theta) \cos(\Phi) - \cos(\Psi) \sin(\Phi) \\ -\sin(\Theta) & \cos(\Theta) \sin(\Phi) & \cos(\Theta) \cos(\Phi) \end{pmatrix}. \quad (4.1)$$

Um die Modellierung in Simulink übersichtlicher zu gestalten, wurde die Transformation mit dieser Matrix in dem Subsystem "vector transformation" implementiert.

4.2. Modellstruktur

Um eine bessere Übersichtlichkeit herzustellen, wird das Modell in drei Ebenen gegliedert. Diese Ebenen sind mit Subsystemen in Simulink zu vergleichen. Jede höhere Ebene umfasst dabei sämtliche Komponenten der darunterliegenden Ebenen und eine Summierung der Kräfte und Momente.

4.2.1. Höchste Ebene: Fahrwerk

Abgesehen von wenigen Ausnahmen (maßgeblich die Anschlagmodellierung) werden alle im Rahmen dieser Arbeit beschriebenen physikalischen Zusammenhänge im Subsystem "Landing Gear" implementiert (vgl. Abbildung 4.2 und Abbildung A.3). Darin enthalten sind sieben

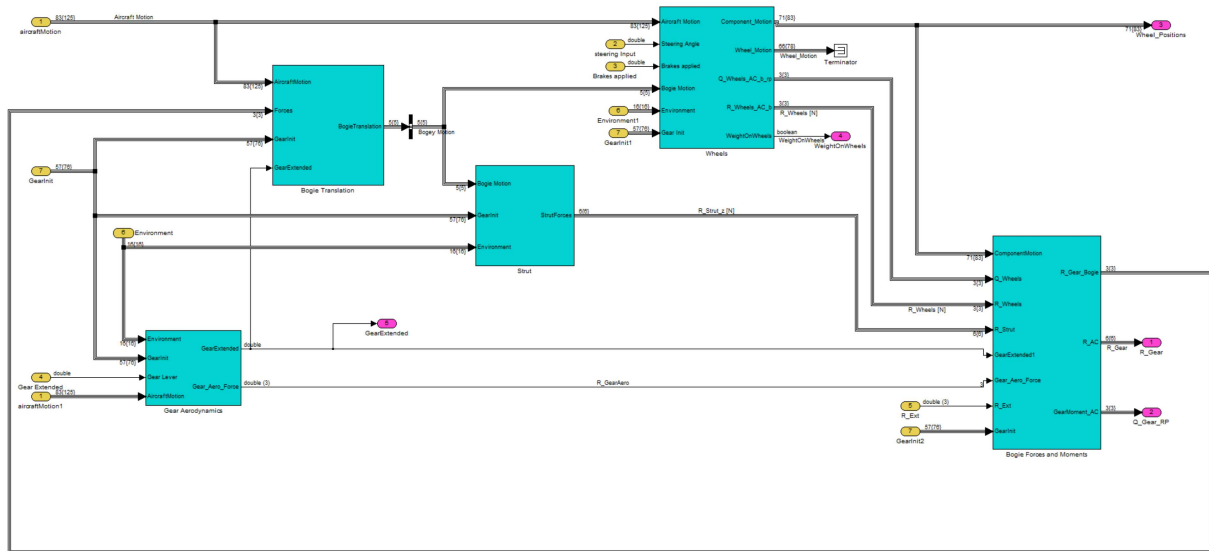


Abbildung 4.3.: Mittlere Ebene des Simulink Modells: Fahrwerkswagen

Das Modell ist in der Lage Fahrwerkswagen mit bis zu sechs Rädern zu simulieren, dadurch werden alle üblichen Flugzeugtypen abgedeckt, es konnte kein Flugzeug gefunden werden, welches einen Fahrwerkswagen mit mehr als sechs Rädern besitzt. Die dafür verwendeten Subsysteme, darunter die "Wheel"-Systeme selbst sowie eine Summierung der Kräfte und Momente aller Räder, sind im Block "Wheels" zusammengefasst. Neben dem Block für die Räder existieren im "Bogie"-Subsystem die Blöcke "Strut", für die Berechnung der Federbein-Kräfte und "Gear Aerodynamics", für die Berechnung des Luftwiderstandes bei ausgefahrenem Fahrwerk. Es wird davon ausgegangen, dass jeder Wagen nur über ein einziges Federbein am Luftfahrzeug befestigt ist. Alle Kräfte und Momente des Fahrwerkswagens werden wieder in einem Summationsblock zusammengefasst.

4.2.3. Untere Ebene: Rad

Die unterste Ebene des Modells stellt das "Wheel"-Subsystem dar (vgl. Abbildung 4.4 und Abbildung A.5). Darin wird die Federkraft des Reifens mit der Bestimmung der Höhe des Rades über dem Boden ("Tire z-Force"), die Bestimmung der Reibung ("Tire-Ground-Friction") und die Bestimmung des Bremsmomentes ("Brakes") durchgeführt. Die Rotation des Rades ist im "Wheel Rotation"-Block über einen Integrator umgesetzt. Wie auch bei den anderen Ebenen werden die Kräfte und Momente des Rades in einem Subsystem summiert.

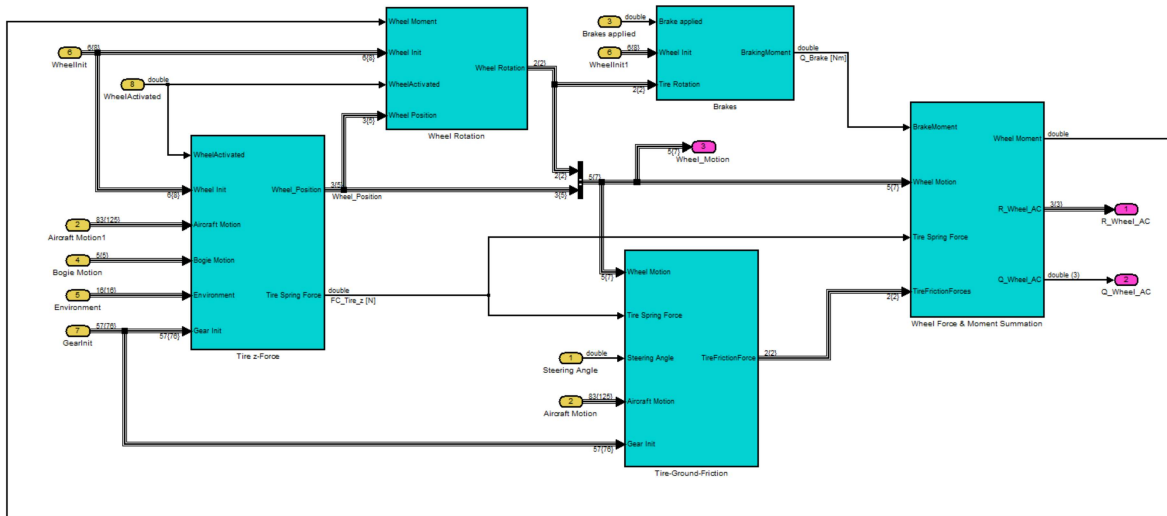


Abbildung 4.4.: Untere Ebene des Simulink Modells: Rad

4.3. Modellierung der Komponenten

Als Ausgangsmodell werden ein Fahrwerkswagen und das Luftfahrzeug als ein System bestehend aus zwei Massen, m_{Bogie} sowie $m_{Aircraft}$ beschrieben (vgl. Abbildung 4.5). Diese sind untereinander über eine Kombination aus einer Feder $\mathbf{R}_{C,Strut}$ und einem Dämpfer $\mathbf{R}_{D,Strut}$ verbunden, was dem Federbein ("Strut") eines Flugzeuges entsprechen soll. Um den Reifen zu modellieren sei außerdem eine Feder mit $\mathbf{R}_{C,Tire}$ unterhalb des Fahrwerkes angebracht, die Kräfte an den Boden übertragen kann. Weiterführend wird das Modell um zusätzliche Fahrwerkswagen und Räder erweitert. Dann besitzt jeder Fahrwerkswagen ein eigenes Federbein.

4.3.1. Fahrwerkswagen

Die Bewegung der Masse eines Fahrwerkswagens m_{Bogie} ist im Subsystem "Bogie Translation" über die Zustände z_{Bogie} und $v_{Bogie,z}$ bezogen auf das Flugzeug im b-KOS bestimmt. Diese Zustände gehen zurück auf die Beschleunigung des Bogies relativ zum Flugzeug $a_{Bogie,z,rel}$.

$$\int a_{Bogie,z,rel} dt = v_{Bogie,z} + v_{0,Bogie,z} \quad (4.3)$$

$$\int v_{Bogie,z} dt = z_{Bogie} + z_{0,Bogie}$$

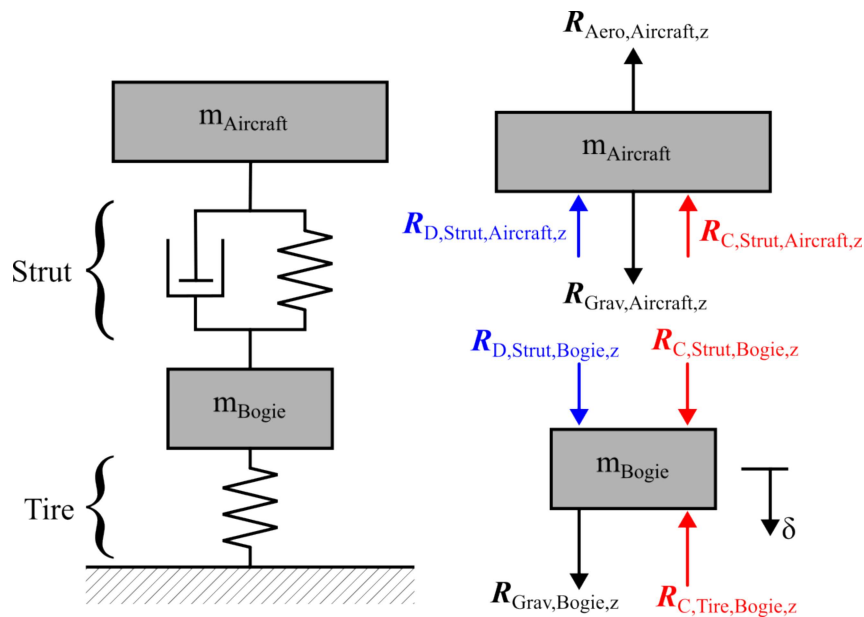


Abbildung 4.5.: Prinzipskizze des für ein einzelnes Fahrwerksbein mit den betrachteten Kräften (Schmidt 2020, S. 814)]

Jegliche Bewegung des Fahrwerkswagens wird relativ zum Flugzeug quantifiziert. Der Zustand z_{Bogie} ist nicht als Abstand des Fahrwerkes zum Flugzeug zu betrachten, sondern als Auslenkung des Federbeins. Fortan wird anstelle des Zustandes die Auslenkung als Bezeichnung verwendet.

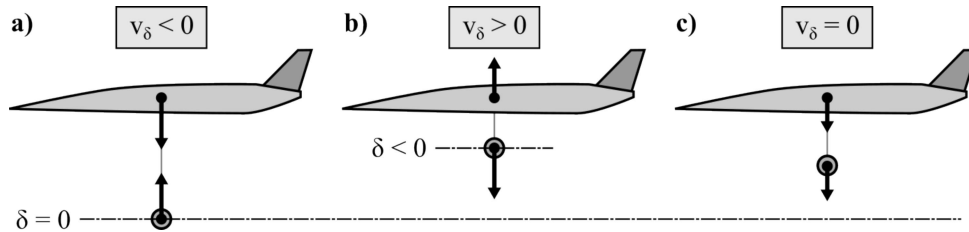
$$\delta_{Strut} = z_{Bogie} \quad (4.4)$$

Für Auslenkungen $\delta_{Strut} < 0$ ist die Feder komprimiert und für $\delta_{Strut} > 0$ ist sie gestreckt. Die Auslenkung $\delta_{Strut} = 0$ wird im Rahmen der Betrachtung von Feder-Dämpfer-Kurven und Anschlägen durch zusätzliche Einschränkungen bestimmt, bis hier hin werden jedoch jegliche Auslenkungen zugelassen. Parallel zu der Auslenkung selbst wird die zeitliche Änderung dieser Auslenkung folgendermaßen definiert:

$$\dot{\delta}_{Strut} = v_{Bogie,z} \quad (4.5)$$

Diese zeitliche Änderung gibt an, mit welcher Geschwindigkeit sich die beiden Massen aufeinander zu ($\dot{\delta}_{Strut} < 0$) bzw. voneinander weg ($\dot{\delta}_{Strut} > 0$) bewegen (vgl. Abbildung 4.6).

Die Beschleunigung der beiden Massen relativ zueinander setzt sich zusammen aus der Kraft,

Abbildung 4.6.: Definition von $\dot{\delta}_{Strut}$ und δ_{Strut}

die auf das Fahrwerk wirkt und der Beschleunigung des Flugzeuges $\dot{w}_{K,b}$.

$$a_{Bogie,z,rel} = \frac{R_{Gear,z,b}}{m_{Bogie}} - \dot{w}_{K,b} \quad (4.6)$$

Eine Auslenkung des Federbeins δ_{Strut} kann physikalisch auf zwei Wegen herbeigeführt werden. Auf das Fahrwerk wirkt eine Kraft, die es relativ zum Flugzeug beschleunigt oder das Flugzeug wird unabhängig vom Fahrwerk in z-Richtung beschleunigt. Die Notwendigkeit des zweiten Terms soll zusätzlich verdeutlicht werden. Das Flugzeug fliegt in ein Aufwindfeld, durch die Änderung der Anströmung generiert es zusätzlichen Auftrieb, der es in z-Richtung beschleunigt. Kurz nach der Einwirkung entsteht dadurch eine Änderung der Vertikalgeschwindigkeit und später eine veränderte Position in z-Richtung. Aufgrund der Trägheit verbleibt das Fahrwerk von außen betrachtet auf der selben Höhe. Würde man ausschließlich die auf das Fahrwerk wirkenden Kräfte in die Berechnung der Auslenkung einbeziehen, so würde sich im beschriebenen Fall keine Änderung in $\dot{\delta}_{Strut}$ oder δ_{Strut} zeigen. In der Realität wären Flugzeug und Fahrwerk nach der Einwirkung weiter voneinander entfernt als vorher. Daraus resultiert wiederum eine Federkraft, welche die beiden Massen zueinander zieht. Das Fahrwerk unterliegt ausschließlich den durch das Federbein übertragenen Kräften, diese gehen jedoch auf die Auslenkung und die Auslenkunsrate zurück, die wiederum auch über eine vertikale Beschleunigung des Luftfahrzeuges zustandekommen kann.

Feder- und Dämpferkraft

Die Wirkung des Federbeins kann als eine Kombination aus einer Feder und einem Dämpfer angesehen werden (Schmidt 2020, S. 814 f). Wirkt eine äußere Kraft auf das Bauteil, so wird es komprimiert, der Kolben bewegt sich in den Zylinder hinein und komprimiert dabei wiederum ein Gas, in welchem die Energie der Kompression durch Zustandsänderung gespeichert wird. Entfällt die äußere Kraft, so kehrt das Gas in seinen ursprünglichen Zustand zurück, indem

es sich ausdehnt. Durch diese Ausdehnung entsteht eine nach unten gerichtete Kraft, die den Kolben bewegt. Diese pneumatische Kraft wird als Federkraft $\mathbf{R}_{C,Strut}$ angesehen.

Die Dämpferkraft $\mathbf{R}_{D,Strut}$ hingegen geht auf hydraulische Effekte zurück. Der Zylinder ist kein offener Raum; er ist durch eine Platte in eine untere und eine obere Kammer geteilt. Beide Kammern sind über eine Bohrung (bzw. Öffnung, engl. "orifice") in der Platte verbunden. Neben dem Gas befindet sich eine Hydraulikflüssigkeit im Zylinder, die bei einer Bewegung des Kolbens von unten nach oben "verschoben" wird. Dabei wird sie durch die Bohrung gedrückt, wodurch eine der Bewegung entgegengesetzte Kraft resultiert, die im Verhältnis zu der Geschwindigkeit des Kolbens steht. (vgl. Abschnitt 3.6).

Diese durch das Federbein erzeugten Kräfte können auf zwei Wege modelliert werden. Entweder es werden vollständig lineare Zusammenhänge zwischen den Kräften und der Auslenkung bzw. der Auslenkungsgeschwindigkeit angenommen, oder die internen pneumatischen und hydraulischen Effekte des Bauteils werden genauer betrachtet.

Lineare Feder- und Dämpferkraft

Nimmt man an, dass die Federwirkung der einer idealen Hookeschen Feder entspricht, so gilt

$$\mathbf{R}_{C,Strut} = c \cdot \delta_{Strut}. \quad (4.7)$$

Für die Dämpferkraft gilt analog

$$\mathbf{R}_{D,Strut} = d \cdot \dot{\delta}_{Strut}. \quad (4.8)$$

Dabei sind c und d jeweils die effektive Feder- bzw. Dämpferkonstante des Federbeins. Für die Federkraft empfiehlt es sich, zusätzlich einen Anschlag zu modellieren. Erreicht die Auslenkung diesen Wert, so wird die gesamte Kraft vervielfacht. Im Simulink-Modell ist diese Form der Modellierung aufgrund ihrer Einfachheit parallel zu dem folgenden nichtlinearen Modellierungsansatz implementiert. Es werden zwei Variablen "useConstantSpring" und "useConstantDamper" verwendet, die zwischen den Berechnungsmethoden umschalten.

Modellierung eines oleo-pneumatischen Feder-Dämpfers

Die in Abschnitt 3.6 eingeführten und erklärten Gleichungen für die Berechnung der pneumatischen und hydraulischen Kräfte in einem oleo-pneumatischen Feder-Dämpfer werden für die Modellierung genutzt. Unter Verwendung der eingeführten Auslenkung δ_{Strut} und Auslenkungsrate $\dot{\delta}_{Strut}$ folgen (Milwitzky und Cook 1953, S.6f):

$$\mathbf{R}_{C,Strut} = A_{Pneumatic} \cdot \left[p_{Extended} \cdot \left(\frac{V_{Extended}}{V_{Extended} - A_{Pneumatic} \cdot \delta_{Strut}} \right)^n - p_{Atmosphere} \right]$$

und:

$$\mathbf{R}_{D,Strut} = \frac{\rho_{Hydraulic} \cdot A_{Pneumatic} \cdot (\dot{\delta}_{Strut} \cdot A_{Pneumatic})^2}{2 \cdot C_d^2 \cdot A_{Orifice}^2}.$$
(4.9)

Zusätzlich wird eine Reibungskraft der inneren Komponenten simuliert, die 10 % der Federkraft beträgt (vgl. Abschnitt 3.6).

$$\mathbf{R}_{Friction,Strut} = 0,1 \cdot \mathbf{R}_{C,Strut}$$
(4.10)

Diese Kräfte sind im "Oleo Strut"-Subsystem implementiert. Die Kraftverläufe für Feder- und Dämpferkraft sind in Abbildung 4.7 dargestellt. Die Dämpferkraft-Kurve, die im Rahmen von Abschnitt 3.6 über die interne Geometrie des Bauteils ausgelegt wurde, ist wesentlich zu flach. Gerade bei sehr geringen Auslenkungsraten ist die Dämpfung nicht groß genug, um verbleibende Schwingungen hinreichend abzdämpfen. Aus diesem Grund wird für die weitere Betrachtung der Wert von $A_{Orifice} = (0,005 \text{ m})^2 \cdot \pi$ genutzt. Bezüglich der Federkraft-Kurve wird deutlich, dass der Zusammenhang zu δ_{Strut} in dieser Form nicht für eine realitätsnahe Simulation verwendet kann. Um eine verwendbare Kurve zu erhalten, muss ein "oberer" Anschlag bei einer Auslenkung von $\delta_{Strut,Compressed} = 0,337 \text{ m}$ modelliert werden, um die Umkehr der Kraft zu vermeiden. Außerdem muss ein "unterer" Anschlag bei $\delta_{Strut,Extend} = 0 \text{ m}$ implementiert werden, um das Fahrwerk bei dieser Position halten zu können.

