



Bachelorarbeit

Studiendepartment Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Konstruktiver Entwurf und Dimensionierung einer flugzeugseitigen Schnittstelle zwischen fahrwerklosen Verkehrsflugzeugen und einem bodengebundenen Fahrwerksystem

Erik Chowson

15. Juli 2010

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

mb + Partner
Luftfahrt Technologie
Harburger Schloßstr. 6 -12
21079 Hamburg

Verfasser: Erik Chowson
Abgabedatum: 15.07.2010

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz

2. Prüfer: Dipl.-Ing. Jan Binnebesel

Industrielle Betreuung: Dipl.-Ing. Jan Binnebesel

Geheimhaltungsvereinbarung

Diese Bachelorarbeit, die nach der Prüfungs- und Studienordnung der Hochschule für Angewandte Wissenschaften erstellt wurde, ist gemäß den beigefügten Hinweisen zur Geheimhaltung **für einen Zeitraum von zehn Jahren** ab dem Datum der Abgabe der Bachelorarbeit vertraulich zu behandeln.

Während dieses Zeitraums werden der Bericht und alle anderen Arbeitsergebnisse der Bachelorarbeit nur den Prüfern zugänglich gemacht.

Student Datum

Unterschrift 1. und 2. Prüfer Datum

Unterschrift Firmenbetreuer Datum

Korrespondenzadresse des Firmenbetreuers:

Herr
Dipl.-Ing. Jan Binnebesel
mb + Partner
Harburger Schloßstr. 6 -12
21079 Hamburg

Tel: +49 (0) 40 / 42 90 43 40

E-Mail: binnebesel@mbptech.de

Kurzreferat

Die Wirtschaftlichkeit eines Flugzeuges hängt in hohem Maße vom Verhältnis zwischen Nutzlast- und Betriebsleermasse ab. Das Fahrwerksystem nimmt bei modernen Verkehrsflugzeugen etwa acht Prozent der Betriebsleermasse ein und wird während des Reisefluges ungenutzt mitgeführt. Der Austausch des konventionellen Flugzeugfahrwerks durch möglichst massenarme Schnittstellen, die in ein flughafenseitig installiertes bodengebundenes Fahrwerksystem (Projektname: GroLaS - Ground-based Landing Gear System) einkoppeln, reduziert die Betriebsleermasse und erhöht damit die Wirtschaftlichkeit. Die Hauptaufgaben des konventionellen Fahrwerksystems werden dabei durch das bodengebundene System übernommen. Die vorliegende Bachelorarbeit beinhaltet die konstruktive Auslegung und Dimensionierung der flugzeugseitigen Schnittstelle mittels methodischen Konstruierens. Nach der Identifikation der Anforderungen und der Abstraktion des Problemkerns folgen zur Lösungssuche die Auswertung eines Gruppenbrainstormings sowie eine Literaturrecherche. Das anschließend nach einer Nutzwertanalyse ausgewählte Schnittstellenkonzept wird zu einer mechanischen Kupplung für das Bug- und Hauptfahrwerk weiter entwickelt, dessen Dimensionierung auf analytischen und numerischen Berechnungen basiert. Die numerischen Berechnungen erfolgen durch diskretisierte Volumenelemente mit dem Finiten Elemente Programm *SimulationXpress*, das in dem Konstruktionsprogramm *SolidWorks* integriert ist. Die dabei zugrunde liegenden Lastfälle richten sich nach der Bauvorschrift CS-25 für große Luftfahrzeuge. Die Masseneinsparungen durch den Einsatz der Fahrwerkskupplungen werden qualitativ und quantitativ für Langstreckenflugzeuge untersucht. Mit den in dieser Arbeit konstruierten Kupplungen kann die Flugzeugbetriebsleermasse um 5,8 Prozent gesenkt werden. Die Schnittstellen für das Haupt- und Bugfahrwerk sind etwa 70 Prozent leichter als das bisherige Fahrwerk. Demnach kann das Konzept fahrwerkloser Flugzeuge als potentielle Lösung für wirtschaftlicheres Fliegen gesehen werden und ist für die Schnittstellen technisch umsetzbar.



DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Konstruktiver Entwurf und Dimensionierung einer flugzeugseitigen Schnittstelle zwischen fahrwerklosen Verkehrsflugzeugen und einem bodengebundenen Fahrwerkssystem

Aufgabenstellung zur *Bachelorarbeit* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

Das Fahrwerkssystem nimmt bei konventionellen Verkehrsflugzeugen, abhängig vom Flugzeugtyp, einen relativen Massenanteil von etwa 6% bis 10% der Leermasse ein. Außerdem hat es während des Reisefluges keine Funktion. Ein Weglassen des Fahrwerkssystems hätte unter Berücksichtigung von Schneeballeffekten eine Reduktion der Leermasse um bis zu 15% zur Folge. Der Schneeballeffekt beschreibt eine zusätzliche globale Massenreduzierung zu der eigentlichen lokalen Masseneinsparung. Wird das Fahrwerk weggelassen und das Flugzeug erheblich leichter, so werden kleinere Flügel und Triebwerke benötigt, die auch wieder leichter sind. Für den Flugzeugbetreiber könnten sich daraus ökonomische, ökologische und operationelle Vorteile ergeben. Um diese Vorzüge nutzbar zu machen, muss an Flughäfen ein bodenbasiertes Fahrwerkssystem (GroLaS- Ground-based Landing Gear System) installiert werden, das den Start-, Lande- und Rollvorgang fahrwerkloser Verkehrsflugzeuge ermöglicht.

Aufgabe

In dieser Bachelorarbeit soll ein Konzept für die Schnittstelle Flugzeug – Fahrwerk gefunden werden, das den Einsatz des bodengebundenen Fahrwerkssystems mit Flugzeugen ermöglicht. Das ausgewählte Konzept soll konstruktiv umgesetzt und dimensioniert werden. Folgende Punkte sind dabei zu bearbeiten:

- Analyse von Landeanflug- und Landeunfällen und mögliche Vermeidung durch GroLaS
- Definition der flugzeugseitigen Integrationsstufen von GroLaS und mögliche Masseneinsparungen bei Airbus Langstreckenflugzeugen
- Definition der Anforderungsparameter (relevante Vorschriften und flugzeugseitige Parameter)
- Methodische Erstellung geeigneter konstruktiver Lösungen
- Bewertung der gefundenen Lösungen und Auswahl
- Konstruktiver Entwurf und Auslegung der ausgewählten Lösung am Beispiel eines Langstreckenflugzeuges

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Es sind die DIN-Normen zur Erstellung wissenschaftlich-technischer Berichte zu beachten.

Die Bearbeitung der Bachelorarbeit erfolgt in Zusammenarbeit mit mb + Partner, Luftfahrt Technologie. Industrieller Betreuer der Arbeit ist Dipl.-Ing. Jan Binnebesel (Projektleiter GroLaS).

Erklärung

Ich versichere, dass ich diese Bachelorarbeit ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

15.07.2010

.....
Datum Unterschrift

Danksagung

Diese Bachelorarbeit stellt die letzte Hürde dar, um sich für einen Master zu qualifizieren. Sie ist entstanden in Zusammenarbeit mit mb + Partner. Besonders bedanken möchte ich mich bei Herrn Jan Binnebesel, der mir diese Arbeit erst ermöglicht hat. Ein weiterer Dank gilt allen Mitarbeitern, die mit ihrer Konzeptbewertung einen wesentlichen Beitrag geleistet haben. Vielen Dank auch an Herrn Prof. Dr. H.-J. Beyer für die Unterstützung bei fachlichen Fragen zur Erstellung des CAD Modells und meine Freunde, die mir mit Konzeptideen geholfen haben. Die Herren H. Stern, B.-Eng. H. Tomfohrde, Dipl.-Ing. M. Schultz, Dipl.-Phys. K. Lämmle und Prof. Dr. G. Konieczny trugen mit vielen praktischen Ratschlägen und persönlichen Engagement zum Gelingen der Arbeit bei. Ich bedanke mich auch bei Herrn Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, der sich bereit erklärt hat, meine Bachelorarbeit als Erstprüfer zu betreuen und bei Fragen meinerseits immer als Ansprechpartner zur Verfügung stand.

Der wichtigste Dank gilt jedoch meinen Eltern, die mir dieses Studium überhaupt erst ermöglicht und mich wesentlich unterstützt haben.

Inhalt

Verzeichnis der Bilder.....	11
Verzeichnis der Tabellen.....	14
Liste der Symbole.....	15
Liste der Abkürzungen.....	18
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen.....	19
1	Einleitung..... 21
1.1	Motivation..... 21
1.2	Ziel der Arbeit..... 23
1.3	Aufbau der Arbeit..... 23
2	Grundlagen..... 25
2.1	Konventionelle Fahrwerksysteme..... 25
2.2	Bodengebundenes Fahrwerksystem..... 26
2.3	Flugphasen..... 29
2.3.1	Der Start..... 29
2.3.2	Anflug und Landung..... 31
3	Flugzeugunfälle..... 33
3.1	Verteilung der Unfälle nach Flugphasen..... 33
3.2	Landeanflug- und Landeunfälle..... 34
4	Integration des Bodenfahrwerks..... 37
4.1	Flugzeugtypen..... 37
4.1.1	Airbus A330-300..... 37
4.1.2	Airbus A340-600..... 38
4.1.3	Airbus A380-800..... 39
4.2	Definition der Integrationsstufen..... 39
4.2.1	Integrationsstufe I..... 39
4.2.2	Integrationsstufe II..... 40
4.2.3	Integrationsstufe III..... 40
4.2.4	Integrationsstufe IV..... 46
4.3	Einsparpotentiale am Beispiel der Airbus Flugzeuge..... 46
5	Schnittstellenkonzepte..... 50
5.1	Anforderungen..... 50
5.1.1	Last- und Landarten..... 51
5.1.2	Fahrwerkslasten bei der Landung..... 55
5.1.3	Fahrwerkslasten bei Bodenoperationen..... 57
5.2	Problemkern und seine Abstraktion..... 61
5.3	Funktionsanalyse der Schnittstelle..... 63
5.4	Lösungsprinzipien zu den Einzelfunktionen..... 64
5.4.1	Zentrieren..... 64
5.4.2	Nick- und Rollbewegung bei Start und Landung..... 65

5.4.3	Übertragung der vertikalen und horizontalen Kräfte	66
5.4.4	Vertikale Arretierung	68
5.5	Kombination der Einzellösungen	69
5.6	Bewertung der Varianten.....	72
6	Konstruktionsentwurf.....	76
6.1	Umgebungsgeometrie.....	76
6.2	Konstruktive Umsetzung der Schnittstellen	79
6.2.1	Schnittstelle Flügelfahrwerk.....	80
6.2.2	Schnittstelle Rumpffahrwerk.....	83
6.2.3	Schnittstelle Bugfahrwerk	85
6.3	Parametrisch Assoziatives Konstruktionsprinzip	87
7	Dimensionierung.....	90
7.1	Werkstoffe	90
7.2	Analytische Berechnungen.....	93
7.2.1	Ermittlung der Durchmesser für die Kugelkalotte	93
7.2.2	Entstehendes Drehmoment durch Kugelreibung.....	95
7.2.3	Bestimmung des Mindestkegelwinkels für den Trichter.....	97
7.2.4	Überprüfung auf Klemmen in Kalotte bei Rotation.....	98
7.2.5	Vergleich der maximalen Kräfte am Seitenstrebenanschlusspunkt	100
7.2.6	Bolzenverbindung am Seitenstrebenanschlusspunkt.....	102
7.3	Finite Elemente Methode Berechnungen	104
7.3.1	Definition.....	104
7.3.2	Berechnung der Kraft am Seitenstrebenanschlusspunkt	105
7.3.3	Berechnung der Schnittstelle Flügelfahrwerk	107
7.3.4	Berechnung der Schnittstelle Rumpffahrwerk	110
7.3.5	Berechnung der Schnittstelle Bugfahrwerk.....	114
8	Ergebnis und Bewertung	117
9	Zusammenfassung und Ausblick	122
	Literaturverzeichnis.....	124
	Anhang A Protokolle zu Technologiebesprechungen.....	129
A.1	Technologiediskussion bei Airbus	129
A.2	Besprechung beim Luftfahrt Bundesamt.....	132
	Anhang B Übersetzung der Bauvorschrift für Luftverkehrsfahrzeuge.....	135
	Anhang C Bewertung der Einzelfunktionen	142
	Anhang D Ergebnisse der FEM Berechnungen	144
D.1	Schnittstelle Flügelfahrwerk.....	144
D.2	Schnittstelle Rumpffahrwerk.....	152
D.3	Schnittstelle Bugfahrwerk	157
	Anhang E Anpassung der Arbeitsumgebung in SolidWorks 2009	161

Verzeichnis der Bilder

Bild 1.1	Entwicklung des Luftverkehrs der nächsten 20 Jahre	21
Bild 1.2	Flugzeug mit einem bodengebundenen Fahrwerksystem	22
Bild 2.1	Aufbau eines Hauptfahrwerks	25
Bild 2.2	Abhängigkeit der Räderanzahl von der Startmasse.....	26
Bild 2.3	Bodengebundenen Fahrwerksystem	27
Bild 2.4	Startabbruch im Falle eines Triebwerkausfalls	30
Bild 2.5	Fortsetzen des Starts	31
Bild 2.6	Landedistanzen auf trockener Piste bei Strahlflugzeugen.....	32
Bild 3.1	Verteilung der Unfälle nach Flugphasen.....	33
Bild 3.2	Abbruch des Fahrwerks bei Landebahnüberschreitung	35
Bild 4.1	Fahrwerkskonfiguration beim A330	38
Bild 4.2	Fahrwerkskonfiguration des Airbus A340-600.....	38
Bild 4.3	Triple Twin Tandem.....	39
Bild 4.4	Zwei Krafteinleitungspunkte vom A340 Flügelfahrwerk	40
Bild 4.5	Druckfreier Raum um den Fahrwerkschacht.....	41
Bild 4.6	Vertikale Schnittlastverläufe eines Rumpfes	42
Bild 4.7	Einfacher gerader Trapezflügel als Ersatzflügel für den A380.....	43
Bild 4.8	Berechnung des Kippwinkels.....	45
Bild 4.9	Relative Massenanteile der Fahrwerkskomponenten des A330.....	46
Bild 4.10	Frachträume des A380.....	49
Bild 5.1	Schnittstelle zwischen Flugzeug und Bodenfahrwerk.....	51
Bild 5.2	Längs- und Seitenkräfte bewirken zusätzliche Momente infolge der Flexibilität der Fahrwerksbeinstrukturen.....	52
Bild 5.3	Zweipunktlandung ruft ein Nickmoment hervor.....	54
Bild 5.4	Verteilung der vertikale Masse auf das Hauptfahrwerk des A380.....	55
Bild 5.5	Berechnung der resultierenden Hebellänge.....	58
Bild 5.6	Vereinfachte Darstellung des Fahrwerk	58
Bild 5.7	Reaktionskräfte bei einer Kurvenfahrt in y-Richtung	60
Bild 5.8	Black-Box-Darstellung.....	62
Bild 5.9	Fangtrichter zur Luftbetankung.....	64
Bild 5.10	Apollo Andockmechanismus	65
Bild 5.11	Gelenk mit Druckfedern.....	66
Bild 5.12	Prinzipskizze der Kugelkopfkupplung	67
Bild 5.13	Gabel auf einer Achse	67
Bild 5.14	Kraftschlüssige Kegelverbindung	68
Bild 5.15	U-Elektromagnet	68
Bild 5.16	Sattelpkupplungsmechanismus	69
Bild 5.17	Druckknopf.....	69
Bild 5.18	Variante A (links) und Variante B (rechts)	72
Bild 5.19	Feststellung der Gewichte von Bewertungskriterien.....	73

Bild 5.20	Vertikale Arretierung durch Druckknopfprinzip.....	74
Bild 5.21	Befestigungspunkt bei dem Shuttle Carrier Aircraft.....	75
Bild 6.1	DMU vom Airbus A380-800	76
Bild 6.2	Ansicht auf den Flügelfahrwerksschacht des A380	77
Bild 6.3	Anschlusspunkte für das Rumpffahrwerk.....	78
Bild 6.4	Anschlusspunkte für das Bugfahrwerk.....	78
Bild 6.5	Baugruppenstruktur der Konstruktion.....	80
Bild 6.6	Baugruppe Schnittstelle Flügelfahrwerk.....	81
Bild 6.7	Befestigungsarm verstärkt mit Flanschen oben und unten.....	82
Bild 6.8	Montage mit 5° Winkelunterschied.....	83
Bild 6.9	Aufbau der Baugruppe Schnittstelle Rumpffahrwerk.....	84
Bild 6.10	Erstellung der Schnittstelle durch Spiegelung um zwei Ebenen.....	84
Bild 6.11	Komplette Baugruppe Schnittstelle Rumpffahrwerk	85
Bild 6.12	Bestandteile und Einbau der Schnittstelle Bugfahrwerk in den A380	86
Bild 6.13	Symmetrie um die Mittelebene	87
Bild 6.14	Änderung der Seitenstrebenposition	88
Bild 6.15	Verknüpfung der Parameter werden erst beim Öffnen der Skizze aktualisiert.....	89
Bild 7.1	Kontakt zweier Körper bei Punktberührung	95
Bild 7.2	Kugel und die Normalkraft als Reaktionskraft.....	96
Bild 7.3	Spin-up Momente um den Schwerpunkt.....	96
Bild 7.4	Bestimmung des Kegelwinkel.....	97
Bild 7.5	Spiel in der Flügelfahrwerkskalotte beim Rotieren.....	99
Bild 7.6	Bestimmung von der Länge x beim Rotieren.....	99
Bild 7.7	Berechnung der Auflagerkraft am Seitenstrebenanschlusspunkt.....	100
Bild 7.8	Prinzipielle Gestaltung einer Bolzenverbindung.....	102
Bild 7.9	Finite Elemente Netz mit Verbindungspunkten in Patran.....	105
Bild 7.10	Vermessen der Bohrungspunkte in SolidWorks	106
Bild 7.11	Deformation und Auflagerkräfte an den Anschlusspunkten bei Catia.....	106
Bild 7.12	Finite Elemente Netzerstellung	108
Bild 7.13	Last- und Lagerdefinition bei der Flügelfahrwerkskupplung.....	108
Bild 7.14	Deformation der Flügelfahrwerkskupplung	109
Bild 7.15	Spannungsverlauf der Flügelfahrwerkskupplung.....	110
Bild 7.16	Last- und Lagerdefinition bei der Schnittstelle Rumpffahrwerk.....	111
Bild 7.17	Kantenverrundungen werden unterdrückt.....	112
Bild 7.18	Deformation bei der Kurvenfahrt	113
Bild 7.19	Maximale Spannungen in den Rippen.....	113
Bild 7.20	Lager- und Lastdefinition an der Schnittstelle Bugfahrwerk	114
Bild 7.21	Deformation beim plötzlichen Bremsen.....	115
Bild 7.22	Maximalen Spannungen an den Rippen.....	116
Bild 8.1	Vergleich des A380 mit herkömmlicher Fahrwerksanordnung und mit der GroLaS Schnittstelle	117
Bild 8.2	Reichweitendiagramm vom A380.....	120
Bild B.1	Lastvielfaches nach Geschwindigkeit	135

Bild B.2	Level Landung.....	136
Bild B.3	Tail-Down Landung	137
Bild B.4	Landung mit einem Hauptfahrwerk	137
Bild B.5	Seitliche Drift Landung	138
Bild B.6	Gebremster Rollvorgang	139
Bild B.7	Kurvenfahrt	140
Bild C.1	Ergebnis der Durchschnits – Wertzahlen der Einzelfunktionen untereinander .	143
Bild D.1	Schnittstelle Ffw - Kurvenfahrt - Deformation	144
Bild D.2	Schnittstelle Ffw - Kurvenfahrt - Spannungsverlauf.....	145
Bild D.3	Schnittstelle Ffw – Plötzliches Bremsen - Deformation	146
Bild D.4	Schnittstelle Ffw – Plötzliches Bremsen - Spannungsverlauf.....	146
Bild D.5	Schnittstelle Ffw - Rückwärtsbremsen - Deformation	147
Bild D.6	Schnittstelle Ffw – Rückwärtsbremsen – Spannungsverlauf	147
Bild D.7	Schnittstelle Ffw – Driftlandung innen - Deformation	148
Bild D.8	Schnittstelle Ffw – Driftlandung innen – Spannungsverlauf	148
Bild D.9	Schnittstelle Ffw – Driftlandung außen – Deformation	149
Bild D.10	Schnittstelle Ffw – Driftlandung außen – Spannungsverlauf.....	149
Bild D.11	Schnittstelle Ffw – Seitenwindlandung innen – Deformation.....	150
Bild D.12	Schnittstelle Ffw – Seitenwindlandung außen – Spannungsverlauf	150
Bild D.13	Schnittstelle Ffw – Seitenwindlandung außen – Deformation	151
Bild D.14	Schnittstelle Ffw - Seitenwindlandung außen – Spannungsverlauf.....	151
Bild D.15	Schnittstelle Rfw – Start – Deformation	152
Bild D.16	Schnittstelle Rfw – Start – Spannungsverlauf.....	152
Bild D.17	Schnittstelle Rfw – Plötzliches Bremsen – Deformation	153
Bild D.18	Schnittstelle Rfw – Plötzliches Bremsen – Spannungsverlauf.....	153
Bild D.19	Schnittstelle Rfw – Bremsen bei Rückwärtsfahrt – Deformation	154
Bild D.20	Schnittstelle Rfw – Bremsen bei Rückwärtsfahrt – Spannungsverlauf.....	154
Bild D.21	Schnittstelle Rfw – Seitliche Driftlandung – Deformation	155
Bild D.22	Schnittstelle Rfw – Seitliche Driftlandung – Spannungsverlauf.....	155
Bild D.23	Schnittstelle Rfw – Seitenwindlandung – Deformation	156
Bild D.24	Schnittstelle Rfw – Seitenwindlandung – Spannungsverlauf.....	156
Bild D.25	Schnittstelle Bfw – Start – Deformation	157
Bild D.26	Schnittstelle Bfw – Start – Spannungsverlauf.....	157
Bild D.27	Schnittstelle Bfw – Kurvenfahrt – Deformation	158
Bild D.28	Schnittstelle Bfw – Kurvenfahrt – Spannungsverlauf.....	158
Bild D.29	Schnittstelle Bfw – Seitenwindlandung – Deformation	159
Bild D.30	Schnittstelle Bfw – Seitenwindlandung – Spannungsverlauf.....	159
Bild D.31	Schnittstelle Bfw – Gierlast – Deformation	160
Bild D.32	Schnittstelle Bfw – Gierlast – Spannungsverlauf.....	160
Bild E.1	Mehrere Symbolleisten sind im BefehlsManager untergebracht	161
Bild E.2	Alte Anordnung.....	162

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 3.1	Faktoren für Landeanflug- und Landeunfälle	35
Tabelle 4.1	Masse- und Geometriedaten des A380	43
Tabelle 4.2	Größen für Berechnung des Kippwinkels.....	45
Tabelle 4.3	Vergleich des Einsparpotentials nach Flugzeugtyp und Integrationsstufe ..	47
Tabelle 5.1	Größen für die Bugfahrwerkslast bei Landung.....	54
Tabelle 5.2	Landelastfälle und Limitload Lasten für A380-800.....	57
Tabelle 5.3	Größen für die vertikale Bugfahrwerkslast beim Bremsen.....	59
Tabelle 5.4	Bodenlastfälle und Limitload Lasten für A380-800	61
Tabelle 5.5	Morphologischer Kasten.....	70
Tabelle 5.6	Vor- und Nachteile der Einzelfunktionen	71
Tabelle 5.7	Nutzwertanalyse für Konzeptvariante A und B	74
Tabelle 7.1	Gütekennzahlen zur Beurteilung der Leichtbaueignung normiert auf Stahl	90
Tabelle 7.2	Werkstoffvergleich unter Zugbeanspruchung	91
Tabelle 7.3	Größen für die Kugeldurchmesserermittlung	93
Tabelle 7.4	Größen für die Momentenberechnung	96
Tabelle 7.5	Größen für die Berechnung der Kraft am Seitenstrebenanschlusspunkt ...	101
Tabelle 7.6	Größen für Dimensionierung und Festigkeitsrechnung des Bolzens.....	102
Tabelle 7.7	Axial- und Radialkräfte an den Bolzen der Flügelfahrwerksschnittstelle .	107
Tabelle 7.8	Lastfälle für die Schnittstelle vom Flügelfahrwerk	109
Tabelle 7.9	Lastfälle für die Schnittstelle vom Rumpffahrwerk.....	111
Tabelle 7.10	Lastfälle für die Schnittstelle vom Bugfahrwerk.....	115
Tabelle 8.1	Vergleich der konventionellen Fahrwerke mit der Schnittstellenlösung...	118
Tabelle 8.2	Vergleich des Einsparpotentials mit der Kupplung bei den untersuchten Flugzeugtypen.....	119
Tabelle B.1	Gesetzliche Anforderungsliste	135
Tabelle C.1	Durchschnitt der Nutzwertanalyse der Einzellösungen	142

Liste der Symbole

A	Bruchdehnung oder Auftrieb
a	Schallgeschwindigkeit
B	Radstand
b	Spannweite oder Breite
b_w	Halbspannweite reduziert um den Rumpfradius (<u>w</u> ing)
d	Durchmesser
E	Elastizitätsmodul
F	Kraft
F_D	Widerstandskraft (D rag)
f_{dyn}	dynamischer Reaktionsfaktor
F_i	Trägheitskraft (<u>i</u> nertia force)
F_{Lat}	Laterale Kraft
F_{Long}	Longitudinale Kraft
F_N	Normalkraft
F_r	Reibungskraft
F_S	Seitenkraft
F_V	Vertikale Kraft
g	Gravitationskonstante oder Gewichtungsfaktor
G	Schubmodul
H	Höhe vom Boden und Schwerpunkt
h	Höhe von Radachse und Schwerpunkt
K_A	Betriebsfaktor
l	Länge
l_a	Flügeltiefe außen
l_i	Flügeltiefe innen
M	Moment
m	Masse
Ma	Machzahl
m_F	Masse des Kraftstoffs (<u>f</u> uel mass)
m_L	Landemasse (<u>l</u> anding mass)
m_{MACH}	Maximale hintere Frachtmasse (M aximum A ft C argo H old mass)
m_{MATO}	Maximale erlaubbares Startgewicht (M aximum A llowable T ake- O ff mass)
m_{MBCH}	Maximale Bulkfrachtmasse (M aximum B ulk C argo H old mass)
m_{MF}	Maximale Kraftstoffmasse (M aximum F uel mass)
m_{MFCH}	Maximale vordere Frachtmasse (M aximum F orward C argo H old mass)
m_{MPL}	Maximale Nutzlastmasse (M aximum P ayload mass)
m_{MPX}	Maximale Passagiermasse (M aximum P A X mass)
m_{MT}	Maximale Flugzeugrollmasse (M aximum T axi mass)
m_{MTO}	Maximale Abflugmasse (M aximum T ake- O ff mass)

m_{MZF}	Höchstleertankgewicht (M aximum Z ero F uel mass)
m_{OE}	Betriebsleermasse (O perating E mpy mass)
m_{PL}	Nutzlastmasse (P ayload mass)
m_W	Masse der Tragflächen (w ing mass)
N	Nutzwert
n_x	Normalkraftfluss
n_z	Vertikales Lastvielfaches
p	Flächenpressung oder Druck
P	Punktsumme
Q	Querkraft
r	Radius
R_m	Zugfestigkeit
$R_{p0,2}$	0,2 %-Dehngrenze
s	Flugstrecke
s_{LDA}	verfügbare Landestrecke (L anding D istance A vailable)
s_{LFL}	Sicherheitslandestrecke (L anding F ield L ength)
s_{RLD}	Benötigte Landestrecke (r equired L anding D istance)
s_{TOG}	Startrollstrecke (T ake- O ff G round roll)
S_W	Flügelfläche
t	Zeit
t_G	Gabeldicke
t_S	Stangendicke
V	Fluggeschwindigkeit
V_1	Entscheidungsgeschwindigkeit
V_2	Start-Steiggeschwindigkeit
V_C	Reisefluggeschwindigkeit (C ruise)
V_{EF}	Geschwindigkeit bei Triebwerksausfall (E ngine F ailure)
V_F	Landeklappengeschwindigkeit (F lap design speed)
V_{LOF}	Abhebegeschwindigkeit (L ift- o ff speed)
V_R	Rotationsgeschwindigkeit
V_{SR}	Stallreferenzgeschwindigkeit
V_{SRI}	Stallreferenzgeschwindigkeit bei max. Landegewicht, Flaps in Landeposition und ausgefahrenem Fahrwerk
w	Wertigkeit
W	Gewicht
W_{MT}	Maximales Flugzeugrollgewicht (M aximum T axi weight)
W_{TO}	Entwurfsstartgewicht (T ake- O ff weight)
y	Entfernung von der Symmetrieebene in Richtung der Spannweite

Griechische Symbole

μ	Widerstandskoeffizient
μ_0	Haftreibungszahl
α	Anstellwinkel
β	Seitenstrebenwinkel
γ	Kegelneigungswinkel
η	Länge vom Flügelrand
θ	Kippwinkel
κ	Vereinfachung des Doppelintegrals
ρ	Dichte
σ_b	Biegespannung
τ_a	Scherspannung

Indizes

$()_{\text{Bfw}}$	Bugfahrwerk
$()_{\text{Br}}$	Bremsfall
$()_{\text{Ffw}}$	Flügelfahrwerk
$()_{\text{Hfw}}$	Hauptfahrwerk
$()_{\text{HLW}}$	Höhenleitwerk
$()_{\text{HS}}$	Hintersteg
$()_i$	Fahrwerksart
$()_{\text{iw}}$	nach innen (in wards)
$()_k$	nach innen oder außen
$()_{\text{LL}}$	Limit Load
$()_{\text{ow}}$	nach außen (o utwards)
$()_{\text{R}}$	Resultierende
$()_{\text{Rfw}}$	Rumpffahrwerk
$()_{\text{Tw1}}$	Inneres Triebwerk
$()_{\text{Tw2}}$	Äußeres Triebwerk
$()_{\text{UL}}$	Ultimate Load
$()_{\text{VS}}$	Vordersteg
$()_{\text{Zul}}$	Zulässig

Liste der Abkürzungen

ACARE	Advisory Council for Aeronautics Research in Europe (Beratungsgremium für Luftfahrtforschung)
ALA	Approach-and-Landing Accident (Anflug- und Landeunfall)
ALAR	Approach-and-Landing Accidents Reduction
AMC	Acceptable Means of Compliance (Requirements der EASA bzw. JAA)
ATC	Air Traffic Control (Flugsicherung)
Bfw	Bugfahrwerk
BTK	Biegetorsionskasten
C.G.	Center of Gravity (Schwerpunkt)
CAD	Computer Aided Design (Rechnerunterstützte Konstruktion)
CFIT	Controlled Flight Into Terrain (Geländekollision eines steuerbaren Luftfahrzeugs)
CRM	Crew Ressource Management (Schulungsprogramm in der Luftfahrt)
CS	Certification Specifications (Bau- und Zulassungsvorschriften für Flugzeuge)
DMU	Digital Mock-up (computergestütztes Versuchsmodell)
DOC	Direct Operating Costs (Betriebskosten eines Flugzeuges)
FEM	Finite Elemente Methode
Ffw	Flügelfahrwerk
FSF	Flight Safety Foundation (Stiftung zur Förderung der Flugsicherheit)
FWD	Forward (vorwärts, nach vorn)
GroLaS	Ground-based Landing Gear System (Bodengebundenen Fahrwerksystem)
Hfw	Hauptfahrwerk
HLW	Höhenleitwerk
JAR-Ops	Joint Aviation Requirements- Operations (spezielle JAR-Vorschriften – zum Flugbetrieb)
LCN	Load Classification Number (Tragfähigkeitszahl)
MAC	Mean Aerodynamic Chord (Mittlere Aerodynamische Flügeltiefe)
OEI	One Engine Inoperative (Ausfall eines Triebwerkes)
PaKo	Parametrisch-Assoziative Konstruktion
PAX	Passagier
RF	Reserve Faktor
Rfw	Rumpffahrwerk
RPK	Revenue Passenger-Kilometers (bezahlte Fluggastkilometer)
SOP	Standard Operating Procedure (Standardarbeitsanweisung)
TB	Tabellenbuch von Wittel 2009

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Anforderungsliste

Das Ergebnis der Erarbeitung der zu stellenden Forderungen an ein neues Produkt nach Problemanalyse und Problemdefinition ist eine Anforderungsliste (Pflichtenheft); sie enthält somit die Forderungen, die unter allen Umständen berücksichtigt werden müssen, und die Wünsche, die nach Möglichkeit berücksichtigt werden sollen. Auch die Verantwortlichkeiten werden hier festgelegt. (Gerhard 1998)

Black Box

Formales Modell eines Systems unter Ausklammerung der Systemstruktur. (Gerhard 1998)

CO₂-Emissionshandel in der Luftfahrt

Die Betreiber von Flugzeugen werden dazu verpflichtet, Emissionsrechte für ihre CO₂-Emissionen zu halten und nachzuweisen. In das Emissionshandelssystem werden alle von einem Flughafen der EU startenden und dort landenden Flüge einbezogen. (DLR 2010)

De-Crab Manöver

Der Crabbed Anflug ist eine Methode bei Seitenwind zu landen. Bei diesem Verfahren findet der Anflug mit einem Vorhaltewinkel ohne hängende Tragflächen statt. Erst kurz vor dem Aufsetzen wird das Flugzeug auf die Landebahn ausgerichtet. Dieses ist das De-Crab Manöver. (Airbus 2000)

Direct Operating Costs

Direct Operating Costs (DOC) beinhalten die gesamten Betriebskosten des Flugzeugs. Sie ist die Summe aus Abschreibung, Kraftstoffkosten, Wartungskosten, Personalkosten und anderen Kosten. (Scholz 1999)

GroLaS

GroLaS (Ground-based Landing Gear System) ist ein bodenbasiertes Fahrwerkssystem, das den regulären Start-, Lande- und Rollvorgang für fahrwerklose Verkehrsflugzeuge ermöglichen soll. (Binnebesel 2010)

Limit Load Faktor

Limit Load (sichere Last) gibt die Grenze an, bis zu der eine temporäre, d.h. elastische Verformung einzelner Zellenteile stattfinden kann. (Scheiderer 2008)

Load Classification Number

Alle Flugbetriebsflächen, die aus Beton oder aus Tarmac hergestellt sind, wurden entsprechend ihrer Tragfähigkeit klassifiziert. Hierfür wird die LCN Methode vorgeschlagen. Jeder Bereich hat seine eigene Tragfähigkeitsklassifikationszahl. Das Gewicht des Flugzeuges darf die Tragfähigkeit der Bereiche, die das Flugzeug bei seinem Betrieb überrollt, nicht überschreiten. (Scheiderer 2008)

Morphologischer Kasten

Der morphologische Kasten ist eine systematisch analytische Kreativitätstechnik. (Wittel 2009)

Nutzwert

Der subjektive, durch die Tauglichkeit zur Bedürfnisbefriedigung bestimmte Werte eines Gutes; Summe der gewichteten Punktzahlen einer Lösungsalternative. (Zangemeister 1970)

Parametrisch-assoziative Konstruktion

Bei der assoziativen Konstruktion wird für jede angewandte Funktion ein neues parametrisch-assoziatives Geometrieelement erzeugt, das zusätzlich zur mathematischen Beschreibung sich die Erzeugungsfunktion, die Vorgabeparametern und Vorgabegeometrieelemente merkt. Das neue Ergebniselement kann nun wieder Vorgabeelement für weitere Funktionen sein. Dadurch entsteht eine vernetzte Struktur mit Assoziationen zwischen den Elementen. Parametrische Konstruktion bezeichnet die nachträgliche Änderung eines Parameters, assoziative Konstruktion bezeichnet die nachträgliche Änderung der Vorgabegeometrie. (Brill 2006)

System, technisches

Gesamtheit von der Umgebung abgrenzbarer (Systemgrenze), geordneter und verknüpfter Elemente, die mit dieser durch technische Eingangs- und Ausgangsgrößen in Verbindung stehen (Gerhard 1998)

Ultimate Load Faktor

Überschreitet das Lastvielfache den *limit load Faktor* kann es zu plastischen Verformungen bzw. zu bleibenden Strukturschäden kommen. Wenn auch der *ultimate load Faktor* überschritten wird, kann es zum Bruch der Struktur kommen. Das Bruchlastvielfache ergibt sich formal aus den Werten für das sichere Lastvielfache durch Multiplikation mit dem Faktor 1,5. (Scheiderer 2008)

1 Einleitung

1.1 Motivation

Der internationale Luftverkehr hat eine erhebliche Bedeutung für das Wirtschaftswachstum und den Wohlstand in unserer globalisierten und arbeitsteiligen Welt. Wie andere Verkehrsträger auch verursacht der Luftverkehr durch die Verbrennung von Kerosin CO₂- sowie Lärmemissionen. Die global wirkenden Emissionen des internationalen Luftverkehrs tragen mit großer Wahrscheinlichkeit zum anthropogenen Klimawandel bei.

Zukünftig wird mit einem Anstieg der klimarelevanten Luftverkehrsemissionen gerechnet, weil die weltweite Luftverkehrsnachfrage um 4,7 % pro Jahr (**Airbus 2009**) wachsen wird. Dies bedeutet eine Verdopplung des Luftverkehrsaufkommens in den nächsten 15 Jahren (siehe Bild 1.1).

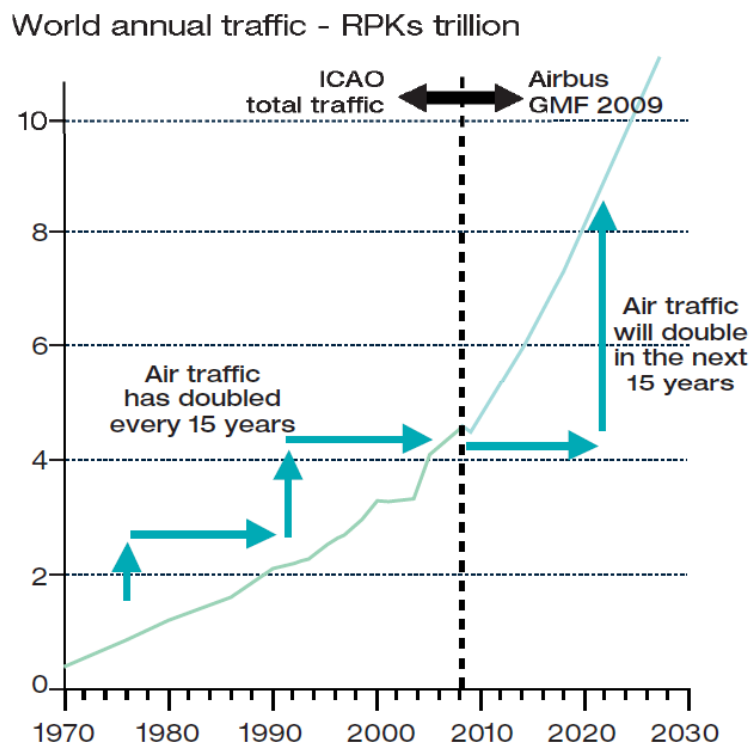


Bild 1.1 Entwicklung des Luftverkehrs der nächsten 20 Jahre (**Airbus 2009**)

Der internationale Luftverkehr wird ab dem Jahr 2012 in das seit dem Jahr 2005 bestehende CO₂-Emissionshandelssystem einbezogen. Das EU-Emissionshandelssystem soll dazu beitragen, das in der Vision 2020 vereinbarte ACARE Ziel 50 % (**Argüelles 2001**) der CO₂- und Lärmemission im Vergleich zu den Emissionen des Jahres 2000 zu erreichen.

Die ACARE Ziele lassen sich mit evolutionär kleinen Verbesserungen kaum erreichen, da die konventionelle Flugzeugkonfiguration bereits so ausgereift ist, dass nennenswerte Fortschritte

in der Wirtschaftlichkeit hauptsächlich durch den Einsatz verbesserter Technologien zum Beispiel Werkstoffe und Antrieb erzielt werden können. Dies wird bei einem angemessenen Verhältnis von Aufwand und Nutzen immer schwerer realisierbar.

Die heute verwendeten Verkehrsflugzeuge besitzen ein Fahrwerkssystem, das bis zu 15 % (siehe Abschnitt 4.3) von der Betriebsleermasse unter Berücksichtigung von Schneeballeffekten ausmacht. Der Schneeballeffekt beschreibt eine zusätzliche globale Massenreduzierung zu der eigentlichen lokalen Masseneinsparung. Von dem revolutionärem Fahrwerkskonzept GroLaS (siehe Bild 1.2), bei dem auf das schwere Fahrwerk verzichtet wird und das Flugzeug auf einem bodengebundenen Fahrwerkssystem startet, landet und rollt, verspricht man sich eine Reduzierung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs von bis zu 20 % und 12 % (**Binnebe- sel 2007**) geringere Betriebskosten bezogen auf heutige moderne Verkehrsflugzeuge.

Da der Schlitten aktiv beschleunigt und gebremst werden kann, könnte der Startschub reduziert werden und bei der Landung könnte der Umkehrschub entfallen. Durch die aktive Beschleunigung verkürzt sich die benötigte Startstrecke. Dadurch könnte das Streckennetz für größere Flugzeuge vergrößert werden, da diese mit GroLaS auch Flughäfen mit bisher zu kurzer Start- und Landebahn anfliegen könnten. Weiterhin ist das Fahrwerk sowohl in der Herstellung als auch im Betrieb eines der kostenintensivsten Baugruppen eines Verkehrsflugzeuges.



Bild 1.2 Flugzeug mit einem bodengebundenen Fahrwerkssystem (**Dilba 2009**)

Um diese Vorteile zu nutzen, muss an Flughäfen ein bodenbasiertes System installiert werden, das den Start- und Landevorgang fahrwerkloser Flugzeuge ermöglicht. Da die Landebahn sich bei dem aktuellen Konzept nicht verändert, ist eine Nutzung von konventionellen und fahrwerklosen Flugzeugen möglich. Gerade in der Einführungsphase ist es wichtig, dass die bestehenden Flugzeuge mit möglichst geringem technischem Aufwand umgerüstet werden können.

Das GroLaS Projekt ist eine Studie, die sich am Anfang befindet. Es sind noch große organisatorische und technische Herausforderungen zu meistern, bevor das komplexe bodengebundene Fahrwerksystem in ein marktreifes Produkt überführt werden kann.

1.2 Ziel der Arbeit

Das neue bodengebundene Fahrwerksystem würde das Fliegen revolutionieren. Damit die vorhandenen Flugzeuge das System nutzen können, müssen diese zunächst umgerüstet werden. Die Umrüstung würde eine Schnittstelle zwischen den beiden Systemen erfordern.

Ziel dieser Bachelorarbeit ist die Entwicklung eines flugzeugseitigen Schnittstellenkonzepts zwischen dem bodengebundenen Fahrwerksystem und fahrwerklosen Flugzeugen, das es ermöglicht, das bodengebundene Fahrwerkskonzept für verschiedene Langstreckenflugzeuge zu verwenden. Die flugzeugseitige Schnittstelle soll so einfach wie möglich konzipiert werden, so dass auf aktive Systeme wie beispielsweise der Ausfahrmechanismus verzichtet werden kann. Denn mit größerer Komplexität steigen auch die Fehlerursachen und die Kosten. Desweiteren soll die gefundene Lösung leicht sein, um die Flugzeugleermasse zu minimieren.

1.3 Aufbau der Arbeit

Der Hauptteil dieser Bachelorarbeit ist in folgende Abschnitte unterteilt:

- Abschnitt 2** befasst sich mit den Grundlagen zum Fahrwerk. Es wird dabei auf das konventionelle Fahrwerksystem und das neue Fahrwerkskonzept GroLaS eingegangen. Die Flugphasen Start und Landung werden untersucht.
- Abschnitt 3** gibt Aufschluss über die möglichen Ursachen von Start- und Landeunfällen. Es wird die Sicherheitserhöhung durch GroLaS diskutiert.
- Abschnitt 4** beschäftigt sich mit den verschiedenen Integrationsstufen der flugzeugseitigen Schnittstelle. Es wird gezeigt, für welche Flugzeugtypen sich eine Umstellung lohnt.
- Abschnitt 5** widmet sich den möglichen flugzeugseitigen Schnittstellenkonzepten und dessen Anforderung gemäß gesetzlichen Vorschriften und nach eigenen Überlegungen.

- Abschnitt 6** behandelt die Konstruktion der Umgebungsgeometrie vom A380 und den Schnittstellen am Bug-, Rumpf- und Flügelfahrwerk.
- Abschnitt 7** umfasst die analytischen und numerischen Berechnungen für die Auslegung der Schnittstellen.
- Abschnitt 8** vergleicht die GroLaS Schnittstellen mit dem herkömmlichen Fahrwerk und fasst die Ergebnisse dieser Bachelorarbeit zusammen.
- Anhang A** enthält die Gesprächsprotokolle mit Firmen und Institutionen, die während der Erstellung der Bachelorarbeit geführt wurden.
- Anhang B** enthält den Übersetzungstext von der Bauvorschrift CS-25, die relevant für die Auslegung der mechanischen Schnittstelle waren.
- Anhang C** enthält die statistische Auswertung der Einzellösungsvariantenbewertung vom morphologischen Kasten.
- Anhang D** enthält die Ergebnisse von den FEM Berechnungen.
- Anhang E** beschreibt die Anpassung der Arbeitsumgebung in SolidWorks 2009.

2 Grundlagen

In diesem Abschnitt werden die Grundlagen für Fahrwerke geschaffen. Dabei geht es unter anderem um die Flugphasen Start und Landung, wo das Fahrwerk eingesetzt wird. Der Aufbau des konventionellen und des bodengebundenen Fahrwerksystems wird dargestellt und die Funktionen erklärt.

2.1 Konventionelle Fahrwerksysteme

Um die verschiedenen Komponenten eines Flugzeugfahrwerks aufzuzeigen, wird an dieser Stelle exemplarisch auf den wesentlichen Aufbau eines Fahrwerks eingegangen. Hierzu wird die heutige Standardkonfiguration von Zivilflugzeugen in der Bugradanordnung betrachtet, die aus mindestens einem Bugfahrwerksbein und mindestens zwei Hauptfahrwerksbeinen besteht. In Bild 2.1 ist der Aufbau eines Hauptfahrwerks in Dual – Tandem Konfiguration dargestellt.

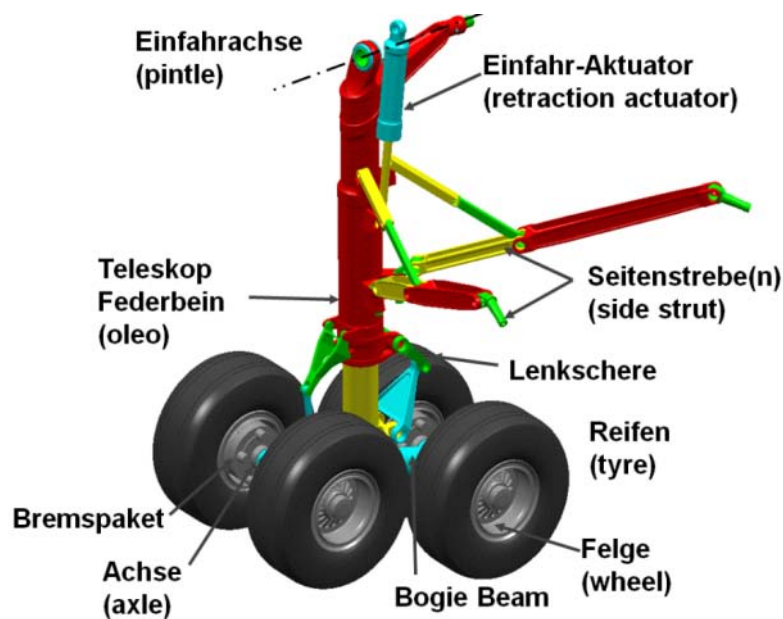


Bild 2.1 Aufbau eines Hauptfahrwerks (Trahmer 2004)

Eines der wichtigsten Bestandteile eines Fahrwerks sind Stoßdämpfer und Reifen, die den Landestoß aufnehmen. Im Teleskop Federbein ist der Stoßdämpfer so integriert, dass der einfedernde Kolben des Stoßdämpfers der untere Teil des Fahrwerkbeines ist. Die Anzahl der Fahrwerksbeine und der Räder ist von der maximalen Startmasse und dem Load Classification Number Limit (LCN – Limit) abhängig. Das Diagramm in Bild 2.2 zeigt die lineare Abhängigkeit vom maximalen Abfluggewicht und der Anzahl der Räder. Die LCN kann nach den Diagrammen in dem Buch von **Currey 1988**, S. 280 ermittelt werden. Wenn ein Fahr-

werksbein vier oder mehr Reifen besitzt, wird häufig ein Bogie Beam zur Aufnahme der Räder verwendet. Die verschiedenen Räderanordnungen bzw. Konfigurationen werden im nächsten Kapitel dargestellt.

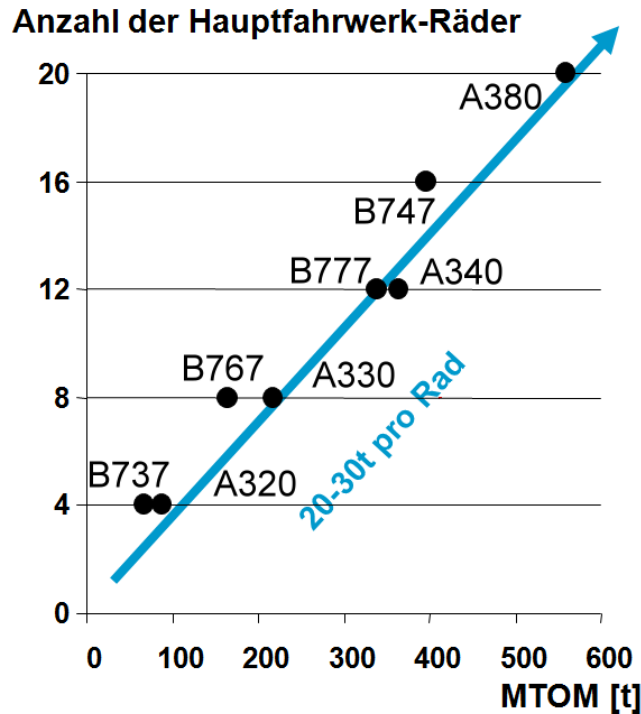


Bild 2.2 Abhängigkeit der Räderanzahl von der Startmasse

Die mechanischen Bremsen wandeln die kinetische Energie in Wärmeenergie um. Sie werden für das Abbremsen nach der Landung, dem Startabbruch und zum Halten des Flugzeuges beim Start und als Parkbremse verwendet. Die Seitenstreben fungieren ähnlich einem Fachwerk. Die longitudinalen und lateralen Kräfte, verursacht z.B. durch die Bremswirkung und durch cross-wind taxiing, werden als Längskräfte in die Streben geleitet. Die Lenkschere verhindert ein Verdrehen der Räder gegenüber dem Flugzeug. Darüber hinaus besitzen Fahrwerke noch Fahrwerkstüren, die die Fahrwerksschächte verschließen und viele weitere, kleinere Bauteile wie Hydraulikschläuche, Lichter, Kabel, Sensoren und deren Befestigungen.

Das Bugfahrwerk unterscheidet sich in den Komponenten nicht wesentlich von dem Hauptfahrwerk, jedoch besitzt dieses statt eines Bremssystems ein Lenksystem.