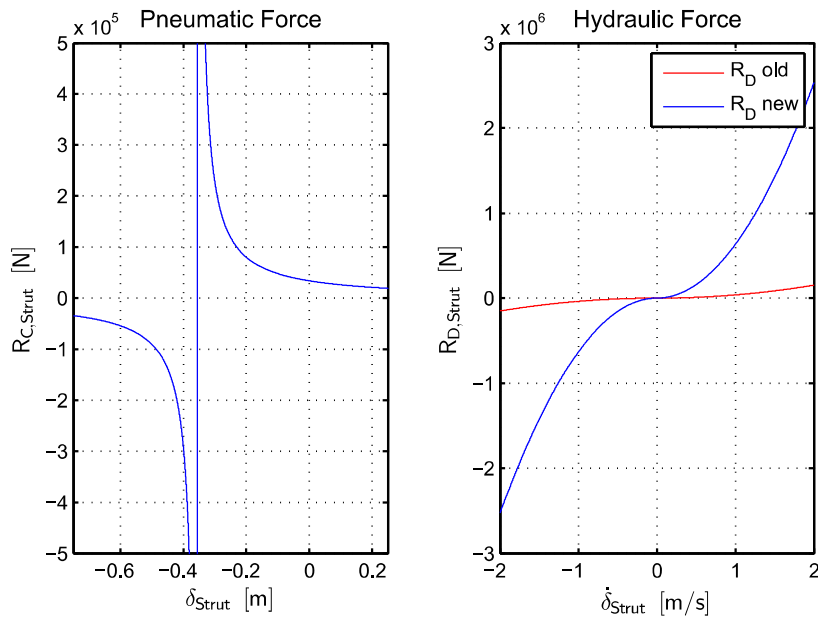


Abbildung 4.7.: links: Kurve der Federkraft ohne Anschläge, rechts: Dämpferkraft-Kurve, der Auslegung und der Simulation

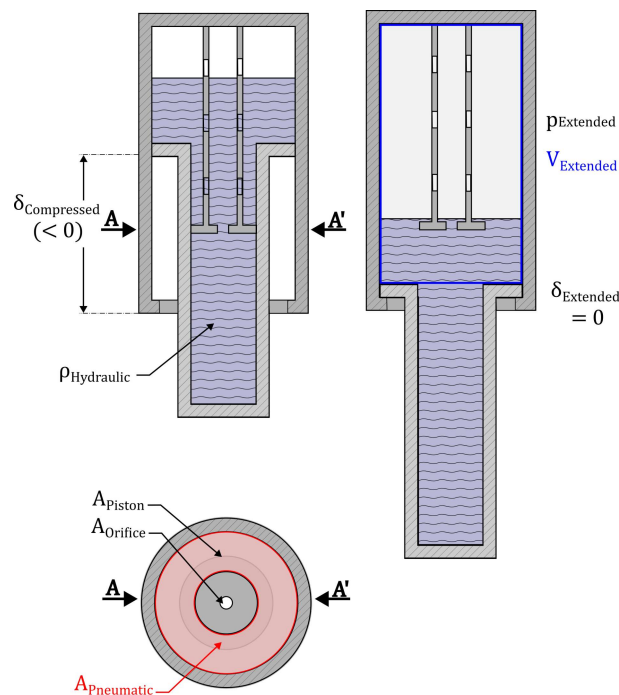


Abbildung 4.8.: Skizze eines oleo-pneumatischen Feder-Dämpfers (links: komprimierter Zustand, rechts: ausgefahrener Zustand)

Modellierung eines Anchlages

Über den Term

$$V_X = V_{Extended} - A_{Pneumatic} \cdot \delta_{Strut}$$

aus Gleichung 4.9 wird das verbleibende Volumen im inneren des Feder-Dämpfers berechnet. Wird die Auslenkung nicht beschränkt, so kann der Subtrahend größer als der Minuend werden, wodurch ein negatives Volumen berechnet wird. Um das zu verhindern, wird das Volumen auf einen Minimalwert von $0,0001 \text{ m}^3$ begrenzt.

$$V_X = \max(0,0001, V_{Extended} - A_{Pneumatic} \cdot \delta_{Strut}) \quad (4.11)$$

Die modellierte Federkraft erzeugt auch bei einer Auslenkung von $\delta_{Strut,Extended} = 0 \text{ m}$ eine positive Kraft in z-Richtung. Physikalisch kommt das zustande, da im Stoßdämpfer ein Überdruck herrscht. Im vollständig ausgefahrenen Zustand beträgt dieser ca. 300 psi (2,068 MPa), also in etwa dem 20-fachen Normdruck. Ohne die Modellierung eines Anchlages würde die Auslenkung weiter in den positiven Bereich steigen, bis der Druck innerhalb und außerhalb des Bauteils gleich ist. In der Realität existiert eine mechanische Grenze, die für die Modellierung als Auslenkung von $\delta_{Strut,Extended} = 0 \text{ m}$ definiert wird. Das Federbein kann sich nicht über diesen Punkt hinaus strecken. Die Darstellung eines solchen Anchlages in Simulink ist nicht trivial. Um ein vergleichbares Verhalten zu simulieren, werden eine Reihe an Anpassungen gemacht, die folgend erst in ihrer Umsetzung und dann in ihrem Zweck erklärt werden.

Die Integratoren der Fahrwerkszustände werden wie folgt angepasst:

$\delta_{Strut,z}$ wird auf negative Werte begrenzt. Diese Bedingung allein sorgt zwar dafür, dass die Auslenkung niemals positiv wird, jedoch kann zum Beispiel durch den Dämpfer basierend auf der noch vorhandenen Auslenkungsrate eine Fahrwerkskraft entstehen. Als Resultat gewinnt das Fahrwerk weiterhin an Geschwindigkeit, auch wenn die Position blockiert ist.

$$\delta_{Strut} = \min\left(0, \int \dot{\delta}_{Strut} dt\right) \quad (4.12)$$

Der nächste Schritt ist entsprechend, die Beschleunigung des Fahrwerkes relativ zum Flugzeug $\ddot{\delta}_{Strut,z}$ zu begrenzen. Implementiert über einen *Saturation*-Block, der greift wenn die Anschlagposition $\delta_{Strut,Extended} = 0 \text{ m}$ erreicht ist, sorgt diese Anpassung dafür, dass sich die

Geschwindigkeit des Fahrwerkswagen nicht weiter ändert.

$$\ddot{\delta}_{Strut,z} = \begin{cases} 0 & \text{wenn } \delta_{Strut} \geq 0 \\ \ddot{\delta}_{Strut,z} & \text{wenn } \delta_{Strut} < 0. \end{cases} \quad (4.13)$$

Mit Erreichen des Anschlages wird $\dot{\delta}_{Strut,z}$ einmalig zu null gesetzt. Da eine weitere Beschleunigung bereits verhindert wurde, genügt es, den Integrator zurückzusetzen. Das Resultat dieser Anpassungen ist, dass der Fahrwerkswagen in den Anschlag fallen kann und dort erfolgreich gestoppt wird. Eine Beschleunigung aus dem Anschlag heraus ist weiterhin möglich, sofern die bestehende Federkraft überwunden werden kann.

$$\dot{\delta}_{Strut,z}(\delta_{Strut,Extended}) = 0 \text{ m} \quad (4.14)$$

Die bisherigen Anpassungen wirken sich fast ausschließlich auf den Fahrwerkswagen aus. Da die Fahrwerkskräfte (hauptsächlich die Federkraft) auch auf das Flugzeug wirken, werden weitere Anpassungen hinsichtlich der Kraftübertragung zwischen den beiden Massen gemacht. Die auf das Flugzeug wirkende Fahrwerkskraft $R_{Gear,Aircraft,z}$ wird im Anschlag verändert, indem deren Komponenten nur selektiv weitergegeben werden. Die Komponente der Federkraft $R_{C,Strut,Aircraft,z}$ wird zu null gesetzt. Im Gegenzug wird die Gewichtskraft des Fahrwerkes $R_{Grav,Gear,z}$ direkt an das Flugzeug übertragen. Befindet sich der Feder-Dämpfer im Anschlag, kann er zu einer festen Stange vereinfacht werden; effektiv wird über diese Betrachtung der Freiheitsgrad des Modells in z-Richtung eingeschränkt. Hängt das Fahrwerk im Anschlag, kann es keine über die Gewichtskraft hinausgehende Kraft an das Flugzeug übertragen.

$$R_{Gear,Aircraft,z} = \begin{cases} R_{Grav,Gear,z} & \text{wenn } \delta_{Strut} \geq 0 \\ R_{Strut,Aircraft,z} & \text{wenn } \delta_{Strut} < 0. \end{cases} \quad (4.15)$$

Befindet sich das Fahrwerk im Anschlag, wirken auf das Flugzeug zwei Gewichtskräfte, nämlich die des Flugzeuges selbst $R_{Grav,z} = m_{Aircraft} \cdot g_{z,b}$, und die des Fahrwerkes $R_{Grav,Gear,z} = m_{Gear} \cdot g_{z,b}$. Die korrekte Berechnung der Trägheitskraft verwendet dann die Gesamtmasse $m_{Total} = m_{Aircraft} + m_{Gear}$, um eine vertikale Beschleunigung zu erhalten, die exakt der Erdbeschleunigung entspricht.

Befindet sich das Fahrwerk nicht im Anschlag, wirkt auf das Flugzeug nur die eigene Gewichtskraft $R_{Grav,z} = m_{Aircraft} \cdot g_{z,b}$. In diesem Fall wird die Beschleunigung über die Masse des

Flugzeuges allein berechnet $m_{Aircraft}$

Auch hier ist die Umschreibung über die Begrenzung der Freiheitsgrade treffend. Befindet sich das Federbein im Anschlag, können Flugzeug und Fahrwerk als fest verbundene Masse betrachtet werden. Entsprechend dieser Deutung wird auch die Trägheitskopplung implementiert. Im Hinblick auf die Parametrisierung des Modells wird bestimmt, ob die Fahrwerksmasse frei ("unlinked") oder an das Flugzeug gekoppelt ist. Befindet sich das Fahrwerk im Anschlag, ist die gesamte Masse des Fahrwerks an das Flugzeug gekoppelt. Für $\delta_{Strut} < 0$ m ist die Masse nicht gekoppelt. Diese freien Massen $m_{Unlinked}$ werden summiert, wenn mehrere Fahrwerkswagen betrachtet werden. Um die korrigierte Beschleunigung auf das Flugzeug zu erhalten wird Gleichung 4.16 genutzt, in der der Faktor R_Z/m_{Total} der Beschleunigung entspricht, wenn sich das gesamte Fahrwerk im Anschlag befindet.

$$\ddot{w}_K = \frac{R_Z}{m_{Total}} \cdot \frac{1}{\left(1 - \frac{m_{Unlinked}}{m_{Total}}\right)} \quad (4.16)$$

Aerodynamische Effekte des Fahrwerks

Der durch das Fahrwerk erzeugte zusätzliche Luftwiderstand trägt zur Verlangsamung des Flugzeuges im Landeanflug bei. Um diesen Effekt zu approximieren wird ein Widerstandskoeffizient zwischen 0,6 und 0,8 angenommen, mit welchem sich wiederum über die Definition der aerodynamischen Beiwerte zu jedem Flugzustand eine Widerstandskraft bestimmen lässt. Für die Bezugsfläche wird eine rechteckige Frontfläche genutzt, die sich zwischen den äußeren Kanten der Räder befindet (Vgl. Abbildung 4.9). Es gilt:

$$S_{Gear} = \sum_{i=1}^{N_{Bogies}} (D_{Tire,i} \cdot w_{Bogie,i}) \quad (4.17)$$

und damit (Schmidt 2020, S. 802 f):

$$R_{Aero,Gear} = \frac{\rho}{2} \cdot \mathbf{V}_A^2 \cdot C_D \cdot S_{Gear} \quad (4.18)$$

Das Fahrwerks-Modell soll es ermöglichen, über eine Eingabegröße, welche der Position eines Fahrwerkshebels entspricht, das Fahrwerk ein- bzw. auszufahren. In eingefahrenem Zustand sollen keine Kräfte und Momente erzeugt werden. Der Übergang aus dem einen Zustand in den

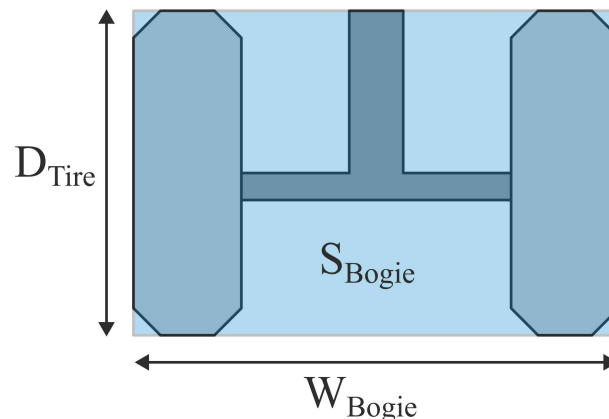


Abbildung 4.9.: Bestimmung der Bezugsfläche für den aerodynamischen Widerstand des Fahrwerkes (Schmidt 2020, S. 802)

anderen wird über einen linearen Zusammenhang beschrieben. Das Fahrwerk fährt mit einer konstanten Rate aus und zieht sich ebenfalls mit einer konstanten Rate ein.

Die Umsetzung des linearen Zusammenhangs erfolgt in Simulink über einen Rate-Limiter-Block, dessen maximale Änderungsraten über Workspace-Konstanten auf die gewünschten Geschwindigkeiten gesetzt werden. Die Eingabe des Fahrwerkshebels wird durch einen Saturation Block innerhalb der Grenzen 0 und 1 gehalten, wodurch unmögliche Hebelstellungen ignoriert werden. Die Ausgabe aus dem Rate Limiter ist dann wiederum die prozentuale Position des Fahrwerkes. Ein Wert von 0,5 sagt in diesem Zusammenhang aus, dass das Fahrwerk zu 50 % ausgefahren ist. Der zuvor berechnete Widerstand wird mit dem Faktor verrechnet, sodass die aerodynamische Wirkung nach einem Ausfahren des Fahrwerkes kontinuierlich ansteigt.

Die Widerstandskraft soll der Anströmung entgegen gerichtet sein, die sich aus \mathbf{V}_A ergibt. Um die Richtung der aerodynamischen Kraft zu erhalten, wird der Vektor \mathbf{V}_A normiert und mit (-1) multipliziert. Der resultierende Vektor wird als Richtungsvektor an die berechnete Widerstandskraft multipliziert

$$\mathbf{R}_{Aero,Gear} = \mathbf{R}_{Aero,Gear} \cdot \frac{\mathbf{V}_A}{|\mathbf{V}_A|} \cdot (-1). \quad (4.19)$$

4.3.2. Rad und Reifen

Der Reifen wird als Feder modelliert, die ausschließlich vom Boden weg gerichtete Kräfte an das Fahrwerk übertragen kann. Dieses Verhalten wird über die Berechnung der Auslen-

kung in Simulink implementiert.

Federkraft

Die Kraft, die ein Reifen aufgrund seiner Verformung erzeugt wird als eine lineare Federkraft modelliert. Es gilt:

$$R_{C,Tire,z} = c_{Tire} \cdot \delta_{Tire} \quad (4.20)$$

Für die Federkonstante wird ein Wert von $c_{Tire} = 1,7 \cdot 10^6$ N/m verwendet, welcher der Federkonstante eines Reifens der Boeing 747 entspricht (Mahjouri, Shabani und Skote 2023, S. 7).

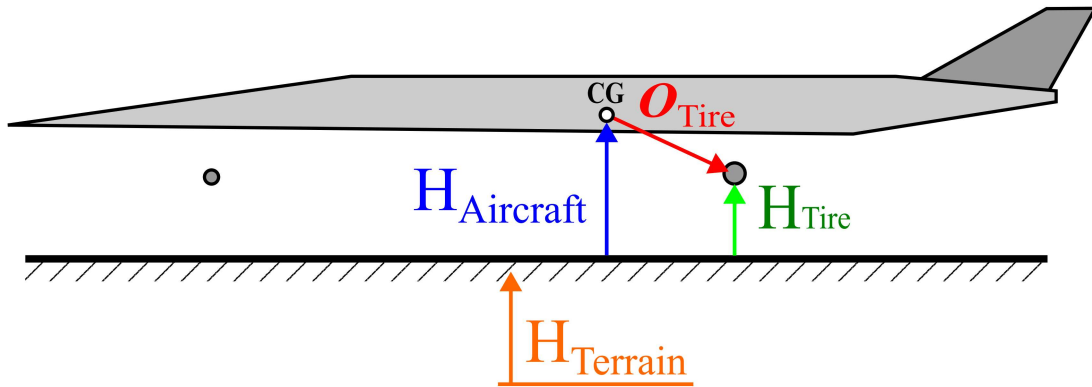
Auslenkung und Bodenkontakt

Die Auslenkung des Reifens und die Bestimmung, ob dieser Bodenkontakt hat, werden im Subsystem "Tire z-Force" implementiert. Im Rahmen der Modellierung wird nicht verhindert, dass die Höhe des untersten Punktes des Reifens kleiner als null werden kann. Es wird davon ausgegangen, dass sich der Reifen in dieser Situation verformt. Der negative Wert von H_{Tire} wird dann als Auslenkung des Reifens genutzt. Befindet sich dieser in der Luft, wird die Auslenkung zu 0 gesetzt. Es ergibt sich für die Reifenauslenkung:

$$\delta_{Tire} = \begin{cases} 0 & \text{wenn } H_{Tire} \geq 0 \\ H_{Tire} & \text{wenn } H_{Tire} < 0. \end{cases} \quad (4.21)$$

Die Höhe des untersten Reifenpunktes (Reifen-Aufsetzpunkt) über dem Boden H_{Tire} basiert auf dem Vektor vom Schwerpunkt des Flugzeuges zu diesem Aufsetzpunkt $\mathbf{O}_{Tire,b}$, der aus dem körperfesten Koordinatensystem in das geodätische Koordinatensystem transformiert wird (vgl. Abbildung 4.10). Die z-Komponente des resultierenden Vektors wird von der Höhe des Flugzeugschwerpunktes subtrahiert. $H_{Terrain}$ ist die Erhebung des Bodens über normal Null, die ebenfalls subtrahiert wird. Als Resultat wird für jeden Reifen individuell ein Abstand zum Boden bestimmt.

$$H_{Tire} = H_{Aircraft} - H_{Terrain} - (\mathbf{T}_{gb} \cdot \mathbf{O}_{Tire})_z \quad (4.22)$$

Abbildung 4.10.: Zusammensetzung der Höhe des Reifen-Aufsetzpunktes H_{Tire}

Der \mathbf{O}_{Tire} -Vektor setzt sich aus einer Reihe an Vektoren zusammen, denen komponentenweise skalare Parameter addiert werden (vgl. Abbildung 4.11 und Gleichung 4.23).

$$\mathbf{O}_{Tire} = \mathbf{O}_{Strut, AttachmentPoint} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ l_{Strut} \end{pmatrix} + \mathbf{O}_{Axle, AttachmentPoint} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ r_{0, Tire} \end{pmatrix} \quad (4.23)$$

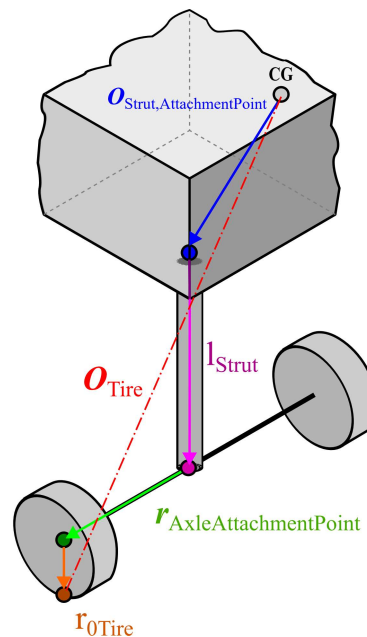
Der Vektor $\mathbf{O}_{Strut, AttachmentPoint}$ verläuft vom Schwerpunkt¹ des Flugzeuges zum obersten Punkt des Federbeins und $\mathbf{O}_{Axle, AttachmentPoint}$ verläuft vom untersten Punkt des Federbeins zum Mittelpunkt des Rades. l_{Strut} und $r_{0, Tire}$ sind skalare Größen, die den Vektoren in z-Richtung addiert werden. Die erste Größe beschreibt die Länge des Federbeins, wobei die aktuelle Auslenkung δ_{Strut} berücksichtigt wird und die zweite Größe ist der Radius des unausgelenkten Reifens.

Radrotation

Durch Beschreibung der Rotation des Rades um dessen Achse wird dem Modell ein weiterer Freiheitsgrad zugefügt. Das Rad ist eine zylindrische Masse m_{Wheel} mit einer Massenträgheit um die Fahrwerksachse von

$$I_{Wheel} = \frac{1}{2} \cdot m_{Wheel} \cdot r_{Wheel}^2 \quad (4.24)$$

¹Im Rahmen der COAST-Implementierung beginnt der Vektor $\mathbf{O}_{Strut, AttachmentPoint}$ im CPACS Referenzpunkt und nicht im Schwerpunkt (vgl. Abschnitt 4.4).