2.2 Bodengebundenes Fahrwerkssystem

Fahrwerke und dessen Ausfahrssysteme tragen hinsichtlich Masse erheblich zur Leermasse und erheblich zum Systemenergiebedarf von Verkehrsflugzeugen bei. Ein Weglassen des Fahrwerkssystems hätte unter Berücksichtigung von Schneeballeffekten eine Reduktion der

Leermasse um bis zu 15% (siehe Abschnitt 4.3) zur Folge. Für den Flugzeugbetreiber könnten sich daraus ökonomische, ökologische und operationelle Vorteile ergeben. Um diese Vorzüge nutzbar zu machen, muss an Flughäfen das bodenbasiertes Fahrwerksystem GroLaS (Ground-based Landing Gear System) installiert werden, das den Start-, Lande- und Rollvorgang fahrwerkloser Verkehrsflugzeuge ermöglicht (siehe Bild 2.3).

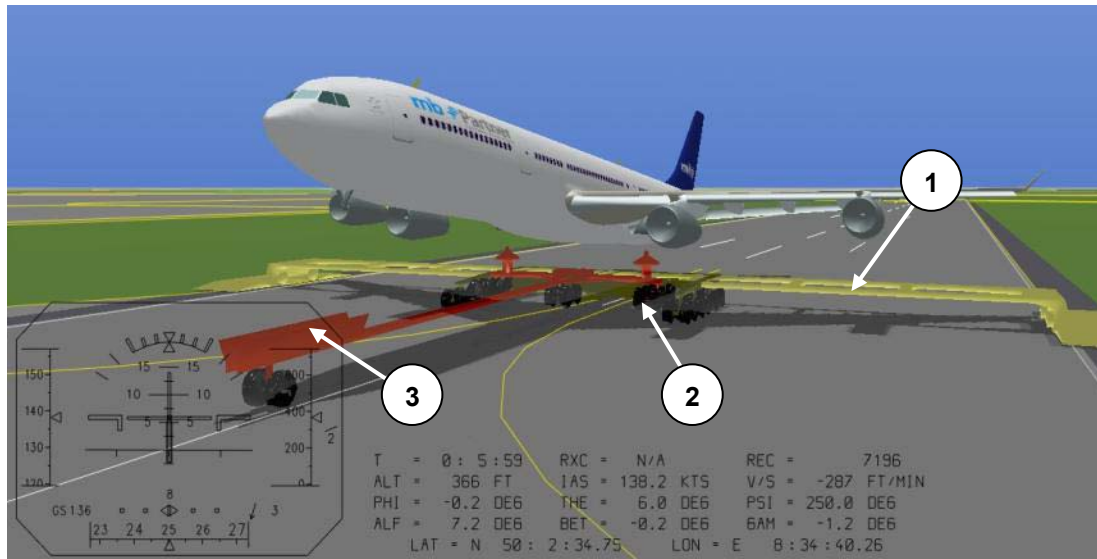


Bild 2.3 Bodengebundenen Fahrwerksystem (Binnebesel 2010)

Das derzeitige Konzept von GroLaS besteht aus drei Bestandteilen und erfüllt folgende Funktionen:

1. Schlitten

- Bewegung längst zur Landebahn auf Schienen mit einem Antriebssystem, das dem des Transrapid ähnelt
- Synchronisierung mit der Landegeschwindigkeit des Flugzeuges
- Umwandlung von Bremsenergie in elektrische Energie
- Beschleunigung des Flugzeugs auf die Startgeschwindigkeit
- Aufnahme des Wagens

2. Wagen

- Bewegung quer zur Bahn auf Führungsschienen des Schlittens
- Aufnahme des Bodengehäuses

3. Bodengehäuse

- Drehbare Lagerung um die zur Bahn senkrechte Achse
- Landen mit Windvorhaltewinkel¹
- Verknüpfung mit dem Flugzeug über eine Schnittstelle
- Aufnahme des Landestoßes.

¹ Das unfallgefährdete De-Crab Manöver könnte vermieden werden (vgl. Abschnitt 3.2).

Die Bewegungen längs und quer zur Bahn und die Rotation um die vertikale Achse wurden auf die drei Baugruppen des Fahrwerksystems aufgeteilt. Es wären keine wesentlichen Änderungen der bestehenden Betriebsabläufe notwendig, da der Pilot bzw. der Autopilot landen würde wie auch Flugzeuge mit Fahrwerk; denn GroLaS stellt sich dynamisch auf das Flugzeug ein.

Durch die geplante Anordnung des Systems bleibt die Landebahn in ihrer herkömmlichen Beschaffenheit bestehen, so dass die duale Benutzbarkeit der Landebahn möglich ist. Das heißt, dass konventionelle und fahrwerklose Flugzeuge die Landebahn nutzen könnten, was die Übergangszeit bei der Systemeingführung erleichtert.

Wenn das Flugzeug kein integriertes Fahrwerksystem mehr besitzt und das bodengebundene Fahrwerksystem nutzt, würden sich folgende Vorteile ergeben (**Binnebesel 2010**):

- Verringerung des Leergewichts je nach Flugzeugtyp von 6 bis 15 %
- Geringerer Treibstoffverbrauch von 6 bis 20 %
- Reduzierung der DOC von 5,5 bis 12 %
- Nutzung der Bremsenergie
- Triebwerksschonung
- Lärmreduzierung bis 35 %
- Unfallvermeidung durch Landung mit Vorhaltewinkel und erhöhte Verzögerung
- Eventuelle Kürzere Start- und Landestrecke.

Der Potentialbereich beim Leergewicht, Treibstoffverbrauch und den Betriebskosten kommen zustande, weil mit unterschiedlichen Annahmen gerechnet wurde. Die kleinste Zahl ergibt sich aus dem Weglassen des Fahrwerksystems und den höheren Wert erhält man unter Beachtung von Schneeballeffekten und einem erhöhten Nutzlastanteil.

Die Bremsenergie könnte mithilfe des Transrapid ähnlichen Antriebssystems in elektrische Energie umgewandelt werden. Der Lärm wird reduziert, da auf dem Umkehrschub verzichtet werden könnte. Neben dem Umkehrschubverzicht ist die verringerte Triebwerksleistung beim Start ein weiterer Grund für die Schonung der Triebwerke und die Lärmreduzierung. Denn für den Steigflug brauchen nur 75 Prozent der Triebwerksleistung (**EASA 2006, AMC 25-13**) vorhanden sein. Die restlichen 25 Prozent dienen hauptsächlich zur Beschleunigung und sind je nach Bahnlänge eine Sicherheitsreserve. Da GroLaS das Flugzeug auf Startgeschwindigkeit mit voraussichtlich 50 Prozent Schubunterstützung beschleunigt, braucht das Triebwerk nicht unter Volllast zu laufen.

2.3 Flugphasen

Ein Flugzeug muss verschiedene Flugleistungen im Kontext behördlicher Vorschriften unter Berücksichtigung der Wirtschaftlichkeit und der Flugsicherheit erfüllen. Dabei gibt es verschiedene Anforderungen, z.B. Reichweite, Steiggeschwindigkeit, Startstrecke, Landstrecke, etc. Um diese Flugaanforderungen zu stellen, wird die Flugleistung in einzelne Segmente nach dem tatsächlichen Flugverlauf eingeteilt (**Scheiderer 2008**):

- Start (take-off) und Start-Steigflug (*take-off climb*)
- Steigflug (*climb*)
- Reiseflug (*cruise*)
- Sinkflug (*descent*)
- Anflug (*approach*), Landung (*landing*), Durchstarten (*go around*) und Flug zum Ausweichflughafen (*Diversion*).

Da das Bodenfahrwerk am Boden operiert und dort auch die Schnittstelle zum Einsatz kommt, werden nur die erst- und letztgenannten Flugphasen kurz beschrieben.

2.3.1 Der Start

Der Startvorgang gehört neben dem Anflug und der Landung zu den kritischen Flugphasen. Dafür gibt es mehrere Gründe: Zum einen wird das Flugzeug auf eine hohe Rollgeschwindigkeit am Boden beschleunigt, zum anderen laufen die Triebwerke unter hoher Last. Die Triebwerksbelastung ist in dieser Phase sehr hoch, was das Risiko für einen Ausfall erhöhen kann.

Die Lufttüchtigkeitsvorschrift **CS 25.111 (a)** definiert die Startflughahn (*take-off path*):

The take-off path extends from a standing start to a point in the take-off at which the aeroplane is 457 m (1500 ft) above the take-off surface.

In der Flugmechanik wird die Startflughahn häufig in zwei Phasen unterteilt:

1. Startstrecke (*take-off distance*)

Hierzu gehört die Bodenrollstrecke (*ground run*), die Rotation (*rotation*) und das Abheben und Erreichen der Überflughöhe (*flare to screen height*).

2. Start-Steigflug (*take-off climb*)

Vom 35-ft-Punkt bis zum 1500-ft-Punkt mit den entsprechenden Steigsegmenten.

Die Bodenrollstrecke dient dazu das Flugzeug auf die Abhebegeschwindigkeit V_{LOF} zu beschleunigen. Während dieser Beschleunigung bleibt das Bugrad am Boden bis zum Erreichen der Rotationsgeschwindigkeit V_R . Die Nase des Flugzeuges beginnt sich bei der Rotationsge-

schwindigkeit zu heben, bis die Tragflächen einen Anstellwinkel α erreicht haben, der genügend Auftrieb liefert, damit das Flugzeug bei der Abhebegeschwindigkeit V_{LOF} abheben kann. Nach dem Abheben steigt das Flugzeug auf 35 ft / 11 m und beschleunigt gleichzeitig auf die Start-Steiggeschwindigkeit V_2 . Dieser Vorgang wird „take-off flare“ genannt und die Abhebestrecke gehört mit zur Startstrecke. Danach findet der Start-Steigflug bis 1500 ft/ 457 m statt.

Das Startgewicht ist durch verschiedene Parameter begrenzt. Von flugbetrieblicher Relevanz ist letztlich die Kenntnis, wie viel Nutzlast transportiert werden kann und welches Kriterium limitierend ist. Die maximale erlaubbare Startmasse (m_{MATO}) wird durch die folgenden Faktoren limitiert:

- Strukturell bedingtes Maximalgewicht m_{MTO}
- Bahnlänge
- Steigleistungsanforderung
- Hindernisse
- maximale Bremsenergie
- maximale Reifengeschwindigkeit.

Die benötigte Start- sowie Startrollstrecke darf die verfügbare Start- sowie Startrollstrecke nicht überschreiten.

Die Lufttüchtigkeitsforderungen CS 25.109 und CS 25.111 für Verkehrsflugzeuge verfolgen das Ziel, auch Sicherheit zu gewährleisten, wenn zu irgendeinem Zeitpunkt ein Triebwerk ausfällt. Falls beim Start ein kritisches Triebwerk bei V_{EF} ausfällt bevor die Entscheidungsgeschwindigkeit V_1 erreicht wurde, so wird ein Startabbruch eingeleitet (siehe Bild 2.4). Die benötigte Startabbruchstrecke muss kleiner sein als die verfügbare Startabbruchstrecke mit einem Sicherheitsfaktor.

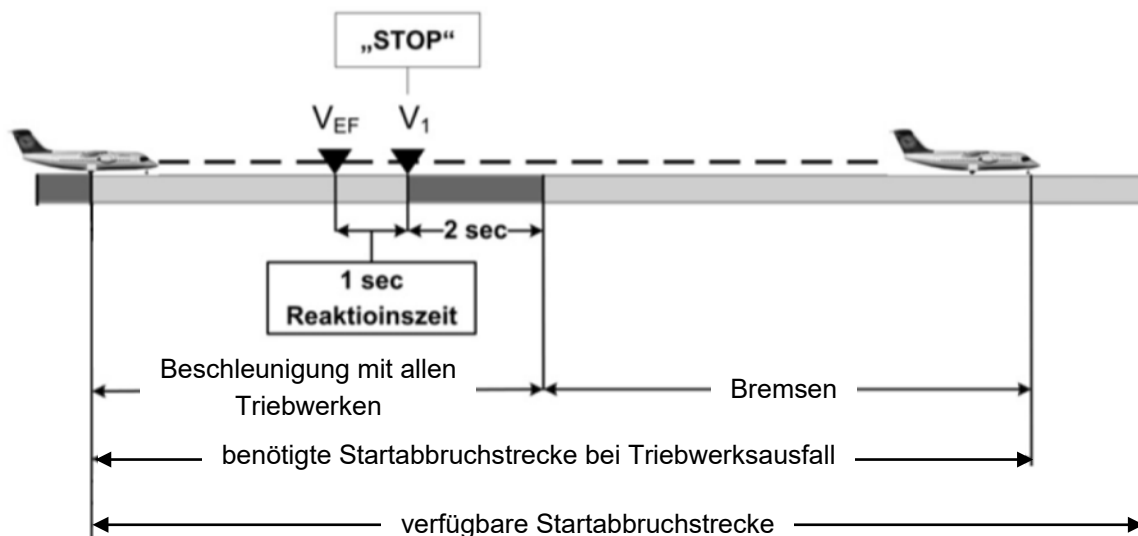


Bild 2.4 Startabbruch im Falle eines Triebwerksausfalls (nach Scheiderer 2009)

Wenn der Ausfall eines Triebwerks nach Erreichen von V_1 festgestellt wird, muss der Start fortgesetzt und am Ende der benötigten Startstrecke eine Höhe von 11 m erzielt werden.

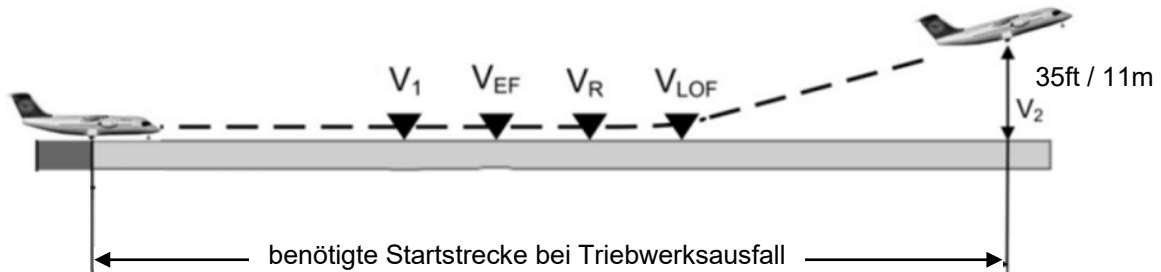


Bild 2.5 Fortsetzen des Starts (nach **Scheiderer 2009**)

Die benötigte Startstrecke ergibt sich aus dem Vergleich der Startstrecke mit und ohne Triebwerksausfall.

2.3.2 Anflug und Landung

Gemäß **CS 25.125** muss ein Flugzeughersteller für jedes Landegewicht die tatsächliche Landestrecke s_{RLD} nachweisen. Diese ist definiert als die Strecke, die ein Flugzeug benötigt, um von einem Punkt 50 ft / 15 m über der Piste zum Stillstand zu kommen.

Die JAR-OPS 1.515 schreibt vor, dass ein Flugzeug auf einem Flugplatz landen kann, wenn die Sicherheitslandestrecke s_{LFL} kürzer als die verfügbare Landestrecke s_{LDA} ist. Bei der Ermittlung der Sicherheitsstrecken wird zwischen Strahlflugzeugen bzw. Jets und Turbopropflugzeugen unterschieden. Die Sicherheitslandestrecke beträgt das 1,67-fache (Jet) bzw. das 1,43-fache (Turboprop) der benötigten Landestrecke. Drückt man die Vorschriften für Jets in einer Formel aus, erhält man:

$$s_{LFL,dry} = 1,67s_{RLD,dry} \leq s_{LDA} \quad (2.1)$$

Bild 2.6 zeigt den erfolgreichen Landevorgang und die entsprechenden Landedistanzen.

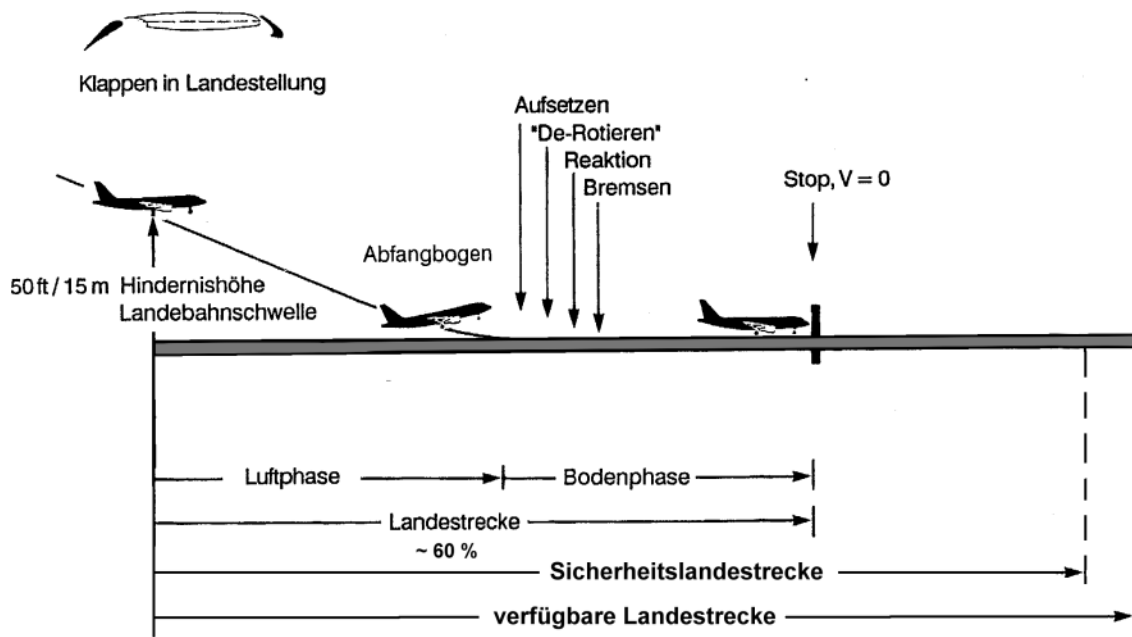


Bild 2.6 Landedistanzen auf trockener Piste bei Strahlflugzeugen (nach Hünecke 2000)

Für den Fall, dass ein Anflug abgebrochen wird (Missed Approach), muss das Flugzeug im Anflugzustand oder im Landezustand durchstarten. Das Flugzeug steigt, obwohl es sich noch in der Landekonfiguration befindet. Das ausgefahrene Fahrwerk, die Landeklappen und Vorflügel in Anflugstellung bzw. in Landestellung erhöhen beträchtlich den Widerstand. Die Vorschriften fordern genügend installierten Schub, um dieses Manöver sicher durchzuführen. Auf die Steigleistungsforderungen soll hier nicht eingegangen werden.

3 Flugzeugunfälle

Die Flugzeugunfälle werden nach Flugphasen unterteilt. Bei der Phase Landung passieren neben dem Start die meisten Unfälle. Die Ursachen werden näher untersucht, um herauszufinden inwieweit GroLaS das Unfallrisiko unter Einhaltung der Zulassungsrichtlinien reduzieren kann.

3.1 Verteilung der Unfälle nach Flugphasen

Das Bild 3.1 verdeutlicht grafisch wie die Unfälle der weltweiten kommerziellen Jetflugzeugflotte von 1999 bis 2008 nach Flugphasen verteilt sind. Bei Untersuchung der Daten fällt auf, dass die meisten Unfälle bei den Flugphasen Start und Landung auftreten. Insgesamt passieren 56 Prozent der tödlichen Unfälle in diesen Flugphasen, die nur sechs Prozent von der Flugzeit ausmachen.

Fatal Accidents and Onboard Fatalities by Phase of Flight Worldwide Commercial Jet Fleet – 1999 Through 2008

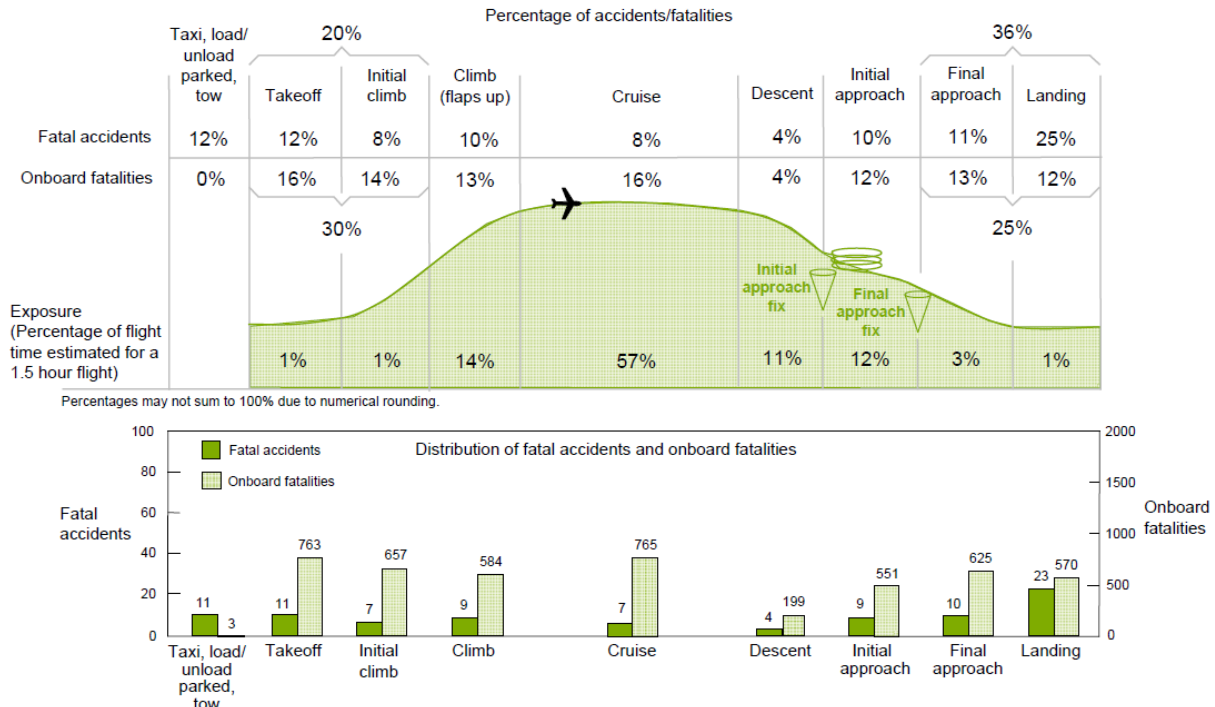


Bild 3.1 Verteilung der Unfälle nach Flugphasen (Boeing 2009)

Fatal Accidents sind Unfälle mit Luftfahrzeugen, bei denen es Tote oder Schwerverletzte gegeben hat. Dabei spielt es grundsätzlich zunächst keine Rolle, ob die Opfer Flugzeuginsas-

sen an Bord oder außenstehende Personen sind, die ebenfalls durch das Geschehen unver- schuldet beteiligt waren.

Als Onboard Fatalities werden normalerweise die verletzten Personen genannt, die sich im Flugzeug befanden. Dazu können, je nach Betrachtung, auch ohne Unfalleinwirkung Verstor- bene gehören, zum Beispiel Herzinfarkte. Ein anderer, immer wieder vorkommender Fall, sind durch Turbulenzen Geschädigte, besonders, wenn diese nicht angeschnallt waren.

3.2 Landeanflug- und Landeunfälle

Anflug und Landung bergen – wie auch der Start – ein erhöhtes Unfallrisiko. Dieses kritische Manöver findet nahe am Boden und bei geringer Fluggeschwindigkeit statt. Aussagekräftige Zahlen der Unfallstatistik (**Airbus 2000**, Seite 127) bestätigen, dass Anflug- und Landung eines der gefährlichsten Flugphasen darstellt:

Over the past 40 years, approach-and-landing accidents accounted for 55 % of total hull losses. This statistic does not show a downward trend. The flight segment from the outer marker to the completion of the landing roll represents only 4 % of the flight time but 45 % of hull losses.

Folgende fünf Unfallkategorien tragen zu 75 % von Anflug- und Landestörungen und Unfäl- len bei:

- Controlled Flight Into Terrain (CFIT)²
- Kontrollverluste
- Landebahnüberschreitungen
- Landebahnabweichungen
- Unstabilisierte Landeanflüge.

Um Anflug- und Landeunfälle zu vermeiden ist es wichtig, die mit dieser Flugphase verbun- denen Risikofaktoren zu kennen. Die Tabelle 3.1 gibt eine Übersicht über die beteiligten Faktoren für Anflug- und Landeunfälle. Dabei ist zu beachten, dass die Faktoren zusammen nicht 100 Prozent ergeben, sondern meist mehrere Faktoren zu einem Unfall führen.

² CFIT schließt auch zu kurze Landungen vor der Start- und Landebahn mit ein.

Tabelle 3.1 Faktoren für Landeanflug- und Landeunfälle (nach **Airbus 2000**, Seite 22 - 25)

Faktoren	Anteil %	Beschreibung
Missachtung der Standard Operating Procedures	70	Fehlen einer Aktion oder eine falsche Handlungsreihenfolge; Fehler in der Benutzung des automatischen Flugsystems und / oder unzureichendes Wissens über die unterschiedlichen Betriebsarten
Falsche Entscheidungsfindung der Flugbesatzung	>70	Entscheidungsfindung unter Stress; Crew Ressource Management Probleme
Fehlende Bereitschaft zum Durchstarten und Bekenntnis zum Fehlanflug	>70	Das Erkennen für die Notwendigkeit und das Durchführen eines Fehlanfluges fehlt
Instabile Landeanflüge	40	Instabile und übereilte Landeanflüge; falsches Management des Sinkflug- und Anflugprofils und/ oder Energielevels
Inkorrekte oder mangelhafte Piloten / Towerlotsen Kommunikation	30	Falsche oder mangelhafte Flugsicherungsinstruktionen, Wetter- oder Verkehrsinformationen und/ oder Ratschläge im Falle eines Notfalls

Letztendlich ist der menschliche Faktor in allen Störungen und Unfällen beteiligt; ob bei der Crew, Air Traffic Control oder Wartung. Jede Verknüpfung der Fehlerkette würde zum Menschen, und somit auch zu menschlichen Entscheidungen und Verhalten führen.

Die Hauptursache ist die fehlende Erkenntnis für die Notwendigkeit zum Durchstarten und diese auch durchzuführen. Es wird auch beobachtet, dass in Situationen, in denen ein instabiler Anflug ein Durchstarten erfordern würde, weniger als 20 Prozent der Piloten auch diesen Vorgang durchführen. Anstatt des Durchstartens kommt es häufig zu Landebahnüberschreitungen und –abweichungen (siehe Bild 3.2), die 20 Prozent (**Airbus 2000**, Seite 213) von allen ernstesten Landeanflug und Landeunfällen ausmachen.

**Bild 3.2** Abbruch des Fahrwerks bei Landebahnüberschreitung (**Binnebesel 2010**)

Neben dem Human Faktor spielen auch noch die Wetterbedingungen für Landebahnüberschreitungen und –abweichungen eine Rolle:

- Wenig Sicht oder Nebel
- Schwerer Regen (Start- und Landebahn ist mit stehendem Wasser kontaminiert oder ist rutschig)
- Kaltwetterbetrieb (Schneematsch oder Eis auf der Piste)
- Gleichmäßiger oder böiger Seitenwind beziehungsweise Rückenwind.

Bei schlechten Wetterbedingungen ist die Bremsleistung des herkömmlichen Fahrwerksystems geringer, da der Reibungskoeffizient der Fahrbahn gesunken ist. Wenn die Fahrbahn nicht ausreichend lang ist, kommt es zu Landebahnüberschreitungen.

GroLaS könnte das Risiko für Landebahnüberschreitungen durch zusätzliches Bremsen mit dem transrapidähnlichen Antrieb verringern. Ein zusätzlicher Aspekt wäre, dass Flugzeuge auf bisher zu kurzen Landebahnen operieren könnten.

Das Landen mit Vorhaltewinkel, ein Winkel um die Z-Achse des Flugzeuges, wäre durch die drehbare Lagerung des Bodenfahrwerks möglich. Dadurch könnte das Unfallrisiko beim De-Crab Manöver reduziert werden, bei dem der Pilot die in den Wind gedrehte Flugzeugnase kurz vor dem Aufsetzen wieder parallel zur Bahn ausrichtet.

Neben der Reduktion der Unfallrisiken mit GroLaS kommen auch neue Szenarien hinzu. So muss sich überlegt werden, was passieren könnte, wenn ein System ausfällt. Denkbar wäre zum Beispiel, dass die Bremsung des Schlittenantriebs ausfällt. Es müsste eine Redundanz durch Notsysteme geschaffen werden, damit diese Situation nicht in die Kategorie catastrophic in der Zuverlässigkeit fällt. Doch hier sei auf Arbeit von Herrn Jan Weber verwiesen, der sich mit diesem Thema in seiner aktuellen Projektarbeit bei mb+Partner beschäftigt.

4 Integration des Bodenfahrwerks

In diesem Kapitel geht es um die Integrationsstufen und dessen möglichen Masseneinsparpotentials. Die vier Integrationsstufen unterscheiden sich nach der Tiefe der Integration der flugzeugseitigen Schnittstelle. Die Einsparungen werden an drei Flugzeugtypen erklärt.

4.1 Flugzeugtypen

Es sollen in erster Linie Langstreckenflugzeuge mit dem neuen System ausgestattet werden. Dort ist der Fluganteil im Verhältnis zu den Bodenzeiten höher als bei Kurzstreckenflugzeugen. Mit längerer Flugzeit steigt die relative Flugzeugnutzung und somit machen sich die Ersparnisse durch das geringere Gewicht oder durch den erhöhten Nutzlastanteil schneller bemerkbar.

Es wird sich in dieser Arbeit auf Langstreckenflugzeuge von Airbus konzentriert, weil für diese Masseninformationen bereitstehen, die ausgewertet werden. Für eine erfolgreiche Etablierung des Systems müssen natürlich auch Flugzeuge von anderen Herstellern, wie zum Beispiel Boeing geprüft werden.

Die Airbus Langstreckenflugzeuge (**Airbus 2010**):

- A330-300 mit einer maximalen Reichweite von 12000 km
- A340-600 mit einer maximalen Reichweite von 16100 km
- A380-800 mit einer maximalen Reichweite von 18000 km

werden in Abschnitt 4.2 nach möglichen Masseneinsparpotentialen untersucht.

Die Fahrwerksanordnung der Flugzeuge werden vorgestellt. Die Fahrwerksanordnung ist die von der Flugzeugmasse abhängige Konfiguration der Anzahl der Fahrwerksbeine und der Räder.

4.1.1 Airbus A330-300

Der Airbus A330-300 besitzt eine maximale Startmasse von 230 Tonnen (**Airbus 2010**). Er besitzt ein Bugfahrwerk und ein Hauptfahrwerk mit zwei Flügelfahrwerksbeinen in einer Dual Twin Tandem (vier Räder) Anordnung unter Verwendung eines Bogie Beams (siehe Bild

4.1). Das ungebremste Bugfahrwerk dagegen besteht aus einer Zwillingsradanordnung (zwei Räder).



Bild 4.1 Fahrwerkskonfiguration beim A330 (nach **Turbosquid 2007**)

4.1.2 Airbus A340-600

Der Airbus A340-600 besitzt eine ähnliche Fahrwerkskonfiguration wie der Airbus A330-300. Aber aufgrund der höheren maximalen Abflugmasse von 380 Tonnen (**Airbus 2010**) wurde das Hauptfahrwerk um ein Zusatzfahrwerksbein erweitert. Das Rumpffahrwerksbein (Rfw) befindet sich am Rumpf zwischen den beiden Flügelfahrwerksbeinen (Ffw). Es hat auch eine Dual Twin Tandem Anordnung (siehe Bild 4.2).

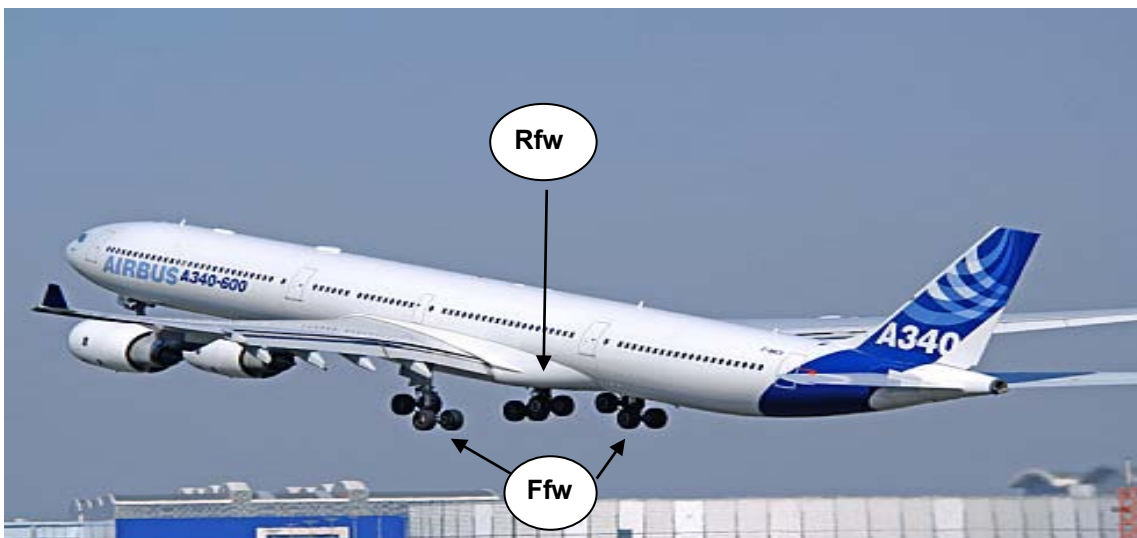


Bild 4.2 Fahrwerkskonfiguration des Airbus A340-600 (**Airbus 2007**)

4.1.3 Airbus A380-800

Der Airbus A380-800 ist das größte Passagierflugzeug der Welt mit einer maximalen Abflugmasse von 569 Tonnen (Airbus 2010). Das Fahrwerk besteht aus einem Bugfahrwerksbein und vier Hauptfahrwerksbeinen. Das Hauptfahrwerk setzt sich zusammen aus zwei Dual Twin Tandem Flügelfahrwerken und zwei Rumpffahrwerken in Triple Twin Tandem Konfiguration (sechs Räder). Die hintere Achse des Rumpffahrwerkes ist lenkbar und nicht bremsbar (siehe Bild 4.3). Insgesamt besteht das Hauptfahrwerk aus 20 Rädern. Die Hauptfahrwerkslast wird zu 40 Prozent auf das Flügelfahrwerk und zu 60 Prozent auf das Rumpffahrwerk verteilt.



Bild 4.3 Triple Twin Tandem (Babak 2009)

Dieses Flugzeug wird für die Auslegung der Schnittstelle herangezogen. Es ist Referenzflugzeug, weil es das schwerste und größte Passagierflugzeug ist. Zum anderen ist es ein relativ neues Flugzeug, das voraussichtlich noch in 30 Jahren fliegen wird.

4.2 Definition der Integrationsstufen

4.2.1 Integrationsstufe I

In der ersten Integrationsstufe sollen die aktuell im Einsatz befindlichen Flugzeuge so umgerüstet werden, dass diese das neue Fahrwerkskonzept nutzen können. Dafür würde das konventionelle Fahrwerk durch eine geeignete Schnittstelle ausgetauscht werden. Die vorhandenen Anschlusspunkte (Bild 4.4) im Flugzeug sind die Stellen, an denen auch die Schnittstelle integriert werden muss, um die auftretenden Kräfte in die Flugzeugstruktur zu leiten.

Die bisherigen Fahrwerksklappen werden starr an die Struktur befestigt. Jedoch muss die Öffnung für die Schnittstelle freigelassen werden. Diese würde durch eine Art Schiebedach zugefahren werden.

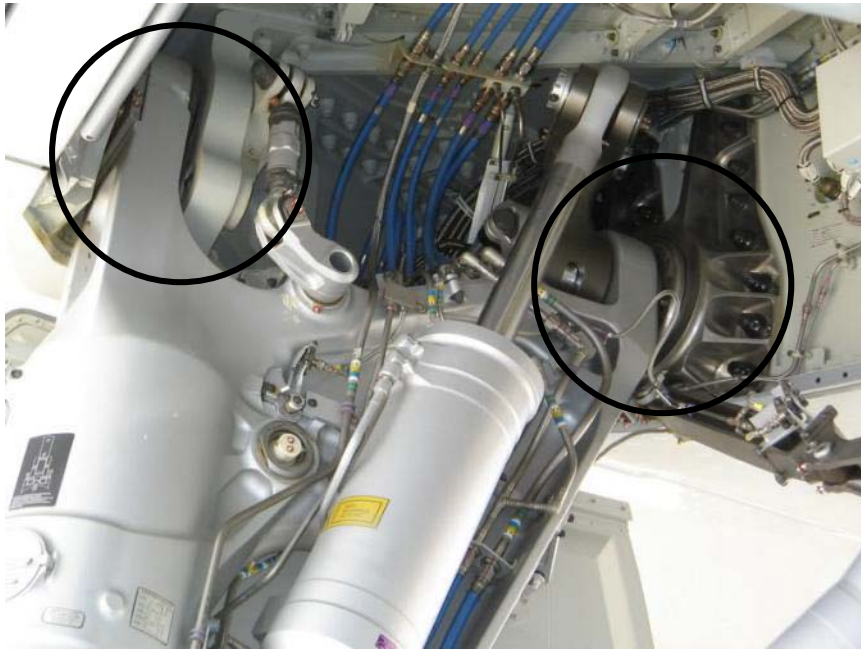


Bild 4.4 Zwei Kraftereinleitungspunkte vom A340 Flügelfahrwerk (airliners 2007)

4.2.2 Integrationsstufe II

Die zweite Integrationsstufe würde bei den in Produktion befindlichen Flugzeugen ansetzen. Sie enthält die gleichen Maßnahmen wie Integrationsstufe eins. Jedoch würden zusätzlich strukturseitig die Fahrwerkstüren und deren Aktuatoren kleiner gestaltet oder weggelassen werden. Die Flugzeugsysteme, wie Hydraulikerzeugung, -verteilung und elektrische Kabel könnten kleiner dimensioniert werden, da die Systeme ohne das Fahrwerksystem geringere Leistungsanforderung haben. Es müsste geprüft werden, ob die kleineren Veränderungen ohne großen Zertifizierungsaufwand möglich sind.

4.2.3 Integrationsstufe III

Die dritte Integrationsstufe umfasst die völlige Neuentwicklung eines konventionellen Flugzeuges unter Beachtung des neuen Fahrwerksystems. Die Einschätzungen der Masseneinsparungen sind schwierig, da es sich um eine sehr weitreichende Veränderung des Flugzeug handelt.

Der Flugzeugrumpf wird als Röhre betrachtet und ist unterschiedlichen Lasten ausgesetzt. Im Bereich Hauptfahrwerksschacht erfährt der Rumpf eine bedeutende Schwächung durch eine Unterbrechung der röhrenförmigen Außenstruktur. Diese Aussparung wird für den Biegetorsionskasten BTK und das Hauptfahrwerk Hfw (Bild 4.5) benötigt.

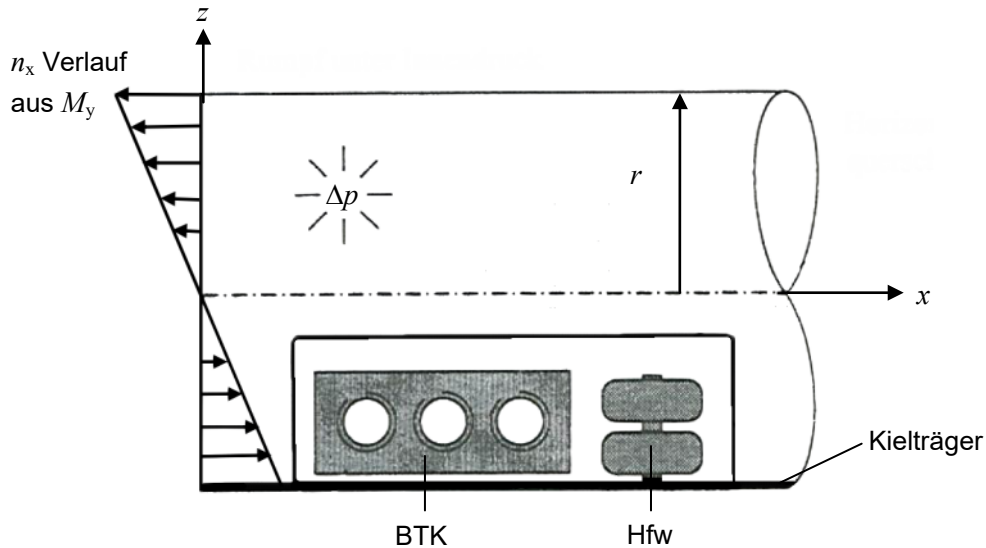


Bild 4.5 Druckfreier Raum um den Fahrwerkschacht (nach Seibel 2003)

Als Auslegungskriterium für diese Stelle steht die Rumpfbiegung im Vordergrund, denn an diesem Ort tritt das höchste Biegemomente auf (siehe Bild 4.6). Das Biegemoment tritt bei einigen Flugzuständen auf und ist am kritischsten beim Landestoß. Die fehlende Schalenstruktur wird nun ersetzt durch eine integrale Bodenstruktur, stärkere Stringer am bestehenden Rumpf unmittelbar am Ausschnitt, sowie durch den sogenannten Kielträger oder Keel Beam. Der Keel Beam befindet sich im unteren Teil des Flugzeuges und verstärkt so die Struktur, weil dadurch ein hohes Biegewidstandsmoment geschaffen wird (Vergleich zum Doppel T-Träger).

Bei einer Besprechung mit Airbus Mitarbeitern aus der A380 Gewichtsabteilung (siehe Anhang A.1) hat sich herausgestellt, dass das maximale Moment bei einem Flugzeug mit mehreren Landestoßeinleitungspunkten im Vergleich zu einem geringer wäre. Die aufzunehmenden Kräfte werden durch die Aufteilung geringer. Damit sinkt auch das maximale Moment, wodurch die Struktur leichter ausgelegt werden könnte.

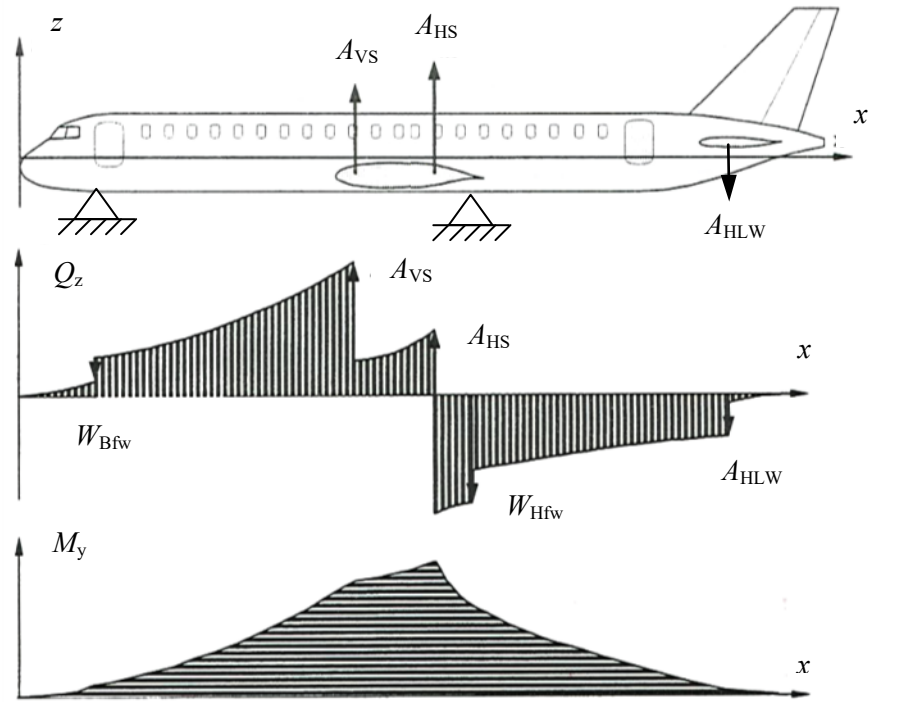


Bild 4.6 Vertikale Schnittlastverläufe eines Rumpfes (nach **Seibel 2003**)

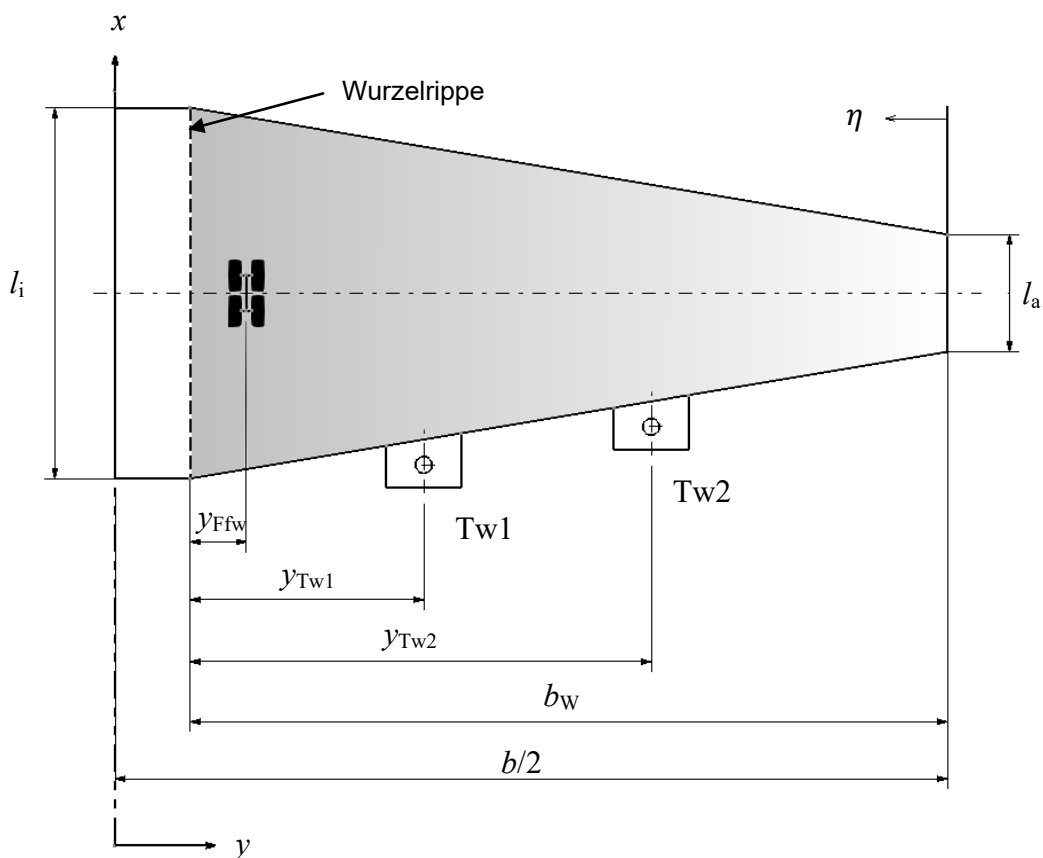
Desweiteren ist der Fahrwerksschacht nicht druckbeaufschlagt und muss zur Druckkabine abgedichtet werden. Dafür werden Pressure Bulkheads benutzt, die eingespart werden könnten, wenn bei einem neuen Flugzeugentwurf der Fahrwerksschacht weggelassen würde und der BTK ein integraler Bestandteil der druckbeauftragten Schalenstruktur wird. Durch den Wegfall könnten auch die Belly Fairing und der Kink wegfallen, was produktionstechnische und aerodynamische Vorteile hätte. Der Kink ist der hintere Knickpunkt bei einem typischen Flügel.

Die Schnittstelle wird so ausgelegt, dass sie keine Bremsbiegemomente auf die Struktur übertragen muss, indem sie nahe unter der Flugzeughaut integriert wird. Die Struktur um die Schnittstelle bräuchte dadurch weniger verstärkt werden.

Der Auslegungsfall für einen Flügel mit Flügelfahrwerk ist der Landestoß. Wenn der Landestoß nur in den Rumpf eingeleitet werden würde, würde das Wurzelbiegemoment und demzufolge die Tragfläche leichter werden. Die Berechnung des Verhältnisses aus dem Wurzelbiegemoment mit und ohne Landestoß beim A380 soll zeigen, dass es sich unter dem Gesichtspunkt des Massensparnisses lohnen würde auf ein Flügelfahrwerk zu verzichten. Für die Rechnung wurde der Flügel zu einem Trapezflügel vereinfacht (Bild 4.7). Die gegebenen Größen sind der Tabelle 4.1 zu entnehmen.

Tabelle 4.1 Masse- und Geometriedaten des A380 (Binnebesel 2007)

Gegebene Größen	Formelzeichen	Wert
Maximale Landemasse	m_L	391000 kg
Maximale Startmasse	m_{MTO}	569000 kg
Masse der Tragflächen	m_W	83600 kg
Masse des Kraftstoffs in Tragflächen	$m_{MF,W}$	235000 kg
Masse des inneren Triebwerks	m_{Tw1}	8700 kg
Masse des äußeren Triebwerks	m_{Tw2}	8200 kg
Flügelfläche	S_W	845 m ²
Spannweite	b	79,8 m
	b_W	36,3 m
Flügeltiefe innen	l_i	17,7 m
Flügeltiefe außen	l_a	5,6 m
Triebwerkslagen	y_{Tw1}	11,2 m
	y_{Tw2}	22,1 m
Flügelfahrwerkslage	y_{Ffw}	2,7 m
Lastvielfaches	n_z	2

**Bild 4.7** Einfacher gerader Trapezflügel als Ersatzflügel für den A380

Die vertikale Kraft, die bei der Landung durch das Flügelfahrwerk in die Struktur der Tragfläche geleitet wird, sei

$$F_{V,Ffw} = \frac{0,9 \cdot 0,4 m_L g}{2} = 0,18 m_L g \quad (4.1)$$

wobei 90 Prozent der maximalen Abflugmasse von dem Hauptfahrwerk und 40 Prozent davon von dem Flügelfahrwerk im statischen Fall getragen werden. Das bedeutet, dass 18 Prozent der gesamten Landemasse pro Fahrwerksbein des Flügelfahrwerks aufgenommen werden. Das Biegemoment an der Flügelwurzel im Landefall ohne Flügelfahrwerk ergibt sich unter Annahme von wirkendem Auftrieb wie im Flugfall

$$(M_x(\eta))_L = n_z \frac{g}{S_W} (m_L - m_W) \iint l(\eta) d\eta - n_z g (m_{Tw1} y_{Tw1} + m_{Tw2} y_{Tw2}) \quad (4.2)$$

Für die Berechnung muss das Doppelintegral in der Gleichung (4.4) aus der veränderlichen Flügeltiefe

$$l(\eta) = l_a + \frac{l_i - l_a}{b_W} \eta \quad (4.3)$$

gelöst werden. Es wurde von 0 bis b_W integriert und zu κ in Gleichung (4.5) vereinfacht.

$$\iint l(\eta) d\eta = \frac{l_a \eta^2}{2} + \frac{l_i - l_a}{6 b_W} \eta^3 \quad (4.4)$$

$$\kappa = \frac{l_a b_W^2}{2} + \frac{l_i - l_a}{6} b_W^2 \quad (4.5)$$

Unter Beachtung der Lasteinleitung des Flügelfahrwerks wird Gleichung (4.2) mit dem Biegemoment aus der Reaktionskraft vom Flügelfahrwerk mal dem Hebelarm y_{Ffw} erweitert.

$$(M_{x,Ffw})_L = n_z \frac{g}{S_W} (m_L - m_W) \kappa - n_z g (m_{Tw1} y_{Tw1} + m_{Tw2} y_{Tw2}) + n_z F_{V,Ffw} y_{Ffw} \quad (4.6)$$

Das Wurzelbiegemoment mit Flügelfahrwerk wird zu 43,25 MNm nach der Gleichung (4.6) und ohne zu 39,52 MNm. Es könnten 3,75 MNm gespart werden, was einen relativen Wert von 8,7 Prozent entspricht. Eine konservative Masseneinsparung von 7 Prozent bei den Tragflächen wurde angenommen, weil im Gegenzug der Rumpf durch die erhöhte Lastaufnahme auch stärker und demzufolge schwerer ausgelegt werden müsste.