Abbildung 4.11.: Zusammensetzung des Vektors \mathbf{O}_{Tire}

Da sich der Reifen unter Belastung verformt, wird auch der Radius des Rades als variabel betrachtet. Es wird eine Vereinfachung nach (Currey 1988, S. 127) durchgeführt, demnach werden Verformungen durch Trägheitskräfte beim Bremsen sowie die theoretische Vergrößerung des Rollradius bei bestehendem Gierwinkel nicht einbezogen. Unter Verwendung der Reifeneinfederung Δ_{Tire} folgt

$$r_{\delta,Wheel} = r_{Wheel} - \frac{\delta_{Tire}}{3}. \quad (4.25)$$

Für die Rotationsrate ω_{Wheel} und deren zeitliche Veränderung $\dot{\omega}_{Wheel}$ folgt

$$\omega_{Wheel} = \int \dot{\omega}_{Wheel} dt = \int \frac{Q_{Wheel,y}}{I_{Wheel}} dt. \quad (4.26)$$

Reibungsmodell nach Burkhardt und Reifenschlupf

Bewegt sich der Reifen im Bezug zum Boden und herrscht Bodenkontakt, so entstehen Reibungskräfte, die der Bewegung entgegenwirken. Das Burkhardt-Modell ist ein Ansatz von Vielen, diese Reibungskräfte an einem Reifen zu beschreiben. Für die Modellierung im Rahmen dieser Arbeit wird das Modell nach Burkhardt bevorzugt, da es leicht zu parametrisieren ist. Im Gegensatz zur Verwendung anderer Modellierungsansätze kann eine hinreichend akkurate

Vereinfachung getroffen werden, ohne dass umfangreiche, empirisch ermittelte Daten zu Reifen und Bodenbelag vorliegen müssen.

Grundsätzlich beruht die Berechnung der Reibung auf der Normalkraft, dem Schlupf und dem Reibungskoeffizienten des Reifens, der über die Burkhardt-Koeffizienten berechnet wird. In (Xiao u. a. 2022, S. 3) sind einige Koeffizienten des Modells für diverse Bodenbedingungen gelistet. Für die Simulation wird von trockenem Asphalt als Bodenbelag ausgegangen. Die entsprechenden Werte sind in Tabelle 4.1 zu finden.

Koeffizient	[-]
C_1	1,2801
C_2	23,99
C_3	0,52
C_4	0,03

Tabelle 4.1.: Koeffizienten des Burkhardt-Modells für trockenen Asphalt (Xiao u. a. 2022, S. 3) (Alroqi, Wang und Zhao 2017, S. 929)

Die verwendete Gleichung des Burkhardt-Modells ist in Gleichung 4.27 aufgeführt. Die Koeffizienten eins bis drei reflektieren die Reifen-Boden Charakteristik, und der vierte Koeffizient die Veränderung des Reibungskoeffizienten bei hohen Geschwindigkeiten (Xiao u. a. 2022, S. 3). Das gesamte Burkhardt-Modell betrachtet außerdem einen fünften Koeffizienten, der Änderungen des Reibungskoeffizienten unter starker Belastung berücksichtigt. Dieser kommt nur selten zum Einsatz und wird hier vernachlässigt, da keine Zahlenwerte für diesen gefunden werden konnten.

$$\mu_{Total} = \left(C_1 \cdot (1 - \exp^{-C_2 \cdot s_{Total}}) - C_3 \cdot s_{Total} \right) \cdot \exp^{-C_4 \cdot s_{Total} \cdot u_{Aircraft}} \quad (4.27)$$

Schräglauf- und Lenkwinkel

Bewegt sich der Reifen mit einem Schiebewinkel, so entsteht an der Kontaktfläche des Reifens eine Seitenkraft. Man spricht von einem Schräglauf, der durch den Schräglaufwinkel α_{Wheel} beschrieben wird (vgl. Abbildung 4.12). Der Schräglaufwinkel setzt sich grundsätzlich aus dem Verhältnis von Geschwindigkeit in Längsrichtung zu Geschwindigkeit in Querrichtung zusammen. Um alle Fälle dieses Verhältnisses mit korrekten Vorzeichen abzudecken, wird der erwei-

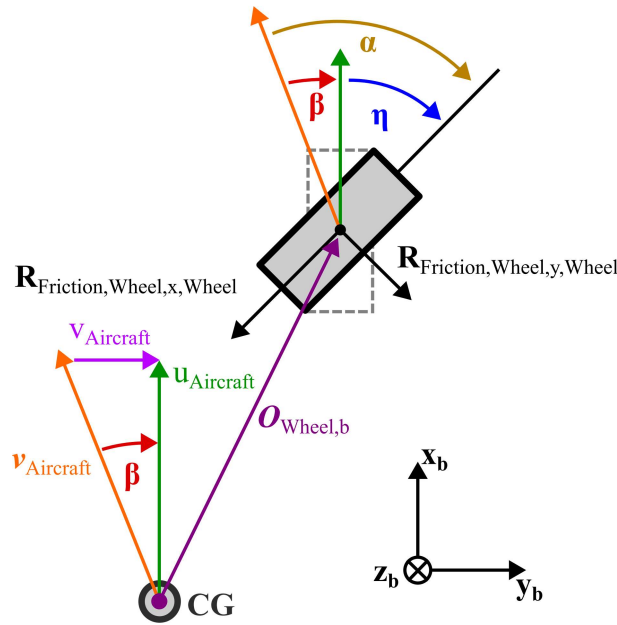


Abbildung 4.12.: Bestimmung des Schräglaufwinkels

tere Arkustangens (atan2) anstelle des herkömmlichen Arkustangens genutzt:

$$\alpha_{Wheel} = \text{atan2}(v_{Aircraft}, u_{Aircraft}) \quad (4.28)$$

Dabei müssen die Scheingeschwindigkeiten gegenüber dem Boden beachtet werden, wenn das gesamte Fahrzeug eine Gierrate $r_{Aircraft}$ besitzt. Die erzeugte Geschwindigkeit hängt dabei von der Position des Rades zum Schwerpunkt ab, wofür die Komponenten des Vektors $\mathbf{O}_{Wheel,b}$ verwendet werden.

$$\alpha_{Wheel} = \text{atan2}(u_{Aircraft} + r_{Aircraft} \cdot \mathbf{O}_{Wheel,b,y}, v_{Aircraft} + r_{Aircraft} \cdot \mathbf{O}_{Wheel,b,x}) \quad (4.29)$$

Wird das Fahrwerk um den Lenkwinkel η_{Wheel} gelenkt, folgt für den Schräglaufwinkel Gleichung 4.30. Es wird angenommen, dass die Räder um den Anbringungspunkt an deren Achse rotiert werden. In der Realität würde der gesamte Fahrwerkswagen rotiert werden, die Unterschiede sind jedoch vernachlässigbar.

$$\alpha_{Wheel} = \text{atan2}(u_{Aircraft} + r_{Aircraft} \cdot \mathbf{O}_{Wheel,b,y}, v_{Aircraft} + r_{Aircraft} \cdot \mathbf{O}_{Wheel,b,x}) + \eta_{Wheel} \quad (4.30)$$

Um zwischen lenkbaren und nicht lenkbaren Rädern zu unterscheiden wird eine Variable "isS-

teerable"" verwendet, die den Lenkwinkel zu $\eta_{Wheel} = 0$ setzt, sollte das Rad nicht lenkbar sein.

Reifenschlupf

Der Reifenschlupf in x-Richtung s_x bzw. in y-Richtung s_y gibt Aussage zum Verhältnis zwischen der Umfangsgeschwindigkeit $u_{\omega,Wheel}$ des Rades und der Bewegungsgeschwindigkeit des Fahrzeuges über dem Boden $u_{Aircraft}$ bzw. $v_{Aircraft}$. Die Umfangsgeschwindigkeit beschreibt, mit welcher horizontalen Geschwindigkeit sich ein Punkt auf dem Umfang des Reifens bewegt.

$$u_{\omega,Wheel} = \cos \alpha_{Wheel} \cdot \omega_{Wheel} \cdot r_{\delta,Wheel} \quad (4.31)$$

Es werden nur Fälle betrachtet, in denen sich das Flugzeug in positiver x-Richtung bewegt, ein rückwärts Rollen des Fahrzeuges und somit eine positive Rotation des Rades um die y-Achse wird nicht modelliert. Sollte das Rad dennoch in die entgegengesetzte Richtung rotieren, sollen keine Fehler auftreten. Dafür wird die Berechnung der Umfangsgeschwindigkeit auf negative Werte begrenzt.

$$u_{\omega,Wheel} = \min(0, \cos \alpha_{Wheel} \cdot \omega_{Wheel} \cdot r_{\delta,Wheel}) \quad (4.32)$$

Ist $|u_{\omega,Wheel}| > |u_{Aircraft}|$, so spricht man vom "antreibenden" Fall (engl. "driving condition"); das Rad rotiert schneller als sich das Fahrzeug bewegt. Ist jedoch $|u_{\omega,Wheel}| \leq |u_{Aircraft}|$, so spricht man vom "bremsenden" Fall (engl. "braking condition"). Ebendieser trifft auf das landende Flugzeug zu, bei dem $u_{\omega,Wheel} = 0$ ist. Für den Schlupf in Längsrichtung gilt (Xiao u. a. 2022, S. 3):

$$s_x = \begin{cases} \frac{|u_{\omega,Wheel}| - |u_{Aircraft}|}{|u_{\omega,Wheel}|} & \text{wenn } |u_{\omega,Wheel}| > |u_{Aircraft}| \\ \frac{|u_{\omega,Wheel}| - |u_{Aircraft}|}{|u_{Aircraft}|} & \text{wenn } |u_{\omega,Wheel}| \leq |u_{Aircraft}| \end{cases} \quad (4.33)$$

Für $s_x = 0$ herrscht kein Schlupf, für $s_x = -1$ rotiert das Rad nicht (Fall des landenden Flugzeuges), für $s_x = +1$ drehen die Reifen vollständig durch.

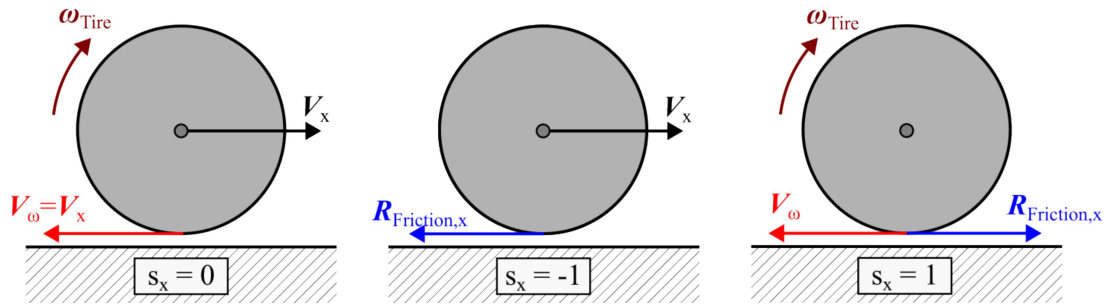


Abbildung 4.13.: Schlupffälle für keinen Schlupf, stehende und durchdrehende Reifen

Für den Schlupf in Querrichtung folgt Gleichung 4.34 nach (Xiao u. a. 2022, S. 3):

$$s_y = \begin{cases} \tan(\alpha_{Wheel}) & \text{wenn } |u_{\omega,Wheel}| > |u_{Aircraft}| \\ (1 + s_x) \cdot \tan(\alpha_{Wheel}) & \text{wenn } |u_{\omega,Wheel}| \leq |u_{Aircraft}| \end{cases} \quad (4.34)$$

Der kombinierte Schlupf in x- und y-Richtung ergibt sich zu

$$s_{Total} = \sqrt{s_x^2 + s_y^2} \quad (4.35)$$

Reibungskräfte in Längs- und Querrichtung

Für die Reibungskraft in x- und y-Richtung gilt Gleichung 4.36 (Xiao u. a. 2022, S. 4). Der Faktor K_s ist das Verhältnis zwischen einer seitlichen Reifenkraft und einer in Längsrichtung des Reifens. Es wird $K_s = 0,8$ angenommen (Xiao u. a. 2022, S. 9).

$$\begin{aligned} R_{Friction,Wheel,x,Wheel} &= \frac{s_x \cdot R_{N,z} \cdot \mu_{Total}}{s_{Total}} \\ R_{Friction,Wheel,y,Wheel} &= K_s \cdot \frac{s_y \cdot R_{N,z} \cdot \mu_{Total}}{s_{Total}} \end{aligned} \quad (4.36)$$

Wie auch bei der Berechnung einer Reibungskraft ohne Schlupf, geht die Normalkraft R_N in die Berechnung ein. Da der Reifen der einzige Kontaktpunkt zum Boden ist, wird angenommen, dass die Federkraft des Reifens betragsmäßig $R_{C,Tire}$ der Normalkraft entspricht. Die Richtung beider Kräfte ist immer negativ in z-Richtung, es gilt:

$$\mathbf{R}_N = \mathbf{R}_{C,Tire} \quad (4.37)$$

Die Richtungen der berechneten Reibungskräfte beziehen sich auf das Koordinatensystem des Reifens. Wird das Rad gelenkt, so liegt dieses Koordinatensystem nicht mehr parallel zu den körperfesten Koordinatenrichtungen des Flugzeuges. Die Kräfte müssen um den Lenkwinkel η rotiert werden.

$$\begin{aligned} R_{Friction,Tire,x} &= R_{Friction,Wheel,x,Wheel} \cdot \cos(\eta) + R_{Friction,Wheel,y,Wheel} \cdot \sin(\eta) \\ R_{Friction,Tire,y} &= R_{Friction,Wheel,x,Wheel} \cdot \sin(\eta) + R_{Friction,Wheel,y,Wheel} \cdot \cos(\eta) \end{aligned} \quad (4.38)$$

4.3.3. Bremsen

Im Subsystem "Brakes" wird das Bremsmoment modelliert. Es wird eine Bremsschelle simuliert, welche eine am Rad angebrachte Brems Scheibe am Radius r_{Clamp} mit einer Kraft R_{Clamp} einspannt und dabei unter Betrachtung des Reibungskoeffizienten μ_{Brake} ein Bremsmoment erzeugt:

$$M_{Brake} = \mu_{Brake} R_{Clamp} r_{Clamp}. \quad (4.39)$$

Das Moment wirkt immer der Rotation des Rades ω entgegen.

4.4. Momente

Die erarbeiteten Kräfte erzeugen auch Momente, die über die Fahrwerksstruktur an das Flugzeug übertragen werden. Die Momentenberechnung für einen Fahrwerkswagen ist im Subsystem "Moment Calculation" implementiert. Grundsätzlich müssen die Reibungskräfte an den Reifenkontaktpunkten sowie die im Anbringungspunkt des Fahrwerkes wirkenden Federbein-Kräfte für die Momentenbestimmung betrachtet werden. In COAST wird der aus dem CPACS-Datensatz gegebene Referenzpunkt als Momentenreferenzpunkt genutzt. Es gilt der Ansatz

$$\mathbf{Q} = \mathbf{O} \times \mathbf{R}. \quad (4.40)$$

Da die Kräfte in x- und y- Richtung aufgrund der begrenzten Freiheitsgrade an einem anderen Punkt angreifen als die z-Kraft, werden zwei separate Berechnungen mit unterschiedlichen

Hebelarmen r_{AP} und r_{TireCP} durchgeführt

$$\begin{aligned} \mathbf{Q}_{Strut} &= \mathbf{O}_{Strut, AttachmentPoint} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ R_{Strut,z} \end{pmatrix} \\ \mathbf{Q}_{Tire} &= \mathbf{O}_{Tire} \times \begin{pmatrix} R_{Tire,x} \\ R_{Tire,y} \\ 0 \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (4.41)$$

Anschließend werden die Komponenten der Vektoren aufsummiert.

4.5. (De-)Aktivierung von Reifen und Fahrwerkswagen

Über die Aerodynamik hinaus wird die Ausfahr-Position des Fahrwerkes auch dazu genutzt, die verbleibenden Kräfte bei eingefahrenem Fahrwerk zu neutralisieren. Folgende Kräfte, Momente und Zustände werden über einen Switch-Block bei vollständig eingefahrener Position zu null:

- Die Bogie-Zustände: $a_{Bogie,z}$, $v_{Bogie,z}$ und z_{Bogie}
- Die Rad-Zustände: ω_{Wheel}
- Die Federkraft aller Reifen: $R_{C,Tire,z}$

- Die an das Flugzeug übertragene Kraft: $\mathbf{R}_{Gear} = \begin{pmatrix} R_{Tire,x} \\ R_{Tire,y} \\ R_{Strut,z} \end{pmatrix}$

- Alle Momente, die durch das Fahrwerk übertragen werden: $(\mathbf{Q}_{Gear})b$

Mit Hinblick auf die Parametrisierung des Modells soll es möglich sein, unterschiedliche Zahlen an Rädern bzw. Fahrwerkswägen über das selbe Modell zu simulieren. Dazu werden die entsprechenden Subsysteme in Form von replizierbaren Bibliotheken gestaltet, die über einen Initialisierungs-Input deaktiviert werden können. Im deaktivierten Zustand werden dieselben Größen annulliert, die auch nach dem Einfahren zu null gesetzt werden, wodurch die deaktivierte Fahrwerkskomponente die Simulation nicht beeinflusst.

4.6. COAST-Integration

COAST (CPACS-oriented aircraft simulation tool) ist ein durch das DLR Institut für Flugsystemtechnik entwickeltes programmatisches Werkzeug, um Simulationen für Flächenflugzeuge durchzuführen. COAST arbeitet mit Datensätzen im CPACS-Format (Common Parametric Aircraft Configuration Schema). Damit das Fahrwerksmodell in COAST integriert werden kann, müssen sowohl am Modell selbst als auch an COAST Anpassungen durchgeführt werden.

4.6.1. Trimmung

In COAST wird vor Beginn der Simulation eine Trimmung des Modells durchgeführt. Die Zustände des Fahrwerkes werden in diese integriert. Die Bedingung für die Trimmung des Fahrwerks besteht darin, dass das Fahrwerksbein im statischen Gleichgewicht ist, d. h. die Ableitung der Geschwindigkeit des Fahrwerkes gegenüber des Flugzeuges $\dot{\delta}_{Strut}$ zu null ist. Als Trimmvariable wird die Position des Fahrwerkschwingers δ_{Strut} hinzugefügt.

Werden die nicht-linearen Feder-Dämpfer Kräfte für Simulation und Trimmung genutzt, so ist die Trimmung der Fahrwerkschwinger nicht ohne Weiteres möglich. Die Begründung dafür liegt in der Umsetzung des unteren Anschlags. Die Vielzahl an zusätzlichen Bedingungen sorgt für Unstetigkeiten, die im Rahmen der Trimroutine zu Problemen führen. Für alle üblichen Flugzustände kann jedoch angenommen werden, dass sich das Fahrwerk im unteren Anschlag befinden muss. Damit ist die Anfangsauslenkung $\delta_{Strut,Extended} = 0$ und die Änderungsrate der Auslenkung ebenfalls $\dot{\delta}_{Strut} = 0$. Auf diese Weise nicht möglich ist eine Trimmung des Modells, wenn Bodenkontakt herrschen soll, der das Fahrwerk im Initialzustand aus der Anschlagposition heraus auslenkt.

Es wird eine zusätzliche Variable $gear0$ eingeführt, die angibt, ob das Fahrwerk zu Beginn der Simulation eingefahren ($gear0 = 0$) oder ausgefahren ($gear0 = 1$) ist. Die Variable wird im Simulinkmodell für die Initialisierung des Rate-Limiter-Blockes genutzt, der das Aus- und Einfahren des Fahrwerkes regelt. Außerdem werden für $gear0 = 0$ die Fahrwerkszustände in der Trimmung ausgelassen.

4.6.2. Anpassungen

Neben den beschriebenen Anpassungen an den Skripten von COAST werden zwei Anpassungen am COAST-Modell in Simulink vorgenommen, die beide mit der in Unterabschnitt 4.3.1 beschriebenen Implementierung eines unteren Anschlages zu tun haben. Die erste Anpassung besteht darin, dass die Fahrwerksmasse vor der Berechnung der Gewichtskraft des Flugzeuges abgezogen wird. Üblicherweise wurde die Gesamtmasse des Flugzeuges m_{Total} , inklusive der Masse des Fahrwerkes m_{Gear} , für die Bestimmung der Gewichtskraft genutzt. Da im Fahrwerksmodell ebenfalls eine Gewichtskraft bestimmt wird, die an das Flugzeug übertragen wird, darf die Fahrwerksmasse nicht in der ersten Berechnung enthalten sein. Die Masse des Fahrwerkes wird im Simulink-Modell berechnet. Dafür werden die aus dem CPACS-Dokument eingelesenen Massen der Fahrwerkswagen aufsummiert und aus dem "Landing Gear"-Subsystem ausgegeben. Die Fahrwerksmasse kann dann korrekt subtrahiert werden.

$$R_{Grav,Aircraft,z} = (m_{Total} - m_{Gear}) \cdot g_z \quad (4.42)$$

Die zweite Anpassung besteht in der Umsetzung der korrigierten Trägheit, wenn sich das Fahrwerk im Anschlag befindet (vgl. Gleichung 4.16), die durch eine Veränderung der Beschleunigungsberechnung des Flugzeuges in z-Richtung umgesetzt wird.