Ein anderer Lastfall ist der Start, bei dem die mit Kraftstoff gefüllten Tragflächen nach unten hängen, bevor sie Auftrieb entwickeln. Das Wurzelbiegemoment ist negativ und würde nicht

mehr durch das Flügelfahrwerk entlastet werden. Es wirkt auch kein Lastfaktor. Es entsteht ein Biegemoment von -25,7 MNm nach Gleichung (4.7).

$$M_{x, \text{Start}} = -\frac{g}{S} (m_W + m_{MF, Ffw}) \kappa - g (m_{Tw1} y_{Tw1} + m_{Tw2} y_{Tw2}) \quad (4.7)$$

Da der Flügelkasten symmetrisch aufgebaut ist und die Last kleiner als der Wert wie bei dem Landefall ist, kann die konservative Masseneinsparung angenommen werden. Ein weiterer Vorteil wäre, dass durch den Wegfall des Flügelfahrwerks mehr Kraftstoff mitgenommen werden könnte und sich somit die Reichweite erhöht.

Durch Verwendung von Rumpffahrwerken ist die Gefahr des Kippens größer und muss überprüft werden. Nach dem Bild 4.8 und den Gleichungen (4.8) bis (4.11) wird der Winkel θ für den A380-800 berechnet.

Tabelle 4.2 Größen für Berechnung des Kippwinkels (Binnebesel 2007)

Gegebene Größen	Formelzeichen	Wert
Abstände von Längsebene zum äußeren Rad des Bug- und Hauptfahrwerkes	y_{Ffw}	3,6 m
Radstand	B	26,59 m
Abstand zwischen Schwerpunkt und Bugfahrwerksachse	l_{Bfw}	28,957 m
Höhe vom Boden zum Schwerpunkt	H	5,18 m

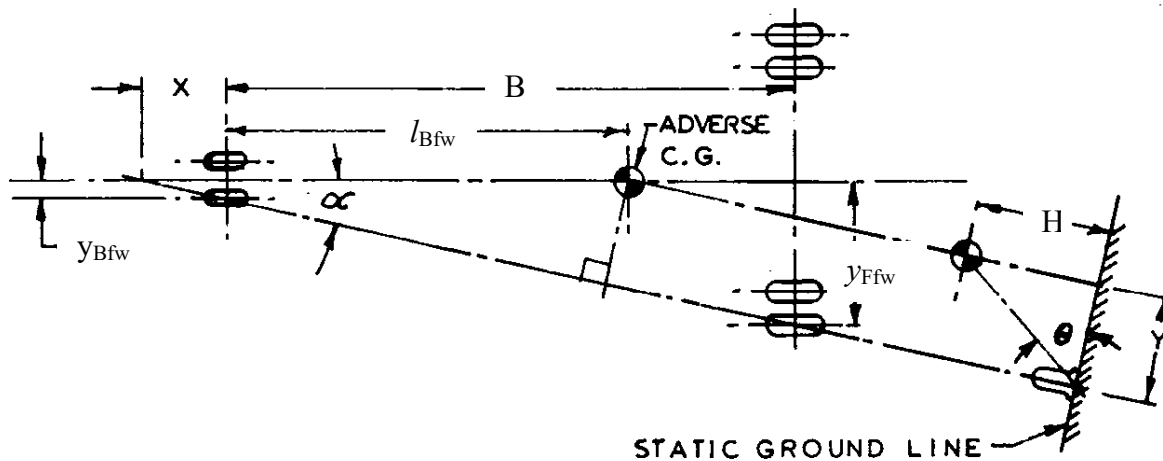


Bild 4.8 Berechnung des Kippwinkels (nach Currey 1988)

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{y_{Ffw} - y_{Bfw}}{B} \quad (4.8)$$

$$X = \frac{y_{Bfw}}{\tan \alpha} \quad (4.9)$$

$$Y = (l_{\text{Bfw}} + X) \sin \alpha \quad (4.10)$$

$$\theta = \tan^{-1} \frac{H}{Y} \quad (4.11)$$

Es wird davon ausgegangen, dass sich der Kräfteinleitungspunkt vom Flügelfahrwerk nun am Rumpf, genau am Hinterholm des Flügelbiegekastens, befindet. Nach der Berechnung mit den Werten aus Tabelle 4.2 ergibt sich der Winkel 53,4 Grad und ist kleiner als der maximal mögliche Wert von 54 Grad (Currey 1988, Seite 37).

4.2.4 Integrationsstufe IV

Die vierte Integrationsstufe beschäftigt sich mit der Integration von GroLaS in nicht konventionelle Flugzeuge, wie beispielsweise dem Blended Wing Body. Über die Massenvorteile kann momentan keine Aussagen gemacht werden, da sich das Blended Wing Body Flugzeug selbst noch in Entwicklung befindet und nicht genügend Informationen zugänglich waren.

4.3 Einsparpotentiale am Beispiel der Airbus Flugzeuge

Die Massen der einzelnen Fahrwerkskomponenten kann der Tabelle 4.3 nach eigener Recherche von Binnebesel 2007 entnommen werden. Der Bugfahrwerksanteil (Bfw) ist bei den drei in dieser Arbeit betrachteten Flugzeugtypen geringer als der Hauptfahrwerksanteil (Hfw). Nach dem Bild 4.9 beträgt dieser nur ca. 9 % von der gesamten Fahrwerksmasse.

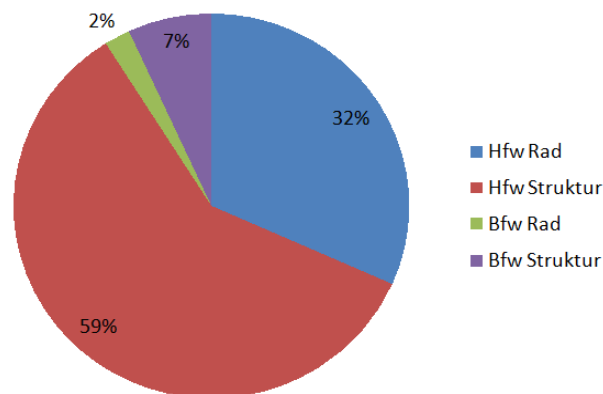


Bild 4.9 Relative Massenanteile der Fahrwerkskomponenten des A330

Die gesamte Hauptfahrwerksmasse nimmt bei allen drei betrachteten Flugzeugen ca. 91 Prozent von der Gesamtfahrwerksmasse ein. Die Fahrwerksmasse ist äquivalent zu den tragenden Lasten.

Tabelle 4.3 Vergleich des Einsparpotentials nach Flugzeugtyp und Integrationsstufe (**Eigene Recherche, Airbus WBM 2009, Binnebesel 2007**)

Integrationsstufe	Einsparbereich	A330-300		A340-600		A380-800	
		<i>m</i> _{OE} : 119831 kg		<i>m</i> _{OE} : 176364 kg		<i>m</i> _{OE} : 286364 kg	
		kg	%	kg	%	kg	%
I	Fahrwerk (100%)						
	Flügel Fahrwerk	8380,5	7,0	9999,5	5,7	7985,5	2,8
	Rumpffahrwerk	-	-	4322,9	2,5	12424,8	4,3
	Bugfahrwerk	826,9	0,7	1345,6	0,8	1909,9	0,7
	Summe	9207,4	7,7	15668,0	8,9	22320,2	7,8
II	Struktur						
	Fahrwerkstüren						
	Bugfahrwerk (30%)	23,4	0,02	23,4	0,01	65,4	0,02
	Flügel Fahrwerk (30%)	118,8	0,1	108,0	0,1	120,0	0,04
	Rumpffahrwerk (40%)	-	-	76,8	0,04	373,8	0,1
	Reverser (100%)	679,5	0,6	1373,1	0,8	940,0	0,3
	Systeme						
	Hydraulikerzeugung (25%)						
	Hydraulik Komponenten	237,2	0,2	272,6	0,2	188,6	0,1
	Hydraulikverteilung						
	Fahrwerkshydraulik (90%)	287,5	0,2	438,0	0,2	1049,4	0,4
Reverserhydraulik (100%)	123,4	0,1	130,6	0,1	140,0	0,05	
Elektr. Kabel Fahrwerk (10%)	8,6	0,01	13,6	0,01	10,5	0,004	
	Summe	1478,4	1,2	2436,1	1,4	2887,7	1,0
III	Struktur						
	Belly Fairing (50%)	90,7	0,1	90,7	0,1	143,0	0,05
	Keel Beam (100%)	708,9	0,6	708,9	0,4	1718,2	0,6
	Pressure Bulk Heads (80%)	310,0	0,3	380,0	0,2	528,0	0,2
	Rumpfsegment						
	Kleinere Fahrwerkschächte (3%)	251,1	0,2	369,5	0,2	600,0	0,2
	Zwei Landestoßpunkte (10%)	836,9	0,7	1231,7	0,7	2000,0	0,7
	Keine Bremsbiegemomente (2%)	200,0	0,2	250,0	0,1	400,0	0,1
	Flügel						
	Kein Flügel Fahrwerk (7%)	2520,0	2,1	2590,0	1,5	5880,0	2,1
Kein Kink (2%)	720,0	0,6	740,0	0,4	1680,0	0,6	
	Summe	5637,6	4,7	6360,9	3,6	12949,2	4,5
Gesamtsumme		16323,4	13,6	24465,0	13,9	38157,1	13,3

Die Zahlen in der Spalte *Einsparbereich* geben an, wie viel Prozent von dem Bauteilgewicht eingespart werden könnten.

In der Integrationsstufe I könnte man allein durch Weglassen des kompletten Hauptfahrwerkes 8,9 Prozent von der A340 Flugzeugleermasse einsparen. Das Rumpffahrwerk des A380 besitzt die größte Masse bei allen drei betrachteten Flugzeugtypen und wiegt mehr als das komplette Fahrwerk des A330.

In der Integrationsstufe II könnten auf Sekundärstrukturebene die Fahrwerkstüren des Bug- und Hauptfahrwerkes leichter sein, da ohne die voluminösen Reifen der zu verschließende Bereich kleiner wird. Einen Teil des Fahrwerkstürenbereichs könnte in die Rumpffzellenstruktur mit eingebracht werden.

Die Massensparnis durch Wegfall des Schubumkehrers ist bei dem A340 besonders hoch, weil alle vier Triebwerke einen besitzen. Die Schubumkehrermasse beim A340 ist ein Schätzwert, der sich ergibt aus der Masse des Rolls Royce Trend 500 Triebwerks und einem Faktor. Der Faktor beträgt 7,1 Prozent, der bei dem Vergleich von den A380 Triebwerken ermittelt wurde. Das äußere Triebwerk ohne Schubumkehrer ist 7,1 Prozent leichter als das innere Triebwerk mit Schubumkehrer.

Die Hydraulikkomponenten für die Hydraulikerzeugung umfassen Leitungen, Schläuche, Halterungen, Ventile, Hydraulikflüssigkeit, Filter, Elektropumpen, Halterungen und Vorratsbehälter. Die Masse der Hydraulikkomponenten kann nur zu einem Viertel eingespart werden, da auch andere Systeme, wie zum Beispiel Hochauftriebssysteme, hydraulische Energie benötigen. Die größte Massenreduzierung wird durch das Weglassen der Fahrwerkshydraulikversorgung erreicht. Wie bereits in Abschnitt 2.2 erwähnt wurde, wird das Flugzeug durch den Schlitten gebremst. Die Reverserhydraulik würde nicht mehr benötigt werden, wenn am Flugzeug Triebwerke ohne Reverser montiert werden würden. Die elektrischen Kabel für das Landesystem ergibt die geringste Einsparung.

Bei Integrationsstufe III könnten durch Wegfall des Keel Beams, Verkleinerung der Belly Fairing und durch einen leichteren Flügel noch einmal eine zusätzliche Massensparnis von ungefähr vier Prozent von der Betriebsleermasse erzielt werden. Das Rumpfsegment würde im Bereich des Hauptfahrwerkschachtes leichter werden, weil eine durchgängige, druckbeaufschlagte und runde Struktur ermöglicht würde (im Gegensatz zu Bild 4.5).

Nach einer Technologiebesprechung bei Airbus (siehe Anhang A) lässt sich die angenommene Massensparnis grundsätzlich in zusätzliche Nutzlast umwandeln. Jedoch müssen einige Rahmenbedingungen eingehalten werden:

- Mehr Last in die Punkte einleiten, die das Fahrwerk halten
- Maximale Flächenlast durch Verstärkung des Fußbodens erhöhen.

Die maximal mitführbare Nutzlast beträgt beim Airbus A380-800 nach der Formel (4.12) und (4.13) 80 Tonnen (**Airbus WBM 2009**). Das ergibt eine Rechnung nach den Gleichungen

(4.14) und (4.15). Es wird die Anzahl der Passagiere mit 89 kg multipliziert und mit den maximalen Frachtbelastungen (Bild 4.10) summiert.

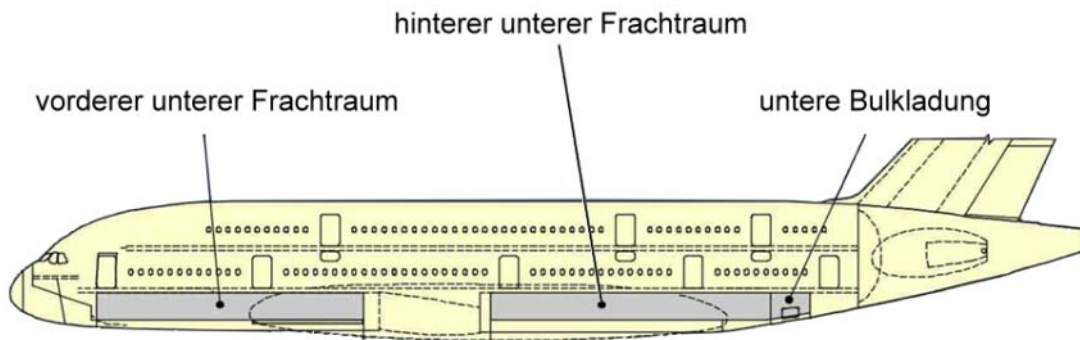


Bild 4.10 Frachträume des A380 (nach Airbus 2010)

$$m_{\text{MPL}} = m_{\text{MZF}} - m_{\text{OE}} \quad (4.12)$$

$$m_{\text{MPL}} = 366\text{t} - 286\text{t} = 80\text{t} \quad (4.13)$$

$$m_{\text{MPL}} = m_{\text{MFCH}} + m_{\text{MACH}} + m_{\text{MBCH}} + m_{\text{MPX}} \quad (4.14)$$

$$m_{\text{MPL}} = 29\text{t} + 20\text{t} + 2,5\text{t} + 555 \cdot 0,089\text{t} = 100,9\text{t} \quad (4.15)$$

Bereits ohne Austausch der Fahrwerke besteht eine Nutzlastreserve von 20,9 Tonnen, die allerdings durch das beschränkende Höchstleertankgewicht nicht genutzt werden kann. Eine spätere Rechnung in Kapitel 8 soll zeigen, inwieweit die Nutzlast und damit die Effizienz durch den Einsatz der entwickelten Schnittstellen erhöht werden kann.

5 Schnittstellenkonzepte

Neue Konzepte zu entwerfen setzt ein kreatives Denken voraus und eine analytische Vorgehensweise. Der Psychologe J. Drevdahl (**Gerhard 1998**) definiert:

Kreativität ist die Fähigkeit eines Menschen, Denkergebnisse beliebiger Art hervorzubringen, die im Wesentlichen neu sind und demjenigen, der sie hervorgebracht hat, vorher unbekannt waren.

Damit schließt Kreativität das Bilden neuer Muster und Kombinationen aus Erfahrungswissen ebenso ein wie das Übertragen bekannter Zusammenhänge auf neue Situationen. Das Problem wird zuerst mithilfe einer Anforderungsliste, Black-Box-Darstellung und Funktionsanalyse klar definiert. Dann werden die Lösungsvarianten mithilfe des morphologischen Kastens entwickelt und bewertet.

5.1 Anforderungen

Herkömmliche Fahrwerke haben fünf Hauptaufgaben (**Roskam 1989**):

1. Absorption des Landestoßes und Stöße, die beim Rollen auftreten
2. Ermöglichen von Bodenmanövern: Rollen, Startrollen, Landerollen und Lenkung
3. Bremsfähigkeit
4. Erlauben von Schleppen des Flugzeugs
5. Schutz der Fahrbahnoberfläche.

Die Aufgaben eins bis fünf werden bei GroLaS von dem Bodenfahrwerk übernommen (vergleiche Abschnitt 2.2). Insbesondere die Energieabsorption bei der Landung geschieht durch Stoßdämpfer und Reifen.

Die Schnittstelle wird in erster Linie für die Integrationsstufe I konzipiert, weil diese an den vorhandenen Anschlusspunkten des Flugzeugs angebunden werden muss. Für die weiteren Integrationsstufen könnte die Schnittstelle genauso aussehen, jedoch würde sie optimiert in die Struktur des Flugzeugs integriert sein.

Die Schnittstelle soll mit dem GroLaS Konzept (siehe Bild 5.1) kompatibel sein.



Bild 5.1 Schnittstelle zwischen Flugzeug und Bodenfahrwerk (nach **Binnebesel 2010**)

Nachfolgend sind die Anforderungen an die Schnittstelle zusammengefasst:

- Austauschbarkeit zu den bisherigen Fahrwerken muss gegeben sein.
- Die Belastungen an den Anschlusspunkten müssen kleiner/gleich den bisherigen Belastungen sein.
- Die Schnittstelle sollte deutlich leichter sein als die bisherigen Fahrwerke.
- Die Komplexität der Schnittstelle ist so gering wie möglich zu halten.
- Das System sollte wartungsarm und kostengünstig sein.
- Das Rotieren bei Start und Landung muss möglich sein.
- Sie muss mit dem bisherigen GroLaS Konzept kompatibel sein.
- Die auftretenden Kräfte, die im nächsten Abschnitt erläutert werden, müssen von dem Flugzeug über die Schnittstelle auf das Bodensystem übertragen werden.

5.1.1 Last- und Landearten

Die Lasten lassen sich in drei verschiedene Arten gliedern (**Roskam 1989**):

1. Vertikale Lasten
2. Longitudinallasten
3. Laterale Lasten.

Die vertikalen Lasten werden hauptsächlich durch den Landestoß und das Rollen über unebene Oberflächen verursacht. Longitudinallasten wirken horizontal in Längsrichtung des Flugzeuges und werden vorwiegend durch den Drehbeginn (Spin-up) der Räder beim Aufsetzen, Bremslasten, Widerstand beim Rollen verursacht. Laterale Lasten treten bei Landungen und Rollen mit Seitenwind auf (siehe Bild 5.2).

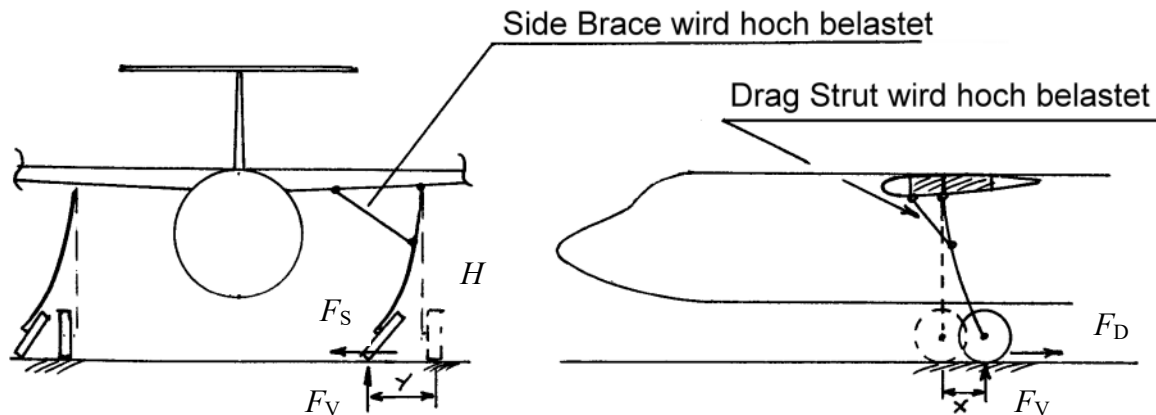


Bild 5.2 Längs- und Seitenkräfte bewirken zusätzliche Momente infolge der Flexibilität der Fahrwerksbeinstrukturen (nach Roskam 1989)

Die entstehenden Momente $F_S \times H$ und $F_D \times H$ würden bei einem geeigneten Schnittstellenkonzept nicht von der Flugzeugstruktur aufgenommen werden müssen, sondern von dem Bodenfahrwerk.

Bei den Kräften, die in der Tabelle 5.2 und Tabelle 5.4 angegeben sind, handelt es sich um Limit Load Lasten. Das sind „sichere“ Lasten, das heißt ein Flugzeug kann im Laufe seines Lebens diese Belastungen ausgesetzt sein. Die Struktur muss so ausgelegt werden, dass nicht nur diese Beanspruchung erträgt, sondern dass sie bei Limit Load auch keine bleibenden Verformungen erfährt. Ein Versagen der Struktur darf sich erst mit einem gewissen Sicherheitsabstand zu Limit Load ergeben. Diese Sicherheitsmarge wird als Sicherheitsfaktor bezeichnet. Dieser Sicherheitsfaktor beträgt 1,5 und wird mit der sicheren Last multipliziert. Das ergibt Ultimate Load, die so genannte Bruchlast.

Die Streckgrenze $R_{p0,2}$ wird für die Dimensionierung von Strukturteilen mit Limit Load Lasten herangezogen. Die Bruchlast wird mit der Bruchspannung R_m dimensioniert.

Die Größe der vertikalen Fahrwerklasten ist abhängig von der Sinkgeschwindigkeit. Nach CS 25.723, übersetzt im Anhang B 3.2, beträgt die maximale Sinkgeschwindigkeit 3,7 m/s bei dem Stoßbelastungsabsorptionstest mit der Auslegungslandemasse. Der Landestoß wird bei den meisten Flugzeugen von zwei Elementen aufgenommen: Reifen und Stoßdämpfer. Die Energie, die beim Aufsetzen absorbiert werden muss, ist die Summe aus kinetischer Energie infolge der vertikalen Sinkgeschwindigkeit und potentieller Energie. Die potentielle Energie ist gleich dem Produkt aus dem Flugzeuggewicht und der vertikalen Verschiebung, die von dem augenblicklichen Aufsetzen bis hin zur maximalen Verschiebung von Stoßdämpfer und Reifen auftritt. Die potentielle Energie ist vernachlässigbar gering gegenüber der kinetischen Energie.

Die Verteilung für die Energieabsorption ist abhängig von der Flugzeugstellung beim Aufsetzen der Räder auf den Boden. Es werden zwei grundlegende Fälle unterschieden: Zweipunkt- und Dreipunktlandung.

Bei der **Zweipunktlandung** (siehe Anhang B 2.3 und Bild 5.3), oder auch Tail-down Landebedingung genannt, setzt das Hauptfahrwerk vor dem Bugfahrwerk auf. Die vertikalen Lasten, die beim Landestoß und der maximalen Landemasse m_L auftreten, werden nach einer konservativen Annahme komplett vom Hauptfahrwerk aufgenommen (**Howe 2004**, Seite 220).

Wenn das Flugzeug auf den Boden aufsetzt, müssen die Hauptfahrwerksräder anfangen so schnell zu drehen wie für das äquivalente Vorwärtsrollen des Flugzeuges nötig ist. Um dies zu erreichen ist eine horizontale Widerstandsreibkraft beziehungsweise Spin-up Last D nötig. Sie bewirkt eine bugabwärtsgehende Nickbewegung. Das Resultat ist, dass das Bugfahrwerk einen Teil der Rotationsenergie und die vertikale Last absorbieren muss. Für das Auslegungsflugzeug Airbus A380-800 kann die maximale vertikale Limitkraft je Fahrwerksbein für das Rumpf- und Flügelfahrwerk während des Aufsetzen nach Gleichung (5.1) und (5.2) berechnet werden. Die Verteilung der Lasten auf das Hauptfahrwerk (vergleiche Abschnitt 4.1) sind bekannt.

$$F_{V,\text{Ffw}} = 0,2n_z m_L \quad (5.1)$$

$$F_{V,\text{Rfw}} = 0,3n_z m_L \quad (5.2)$$

Das Fahrwerkslastvielfache beträgt $n_z = 2,0g$ (**Roskam 1989**, Seite 54). Für den Landefall wird die maximale Landemasse m_L von 391 Tonnen (siehe Bild 5.4) angenommen. Die maximale Vertikalkraft vom Flügelfahrwerk beträgt 1530 kN und vom Rumpffahrwerk 2300 kN.

Mit einer quasi-statischen Analyse nach der Gleichung (5.3) nach **Howe 2004**, Seite 226 wird die vertikale Bugfahrwerkslast für das konventionelle Fahrwerk berechnet.

$$F_{V,\text{Bfw}} = \frac{2F_{V,\text{Hfw}}(l_{\text{Hfw}} + \mu h)}{\sqrt{(l_{\text{Hfw}} + l_{\text{Bfw}})(l_{\text{Bfw}} - \mu h)}} \quad (5.3)$$

Wenn der Widerstandskoeffizient μ ist, so gilt für die Widerstandsreibkraft $F_D = \mu F_V$. Der Zähler ist das Moment von den vertikalen Kräften des Hauptfahrwerkes und der entsprechenden horizontalen Widerstandskräfte um die vordere Schwerpunktlage mit 391 Tonnen, der sich bei 32 Prozent MAC (siehe Bild 5.4) befindet.

Der Nenner ist der geometrische Mittelwert aus dem Bugfahrwerksmomentenhebelarm um das Hauptfahrwerk, das eine Widerstandsreibkraft auf das Bugfahrwerk hervorruft. Da die Spin-up Lasten bei GroLaS wegfallen und der A380 zwei Hauptfahrwerkskomponenten besitzt, wurde der Term μh in der Gleichung (5.4) entfernt und mit einem Summanden erweitert.

$$F_{V,Bfw} = \frac{2F_{V,Ffw}l_{Ffw}}{\sqrt{(l_{Ffw} + l_{Bfw})(l_{Bfw})}} + \frac{2F_{V,Rfw}l_{Rfw}}{\sqrt{(l_{Rfw} + l_{Bfw})(l_{Bfw})}} \quad (5.4)$$

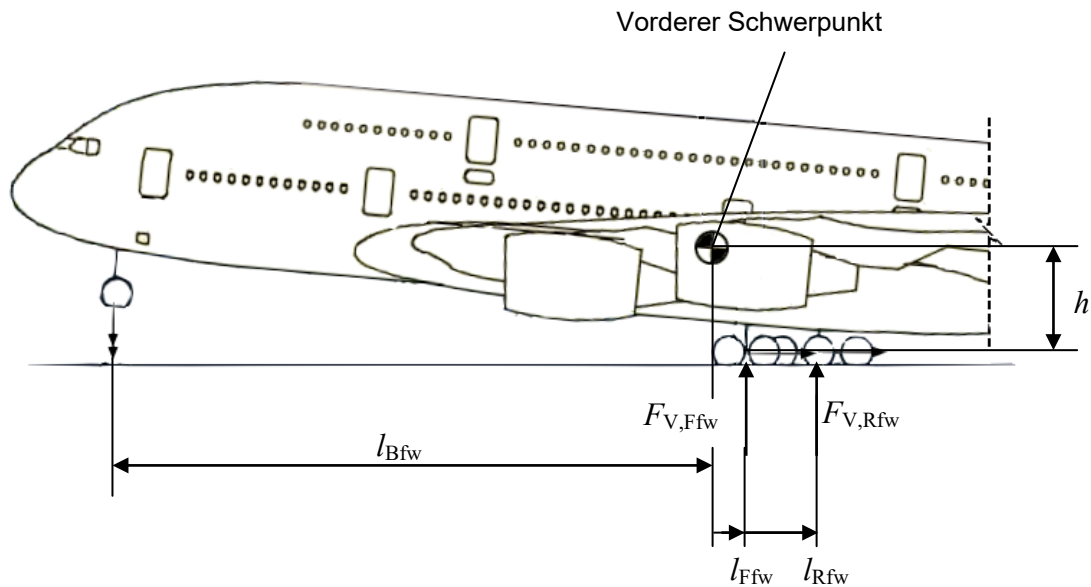


Bild 5.3 Zweipunktlandung ruft ein Nickmoment hervor

Nach Einsetzen der gegebenen Größen aus Tabelle 5.1 in Gleichung (5.4) wird die vertikale Bugfahrwerkslast zu 740 kN bestimmt.

Tabelle 5.1 Größen für die Bugfahrwerkslast bei Landung (Binnebesel 2007)

Gegebene Größen	Formelzeichen	Wert
horizontale Abstände von Bug-, Flügel- und Rumpffahrwerk zu dem Fwd C.G. (32 % MAC)	l_{Bfw}	27,72 m
	l_{Rfw}	4,15 m
	l_{Ffw}	0,88 m
Höhe zwischen Radachse und C.G.	h	4,48 m
Vertikale Kraft von Flügel- und Rumpffahrwerk je Fahrwerksbein	$F_{V,Ffw}$	1530 kN
	$F_{V,Rfw}$	2300 kN

Bei der **Dreipunktlandung** (siehe Anhang B2.2), auch Levellandebedingung genannt, setzt das Hauptfahrwerk mit dem Bugfahrwerk gleichzeitig auf. Hier kann man das Diagramm aus Bild 5.4 für die Berechnung der vertikalen Kräfte bei der höchstzulässigen Landemasse verwenden. Bei dem Schwerpunkt-Gewichtverteilungs-Diagramm wird der hinterste Schwerpunkt für das Hauptfahrwerk und der vorderste für die Auslegung des Bugfahrwerks benutzt. Die ermittelten Werte werden mit dem Lastvielfachen $2,0g$ multipliziert. Die Vertikalkräfte ergeben sich für das Bugfahrwerk zu 1160 kN, einem Flügelfahrwerksbein zu 1460 kN und für ein Rumpffahrwerksbein zu 2180 kN.

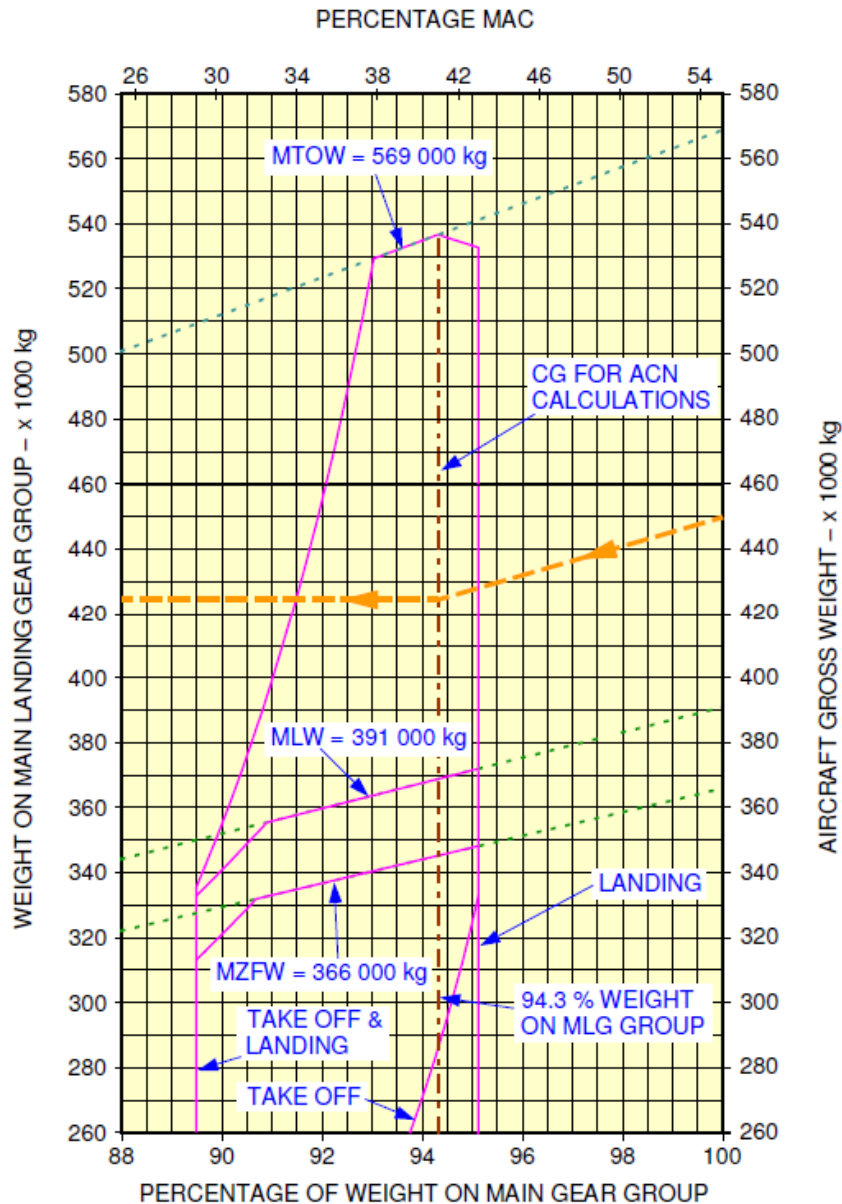


Bild 5.4 Verteilung der vertikale Masse auf das Hauptfahrwerk des A380 (Airbus 2010)

Nach einem Vergleich der beiden Landearten werden die maximalen vertikalen Lasten festgelegt. Die Werte sind der Tabelle 5.2 zu entnehmen.

5.1.2 Fahrwerkslasten bei der Landung

Im Allgemeinen werden die maximalen Vertikalkräfte für die Berechnung der longitudinal- und lateralen Lasten benötigt. Die lateralen Lasten (Seitenlasten) sowie die longitudinalen Lasten (Bremslasten) wirken am Bodenkontaktpunkt. Die „Spin-up“ Lasten wirken in der Radachse und würden bei GroLaS entfallen, da sich die Räder bereits in Bewegung befinden.

Diese Lastkomponente wird nicht betrachtet, wird aber vollständigshalber in Klammern mit aufgeführt.

Lastfall 1a beschreibt die Landung mit maximaler Vertikalkraft und einer Spin-up Last, die 25 Prozent von der maximalen Vertikalkraft betragen muss. (CS 25.479 und CS 25.481)

Lastfall 1b ist die Landung mit einer Kombination von einer 75 prozentigen Vertikalreaktion mit einer 40 prozentigen Widerstandsreibkraft und einer Seitenkraft von 25 Prozent. (CS 25.479 und CS 25.481)

Lastfall 2 schildern die Entwicklung während einer seitlichen Driftlandung, wenn die Fahrwerksräder sich bereits in Bewegung befinden. Aus diesem Grund wird die Spin-up Last auch mit Null angenommen. Es wirkt nur die Hälfte der maximalen Vertikalkraft. (CS 25.485)

Bei Lastfall 3 greift die vertikale Kraft nur am äußersten Hauptfahrwerk an. Dies ist normalerweise kein Auslegungsfall für die Fahrwerke (Howe 2004, Seite 233), stellt aber einen kritischen Lastfall dar, der anhand einer dynamischen Analyse betrachtet werden kann. (CS 25.483)

Lastfall 4 bezieht sich auf die Fahrwerksteile, die ungefedert sind, wie zum Beispiel die Räder, Achse, und andere Bauteile unterhalb des Stoßdämpfers. Diese Bauteile mit der Masse m_{US} sollten einen Limit load Faktor von 20g ertragen können. Dieser Lastfall wurde vollständiger Weise mit aufgeführt, betrifft die Schnittstelle aber nicht, da diese gefedert ist. (CS 25.487)

Die Landelastfälle und die entsprechenden Lasten für den Airbus A380-800 sind in der Tabelle 5.2 zusammengefasst.

Tabelle 5.2 Landelastfälle und Limit load Lasten für A380-800

Nr.	Lastfall	Vertikalkraft kN	Längskraft durch Spin-up kN	Seitenkraft nach innen ^a kN	Seitenkraft nach außen kN
1a	Landung mit Kombination aus Längs- und Seitenkräften	$F_{V,i}$	$(0,25 F_{V,i})$		
		$F_{V,Bfw} = 1160$ $F_{V,Ffw} = 1530$ $F_{V,Rfw} = 2300$	$F_{D,Bfw} = 290$ $F_{D,Ffw} = 380$ $F_{D,Rfw} = 580$	0	0
1b		$0,75 F_{V,i}$	$(0,4 F_{V,i})$	$0,25 F_{V,i}$	$0,25 F_{V,i}$
		$F_{V,Bfw} = 870$ $F_{V,Ffw} = 1150$ $F_{V,Rfw} = 1730$	$F_{D,Bfw} = 460$ $F_{D,Ffw} = 610$ $F_{D,Rfw} = 920$	$(F_{S,iw})_{Bfw} = 290$ $(F_{S,iw})_{Ffw} = 380$ $(F_{S,iw})_{Rfw} = 580$	$(F_{S,ow})_{Bfw} = 290$ $(F_{S,ow})_{Ffw} = 380$ $(F_{S,ow})_{Rfw} = 580$
2	Seitliche Driftlandung	$0,5 F_{V,i}$	0	$0,4 F_{V,i}$	$0,3 F_{V,i}$
		$F_{V,Bfw} = 580$ $F_{V,Ffw} = 770$ $F_{V,Rfw} = 1150$		$(F_{S,iw})_{Bfw} = 0$ $(F_{S,iw})_{Ffw} = 610$ $(F_{S,iw})_{Rfw} = 920$	$(F_{S,ow})_{Bfw} = 0$ $(F_{S,ow})_{Ffw} = 460$ $(F_{S,ow})_{Rfw} = 690$
3	Landung mit nur einem Fahrwerk	wie Fall 1a			
(4)	Zurückprallen der ungefederten Teile	$20 m_{UTg}$	0	0	0

^a Die Richtung der wirkenden Seitenlasten nach innen und außen sind dem Bild 5.7 zu entnehmen.

5.1.3 Fahrwerkslasten bei Bodenoperationen

Das Fahrwerk muss neben dem Landefall auch die statischen vertikalen Limitlasten aufnehmen, die beim Rollen des Flugzeugs zum Start mit der maximalen Flugzeugrollmasse m_{MT} auftreten (CS 25.491). Das entspricht dem Lastfall 1, der in der Tabelle 5.4 dargestellt ist. Nach dem Bild 5.4 wurden die vertikalen Kräfte ermittelt.

Lastfall 2 ist die gebremste Rollbedingung, bei der die Bremsen plötzlich betätigt werden und ein Nickmoment nach unten auf das Bugfahrwerk erzeugt wird. Die vertikale Hauptfahrwerkslast kann aus Fall 1 übernommen werden, jedoch wirken zusätzlich Bremskräfte, die 80 Prozent von der vertikalen Reaktionskraft der Hauptfahrwerksräder betragen.

Nach der Gleichung (5.5) aus der CS 25.493 (siehe Anhang B 2.9) kann die vertikale Bugfahrwerkskraft berechnet werden.

$$F_{V,Bfw} = \frac{W_{MT}}{l_{Bfw} + l_{Hfw}} \left(l_{Hfw} + \frac{f_{dyn} \mu l_{Bfw} H}{l_{Bfw} + l_{Hfw} + \mu H} \right) \quad (5.5)$$

Um diese Formel anwenden zu können, muss vorher das A380 Hauptfahrwerk wie in Bild 5.6 vereinfacht werden. Die Größe l_{Hfw} wurde mithilfe einer Momentengleichgewichtsbedingung um das Bugfahrwerk in der Gleichung (5.7) und nach dem Bild 5.5 berechnet.

$$\sum M_{\text{Bfw}} = 0 = F_{\text{V,Ffw}} 28,6\text{m} + F_{\text{V,Rfw}} 31,9\text{m} - F_{\text{R}} l_{\text{R}} \quad (5.6)$$

$$l_{\text{R}} = \frac{F_{\text{V,Ffw}} 28,6\text{m} + F_{\text{V,Rfw}} 31,9\text{m}}{F_{\text{V,Ffw}} + F_{\text{V,Rfw}}} \quad (5.7)$$

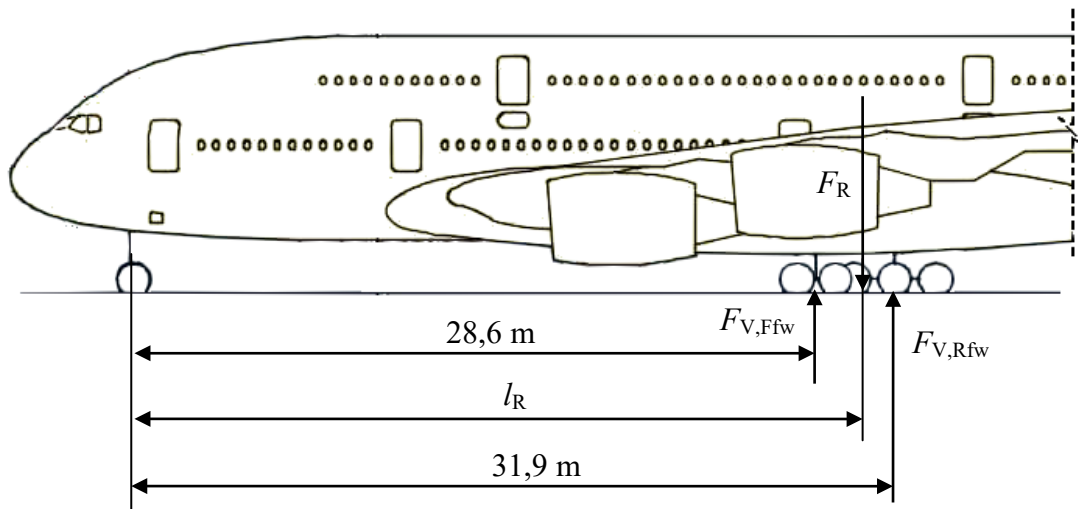


Bild 5.5 Berechnung der resultierenden Hebellänge

Die resultierende Hebellänge ist 30,58 m. Der geforderte Hauptfahrwerksabstand zum Schwerpunkt kann nun durch Subtraktion der resultierenden Hebellänge und dem Abstand des Bugfahrwerks aus Tabelle 5.3 bestimmt werden. Der Hauptfahrwerksabstand beträgt 1,75m.

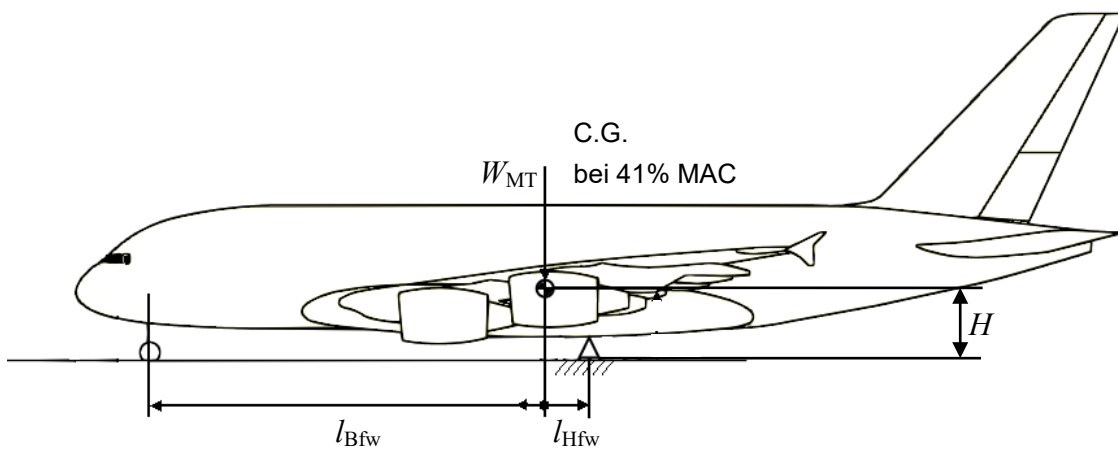


Bild 5.6 Vereinfachte Darstellung des Fahrwerk

Tabelle 5.3 Größen für die vertikale Bugfahrwerkslast beim Bremsen (**Binnebesel 2007**)

Gegebene Größen	Formelzeichen	Wert
horizontale Abstände von Bug-, und Hauptfahrwerk zu dem Schwerpunkt	l_{Bfw} l_{Hfw}	28,83 m 1,75 m
Höhe zwischen Boden und C.G.	H	5,18 m
Widerstandskoeffizient (CS 25.493)	μ	0,8
dynamischer Faktor (CS 25.493)	f_{dyn}	2
Max. Flugzeugrollgewicht	W_{MT}	5600 kN

Nach Einsetzen der gegebenen Größen in die Gleichung (5.5) wird die Vertikalkraft des Bugfahrwerks zu 1580kN.

Lastfall 3 beschreibt das Bremsen bei der Rückwärtsfahrt. Folglich wirken die horizontalen Kräfte nach vorn bei dem Fahrwerk, das Bremsen besitzt. (**CS 25.507**)

Bei der Kurvenfahrt in Lastfall 4 wird eine seitliche Kraft von 0,5 (**CS 25.495**) mal der vertikalen Reaktionskraft pro Fahrwerksbein angenommen, es wirken aber keine Bremskräfte. Für die vertikale Kraft des Flügelfahrwerkes gilt:

$$(F_{V,k})_{\text{Ffw}} = 0,2W_{\text{MT}} \left(0,94 \pm \frac{H}{t_{\text{Ffw}}} \right) \quad (5.8)$$

und für das Rumpffahrwerk entsprechend:

$$(F_{V,k})_{\text{Rfw}} = 0,3W_{\text{MT}} \left(0,94 \pm \frac{H}{t_{\text{Rfw}}} \right) \quad (5.9)$$

wobei der Wert 0,94 (Bild 5.4) die Lastverteilung auf das Hauptfahrwerk beschreibt.

In dem Bild 5.7 wird eine Kurvenfahrt in positiver y-Richtung gezeigt, wobei die Trägheitskräfte im Schwerpunkt des Flugzeuges in negativer y-Richtung wirken. Die Fahrwerksbeine auf der negativen y-Seite erfahren eine um den Betrag $+(H/t)$ erhöhte vertikale Kraft. Auf der anderen Seite wirkt eine verminderte vertikale Kraft um $-(H/t)$.

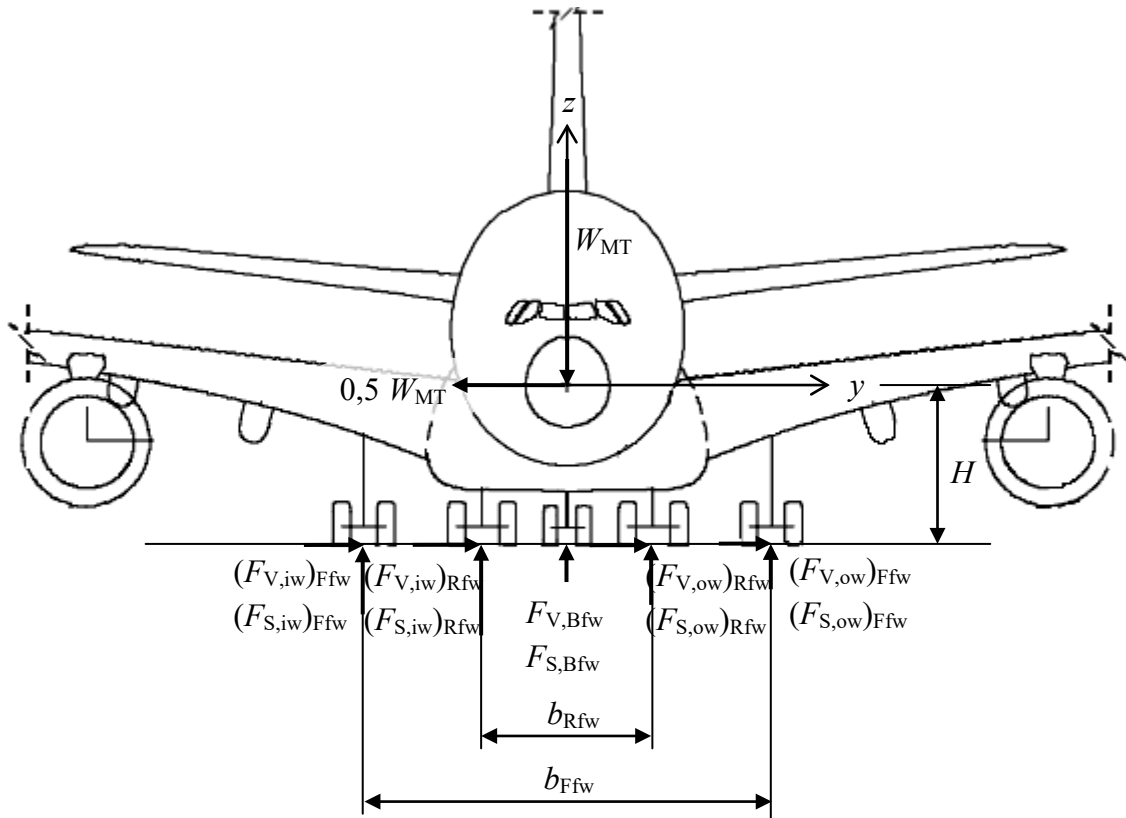


Bild 5.7 Reaktionskräfte bei einer Kurvenfahrt in y-Richtung

Die Spurweite des Flügelfahrwerks beträgt 12,5 m und für das Rumpffahrwerks 5,3 m. Für das Bugfahrwerk wirkt auch eine Seitenkraft von 0,5-mal der Vertikalkraft im Falle, wenn die Lenkung nicht benutzt wird.

Lastfall 5 beschreibt die zusätzlichen Bugfahrwerkslasten, die beim Lenken des Flugzeuges und beim Bugradgieren auftreten, wenn eine Seite des Hauptfahrwerks bremst. Eine Seitenlast von 80 Prozent mal der maximalen Vertikalreaktion wirken auf das Bugfahrwerk. Das maximale Lenkdrehmoment wird erreicht, wenn die Bugfahrwerksvertikalkraft 133 Prozent vom maximalen Wert beträgt. (CS 25.499)

Für Lastfall 6 wird folgende Anforderung an den Start vorgeschlagen: das maximale Abfluggewicht multipliziert mit einem Faktor von 1,7 auf die Fahrwerksbeine des Hauptfahrwerks aufzuteilen (Howe 2004, Seite 241). Der Faktor ist ein zusätzlicher Sicherheitsfaktor gegen Unebenheiten der Fahrbahn, die von der Struktur aufgenommen werden müssen.

Lastfall 7 beschreibt die horizontale Last, die beim Beschleunigen des Flugzeuges durch GroLaS entsteht. Es wird dabei von einer Beschleunigungskraft von 620 kN ausgegangen. Dieser Wert entspricht 50 Prozent des Triebwerkschubes. Diese Kraft wird zu 30 Prozent auf ein Rumpffahrwerksbein und 20 Prozent auf ein Flügelfahrwerksbein verteilt. Die entstehenden nach vorn wirkenden Kräfte des Hauptfahrwerks sind im Vergleich mit den Kräften aus

Lastfall 3 geringer. Es sollte demnach kein Problem darstellen, das Flugzeug mit dem Schlitzen zu beschleunigen. Das Bugfahrwerk nimmt keine Longitudinallast auf.

Tabelle 5.4 Bodenlastfälle und Limit Load Lasten für A380-800 (Airbus 2010)

Nr.	Lastfall	Vertikalkraft kN	Längskraft ^a kN	Seitenkraft kN
1	Rollen mit max. Flugzeugrollmasse $m_{MT} = 571$ Tonnen	$F_{V,i}$ $F_{V,Bfw} = 390^b$ $F_{V,Ffw} = 1050^c$ $F_{V,Rfw} = 1590^c$	0	0
2	Plötzliches Bremsen mit $\mu = 0,8$	$F_{V,Bfw} = 1580$ $F_{V,Ffw}$, $F_{V,Rfw}$ wie Fall 1	$0,8 F_{V,Hfw}$ $F_{D,Ffw} = 850$ $F_{D,Rfw} = 1270$	0
3	Bremsen bei Rückwärtsfahrt	$F_{V,Bfw}$, $F_{V,Ffw}$, $F_{V,Rfw}$ wie Fall 1	$-0,55 F_{V,Hfw}$ $F_{D,Ffw} = -580$ $F_{D,Rfw} = -870$	0
4	Kurvenfahrt	$F_{V,Hfw} + H/t$ $(F_{V,iw})_{Bfw}$ wie Fall 1 $(F_{V,iw})_{Ffw} = 1520$ $(F_{V,iw})_{Rfw} = 3220$	0	$0,5 (F_{V,iw})_i$ $(F_{S,iw})_{Bfw} = 200$ $(F_{S,iw})_{Ffw} = 760$ $(F_{S,iw})_{Rfw} = 1610$
5	Zusätzliche Bugfahrwerkslasten durch Gieren	$1,33 F_{V,Bfw}$ $F_{V,Bfw} = 520$	0	$0,8 F_{V,Bfw}$ $F_{S,Bfw} = 420$
6	Startanforderung	$1,7 F_{V,Hfw}$ $F_{V,Bfw}$ wie Fall 1 $F_{V,Ffw} = 1800$ $F_{V,Rfw} = 2700$	0	0
7	Beschleunigen beim Startfall durch GroLaS	$F_{V,Bfw}$, $F_{V,Ffw}$, $F_{V,Rfw}$ wie Fall 1	$F_{D,Ffw} = -124$ $F_{D,Rfw} = -186$	0

^a Eine positive Längskraft wirkt in positiver x-Richtung der Flugzeugachse.

^b bei 37,8 % MAC

^c bei 41 % MAC

Für die Auslegung der Bug-, Flügel- und Rumpfschnittstelle werden die entsprechenden Werte aus Tabelle 5.4 verwendet, die am höchsten sind.

5.2 Problemkern und seine Abstraktion

Neben der Präzisierung der Restriktionen in der Anforderungsliste ist es wichtig, das Problem in seinem Kern zu erkennen. Die dazu notwendige Problemanalyse und Abstraktion hilft das Wesentliche vom Unwesentlichen zu trennen. Die zu entwickelnde Schnittstelle wird lö-

sungsneutral mittels einer Black-Box dargestellt. **Theumert 2007** definiert den Aufbau der Black Box:

Als Emission werden alle vom System ausgehenden denkbaren negativen Einflüsse auf die Umwelt verstanden, die bei einer konstruktiven Gestaltung berücksichtigt werden müssen. Als Immission werden alle denkbaren Umwelteinflüsse gekennzeichnet und aufgeführt, die auf das System einwirken können. Unter dem Input werden alle Faktoren verstanden, die von außen in das System gelangen. Sie werden unterteilt in die Obergruppen Stoff, Energie und Information. Ebenso versteht sich der Output als Systemgrenze.

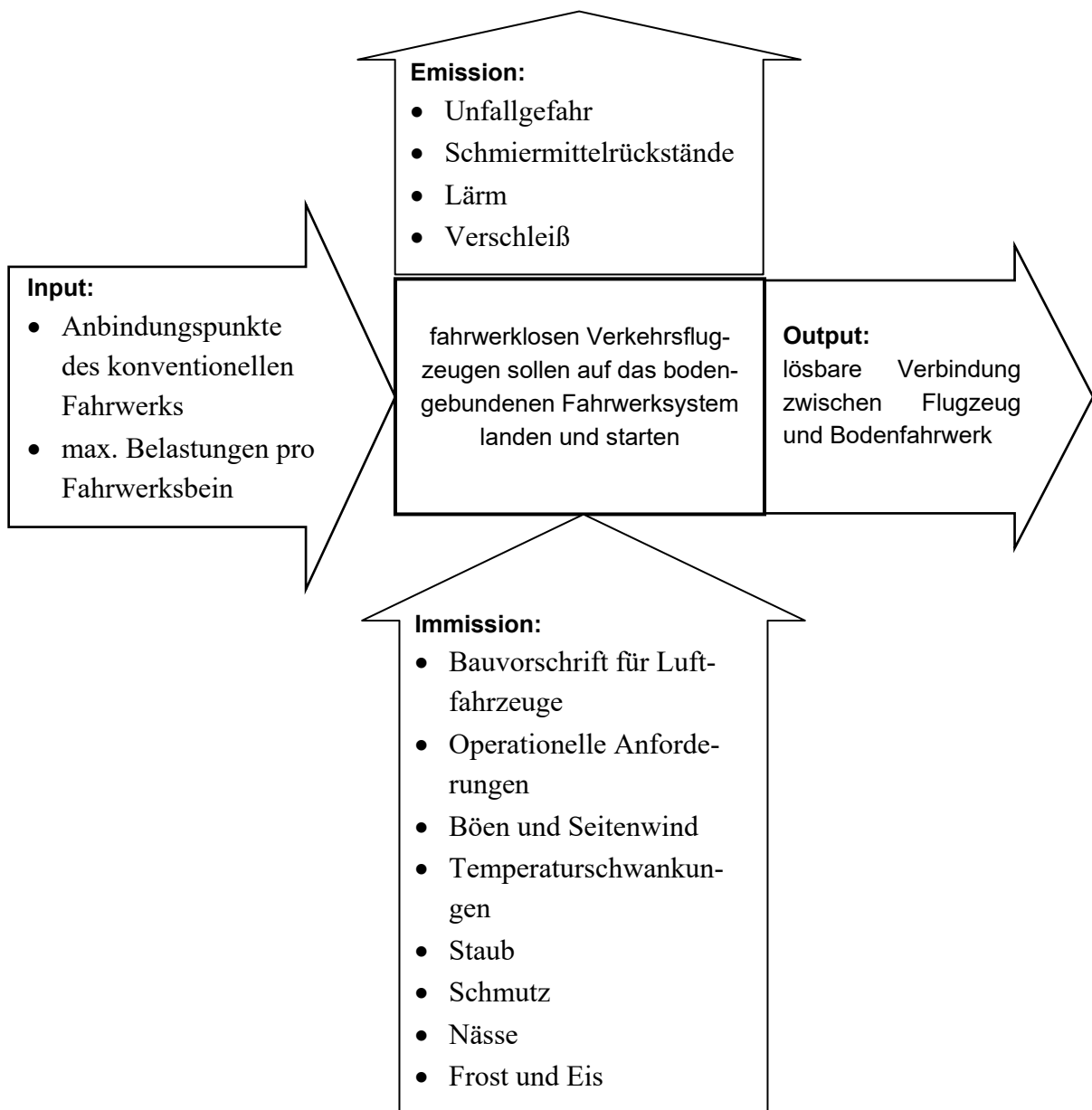


Bild 5.8 Black-Box-Darstellung

5.3 Funktionsanalyse der Schnittstelle

Die Durchführung der Funktionsanalyse dient zum Ermitteln der Einzelfunktionen, die von der Schnittstelle erfüllt werden müssen. Diese Abstrahierung ist die Basis der späteren Ideenfindung und gliedert das komplexe Problem in überschaubare Einzelprobleme, die in einer späteren Phase wieder zum komplexen System zusammengeführt werden.

Für Flugzeuge ohne Fahrwerkssystem ist die reguläre Landung nur auf Flughäfen mit einem bodengebundenen Fahrwerkssystem möglich. Dabei fliegt der Pilot wie auch bei Flugzeugen mit konventionellem Fahrwerk an. Das Bodenfahrwerk synchronisiert sich mit der Geschwindigkeit des Flugzeugs. Beim Airbus A380 beträgt die Landegeschwindigkeit ungefähr 72 m/s (260 km/h). Die Geschwindigkeit entspricht der 1,2-fachen Stallgeschwindigkeit v_S (siehe CS 25.479). Bei der Landung muss eine sichere Verbindung zwischen Flugzeug und Bodenfahrwerk über die Schnittstelle trotz den hohen Geschwindigkeiten und eventuelle Störgrößen, wie zum Beispiel Seitenwind oder Böen, möglich sein. Die Schnittstelle am Flugzeug und Bodenfahrwerk müssen zueinander zentriert werden. Nach der erfolgreichen Verbindung der Schnittstelle vom Hauptfahrwerk rotiert das Flugzeug bei einer tail-down Landebedingung. Diese Rotation um die Querachse wird Nickbewegung genannt. Für den Fall der Landung mit Seitenwind wird das Flugzeug in den Wind gedreht und es kann passieren, dass das Flugzeug mit einem Rollwinkel aufsetzt. Das rechte und linke Hauptfahrwerk setzen in diesem Fall nacheinander auf. Die wichtigste Einzelfunktion ist die Übertragung der vertikalen und horizontalen Kräfte, die in Abschnitt 5.1.3 erläutert wurden.

Die Einzelfunktionen der mechanischen Schnittstelle werden wie folgt in den drei Punkten zusammengefasst:

1. Zentrieren der mechanischen Schnittstelle
2. Nick- und Rollbewegung bei Start und Landung
3. Übertragung der vertikalen und horizontalen Kräfte.

Aus Sicherheitsgründen muss durch Flugsimulation überprüft werden, ob die Schnittstelle vertikal arretiert werden muss. Bei dem Landestoß tritt nach dem Impulserhaltungssatz ein Rückstoß auf, der ein eventuelles Lösen der Verbindung hervorrufen könnte. Aus diesem Grund werden vollständigshalber in Abschnitt 5.4.4 mögliche Lösungen vorgestellt. Diese werden aber nicht in der Auslegung der Schnittstelle berücksichtigt.

Die vertikale Fixierung wird außer Acht gelassen, weil nach bisherigem Kenntnisstand und Gesprächen mit dem Luftfahrt Bundesamt davon ausgegangen werden kann, dass der Landestoß und Stöße von unebenen Fahrbahnen vollständig von den Stoßdämpfern und Reifen absorbiert werden. Die Verbindung bleibt durch das Eigengewicht des Flugzeugs bestehen. Desweiteren könnte die Arretierung katastrophale Auswirkungen haben, wenn das Flugzeug

mit nur einem Hauptfahrwerk mit der Schnittstelle verbunden ist und wieder durchstarten muss.

5.4 Lösungsprinzipien zu den Einzelfunktionen

Für die ermittelten Einzelfunktionen wurden mittels geeigneter Ideenfindungsmethoden Realisierungsmöglichkeiten gesucht. Eine intuitive Methode ist das Brainstorming, bei der in einer Gruppe nach Ideen gesucht wird. Die neuen Ideen entstehen durch gegenseitiges Anregen. Für eine erfolgreiche Konferenztechnik muss das Problem vorher stets bekannt sowie klar definiert sein. Die Gruppenteilnehmer äußern spontan ihre Idee zum Thema. Dabei ist es wichtig, dass zunächst keine Bewertung stattfindet.

Eine wertvolle Hilfe sind auch Lösungskataloge, wie zum Beispiel aus der Bionik. Sie enthalten eine umfassende Sammlung von Lösungen für eine bestimmte Funktion.

Die Analyse von bereits vorhandenen ähnlichen Produkten ist Ausgangspunkt für die Lösungssuche, zum Beispiel ein Fangtrichter zur Luftbetankung (siehe Bild 5.9).



Bild 5.9 Fangtrichter zur Luftbetankung (**Defense 2010**)

5.4.1 Zentrieren

Die im Allgemeinen in der Bionik-Forschung bearbeiteten Probleme bestehen zu einem großen Teil darin, in der Natur realisierte charakteristische Eigenschaften einzelner Systeme

analog auf die Technik zu übertragen. Denn die Natur hat in ihren biologischen Systemen Lösungsprinzipien entwickelt, die inzwischen altbewährt sind. Darunter zählen zum Beispiel die Kupplungen und Andockmechanismen bei der Zuckmücken-Begattung. Sie beginnt teils im Flug und wird am Boden beendet, teils findet sie vollständig im Flug statt. Der Vorgang geschieht vollautomatisch, ganz analog wie das beim Lufttanken oder wie es für die Spitze einer Apollo-Kommandokapsel zu fordern war. Diese musste sicher in die Fangeinrichtung der Mondlandefähre eingeführt werden (vergleiche Bild 5.10). Beim Dockvorgang war das Problem, den Fangkegel und -trichter so behutsam und zielgenau zusammenzuführen, ohne dass die Raumfahrzeuge wieder auseinandertreiben.

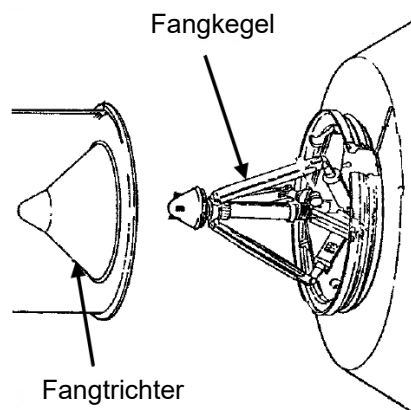


Bild 5.10 Apollo Andockmechanismus (nach **Nachtigall 2005**)

Die Trichter- und Kegelform eignet sich auch für die Schnittstelle zum Zentrieren. Es gibt die Möglichkeit den Fangtrichter am Flugzeug oder am Bodenfahrwerk zu installieren. Um möglichst viel Masse und Systeme am Flugzeug zu sparen, ist es ratsam den Trichter am Flugzeug unterzubringen. Dieser braucht nicht, anders beim Kegel am Flugzeug, ein- und ausfahrbar gestaltet werden.

5.4.2 Nick- und Rollbewegung bei Start und Landung

Gelenke ermöglichen Rotationsbewegungen. Sie werden in ihrer Beweglichkeit in drei Rotationsfreiheitsgrade unterschieden. Das einfachste technische Gelenk ist das Scharniergelenk. Es kann nur um eine Achse rotieren. Damit der obere Teil des Gelenks eine bestimmte Vorspannung erhält, wird es mit zwei Federn oder Aktuatoren stabilisiert (siehe Bild 5.11).

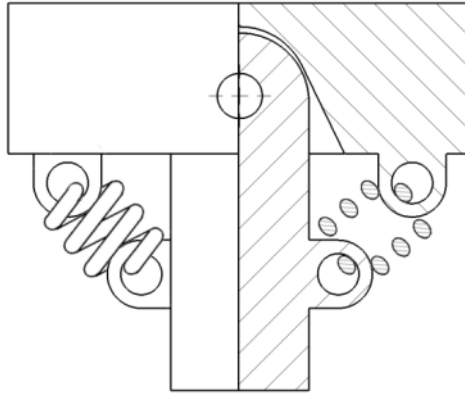


Bild 5.11 Gelenk mit Druckfedern

Das Kreuzgelenk oder Kardangelenk ist ein zweiachsiges Gelenk. Dieses Gelenk und auch andere Einzellösungen sind als Bild in der Tabelle 5.5 dargestellt. Ein zentrales Bauteil dabei enthält zwei rechtwinklig gekreuzte Wellenstummel-Paare, über die es mit je einer der beiden Wellen gelenkig verbunden ist. Die Wellen haben je ein gabelförmiges Ende, deren Querbohrungen je ein Wellenstummel-Paar umfasst. Auch hier gilt, dass der obere Teil des Gelenks geführt sein muss.

Das Ellipsoidgelenk hat zwei Rotationsfreiheitsgrade. Es wird auch Eigeljenk genannt, weil es einer abgeflachten Kugel ähnelt. Das Handgelenk ist ein Ellipsoidgelenk. Dieses Gelenk zu fertigen wäre eine sehr aufwendige und kostenintensive Herstellung durch Freiformfräsen. Es wird aus diesen Gründen nicht gewählt.

Das Kugelgelenk ist ein dreiachsiges Gelenk, das verhältnismäßig einfach aufgebaut ist. Das bekannteste Kugelgelenk der Technik ist wohl das fotografische Kugelgelenk, mit dem man eine Kamera in jede Raumrichtung einjustieren kann.

Bei der Bewegung der Gelenke treten Reibungskräfte und damit Materialabnutzungen auf. Wie es in der Natur Gelenkschmiere gibt, müssen die technischen Gelenke auch geschmiert werden. Das könnte durch Fremdschmierung erfolgen. Es müsste zum Beispiel Fett oder Graphit in die Gelenke eingebracht werden.

5.4.3 Übertragung der vertikalen und horizontalen Kräfte

Die vertikale Kraft kann am einfachsten über eine ebene Fläche aufgenommen werden. Es wirken aber noch horizontale Kräfte wie Seiten- und Bremskräfte. Diese Kräfte lassen sich durch eine formschlüssige oder reibschlüssige Verbindung aufnehmen. Es werden im Folgenden vier unterschiedliche Formen vorgestellt.

Eine Kugel in einer Kugelkalotte überträgt die Kräfte radial zu seiner Oberfläche. Dieses Prinzip wird bei Anhängerkupplungen im PKW- und Traktorenbereich angewandt.

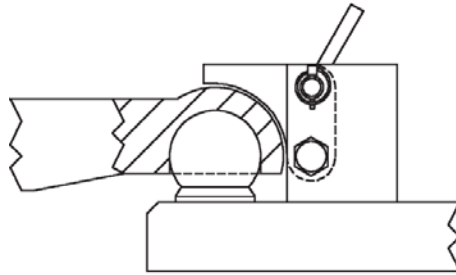


Bild 5.12 Prinzipskizze der Kugelkopfkupplung (DLG 2003)

Ein Kegel in einer Trichterform überträgt je nach Kegelneigungswinkel besonders gut vertikale oder horizontale Kräfte.

Eine Achse wird von einer Gabel aufgenommen (siehe Bild 5.13). Die vertikalen Kräfte und die Kräfte in x -Richtung werden wie bei einem Bolzen auf die Achse verteilt. Die seitliche Kontaktfläche nimmt die horizontale Kraft in y -Richtung auf.

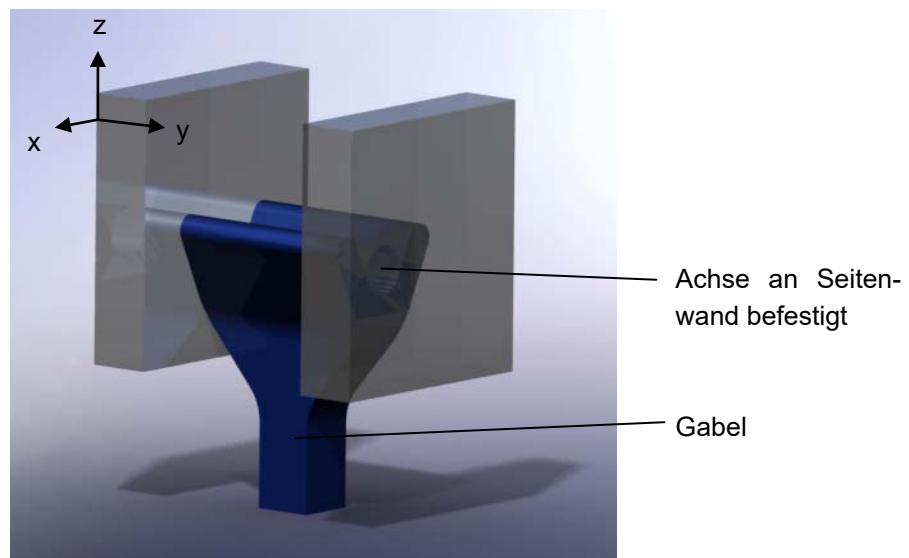


Bild 5.13 Gabel auf einer Achse

Eine Kugelform mit einem Zylinderzwischenstück überträgt die Kräfte ähnlich wie bei der Kugel, jedoch kann nur noch in eine Rotationsachse gedreht werden wie es bei dem Scharniergelenk der Fall ist.

5.4.4 Vertikale Arretierung

Eine Kegelerbindung ist eine reibschlüssige Welle-Naben-Verbindungen (siehe Bild 5.14). Die Aufschubkraft würde bei Anwendung auf GroLaS durch die Vertikalkraft übernommen werden. Die Verbindung würde vertikal durch die Haftkraftkomponente aus Normalkraft, dem Reibungsbeiwert und dem Cosinus des Kegel-Neigungswinkels arretiert sein. Diese Variante ist nicht geeignet, weil ein Mechanismus geschaffen werden müsste, der die Verbindung wieder trennt. Desweiteren ist die vertikale Kraft nicht immer gleich, sondern hängt vom Landegewicht ab.

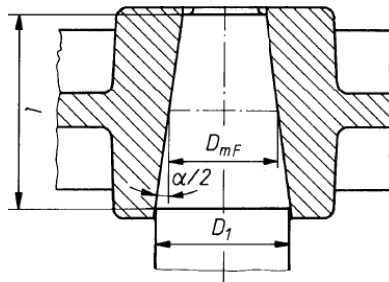


Bild 5.14 Kraftschlüssige Kegelerbindung (nach **Wittel 2009**)

Ein abschaltbarer Elektromagnet für das Festhalten ist nach einem Gespräch mit der Firma Magnet-Schultz grundsätzlich machbar, aber sehr aufwendig in Berechnung und in Zertifizierung. Es muss darauf geachtet werden, dass ein Flächenkontakt zwischen der flugzeug- und bodenfahrzeugseitigen Schnittstelle vorhanden ist. Ein Luftspalt bedeutet einen geringeren Wirkungsgrad des Haftmagneten. Um eine genauere Aussage über die Einsetzbarkeit zu machen, muss der Hersteller für die Auslegung des Magneten wissen, welche Haltekraft von Nöten ist. Es muss auch herausgefunden werden, inwieweit der Magnet die Avionik beeinflusst. Aber aus Zeitgründen konnte diese Lösung im Rahmen der vorliegenden Arbeit nicht weiter verfolgt werden.

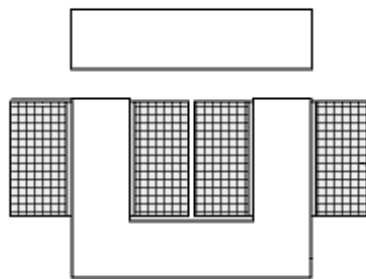


Bild 5.15 U-Elektromagnet (**Kallenbach 2008**)

Die mechanische Verriegelung ist sehr aufwendig auszulegen. Ein Beispiel dafür ist die Sattelkupplungsverriegelung (siehe Bild 5.16).

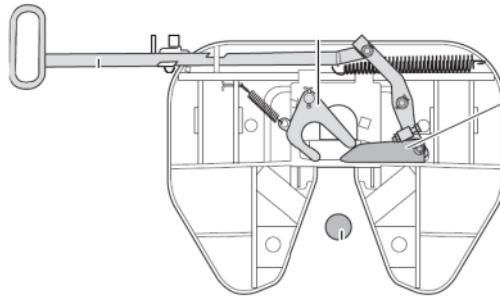


Bild 5.16 Sattelkupplungsmechanismus (Jost 2009)

Bei dem Druckknopfprinzip greift ein Noppen mit einem ringförmigen Hohlraum in eine Schüssel. Damit der Kopf einschnappt und sich der Knopf nur bei erheblicher Zugkraft öffnet, ist ein seitlich federndes Element eingebaut (Bild 5.17). Das Einrasten des Kopfes könnte auch aktiv mit einem Pneumatik-/Hydraulikaktuator erfolgen.

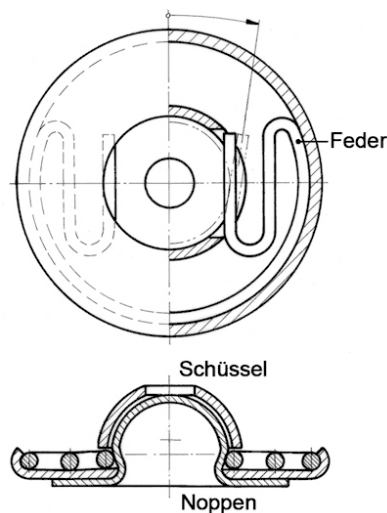


Bild 5.17 Druckknopf (Lehrerfreund 2008)

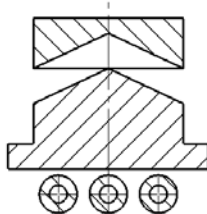
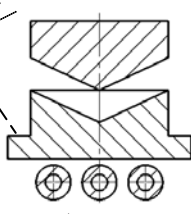


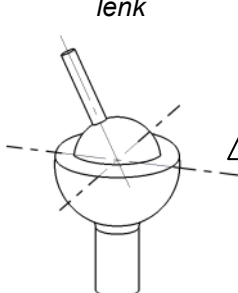
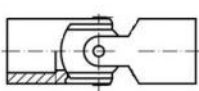
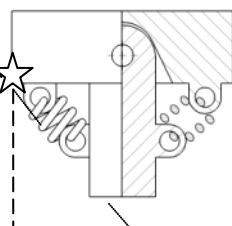
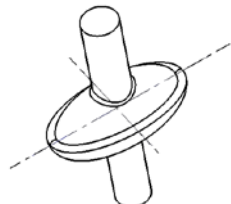
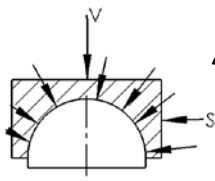
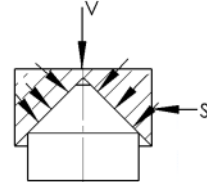
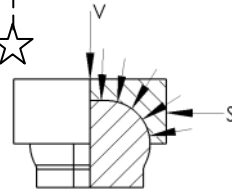
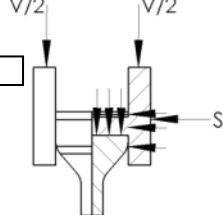
Abschließend bleibt für die Arretierungen zu sagen, dass die Schnittstelle durch diese komplexer und wartungsaufwendiger wird. Wie in Abschnitt 5.1 unter Anforderungen beschrieben soll die Zuverlässigkeitskette gering gehalten werden. Für die Auslegung einer flugzeugseitigen Schnittstelle wurde sie daher vernachlässigt.

5.5 Kombination der Einzellösungen

Mit Hilfe einer Übersichtsmatrix, einem morphologischen Kasten, können die besten Lösungsvarianten für eine Gesamtlösung ermittelt werden, siehe Tabelle 5.5. Dazu wird aus jeder Zeile der Matrix ein Lösungsprinzip zur Erfüllung einer Teilfunktion ausgewählt und miteinander verbunden. Der entstehende Linienzug ergibt eine Lösungskombination aller verschiedenen Teilfunktionen zur Erfüllung der geforderten Gesamtfunktion.

Doch bevor die Einzelfunktionen kombiniert werden, werden die Einzelfunktionen untereinander verglichen, um eine Rangordnung zu erhalten. So kann sichergestellt werden, dass nur die besten gefundenen Einzellösungen miteinander kombiniert werden. Diese Bewertung wurde von dem mb+Partner Team durchgeführt. Das statistische Ergebnis kann im Anhang C nachgelesen werden. Außerdem zeigt die Tabelle 5.6 die Vor- und Nachteile der jeweiligen Einzelfunktionen.

Tabelle 5.5 Morphologischer Kasten

Varianten	Variante A	Variante B	Variante C	Variante D
01 Zentrieren	durch einen Fangtrichter am Flugzeug, der den Kegel am Bodenfahwerk aufnimmt 	durch Einführen eines Kegels am Flugzeug in den Fangtrichter am Bodenfahwerk 		
02 Nicken und Rollen	mit einem Kugelgelenk 	mit einem Kreuzgelenk 	mit einem federge-lagerten Gelenk 	mit einem Ellipsoid Gelenk 
03 Übertragung der vertikalen und horizontalen Kräfte	Kugelform in einer Kugelkalotte 	Kegel in einer Trichterform 	Kugelform mit Zwischenstück in einer Kalotte 	Achse in einer Gabel 

Bei der ersten Einzelfunktion ist die Anforderung möglichst viel Masse einzusparen der Grund, warum die Einzellösung A ausgewählt wird. Desweiteren braucht diese nicht mit Hydraulik versorgt, da diese nicht ausfahrbar sein muss. Durch die passive Auslegung fallen weniger Elemente in die Zuverlässigkeitsbetrachtung, so dass diese Variante zuverlässiger wird.

Tabelle 5.6 Vor- und Nachteile der Einzelfunktionen

Einzelfunktion	Lösungsmöglichkeiten pro Einzelfunktion			
<p>01 Zentrieren</p>	<p><i>durch einen Fangtrichter am Flugzeug, der den Kegel am Bodenfahwerk aufnimmt</i></p> <p>Vorteil: passives System. Einfache Montage. Leicht.</p> <p>Nachteil: Kontaktpunkt liegt nahe an Flugzeughaut. Durchmesser des Trichters ist durch Einbau begrenzt.</p>	<p><i>durch Einführen eines Kegels am Flugzeug in den Fangtrichter am Bodenfahwerk</i></p> <p>Vorteil: geringeres Unfallpotential für flugzeugseitige Strukturschäden. Trichtergröße ist am Boden weniger begrenzt. Teile der vorhandenen Fahrwerksstruktur könnten verwendet werden.</p> <p>Nachteil: Mehrere Bauteile, die ein- und ausfahren müssen. Schwerer. Wartungsaufwendiger. Längere Zuverlässigkeitskette</p>		
<p>02 Nicken und rollen</p>	<p><i>mit einem Kugelgelenk</i></p> <p>Vorteil: Drei Rotationsmöglichkeiten. wenig Bauteile.</p> <p>Nachteil: Reibung zwischen den Kontaktflächen.</p>	<p><i>mit einem Kreuzgelenk</i></p> <p>Vorteil: Zwei Rotationsachsen.</p> <p>Nachteil: Aufwendige Montage. Mehrere Teile.</p>	<p><i>mit einem federge-lagerten Gelenk</i></p> <p>Vorteil: Kostengünstig.</p> <p>Nachteil: Nur eine Rotationsachse.</p>	<p><i>mit einem Ellipsoid Gelenk</i></p> <p>Vorteil: Zwei R.-achsen.</p> <p>Nachteil: Aufwendig in der Herstellung.</p>
<p>03 Übertragung der vertikalen und horizontalen Kräfte</p>	<p><i>Kugelform in einer Kugelkalotte</i></p> <p>Vorteil: Stabilste Form. Kräfte werden tangential zur Oberfläche verteilt-gute Krafteinleitung. Nicken und Rollen möglich.</p> <p>Nachteil: Reibung zwischen Kalotte und Kugel, Schmierung notwendig.</p>	<p><i>Kegel in einer Trichterform</i></p> <p>Vorteil: Einfachere Herstellung.</p> <p>Nachteil: Keine Nick- und Rollbewegung möglich.</p>	<p><i>Kugelform mit Zwischenstück in einer Kalotte</i></p> <p>Vorteil: Größere Fläche – geringere Flächenpressung.</p> <p>Nachteil: Nur eine Rotationsmöglichkeit. Verbindung nur möglich, wenn beide Paare gleiche Ausrichtung haben.</p>	<p><i>Achse in einer Gabel</i></p> <p>Vorteil: Einfachste Herstellung. Leicht.</p> <p>Nachteil: Seitenkräfte werden schlecht aufgenommen. Kann verkanten.</p>

Die entwickelten Konzeptvarianten C und D aus Tabelle 5.5 werden nicht weiter verfolgt, weil dort das Problem des Verkantens beim Lösen und Verbinden als Ausschlusskriterium zählt.

Die Konzeptvarianten A und B werden weiterverfolgt und in Form einer maßstäblichen Konstruktion erarbeitet.

5.6 Bewertung der Varianten

Die Variante A ist die Kugel-Trichterlösung (siehe Bild 5.18), bei der die Kugel über eine Verbindung zum Bodenfahrwerk verbunden ist. Die Variante B ist die Kegel-Kreuzgelenk-Lösung. Der Kegel besitzt zusätzlich ein Kreuzgelenk, um das Nicken und Rollen wie bei Variante A zu ermöglichen.

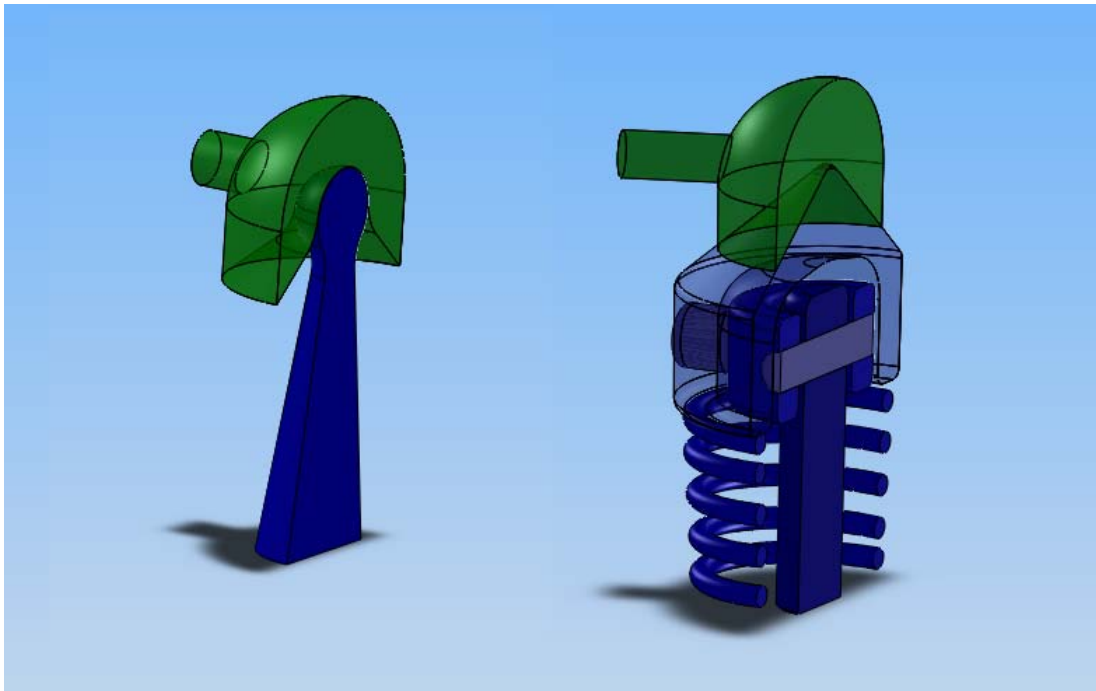


Bild 5.18 Variante A (links) und Variante B (rechts)

Die im morphologischen Kasten festgelegten ersten beiden Konzeptvarianten werden mit Hilfe der Punktbewertungsmethode mit Gewichtung der Bewertungskriterien nach Zangemeister beurteilt (vergleiche Tabelle 5.7).

Nur mit den richtigen Kriterien wird die bessere Lösung gefunden. Aus den in der Anforderungsliste aufgeführten Eigenschaften wurden die wesentlichen ausgewählt und damit die Beurteilungskriterien für die Konzeptvarianten festgelegt. Die Kriterien lassen sich wie in Bild 5.19 untergliedern und die Gewichtungsfaktoren nach eigenen Überlegungen bestimmen.

Das Kriterium Kosten enthält die Herstellungs- und Wartungskosten der Schnittstelle. Die Gewichtsersparnis wurde nicht als Merkmal mit aufgeführt, weil die beiden Varianten sich sehr stark ähneln und etwa das gleiche Massenersparnispotential besitzen.

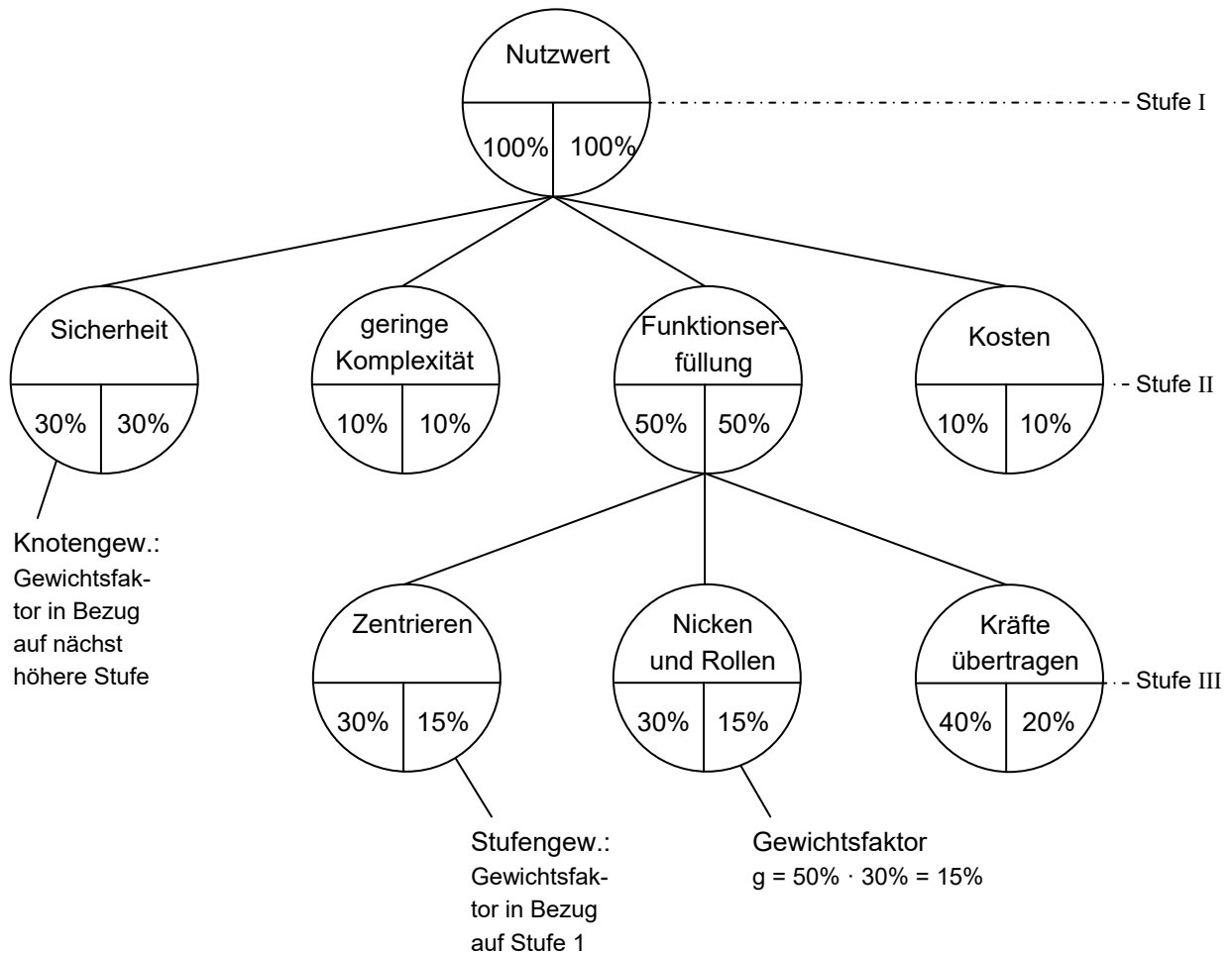


Bild 5.19 Feststellung der Gewichte von Bewertungskriterien

Der Nutzwert beträgt 100 Prozent und stellt die Stufe I dar. Die einzelnen Stufengewichte II und III müssen in der Summe wieder 100 Prozent ergeben. Der Gewichtungsfaktor der Stufe III errechnet sich aus der Multiplikation von dem Stufengewicht der Stufe II und das Knotengewicht von Stufe III.

Die Varianten werden nach der Wertskala nach VDI 2225 in Tabelle 5.7 bewertet und mit dem Gewichtungsfaktor g multipliziert, wobei dieser keine Prozentzahl, sondern eine Dezimalzahl ist.

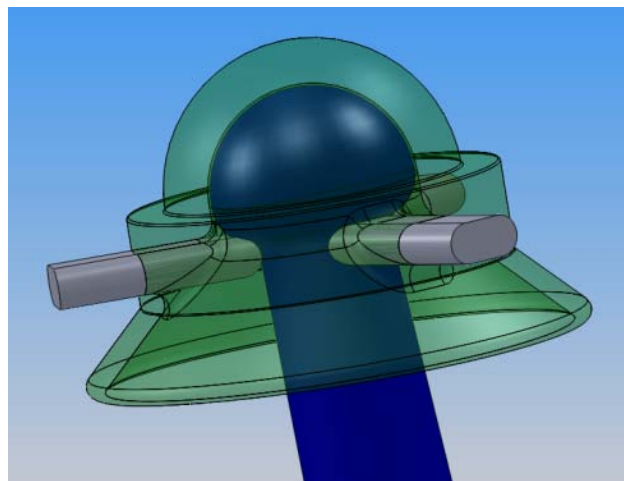
Tabelle 5.7 Nutzwertanalyse für Konzeptvariante A und B (nach **Zangemeister 1970**)

Varianten			A		B	
Nr.	Bewertungskriterien	g	P	P · g	P	P · g
i = 1	Sicherheit	0,3	3	0,9	2	0,6
2	vertikale und horizontale Kräfte übertragen	0,2	4	0,8	3	0,6
3	Zentrieren	0,15	3	0,45	4	0,6
4	Nicken und Rollen	0,15	3	0,45	3	0,45
5	geringe Komplexität	0,1	4	0,4	3	0,3
6	Kosten	0,1	3	0,3	2	0,2
Punktsumme $P_j = \sum_{i=1}^n P_{ij}$			20		17	
Wertigkeit $w_j = \frac{P_j}{np_{\max}}$			0,83		0,7	
Nutzwert $N_j = \sum_{i=1}^n n_{ij}$			3,3		2,75	

Die Wertigkeit einer Lösung lässt einschätzen, ob eine Lösung günstig ist. Richtzahlen für den Wertigkeitsgrad sind nach **Gerhard 1998**: $w \geq 0,8$ ist sehr gut; $0,6 < w < 0,8$ ist gut bis brauchbar und $w \leq 0,6$ ist nicht befriedigend.

Die Variante B ist eine gute Lösung, schneidet aber in den Bereichen Komplexität und Sicherheit schlechter ab als die Kugel-Trichterlösung. Sie hat eine Wertigkeit $w = 0,83$ (Nutzwert $N = 3,3$) und ist im Vergleich der gefundenen Lösungen die Beste. Sie wird somit weiter verfolgt.

Ein Beispiel für die vertikale Arretierung ist in Bild 5.20 dargestellt.

**Bild 5.20** Vertikale Arretierung durch Druckknopfprinzip

Die Kugellösung wird auch in der Raumfahrt angewendet (siehe Bild 5.21). Es gibt überschneidende Anforderungen, wie zum Beispiel Kräfte übertragen. Aber die Funktion Zentrieren im ganzen Umfang wie bei der Schnittstelle fehlt, weil das Shuttle nicht auf das Trägerflugzeug landet. Es wird auf die modifizierte Boeing 747 montiert, um es zum Kennedy Space Center zurück zu transportieren.

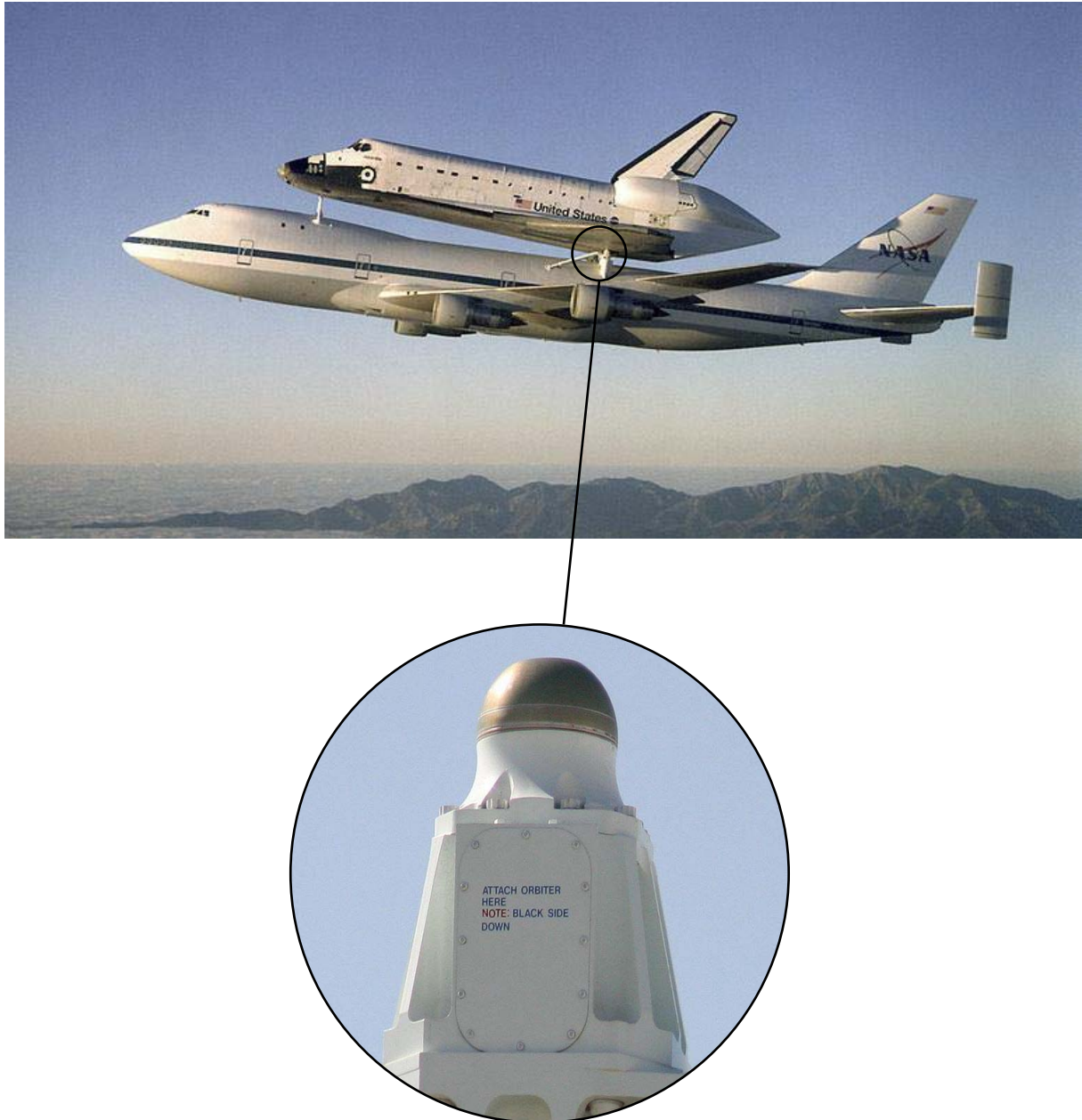


Bild 5.21 Befestigungspunkt bei dem Shuttle Carrier Aircraft (NASA 2010 und Wikipedia 2010)

6 Konstruktionsentwurf

In diesem Kapitel wird die Konstruktion der flugzeugseitigen Schnittstellen beschrieben. Die Kugellösung wird im Sinne des Leichtbaus konstruiert und ausgelegt.

6.1 Umgebungsgeometrie

Digital Mock-up (DMU) basiert auf den erstellten CAD-Daten und stellt ein komplettes Produkt als verbindliches, dreidimensionales, digitales Modell für alle am Entwicklungsprozess beteiligten Fachbereiche zentral zur Verfügung (Schumacher 2005).

Es ermöglicht eine Vielzahl von Untersuchungen in einer frühen Phase des Entwicklungsprozesses, wie zum Beispiel Kollisionen zweier Bauteile oder das Nichteinhalten von Mindestabständen. Da der Airbus Konzern keine CAD Daten bereitstellte, aber für die Integration der Schnittstelle ein Modell unumgänglich ist, wurde ein unvollständiges maßstabgerechtes Modell mithilfe von freizugänglichen Daten erstellt.

Das Modell wurde bis Spant 81 mit dem Ober- und Hauptdeck, den vorderen und hinteren Cargobereichen, den Fenstern und den Türen dargestellt. Auf den Aufbau des Hecks und des vollständigen Flügels wurde verzichtet, weil der Fokus auf die Darstellung der Anbindungspunkte in den Fahrwerksschächten liegt.

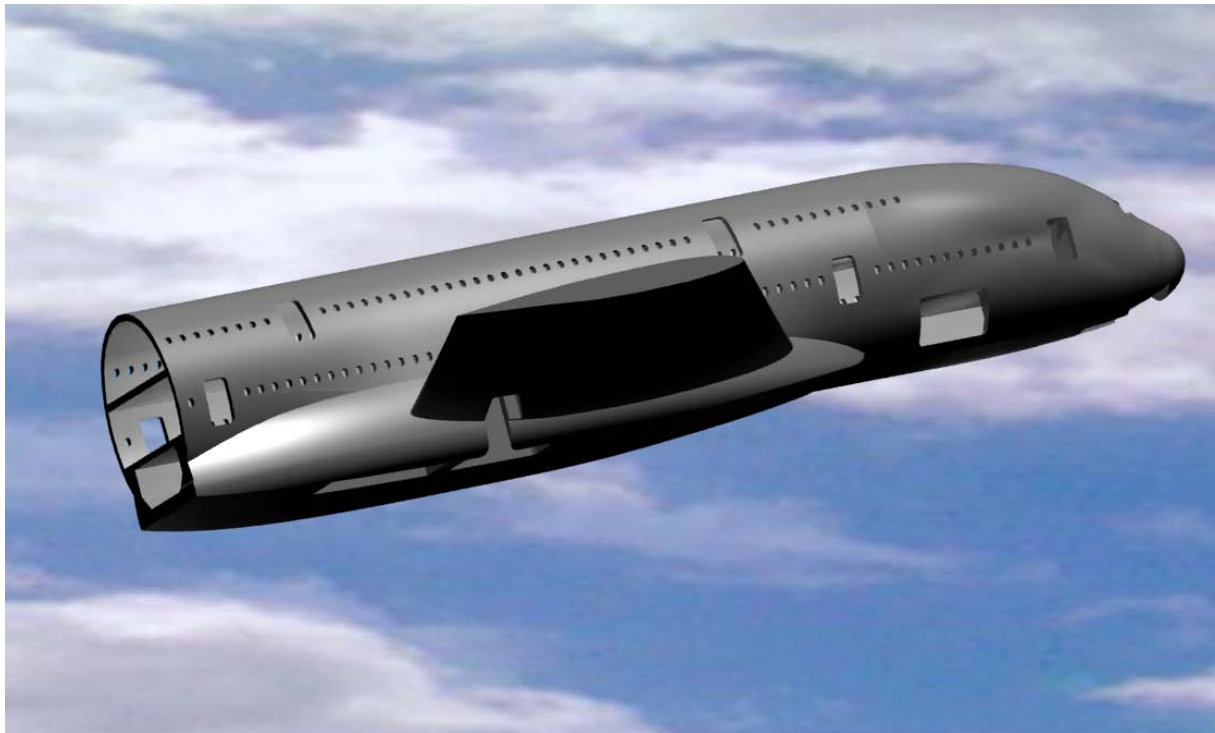


Bild 6.1 DMU vom Airbus A380-800

Das Flügelfahrwerk besitzt drei Anschlusspunkte, an denen die Schnittstelle befestigt werden kann (siehe Bild 6.2). Der Anbindungspunkt der Seitenstrebe ist symbolisch nicht rund, sondern rechteckig in dem Modell dargestellt, weil dieser nicht mehr durch das Ausfahren des Fahrwerks drehbar gelagert sein muss.