4.7. Modelleinschränkungen

Um das Modell parametrisierbar und möglichst einfach zu gestalten, wurden an manchen Stellen bewusst Ungenauigkeiten in Kauf genommen.

Der wichtigste Punkt dabei ist die begrenzten Freiheitsgrade von Fahrwerkswagen und Rädern. Das Biegen des Federbeins in Längs- und Querrichtung erzeugt zusätzliche Kräfte und Momente, die im Rahmen des Modells nicht betrachtet wurden. Außerdem können die Fahrwerkswagen vieler Passagierflugzeuge in Längsrichtung gekippt werden, was ebenfalls nicht im Modell abgebildet wird. Die Freiheitsgrade der Räder sind auf die Rotation und die Verformung in z-Richtung begrenzt. Die Modellierung von realitätsnahen Reifen ist bereits gut erforscht, die Umsetzung dieser detaillierten Modelle würde jedoch den Rahmen der Arbeit übersteigen.

Weiterhin ist die Position der Fahrwerksmasse nicht an die Berechnung der Trägheitsmomente gekoppelt. In der Realität würden sich die Massenträgheitsmomente des Flugzeuges ändern,

wenn das Fahrwerk aus- bzw. eingefahren ist, was nicht im Modell abgebildet wird. Die zugehörigen Werte werden einmalig im Rahmen der Initialisierung aus dem CPACS-Datensatz gelesen, der keine Angaben dazu enthält, wie sich die Massenträgheitsmomente bei Ein- und Ausfahren des Fahrwerkes verhalten.

Die Simulation des oleo-pneumatischen Stoßdämpfers sieht vor, dass die Zustandsänderung im Inneren des Bauteils isotherm ist. Dafür gilt die Voraussetzung, dass Gas und Hydraulikflüssigkeit getrennt voneinander vorliegen. Vermischen sich die beiden Komponenten zum Beispiel bei extremer Belastung, so ist die Genauigkeit der Berechnung nicht mehr gewährleistet. Auch die Trägheit der Flüssigkeit wird nicht direkt beachtet, was zu Fehlern führen kann, wenn das Fahrwerk sehr schnell aus dem komprimierten in den gestreckten Zustand übergeht.

Die Modellierung der unteren Federbein-Anschläge funktioniert über mehrere zusätzliche Bedingungen, die nicht direkt realen Effekten entsprechen. Die Umsetzung in Simulink erfordert viele Eingriffe, um die Grenzen der Integration annähernd korrekt umzusetzen.

Für die Berechnung der Reibungskräfte werden nur Bewegungen in positiver x-Richtung und negative Rotationsraten betrachtet. Die Berechnung des Schlupfes trifft in der aktuellen Umsetzung nicht auf den Fall eines rückwärts rollenden Flugzeuges zu. Um Fehler zu vermeiden wird die Umfangsgeschwindigkeit des Reifens auf negative Werte begrenzt.

Im Rahmen der Erarbeitung des Modells wurde festgestellt, dass eine korrekte Simulation unter Umständen sehr geringe Schrittweiten (Simulationsfrequenz von $> 1000 \text{ Hz}$) benötigt, um Instabilitäten in der numerischen Simulation zu vermeiden. Die notwendigen Frequenzen sind für eine übliche Flugsimulation sehr hoch. Das beschriebene Verhalten deutet auf ein steifes System hin. Das steife Anfangswertproblem betrifft besonders explizite numerische Integrationsverfahren, wie zum Beispiel das verwendete Runge-Kutta-Verfahren der vierten Ordnung (in Simulink ode4). Ein steifes System wird dadurch charakterisiert, dass auf der einen Seite die exakte Lösung für die Differenzialgleichung des Systems relativ glatt verläuft auf der anderen Seite aber für numerische Integrationsmethoden eine sehr geringe Schrittweite verwendet werden muss, um die exakte Lösung akkurat approximieren zu können. Für zu große Schrittweiten wird die Annäherung instabil. Im Rahmen der Fahrwerkssimulation werden Systeme mit sehr unterschiedlichem zeitlichen Verhalten aneinander gekoppelt. Das System Flugzeug ist "langsam" und dessen Bewegung kann mit einer Schrittfrequenz von 200 Hz akkurat simuliert werden. Das System Fahrwerk hingegen ist aufgrund der hohen Federkonstanten von Reifen und Federbein "schnell" und kann nur mit sehr geringen Schrittweiten korrekt simuliert werden. Eine mögliche Lösung könnte in Zukunft darin bestehen, die Modellierung nicht mehr

vollständig in Simulink umzusetzen, sondern eine S-Function zu erstellen, die für die Simulation zusätzliche Möglichkeiten mit sich bringt. S-Functions sind Simulink-Blöcke, die ihre Funktion durch ein hinterlegtes C-Skript erhalten. Damit wäre es zum Beispiel möglich, die Simulation des Fahrwerkes mit einer anderen Schrittweite durchzuführen als die des restlichen Flugzeuges (Wikipedia 2024a) (Wikipedia 2024b).

5. Parametrisierung des Modells

Das erstellte Modell soll für eine große Reihe an Flächenflugzeugen anwendbar sein. COAST ist aus diesem Grund bereits parametrisierbar ausgelegt und nutzt als Eingang Daten im CPACS-Format. Damit das Fahrwerk reibungslos in diese Programmkette eingebracht werden kann, muss COAST um ein Skript erweitert werden, welches die notwendigen Daten für das Fahrwerk aus dem CPACS-Datensatz liest und in ein korrektes Format bringt.

5.1. CPACS - Common Parametric Aircraft Configuration Schema

CPACS ist ein seit 2005 durch das DLR entwickelter Standard für die Formatierung von Flugzeugdaten. CPACS wird entwickelt, um den Austausch zwischen allen, an der Entwicklung eines Luftfahrzeuges beteiligten, Teilnehmern zu rationalisieren. Der Standard basiert auf XML (Extensible Markup Language), einer Markup Sprache (zu deutsch "Auszeichnungssprache"), die sich durch ihre Flexibilität gegenüber vergleichbarer Sprachen auszeichnet. CPACS wird mittlerweile nicht nur DLR-intern, sondern auch in Luftfahrtunternehmen der freien Wirtschaft, wie zum Beispiel Airbus, für Entwicklungsprozesse genutzt. Demzufolge ergibt sich ein Anspruch, dass CPACS weiterhin erweitert und verbessert wird. Da es sich um einen Standard handelt, muss jede Veränderung durchdacht und zukunftsbeständig sein.

Der Aufbau eines CPACS-Dokumentes wird in einer XML Schema Definition (XSD) gespeichert, das als eine Art Schablone angesehen werden kann, in die dann die eigentlichen Daten eingetragen werden.

In Abbildung A.6 ist eine Auswahl an Ebenen der hierarchischen Struktur dargestellt. Anhand dieser begrenzten Auswahl an Gliederungspunkten wird die Breite der von CPACS unterstützten

Daten veranschaulicht. Unter dem Punkt "aircraft" sind die im Datensatz enthaltenen Flugzeug-Modelle mit ihren Bestandteilen eingeordnet. Die Gliederungsebenen werden folgend auch als "Knoten" bezeichnet.

In der Dokumentation von CPACS ist angegeben, welche Knoten im Datensatz enthalten sein müssen, welche zusätzlich verwendet werden können und in welchem Format die Daten hinterlegt sein sollen. Ob ein Knoten obligatorisch oder optional ist bzw. in wievielfacher Ausführung er enthalten sein muss, wird durch den Vermerk "Occurrences" in der Dokumentation angegeben. Wird zum Beispiel ein grundsätzlich optionaler "engines"-Knoten eingefügt, muss darunter mindestens ein "engine"-Knoten aufgeführt sein. Weiterhin sind unter CPACS "choice"-Strukturen implementiert. So kann zum Beispiel ausgewählt werden, ob für die Komponenten des Fahrwerkes ein "bogies"-Knoten verwendet wird oder nur ein "axle"-Knoten.

Zu den Gliederungsebenen in CPACS ist zu erwähnen, dass nicht alle Baugruppen eines Flugzeuges vollständig im Standard implementiert sind. "Vollständig" ist in diesem Zusammenhang schwierig zu definieren, da CPACS multidisziplinär eingesetzt wird. Eine weniger detaillierte Beschreibung eines Bauteils kann für manche Bereiche der Flugzeugentwicklung vollkommen ausreichend oder gar explizit erwünscht sein, während andere Bereiche einen umfangreicheren Datensatz benötigen. Bei der Erweiterung des Standards muss beachtet werden, dass ein hoher Detaillierungsgrad nicht immer einen Vorteil darstellt.

5.2. Der Fahrwerksknoten

Der Gliederungspunkt "landingGears" wurde zuletzt unter CPACS 3.3 im Juni 2021 überarbeitet. Die Änderungen gehen zurück auf eine Masterarbeit aus dem Jahr 2019, die sich mit der strukturellen und geometrischen Analyse von parametrischen Flugzeugmodellen beschäftigt (Manokaran 2019). Der Fahrwerksknoten enthält mittlerweile einige Bestandteile des Fahrwerkes mit ihren wichtigsten Parametern. Für strukturelle und geometrische Betrachtungen sind diese Daten ausreichend, jedoch fehlen Parameter, die für eine akkurate Simulation der Dynamik unerlässlich sind. Folgend sollen die etablierten Strukturen analysiert werden und bestehende Unzulänglichkeiten sollen kompiliert werden. Sodass basierend auf einem CPACS-Datensatz eine Simulation der Fahrwerkskräfte durchführbar ist. Auch hier sei nochmals betont, dass die Betrachtung im Rahmen dieser Arbeit nur aus dem Blickwinkel der Dynamik möglich ist. Für Betrachtungen des Fahrwerkes, zum Beispiel aus den Gebieten der Aerodynamik oder der Werkstofftechnik, würden sich andere Anforderungen an die Inhalte des Knotens ergeben.

Die vorgeschlagenen Änderungen müssen die Anforderungen an den Standard erfüllen, ohne dabei bereits vorhandenen Fähigkeiten des CPACS-Formates einzuschränken. Aufgrund der Multidisziplinarität, aus der CPACS entstanden ist, ist nicht auszuschließen, dass in Zukunft eine weitere Überarbeitung des Fahrwerks-Knotens notwendig sein wird.

5.2.1. Vorhandene Strukturen im Fahrwerksknoten

Der *landingGears*-Knoten enthält meist zwei *landingGear*-Elemente, welche dem Haupt- bzw. dem Bugfahrwerk entsprechen. Diesen untergeordnet sind neben beschreibenden Knoten, wie *name*, *description* und *parentUID*, der *control*-Knoten (gibt an, wie das Fahrwerk auf einen Steuerinput reagiert) und der *transformation*-Knoten (fasst Translation und Rotation des Fahrwerkes im b-KOS zusammen). Die tatsächliche Beschreibung des Fahrwerkes wird über eine choice-Struktur aus einer *componentAssembly* oder aus einer Reihe an geometrischen Parametern festgelegt. Zu letzterer ist zu sagen, dass der Nutzen dieser Herangehensweise stark begrenzt ist, weil darunter lediglich die Länge des Fahrwerkes, der Hub des Federbeins unter statischer Belastung und im vollständig komprimierten Zustand vorliegen. Um die Ausgangsdaten einer Simulation zu sammeln, kommt nur die Verwendung der *componentAssembly* in Frage, die deutlich detaillierter ist. Der Knoten ist weiter untergliedert in die einzelnen Bauteile des Fahrwerksbeins:

- *mainStrut* - genauer bestimmt über äußeren und inneren Radius, Länge und Material
- *piston* - genauer bestimmt durch die gesamte Länge, maximale Auslenkung und die sich außerhalb des Zylinders befindliche Länge in komprimiertem Zustand
- *dragStrut* - strukturelle Komponente, besitzt unter anderem auch die Unterknoten der *mainStrut*
- *pintleStruts* - strukturelle Komponente, besitzt unter anderem auch die Unterknoten der *mainStrut*
- *sideStruts* - strukturelle Komponente, besitzt unter anderem auch die Unterknoten der *mainStrut*
- *mainActuator* - lediglich eine hinterlegte uID, die auf den Aktuator verweist

- *axle* oder *bogie* - choice Struktur, die neben geometrischen Größen (Länge der Achse, Position am Fahrwerkswagen, etc.) auch die Räder enthält

Der *wheel*-Knoten ist ein Unterpunkt der Achse und enthält die simple-types *braked*, *radius* und *width*.

5.2.2. Änderungsvorschläge

Auffällig ist, dass teilweise grundlegende Informationen zum Fahrwerk gänzlich fehlen. So in etwa ist weder zu dem gesamten Fahrwerk, noch zu einem Bauteil davon eine Masse angegeben. Auch die Federkonstante des Reifens bzw. Daten zur Reaktion des Federbeins auf Krafteinwirkungen sind nicht im Datensatz enthalten.

Um weitere Stellen zu identifizieren, die das Durchführen einer dynamischen Simulation der Fahrwerkskräfte basierend auf einem CPACS-Datensatz anspruchsvoll machen, werden alle zur Initialisierung des Fahrwerksmodells aus Kapitel 4 notwendigen Daten und Konstanten betrachtet. Es wird festgestellt, inwiefern die aktuelle CPACS-Struktur für die Daten ausreichend ist bzw. wie sie angepasst werden könnte oder welche Punkte unter Umständen hinzugefügt oder komplett überarbeitet werden müssen (vgl. Tabelle A.1).

Gear Mass und Wheel Mass

Wie bereits erwähnt enthält CPACS derzeit keine Aussage zu den Massen der Fahrwerksbestandteile. Für die Simulation sind diese Größen unerlässlich. Weiterhin existieren im Rahmen der Vorauslegung Methoden, die zur Approximation der Fahrwerksmasse genutzt werden können und dabei ein grundlegender Bestandteil der Flugzeugentwicklung sind (vgl. Abschnitt 3.2). Aus diesen Gründen wird vorgeschlagen, CPACS um die Masse des gesamten Fahrwerkes zu erweitern. Weiterhin empfiehlt es sich für die Simulation ebenfalls eine Reifenmasse zu hinterlegen, die im Modell genutzt wird, um die Massenträgheitsmomente des Rades zu bestimmen.

Hinzugefügt wird der Knoten: *mass*

unter dem Knoten: `.../landingGear`

mit der Beschreibung: "Mass of the complete landing gear assembly."

Außerdem hinzugefügt wird der Knoten: *mass*

unter dem Knoten: `landingGear/componentAssembly/axle/wheel`

sowie unter dem Knoten:

```
/. . . /landingGear/componentAssembly/bogie/axleAssemblies/  
axleAssembly/axle/wheel
```

mit der Beschreibung: "Mass of the entire wheel, including rim and tire."

Bogey Attachment Point

Für die Simulation muss bekannt sein, wo das Federbein am Flugzeug angebracht ist, um den Hebelarm der Feder-/Dämpferkräfte bestimmen zu können. In CPACS stellt der *transformation* Knoten im *landingGear* eine Option dar. Laut Dokumentation enthält dieser die Transformation bezogen auf den obersten Punkt der main strut, ab wo das Fahrwerk in negativer z-Richtung orientiert ist. Diese Definition ist vage formuliert, gibt jedoch an, dass der durch die im Knoten *translation* gegebene Punkt dem obersten Punkt der mainStrut entspricht. Damit können die Koordinaten direkt eingelesen und für die Simulation verwendet werden. Es wird eine Aktualisierung der Beschreibung empfohlen, sodass akkurat reflektiert wird, dass es sich bei den gegebenen Translations-Koordinaten um ebendiesen Punkt handelt.

Für die Dokumentation des Knotens: *transformation*

unter dem Knoten: `/. . . /landingGear`

wird folgende Abänderung vorgeschlagen:

Transformation ~~with respect to~~ *of* the uppermost point of the main strut. From this point the landing gear is oriented in negative z-direction by default.

Shock Absorber Length

Im Modell ist die Verwendung einer unausgelenkten Federbeinlänge vorgesehen, bei welcher das Bauteil vollständig ausgefahren ist. In der Fahrwerksauslegung ist diese Größe neben der bereits in CPACS vorhandenen Größen der maximalen Auslenkung ein grundlegender Parameter.

Die Länge des Kolbens, die bei maximaler Kompression außerhalb des Bauteils verbleibt, *compressedExternalLength* und der gesamte Hubweg, *maxSpringDeflection* sind im *piston*-Knoten in CPACS vorhanden. Diesen Größen hinzugefügt werden soll die gesamte Länge des vollständig ausgefahrenen Federbeins.

Angepasst wird der Knoten: *length*

unter dem Knoten: `/.../landingGear/componentAssembly/mainStrut`

mit der Beschreibung: "Length of the entire landing gear strut, from the attachment point at the fuselage to the bottom of the strut, where a connection to the axle or bogie is made."

Feder- und Dämpferkonstanten

Aktuell enthält CPACS keine direkte Aussage zu den Konstanten des Federbeins, lediglich die *compressedExternalLength* und die *maxSpringDeflection*, die bereits erwähnt wurden. Auch für die verwendeten Reifen sind keine Federkonstanten angegeben. Diese Größen müssen zwingend in CPACS vorhanden sein, um eine dynamische Simulation zu ermöglichen.

Hinzugefügt werden die Knoten: *springConstant* und *damperConstant*

unter dem Knoten: `/.../landingGear/componentAssembly/piston`

mit der Beschreibung: "Equivalent spring constant/damper constant of the shock absorber."

Außerdem hinzugefügt wird der Knoten: *springConstant*

unter dem Knoten: `landingGear/componentAssembly/axle/wheel`

sowie unter dem Knoten:

`/.../landingGear/componentAssembly/bogie/axleAssemblies/
axleAssembly/axle/wheel`

mit der Beschreibung: "Equivalent spring constant of the tire."

Axle Attachment Point

Der Axle Attachment Point ist in Form eines Vektors gegeben, der vom untersten Punkt der main Strut zum Mittelpunkt des jeweiligen Rades zeigt. In dieser Hinsicht existieren die Daten zur Länge der Achse, zur Länge des Bogies und dazu wo die Achse am Bogie befestigt ist. Der Anbringungspunkt der Räder kann basierend auf den vorhandenen Daten bestimmt werden.

Es müssen keine Anpassungen durchgeführt werden.

Reifenabmaße

Wie bereits erwähnt sind die Reifenmaße, Radius und Breite, in CPACS vorhanden, wobei die Beschreibung, unter welche Bedingungen diese Maße gelten sollen nicht gegeben ist. Unter Umständen könnte es außerdem zielführend sein, weitere Maße einzubringen, wie in etwa den Durchmesser der Felge. Das Gegenargument dafür wäre der daraus resultierende Detaillierungsgrad, der nur bedingt nützlich ist und den Umgang mit CPACS erschweren könnte.

Es müssen keine Anpassungen durchgeführt werden.

Bremsen

Bezüglich der Bremsen des Luftfahrzeuges ist in CPACS nur hinterlegt, ob ein bestimmtes Rad gebremst ist oder nicht, zu den Maßen oder technischen Daten der Bremse wird keine Aussage getroffen. Für die Simulation wird eine Klemmkraft benötigt, mit der die Bremsbacken auf die Bremse drücken und in welchem Radius zum Mittelpunkt des Rades diese Kraft wirkt. Es empfiehlt sich, CPACS um genau diese Größen zu erweitern. Gerade um die Konstruktion des Rades zu analysieren können jedoch weitere Daten, wie zum Beispiel die Größe der Bremse relevant sein, zum Beispiel um festzustellen, ob die Bremse in das Rad passt oder nicht. Da diese Betrachtungen nicht im Rahmen dieser Arbeit durchgeführt wurden, fällt es an dieser Stelle schwer einen konkretere Anpassung des Standards vorzuschlagen.

Hinzugefügt wird der Knoten: *brake*

unter dem Knoten: `landingGear/componentAssembly/axle/wheel`

sowie unter dem Knoten:

```
/. . . /landingGear/componentAssembly/bogie/axleAssemblies/  
axleAssembly/axle/wheel
```

mit der Beschreibung: "Description of the brakes on the wheel."

Unter diesem Knoten werden außerdem folgende weitere Knoten hinzugefügt: *clampForce*, mit der Beschreibung: "Force, with which the brake is actuated.",

clampRadius, mit der Beschreibung: "Effective radius around the wheel at which this force is applied."

und *efficiency*, mit der Beschreibung: "Efficiency coefficient, with which the applied force produces a braking moment about the axle."