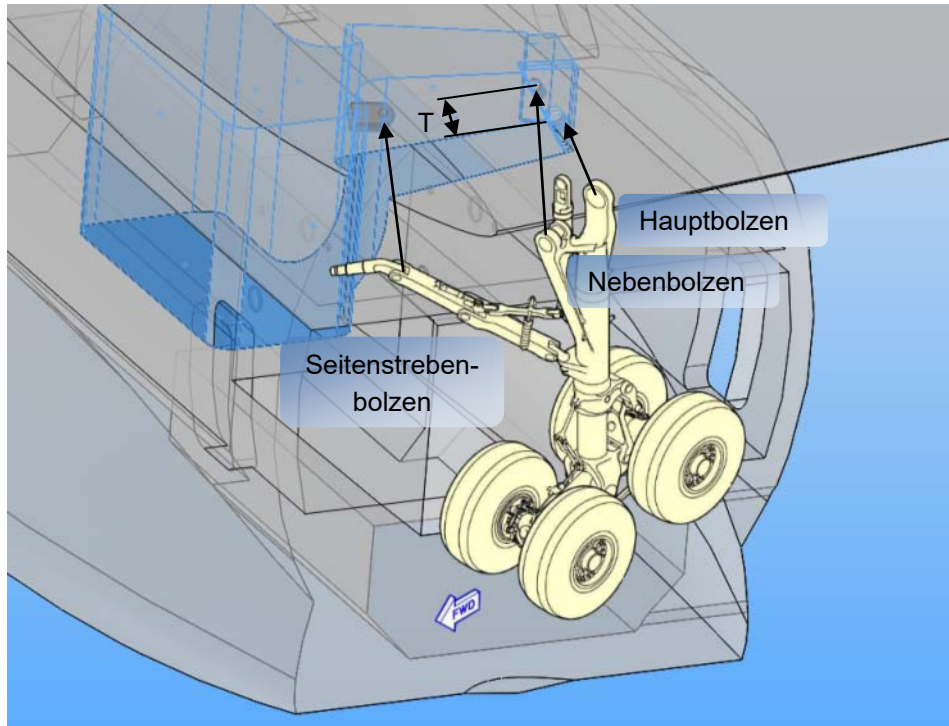


Bild 6.2 Ansicht auf den Flügelfahrwerksschacht des A380

Die genaue Einbautiefe T und die Bolzendurchmesser sind nicht bekannt und wurden deshalb abgeschätzt. Der Hauptbolzen soll den Durchmesser 200 mm und der Nebenbolzen 150 mm haben. Der Seitenstrebenbolzen wird in Abschnitt 7.2.6 dimensioniert.

Das Rumpffahrwerk hat zwei Anschlusspunkte für die Hauptachse und nochmals zwei für die Nebenachse (siehe Bild 6.3). Damit das Rumpffahrwerk eingezogen werden kann, besitzt es noch zwei Aktuatoren, die auch an der Flugzeugstruktur befestigt sind.

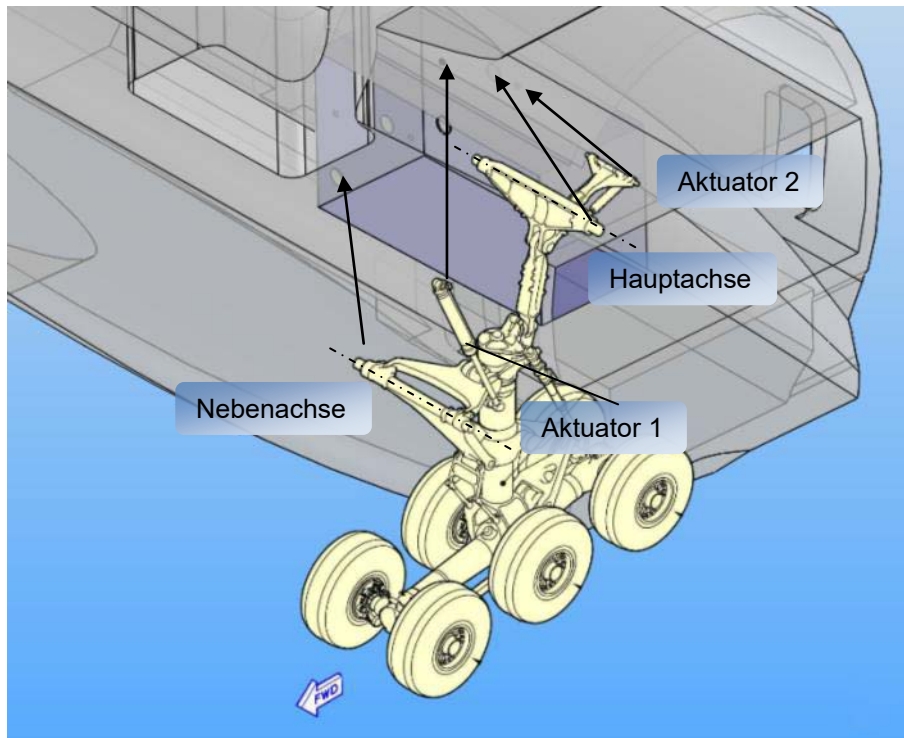


Bild 6.3 Anschlusspunkte für das Rumpffahrwerk

Das Bugfahrwerk hat zwei Anschlusspunkte. Die Hauptachse ist die Einfahrachse, die auf jeder Seite eine Lagerbuchse besitzt. Die Drag-Strut Achse hat zwei Lagerbolzen auf jeder Seite.

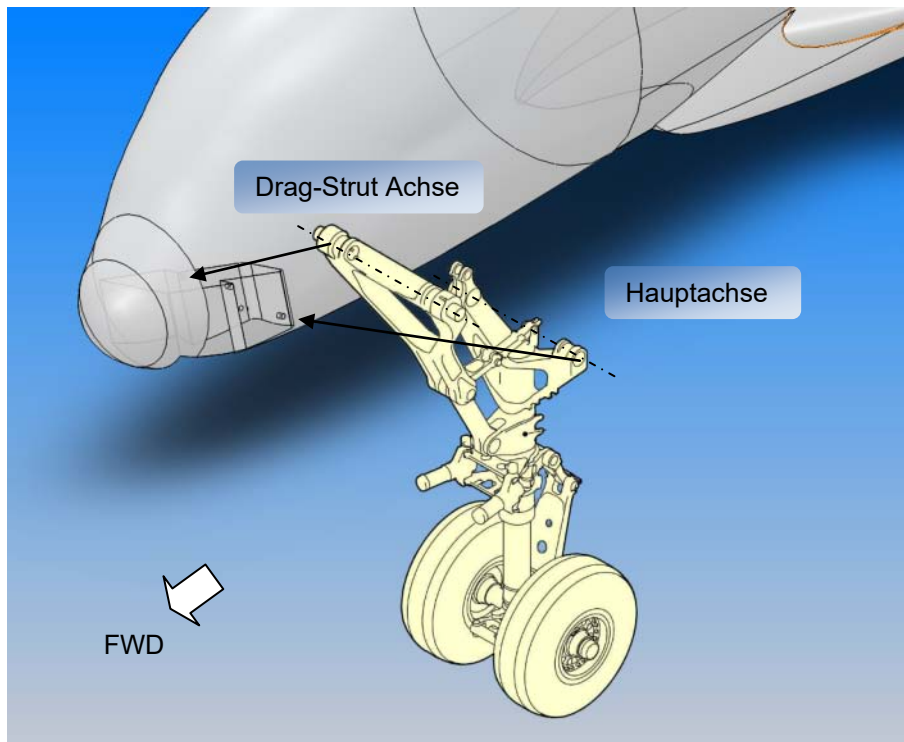


Bild 6.4 Anschlusspunkte für das Bugfahrwerk

6.2 Konstruktive Umsetzung der Schnittstellen

Die Baugruppen und Bauteile wurden mit der 3D-Konstruktionssoftware SolidWorks 2009 erstellt. Dieses CAD Programm ist sehr vielfältig und komplex, aber es ist eines der am einfachsten zu bedienenden 3D-Werkzeuge auf dem Markt. CATIA V5 R19 ist noch umfangreicher, aber auch etwas schwieriger zu erlernen. Vorteile bietet es gegenüber SolidWorks in der Flächenmodellierung und den Applikationen wie Finite Elemente Methode Berechnung und Kinematiksimulation.

Wie bei jeder technischen Aufgabenstellung geht es auch bei Leichtbauaufgaben in der Hauptsache um eine vorgegebene Funktionserfüllung. Stärkste Nebenbedingung ist hier jedoch das Gewichtsminimum, welche durch weitere Bedingungen (**Klein 2007**) wie

- Sicherheit/ Zuverlässigkeit
- Herstellbarkeit
- Montierbarkeit
- Instandsetzbarkeit
- Umwelt
- Recycling

eingeschränkt wird. Für die Schnittstelle wird als Leichtbauweise die Integralbauweise gewählt. Es wird eine absolute Minimierung der strukturbildenden Einzelteile angestrebt. Dies wird durch das Konzept der Einstückigkeit erreicht. Ein weiterer Vorteil ist der geringe Montageaufwand. Die Flügelfahrwerk Schnittstelle ist ein Bauteil, das auch wie bei dem konventionellen Fahrwerk mit Bolzenverbindungen an der Struktur befestigt wird.

Dem gegenüber sind als Nachteile der stets gleichartige Materialeinsatz, die oft höhere Werkstoff- und Werkzeugkosten zur Folge haben, zu nennen. Auch kann kein wirksamer Widerstand gegen das Rissdurchwandern geboten werden.

Die Konstruktion besitzt die nachfolgend dargestellte Baugruppenstruktur (Bild 6.5). Die Schnittstellen werden nachfolgend entsprechend ihrem Einbauort vorgestellt und die einzelnen Konstruktionselemente beschrieben.

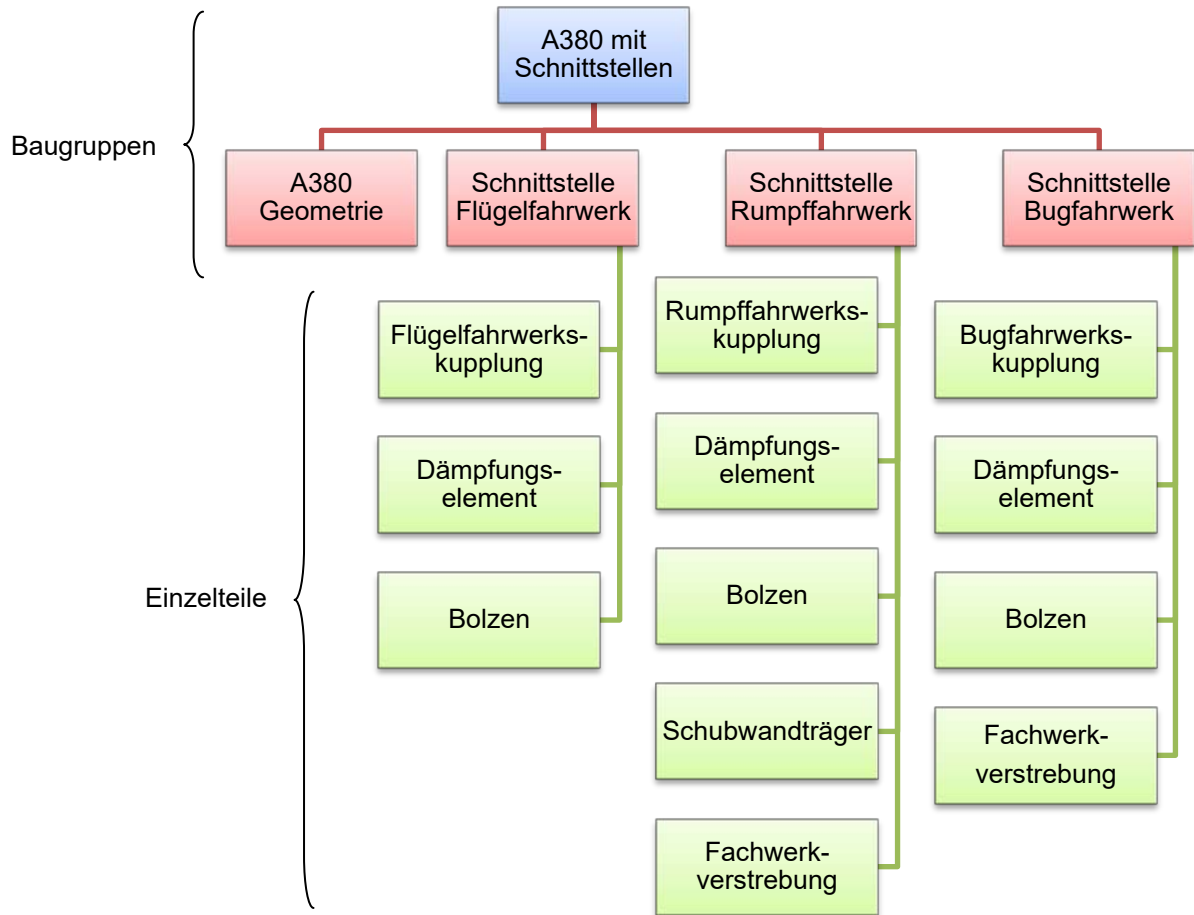


Bild 6.5 Baugruppenstruktur der Konstruktion

6.2.1 Schnittstelle Flügelfahrwerk

Die Baugruppe Schnittstelle Flügelfahrwerk besteht aus drei Einzelteilen (siehe Bild 6.6) mit entsprechenden Merkmalen:

1. Flügelfahrwerkskupplung
 - a. Kugelkalotte mit Trichter
 - b. Befestigungsarm zum Hauptbolzen
 - c. Befestigungsarm zum Nebenbolzen
 - d. Befestigungsarm zum Seitenstrebenanschlusspunkt
 - e. Lagerbuchsen
2. Dämpfungselemente
3. Bolzen.

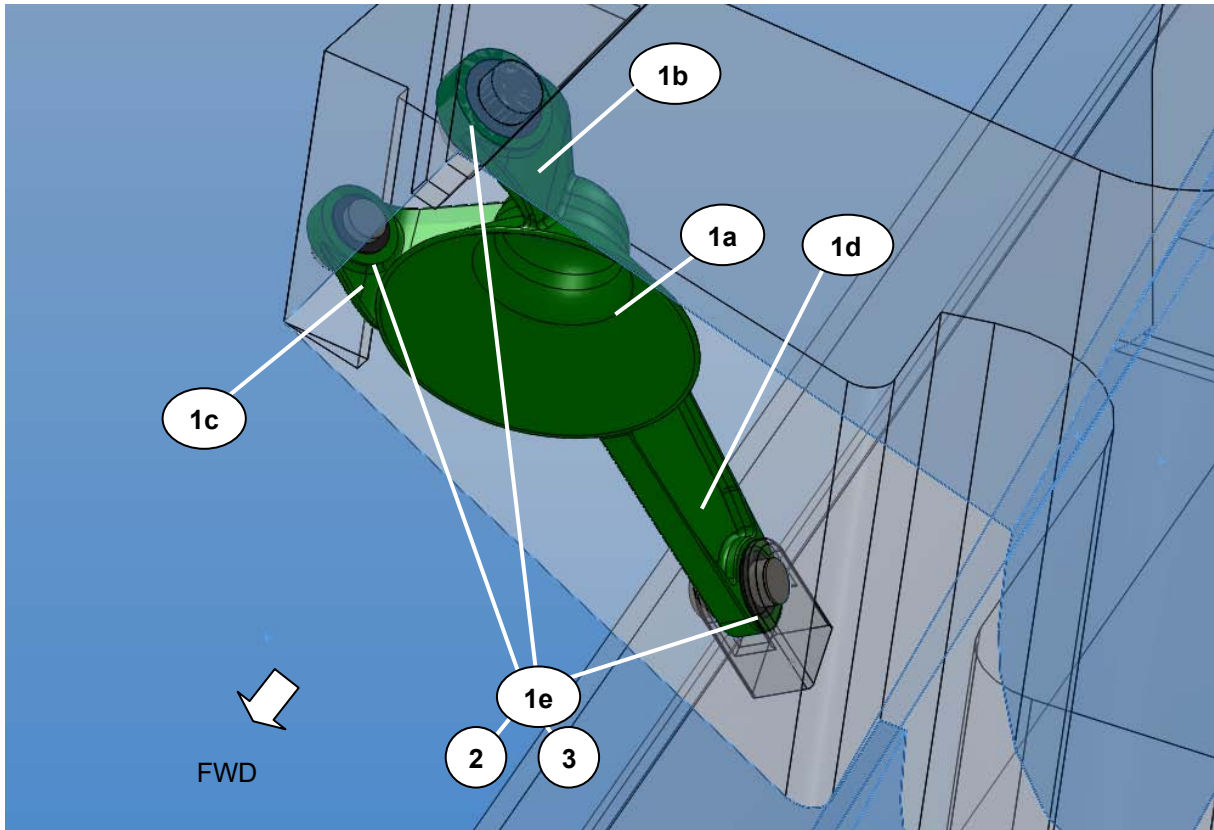


Bild 6.6 Baugruppe Schnittstelle Flügelfahrwerk

Die Flügelfahrwerkskupplung wurde in den verfügbaren Bauraum so eingepasst, dass ein maximaler Durchmesser von 1100 mm für den Trichter möglich ist. Die Strukturkomponente Befestigungsarm erfüllt mehrere Aufgaben:

- Rippenfunktion
- Kraftweiterleitung zu den Lagerbuchsen.

Die Befestigungsarme wirken wie Rippen, die die Kugelkalotte mit Trichter versteifen. Die Materialdicke der Kalotte konnte dadurch auf 20 mm reduziert werden. Die vertikalen und horizontalen Kräfte, die auf die Kugelkalotte nach den Lastfällen (siehe Tabelle 7.8) wirken, werden über die Arme in die Bolzen und in die Primärstruktur des Flugzeugs geleitet.

Es werden kurze und direkte Lastübertragungswege zwischen Kugelkalotte und vorhandenen Bolzen angestrebt. Die Befestigungsarme zu den Haupt- und Nebenbolzen mussten auf Grund der bestehenden Anbindung an den Rahmen des Flugzeuges gekrümmt ausgeführt werden. Wegen der Umlenkung treten Spannungskonzentrationen auf. Aber auch die Übergänge zwischen Lagerbuchse und Befestigungsarm sind anfällig für Kerbspannungen. Die Berechnung nach der Finiten Elemente Methode in Abschnitt 7.3.3 wird dies bestätigen.

Der Befestigungsarm zum Seitenstrebenanschlusspunkt ist einer Biegebeanspruchung ausgesetzt. Um einen möglichst großes Flächenträgheitsmoment zu realisieren, wird das Material in

den äußeren hoch belasteten Zonen angeordnet, so dass der Steg nur eine Dicke von 4 mm aufweist. Die Flansche oben und unten sind 8 mm stark und 110 mm breit.



Bild 6.7 Befestigungsarm verstärkt mit Flanschen oben und unten

Die Dämpfungsbuchsen aus Elastomeren sollen axiale als auch radiale Bewegungen dämpfen. Es muss in der Detailauslegung überprüft werden, wie groß die Dämpfung sein muss. Auch könnte der ständige Temperaturwechsel negative Auswirkungen haben.

Die Flügelfahrwerkskupplung ist um die ursprüngliche Rotationsachse gelagert. Dies ermöglicht die Montage mit einem Winkel von 5 Grad zwischen horizontaler und Einbauebene (siehe Bild 6.8). Dadurch können die Kräfte bei Landungen mit Rollneigungswinkel besser aufgenommen werden. Der Winkel kann durch Veränderung der Länge und dem Winkel des Befestigungsarmes 1d realisiert werden. Die Länge wiederum hängt von der Lage des Seitenstrebenanschlusspunkts ab. Da dieser nicht genau bekannt ist, wurde das Modell nach dem parametrisch assoziativem Konstruktionsprinzip konstruiert, das im nächsten Abschnitt erklärt wird.

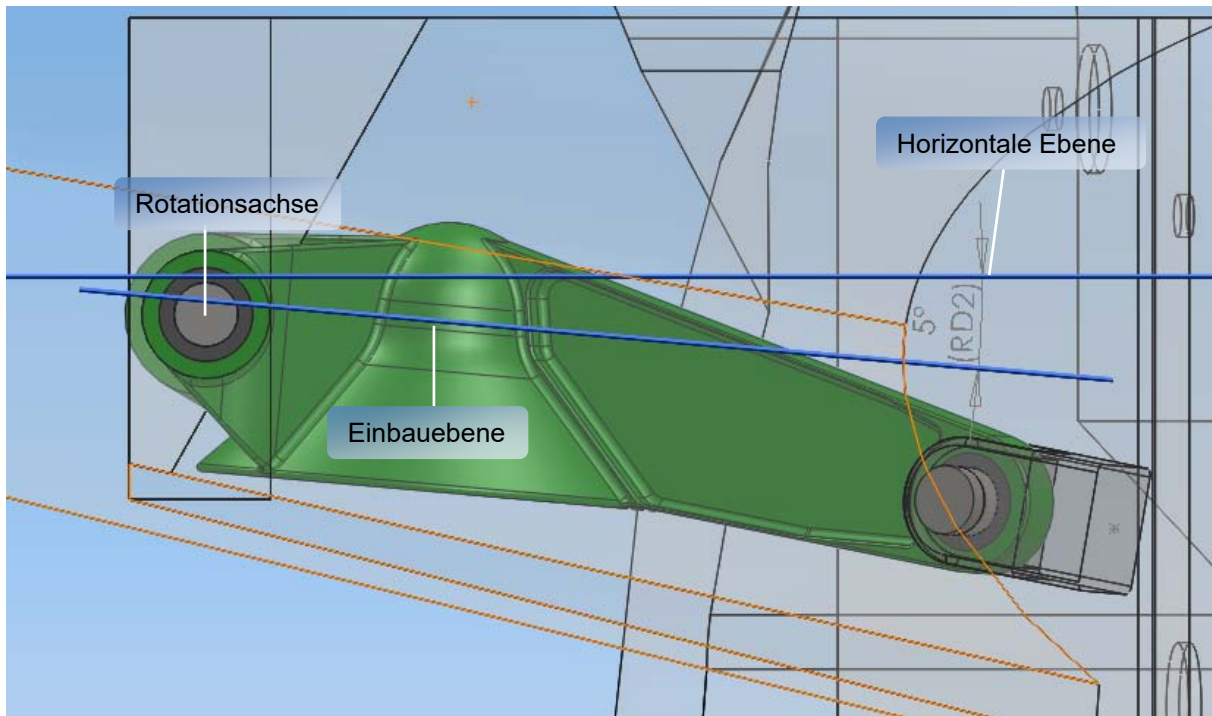


Bild 6.8 Montage mit 5° Winkelunterschied

6.2.2 Schnittstelle Rumpffahrwerk

Die Baugruppe Schnittstelle Rumpffahrwerk besteht aus fünf Komponenten mit entsprechenden Merkmalen:

1. Rumpffahrwerkskupplung
 - a. Kugel und Trichter
 - b. Versteifungsrippen
 - c. Lagerbuchsen
2. Fachwerkverstrebung
 - a. Augenlasche
 - b. Hauptkraftübertragungsstab
 - c. Verbindungsstab
3. Schubwandträger
 - a. Drei Schubfelder
 - b. Verstrebung
 - c. Augenlasche
4. Dämpfungselement
5. Bolzen.

Das Bild 6.9 zeigt den Aufbau der Baugruppe Schnittstelle Rumpffahrwerk, wobei zu beachten ist, dass unterschiedliche Dimensionen innerhalb des Bildes vorhanden sind.

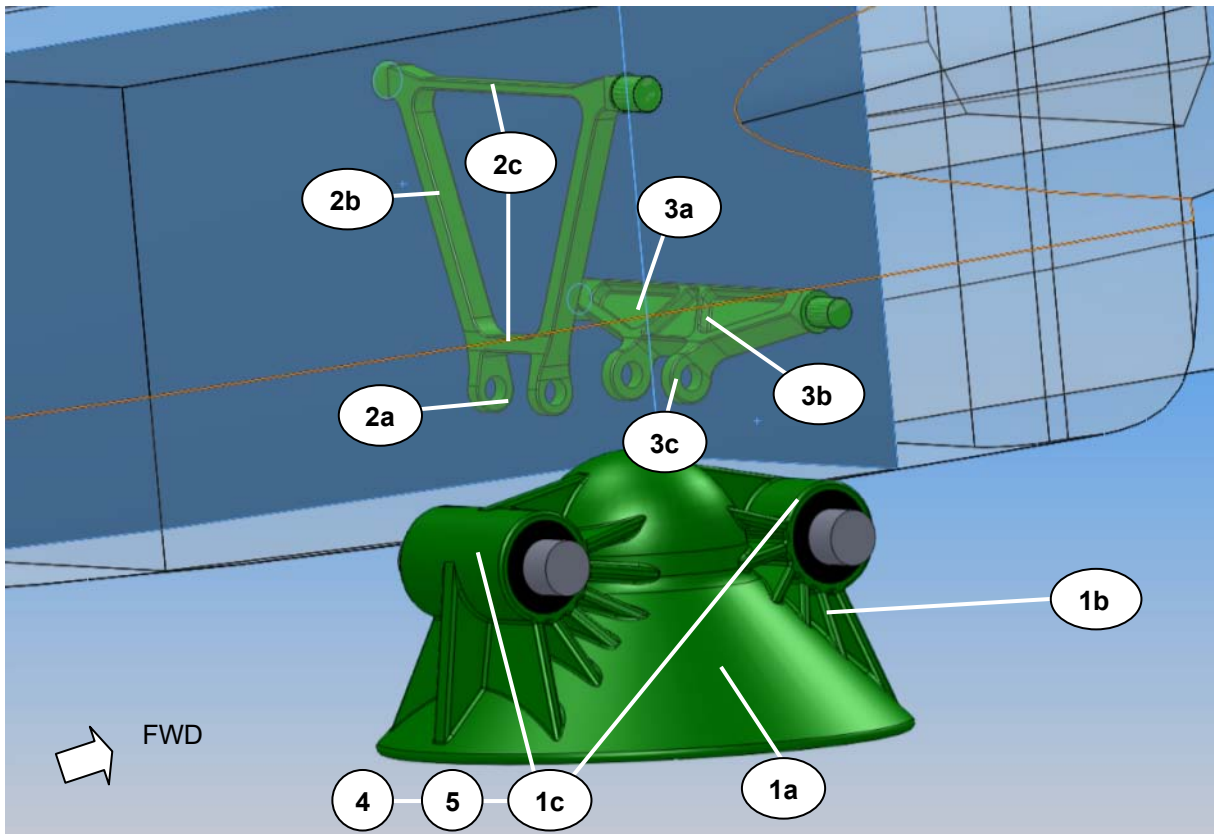


Bild 6.9 Aufbau der Baugruppe Schnittstelle Rumpffahrwerk

Die Rumpffahrwerkskupplung ist symmetrisch aufgebaut und auch konstruiert. (siehe Bild 6.10). Dadurch wird der Konstruktions- und Rechenaufwand reduziert.

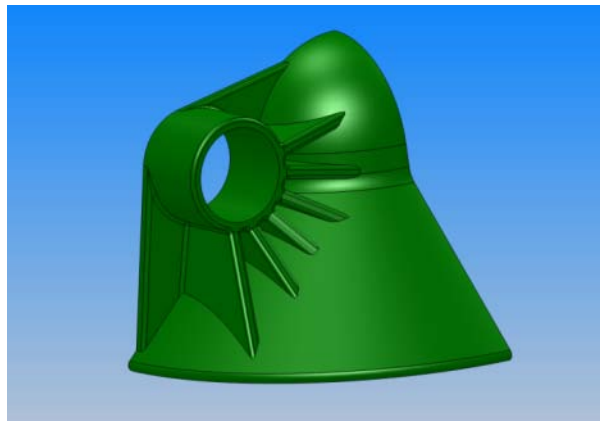


Bild 6.10 Erstellung der Rumpffahrwerkskupplung durch Spiegelung um zwei Ebenen

Die sechs Versteifungsrippen mit einer Dicke von 35 mm verteilen die Kraft von der Lagerbuchse gleichmäßig auf die Oberfläche von Trichter und Kugelkalotte. Der Durchmesser des Trichters beträgt 1440 mm. Dieser ist größer als der Durchmesser von der Flügelfahrwerkskupplung, weil zum einen Platz dafür in dem Rumpffahrwerksschacht vorhanden ist und zum anderen weil diese Schnittstelle sich zuerst bei einer Zweipunktlandung mit dem Bodenfahrwerk verkuppelt. Die Wandstärke ist 33 mm.



Bild 6.11 Komplette Baugruppe Schnittstelle Rumpffahrwerk

Der Schubwandträger ist ähnlich einem Doppel-T-Träger aufgebaut. Dieser besitzt zwei Flansche oben und unten, die das Biegemoment übertragen. Der untere Flansch ist dicker, weil durch diesen die Hauptspannungen fließen. Das Schubfeld zwischen den Flanschen ist 16 mm dick und wird durch die zwei Verstrebungen in drei Schubfelder geteilt. Die Verstrebungen versteifen zusätzlich das Schubfeld. Der versteifte Schubwandträger und die Fachwerkstrebe werden über Bolzen und Dämpfungselement mit der Schnittstelle verbunden.

Die Fachwerkstrebe hat zwei Hauptkraftübertragungsstreben, die die Kraft von der Augenlasche zum Anschlusspunkt der Flugzeugstruktur übertragen. Diese sind mittels kleiner dimensionierten Verbindungsstäben miteinander verbunden.

6.2.3 Schnittstelle Bugfahrwerk

Die Baugruppe Schnittstelle Bugfahrwerk ist eine Kombination den Schnittstellen Flügel- und Rumpffahrwerk. Es besitzt zwei Befestigungsarme von der Flügelfahrwerkskupplung und eine Fachwerkverstrebung von der Schnittstelle Rumpffahrwerk. Die Beschreibung der Merkmale der einzelnen Komponenten können in dem Abschnitt 6.2.1 und 6.2.2 nachgelesen werden. Die Baugruppe besteht aus vier Einzelteilen (siehe Bild 6.12):

1. Bugfahrwerkskupplung
2. Fachwerkverstrebung
3. Dämpfungselement
4. Bolzen.

Die Rippenanzahl ist von sechs auf acht im Vergleich zur Rumpffahrwerkskupplung gestiegen. Allerdings haben diese eine geringe Dicke von 15 mm. Der Durchmesser des Trichters beträgt 1000 mm und besitzt eine Materialstärke von 15 mm.

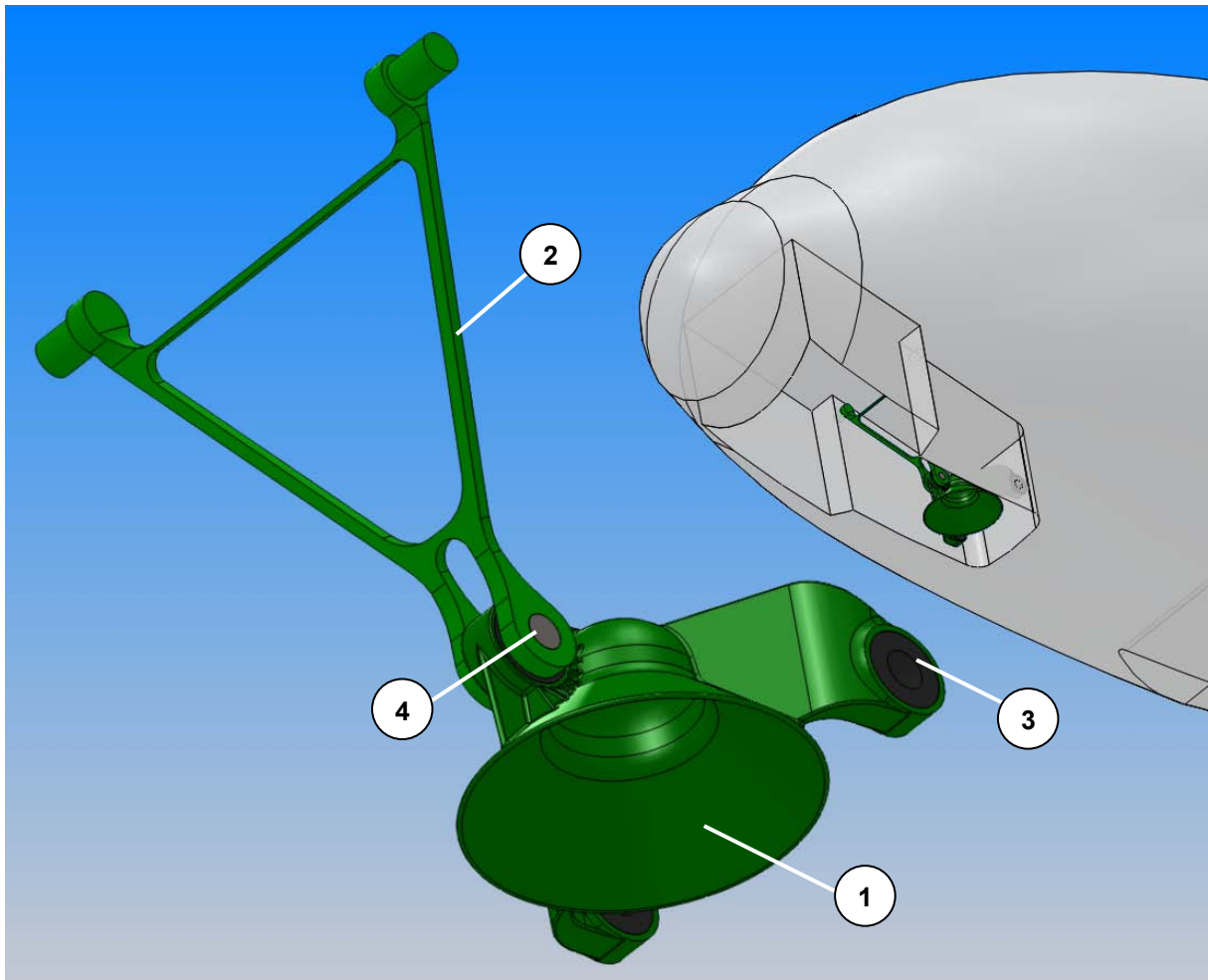


Bild 6.12 Bestandteile und Einbau der Schnittstelle Bugfahrwerk in den A380

Die Schnittstelle ist um die Mittelebene gespiegelt. Das Ergebnis lässt sich in dem von PhotoWorks gerenderten Bild 6.13 betrachten.

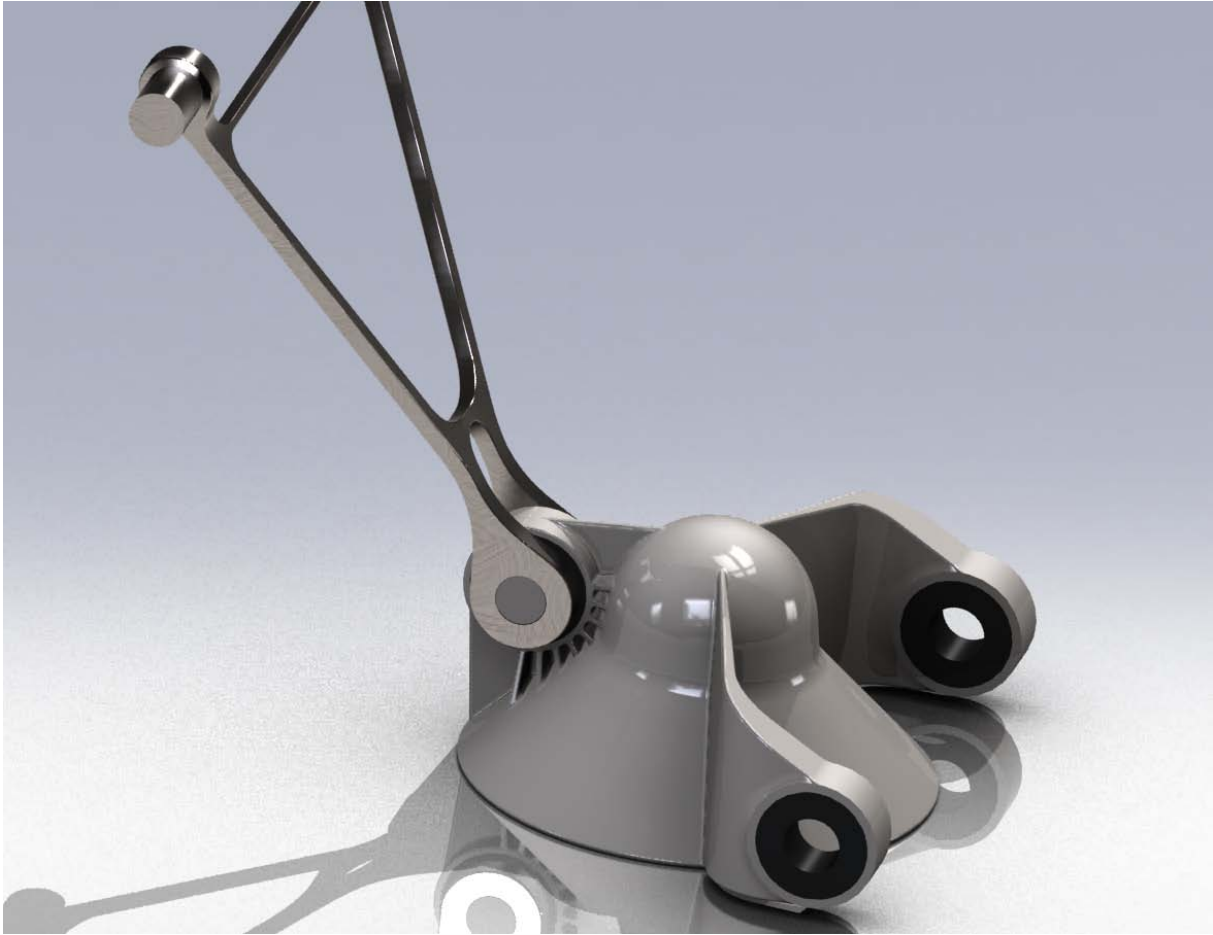


Bild 6.13 Symmetrie um die Mittelebene

6.3 Parametrisch Assoziatives Konstruktionsprinzip

Die Schnittstellen wurden nach dem parametrisch-assoziativen Konstruktionsprinzip (PAKo-Prinzip) konstruiert. PAKo bedeutet nach **Vogel 2010**, dass alle Arbeitsschritte, die zu einem Bauteil führen, erhalten bleiben und jederzeit geändert werden können. Zum Beispiel können Parameter, wie zum Beispiel der Durchmesser eines Kreises, in einer Skizze geändert werden. Bei Verlassen der Skizze ändert sich dementsprechend auch der Durchmesser des Zylinders.

Die parametrisch assoziative Konstruktion ist primär als Hilfsmittel zu verstehen, um schnell Konstruktionsänderungen durchführen zu können. Außerdem sind algebraische Gleichungen, welche die Parameter zueinander in Relation setzen, abgelegt. Eine Anpassung der Gestalt ist durch die Veränderung der Parameter leicht möglich. Die Erstellung von parametrisch assoziativen Konstruktionen ähnelt in der Arbeitsweise eher Programmierarbeit als Zeichenarbeit.

Die Baugruppe enthält mehrere Einzelteile (siehe Bild 6.5), die voneinander abhängig sind. Zum Beispiel ist das Dämpfungselement bei der Flügelfahrwerkskupplung von zwei Parametern abhängig: von dem Durchmesser des Bolzens und von dem Durchmesser der Bohrung

des Befestigungsarmes. Damit es bei der Änderung eines Parameters nicht zu Bauteilüberschneidungen kommt, wurden die Parameter über Gleichungen miteinander verknüpft.

Es gibt eine Besonderheit bei SolidWorks, die bei einer Parameterveränderung auftritt. Die Verknüpfung von einem gesteuerten Parameter zu einem Parameter wird nicht automatisch aktualisiert. Dieses Phänomen soll kurz am Beispiel der Verknüpfung von der Flügelfahrwerkskupplung und dem Seitenstrebenanschlusspunkt erklärt werden.

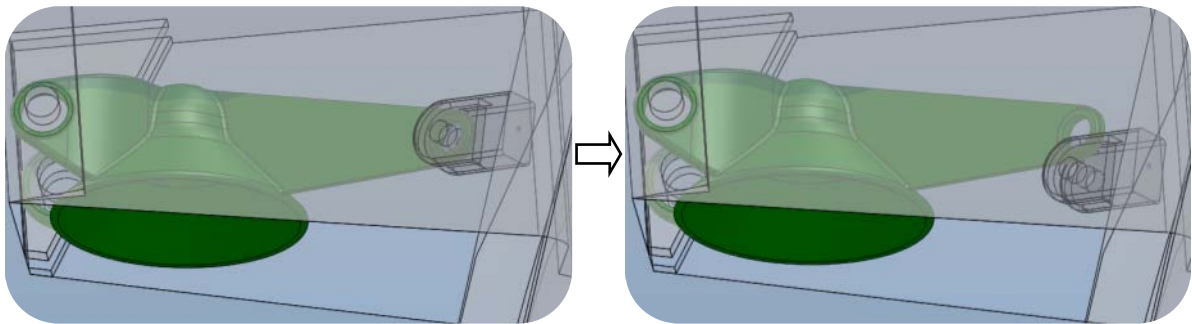


Bild 6.14 Änderung der Seitenstrebenposition

Wenn die Seitenstrebenposition wie in Bild 6.14 näher zur Außenhaut verschoben wird, richtet sich der Befestigungsarm nicht automatisch danach aus. Folgende Parameter aus der Skizze von der Flügelfahrwerkskupplung und der Seitenstrebe sind miteinander verknüpft:

- Länge D3 von Seitenstrebe mit Länge D8 von der Ffw Schnittstelle
- Winkel D5 von Seitenstrebe mit Winkel D6 von der Ffw Schnittstelle.

Die zwei Skizzen sind übereinander mit ihren Parametern im Bild 6.15 dargestellt. Um eine korrekte Ausrichtung der Schnittstelle zur Seitenstrebe zu erreichen, muss die Skizze einer der beiden Einzelteile geöffnet werden, damit sich die gesteuerten Parameter D3 und D5 aktualisieren. Gesteuerter Parameter bedeutet, dass kein Wert vom Anwender eingegeben werden muss, sondern diese den Wert selbstständig berechnen.

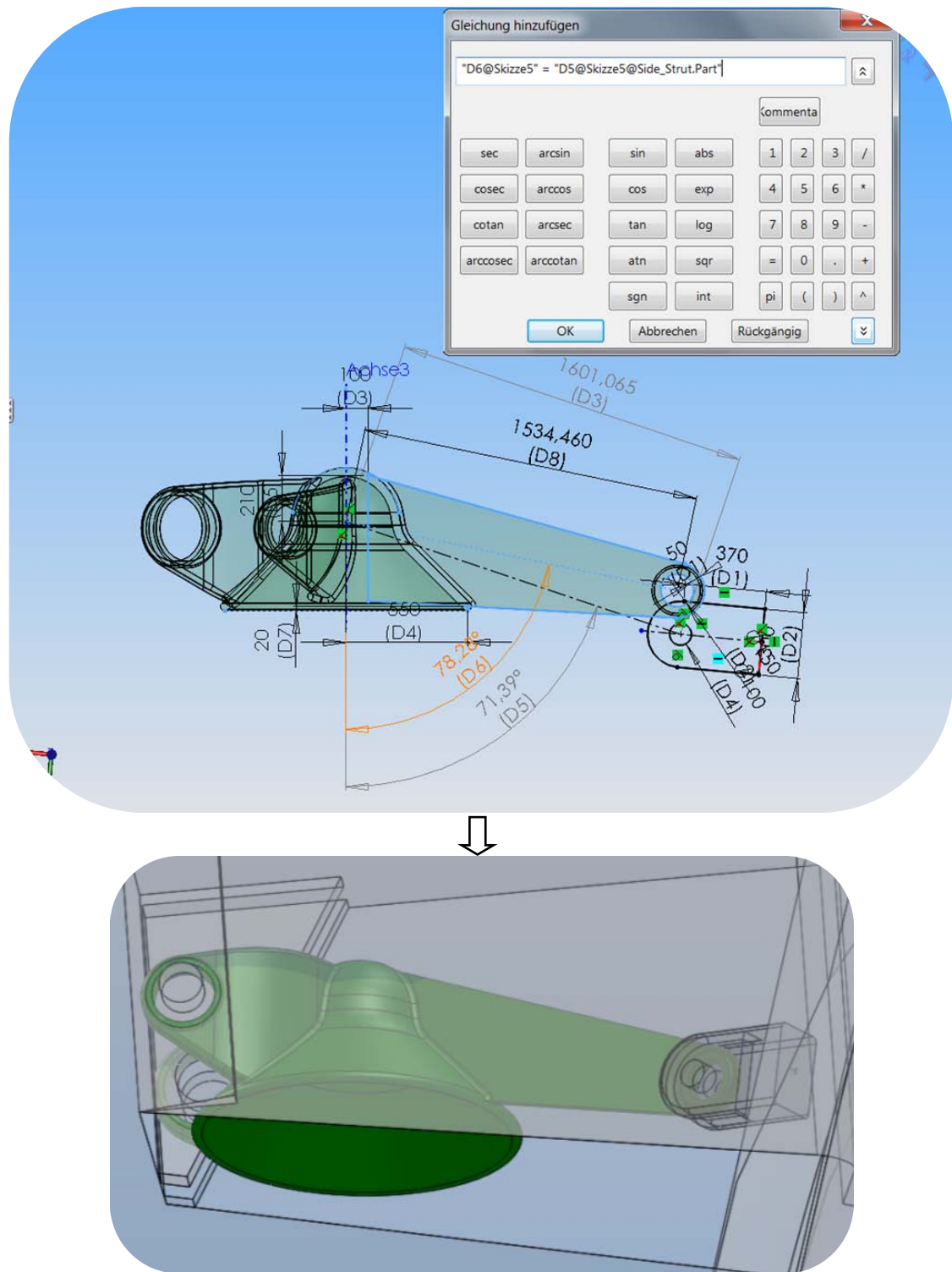


Bild 6.15 Verknüpfung der Parameter werden erst beim Öffnen der Skizze aktualisiert

7 Dimensionierung

In diesem Kapitel geht es um den Nachweis für die Auslegung der Schnittstellen. Es werden analytische und numerische Berechnungen durchgeführt.

7.1 Werkstoffe

Traditionell werden in dem Fahrwerksbereich hochfeste Stähle eingesetzt. Aber aus Gewichtsgründen und steigenden Anforderungen könnten auch andere leichtere Werkstoffe zum Einsatz kommen. Um einen Überblick über die Ausnutzbarkeit der verschiedenen Werkstoffe zu schaffen, müssen Eigenschaftsgrößen und Auswahlkriterien festgelegt werden. Im Leichtbau ist es üblich die mechanischen Eigenschaftswerte eines Werkstoffes auf die Dichte zu beziehen, um die Werkstoffe untereinander zu vergleichen. Für eine bessere Vergleichbarkeit der Werkstoffe werden die Gütekennzahlen aus Tabelle 7.1 genommen. Sie werden nach unterschiedlichen Beanspruchungsarten angegeben. Desweiteren ist eine Normierung auf Stahl vorgenommen worden, was den Vergleich relativierbarer macht.

Tabelle 7.1 Gütekennzahlen zur Beurteilung der Leichtbaueignung normiert auf Stahl (nach Klein 2007)

Eigenschaften bezüglich	Gütekennzahl	Al-Leg.	Ti-Leg.	Stahl	CFK	AFK
stat. Festigkeit – Zug, Druck	$R_m / (g\rho)$	1,66	2,5	1	9,2	14,3
Längssteifigkeit – Zug, Druck	$E / (g\rho)$	0,97	0,87	1	6,68	1,8
Schubsteifigkeit – Torsion	$G / (g\rho)$	0,94	0,84	1	0,37	0,14
elastische Arbeitsaufnahmevermögen	$(R_{p0,2})^2 / E$	1,47	6,68	1	3,37	29,09
Schlagzähigkeit	A	0,4	0,6	1	0,08	0,08

Mit der Reißlänge wird das Verhältnis $\frac{R_m}{g\rho}$ ausgedrückt. Es gibt an, bei welcher Länge ein aufgehängter Faden unter Eigengewicht reißt. Die spezifische Steifigkeitskenngrößen $E / (g\rho)$ und $G / (g\rho)$ sind ein Maß für die eintretende Deformation. Die Schlagzähigkeit beschreibt die Fähigkeit eines Werkstoffes, Stoßenergie und Schlagenergie zu absorbieren, ohne zu brechen.

Es lässt sich feststellen, dass Stahl im Vergleich zu den anderen Leichtbauwerkstoffen die größte Schlagzähigkeit besitzt. Der Landestoß ist eine Stoßbelastung. Stahl ist das kostengünstigste Material in der Anschaffung und Fertigung. Die Fertigungsmöglichkeiten wie Gießen, Spanen, Umformen und Fügen sind bei Stahl gegeben. Ein Nachteil ist die Korrosi-

onsbeständigkeit von nicht veredelten Stählen und die hohe Dichte. Um diese Stähle korrosionsbeständig zu machen, wird Chrom und Nickel hinzu legiert (**Bargel 2005**).

Aramidfaserverstärkter Kunststoff (AFK) besitzt gute Dämpfungseigenschaften. Das elastische Aufnahmevermögen ist um den Faktor 29,08 größer als bei Stahl. Das geringe spezifische Gewicht und die relativ hohe Zugfestigkeit bei guter Bruchdehnung sind hervorzuheben.

Titan besitzt eine noch relativ niedrige Dichte, überragende Festigkeitswerte und eine hohe Korrosionsbeständigkeit. Als nachteilig ist anzuführen, dass die Titanlegierungen nur aufwendig umzuformen und schweißbar sind. Diese sind wegen der hohen Festigkeit und der sehr geringen Wärmeleitfähigkeit nur schwierig spanend zu bearbeiten. Große Auswirkung auf die Dauerfestigkeit hat die Oberflächenbeschaffenheit, was unterstreicht, dass Titan sehr kerbempfindlich ist.

Als wohl wichtigster Konstruktionswerkstoff des metallischen Leichtbaus kann Aluminium mit seinen Legierungen angeführt werden. Eine niedrige Dichte und an Stähle heranreichende Festigkeitswerte sind Merkmale vom Aluminium. Mit Aushärten (Wärmebehandlung) kann die Festigkeit weiter gesteigert werden. Die höchsten Festigkeitswerte erreicht die Sorte AlZnMgCu unter den Knetlegierungen.

Kohlenstofffaserverstärkte Kunststoffe haben neben AFK die niedrigste Dichte und eine 9,2-mal bessere statische Festigkeit als bei Stahl in Phasenrichtung. Jedoch ist das CFK sehr spröde und wird durch Stoßbelastung negativ beeinflusst.

Die Tabelle 7.2 zeigt die Kenngrößen der betrachteten Werkstoffe:

Tabelle 7.2 Werkstoffvergleich unter Zugbeanspruchung (**Klein 2007** und **Bargel 2005**)

Werkstoff	Dichte ρ kgdm ⁻³	E-Modul E Nmm ⁻²	Bruchfestigkeit R_m Nmm ⁻²
Stahllegierung	7,85	210.000	700
Bainitscher Grauguss mit Kugelgraphit	7,5	160.000	1000
Austenitisches Guss- eisen	7,5	130.000 bis 150.000	380
Al-Legierung	2,7	70.000	400
Ti-Legierung	4,5	110.000	1.000
CFK-UD (50%)	1,5	120.000	1.700
AFK-UD (50%)	1,32	31.000	1.250

Das Streben nach einer Verringerung von Einzelteilen in einer Struktur führt oft zu Lösungen, bei denen durch Gießen die Einstückigkeit hergestellt wird. Hauptsächlich Einsatz finden die Gusseisensorten mit Kugelgraphit. Bei gleichem Rauminhalt hat die Kugel gegenüber anderen

geometrischen Formen das günstigste Verhältnis von Oberfläche zu Volumen. Daher ist der tragende Querschnitt groß und die Spannungsverteilung im Innern des Gussstücks vorteilhaft. Es gibt austenitischen Sorten wie GGG-NiMn, GGG-NiCr, GGG-NiSiCr und die bainitischen Gusseisensorten GJS-800-8, GJS-1000-5, GJS-1400-1. Das Gusseisen mit Kugelgraphit erträgt neben Schwing- und Biegebeanspruchungen auch Stoßbelastungen.

Nach dem Vergleich der Werkstoffe nach deren Festigkeiten wird sich für einen nichtrostenden Duplex-Stahl entschieden. Kennzeichnendes Merkmal dieser Stähle ist ihr zweiphasiges Gefüge, das aus etwa 50 Prozent Ferrit und 50 Prozent Austenit besteht. Diese vereinen die Vorteile der ferritischen Stähle, wie hohe Festigkeit und Sicherheit gegen Spannungsrissskorrosion, mit denen der austenitischen, wie gute Beständigkeit gegen abtragende Korrosion und guten Zähigkeitseigenschaften. Die Eigenschaften vom Duplex-Stahl mit der Kurzbezeichnung X2CrNiMoN22-5-3 sind (**Wittel 2009**, TB 1-1):

- Zugfestigkeit $R_m = 650 \text{ Nmm}^{-2}$
- Streckgrenze $R_{p0,2} = 450 \text{ Nmm}^{-2}$
- Dehnung $A = 25\%$.

Als Herstellungsverfahren könnte Fräsen, Gießen oder Schweißen angewendet werden.

Beim Gießen wäre der Vorteil gegenüber Fräsen, dass weniger Materialverlust vorhanden und die Nutzungszeit von den teuren zerspanenden Maschinen geringer ist. Jedoch können nicht so hohe Festigkeiten als bei zerspannten Teilen erreicht werden, was zur Folge hat, dass größere Wanddicken vorgesehen werden müssen.

Das Verbindungsschweißen bietet den Vorteil, dass Teile wie zum Beispiel die Befestigungsarme und die Kalotte getrennt voneinander gefertigt werden können. So wird eine werkstoffsparende, wirtschaftliche Leichtbauweise ermöglicht. Dem gegenüber steht, dass Schweißen zu Verzug, hohen inneren Spannungen und Gefügeänderung im Nahtbereich führt. Es besteht die Gefahr des Sprödbruchs und der Rissbildung an diesen Bereichen.

Fräsen ist ein spanendes Fertigungsverfahren, das nahezu beliebige geformte Werkstückflächen zu erzeugen vermag. Die bisherigen Fahrwerksbeine werden durch Fräsen aus Rundstab Halbzeug hergestellt. Es ist das aufwendigste Herstellungsverfahren, bietet aber die größten Festigkeiten und Genauigkeiten.

Es wird sich in dieser Arbeit für das Fräsverfahren entschieden, weil es den hohen Anforderungen nach Festigkeit und Bauteilgüte erfüllt.

7.2 Analytische Berechnungen

Zur schnellen Strukturanalyse werden analytische Verfahren eingesetzt. Die Anwendungsbe- reiche sind allerdings durch die Voraussetzungen für Bauteilgeometrien und Randbedingun- gen eingeschränkt. Numerische Berechnungsverfahren können auf einen wesentlich größeren Problemkreis angewendet werden. Die Finite Elemente Methode (FEM) ist hinsichtlich der Strukturoptimierung derzeit das leistungsfähigste Verfahren zur Strukturanalyse, das in Ab- schnitt 7.3 auch angewendet wird.

7.2.1 Ermittlung der Durchmesser für die Kugelkalotte

Die Kugel mit deren Zapfen am Bodenfahrwerk nimmt die entstehenden Kräfte bei Start und Landung auf. Die zulässige Flächenpressung darf dabei nicht überschritten werden. Die Kräfte für die Auslegung wurden in der Tabelle 5.4 unterstrichen. Es wird die vertikale Kraft herangezogen. Es gilt der Betriebsfaktor zwei (Wittel 2009), weil bei der Landung mit star- ken Stößen gerechnet wird.

Tabelle 7.3 Größen für die Kugeldurchmesserermittlung (Wittel 2009)

Gegebene Größen	Formelzei- chen	Wert
zulässige Flächenpressung St gehärtet/ St gehärtet (TB 9-1)	p_{zul}	25 Nmm ⁻²
Vertikalkraft Bugfahrwerk	$F_{V,Bfw}$	1580 kN
Vertikalkraft Flügelfahrwerk	$F_{V,Ffw}$	1800 kN
Vertikalkraft Rumpffahrwerk	$F_{V,Rfw}$	2700 kN
Betriebsfaktor für starke Stöße (TB 3-5c) im Startfall	K_A	2
Elastizitätsmodul für Stahl (TB 1-1)	E	210 kNmm ⁻²

$$p_i = \frac{K_A F_{V,i}}{A_{proj,i}} \leq p_{zul} \quad (7.1)$$

$$A_{proj,i} = \frac{\pi d_i^2}{4} \quad (7.2)$$

$$d_i = \sqrt{\frac{4K_A F_{V,i}}{\pi p_{zul}}} \quad (7.3)$$

Die Gleichung (7.2) wird in (7.1) eingesetzt und nach dem Durchmesser umgestellt. Die Ergebnisse für die gewählten Durchmesser der Kalotten sind:

- $d_{\text{Bfw}} = 410 \text{ mm}$
- $d_{\text{Ffw}} = 430 \text{ mm}$
- $d_{\text{Rfw}} = 530 \text{ mm}$.

Die Durchmesser der Kugeln mit deren Zapfen am Boden haben einen 10 mm kleineren Durchmesser, damit eine Rotationsbewegung ohne Klemmen stattfinden kann.

Die Berechnung mit den projizierten Flächen ist eine idealisierte Annahme. Tatsächlich ist die Kontaktzone der beiden Körper mit unterschiedlich gekrümmten Oberflächen eine Punktberührung. Die Abplattung im Kontaktbereich bilden sich kreisförmig aus, wenn die Radien der Hauptkrümmungsebenen gleich sind (siehe Bild 7.1). Bei der Kugel ist das der Fall. Die Größe der Pressungen in den Druckflächen kann mit Hilfe der Hertzschen Gleichungen bestimmt werden. Die Herleitung dieser Berechnungsgleichung (7.4) wird aus Gründen der Übersichtlichkeit hier nicht behandelt.

$$p_{\text{H}} = \sqrt{\frac{K_{\text{A}} F E}{2\pi\rho_{\text{I}}\rho_{\text{II}}}} \quad (7.4)$$

Die Ersatzradien ρ_{I} und ρ_{II} werden aus den Radien ρ_1, ρ_2, ρ_3 und ρ_4 mit der Gleichung (7.5) gebildet. Der Krümmungsradius ist negativ bei konkaver Krümmung, das heißt, wenn der Krümmungsmittelpunkt außerhalb des Bauteils liegt. Mit den Ersatzradien wird wiederum der Ersatzkontakt von einer gekrümmten Fläche gegen eine ebene Fläche hergestellt, einmal in der Hauptebene I, zum anderen in der senkrecht dazu stehenden Hauptebene II.

Da bei einer Kugel die Radien ρ_1 und ρ_3 in den Hauptkrümmungsebenen gleich sind, wird der Ersatzradius quadriert. Der Radius von der Kalotte ist negativ. Mit der angepassten Formel (7.6) für eine Kugel mit Kalotte kann die hertzsche Pressung berechnet werden.

$$\rho_{\text{I}} = \rho_{\text{II}} = \frac{\rho_1\rho_2}{\rho_1 + \rho_2} \quad (7.5)$$

$$p_{\text{H,i}} = \sqrt{\frac{K_{\text{A}} F_i E}{2\pi\rho_i^2}} \quad (7.6)$$

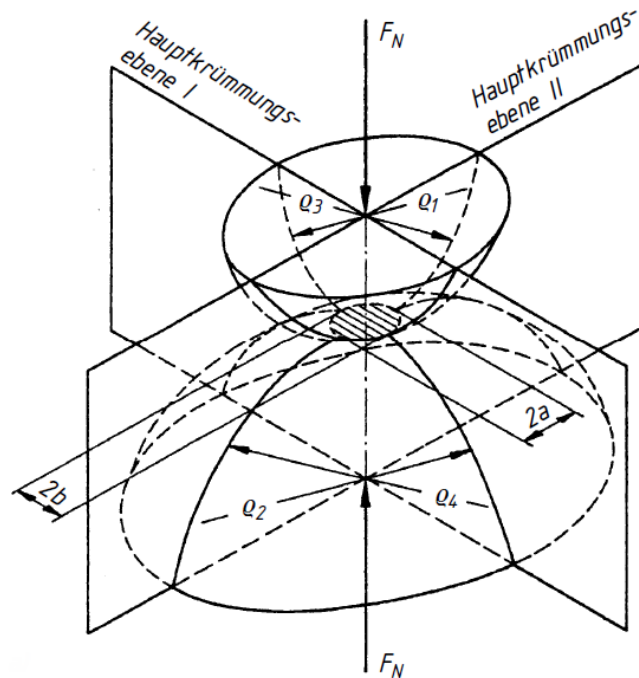


Bild 7.1 Kontakt zweier Körper bei Punktberührung (Wittel 2009)

Die hertzische Pressung von den Schnittstellen ergeben:

- $p_{H,Bfw} = 19,8 \text{ Nmm}^{-2}$
 - $p_{H,Ffw} = 19,2 \text{ Nmm}^{-2}$
 - $p_{H,Rfw} = 15,4 \text{ Nmm}^{-2}$
- } $\leq p_{zul} (=25 \text{ Nmm}^{-2})$.

Damit ist der Nachweis erbracht, dass die zulässige Flächenpressung in keiner Kalotte überschritten wird.

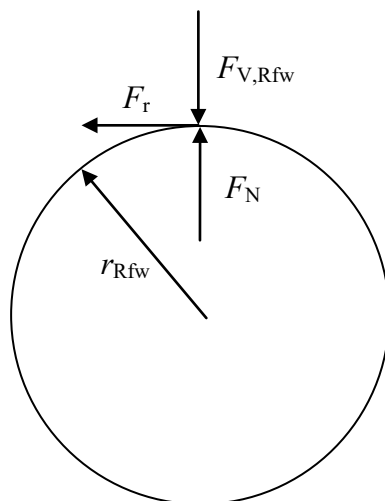
7.2.2 Entstehendes Drehmoment durch Kugelreibung

Die Kugel vom Bodenfahrwerk sitzt in der Kugelkalotte, wenn das Flugzeug sich am Boden befindet. Bei dem beschriebenen Rotationsvorgang beim Start in Kapitel 2.3.1 muss das Höhenleitwerk ein Moment erzeugen, damit sich die Flugzeugnase anhebt. Das aufzubringende Nickmoment erhöht sich durch das Kugelmoment, das in den Kugelkalotten der Rumpffahrwerkskupplung durch Reibung entsteht.

Um festzustellen, ob das Leitwerk das zusätzliche Moment aufbringen kann, wird das „Kugelmoment“ mit dem Moment verglichen, das durch die „Spin-up“ Lasten bei einer Zweipunktlandung entsteht. Der Pilot versucht das Bugfahrwerk langsam abzusenken, um den Landekomfort zu erhöhen. Das Höhenleitwerk muss ebenfalls dieses Moment ausgleichen.

Tabelle 7.4 Größen für die Momentenberechnung

Gegebene Größen	Formelzeichen	Wert
Radius Rumpffahrwerk	r_{Rfw}	265 mm
Vertikale Kraft	$F_{V,Rfw}$	2700 kN
Haftreibungszahl St - St trocken (Fischer 2005)	μ_0	0,2

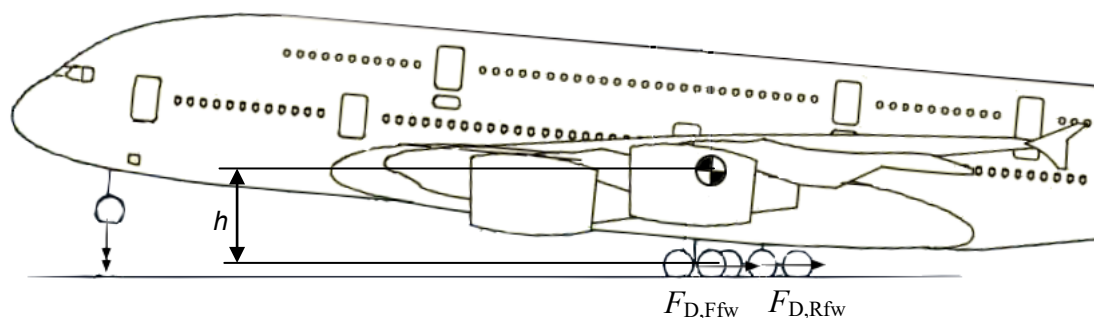
**Bild 7.2** Kugel und die Normalkraft als Reaktionskraft

$$F_r = \mu_0 F_N \quad (7.7)$$

$$M_{r,Rfw} = F_r r_{Rfw} \quad (7.8)$$

$$M_{r,Rfw} = \mu_0 F_{V,Rfw} r_{Rfw} \quad (7.9)$$

Die Normalkraft entspricht der Vertikalkraft vom Rumpffahrwerk. Das Moment pro Fahrwerksbein kann nach der hergeleiteten Gleichung (7.9) berechnet werden. Es ergibt sich ein Moment von 143,1 kNm. Für das gesamte Rumpffahrwerk zusammen beträgt das Moment 286,2 kNm.

**Bild 7.3** Spin-up Momente um den Schwerpunkt

Die Höhe zwischen Radachse und Schwerpunkt ist der Tabelle 5.1 und die Spin-up Kräfte der Tabelle 5.2 zu entnehmen. Mit der Formel (7.10) lässt sich das „Spin-up“ Moment berechnen.

$$M_D = 2(F_{D,\text{Ffw}} + F_{D,\text{Ffw}})h \quad (7.10)$$

Als Ergebnis lässt sich festhalten:

$$M_{r,\text{Rfw}} (= 286,2\text{kNm}) < M_D (= 13709\text{kNm})$$

Auf Grund der unterschiedlichen Anstellung des Höhenleitwerks und damit unterschiedlichen aerodynamischen Verhältnisse beim Start im Vergleich zur Landung können die Drehmomente eigentlich nicht direkt verglichen werden. Allerdings sind die Größenordnungen der dargestellten Momente so unterschiedlich, dass von einem groß genug dimensionierten Höhenleitwerk ausgegangen werden kann.

7.2.3 Bestimmung des Mindestkegelwinkels für den Trichter

Falls die Kugel nicht sofort in die Kugelkalotte, sondern am Trichter zuerst auftrifft, so besteht die Forderung, dass die Kugel in die Kalotte rutscht. Dafür muss der Trichter einen Mindestwinkel besitzen, der im Folgenden ermittelt wird.

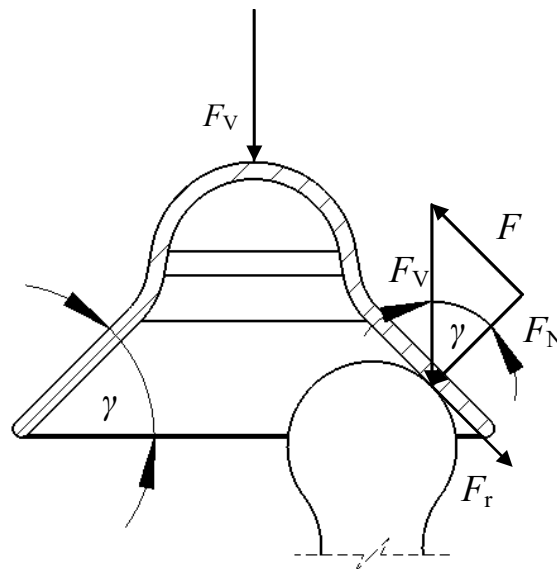


Bild 7.4 Bestimmung des Kegelwinkel

Die Bedingung aus (7.11) muss erfüllt sein, damit die Kugel in die Kalotte rutscht.

$$F > F_r \quad (7.11)$$

Die Reibungskraft berechnet sich nach Gleichung (7.7) und kann in (7.12) eingesetzt werden, wobei sich die Normalkraft kürzt.

$$\tan \gamma = \frac{F_r}{F_N} \quad (7.12)$$

Der Kegelwinkel kann nach der Gleichung (7.13) berechnet werden, wenn die Haftreibungszahl bekannt ist. Diese beträgt bei Stahl auf Stahl trocken 0,2 (**Fischer 2005**). Sind die Flächen geschmiert reduziert sich der Wert auf 0,1 wie aus Tabelle 7.4. Es wird aus Sicherheitsgründen aber mit dem höheren Wert gerechnet.

$$\gamma > \arctan \mu_0 \quad (7.13)$$

Der Kegelwinkel muss mindestens 13 Grad betragen, damit die Kraft F größer als die Reibungskomponente ist.

Der Neigungswinkel bei der Landung beträgt bei Verkehrsflugzeugen ungefähr 12 Grad (**Roskam 1989**). Es wird eine Sicherheitsabstand von 21 Grad festgelegt, wodurch sich ein Kegelwinkel von 45 Grad ergibt.

7.2.4 Überprüfung auf Klemmen in Kalotte bei Rotation

Wenn das Flugzeug um die Schnittstelle Rumpffahrwerk bei Start oder Landung rotiert (siehe Bild 7.5), darf die Kugel des Bodenfahrwerks nicht an der Wand der Kalotte klemmen. Die Kugelkalotten haben ein Spiel von 10 mm. Wird nur eine Seite betrachtet sind es nur 5 mm. Es soll nun überprüft, inwieweit sich der Abstand zwischen den Schnittstellen Flügel- und Rumpffahrwerk durch das Rotieren verkürzt.

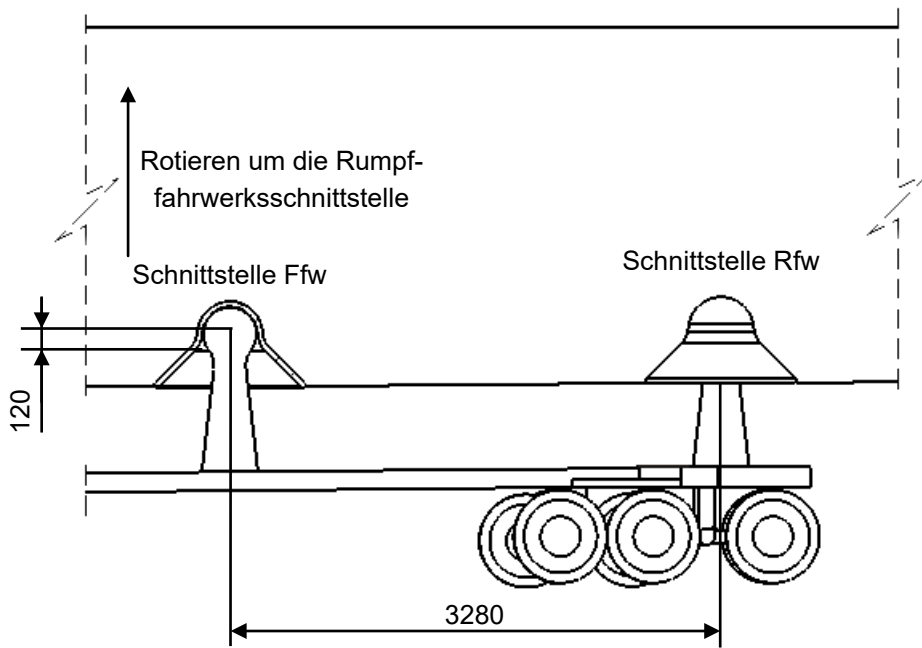


Bild 7.5 Spiel in der Flügelbauwerkskalotte beim Rotieren

Das Problem kann mit dem Satz des Pythagoras gelöst werden (siehe Bild 7.6). Mit der Gleichung (7.14) kann die horizontale Länge x ermittelt werden.

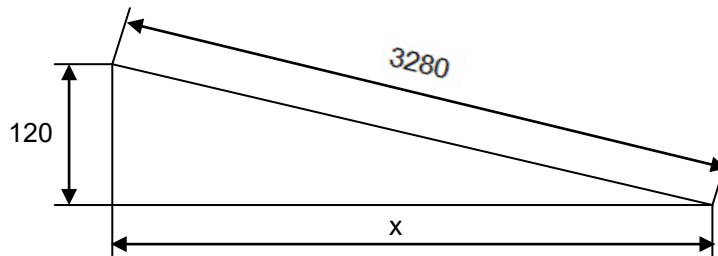


Bild 7.6 Bestimmung von der Länge x beim Rotieren

$$x = \sqrt{3280^2 - 120^2} \quad (7.14)$$

Die Forderung aus Gleichung (7.15) muss erfüllt sein.

$$\Delta x = 3280 - x \leq 5 \quad (7.15)$$

Die Verkürzung Δx beträgt 2,2 mm. Die Verkürzung beim Bugfahrwerk wird nicht überprüft, weil sie aufgrund des viel längeren Schnittstellenabstandes von 31880 mm sehr gering ist.

Die einzelnen Zapfen mit Kugel am Bodenfahrwerk sollen gedämpft sein, damit das Fahrwerkssystem kein statisch überbestimmtes System ist. Durch den bodenseitigen Einfederungsweg der Schnittstelle Rumpffahrwerk bei der Landung verkürzt sich der Abstand zum

Flügel Fahrwerk zusätzlich. Dadurch trifft die Kugel zuerst auf den Trichter der Schnittstelle Flügel Fahrwerk. Die Zapfendämpfung dämpft diesen Stoß und federt solange ein bis auch die Kugel in die Flügel Fahrwerkskalotte rutscht. Allerdings darf der Einfederungsweg nicht so groß sein, dass beim Rotieren in der Startphase die Kugel klemmt.

7.2.5 Vergleich der maximalen Kräfte am Seitenstrebenanschlusspunkt

Die Einleitung der Vertikalkräfte erfolgt bei dem konventionellen Flügel Fahrwerksbein in die Haupt- und Nebenbolzen (siehe Bild 6.2). Bei der Schnittstelle wird die Vertikalkraft auch auf den Seitenstrebenanschlusspunkt verteilt (siehe Bild 6.8). Die Kraft darf bei der Schnittstelle nicht größer sein als die maximal zulässigen Kräfte. Es wird bei dem konventionellen Fahrwerkssystem davon ausgegangen, dass die maximal zulässige Kraft am Seitenstrebenanschlusspunkt bei Kurvenfahrten auftritt, (siehe Lastfall 4 aus Tabelle 5.4).

Es werden hierfür die Auflagerkraft F_A (siehe Bild 7.7) unter Verwendung der gegebenen Größen (siehe Tabelle 7.5) berechnet.

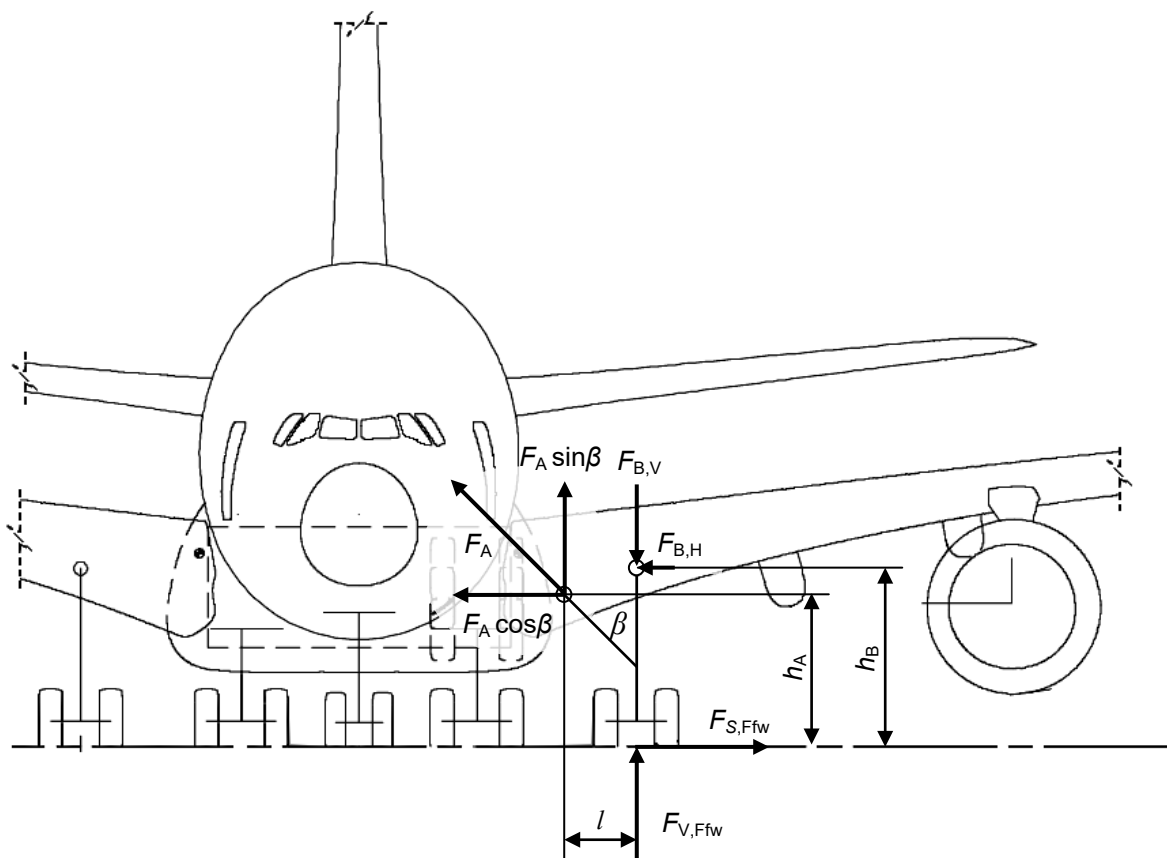


Bild 7.7

Berechnung der Auflagerkraft am Seitenstrebenanschlusspunkt

Die Auflagerkraft F_A am Seitenstrebenanschlusspunkt ist eine Stabkraft, weil die Strebe nur Zug- und Druckkräfte aufnehmen kann. Die Stabkraft kann aber in ihre vertikalen und horizontalen Komponenten unter Verwendung des Winkels β zerlegt werden.

Tabelle 7.5 Größen für die Berechnung der Kraft am Seitenstrebenanschlusspunkt (**Binnebesel 2007**)

Gegebene Größen	Formelzeichen	Wert
Vertikalkraft am Flügelfahrwerk	$F_{V,Ffw}$	1520 kN
Seitenkraft am Flügelfahrwerk	$F_{S,Ffw}$	760 kN
Höhe vom Boden zum Lager A	h_A	3,48 m
Höhe vom Boden zum Lager B	h_B	3,92 m
Abstand zwischen Lager A und B	l	1,67 m
Seitenstrebenwinkel	β	45 °

Es wird ein Momentengleichgewicht um das Lager B nach der Gleichung (7.16) gebildet. Da der Winkel mit 45 Grad angenommen wird, ergibt sich die Gleichung (7.17).

$$\sum M_B = 0 = -F_A \sin \beta \cdot l - F_A \cos \beta (h_B - h_A) + F_{S,Ffw} h_B \quad (7.16)$$

$$F_A = \frac{\sqrt{2} F_{S,Ffw} h_B}{(l + h_B - h_A)} \quad (7.17)$$

Die Stabkraft beträgt 1996,8 kN.

Um die Kraft von der Kugelkalotte zu ermitteln, wird die Berechnung nach der Finiten Elemente Methode angewandt, weil es sehr aufwendig wäre, diesen räumlichen statischen Fall analytisch zu berechnen. Die Vorgehensweise der FEM Berechnung kann in Abschnitt 7.3.2 nachgelesen werden. Die vertikale Reaktionskraft am Seitenstrebenanschlusspunkt beträgt 520 kN. Damit ist die Bedingung:

$$F_{A,Stab} (= 1997\text{kN}) \geq F_{A,Kalotte} (= 520\text{kN})$$

erfüllt.

Jedoch tritt die maximale Belastung von der Kalotte bei jeder Startphase auf, die Belastung mit Seitenwind dagegen seltener. Es ist zu prüfen, ob die maximale Belastung von der Kalotte auch den Ermüdungslasten für die Auslegung des Seitenstrebenanschlusspunktes entspricht.

Allgemein ist festzuhalten, dass sich der Kraftverlauf durch den Einbau von den Schnittstellen zu den Anschlusspunkten ändert. Damit sind Betrag, Belastungsart und Richtung der Kraft unterschiedlich. Die Frage, ob die Anschlusspunkte die neuen Kraftverläufe aufnehmen können, kann nur in Zusammenarbeit mit dem Flugzeughersteller geklärt werden.

7.2.6 Bolzenverbindung am Seitenstrebenanschlusspunkt

Der Bolzen an der Seitenstrebe verbindet den Befestigungsarm mit dem Seitenstrebenanschlusspunkt (siehe Bild 7.8). Ein Bolzen überträgt die Kraft F und wird dabei auf Biegung, Schub und Flächenpressung beansprucht. Der Bolzen wirkt wie ein ruhendes Gelenk und wird auf Biegung nach Gleichung (7.18) dimensioniert.

$$d \geq \sqrt[3]{\frac{K_A F (2t_G + t_S)}{0,8\sigma_{b\text{ zul}}}} \quad (7.18)$$

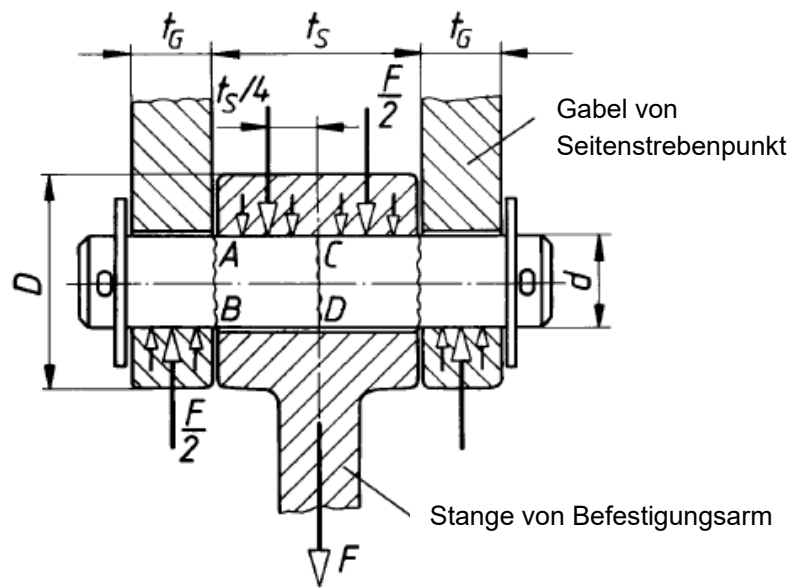


Bild 7.8 Prinzipielle Gestaltung einer Bolzenverbindung (nach **Wittel 2009**)

Für starke Stöße ergibt sich nach **Wittel 2009**, TB 3-5c der Betriebsfaktor $K_A = 2$ (siehe Tabelle 7.6).

Tabelle 7.6 Größen für Dimensionierung und Festigkeitsrechnung des Bolzens (**Wittel 2009**)

Gegebene Größen	Formelzeichen	Wert
Kraft	F	1230 kN
Gabeldicke	t_G	60 mm
Stangendicke	t_S	120 mm
Material		
Bolzen – 41Cr4 (TB 1-1 c)	R_m	1000 Nmm ⁻²
Gabel und Stange – X2CrNiMoN22-5-3 (TB 1-1 i)	R_m	650 Nmm ⁻²
Betriebsfaktor für starke Stöße (TB 3-5c)	K_A	2

Die zulässige Biegespannung für den Bolzen errechnet sich aus der Zugfestigkeit und einem Faktor, der 0,2 (**Wittel 2009**, Seite 276) für eine schwelende Belastung beträgt. Nach der Formel (7.19) ist die zulässige Biegespannung 200 Nmm⁻².

$$\sigma_{b\text{ zul}} = 0,2R_m \quad (7.19)$$

Mit der vorstehenden Werten und der Stangenkraft $F = 1230$ kN ergibt sich ein Bolzendurchmesser von 155 mm.

Nach TB 9-3 wird der Normdurchmesser $d = 160$ mm gewählt.

Der Bolzen wird auf die vorhandene maximale Biegespannung mit der Formel (7.20) in dem Bereichen C und D (siehe Bild 7.8) geprüft.

$$\sigma_b = \frac{K_A F (2t_G + t_S)}{0,8d^3} \leq \sigma_{b\text{ zul}} \quad (7.20)$$

Die Biegespannung wird nach Einsetzen aller Größen zu 180 Nmm⁻². Dies entspricht 90 Prozent von der zulässigen Biegespannung.

Der Bolzen wird auf Abscherung in den Bereichen A und B (siehe Bild 7.8) mit der Gleichung (7.21) überprüft.

$$\tau_{\max} = \frac{2K_A F}{\pi d^2} \leq \tau_{a\text{ zul}} \quad (7.21)$$

$$\tau_{a\text{ zul}} = 0,15R_m \quad (7.22)$$

Die maximale Schubspannung beträgt 61 Nmm⁻². Dies entspricht 40 Prozent von der nach Gleichung (7.22) errechneten zulässigen Abscherspannung.

Da der Bolzen mit einem Spiel in dem Auge der Stange sitzt, besteht bei dynamischer Belastung die Gefahr des vorzeitigen Verschleißes durch Ausschlagen. Die vorhandene mittlere Flächenpressung wird zwischen Bolzen – Stange (Gleichung (7.23)) und Bolzen – Gabel (Gleichung (7.24)) überprüft. Die Überprüfung erfolgt ohne Dämpfungselement.

$$p_{\text{Stange}} = \frac{K_A F}{t_S d} \leq p_{\text{zul}} \quad (7.23)$$

$$p_{\text{Gabel}} = \frac{K_A F}{2t_G d} \leq p_{\text{zul}} \quad (7.24)$$

Die Flächenpressung in der Gabel und Stange beträgt 129 Nmm⁻².

Die zulässige Flächenpressung berechnet sich bei schwellender Belastung nach der Gleichung (7.25).

$$p_{\text{zul}} = 0,25R_m \quad (7.25)$$

Für den Nachweis wird der festigkeitsmäßig schwächere Werkstoff gewählt: in dem Fall der Duplex-Stahl mit einer Zugfestigkeit von 650 Nmm^{-2} . Die zulässige Flächenpressung beträgt 163 Nmm^{-2} . Dies entspricht einer 20 prozentigen Sicherheit.

7.3 Finite Elemente Methode Berechnungen

7.3.1 Definition

Für die Strukturoptimierung wird die numerische Berechnung nach der finiten Element Methode (FEM) angewendet. Mit FEM Berechnungen können die Spannungsverläufe in einem Bauteil überprüft werden. Werden die zulässigen Spannungen überschritten, kann das Material versagen. Dies ist eine frühzeitige Überprüfungsöglichkeit und reduziert die Anzahl von realen Tests mit Prototypen. Die Entwicklungszeit und damit auch die Kosten werden reduziert. Die FEM wird nach **Engelken 2009** folgendermaßen definiert:

Die FE-Methode ist eine rechnerorientierte Methode, die über einen Vorrat an mechanischen Grundelementen (Stab, Balken, Schale, Volumina), einen Zusammenbau- und einen Lösungsalgorithmus verfügt. Das finite Element wird dabei durch seine Steifigkeitsmatrix charakterisiert. Sie werden an den Knotenpunkten miteinander verbunden. Durch die Verknüpfung der Elemente über die Knoten kann die Gesamtverformung näherungsweise berechnet werden. Durch die Verschiebung in X-, Y- und Z-Richtung der Knoten kann das Programm die Dehnung und daraus die Spannungen berechnen.

Der Ablauf einer FEM Berechnung beinhaltet folgende Teilschritte (**Schumacher 2005**):

1. Geometrieaufbereitung,
2. Erstellen des Finite Elemente Netzes,
3. Materialdefinition,
4. Definition der Elementeigenschaften, wie zum Beispiel die Dicke eines Schalenelements,
5. Definition der Lasten und Randbedingungen,
6. Zusammenstellung der Lastfälle,
7. Lösung des Problems durch den Solver,
8. Auswertung der Ergebnisse im Post-Prozessor.

Für die Spannungsanalyse der Schnittstellen wird die in SolidWorks integrierte Zusatzanwendung SimulationXpress benutzt. Diese Zusatzanwendung erledigt die Aufgaben zwei, sieben und acht selbstständig. Der Benutzer hat nur eingeschränkte Möglichkeiten in den weitgehend automatisierten Ablauf einzugreifen. Nur die Elementgröße ist einstellbar, jedoch nicht Netz-

aufbau und Elementtyp. Einfluss auf die Netzstruktur wie in Bild 7.9 zu nehmen und Verbindungselemente zwischen mehreren Bauteilen zu definieren ist nicht möglich.

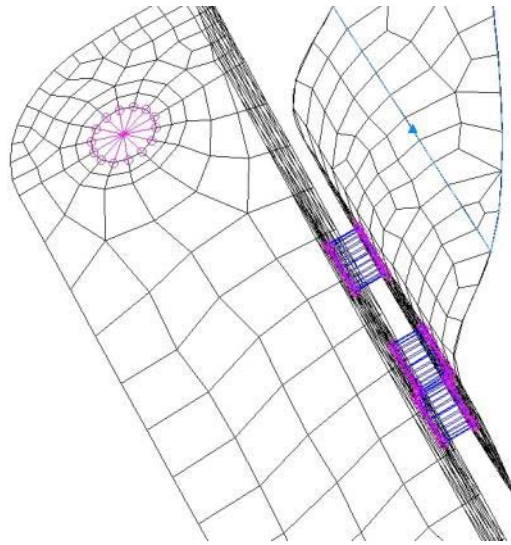


Bild 7.9 Finite Elemente Netz mit Verbindungspunkten in Patran (Chowson 2009)

Dennoch reicht das Zusatztool für die erste Auslegung aus. Der Vorteil besteht in der Bedienerfreundlichkeit und Schnelligkeit in der Berechnung. In dieser Arbeit werden Spannungsanalysen von Bauteilen durchgeführt. Dafür wird für das Verhalten von Metallen die Annahme getroffen, dass Verformungen linear und elastisch sind, bevor die Fließgrenze erreicht wird.

Drücke und Kräfte können auf jede Fläche angewendet werden. Die resultierenden Spannungen werden automatisch ermittelt. SolidWorks zeigt die von Mises-Vergleichsspannung an. Es wird ein Reservefaktor RF aus den erreichten Spannungen und der Fließgrenze $R_{p0,2}$ errechnet.

7.3.2 Berechnung der Kraft am Seitenstrebenanschlusspunkt

Da SolidWorks es nicht ermöglicht, die Auflagerreaktion zu berechnen, wird die FEM Rechnung in Catia V5 R19 für die Bestimmung der radialen und axialen Kräfte am Bolzen durchgeführt. Dafür müssen zuerst die Geometriepunkte aus SolidWorks vermessen (siehe Bild 7.10) und in Catia übertragen werden. Das komplexe Volumenmodell aus SolidWorks wird nicht importiert, sondern nur die Mittelpunkte der Befestigungsbohrungen der drei Befestigungsarme und der Mittelpunkt von der Kugelkalotte, der als Krafteinleitungspunkt dient.

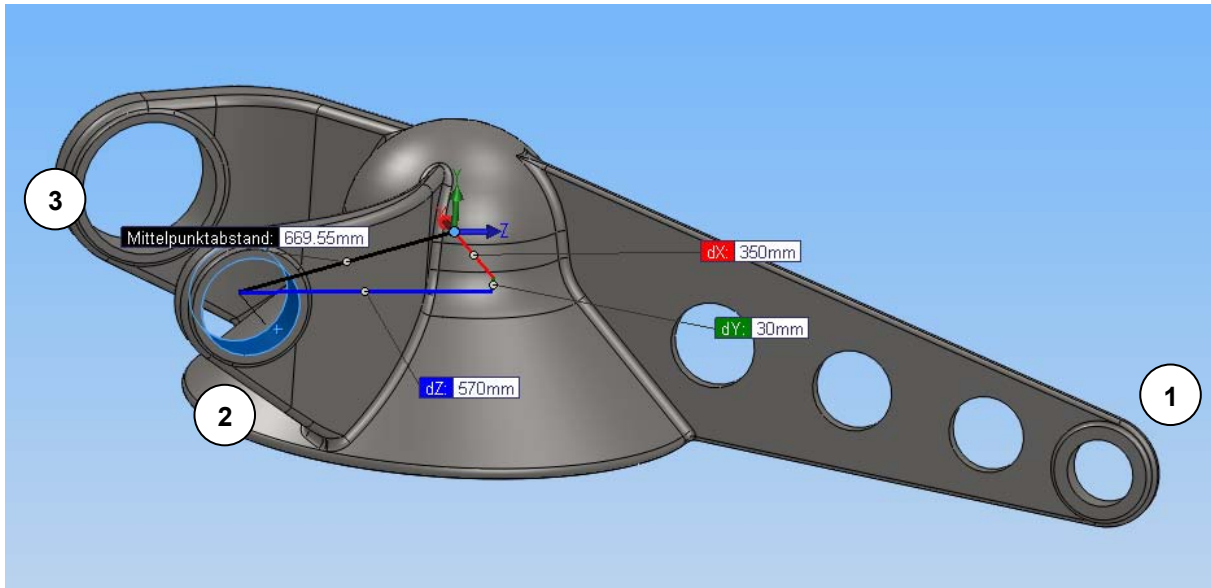


Bild 7.10 Vermessen der Bohrungspunkte in SolidWorks

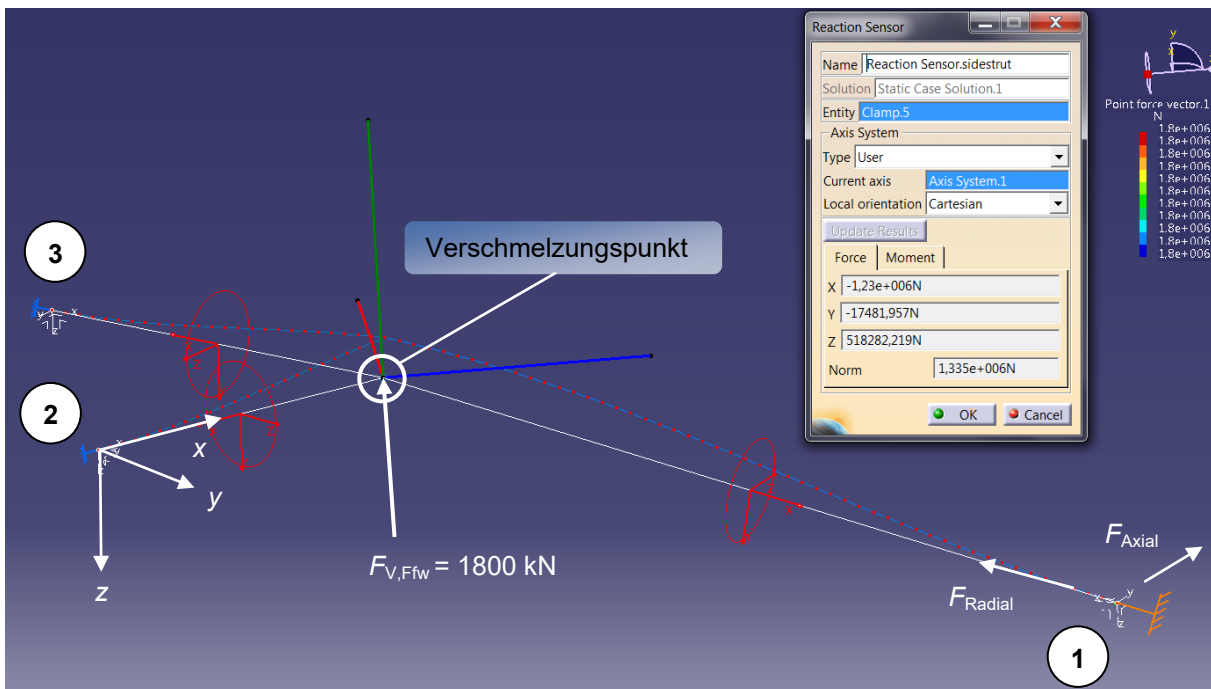


Bild 7.11 Deformation und Auflagerkräfte an den Anschlusspunkten bei Catia

Zwischen den Punkten werden Linien erzeugt (siehe Bild 7.11). Um eine erfolgreiche FEM Rechnung durchzuführen, müssen Material, Durchmesser und Elementgröße für das Balkenelement, Auflager und Kraftangriffspunkt definiert werden.

Als Elementtyp wird ein 1D Balkenelement gewählt. Es ist ein zylindrischer Balken mit einem Durchmesser von 100 mm. Die Elementgröße von einem Element beträgt 30 mm, das ist der Abstand von einem Knoten zum anderen.

Damit die drei Linien von den Befestigungsarmen verbunden sind, muss ein Verschmelzungspunkt über *Node-to-Node-Connection* erzeugt werden.

Als Auflager werden alle Endpunkte der Befestigungsarme definiert. Es sind alle Freiheitsgrade fixiert. Der Verschmelzungspunkt ist der Krafteinleitungspunkt in negativer z-Richtung. Der dimensionierende Lastfall für den Seitenstrebenpunkt ist nicht die Landung mit Seitenwind wie bei den konventionellen Fahrwerken, sondern der Startfall.

Die resultierende Reaktionskraft beträgt nach einer Sensoranalyse am Auflagerpunkt eins 1335 kN (siehe Bild 7.7). Dies ist eine sehr große Kraft, die aufgrund der Lageridealisierung als feste Einspannung auftritt. Tatsächlich sind die Lagerbuchsen durch die Dämpfungselemente in radialer und axialer Lage im geringen Umfang verschiebbar, wodurch nur die Kraft in z-Richtung beachtet wird.

Tabelle 7.7 Axial- und Radialkräfte an den Bolzen der Flügelfahrwerkskupplung

Knoten ID Nr.	Betrag in kN		
	Radialkraft in		Axialkraft in y-Richtung
	x-Richtung	z-Richtung	
1	1230	520	20
2	130	630	50
3	1100	700	50

7.3.3 Berechnung der Schnittstelle Flügelfahrwerk

Bei der Baugruppe Schnittstelle Flügelfahrwerk wird die Flügelfahrwerkskupplung berechnet.

Die beschriebenen Teilschritte aus Abschnitt 7.3.1 werden auch bei der Berechnung der Flügelfahrwerkskupplung verwendet. SolidWorks SimulationXpress erstellt das finite Elemente Netz automatisch und zeigt über ein Informationsfenster (siehe Bild 7.12) die Anzahl der Elemente, Knoten und Freiheitsgrade an.

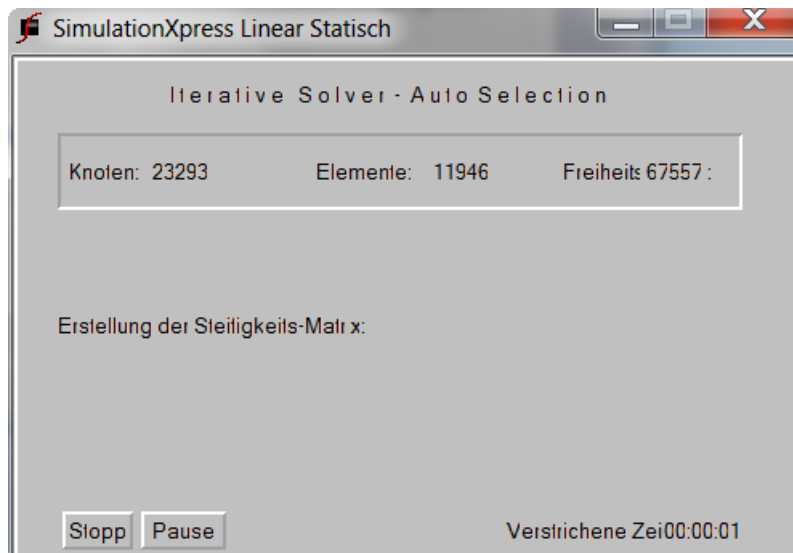


Bild 7.12 Finite Elemente Netzerstellung

Die Lagerung der Flügelschnittstelle erfolgt über die Bohrungen der drei Befestigungsarme. Der Hauptbefestigungsarm wird jedoch zusätzlich an den Kontaktflächen seitlich fixiert, weil es die Einbausituation so verlangt (siehe Bild 6.6).

Die Kräfte wirken in der Fläche der Kugelkalotte (siehe Bild 7.13). Die Lastfälle sind in der Tabelle 7.8 zusammengefasst. Es wird der dimensionierende Lastfall 1 dargestellt. Die Ergebnisse der Berechnungen aus den anderen Lastfällen können im Anhang D nachgelesen werden.