Reibung

Wie in Unterabschnitt 4.3.2 beschrieben, wurde die Modellierung der Reibung bereits mit dem Gedanken der Parametrisierung vorgenommen. Sowohl in der Literatur als auch in Herstellerkatalogen finden sich für die Auslegung von Flugzeugreifen nur wenige Aussagen zu den Reibungskoeffizienten, weswegen mit dem Burckhardt-Modell bewusst ein Ansatz gewählt wurde, der ohne Reifendaten ein möglichst genaues Ergebnis erzielt. Unter Umständen könnte es zielführend sein, im Standard trotzdem die Möglichkeit vorzusehen, Reibungskoeffizienten zu hinterlegen oder die Bodenbeschaffenheit für eine bestimmte Mission vorzugeben. Da die damit zusammenhängenden Knoten im Rahmen dieser Arbeit nicht behandelt wurden, wird kein finaler Änderungsvorschlag erbracht.

Es müssen keine Anpassungen durchgeführt werden.

Lenkung

Ob ein Fahrwerksbein lenkbar ist oder nicht, wird in CPACS nicht direkt angegeben. Zwar kann unter Umständen darauf geschlossen werden, je nachdem ob das Fahrwerk als "nose Gear" oder als "main Gear" bezeichnet wird, jedoch ist diese Lösung nicht optimal. In der Modellierung wird ein boolescher Wert "isSteerable" verwendet, um eindeutig festzustellen, ob ein Rad lenkbar ist oder nicht. Realitätsnaher ist es, diesen Wert für jeden Fahrwerkswagen einzubringen.

Es wird empfohlen, den "LandingGear"-Knoten im CPACS-Standard um ein solches Attribut zu erweitern.

Hinzugefügt wird der boolesche-Knoten: *gearIsSteerable*

unter dem Knoten: `/.../landingGear/`

mit der Beschreibung: "Boolean defining whether the landing gear can be steered using the corresponding controls."

Massenträgheitsmomente

Wie in Abschnitt 4.7 beschrieben, gibt es in CPACS keine Aussage dazu, wie sich die Massenträgheitsmomente des Flugzeuges verhalten, wenn das Fahrwerk ein- bzw. ausgefahren ist. Für die Massenträgheit des Flugzeuges ohne Treibstoff sind jedoch im Knoten:

`cpacs/vehicles/aircraft/model/analyses/massBreakdown`

Angaben vorgesehen. Es wird empfohlen, einen weiteren, ähnlichen Knoten einzufügen, der die Massenträgheitsmomente des Flugzeugs ohne das Fahrwerk enthält.

Hinzugefügt wird der Knoten: *mZFMNoLandingGear*

unter dem Knoten: `/model/analyses/massBreakdown/
designMasses`

mit der Beschreibung: "Mass of the aircraft without fuel and without the landing gear attached."

und den untergeordneten Knoten: *mass* und *massInertia*, die analog zu den anderen Massen sind.

5.3. Umsetzung in COAST und im Modell

Für die Simulation werden die beschriebenen Änderungen am CPACS-Datensatz eingefügt. Die neuen Daten wurden systematisch ausgewählt, sodass alle Parameter für die Modellierung in möglichst einfacher Form vorliegen. Demnach ist die Implementierung dieser neuen Daten in das Modell simpel. Für COAST wird die Routine, die bisher den CPACS-Datensatz einliest,

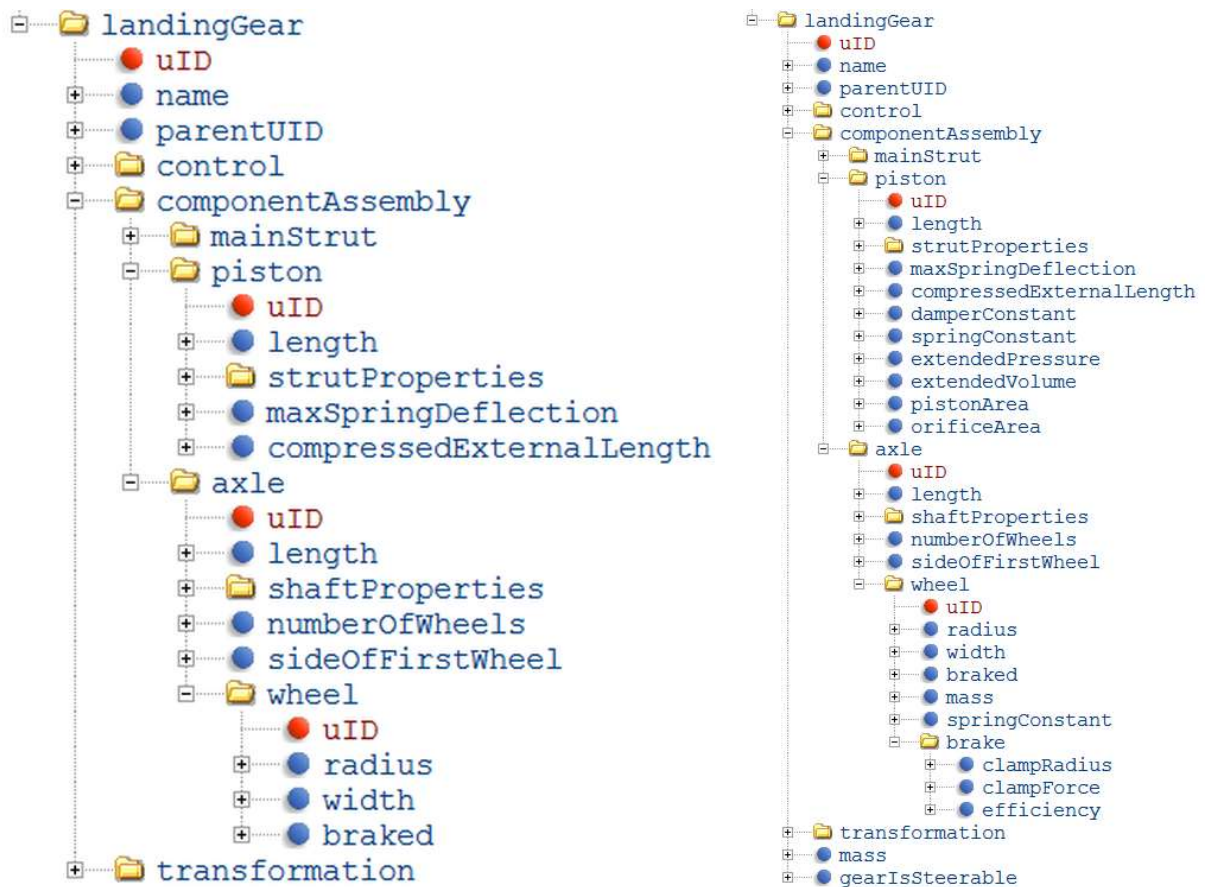


Abbildung 5.1.: Vergleich des Fahrwerksknotens ohne Anpassungen (links) und mit Anpassungen (rechts)

um eine Funktion erweitert, welche die Fahrwerksparameter handhabt. Die daraus gelesenen Daten werden an das Modell weitergegeben, worin die Fahrwerksbeine mit den entsprechenden Parametern initialisiert werden.

5.3.1. Einlesen der CPACS-Daten in COAST

Die Daten aus CPACS werden über die Funktion "ReadLandingGear.m" eingelesen und in einem Struct "LandingGears" gespeichert. Der Struct enthält immer Strukturen zu sieben Fahrwerkswagen, die als "LandingGear"-Unterelemente gespeichert werden. Für die in CPACS gelisteten Fahrwerke werden iterativ alle notwendigen Parameter eingelesen.

Für Fahrwerke, die in CPACS ein Symmetrie-Attribut besitzen, führt das Skript eine Liste. Am Ende des Importvorgangs werden alle Fahrwerke, die darin markiert wurden, kopiert und ange-

passt. Die Anpassung umfasst ein Spiegeln des Vektors für den Anbringungsort des Federbeins $O_{Strut, AttachmentPoint}$ (vgl. Abbildung 4.11) entlang der x-z-Ebene. Im Rahmen des Skriptes wird ausschließlich diese Symmetrieebene betrachtet.

Sollten am Ende des Einlesevorgangs nicht alle der sieben verfügbaren Fahrwerke belegt sein, so werden die verbleibenden deaktiviert. Da im Modell jedoch die Subsysteme dieser inaktiven Fahrwerksbeine nicht vollständig übersprungen werden, müssen auch für nicht verwendete Fahrwerksbeine nutzbare Werte angegeben werden. Dafür werden die Werte des ersten Fahrwerksbeins als Platzhalter-Werte für alle nicht gebrauchten Fahrwerke genutzt.

Die Räder der Fahrwerkswagen werden ähnlich behandelt. In CPACS wird nur angegeben, wie viele Räder sich an einem Wagen befinden und welche Parameter diese Räder besitzen. Für das Modell werden jedoch jedem einzelnen Rad alle notwendigen Parameter zugewiesen. Für jeden Fahrwerkswagen sind sechs Rad-Unterelemente vorgesehen, die alle mit für die Simulation brauchbaren Daten ausgefüllt werden müssen. Die nicht benötigten Räder werden deaktiviert und mit den Daten des ersten Rades befüllt.

5.3.2. Initialisierung im Modell

Die aus dem Skript eingelesenen Daten werden im LandingGears-Element des COAST-Struct gespeichert und von dort über *Constant*-Blöcke in Simulink eingebracht. Diese Blöcke, die auf die COAST-Daten im Workspace zugreifen, befinden sich im "Gear Initialization"-Subsystem.

Die Fahrwerksbeine und die Räder sind als Bibliotheksblöcke angelegt. Das bedeutet, dass jeder einzelne dieser Blöcke im Inneren exakt gleich aussieht, was besonders im Hinblick auf die verwendeten Busse Schwierigkeiten mit sich bringt. Die Parameter für alle Fahrwerkswagen werden in individuellen "Init_Bogie"-Bussen an den jeweiligen "Bogie"-Block übergeben. Der Bus "Init_Bogie1" hat dieselbe Struktur wie der Bus "Init_Bogie2", wobei die Werte in diesen Strukturen im Allgemeinen unterschiedlich sind.

Für die Räder wird das gleiche Vorgehen genutzt. Dem "Init_Bogie"-Bus ist ein "Init_Wheels"-Bus untergeordnet, der die Initialisierungsbusse für alle sechs Räder enthält. Auch hier hat der Bus "Init_Wheel1" wieder dieselbe Struktur wie der Bus "Init_Wheel2", wodurch die mit der Bibliothek verbundenen "Wheel"-Subsysteme auf die darin enthaltenen Parameter zugreifen können.

6. Simulation des Fahrwerksmodells

Um Einzelfunktionen des Fahrwerksmodells isoliert von der gesamten Simulationsumgebung auf Fehler zu prüfen wird eine reduzierte Version des Modells genutzt, die außerhalb von COAST funktioniert. Durch gezielte Einschränkung der Freiheitsgrade wird unerwartetes Verhalten sichtbar gemacht und Fehlerquellen außerhalb des erstellten Modells werden als mögliche Ursache ausgeschlossen. Das Fahrwerksmodell wird dann einer Reihe an Testsimulationen ausgesetzt, welche für ein Fahrwerk typische Situationen widerspiegeln. Abschließend wird eine Simulation mit COAST durchgeführt, bei welcher der FST-B aus STORMIE mit dem vollständigen Fahrwerk betrachtet wird.

6.1. Modellreduktion

Das Fahrwerksmodell selbst wird nur geringfügig angepasst, um sicherzustellen, dass die Ergebnisse der folgenden Versuchsfälle auch auf das vollständige Modell übertragbar sind. Die Reduktion besteht darin, statt den möglichen sieben Fahrwerkswägen nur einen einzelnen zu nutzen. Die übrigen "Bogie"-Subsysteme werden aus dem Simulink Modell entfernt. Innerhalb des verbleibenden Subsystems werden keinerlei Änderungen vorgenommen. Lediglich die eingehenden Signale werden systematisch angepasst und um das Subsystem herum wird die notwendige Struktur für eine Simulation erstellt.

Das Subsystem "Bogie" wird eigenständig funktionstüchtig gemacht, indem die notwendigen Initialisierungsgrößen eingebracht werden, die Flugzeugbewegung extern simuliert und weitere verschiedene Größen, die normalerweise von COAST bestimmt werden, an das Modell übergeben werden. Bei letzteren handelt es sich um Umgebungsgrößen, wie den Umgebungsdruck oder den Vektor der Erdbeschleunigung. Um die Komplexität gering zu halten, wird nur ein einzelner Fahrwerkswagen, mit einem Federbein und zwei Rädern betrachtet. Für das Fahrwerk ergeben sich demnach drei Freiheitsgrade (Bewegung des Fahrwerkswagens in z-Richtung und

die Rotation der beiden Räder). Dazu kommen drei Freiheitsgrade des Flugzeuges (translatorische Bewegung). Für die Testfälle werden diese Freiheitsgrade weiter eingeschränkt.

Das reduzierte Modell wird über ein Matlab-Skript gesteuert, welches aus einem von COAST generierten Struct Fahrwerksdaten wie Konfiguration und Größe der Bauteile liest, die verbleibenden Größen initialisiert und die Simulation durchführt. Eine Konstante, die verglichen mit dem vollständigen Modell angepasst wird ist die Masse des Flugzeuges. Da nur ein einzelnes Hauptfahrwerksbein von zweien mit nur zwei Rädern in der Simulation enthalten ist, wird eine Masse von $m_{Aircraft} = 24.000 \text{ kg}$ genutzt, um mit dem vollständigen Modell vergleichbare Reaktionen zu erzeugen. Die gewählte Masse entspricht damit ca. 50 % der maximalen Startmasse des STORMIE FST-B. Die einzelnen Versuchsfälle werden im Skript definiert, indem Konstanten von den im Struct enthaltenen Initialgrößen abgeändert werden oder indem über den Inputvektor Größen wie zum Beispiel Höhe und Geschwindigkeit des Flugzeuges angegeben werden.

6.2. Versuchsfälle des reduzierten Modells

6.2.1. Fall 1: Statisches Flugzeug

Für den ersten Fall soll sich das Flugzeug nicht bewegen können. Die Erwartung ist, dass das Fahrwerk dann aus der Initialposition in eine Ruhelage bewegt und dort verbleibt.

Um die Flugzeugbewegung zu verhindern wird die Beschleunigung des Flugzeuges in z-Richtung blockiert. Dafür wird im reduzierten Modell eine Konstante "Init.FixedAircraft.z" verwendet. Für den Wert 1 blockiert sie sämtliche Beschleunigung des Flugzeuges in z-Richtung. Darüber hinaus muss die Höhe des Flugzeuges auf einen ausreichend hohen Wert eingestellt werden, sodass kein Bodenkontakt herrscht, beispielhaft wird eine Initialhöhe von $Init.alt = 3000 \text{ m}$ verwendet. Die letzte vorzugebende Größe ist die initiale Auslenkung des Federbeins, die kleiner null gewählt wird, damit ein Bewegung in den Anschlag erkennbar wird.

Nach Beginn der Simulation bewegt sich das Fahrwerk in den unteren Anschlag und verweilt ohne über die vollständig gestreckte Position hinaus zu schwingen. Dieser Effekt ist so beabsichtigt und kommt zustande, da der Integrator der Fahrwerksauslenkung δ_{Strut} auf Werte kleiner null begrenzt (vgl. Unterabschnitt 4.3.1) ist.

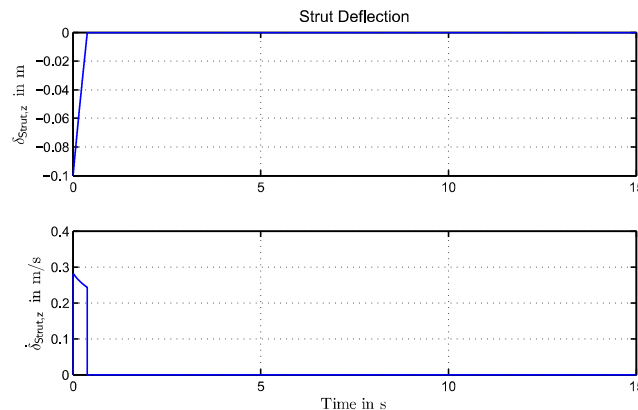


Abbildung 6.1.: Versuchsfall 1, Auslenkung des Federbeins

6.2.2. Fall 2: Bewegtes Flugzeug unter externer Krafteinwirkung

Aufbauend auf dem ersten Versuchsfall ist das Flugzeug für den zweiten Fall in z-Richtung beweglich. Um trotzdem einen horizontalen Flug zu simulieren, wird eine Auftriebskraft von $A = (m_{Aircraft} + m_{Gear}) \cdot g$ eingebracht. Zusätzlich werden externe Kräfte $\mathbf{R}_{Ext,Aircraft,z}$ und $\mathbf{R}_{Ext,Gear,z}$ erzeugt, die jeweils das Flugzeug bzw. das Fahrwerk in z-Richtung beschleunigen. Darüber wird im ersten Teilversuch (Flugzeug mit externer Kraft belegt) die Reaktion des Fahrwerksmodells auf Manöver des Flugzeuges getestet und im zweiten Teilversuch (Fahrwerk mit externer Kraft belegt) die Funktionalität des Anschlags weiter überprüft. Das Fahrwerk befindet sich am Anschlag und wird durch die Federbeinkräfte dort gehalten. Dementsprechend ist die Erwartung, dass sich das Fahrwerk nicht bewegt, solange die Beschleunigungen klein bleiben.

Erster Teilversuch: Flugzeug mit externer Kraft belegt

Das Flugzeug wird mit einer sinusförmig verlaufenden Kraft von Amplitude 50.000 N und Periodendauer 10 Sekunden belegt. Das entspricht ungefähr einer Beschleunigung von $\pm 0,2 \cdot g$ auf das Flugzeug. Neben dieser Kraft wird außerdem eine konstante Auftriebskraft gewirkt, welche die Gewichtskraft von Flugzeug und Fahrwerk ausgleicht.

In erster Linie wird deutlich, dass die Beschleunigung des Flugzeuges nicht zu einer Auslenkung des Fahrwerkes führt. Das Flugzeug sinkt dabei durch die Krafteinwirkung. Interessanter wird dieser erste Teilversuch im Vergleich mit dem Zweiten.

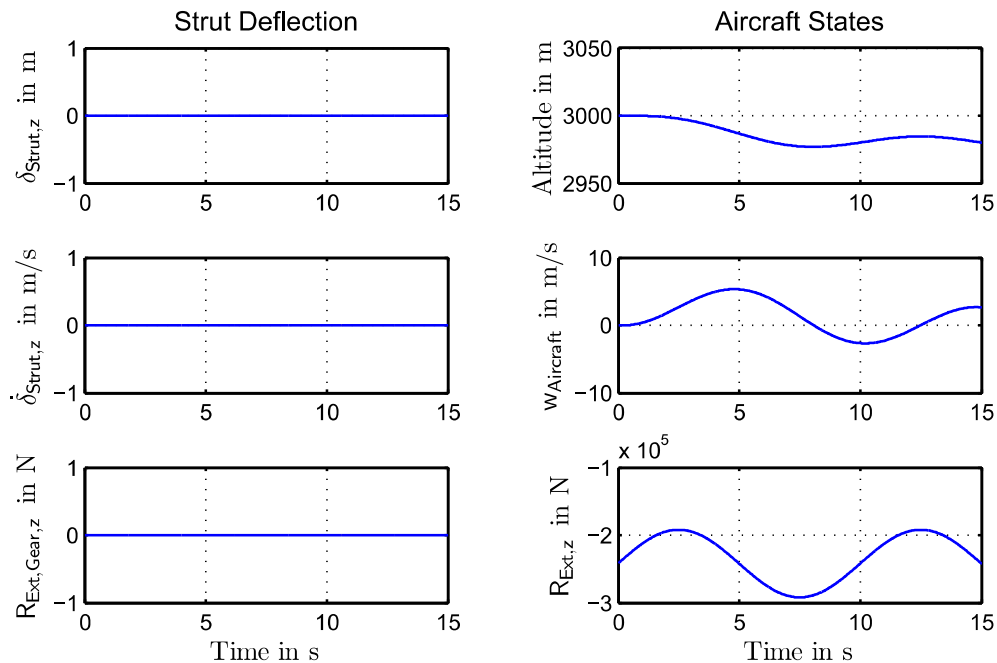


Abbildung 6.2.: Versuchsfall 2.1, Auslenkung des Federbeins und Flugzeugbewegung

Zweiter Teilversuch: Fahrwerk mit externer Kraft belegt

Anstelle des Flugzeuges, wird das Fahrwerk mit einer sinusförmig verlaufenden Kraft von Amplitude 50.000 N und Periodendauer 10 Sekunden belegt. Auf das Flugzeug wirkt weiterhin die Auftriebskraft, die wie im ersten Teilversuch die Gewichtskräfte ausgleicht.

Zu erkennen ist, dass das Federbein trotz der anliegenden Kraft im Anschlag bleibt, solange bis die Ausfahrlast erreicht wird. Diese beträgt in der verwendeten Konfiguration etwa 35.000 N (Vgl. Gleichung 3.25). Unterdessen wird das Flugzeug direkt durch die externe Kraft beeinflusst. Sobald die Kraft abnimmt, bewegt sich das Fahrwerk wieder in den unteren Anschlag. Die Bewegung des Flugzeuges ist die Gleiche wie im ersten Teilversuch. Vernachlässigt man die Wärme, die am Dämpfer produziert wird, besteht zwischen beiden Teilversuchen also der selbe Energiehaushalt.

6.2.3. Fall 3: Stehendes Flugzeug am Boden

Zunächst wird nur die Reaktion des Fahrwerkes auf Bodenkontakt geprüft. Das Flugzeug kann sich weiterhin nur in z-Richtung bewegen. Zu Beginn der Simulation befindet es sich vollstän-

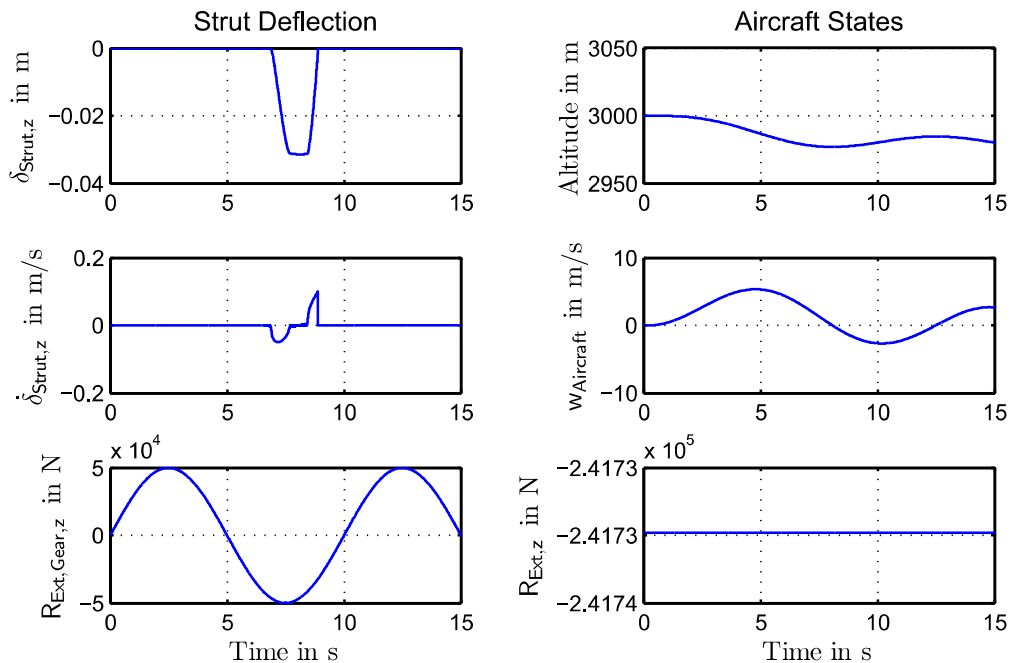


Abbildung 6.3.: Versuchsfall 2.1, Auslenkung des Federbeins und Flugzeugbewegung

dig in der Luft. Durch die Gewichtskraft fällt es auf den Boden und das Fahrwerk federt den entstehenden Stoß ab und schwingt in eine Ruhelage ein. Das Federbein ist zu Beginn der Simulation bis zum unteren Anschlag ausgelenkt und der Reifen befindet sich 0,34 Meter über dem Boden. Diese Höhe ist so gewählt, dass das Aufsetzen mit einer vertikalen Geschwindigkeit von 1,83 m/s (6 ft/s) stattfindet, was einem Fahrwerkstest bei maximaler Startmasse nach FAR-25.473 entspricht (FAA o. D.[a]). Bei erstem Bodenkontakt des Reifens hat das Flugzeug eine Vertikalgeschwindigkeit von 1,7 m/s, der erreichte Maximalwert im Versuch beträgt 1,95 m/s. Die betragsmäßig größte Beschleunigung ist in etwa $-13,4 \text{ m/s}^2$, was einem Lastvielfachen von $-1,37 \cdot g$ entspricht. Der Stoß nach dem Aufsetzen wird durch den Dämpfer gut aufgenommen, jedoch wird die verbleibende Schwingung im Fahrwerk nur mäßig gedämpft. Die Auslenkung des Federbeins schwingt dem Aufsetzen lange nach und tendiert zu einem Endwert von $-0,2957 \text{ m}$. Die Höhe des Flugzeugschwerpunktes schwingt dementsprechend auch und tendiert zu einem Wert von 2,595 m.

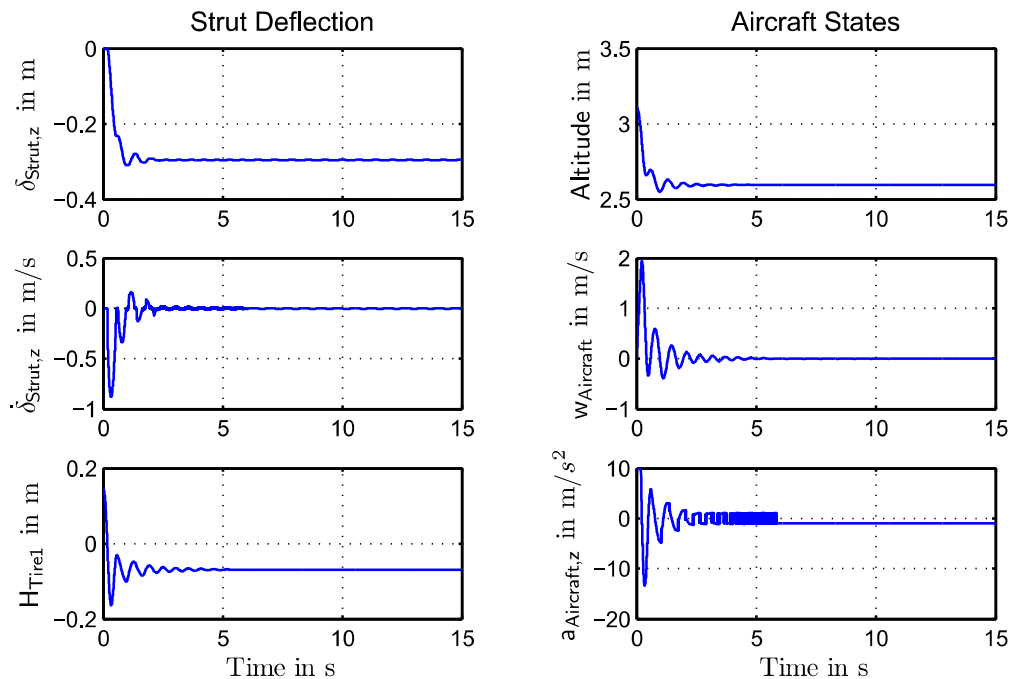


Abbildung 6.4.: Versuchsfall 3, Auslenkung des Federbeins und Flugzeugbewegung

6.2.4. Fall 4: Rollendes Flugzeug am Boden

Für diesen und die folgenden Fälle wird die Bewegung des Flugzeuges in x-Richtung ermöglicht.

Erster Teilversuch: unbeschleunigtes Flugzeug

Zu Beginn des ersten Versuches wird das Flugzeug mit einer Geschwindigkeit von 70 m/s gestartet. Die Räder rotieren zu Beginn der Simulation nicht. Es ist eine geringe Verzögerung des Fahrzeuges zu erwarten, da die kinetische Energie des Flugzeuges in kinetische Energie der Reifen umgewandelt wird, während diese rotatorisch beschleunigt werden. Danach sollte die Verzögerung sehr gering sein, da noch keine Bremsen verwendet werden. Die Simulationsdauer ist mit einer Sekunde sehr kurz eingestellt, da sich die erwarteten Prozesse der Radbeschleunigung sehr schnell abspielen.

0,1 Sekunde nach Beginn der Simulation rotiert der Reifen mit einer Umfangsgeschwindigkeit, die der horizontalen Geschwindigkeit des Flugzeuges entspricht (vgl. Abbildung 6.5), der

Schlupf des Reifens geht dann gegen null, wodurch die Reibung minimal wird. Das Luftfahrzeug verliert nur bis zu diesem Zeitpunkt an Geschwindigkeit, da kein Rollwiderstand im Modell implementiert ist und die Bremsen nicht angezogen sind.

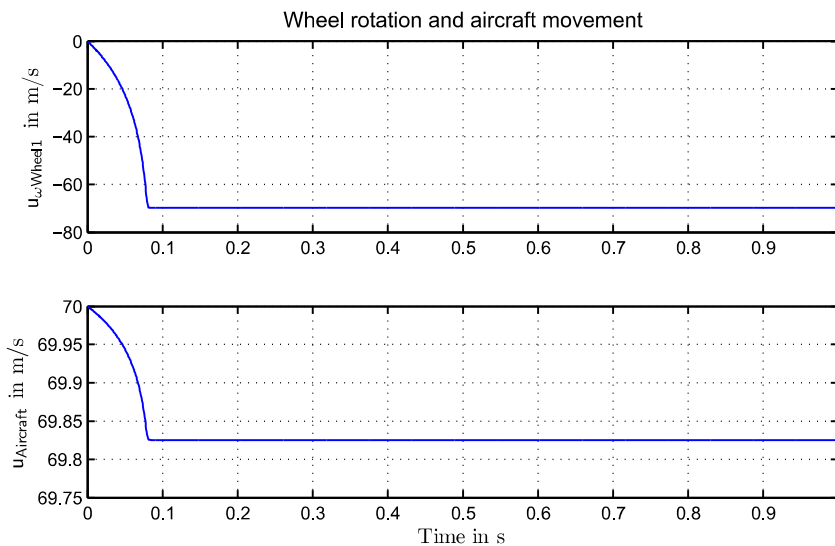


Abbildung 6.5.: Versuchsfall 4.1, Radrotation und Flugzeugbewegung

Zweiter Teilversuch: beschleunigtes und gebremstes Flugzeug

Im zweiten Versuch wird das Fahrzeug im Stillstand gestartet, über eine externe Kraft auf eine Geschwindigkeit beschleunigt und dann über die Bremsen wieder bis zum Stillstand verzögert. Die externe Kraft wird so gewählt, dass eine Beschleunigung von $a_{Aircraft,x} = 3 \text{ m/s}^2$ erzeugt wird. Die ersten fünf Sekunden soll das Flugzeug stillstehen, die Kraft wirkt dann zehn Sekunden lang und nach weiteren zwei Sekunden werden die Bremsen aktiviert.

Im Rahmen der ersten Simulation wurde deutlich, dass die in der Fahrwerksauslegung berechnete Bremskraft nicht ausreichend ist, um das Flugzeug ausreichend zu verzögern. Dementsprechend wurde die Kraft, mit der die manuell Bremsbacke auf die Bremsscheibe drückt R_{Clamp} , verglichen mit dem Wert aus der Fahrwerksauslegung, verdreifacht. Die Ergebnisse sind in Abbildung 6.6 dargestellt. Es ist zu erkennen, dass das Flugzeug im Stillstand bleibt, dann mit der erwarteten Beschleunigung Geschwindigkeit aufbaut und wieder verzögert wird. Unter Verwendung der stärkeren Bremsen wird eine Verzögerung größer als 10 m/s^2 erzielt und der Stillstand wird erneut erreicht und gehalten. Die Bewegung in und aus dem Stillstand heraus

sorgt besonders bei der Bestimmung der Radrotation für Probleme. Die Begründung liegt unter anderem in den in Abschnitt 4.7 beschriebenen numerischen Effekten.

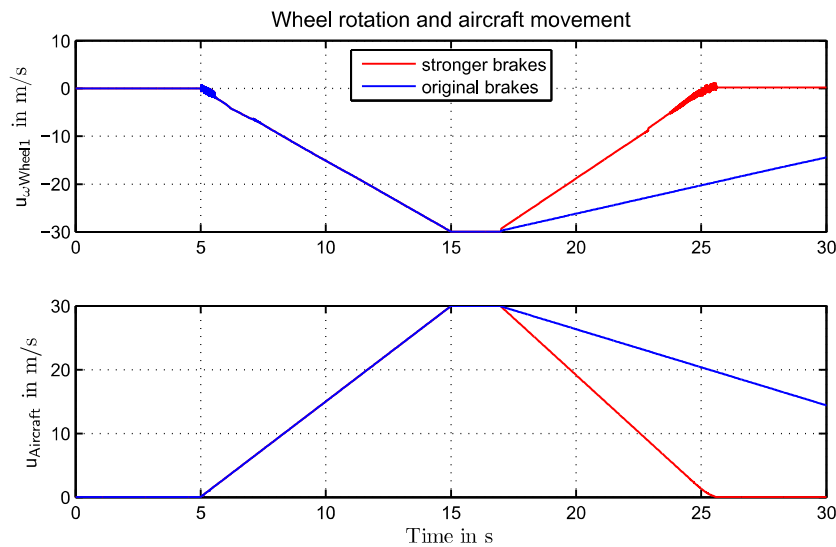


Abbildung 6.6.: Versuchsfall 4.2, Radrotation und Flugzeugbewegung

6.2.5. Fall 5: Rollendes Flugzeug auf unebenem Boden

In COAST wird die Variable "Field Elevation" genutzt, um die Höhe eines Flugplatzes an die Simulation zu übergeben. Für das Fahrwerksmodell ist diese in der Berechnung der Höhe über dem Boden eingebracht (Vgl. Unterabschnitt 4.3.2). Um einen unebenen Boden zu simulieren, wird diese Variable im Zeitverlauf verändert. Eine akkuratere Lösung wäre die Kopplung der Bodenhöhe an die derzeitige Position des Flugzeuges. Da die einfachere Methode hinreichend genaue Ergebnisse erzielt, wird auf die Implementierung der komplexeren Methode verzichtet. Der Boden bleibt in den ersten fünf Sekunden der Simulation horizontal, danach wird die Bodenhöhe über eine Sinusschwingung verändert. Durch den ruckartigen Wechsel zwischen horizontalem Boden und angepasster Bodenhöhe entsteht eine Schwelle, die auch durch das Fahrwerk abgedämpft wird. In Abbildung 6.7 sind die Ergebnisse der Simulation dargestellt. Dem Verlauf der Fahrzeughöhe wird dabei ein Hilfsgraph eingefügt, der als projizierte Bodenhöhe ("ground projected") bezeichnet wird. Dieser ergibt sich aus einer Summe der Bodenhöhe und der Höhe des Flugzeuges im ausgetrimmten Zustand. Der Verlauf dieser Kurve soll die Bodenbeschaffenheit sichtbar machen und einen Vergleich mit der tatsächlichen Höhe des Flugzeuges ermöglichen. Die harte Schwelle ist bei Sekunde fünf gut erkennbar. Trifft das Flugzeug

auf diese, wird das Federbein ausgelenkt und dämpft den Stoß ab. Anschließend folgt es dem weiteren Bodenverlauf.

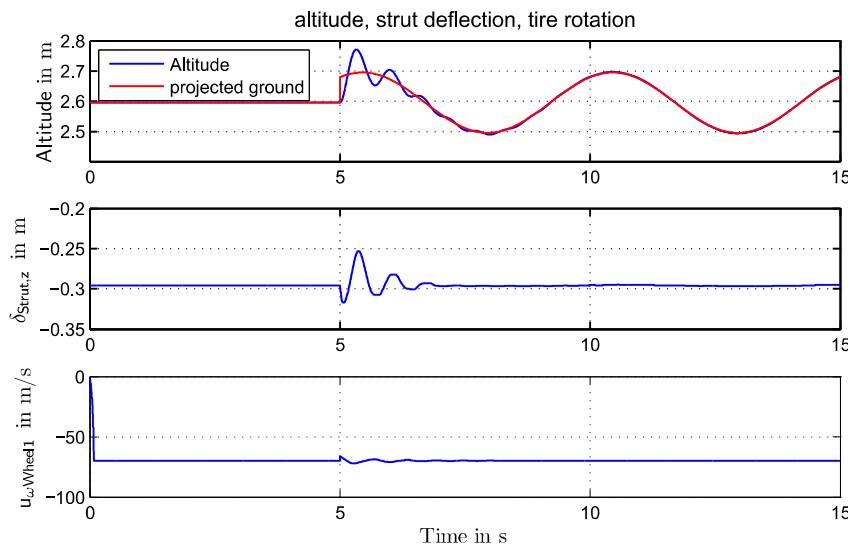


Abbildung 6.7.: Versuchsfall 5, Überblick der relevanten Größen

6.2.6. Fall 6: Rollendes Flugzeug mit Schräglauf der Räder

Für den letzten Testfall kann sich das Flugzeug in alle Richtungen bewegen. Die Rotation wird dabei auf das Gieren beschränkt. Da nur zwei Räder an einem einzelnen Fahrwerkswagen simuliert werden, würde das Fahrzeug nach vorne oder zur Seite umkippen, wenn die Längslage- und Rollwinkel nicht begrenzt werden würden. Um die Lenkung und die Schräglaufkraft zu prüfen, wird nach 2 Sekunden ein Lenkwinkel von $\eta_{Wheel} = 20^\circ$ erzeugt. In Abbildung 6.8 ist zu erkennen, dass das Fahrzeug erwartungsgemäß nach rechts bewegt wird. Um das Verhalten des Fahrwerksmodells bei Schräglauf der Räder genauer zu betrachten, wird auf Unterabschnitt 6.3.2 verwiesen. Unter COAST ist eine solche Betrachtung effektiver, da das gesamte Fahrwerksmodell in einer umfangreichen Simulation getestet werden kann.

6.3. Landesimulation mit COAST

Um das Verhalten des Fahrwerksmodells als Teil eines komplexeren Systems in einer realitätsnahen Situation zu prüfen, wird eine Flugsimulation mit COAST durchgeführt.

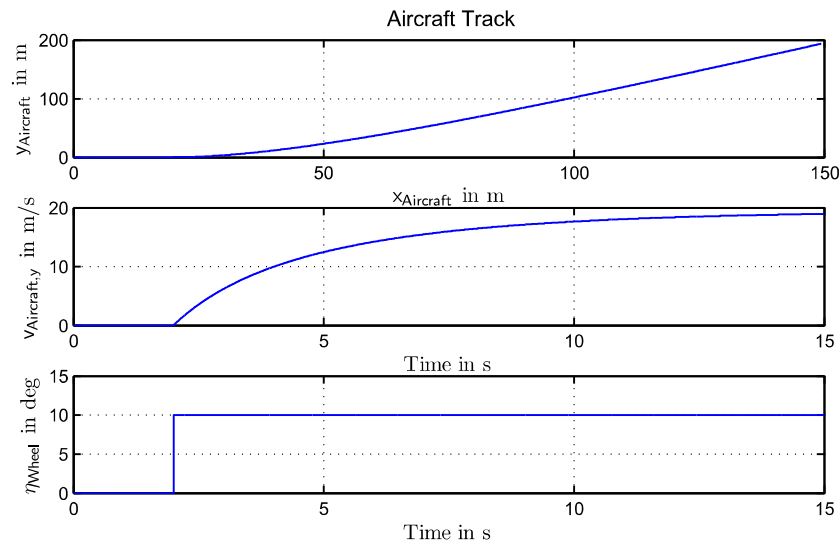


Abbildung 6.8.: Versuchsfall 6, Überblick der relevanten Größen

6.3.1. Variierte Sinkrate

Das Flugzeug wird bei geringer Höhe und einer geringen Geschwindigkeit (die Fluggeschwindigkeit gegenüber der Luft beträgt 100 m/s) mit einer variierenden Sinkrate w_g getrimmt, so dass die Höhe des Flugzeugschwerpunktes stetig abnimmt. Die initiale Höhe wird so gewählt, dass das Hauptfahrwerk nach zwei Sekunden Bodenkontakt hat. Nachdem die Räder den Boden berührt haben, wird der Schub aller Triebwerke auf Leerlauf gestellt. Das Flugzeug sollte in das Fahrwerk einfedern und auf der Bahn rollen.