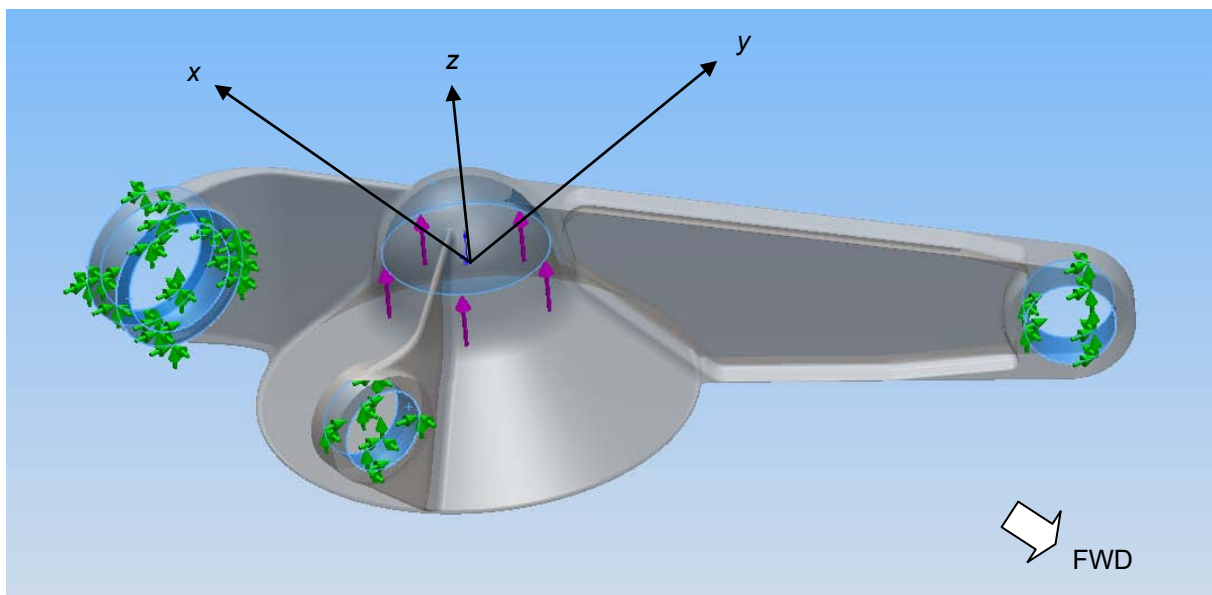
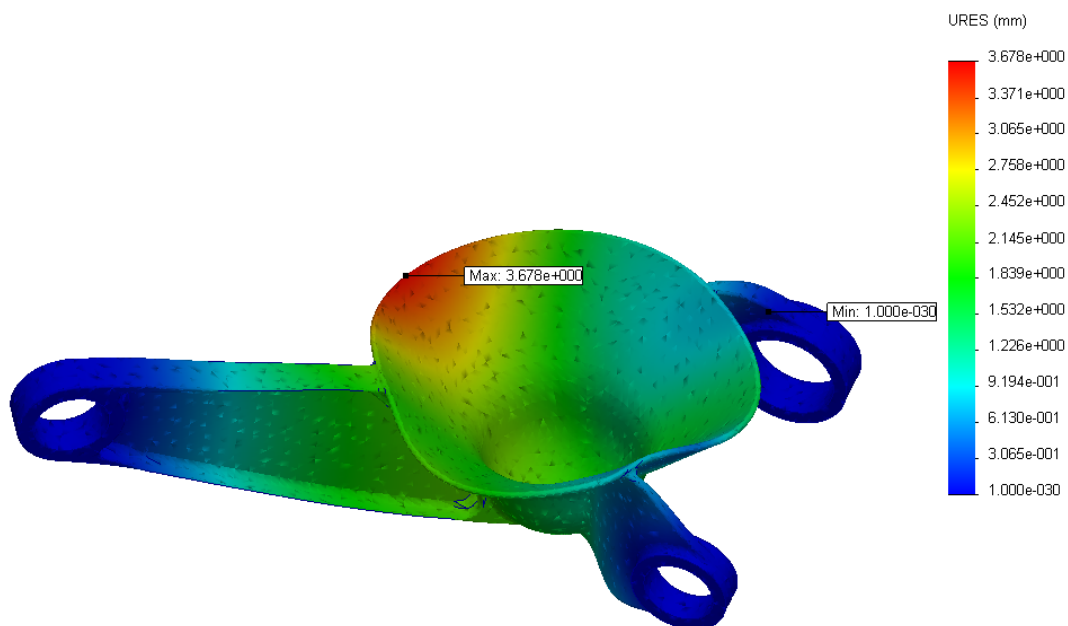


Bild 7.13 Last- und Lagerdefinition bei der Flügelfahrwerkskupplung

Tabelle 7.8 Lastfälle für die Flügelfahrwerkskupplung

Nr.	Lastfallbeschreibung	Vertikalkraft in z-Richtung kN	Längskraft in x-Richtung kN	Seitenkraft in y-Richtung kN
1	Start	1800	0	0
2	Kurvenfahrt	1520	0	760
3	Plötzliches Bremsen	1050	850	0
4	Bremsen bei Rückwärtsfahrt	1050	-580	0
5a	Seitliche Driftlandung innen	770	0	610
5b	Seitliche Driftlandung außen	770	0	-460
6a	Seitenwindlandung innen	1150	0	380
6b	Seitenwindlandung außen	1150	0	-380

Modellname: Fw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 63.0369

**Bild 7.14** Deformation der Flügelfahrwerkskupplung

Die größte Deformation von 3,7 mm tritt am Rand des Trichters auf (Bild 7.14), der keine Verstrebung besitzt. Es besteht ein Reservefaktor von 1,015. Die hoch beanspruchten Stellen sind die Übergänge vom Befestigungsarm zu den Lagerbuchsen (Bild 7.15).

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statisch Knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 63.0369

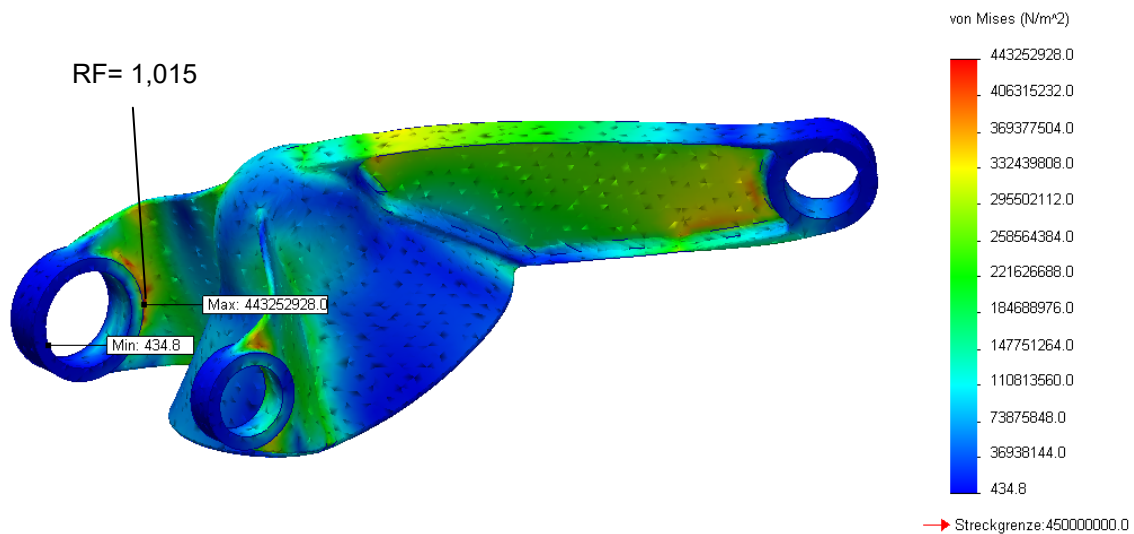


Bild 7.15 Spannungsverlauf der Flügelfahrwerkskupplung

7.3.4 Berechnung der Schnittstelle Rumpffahrwerk

Das Finite Elemente Modell von der Schnittstelle Rumpffahrwerk besteht aus 31496 Knoten und 17125 Volumenelementen, wobei die Einzelteile: Rumpffahrwerkskupplung, Schubwandträger, Fachwerkverstrebung und die verbindenden Bolzen und Dämpfungselemente miteinander verschmolzen sind.

Die Lagerung erfolgt an den Enden der beiden Achsen (siehe Bild 7.16). Die Kräfte wirken in alle drei Richtungen des x - y - z - Koordinatensystems je nach Belastungsfall, die in Tabelle 7.9 vorgestellt sind. Da die Konstruktion symmetrisch aufgebaut ist, reicht es die Kräfte nur in einer y -Richtung bei den Lastfällen fünf und sechs zu berechnen.

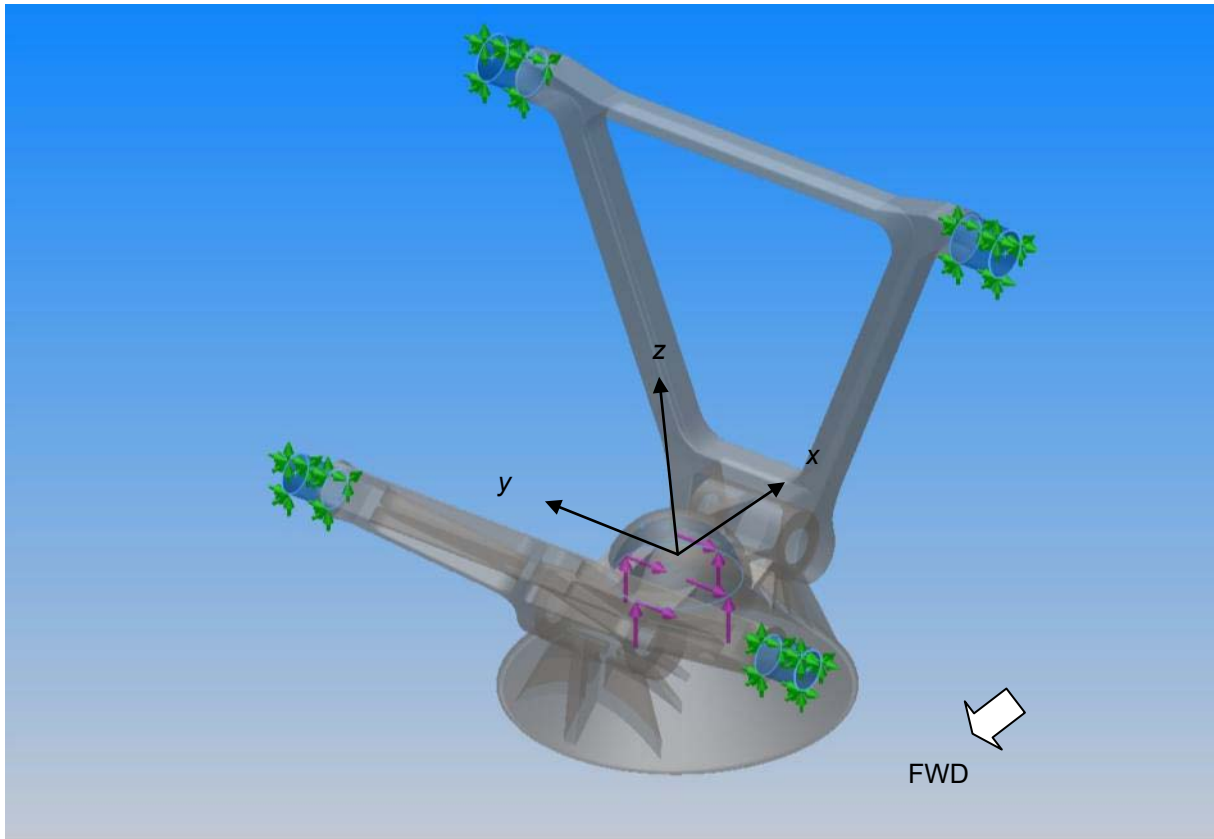


Bild 7.16 Last- und Lagerdefinition bei der Schnittstelle Rumpffahrwerk

Tabelle 7.9 Lastfälle für die Schnittstelle Rumpffahrwerk

Nr.	Lastfallbeschreibung	Vertikalkraft in z-	Längskraft in x-	Seitenkraft in y-
		Richtung	Richtung	Richtung
		kN	kN	kN
1	Start	2700	0	0
2	Kurvenfahrt	3220	0	1610
3	Plötzliches Bremsen	1590	1270	0
4	Bremsen bei Rückwärtsfahrt	1590	-870	0
5	Seitliche Driftlandung	1150	0	920
6	Seitenwindlandung	1730	0	580

Für die Berechnung werden die Kantenverrundungen der Schnittstelle unterdrückt, damit das finite Elementnetz leichter aufgebaut werden kann (Bild 7.17). Außerdem wird die Berechnungsdauer durch die verringerte CPU Belastung kürzer.

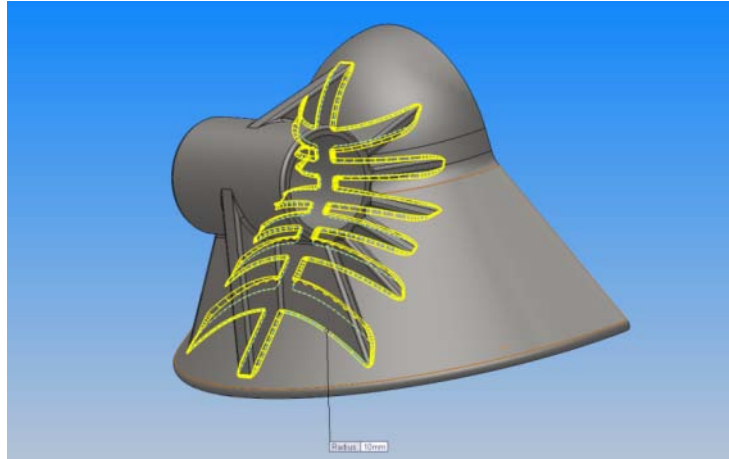


Bild 7.17 Kantenverrundungen werden unterdrückt

Der Lastfall zwei ist für die Konstruktion dimensionierend. Es wirken die größten Vertikal- und Seitenkräfte in Kombination.

Die größte Verschiebung von 8,1 mm tritt am seitlichen Rand des Trichters auf, weil dieser nicht mit Rippen versteift ist (siehe Bild 7.18). Die größten Spannungen treten an den Versteifungsrippen und Spannungsflussumleitungen auf (siehe Bild 7.19).

Der Schubwandträger nimmt fast die gesamte Seitenkraft auf. Diese Kräfte werden durch die zwei zusätzlichen Versteifungsstreben auf die gesamte Konstruktion verteilt.

Die lange Fachwerkstrebe wird auf Knickung beansprucht. Sie überträgt hauptsächlich die Vertikalkraft zu den Anschlusspunkten in die Flugzeugstruktur. Der Reservefaktor beträgt 1,01.

Modellname: Rfw_Schnittstelle_2
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 35.3143

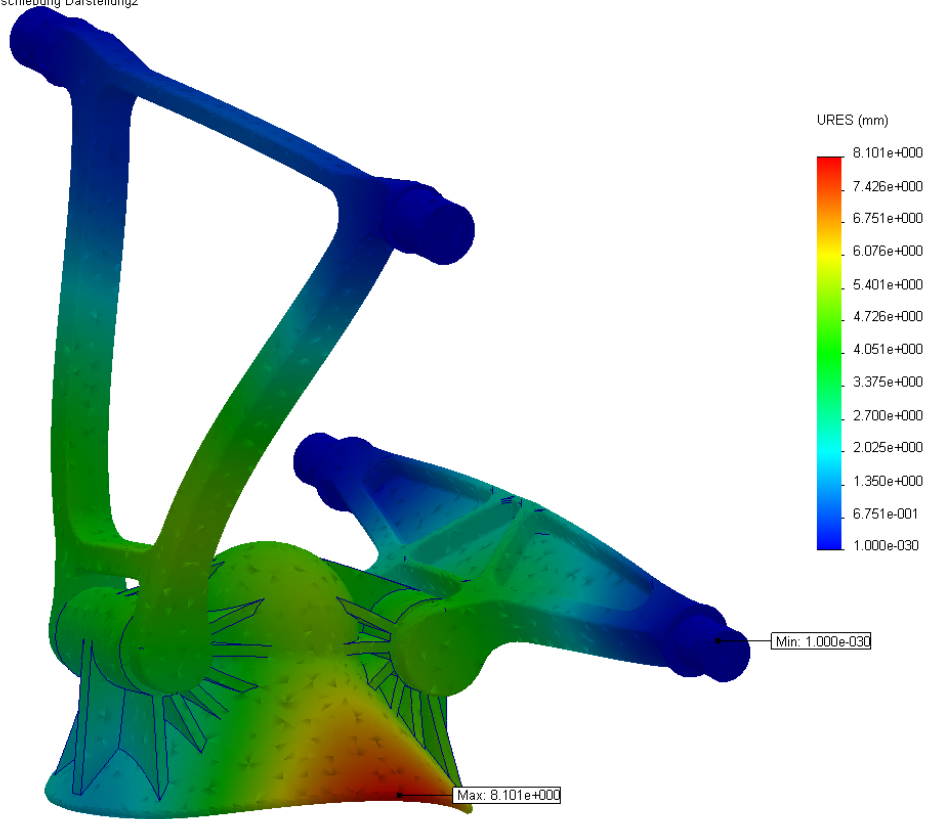


Bild 7.18 Deformation bei der Kurvenfahrt

Modellname: Rfw_Schnittstelle_2
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statisch knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 35.3143

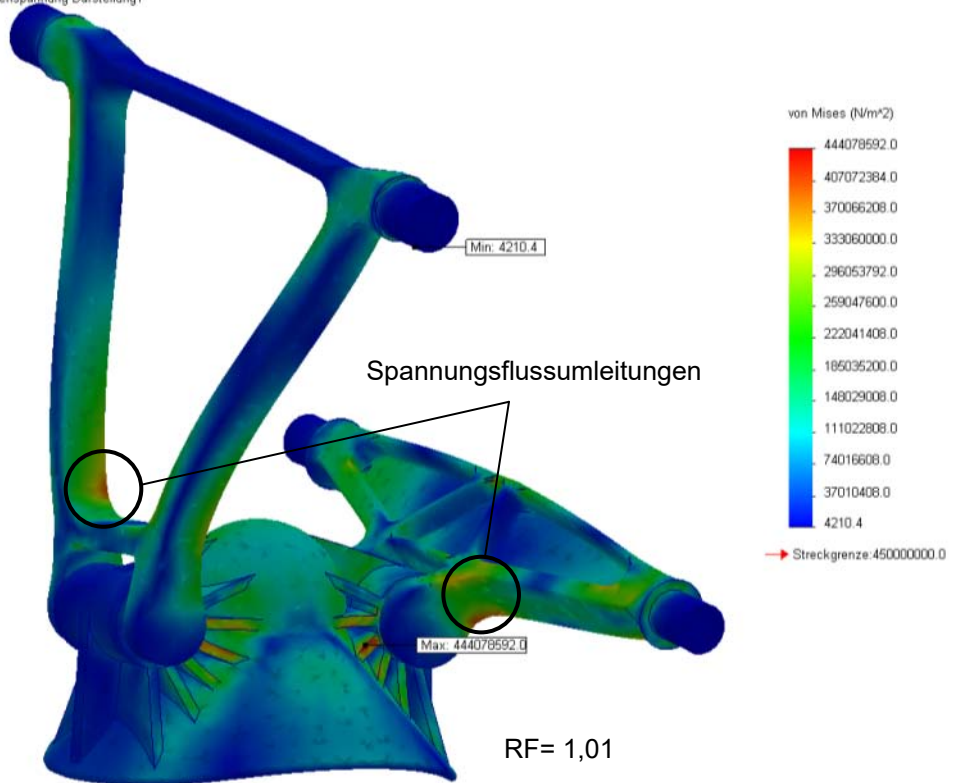


Bild 7.19 Maximale Spannungen in den Rippen

7.3.5 Berechnung der Schnittstelle Bugfahrwerk

Das Finite Elemente Modell von der Baugruppe Schnittstelle Bugfahrwerk besteht aus 38383 Knoten und 21055 Volumenelementen. Wie schon bei der Berechnung von der Schnittstelle Rumpffahrwerk erwähnt, verschmelzen die verbundenen Einzelteile miteinander. Die Achsenflächen von den Lagerbuchsen und die seitlichen Kontaktflächen werden als Lager definiert (siehe Bild 7.20).

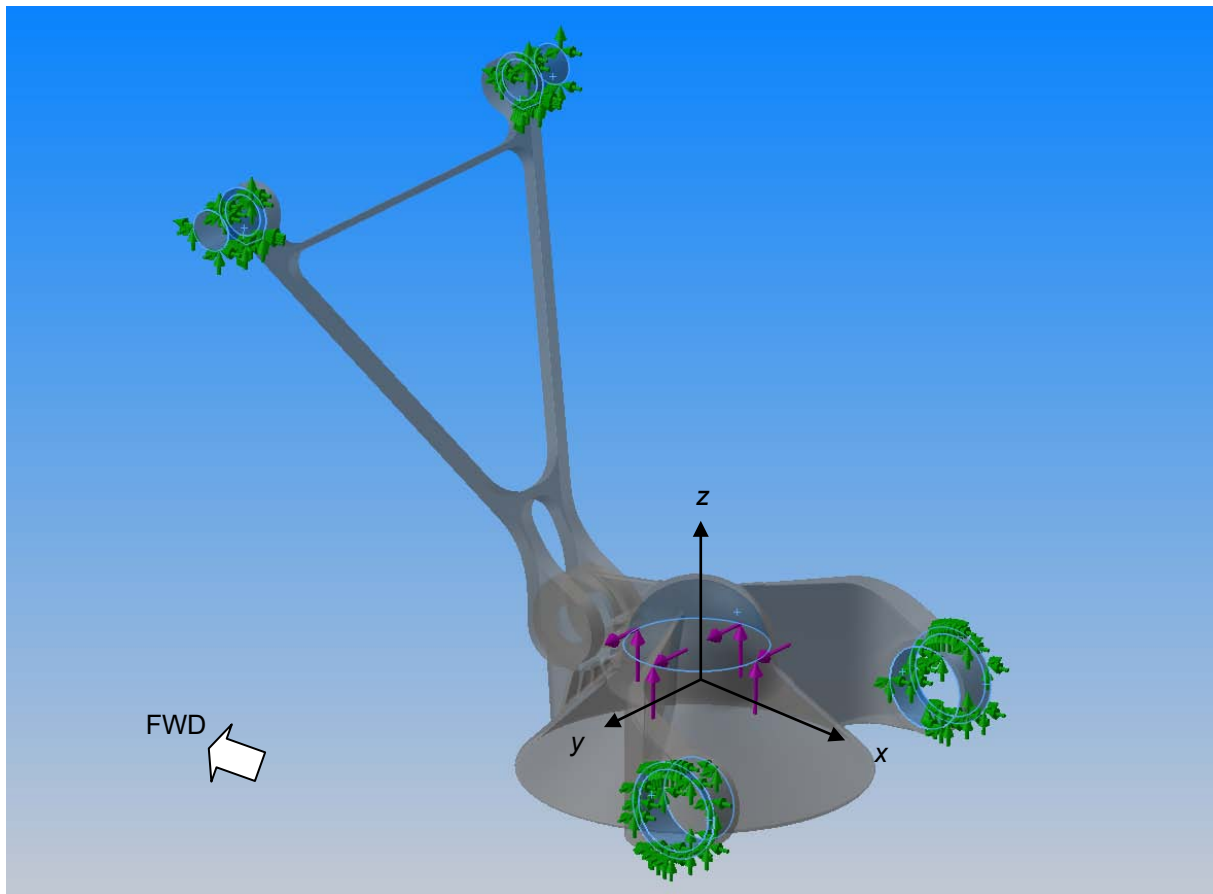


Bild 7.20 Lager- und Lastdefinition an der Schnittstelle Bugfahrwerk

Die Kräfte greifen an der inneren Fläche der Kugelkalotte an. Das Bugfahrwerk nimmt Vertikal- und Seitenkräfte auf. Ein zusätzlicher Belastungsfall auf das Bugfahrwerk resultiert aus dem Gieren am Boden. Die größte Kraft entsteht bei dem plötzlichen Bremsfall.

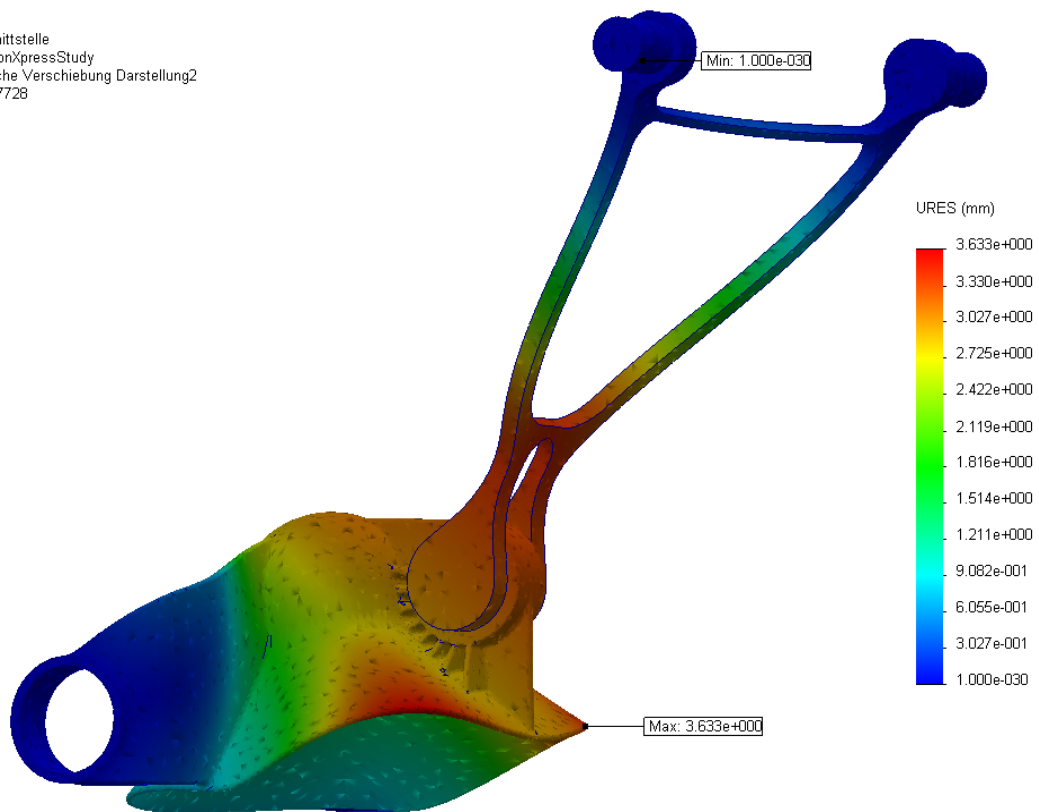
Das Flugzeug dehnt sich aufgrund der Temperaturdifferenz von -50°C in der Luft und $+50^{\circ}\text{C}$ am Boden in der Länge unterschiedlich stark aus. Daraus ergibt sich die Forderung, dass die Kugel am Boden in x -Richtung verschiebbar sein muss. Es werden keine Längskräfte von Schnittstelle Bugfahrwerk aufgenommen. Diese Kräfte, beispielsweise Bremskräfte, nehmen die Schnittstellen Rumpf- und Flügelfahrwerk auf.

Der Lastfall drei aus der Tabelle 7.10 ist dimensionierend und wird in Form eines Deformations- und Spannungsverlaufplots dargestellt (siehe Bild 7.21 und Bild 7.22).

Tabelle 7.10 Lastfälle für die Schnittstelle Bugfahrwerk

Nr.	Lastfallbeschreibung	Vertikalkraft in z-Richtung kN	Längskraft in x-Richtung kN	Seitenkraft in y-Richtung kN
1	Start	390	0	0
2	Kurvenfahrt	390	0	200
3	Plötzliches Bremsen	1580	0	0
4	Seitenwindlandung	870	0	290
5	Zusätzliche Last durch Gieren	520	0	420

Modellname: Bfw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 47.7728

**Bild 7.21** Deformation beim plötzlichen Bremsen

Die maximalen Spannungen treten an den Rippen und der Verbindung von Befestigungsarm und Kugelkalotte auf (Bild 7.22). Der Reservefaktor beträgt 1,02.

Modellname: Bfw_Schnittstelle
Studienname: SimulationXpressStudy
Darstellungsart: Statisch knotenspannung Darstellung1
Verformungsfaktor: 47.7728

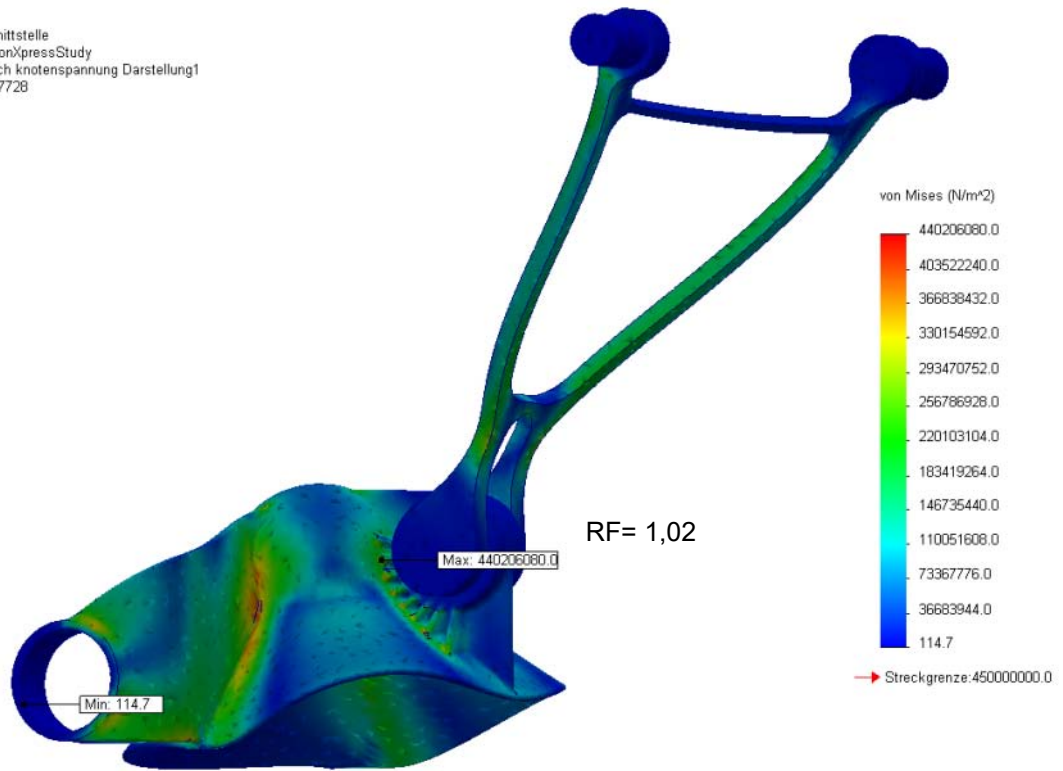


Bild 7.22 Maximalen Spannungen an den Rippen

8 Ergebnis und Bewertung

In diesem Kapitel sollen die Ergebnisse dieser Arbeit zusammengefasst werden. Bild 8.1 zeigt den A380 mit den entworfenen Schnittstellen in Zukunft, wobei auf die Darstellung der Fahrwerksklappen im rechten Bild verzichtet wurde. Es wird deutlich, wie viel Platz durch den Austausch des Fahrwerks mit den Schnittstellen entsteht.

Die Fahrwerksklappen könnten angepasst an die Schnittstelle weiterhin als passive Abdeckungen benutzt werden. Eine Schiebetür öffnet den Zugang zu den Schnittstellen. Diese würden Sollbruchstellen besitzen, so dass ein Verbinden von Flugzeug und bodengebundenem Fahrwerkssystem im Falle eines Nichtöffnens trotzdem möglich ist.

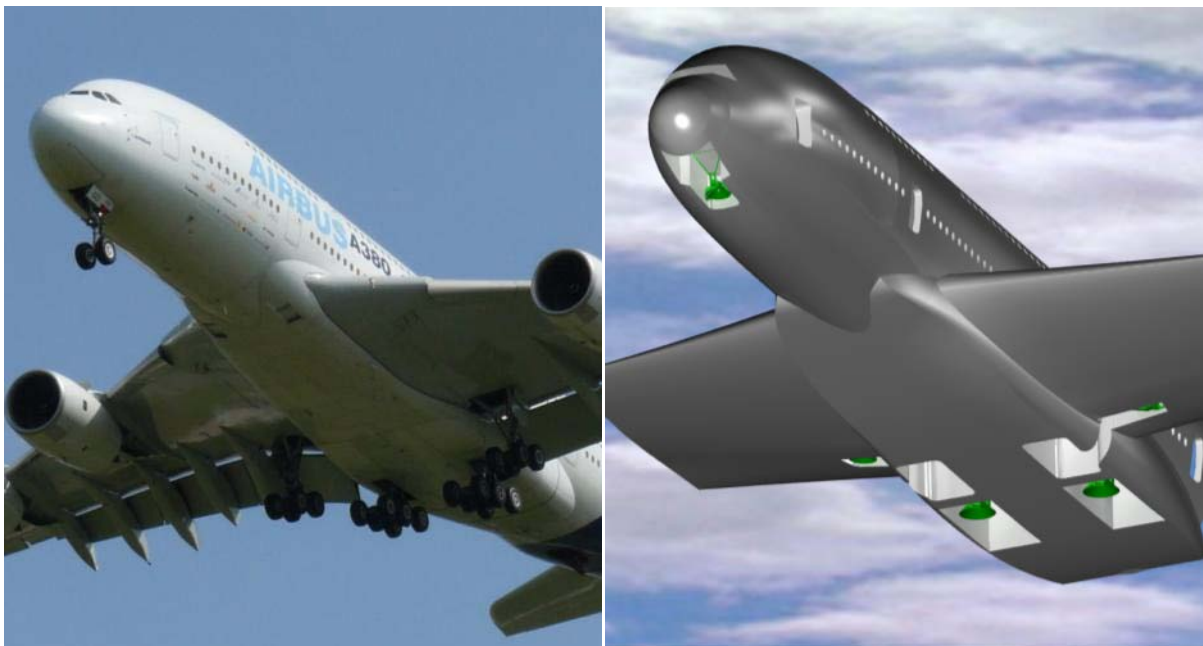


Bild 8.1 Vergleich des A380 mit herkömmlicher Fahrwerksanordnung und mit der GroLaS Schnittstelle (Picasa 2010)

Das maximal mögliche Einsparpotential von 8,3 Prozent von der Betriebsleermasse aus Tabelle 4.3 kann in der ersten Integrationsstufe nicht erreicht werden. Denn es müssen Ersatzstrukturen geschaffen werden, die die Landeenergie in das Bodenfahrwerk leiten. Mit den Schnittstellen für das Bug-, Rumpf- und Flügelfahrwerk kann eine deutliche Massensparnis von 5,8 Prozent (Tabelle 8.1) erzielt werden. Das bedeutet, dass die Fahrwerksmasse von den ursprünglich 23 Tonnen auf 6,66 Tonnen reduziert werden konnte.

Die Massensparnis bei der Schnittstelle am Flügelfahrwerk ist mit 87 Prozent am größten. Ein Grund hierfür ist die günstige Anbindung an die Struktur. Es bedarf keiner Zusatzstruktur, die den Spannungsverlaufsweg verlängert. Es wird nur eine Flügelschnittstelle pro Seite benötigt. Das konventionelle Flügelfahrwerk besitzt 24 Teile. Es wurde für die Anzahl der Teile nur das Rad betrachtet, das aus Reifen, Felgen und Bremsen besteht.

Tabelle 8.1 Vergleich der konventionellen Fahrwerke mit der Schnittstellenlösung am Beispiel des Airbus A380-800

Vergleichspunkte		Flügel Fahrwerk		Rumpffahrwerk		Bugfahrwerk	
		konventionell	Schnittstelle	konventionell	Schnittstelle	konventionell	Schnittstelle
Masse	kg	7990	1040	12430	5160	1910	460
Rad		3170	-	4270	-	355	-
Struktur		4820	-	8160	-	1555	-
Schnittstelle		-	1040	-	2040	-	330
Fachwerkverstrebg.		-	-	-	1880	-	130
Schubwandträger		-	-	-	1240	-	-
Massenersparnis	kg	6950		7270		1450	
Massenersparnis ^a	%	87		59		76	
Massenersparnis ^b	%	2,6		2,7		0,5	
Anzahl der Teile ^c		24	2	32	6	4	2
Montage und Wartung		aufwendig	einfach	aufwendig	mittel	aufwendig	einfach
Kosteneinschätzung	GE	-	2	-	4	-	1

^a Im Verhältnis zum jeweiligen konventionellen Fahrwerk

^b Im Verhältnis zur Flugzeugleermasse, vgl. Tabelle 4.3

^c Die Anzahl beschränkt sich beim konventionellen Fahrwerk auf das Rad, das aus Reifen, Felgen und Bremsen besteht. Die Schnittstellen enthalten keine Bolzen und Dämpfungselemente.

Mit der Schnittstelle Bugfahrwerk können 76 Prozent an Masse im Vergleich zum konventionellen Fahrwerk eingespart werden. In absoluten Zahlen bedeutet das ein Ersparnis von 1450 kg und ist im Vergleich zu den anderen Einsparmöglichkeiten am kleinsten. Es werden hier zwei Bauteile benötigt, die Schnittstelle selbst und eine Fachwerkverstrebgung (siehe Abschnitt 6.2.3).

Die Baugruppe Schnittstelle Rumpffahrwerk hat mit der Rumpffahrwerkskupplung, Fachwerkverstrebgung und Schubwandträger die größte Teileanzahl als auch die größte Masse von insgesamt 5160 kg. Die größte Masse nehmen die zwei Rumpffahrwerkskupplungen mit 2040 kg ein. Diese übertragen auch die größten Kräfte, welche in der Tabelle 7.9 definiert wurden. Es können 59 Prozent im Vergleich zum konventionellen Rumpffahrwerk eingespart werden.

Der Montage- und Wartungsaufwand ist unter anderem abhängig von der Teileanzahl und wird geringer im Vergleich zu dem konventionellen Fahrwerk eingeschätzt.

Zu den Herstellungskosten wurden Schätzungen in Geldeinheiten (GE) gemacht. Eine genauere Untersuchung wird in einer separaten Arbeit zum Betriebskonzept durchgeführt. Die Schnittstelle Bugfahrwerk wird am günstigsten unter den Schnittstellen sein, weil die Produktions- und Materialkosten wegen den kleinen Abmaßen gering sind. Diese dient als Referenz. Die Baugruppe Schnittstelle Rumpffahrwerk verursacht mit 4 GE die größten Kosten. Sie ist doppelt so teuer als die Baugruppe Schnittstelle Flügel Fahrwerk, weil mehr Teile und damit Material verbaut wird.

Die relativen Massenersparnisse für das Bug-, Rumpf- und Flügelfahrwerk wurden beim Airbus A380-800 in der Tabelle 8.1 ermittelt. Diese Werte werden genutzt um die Schnittstellenmassen der anderen betrachteten Flugzeugtypen abzuschätzen.

In der Tabelle 8.2 werden die Einsparpotentiale relativ zur Betriebsleermasse und zu der Masse des konventionellen Fahrwerks verglichen. Beim A330 beträgt die Massenersparnis 7320 kg. Gegenüber den absoluten Masseneinsparungen der anderen Flugzeugtypen ist dies ein kleinerer Betrag, jedoch beträgt die prozentuale Einsparung bei der Fahrwerksmasse 80 Prozent. Die größte relative Massenersparnis erreicht der A340 mit 6,6 Prozent.

Die Schnittstellen bei Flugzeugen mit Rumpffahrwerk haben einen höheren relativen Massenanteil gegenüber der Betriebsleermasse von über zwei Prozent. Dies erklärt die geringe relative Massenersparnis zum konventionellen Fahrwerk im Vergleich zu Flugzeugen ohne Rumpffahrwerk.

Tabelle 8.2 Vergleich des Einsparpotentials mit der Kupplung bei den untersuchten Flugzeugtypen

Integrationsstufe	Einsparbereich		A330-300		A340-600		A380-800	
			m_{OE} : 119830 kg		m_{OE} : 176360 kg		m_{OE} : 270370 kg	
			konventionell	Schnittstelle	konventionell	Schnittstelle	konventionell	Schnittstelle
I	Masse Fahrwerk	kg	9210	1890	15670	4070	22330	6660
	Flügelfahrwerk ^a		8380	1680	10000	2000	7990	1040
	Rumpffahrwerk ^b		-	-	4320	1730	12430	5160
	Bugfahrwerk ^c		830	210	1350	340	1910	460
	relative Anteil von m_{OE}	%	7,7	1,6	8,9	2,3	8,3	2,5
	relative Massenersparnis zu m_{OE}	%	6,1		6,6		5,8	
	Massenersparnis	kg	7320		11600		15670	
relative Massenersparnis zum konv. Hfw	%	80		74		70		

^a Annahme des Ersparnisses von 80 Prozent vom konventionellen Flügelfahrwerk

^b Annahme des Ersparnisses von 60 Prozent vom konventionellen Rumpffahrwerk

^c Annahme des Ersparnisses von 75 Prozent vom konventionellen Bugfahrwerk

Die Effizienz von Flugzeugen berechnet sich aus dem Kraftstoffverbrauch pro Nutzlast pro geflogene Strecke. Die Effizienz kann unter Annahme der Reduzierung der Leermasse um die eingesparte Fahrwerksmasse auf zwei Arten erhöht werden:

1. Erhöhung der Nutzlast
2. Fliegen mit geringerer Betriebsleermasse.

Am Beispiel vom A380 soll gezeigt werden, wie sich die Effizienz erhöht und der damit verbundene verringerte Treibstoffverbrauch zu einem geringeren CO₂-Ausstoß führt.

Nach Tabelle 8.2 kann die Betriebsleermasse um 15670 kg gesenkt werden. Da die Hälfte der konventionellen Flügelfahrwerksmasse vom Rumpf getragen wird, kann nach (Anhang A.1) angenommen werden, dass 50 Prozent der eingesparten Flügelfahrwerksmasse in Nutzlast umgewandelt werden können. Die eingesparte Rumpf- und Bugfahrwerksmasse ergibt 8720 kg. Zusammen mit der Einsparung vom Flügelfahrwerk ergibt sich eine Nutzlasterhöhung von 12720 kg. Dieses entspricht einer Effizienzsteigerung von 15,9 Prozent gegenüber der ursprünglichen maximalen Nutzlast.

Die Betriebsleermasse reduziert sich unter Beachtung der Nutzlasterhöhung ungefähr um 3 Tonnen. Nach **Binnebesel 2007** reduziert sich der Treibstoffverbrauch der Triebwerke um etwa 50 Liter pro einer Tonne eingesparter Masse und pro Flugstunde. Es können demnach zirka 150 Liter pro Flugstunde eingespart werden.

Um den Verbrauch pro Stunde zu berechnen, wird die maximale Flugzeit und Kraftstoffmasse benötigt. Die Flugzeit lässt sich nach dem Geschwindigkeits-Zeit Gesetz berechnen (siehe Gleichung (8.1)).

$$t = \frac{s}{V} \quad (8.1)$$

Aus dem Bild 8.2 wird die Reichweite von 12000 km entnommen.

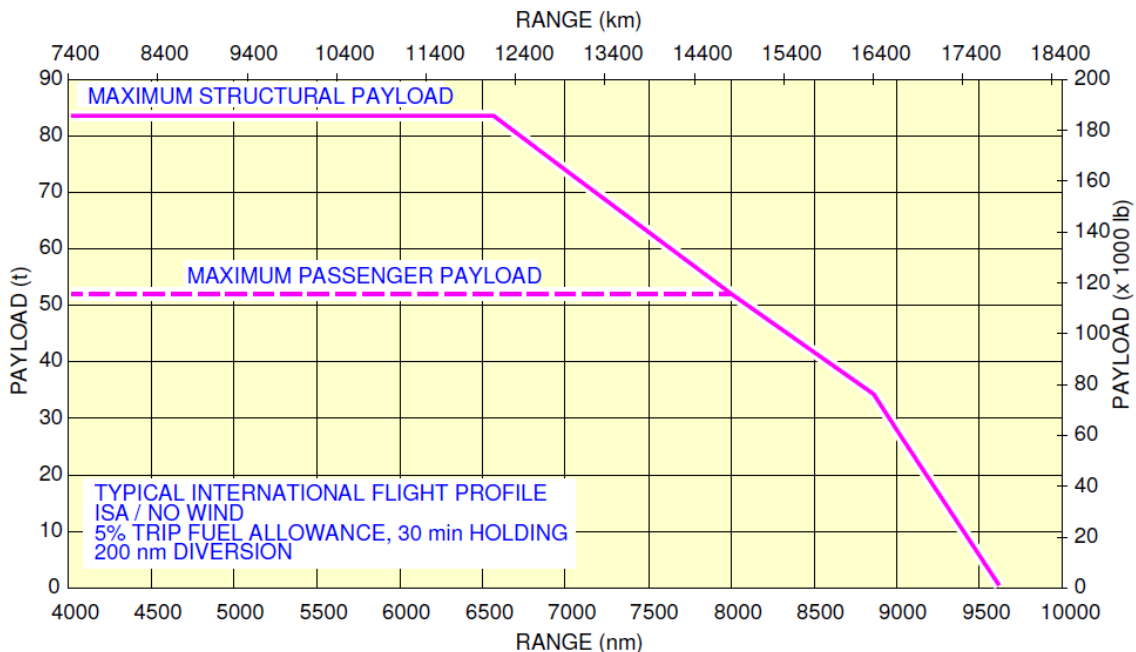


Bild 8.2 Reichweitendiagramm vom A380 (Airbus 2010)

Die Reisemachzahl beträgt $Ma = 0,85$ (Airbus 2010). Die Reisegeschwindigkeit kann nach Gleichung (8.2) und einer Schallgeschwindigkeit von 295 m/s (Zingel 2008) in einer Höhe

von 13000 km (Reise Flughöhe nach **Airbus 2010**) berechnet werden. Es ergibt sich eine Reisegeschwindigkeit von 900 km/h.

$$v = Ma \cdot a \quad (8.2)$$

Nach der Gleichung (8.1) wird die Flugzeit zu 13,3 Stunden. Die maximale mitführbare Kraftstoffmasse ist 320000 Liter. Der Verbrauch ist 24060 l/h.

Es ergibt sich eine Effizienzsteigerung von 0,62 Prozent im Verhältnis zum ursprünglichen Verbrauch. Insgesamt kann die Effizienz um 16,5 Prozent gesteigert werden. Der nutzlastbezogene CO₂-Ausstoß kann um den gleichen Wert reduziert werden.

Insgesamt erfüllen die Schnittstellen alle die in Abschnitt 5.1 definierten Anforderungen. Diese sind in etwa 70 Prozent leichter als das bisherige Fahrwerk und können durch unkomplizierte Umbaumaßnahmen der Anbindungspunkte (Anschlusspunkt Flügelfahrwerk) in die vorhandene Struktur eingebunden werden. Die Schnittstellen sind nicht ausfahrbar und benötigen keine Hydraulik. Sie bedürfen deshalb weniger Wartung. Nur die Kugelkalotten müssen geschmiert werden. Durch die geringere Teilanzahl reduziert sich der Montage- und Herstellungsaufwand flugzeugseitig. Die Schnittstellen übertragen vertikale und horizontale Kräfte und ermöglichen durch die Kugelform das Rotieren bei Start und Landung.

9 Zusammenfassung und Ausblick

Bei der vorliegenden Arbeit wird die Motivation für die Umrüstung und den Bau von Flugzeugen ohne Fahrwerk dargelegt. Gemäß Aufgabenstellung ist eine mechanische Schnittstelle als Fahrwerksersatz entwickelt worden, die die Kopplung und Kraftübertragung mit dem bodengebundenen Fahrwerkssystem ermöglicht. Es wurde aufgezeigt, dass durch den Wegfall des herkömmlichen Fahrwerkssystems die Flugzeugleermasse erheblich reduziert werden kann. In der ersten Integrationsstufe befindet sich bereits ein sehr großes Einsparpotential. Doch würden sich bei einer Neuentwicklung mit hoher Wahrscheinlichkeit noch weitere Einsparungen ergeben. Um weitere Einsparpotentiale in den Integrationsstufen II und III herauszufinden, wurde eine Technologiebesprechung bei dem Flugzeughersteller Airbus durchgeführt.

Die Lösungsfindung für Form und Aufbau der Schnittstelle orientiert sich an dem methodischen Konstruieren, das ein planmäßiges und schrittweises Erarbeiten gestattet. In der Konzeptphase wurde für die zu entwerfende Schnittstelle eine Anforderungsliste erstellt. Die Funktionserfüllung und die geringe Eigenmasse sind die wichtigsten Anforderungen. Neben diesen Anforderungen wurde auch die gesetzliche Bauvorschrift CS-25 mit berücksichtigt, nach der sich die Lastfälle für die späteren Berechnungen definieren lassen. Diese wurden mit dem Luftfahrt Bundesamt in Braunschweig abgeglichen.

Zu den drei Einzelfunktionen Zentrieren, Rotieren und Kraftübertragung wurden zehn Einzelösungen in einem Gruppenbrainstorming und durch Analyse von bestehenden technischen Lösungen gefunden. Die gleichen Personen, die auch an dem Brainstorming beteiligt waren, haben die Lösungen unabhängig voneinander in einer Nutzwertanalyse bewertet. Anschließend wurden zwei Varianten im morphologischen Kasten aus den statistisch besten Einzelösungen kombiniert. Die Variante Kugel-Trichter Lösung schneidet bei der Punktbewertungsmethode mit gewichteten Bewertungskriterien am besten ab.

In der Entwurfsphase wurde die Kugel-Trichter Lösung zu den Schnittstellen Bug, Rumpf- und Flügelfahrwerk für den Airbus A380 weiterentwickelt. Dafür war es notwendig eine Umgebungsgeometrie der Fahrwerksschächte über Reverse Engineering zu schaffen, um die Schnittstelle dort einzupassen. Die Konstruktion wurde nach dem parametrischen Konstruktionsprinzip mit *SolidWorks* erstellt.

Die Auslegung und Festigkeitsberechnungen der Schnittstellen wurden analytisch und numerisch mit der Finiten Elemente Methode durchgeführt. Als Material wurde hochlegierter Stahl verwendet, der den hohen Festigkeitsanforderungen genügt. Es zeigt sich bei dem Vergleich der maximalen Flächenpressungen mit der projizierten Kugelfläche und der hertzschen Pressung, dass die letztere bei geringem Durchmesserunterschied zwischen Kalotte und Kugel vernachlässigt werden kann.

Mit dem Programm *SimulationXpress* wurde nach Festlegung der Lager- und Lastdefinition eine FEM Berechnung durchgeführt. Nach der Spannungsanalyse des dimensionierenden Lastfalls wurden die Bauteile hinsichtlich Gewichtsreduzierung optimiert.

Die Unfallanalyse von Landeanflug- und Landeunfällen kommt zu dem Schluss, dass Landebahnüberschreitungen eine der häufigsten Unfallursachen ist. Meist ist der Mensch dafür verantwortlich. Mit dem GroLaS System könnte die Landung durch zusätzliches Bremsen mit dem Schlittensystem sicherer werden.

Es konnten erste Abschätzungen über die Masseeinsparungen aufgezeigt werden. Ungefähr 70 Prozent könnten durch Einsatz der Schnittstellen im Vergleich zu herkömmlichen Fahrwerken eingespart werden. Bei Flugzeugen ohne Rumpffahrwerk sind bis 80 Prozent möglich. Dieser Einsparung entspricht eine Reduktion der Betriebsleermasse um 6 Prozent. Es wurde auch deutlich, dass die Einsparung bei Flugzeugen in der Integrationsstufe II und III noch größer sein wird, weil die Anschlusspunkte an die Schnittstelle angepasst werden. Dadurch können die Anzahl der Teile und damit die zusätzliche Masse weiterhin reduziert werden. Es wird in der Integrationsstufe III mit einer 13-prozentigen Einsparung der Betriebsleermasse im Vergleich zu Flugzeugen mit herkömmlichem Fahrwerk gerechnet.

Allerdings bleiben einige Fragen im Rahmen dieser Arbeit offen. Genauer zu betrachten sind die neuen Risiken, die mit der Nutzung von fahrwerklosen Flugzeugen entstehen. Es ist zu prüfen, ob die Lastannahmen mit den Strukturanalysen von Airbus übereinstimmen. Für eine genaue Auslegung und Massenprognose sind mehr Informationen über Umgebungsgeometrie von Airbus anzufordern. Auch müsste eine weitere statische - und Ermüdungsfestigkeitsrechnung mit einem leistungsfähigeren FEM Programm durchgeführt werden, zum Beispiel Nastran/ Patran. Ein weiterer Problembereich umfasst den Nachweis, dass die entstehenden Kräfte an den Anschlusspunkten geringer sind als die zulässigen. Die Schnittstelle Rumpffahrwerk bringt das geringste prozentuale Massenersparnis, weil es zusätzliche Teile für die Anbindung an die Struktur bedarf. Mit einem anderen Anbindungskonzept nach dem Prinzip der Einstückigkeit, wie beispielsweise bei der Schnittstelle Bugfahrwerk könnte das Ersparnis erhöht werden. Die hohe Dichte des Stahls macht die Konstruktion schwer. Es können anderer Werkstoffe, wie zum Beispiel aushärtbares Aluminium, oder Sandwich Materialien, beispielsweise die Kugelkalotten nur innen aus Stahl getestet werden. Für eine detaillierte Kosten-Nutzen Analyse müssen die Herstellungskosten ermittelt werden. Es muss durch Versuche überprüft werden, ob eine vertikale Arretierung vorhanden und wie groß die flugzeugseitige Dämpfung sein muss.