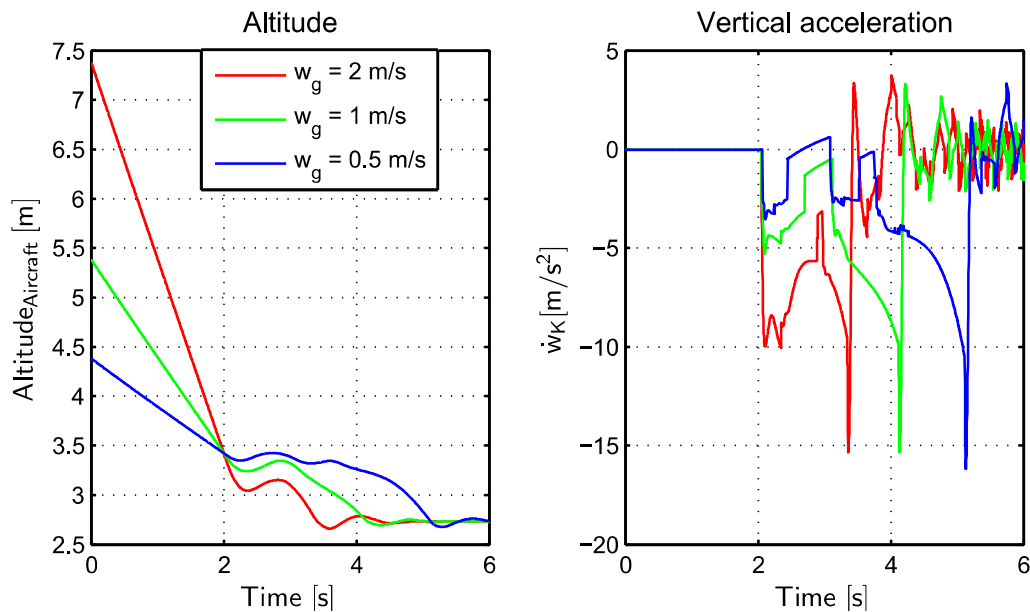


Abbildung 6.9.: Landung mit verschiedenen Sinkgeschwindigkeiten: Höhe des Flugzeugschwerpunktes und flugzeugfeste Beschleunigung

In Abbildung 6.9 ist die vertikale Position des Flugzeugschwerpunktes dargestellt. Dass das Flugzeug zwei Sekunden nach Start der Simulation den Boden berührt, ist bei größeren Sinkgeschwindigkeiten daran zu erkennen, dass die Höhe zwischenzeitlich stagniert und etwas ansteigt, während das Federbein wieder in den gestreckten Zustand zurückkehrt und dabei das Flugzeug nach oben beschleunigt. Warum die Höhe zunächst ein Plateau zu erreichen scheint und später erneut absinkt, bevor der Endwert von ca. 2,7 Metern erreicht wird, wird in Abbildung 6.10 deutlich.

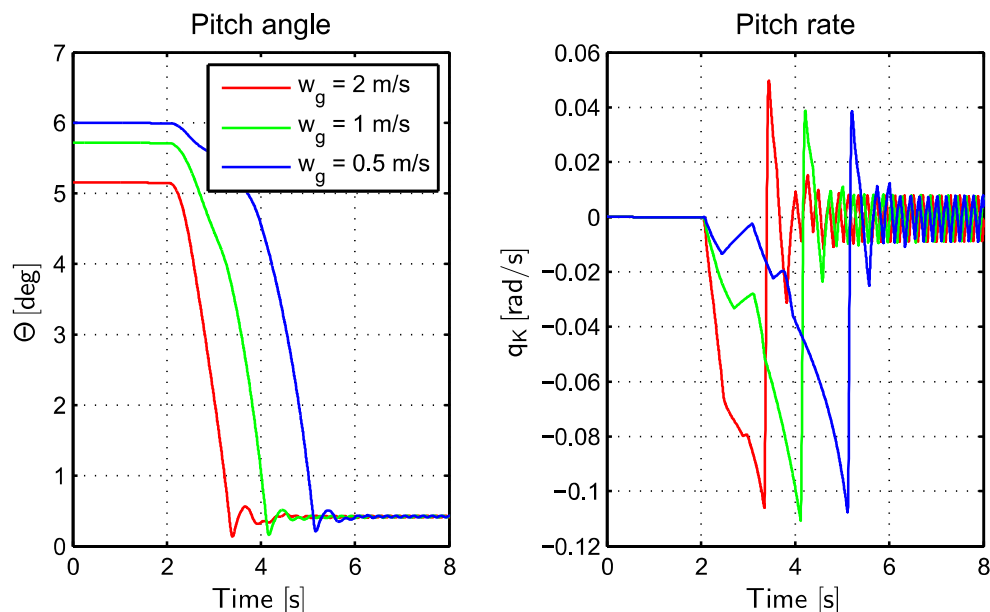


Abbildung 6.10.: Landung mit verschiedenen Sinkgeschwindigkeiten: Längslagewinkel und Nickrate

Die Landung findet je nach Sinkgeschwindigkeit mit einem Längslagewinkel zwischen 5° und 6° statt. Das hat zur Folge, dass Haupt- und Bugfahrwerk zeitlich versetzt aufsetzen, zuerst das Hauptfahrwerk bei ca. zwei Sekunden, danach nickt das Flugzeug ab, bis ungefähr eine horizontale Längslage erreicht wird und das Bugfahrwerk ebenfalls aufsetzt. Wie spät nach dem Hauptfahrwerk das Bugfahrwerk aufsetzt, hängt von der Sinkgeschwindigkeit ab.

Die resultierende Nickrate ist in Abbildung 6.10 dargestellt. Interessant ist, dass die Nickrate kurz bevor das Bugfahrwerk aufsetzt, unabhängig von der Sinkgeschwindigkeit ähnlich groß ist.

Das Resultat ist, dass das Fahrwerk an der Nase des Flugzeuges unabhängig von der Sinkrate mit einer ähnlichen Geschwindigkeit hart auf der Bahn aufsetzt. Die resultierenden Beschleunigungen sind in Abbildung 6.9 dargestellt. Die Beschleunigung des Landestoßes beträgt bei der maximalen Sinkgeschwindigkeit in etwa $\dot{w}_{K,b} = -10 \text{ m/s}^2$, was ein akzeptabler Wert für eine relativ "harte" Landung ist. Die Beschleunigung, die erzeugt wird wenn das Bugfahrwerk aufsetzt, ist jedoch deutlich größer als dieser Wert, was unüblich ist. In der Realität würde die entstehende Nickrate durch Steuereingaben des Piloten oder eines Reglers verringert werden. Da hier eine Simulation ohne geschlossenen Regelkreis ("open-loop") durchgeführt wird, kann die Nase nicht abgefangen werden. Gerade bei geringeren Sinkgeschwindigkeiten bleibt jedoch ausreichend Zeit, um im Realfall die gegenwirkenden Steuerflächenausschläge zu erzeugen.

6.3.2. Landung mit Seitenwind

Um das Verhalten des Flugzeuges nach dem Aufsetzen weiter zu untersuchen, werden Landungen mit unterschiedlichem Seitenwind simuliert. Das Flugzeug landet auf einer Bahn 09 (90° Ausrichtung entspricht exakt Osten) bei unterschiedlichen Wind Verhältnissen. Die Windrichtung ist immer Süd-Ost (entspricht 135° bezogen auf Norden), lediglich die Windgeschwindigkeit wird variiert. Als Resultat wird das Flugzeug mit einem Schiebewinkel getrimmt und die Flugzeugnase zeigt nicht mehr in Richtung der Bewegung des Flugzeuges gegenüber dem Boden. Bei der Landung weist die körperfeste Längsachse auf die rechte Seite der Landebahn, da das Flugzeug in den aus Süd-Osten kommenden Wind hineingerichtet fliegt. Dieser Winkel zur Landebahn wird auch Vorhaltewinkel (engl. "Crab-Angle") genannt. Die Trimmung erfolgt darüber hinaus wieder wie auch in Unterabschnitt 6.3.1, sodass das Hauptfahrwerk zwei Sekunden nach Start der Simulation aufsetzt, woraufhin der Schub auf Leerlauf gestellt wird. Die Sinkrate bleibt bei allen Simulationen $w_{K,b} = 1 \text{ m/s}$. Die Ergebnisse des Versuches sind in Abbildung 6.11 dargestellt, wobei die wichtigsten Winkel und Koordinatenrichtungen gekennzeichnet sind.

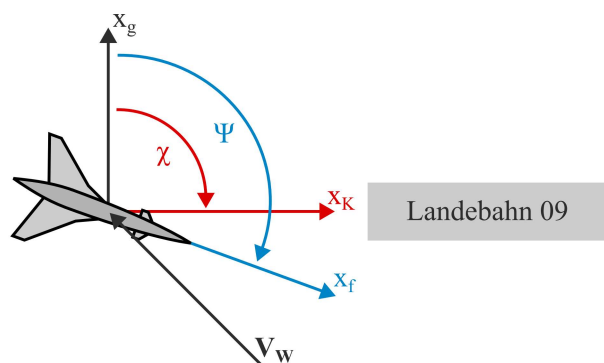


Abbildung 6.11.: Landung mit Seitenwind: Versuchsdarstellung

In Abbildung 6.12 ist die resultierende Flugbahn für die Landung dargestellt und in Abbildung 6.13 der Gierwinkel und der Bahnazimuth. Es ist erkennbar, dass das Fahrwerk nach dem Aufsetzen ein negatives Giermoment erzeugt, wodurch die Nase des Flugzeuges nach links gedreht wird. Bei geringer Windgeschwindigkeit und entsprechend geringem Gierwinkel während der Landung, führt diese korrigierende Moment dazu, dass das Flugzeug auf der Bahn gehalten wird. Die Landebahnen vieler internationaler Verkehrsflughäfen haben Landebahnen mit einer Breite von mindestens 45 Metern (z.B. Flughafen Frankfurt am Main, Amsterdam Schiphol oder London Heathrow). Bei der Simulation mit einer Windgeschwindigkeit von $V_W = 5 \text{ m/s}$

weicht das Flugzeug nach dem Aufsetzen ca. 15 Meter nach links ab, bevor sich die Bahn stabilisiert. Damit wäre unter diesen Bedingungen prinzipiell eine Landung ohne Steuereingabe umsetzbar. Da das in der Realität riskant ist, müssen bei der Landung üblicherweise Steuereingaben gemacht werden, um das Flugzeug zentriert auf der Bahn zu halten. Besonders bei der Landung mit größeren Gierwinkeln wird das deutlich. Bei einer Windgeschwindigkeit von $V_W = 15 \text{ m/s}$ fliegt das Flugzeug mit einem Gierwinkel von $\Psi = 97,6^\circ$ an; die Längsachse hat dann beim Aufsetzen einen Vorhaltewinkel von $7,6^\circ$ zur Bahn. Unter diesen Bedingungen kommt das Flugzeug nach der Landung ab und das Fahrwerksmoment kann nicht ausreichend korrigieren. Um eine Landung unter diesen Bedingungen durchführen zu können, müssen durch den Piloten entsprechende Manöver eingeleitet werden. Eine Landung bei starkem Seitenwind ist äußerst anspruchsvoll, da in kurzer Zeit präzise Steuereingaben gemacht werden müssen, um das Flugzeug horizontal auf der Landebahn zu halten. In dieser Hinsicht sind die Ergebnisse der Simulation ohne derartige Steuereingaben zufriedenstellend.

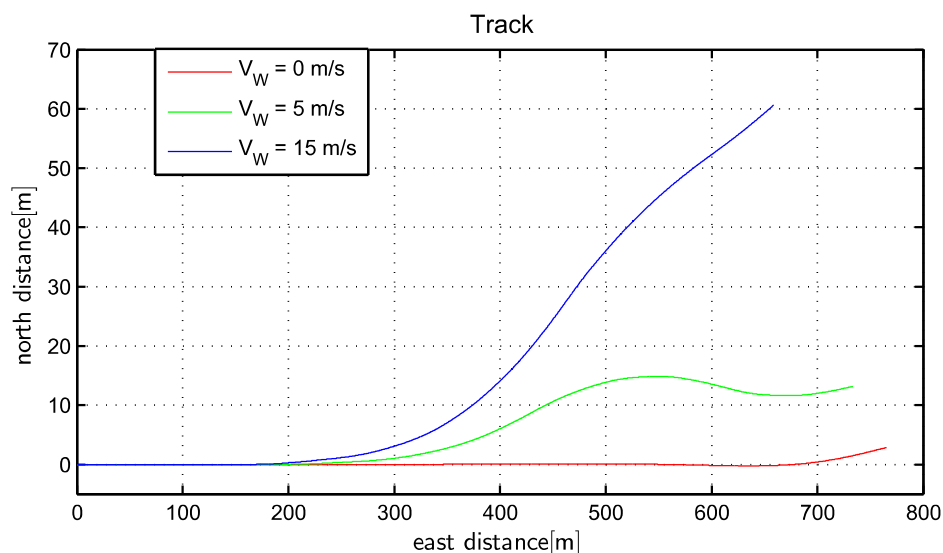


Abbildung 6.12.: Landung mit Seitenwind: Flugbahn

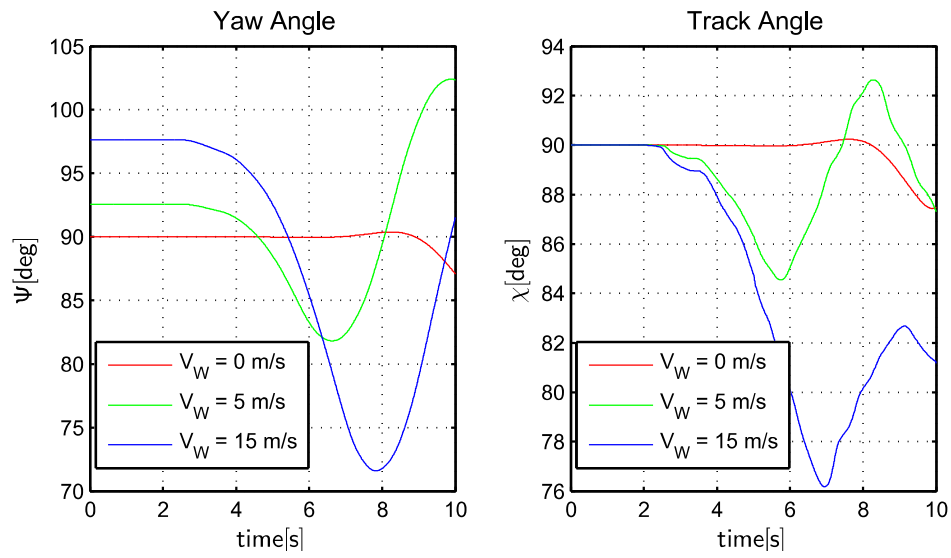


Abbildung 6.13.: Landung mit Seitenwind: Gierwinkel und Bahnazimut

Literatur

- Alder, Marko, Erwin Moerland und Jonas Jepsen abd Björn Nagel (2019). *Recent Advances In Establishing A Common Language For Aircraft Design With CPACS*. Techn. Ber. Institute of System Architectures in Aeronautics, German Aerospace Center (DLR).
- Alroqi, Abdurrhman A., Weiji Wang und Yong Zhao (2017). “Aircraft Tire Temperature at Touchdown with Wheel Prerotation”. In: *Journal of Aircraft* 54.3, S. 926–938. DOI: 10 . 2514/1.C033916.
- Boom Supersonic, Inc. (2024). *Boom Supersonic, Company*. Zugriff am 29. September 2024. URL: <https://boomsupersonic.com/company> (besucht am 29.09.2024).
- Currey, Norman S. (1988). *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, Inc.
- Duda, Holger u. a. (2022). “Dynamic Rollover of Gyroplanes during Landing—Cause and Prevention”. In: *CEAS Aeronautical Journal* 13, S. 521–533. DOI: doi:10.1007/s13272-022-00575-5. URL: <https://doi.org/10.1007/s13272-022-00575-5>.
- Exosonic (n. d.). *Exosonic, Supersonic Jet*. Zugriff am 29. September 2024. URL: <https://exosonic.com/supersonic-jet/> (besucht am 29.09.2024).
- FAA, Federal Aviation Administration - (o. D.[a]). *Federal Aviation Regulations, Part 25*. letzte Aktualisierung: 26.09.2024. URL: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-25?toc=1>.
- (o. D.[b]). *Lessons Learned: Air France Flight 4590, F-BTSC*. letzte Aktualisierung: 19.12.2022. URL: https://www.faa.gov/lessons_learned/transport_airplane/accidents/F-BTSC.
- Felix Meier, Cockpit (2020). *Flugtests mit der X-59 im nächsten Jahr*. Zugriff am 29. September 2024. URL: https://www.cockpit.aero/rubriken/detailseite/news/nasa-und-lockheed-wollen-im-naechsten-jahr-mit-den-x-59-flugtests-beginnen/?no_cache=1 (besucht am 29.09.2024).

- Finlay, Mark und Omar Memon (2024). *Known For Its Kneeling Landing Gear: What Was The Hawker Siddeley Andover?* Zugriff am 30. September 2024. URL: <https://simpleflying.com/hawker-siddeley-andover-guide/> (besucht am 30.09.2024).
- Gan, S., X. Fang und X. Wei (2022). “Analysis and optimisation design on damping orifice of oleo-pneumatic landing gear”. In: *The Aeronautical Journal* 126.1300, S. 973–992. DOI: 10.1017/aer.2021.115.
- JAXA (n. d.). *D-SEND project(FY2010-FY2015)*. Zugriff am 29. September 2024. URL: <https://www.aero.jaxa.jp/eng/research/frontier/sst/d-send.html> (besucht am 29.09.2024).
- Kiehn, Daniel, Johannes Autenrieb und Nicolas Fezans (2022). *COAST - A Simulation and Control Framework to Support Multidisciplinary Optimization and Aircraft Design with CPACS*. URL: <https://elib.dlr.de/188254/>.
- Kirz, Jochen u. a. (2023). “Predicting Take-Off Noise, Sonic Boom, and Landing Noise of Supersonic Transport Aircraft Concepts”. In: *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings* 268.1, S. 7288–7297. DOI: doi:10.3397/IN_2023_1096. URL: <https://elib.dlr.de/197934/>.
- Liebhardt, Bernd, Florian Linke und Martin Knaack (2022). “Supersonic Overland Without a Sonic Boom: Quantitative Assessment of Mach-Cutoff Flight”. In: *Journal of Aircraft* 59.5, S. 1257–1266. DOI: 10.2514/1.C036637. URL: <https://doi.org/10.2514/1.C036637>.
- Liersch, C.M., A. Schütte und M. Kalanja (2022). *DLR Projekt Diabolo: Technologien und Entwurf von Kampfflugzeugen der nächsten Generation*.
- Mahjouri, Saeed, Rasoul Shabani und Martin Skote (2023). “Conceptual design of a new experimental setup to simulate aircraft tyre spin-up dynamics”. In: *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 95, S. 1268–1274. DOI: doi:10.1108/AEAT-07_2022-0197.
- Manokaran, Tamil Iniyan (2019). “Parametric Aircraft Landing Gear Design and Analysis”. Magisterarb. Technische Universität Braunschweig.
- Michael Sheetz, CNBC (2021). *Aerion Supersonic shuts down, ending plans to build silent high speed business jets*. Zugriff am 29. September 2024. URL: <https://www.cnbc.com/2021/05/21/aerion-supersonic-shuts-down-ending-plans-for-silent-business-jets.html> (besucht am 29.09.2024).
- Milwitzky, Benjamin und Francis E. Cook (1953). *Analysis Of Landing-Gear Behavior*. Techn. Ber. Langley Aeronautical Laboratory.
- Raymer, Daniel P. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, Inc.

- Roskam, Jan (1989). *Airplane Design, Part IV: Layout Design of Landing Gear and Systems*. Lawrence: The University of Kansas.
- Schmidt, R. Kyle (2020). *The Design of Aircraft Landing Gear*. SAE International.
- Spike Aerospace, Inc. (n. d.). *About Spike Aerospace*. Zugriff am 29. September 2024. URL: <https://www.spikeaerospace.com/about-spike-aerospace/> (besucht am 29.09.2024).
- Wikipedia (2024a). *Steifes Anfangswertproblem*. Zugriff am 29. September 2024. URL: https://de.wikipedia.org/wiki/Steifes_Anfangswertproblem (besucht am 29.09.2024).
- (2024b). *Stiff equation*. Zugriff am 29. September 2024. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Stiff_equation (besucht am 29.09.2024).
- Xiao, Feng u. a. (2022). “A novel estimation scheme of tyre–road friction characteristics based on parameter constraints on varied- μ roads”. In: *Measurement* 194, S. 111077. ISSN: 0263-2241. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.measurement.2022.111077>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263224122003426>.

A. Anhang

A.1. Zusätzliche Tabellen

Tabelle A.1.: Übersicht der Modell-Parameter und Vorschläge für die Anpassung der CPACS-Struktur

Parameter	Erklärung des Parameters	Anpassung	Begründung des Vorschlages
Wheel Mass	Masse eines Rades (genutzt für die Berechnung des Rad-Trägheitsmoment)	CPACS erweitern	Die Masse ist eine grundlegende Größe und aktuell nicht in CPACS verfügbar.
Bogie Mass	Masse eines Fahrwerkswagens (genutzt für Trägheit und Gewichtskraft des Fahrwerkes)	CPACS erweitern	Die Masse ist eine grundlegende Größe und aktuell nicht in CPACS verfügbar. Eine Berechnung aus den Massen der einzelnen Komponenten wäre sehr umständlich. In der Massenauslegung des Fahrwerkes (mit Aufteilung in BFW und HFW) ist die Massenbestimmung ein Teil des Designprozesses.

Parameter	Erklärung des Parameters	Anpassung	Begründung des Vorschlages
Bogie Attachment Point	Vektor von SP/Ref.Pt. zum untersten Punkt des Federbeins	Dokumentation anpassen	Der Vektor ist eine recht spezifische Größe, liegt aber im Knoten "LandingGear.transformation" vor, sofern die Beschreibung richtig interpretiert wurde, die Beschreibung des Knotens sollte in der CPACS-Dokumentation angepasst werden
Shock Absorber Length	Länge des unausgelenkten Federbeins (genutzt, um Höhe über dem Boden zu bestimmen)	Modell an CPACS anpassen	Die Größe liegt in anderer Form bereits in CPACS vor, das Modell wird angepasst.
Axle Attachment Point	Vektor von unterstem Punkt des Federbeins zum Mittelpunkt des Rades	Aus CPACS Daten bestimmbar	Der Vektor kann aus dem aktuellen Achsenknoten bestimmt werden.
Tire Radius	Radius des Reifens	Direkt in CPACS vorhanden	Es ist keine Anpassung notwendig.

Parameter	Erklärung des Parameters	Anpassung	Begründung des Vorschlages
Oleo Spring Parameter	Interne Geometrie des simulierten Oleo-Stoßdämpfers (genutzt, um die Feder-Dämpferkurve zu erstellen)	CPACS erweitern	Die Betrachtung der pneumatischen und hydraulischen Kräfte ist zwar komplexer als die Verwendung von Konstanten, wird aber in der Simulation bevorzugt. Außerdem sind die geometrischen Größen des Bauteils in der Fahrwerksauslegung gebräuchlicher als daraus approximierte Feder- und Dämpferkonstanten.
Strut Damper Constant	Dämpferkonstante des Federbeins	CPACS erweitern	Als parallele Lösung zu der Verwendung der geometrischen Parameter wird vorgeschlagen auch die Konstanten Werte in CPACS zu hinterlegen. Es kann eine "choice"-Struktur verwendet werden, sodass nur entweder die geometrischen Parameter oder die Konstanten gegeben werden müssen.
Strut Spring Constant	Federkonstante des Federbeins	CPACS erweitern	Vgl. Strut Damper Constant
Tire Spring Constant	Federkonstante des Reifens	CPACS erweitern	Zu der Federwirkung des Reifens sind keine Information in CPACS enthalten. Als einfachste Umsetzung wird vorgeschlagen, die Federkonstante zuzufügen.

Parameter	Erklärung des Parameters	Anpassung	Begründung des Vorschlages
Brakes	Konstanten für die Größe und Wirksamkeit der Bremsen	CPACS erweitern	Aktuell sind zu Bremsen keinerlei Aussagen in CPACS vorhanden (außer Bremse vorhanden ja/nein). Demnach wird vorgeschlagen, den Datensatz um die in der Modellierung genutzten Größen zu erweitern.
Friction	Reibungskoeffizienten für das Burkhardt-Reibungsmodell (theoretisch hauptsächlich abhängig vom Bodenbelag)	CPACS-Anpassung sinnvoll, aber nicht erarbeitet	Das Reibungsmodell wurde so gewählt, dass die Reibungs-Konstanten nicht zwingend verändert werden müssen. Unter Umständen könnten dem Datensatz trotzdem Reibungskoeffizienten hinzugefügt werden, um andere Methoden der Simulation zu ermöglichen.
Mass Inertia	Massenträgheitsmomente des Flugzeuges ohne Fahrwerk	CPACS-Anpassung sinnvoll, aber nicht erarbeitet	Im Modell ist noch keine Implementierung der Veränderung der Flugzeug-Massenträgheitsmomente bei ein- und ausgefahrenem Fahrwerk durchgeführt, hauptsächlich weil in CPACS keine Angaben gemacht werden, die dafür genutzt werden können. Eine Erweiterung des Datensatzes ist sinnvoll, jedoch im Rahmen dieser Arbeit nicht ausführlich betrachtet worden.

Parameter	Erklärung des Parameters	Anpassung	Begründung des Vorschlages
isSteerable	Boolesche Größe, die angibt ob das Fahrwerk lenkbar ist	CPACS erweitern	Die Lenkbarkeit eines Fahrwerkes ist ein grundlegender Parameter, der andernfalls nicht eindeutig im Datensatz enthalten ist.

A.2. Zusätzliche Abbildungen

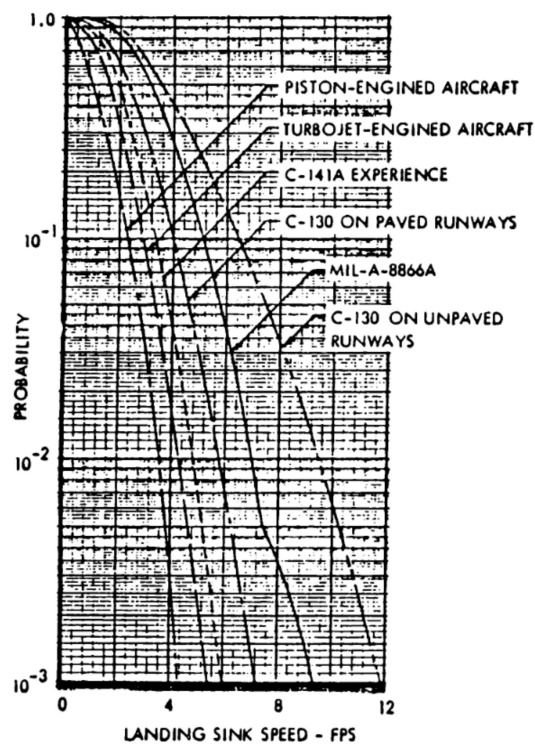


Abbildung A.1.: Eintrittswahrscheinlichkeit verschiedener Sinkgeschwindigkeiten [Roskam S.5]

A.2.1. Feder-Dämpfer-Kurven

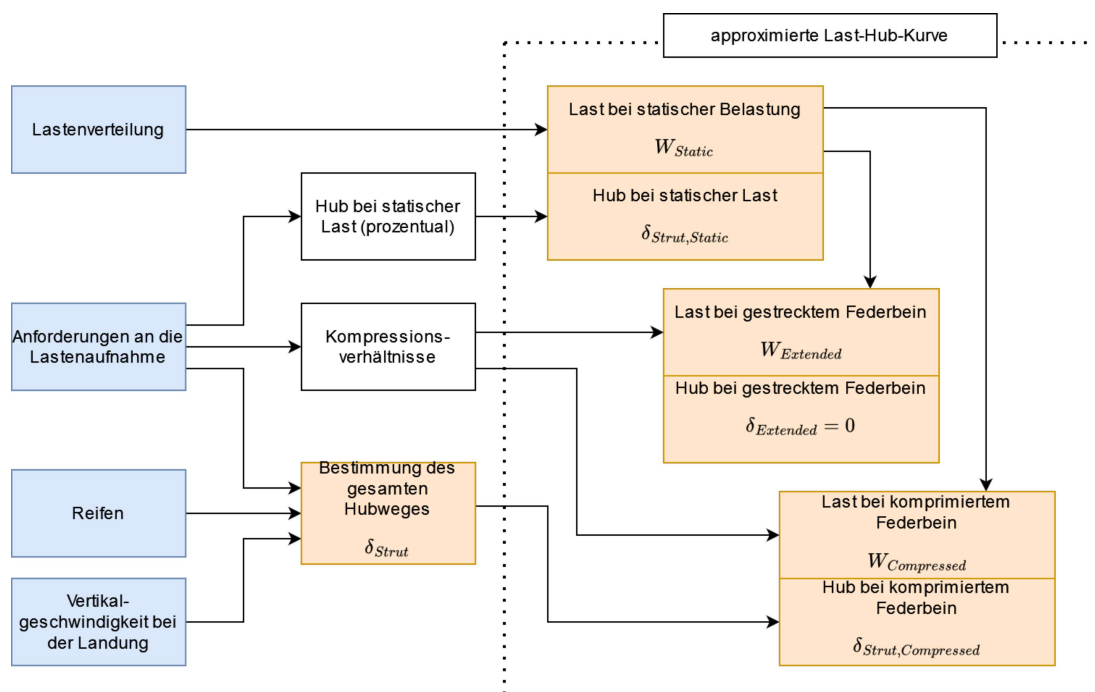


Abbildung A.2.: Ablaufübersicht für das Erstellen einer angenäherten Last-Hub-Kurve (blau: Eingabegrößen, orange: Ausgabegrößen)

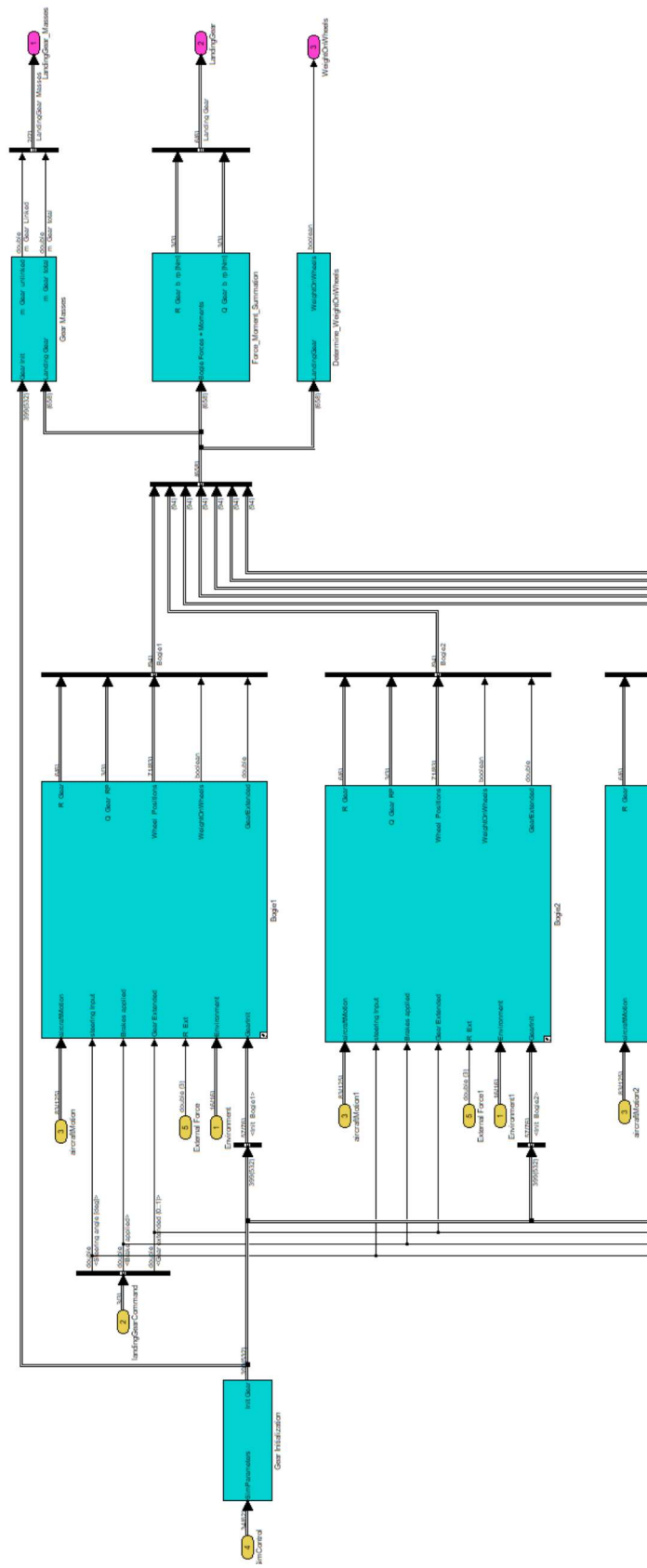


Abbildung A.3.: Höchste Ebene des Fahrwerksmodells, vergrößert

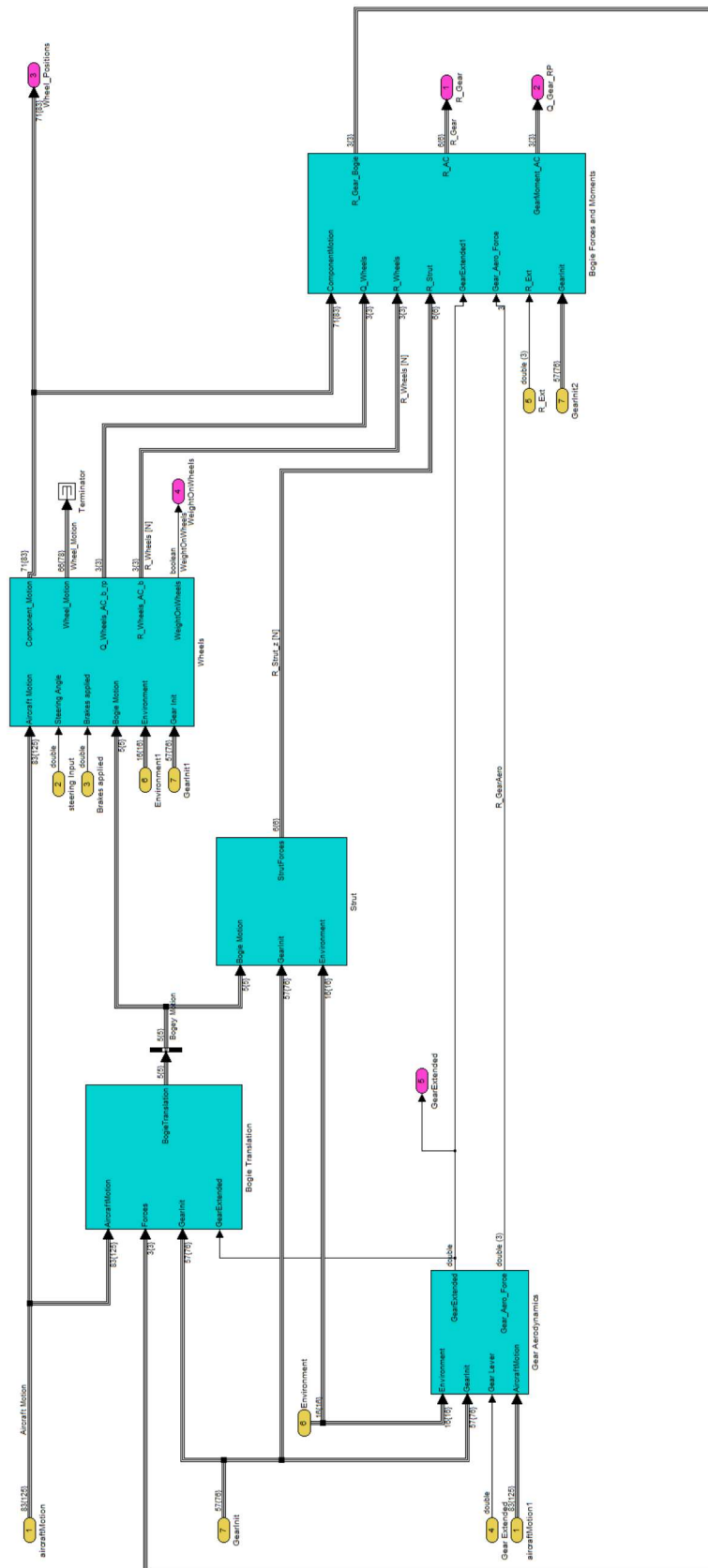


Abbildung A.4.: Mittlere Ebene des Fahrwerksmodells, vergrößert

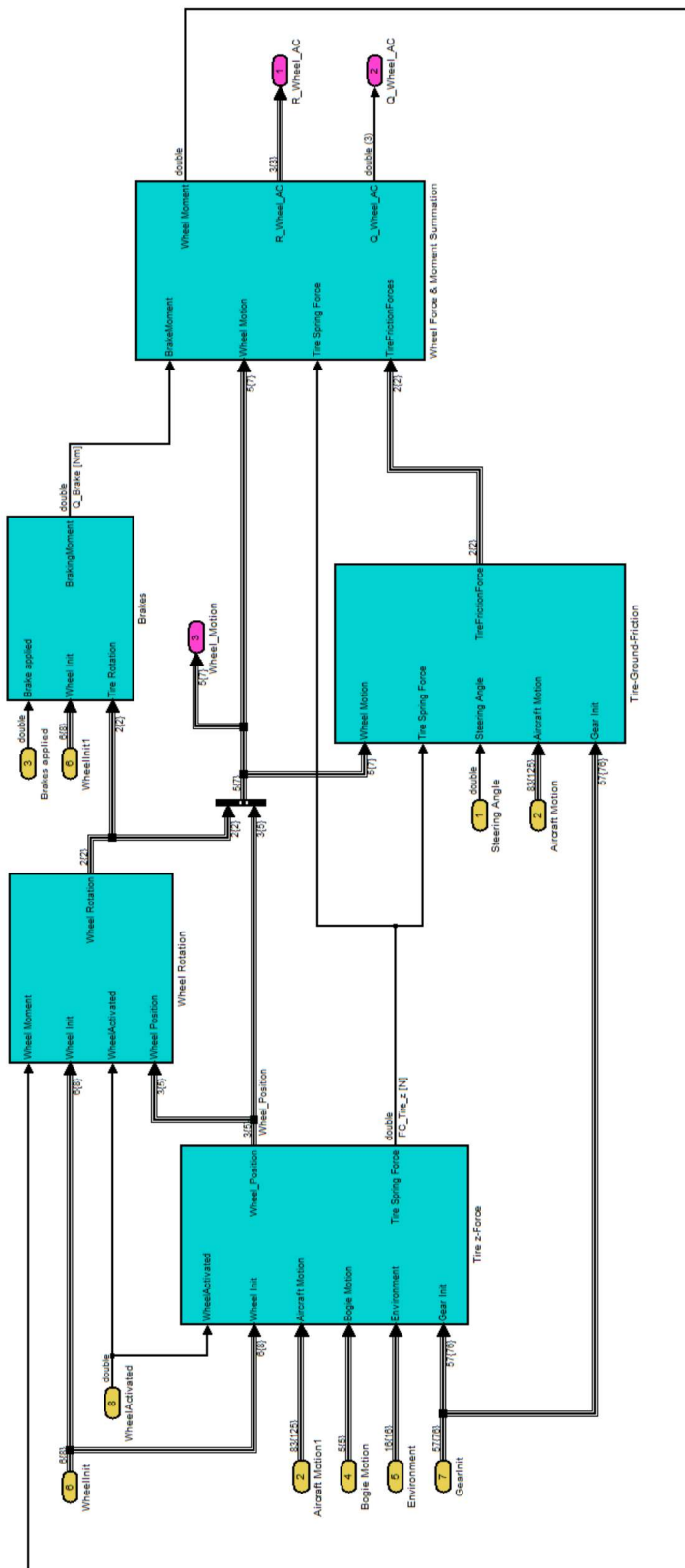


Abbildung A.5.: Untere Ebene des Fahrwerksmodells, vergrößert

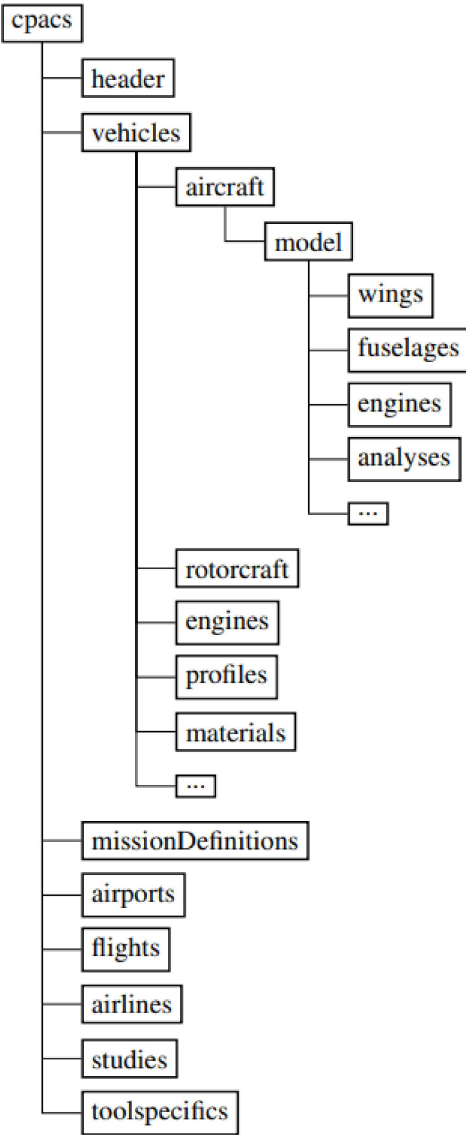


Abbildung A.6.: Struktur eines CPACS-Dokumentes (Alder, Moerland und Björn Nagel 2019, S. 3)