Literaturverzeichnis

- Airbus 2000** AIRBUS INDUSTRIES: *Getting to Grips with Approach-and-Landing Accidents Reduction*. Airbus, Toulouse, 2000
- Airbus 2007** GOUSSÉ , H.: *The A340-600 – the longest Airbus airliner*, 2007 – URL: http://www.airbus.com/store/photolibrary/AIRCRAFT/AIRBUS/A330_340/att00010851/media_object_image_lowres_A340_600_Airbuslivery_Oct07_lr.jpg (2010-02-23)
- Airbus 2009** AIRBUS INDUSTRIES: *Global Market Forecast 2009 – 2028*, 2009 - URL: <http://www.airbus.com/en/corporate/gmf/> (2010-02-17)
- Airbus WBM 2009** AIRBUS INDUSTRIES: *Weight and Balance Manual A380*. Airbus, Toulouse, 2009
- Airbus 2010** AIRBUS INDUSTRIES: *AIRPLANE CHARACTERISTICS*, 2010 – URL: <http://www.airbus.com/en/services/customer-services/maintenance-engineering/tech-data/aircraft-characteristics/> (2010-02-19)
- airliners 2007** O. A.: *Anschlusspunkt des A330 / A340 Hauptfahrwerkes in die Struktur*. Airliners.net, 2007 – URL: http://www.airliners.net/aviation-forums/tech_ops/read.main/93064/ (2010-02-21)
- Argûelles 2001** ARGÛELLES, Pedro; BISCHOFF, Manfred; BUSQUIN, Philippe; et al.: *European Aeronautics: A Vision For 2020*. Luxemburg : European Communities, 2001
- Babak 2009** BABAK: Airbus A380 landing Gear, 2009 – URL: <http://www.flickr.com/photos/babak1/3852227839/> (2010-02-24)
- Bargel 2005** BARGEL, Hans-Jürgen; SCHULZE, Günter: *Werkstoffkunde*. Berlin [u.a.] : Springer, 2005
- Binnebesel 2007** BINNEBESEL, Jan: *Konzeption einer bodenbasierten Einrichtung zum regulären Start- und Landevorgang von fahrwerklosen Verkehrsflugzeugen*. Hamburg, TUHH, Flugzeug-Systemtechnik, Diplomarbeit, 2007
- Binnebesel 2010** BINNEBESEL, Jan: *Expertenbefragung zu GroLaS*. Präsentation, 2010

- Boeing CMO 2009** BOEING COMMERCIAL AIRPLANES (Hrsg.): *Current Market Outlook 2009 – 2028*. – URL: <http://www.boeing.com/cmo> (2010-01-28)
- Boeing 2009** AVIATION SAFETY BOEING COMMERCIAL AIRPLANES (Hrsg.): *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents*. – URL: <http://www.boeing.com/news/techissues> (2010-04-23)
- Brill 2006** BRILL, Michael: *Parametrische Konstruktion mit CATIA V5. Methoden und Strategien für den Fahrzeugbau*. München [u.a.] : Hanser, 2006
- Chowson 2009** CHOWSON, Erik: *Konstruktion und Berechnung eines Halters für eine Vakuumrohrleitung im Airbus A330*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Projektarbeit, 2009
- Currey 1988** CURREY, Norman S.: *Aircraft Landing Gear Design, Principles and Practices*. Washington, DC : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988
- Defense 2010** STEPHENS, Christopher: *Luftbetankung*. Defense Imagery Management Operations Center, 2010. – Bild-Nr. 060510-N-9621S-032, 2006, URL: <http://www.defenseimagery.mil/imagery.html#a=search&s=s-3%20viking&guid=4b232e5c967fa475fd4b0e4022a78535bbcf78f6> (2010-06-10)
- Dilba 2009** DILBA, Denis: Wenn Flugzeuge Schlitten fahren – Starten und Landen ohne Fahrwerk. In: *TUHH spektrum*, Oktober 2009, S. 28 -29
- DLG 2003** DEUTSCHE LANDWIRTSCHAFTS-GESELLSCHAFT (Hrsg.): *Merkblatt 333 – Anhängervorrichtungen an Traktoren*. 2003 - URL: www.dlg.org/fileadmin/downloads/merkblaetter/dlg-merkblatt_333.pdf (2010-05-28)
- DLR 2010** DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- und RAUMFAHRT e.V. (DLR) (Hrsg.): *Einbeziehung des Luftverkehrs in den CO2-Emissionshandel*. 2010 - URL: http://www.dlr.de/fw/Portaldata/42/Resources/dokumente/pdf_dokumente/5PR_01_LF_Emissionshandel.pdf (2010-07-10)
- EASA 2006** EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY (Hrsg.): *Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25*. 2006

- Engelken 2009** ENGELKEN, Gerhardt: *Methodik der 3D-Konstruktion*. München : Hanser, 2009
- Gerhard 1998** GERHARD, Edmund: *Entwickeln und Konstruieren mit System : ein Handbuch für Praxis und Lehre*. Renningen-Malmsheim : expert-Verl., 1998
- Fischer 2005** FISCHER, Ulrich: *Tabellenbuch Metall*. Haan-Gruiten : Verl. Europa-Lehrmittel Nourney, Vollmer, 2005
- Howe 2004** HOWE, Denis: *Aircraft loading and structural layout*. London : Professional Engineering Publ., 2004
- Hünecke 2000** HÜNECKE, Klaus: *Die Technik des modernen Verkehrsflugzeuges*. Stuttgart : Motorbuch-Verl., 2000
- ICAO 2009** INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (Hrsg.): *Aviation Emissions in Context*. – URL: www.icao.int/Act_Global/Aviation_Emissions-in-Context.pdf (2010-01-23)
- Jost 2009** JOST WERKE GmbH (Hrsg.): *Montage- und Betriebsanleitung - SATTELKUPPLUNG JSK 26 D. 2009* – URL: http://www.jost-world.com/workflow/pdfanleitungen/M+B/JSK26D_MuB_19900213_6_de_02-2009.pdf (2010-05-29)
- Kallenbach 2008** KALLENBACH, Eberhard; EICK, Rüdiger; QUENDT, Peer, u.a.: *Elektromagnete : Grundlagen, Berechnung, Entwurf und Anwendung*. Wiesbaden : Vieweg + Teubner, 2008
- Klein 2007** KLEIN, Bernd: *Leichtbau-Konstruktion : Berechnungsgrundlagen und Gestaltung*. Wiesbaden : Vieweg, 2007
- Lehrerfreund 2008** O.A.: *Druckknopfzeichnung*. tec.Lehrerfreund, 2008 – URL: <http://lehrerfreund.de/in/technik/1s/druckknopf/> (2010-05-29)
- Nachtigall 2005** NACHTIGALL, Werner: *Biologisches Design : Systematischer Katalog für Bionisches Gestalten*. Berlin [u.a.] : Springer, 2005
- NASA 2010** THOMAS, Carla: *Shuttle Atlantis returning to Kennedy Space Center*. NASA Dryden Flight Research Center, 2010. - Bild-Nr. EC-98-44740-2, 1998, URL: <http://grin.hq.nasa.gov/ABSTRACTS/GPN-2000-000183.html> (2010-06-08)

- Penner 1999** PENNER, Joyce; LISTER, David; GRIGGS, David; et al.: *AVIATION AND THE GLOBAL ATMOSPHERE*. Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC) SPECIAL REPORT, 1999
- Picasa 2010** O. A.: *Airbus A380 im Landeanflug auf Bremen*. Picasa Webalben, 2010 – URL: <http://picasaweb.google.com/lh/photo/2zh8JnA3E3Hjy6xnBSZLKg> (2010-07-05)
- Roskam 1989** ROSKAM, Jan: *Airplane design Part 4, Layout design of landing gear and systems*. Ottawa, Kan. : Roskam Aviation and Engineering Corp., 1989
- Scheiderer 2008** SCHEIDERER, Joachim: *Angewandte Flugleistung : Eine Einführung in die operationelle Flugleistung vom Start bis zur Landung*. Berlin Heidelberg : Springer, 2008
- Scholz 1999** SCHOLZ, Dieter: *Flugzeugentwurf*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 1999
- Schumacher 2005** SCHUMACHER, Axel: *Optimierung mechanischer Strukturen : Grundlagen und industrielle Anwendungen*. Berlin [u.a.] : Springer, 2005
- Seibel 2003** SEIBEL, Michael; FLÜH, Hans: *Strukturkonstruktion*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2003
- Theumert 2007** THEUMERT, Hans; FLEISCHER, Bernhard: *Entwickeln - Konstruieren - Berechnen : komplexe praxisnahe Beispiele mit Lösungsvarianten ; mit 19 Tabellen*. Wiesbaden : Vieweg, 2007
- Trahmer 2004** TRAHMER, Bernd: *Fahrwerksintegration in den Gesamtentwurf*. Vorlesungsskript, Future Projects, Airbus Deutschland GmbH, Hamburg, 2004
- Turbosquid 2010** O. A.: *Airbus A330 landing gear 3d model*. Turbosquid 3D Marketplace, 2007 – URL: <http://www.turbosquid.com/FullPreview/Index.cfm/ID/336827> (2010-02-22)
- Vogel 2010** VOGEL, Harald: *Konstruieren mit SolidWorks*. München : Hanser, 2010

- Wikipedia 2010** ELLIOTT, Rob: *Space Shuttle orbiter mounting point on a Shuttle Carrier Aircraft*. Wikipedia, 2006. – URL: http://en.wikipedia.org/wiki/File:Shuttle_mounting_point.JPG#filehistory (2010-06-08)
- Wittel 2009** WITTEL, Herbert; MUHS, Dieter; JANNASCH, Dieter: *Roloff/Matek Maschinenelemente : Normung, Berechnung, Gestaltung*. Wiesbaden : Vieweg+Teubner Verlag / GWV Fachverlage GmbH, 2009
- Zangemeister 1970** ZANGEMEISTER, Christof: *Nutzwertanalyse in der Systemtechnik : Eine Methodik zur multidimensionalen Bewertung und Auswahl von Projektalternativen*. München : Wittmannsche Buchhandlung, 1970
- Zingel 2008** ZINGEL, Hartmut: *Flugmechanik*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2008

Anhang A

Protokolle zu Technologiebesprechungen

Dieser Anhang enthält Gesprächsprotokolle.

A.1 Technologiediskussion bei Airbus

Datum/Zeit: 08.03.2010, 10:30-14:30 Uhr

Ort: Airbus Deutschland GMBH

Kreetslag 10

21129 Hamburg

Besprechungsraum E624 im Haus 62 und Halle 242

Teilnehmer: Kim Mittler

Antoine Heulin

Ludwik De Jelski

Kim Oltmann

Jan Binnebesel

Erik Chowson

Agenda:

TOP 1: Vorstellung GroLaS

TOP 2: Präsentation der Bachelorarbeit von Erik Chowson

TOP 3: Anvisierte Integrationsstufen

TOP 4: Diskussion

TOP 5: Besichtigung der Fahrwerksanbindung des A380

TOP 6: Sonstiges

TOP 1: Vorstellung GroLaS

Vorstellung des Projekts GroLaS (Ground-based Landing Gear System) nach PowerPoint Präsentation: (W43-18)Airbus_AP4-3_08_03_2010_v2.ppt und Videoausschnitten

TOP 2: Präsentation der Bachelorarbeit von Erik Chowson

Präsentation der Bachelorarbeit nach PowerPoint: (W43-18)Airbus_AP4-3_08_03_2010_v2.ppt

- Thema
- Inhalt
- Zielsetzung

TOP 3: Anvisierte Integrationsstufen (I.-stufe)

- Erste I.-stufe: der in Dienst befindlichen Flugzeuge – Austausch der bestehenden Fahrwerkskomponenten
- Zweite I.-stufe der in Produktion befindlichen Flugzeuge – kleinere Veränderungen an der Sekundärstruktur und auf Systemebene, die voraussichtlich ohne großen Zertifizierungsaufwand umsetzbar sind, z.B. Einsatz kleinerer Pumpen, Fahrwerkstüren
- Dritte I.-stufe – Komplettes Redesign der konventionellen Flugzeuge, z.B. durch Nutzung der Fahrwerksschächte, etc.
- Vierte I.-stufe – Integration in neues Flugzeugdesign, z.B. auch unkonventionelle Konfigurationen wie Blended Wing Body

Diskussion zu den Integrationsstufen:

- Die zweite und dritte I.-stufe haben vermutlich einen ähnlichen Zertifizierungsaufwand, so dass ein Zusammenlegen dieser evtl. sinnvoll sein könnte

TOP 4: Diskussion zu den Fragestellungen

Kann man die angenommene Massenersparnis in Nutzlast umwandeln?

- Grundsätzlich möglich unter bestimmten Randbedingungen
- Mehr Nutzlast in die Punkte einleiten, die das Fahrwerk halten
- Max. Flächenlast durch Verstärkung des Fußbodens erhöhen

- Die Reserve für das Cargo hold loading muss erhalten bleiben

Gibt es weitere Einsparmöglichkeiten?

- Weitere Struktureinsparungen bzw. das größte Potential erreicht man durch einen vollständigen Neuentwurf, da die Entwicklungskosten für ein Redesign vermutlich hoch sein würden.
- Die anfängliche Marktakzeptanz wird als kritisch eingestuft, deshalb muss das System für einen erfolgreichen Einsatz zuerst vermutlich in vorhandene Flugzeuge integriert werden
- Für eine geringere Markteintrittsbarriere: Umrüstung der bestehenden Flugzeuge mit möglichst geringen Kosten; Ausstattung weniger Flughäfen am Anfang
- Pressure Bulkheads sind schwer, produktionstechnisch aufwendig und könnten weggelassen werden, wenn der Rumpf ohne Fahrwerksschacht gestaltet würde (3. I.-stufe)
- Keel Beam könnte komplett wegfallen (3. I.-stufe); Druckkräfte beim Landestoß könnten durch die Wing box aufgenommen werden
- Boeing leitet den Landestoß bei der Flügelfahrwerke in den Hinterholm und den Rumpf, während Airbus diese nur in den Hinterholm leitet
- Überlegungen zu einer Fahrwerksintegration nur im Rumpf (3. I.-stufe) → geringeres Flügelbiegemoment – nach vereinfachter Rechnung wurde eine Wurzelbiegemomentenreduzierung von 20 % erzielt → leichter Flügel
- evtl. Zusatzmasse muss aufgrund von Schadentoleranz berücksichtigt werden

TOP 5: Besichtigung der Fahrwerksanbindung des Airbus A380

- Dimensionen des Fahrwerks und die Anbindungspunkte für die zu entwerfende Schnittstelle betrachtet
- Cargobereiche eingesehen
- Diskussion über mögliche Schnittstelle: U-Profil beim Rumpffahrwerk

TOP 6: Sonstiges

Es wurde angeboten in Kontakt zu bleiben und qualitative Antworten bei Anfragen zu geben.

Hamburg, den 11.03.2010

Erik Chowson
- cand. B.Eng. -

A.2 Besprechung beim Luftfahrt Bundesamt

Datum/Zeit: 25.05.2010, 12.00 bis 20.00 Uhr

Ort: Luftfahrt Bundesamt
Hermann-Blenk-Straße 26
Braunschweig

Teilnehmer: Matthias Schmidt (LBA, Flugversuchingenieur, Referat T3 „Musterzulassung“)
Wolfgang Boland (LBA, Referat B2 „Flugbetrieb“)
Klaus Lütjens (DLR, Leitung L3 „Airport 2030“)
Jan Binnebesel (mbp, Leitung HAP 4, AP 4.3)
Marten Canisius (mbp, Antriebe, AP 4.3)
Erik Chowson (mbp, Flugzeugseitige Schnittstelle, AP 4.3)
Björn Gisa (mbp, Betrieb, AP 4.3)
Jan Weber (mbp, Bodengebundenes Fahrwerk, AP 4.3)

Agenda:

- 12.00-13.00: Vorbesprechung beim Mittagessen
- TOP 1: 13:15-13.45 Vorstellung Referat T3, Matthias Schmidt sowie Referat B2, Wolfgang Boland
- TOP 2: 13:45-14:00 Kurzvorstellung „Airport 2030“, Klaus Lütjens
- TOP 3: 14:00-14:25 Vorstellung GroLaS, Jan Binnebesel
- Funktion und Potential
 - Untersuchung innerhalb „Airport 2030“
 - Studentische Arbeiten
- 14:25-14:45 Diskussion
- 14:45-15:15 Integrationsstufen
- 15:15-16:30 Besprechung der Vorbereitungen von Matthias Schmidt
- 16:30-17:20 Besprechung der Vorbereitungen von Wolfgang Boland
- 17:20-17:30 Pause
- 17:30-18.30 Besprechung der Vorbereitungen von Matthias Schmidt
- TOP 4: 18:30-19:50 Anforderungskatalog, Klären der offenen Fragen soweit möglich
- TOP 5: 19:50-20:00 Weitere Schritte

TOP 1: Vorstellung der LBA Referate T3 und B2

- Herr Schmidt hat auf Basis einer LBA-Präsentation der Geschäftsstelle das LBA sowie das Referat T3 vorgestellt
- Herr Boland hat auf Basis der o.g. Präsentation das Referat B2 vorgestellt

TOP 2: Kurzvorstellung „Airport 2030“

- Herr Lütjens hat das AP 4.3 GroLaS-Projekt im Rahmen einer Präsentation in das Forschungsprojekt „Airport 2030“ eingeordnet

TOP 3: Vorstellung AP 4.3 GroLaS

- Herr Binnebesel hat die Motivation, die Funktion und das Potential eines bodengebundenen Fahrwerksystems sowie der Untersuchungsschwerpunkte im AP 4.3 anhand einer Präsentation und eines Videos aufgezeigt
- Herr Canisius hat den Schwerpunkt seiner Arbeit dargestellt
- Herr Chowson hat den Schwerpunkt seiner Arbeit dargestellt
- Herr Gissa hat den Schwerpunkt seiner Arbeit dargestellt
- Herr Weber hat den Schwerpunkt seiner Arbeit dargestellt

Diskussion zu Integrationsstufen

- Die Integrationsstufen wurden anhand des vorgelegten Ausdrucks besprochen (siehe Tabelle 4.3)

Besprechung der Vorbereitungen von Matthias Schmidt

- Herr Schmidt hat eine Kommentarsammlung sowie Auszüge aus diversen Quellen vorgelegt, anhand deren die Vorbereitungen von Herrn Schmidt besprochen wurden

Besprechung der Vorbereitungen von Wolfgang Boland

- Herr Boland hat nach vorheriger abteilungsinterner Rücksprache stichpunktartige Notizen angefertigt und diese wurden besprochen

TOP 4: Anforderungskatalog, Klären der offenen Fragen soweit möglich

- Der Anforderungskatalog inklusive der zu klärenden Fragen wurde dem LBA ca. eine Woche vor der Besprechung zur Verfügung gestellt. Dieser lag bei der Besprechung allen Teilnehmern vor. Herr Schmidt hat in Vorbereitung innerhalb des Dokuments Kommentare eingefügt und die Fragen soweit möglich beantwortet
- Der Vollständigkeit halber sei erwähnt, dass der Anforderungskatalog zu einem späteren Zeitpunkt noch von einem Strukturfachmann des LBA, Aiko Dühne, ergänzt wurde

TOP 5: Weitere Schritte

- Der Anforderungskatalog wird –soweit möglich- um die Ergebnisse aus der Besprechung ergänzt/modifiziert. Diese Anforderungen bilden in einem für ein frühes Vorentwicklungsstadium angebrachten Maße die Grundlage für den konzeptionellen und konstruktiven Entwurf der ersten Iterationsstufe des bodengebundenen Fahrwerksystems
- Das LBA steht in einer beratenden Funktion auch für weitere Fragen, die sich im Laufe der Entwicklungsarbeit ergeben, für die am GroLaS Projekt beteiligten Partner zur Verfügung

Hamburg, den 04.06.2010

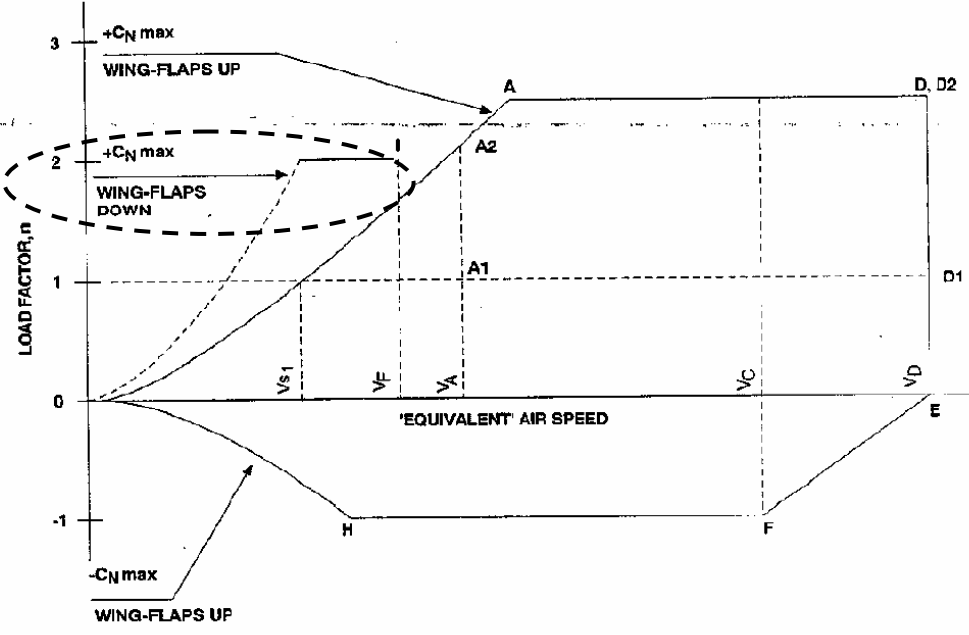
Jan Binnebesel
- HAP 4, AP 4.3 -

Anhang B

Übersetzung der Bauvorschrift für Luftverkehrsfahrzeuge

In diesem Anhang sind Abschnitte aus der Bauvorschrift CS-25 in Tabelle B.1 übersetzt worden, die relevant für die Auslegung von Fahrwerken sind. Auf die Nummern wird sich in dem Kapitel 5, Anforderungen, bezogen.

Tabelle B.1 Gesetzliche Anforderungsliste

Nr.	Gesetzliche Anforderungen
1	Fluglasten
1.1	<p>CS 25.345 Hochauftriebssysteme</p> <p>(a) Wenn die Flügellandeklappen während des Starts, Landeanflug oder die Landung bei der Entwurfslandeklappengeschwindigkeiten unter diesen Flugstufen von CS 25.335 (e) benutzt werden, wird angenommen, dass das Flugzeug symmetrischen Manöver- und Böenlasten ausgesetzt ist. Die resultierenden Limitlasten müssen den unten angeführten Bedingungen entsprechen:</p> <p>(1) Positiver Manöverlimitlastfaktor von 2,0 (siehe Bild B.1)</p>  <p style="text-align: center;">Bild B.1 Lastvielfaches nach Geschwindigkeit (EASA 2006)</p>
2	Bodenlasten
2.1	<p>CS 25.473 Landelastbedingungen und Annahmen</p> <p>(a) Es wird davon ausgegangen, dass das Flugzeug den Boden unter den in CS 25.479 bis 25.485 spezifizierten Landebedingungen berührt:</p> <p>(1) In den Fluglagen, definiert in CS 25.479 bis CS 25.485</p> <p>(2) Mit einer Limit Sinkgeschwindigkeit von 3,05 m/s (10 f/s) und dem Entwurfslande-gewicht</p>

- (3) Mit einer Limit Sinkgeschwindigkeit von 1,83 m/s (6f/s) und dem Entwurfsstartgewicht
- (4) Die beschriebenen Sinkgeschwindigkeiten dürfen modifiziert werden, falls das Flugzeug diese Geschwindigkeiten unmöglich erreichen kann.
- (b) Der Flugzeugauftrieb darf kleiner als das Flugzeuggewicht angenommen werden, es sei denn es gibt Systeme oder Prozeduren, die bedeutenden Auftrieb erzeugen.
- (c) Die Methode der Analyse von Flugzeugen und Fahrwerken muss mindestens folgende Elemente berücksichtigen:
- (1) Fahrwerksdynamikeigenschaften
 - (2) Aufschleudern und zurückspringen
 - (3) Starrer Körper Wirkung
 - (4) Strukturelle dynamische Antwort der Flugzeugzelle
- (d) Die Fahrwerksdynamikeigenschaften müssen von den Tests validiert werden, definiert in CS 25.723(a)

CS 25.479 Level Landebedingung

- (a) Bei der Level Lage wird angenommen, dass das Flugzeug den Boden bei einer Vorwärtsgeschwindigkeit in dem Bereich von V_{L1} bis $1,25 \cdot V_{L2}$ parallel zum Boden unter den Bedingungen, die in CS 25.473 beschrieben sind, berührt.
- (c) Bei der Level Landelage bei den Flugzeugen mit Bugrad, siehe Bild B.2 müssen folgende Punkte angenommen werden:
- (1) Eine Lage, in denen die Haupt- und Bugfahrwerksräder den Boden einfach freigibt; und
 - (2) Wenn sinnvollerweise bei dem spezifizierten Sinkflug und der Vorwärtsgeschwindigkeit eine Lage erreicht wird, bei der die Bug- und Hauptfahrwerksräder den Boden gleichzeitig den Boden berühren.

2.2

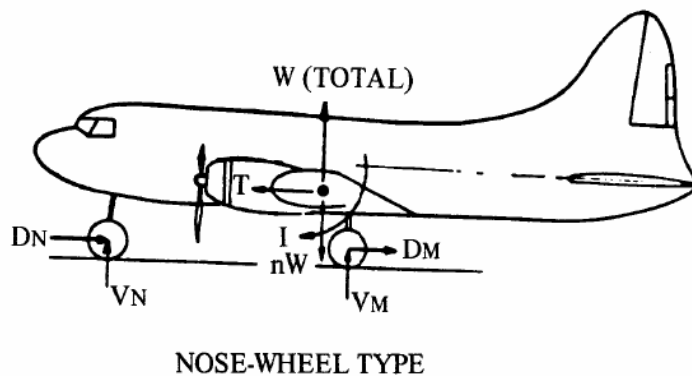


Bild B.2 Level Landung (EASA 2006)

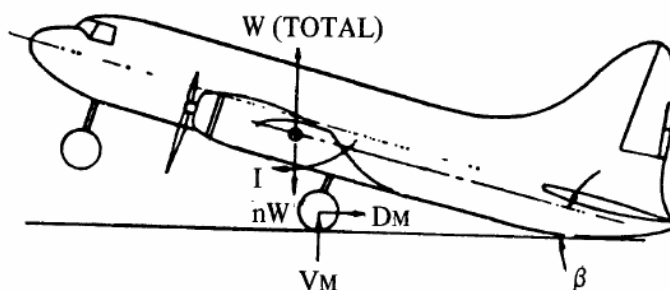
- (d) Zusätzlich zu den Belastungsbedingungen, die in (a) vorgeschrieben sind, gelten noch weitere:
- (1) Das Fahrwerk und die direkt beeinträchtigte Struktur muss für die max. vertikale Bodenreaktion mit kombinierter nach hinten wirkender Widerstandskomponente mit mindestens 25 Prozent der max. vertikalen Bodenreaktion ausgelegt werden.
 - (2) Die schwersten Kombinationen der Lasten, die während einer seitlichen Drift Landung auftreten können, müssen mit einbezogen werden. In Abwesenheit einer rationaleren Analyse bei dieser Bedingung, müssen die folgenden Punkte untersucht werden:

- (i) Eine vertikale Last entspricht 75 Prozent der max. Bodenreaktionskräfte aus CS 25.473(a)(2). Sie wirkt in Kombination mit einem Widerstand von 40 Prozent und eine Seitenlast von 25 Prozent von dieser vertikalen Last.
- (ii) Die Stoßdämpfer- und Reifenauslenkung muss 75 Prozent der Auslenkung sein, die der maximalen Bodenreaktionskraft von CS 25.473(a)(2) entspricht.
- (3) Die Kombination von vertikal- und Widerstandskomponenten greifen an der Mittellinie der Reifenachse an.

CS 25.481 Tail-down Landebedingung

- (a) Bei Tail-down Landung wird angenommen, dass das Flugzeug den Boden mit der Vorwärtsgeschwindigkeit von V_{L1} bis V_{L2} berührt, parallel zum Boden unter den Bedingungen wie sie in CS 25.473 verordnet sind.
Die Kombination von vertikaler und Widerstandskomponenten greifen an der Mittellinie der Reifenachse an.
- (c) Für die Tail-down Landebedingung bei Flugzeugen mit Bugrad wird angenommen, dass das Flugzeug mit einem Stallwinkel oder dem maximalen Winkel β anfliegt, siehe Bild B.3.

2.3



β = Angle for main gear and tail structure contacting ground except need not exceed stall angle.

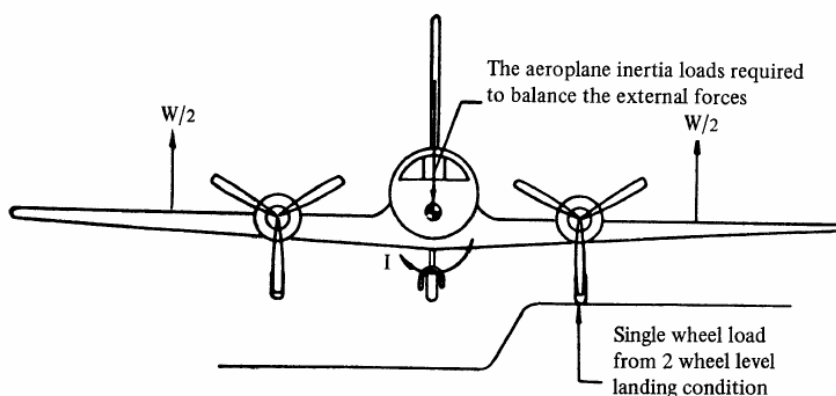
NOSE-WHEEL TYPE

Bild B.3 Tail-Down Landung (EASA 2006)

CS 25.483 One-Gear Landebedingung

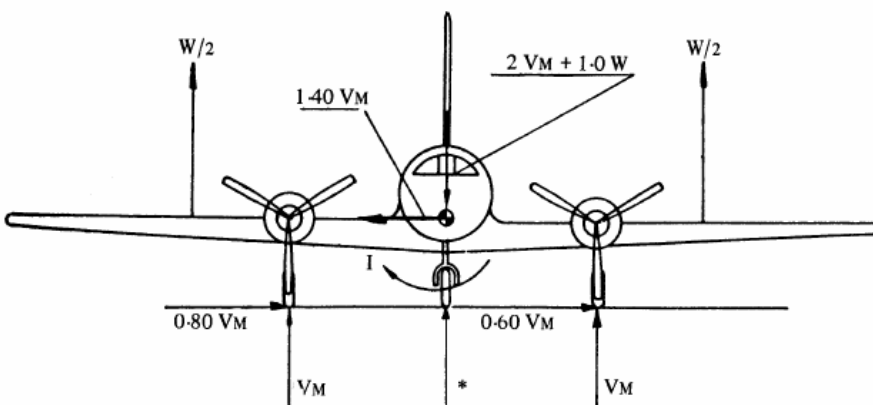
Für die One-Gear Landebedingung wird angenommen, dass das Flugzeug sich in Level Lage befindet und den Boden mit einem Hauptfahrwerk berührt, siehe Bild B.4.

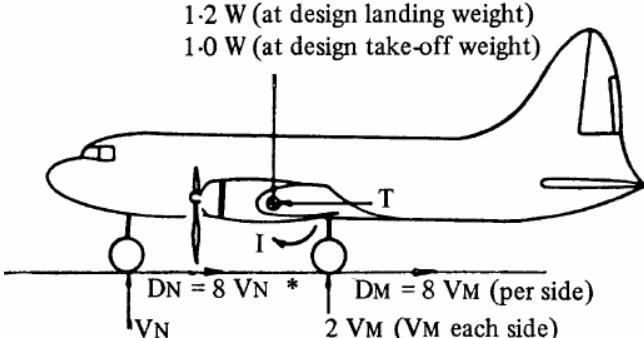
2.4



NOSE- OR TAIL-WHEEL TYPE

Bild B.4 Landung mit einem Hauptfahrwerk (EASA 2006)

	<p>In dieser Lage gilt:</p> <p>(a) Die Bodenreaktionskräfte müssen die selben sein wie die erreichten Werte auf der Seite unter CS 25.479(d)(1)</p> <p>(b) Jede unausgeglichene externe Last muss mit einer Flugzeugträgheit in einer rationalen oder konservativen Art und Weise entgegen gewirkt werden.</p>
2.5	<p>CS 25.485 Side Load Bedingung Zusätzlich zu CS 25.479(d)(2) müssen die folgenden Bedingungen betrachtet werden:</p> <p>(a) Bei der Side Load Bedingung wird angenommen, dass das Flugzeug sich in Level Lage mit nur den Hauptträgern auf den Boden, entsprechend Bild B.5 befindet.</p> <div style="text-align: center;">  <p>VM = One-half the maximum vertical ground reaction obtained at each main gear in the level landing conditions.</p> <p>*Nose-gear ground reaction = 0</p> <p>NOSE- OR TAIL-WHEEL TYPE AEROPLANE IN LEVEL ATTITUDE</p> </div> <p>Bild B.5 Seitliche Drift Landung (EASA 2006)</p> <p>(b) Seitenlasten von $0,8^*$ vertikalen Reaktionskräften (auf einer Seite) wirken einwärts und $0,6^*$ vertikale Reaktionskräfte (auf der anderen Seite) wirken nach außen. Die Seitenlasten müssen mit halbiert maximaler vertikaler Bodenreaktionskraft kombiniert werden, die bei der Level Landebedingung erreicht wurden. Diese Lasten werden angenommen am Bodenkontaktpunkt zu wirken und von der Trägheit des Flugzeuges widerstanden zu werden.</p>
2.6	<p>CS 25.487 Rebound Landebedingung</p> <p>(a) Das Fahrwerk und seine unterstützende Struktur muss für die Belastungen, die während des Rückstoßes auf das Flugzeug von der Landefläche auftreten, untersucht werden.</p> <p>(b) Mit voll ausgefahrenen und nicht mit dem Boden in Kontakt befindlichen Fahrwerk muss ein Lastvielfaches von 20,0 auf das ungefederte Gewicht des Landefahrwerks wirken. Dieser Lastfaktor muss in Richtung der Bewegung der ungefederten Gewichte wirken, als sie ihre ausgefederten Grenzpositionen in Beziehung zu den gefederten Teilen des Fahrwerks erreichen.</p>
2.7	<p>CS 25.489 Bodenhandhabungsbedingungen Wenn nicht anders beschrieben muss das Fahrwerk und die Flugzeugstruktur mit Design Ramp Weight nach den Bedingungen in CS 25.491 bis 25.509 untersucht werden. Kein Flügelantrieb darf berücksichtigt werden. Für die Stoßdämpfer und die Reifen wird angenommen, dass sie in ihrer statischen Position sind.</p>

2.8	<p>CS 25.491 Taxi, Start- und Landerollen</p> <p>Innerhalb des Bereichs von entsprechenden Bodengeschwindigkeiten und zugelassenen Massen wird die Flugzeugstruktur und das Fahrwerk mit Lasten ausgesetzt, die nicht weniger sind als diese, wenn das Flugzeug sich über den rauhesten Untergrund bewegt, der sinnvoll für normalen Operationen angenommen werden kann.</p>
2.9	<p>CS 25.493 Gebremste Rollbedingung</p> <p>(b) Ein Flugzeug mit einem Bugrad ist das Limit Lastvielfache 1,2 auf das Landegewicht, und 1,0 auf das Design Ramp Weight. Eine Widerstandsreaktionskraft ist gleich der vertikalen Reaktionskraft, multipliziert mit einem Widerstandskoeffizient von 0,8. Dieser Widerstandskraft muss mit der vertikalen Reaktionskraft kombiniert werden und wirkt am Bodenkontaktpunkt jeden Rades mit Bremsen. Die folgenden zwei Lagen, entsprechend Bild B.6 müssen berücksichtigt werden.</p> <p>(1) Die Levellage mit dem Rädern, die den Boden berühren und die Belastungen zwischen Haupt- und Bugfahrwerk verteilen. Kein Nicken wird angenommen.</p> <p>(2) Die Levellage, bei der nur das Hauptfahrwerk den Boden berührt, wird das Nickmoment durch die Winkelbeschleunigung ausgeglichen.</p> <p style="text-align: center;"> $T = \text{inertia force necessary to balance the wheel drag}$ $*DN = 0 \text{ unless nose wheel is equipped with brakes}$ For design of main gear $VN = 0$ For design of nose gear $I = 0$ </p> <div style="text-align: center;">  <p>1,2 W (at design landing weight) 1,0 W (at design take-off weight)</p> <p>$DN = 8 VN *$ $DM = 8 VM \text{ (per side)}$</p> <p>$VN$ $2 VM \text{ (VM each side)}$</p> </div> <p>Bild B.6 Gebremster Rollvorgang (EASA 2006)</p> <p>(c) Eine Widerstandsreaktionskraft, kleiner als die in diesem Paragraph beschriebene, darf verwendet werden, wenn es fundiert wurde, dass eine effektive Widerstandskraft von 0,8 mal der vertikalen Reaktionskraft unter keiner Belastungsbedingung erreicht werden kann.</p> <p>(d) Ein Flugzeug, das mit einem Bugrad ausgerüstet ist, muss so entworfen sein, dass es den Belastungen von der dynamischen Nickbewegung des Flugzeugs, die während der plötzlichen Anwendung der maximalen Bremskraft auftritt, widersteht. Das Flugzeug wird betrachtet in der Entwurfsstartgewicht mit Bug- und Hauptfahrwerk in Kontakt mit dem Boden, und mit einem stabilen vertikalen Lastvielfachen von 1,0. Die stabile Bugfahrwerksreaktion muss mit der maximalen zuwachsenden Bugfahrwerksvertikalreaktion kombiniert werden, die beim plötzlichen Bremsen entsteht, wie es im Unterparagraph (b) und (c) dieses Paragraphen erklärt wurde.</p> <p>(e) Mangels einer rationaleren Analyse, muss die Bugfahrwerksvertikalkraft, wie in Unterparagraph (d) beschrieben wurde, entsprechend der folgenden Formel (B.1) berechnet werden:</p>

$$V_N = \frac{W_T}{A+B} \left\{ B + \frac{f \mu A E}{A+B + \mu E} \right\} \quad (\text{B.1})$$

Für den Widerstandskoeffizienten μ wird 0,8 und für den dynamischen Reaktionsfaktor f gleich 2,0 angenommen.

CS 25.495 Kurvenfahrt

In der statischen Position des Flugzeuges, gemäß dem Bild B.7, wird für das Flugzeug angenommen eine stabile Kurve durch die Bugradlenkung durchzuführen, oder durch Anwendung ausreichender Differenzkraft, so dass das Limit Lastvielfache am Flugzeugschwerpunkt 1,0 vertikal und 0,5 seitlich betragen. Die seitlichen Bodenreaktionen jeden Rades müssen 0,5 multipliziert mit der vertikalen Reaktionskraft sein.

2.10

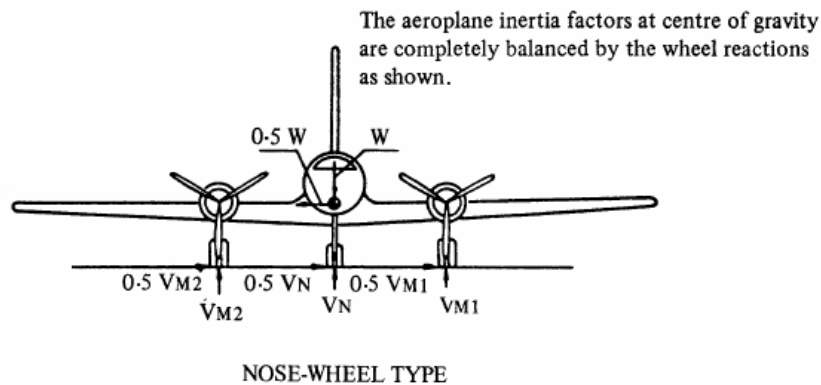


Bild B.7 Kurvenfahrt (EASA 2006)

CS 25.499 Bugrad Gieren und Lenkung

- (a) Ein vertikales Lastvielfaches von 1,0 auf dem Flugzeugschwerpunkt, und eine seitliche Komponente auf das Bugrad mit 0,8 der vertikalen Bodenreaktion an dem Punkt werden angenommen.
- (b) Es wird angenommen, dass das Flugzeug sich im statischen Gleichgewicht mit den Lasten befindet, die von der Benutzung der Bremsen auf einer Seite des Hauptfahrwerks resultieren, das Bugfahrwerk, seine verbindende Struktur, und der Rumpfstruktur vor dem Schwerpunkt muss für folgende Lasten ausgelegt werden:
- (1) Ein vertikaler Lastfaktor am Schwerpunkt von 1,0
 - (2) Eine nach vorn wirkende Last auf das Flugzeug von 0,8-mal der vertikalen Last auf ein Hauptfahrwerk.
 - (3) Seitliche und vertikale Lasten am Boden kontaktpunkt am Bugfahrwerk, die für das statische Gleichgewicht benötigt werden.
 - (4) Eine seitlicher Lastfaktor am Flugzeug am Schwerpunkt
- (e) Das Bugfahrwerk muss so ausgelegt werden, dass bei der maximalen Flugzeugrollmasse noch ein maximales Lenkmoment erzeugt werden kann. Die max. vertikale Reaktionskraft ist mit 1,33 zu multiplizieren.

2.11

CS 25.507 Rückwärtsbremsung

- (a) Das Flugzeug muss in einer 3 Punkte statischen Bodenbeziehung sein. Die horizontalen Reaktionskräfte sind parallel zu dem Boden und nach vorn gerichtet und müssen auf jeden Bodenkontaktpunkt eines Rades mit Bremsen angewendet werden. Die Limitlast muss gleich sein wie 0,55-mal der vertikalen Last auf jedes einzelne Rad oder wie die Last, die von 1,2-mal der nominalen maximalen statischen Bremsdrehmoment entsteht, was aber immer niedriger ist.
- (b) Für Flugzeuge mit Bugrädern, muss das Neigungsmoment durch die rationale Trägheit ausgeglichen werden.

2.12

3	Fahrwerk
3.1	<p>CS 25.721 Allgemein</p> <p>(a) Das Treibstoffsystem sollte bei Versagen des Fahrwerksystems nicht beschädigt werden, so dass kein Feuer durch Kraftstoffaustraten entstehen kann.</p> <p>(b) Das Flugzeug muss so entworfen werden, dass ein Landen mit keinem oder mehrere nicht ausgefahrenen Fahrwerksbeinen möglich ist, ohne dass eine Feuergefahr durch einen Strukturkomponentenausfall entsteht.</p>
3.2	<p>CS 25.723 Stoßbelastungsabsorptionstest</p> <p>(a) Die analytische Repräsentation der Fahrwerksdynamikeigenschaften müssen von Stoßbelastungsabsorptionstests validiert werden. Die Entwurfsbedingungen sind in CS 25.473 spezifiziert.</p> <p>(b) Das Reserveenergie-Absorptionsvermögen bei einer Sinkgeschwindigkeit von 3,7m/s (12ft/s) und der Auslegungslandemasse wird dahingehend überprüft, dass der Auftrieb nicht größer als das Gewicht des Flugzeuges während des Landestoßes ist.</p>
3.3	<p>CS 25.729 Einfahrmechanismus</p> <p>(a) <i>Allgemein.</i> Für Flugzeuge mit einfahrbaren Fahrwerk, gilt das folgende:</p> <p>(1) Das Fahrwerkeinfahrmechanismus, Fahrwerkstüren, und die unterstützende Struktur muss für folgende Punkte entworfen werden-</p> <p>(i) Die Lasten, die bei den Flugbedingungen vorkommen, wenn das Fahrwerk in der eingefahrenen Position ist;</p> <p>(ii) Die Kombination von Widerstandslasten, Trägheitskräfte, Bremsdrehmomentenkräfte, Luftkräfte, und Kreiselkräfte, die von Drehbewegung der Räder bei einer Randgeschwindigkeit bis zu 1,23 – mal der Stallgeschwindigkeit V_{SR} (mit den Flaps in Startposition und Startgewicht), vorkommend während Einfahren und Ausfahren bei jeder beliebigen Geschwindigkeit bis zu 1,5 – mal V_{SR1} mit Landeklappen in Landeanflugstellung und Entwurfslandegewicht, und</p> <p>(iii) Jeder Lastfaktor bis zu diesen, der in der CS 25.345 (a) für die ausgefahrenen Flügellandeklappen gelten.</p> <p>(2) Wenn keine anderen Mittel zur Verfügung stehen das Flugzeug im Flug abzubremesen, muss das Fahrwerk, der Einfahrmechanismus, und die Flugzeugstruktur (eingeschlossen der Fahrwerkstüren so ausgelegt werden, dass sie den Fluglasten widerstehen, die bei Geschwindigkeiten bis zu 0,67 – mal Reisegeschwindigkeit V_C und mit ausgefahren Fahrwerk auftreten.</p> <p>(b) <i>Fahrwerksverriegelung.</i> Es muss möglich sein, dass Fahrwerk in der Luft und am Boden ausgefahren zu halten. Auf der anderen Seite muss es möglich sein, das Fahrwerk während des Fluges in der richtigen eingefahrenen Position zu halten.</p> <p>(c) <i>Notfallbetrieb.</i> Es muss ein Notfallmittel für das Ausfahren des Fahrwerks geben im Falle von –</p> <p>(1) Jeglicher halbwegs vermutlicher Ausfall in der normalen Ausfahrssystem; oder</p> <p>(2) Der Ausfall einer einzelnen Quelle eines hydraulischen, elektronischen, oder äquivalenten Energiequelle.</p> <p>(d) <i>Betriebstest.</i></p> <p>(e) <i>Positionsanzeiger und Warnsystem.</i></p>

Anhang C

Bewertung der Einzelfunktionen

Es wurden die Einzelfunktionen untereinander von dem mb+Partner Team verglichen. Die Kriterien sind Kosten und Funktion, wobei Funktion zweifach gewichtet wird. Teilnehmer waren:

- Jan Binnebesel (Projektleiter),
- Marten Canisius (Antriebsauslegung),
- Björn Gissa (Betriebskonzept),
- Jan Weber (Konstruktiver Entwurf GroLaS),
- Knud Lämmle (Patentangelegenheiten),
- Matthias Schucher (Konstruktiver Entwurf GroLaS) und
- Erik Chowson.

Die maximal zu erreichbare Wertzahl ist 20.

Tabelle C.1 Durchschnitt der Nutzwertanalyse der Einzellösungen

Einzelfunktion	Wertskala nach VDI 2225 mit Punktvergabe P von 0 bis 4: 0 = unbefriedigend, 1 = gerade noch tragbar, 2 = ausreichend, 3 = gut, 4 = sehr gut K = Kosten 1-fach F = Funktionserfüllung 2-fach S = Sicherheit 2-fach $W = \text{Wertzahl} = K \cdot 1 + F \cdot 2 + S \cdot 2$			
	Einzellösung A	Einzellösung B	Einzellösung C	Einzellösung D
01	durch einen Fangtrichter am Flugzeug, der den Kegel am Bodenfahrwerk aufnimmt	durch Einführen eines Kegels am Flugzeug in den Fangtrichter am Bodenfahrwerk		
	W = 14,6	W = 14,3		
02	mit einem Kugelgelenk	mit einem Kreuzgelenk	mit einem federgelagerten Gelenk	mit einem Ellipsoid Gelenk
	W = 16,1	W = 14,6	W = 13,4	W = 12,3
03	Kugelform in einer Kugelkalotte	Kegel in einer Trichterform	Kugelform mit Zwischenstück in einer Kalotte	Achse in einer Gabel
	W = 15,1	W = 14,6	W = 13,3	W = 13,0

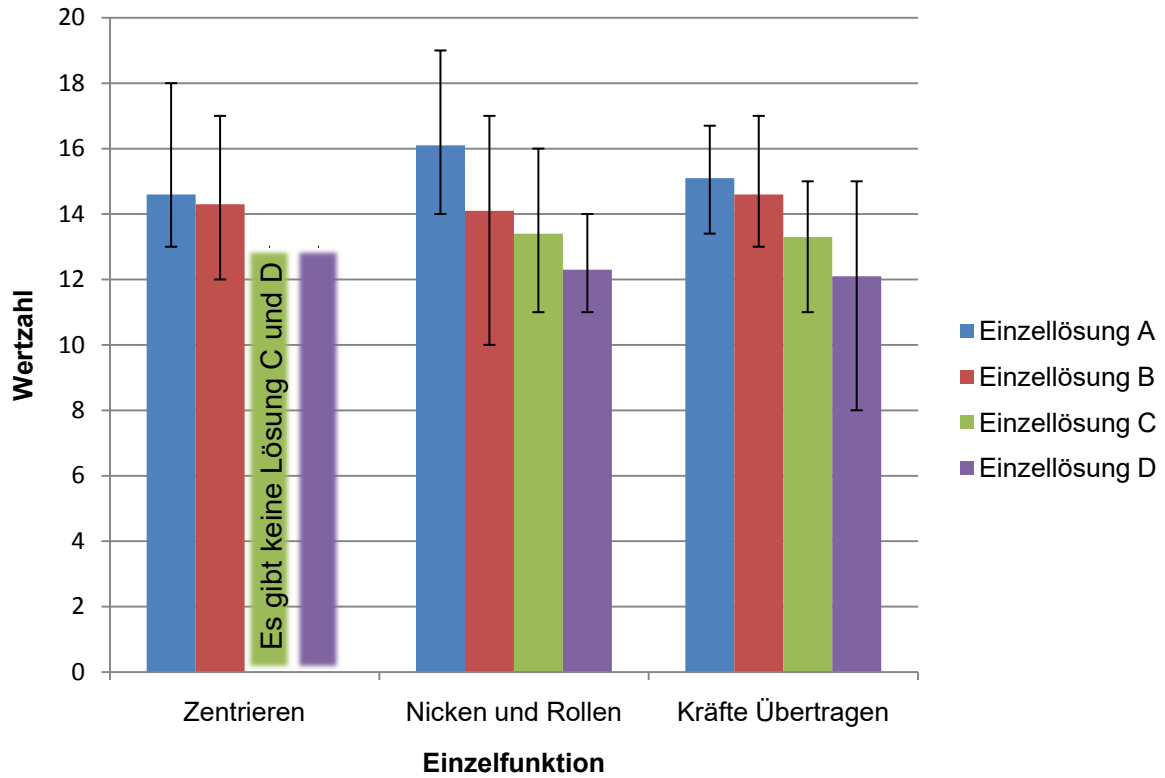


Bild C.1 Ergebnis der Durchschnitts – Wertzahlen der Einzelfunktionen untereinander

Die größte Streuung tritt bei der Einzellösung D, Gabel in einer Achse, auf.

Anhang D

Ergebnisse der FEM Berechnungen

Dieser Anhang enthält die Ergebnisse aus den FEM Berechnungen der Schnittstellen mit SimulationXpress.

D.1 Schnittstelle Flügelfahrwerk

D.1.1 Lastfall 2 – Kurvenfahrt

Modellname: Ffw_Schnittstelle
Studiename: SimulationXpressStudy
Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
Verformungsfaktor: 105,006

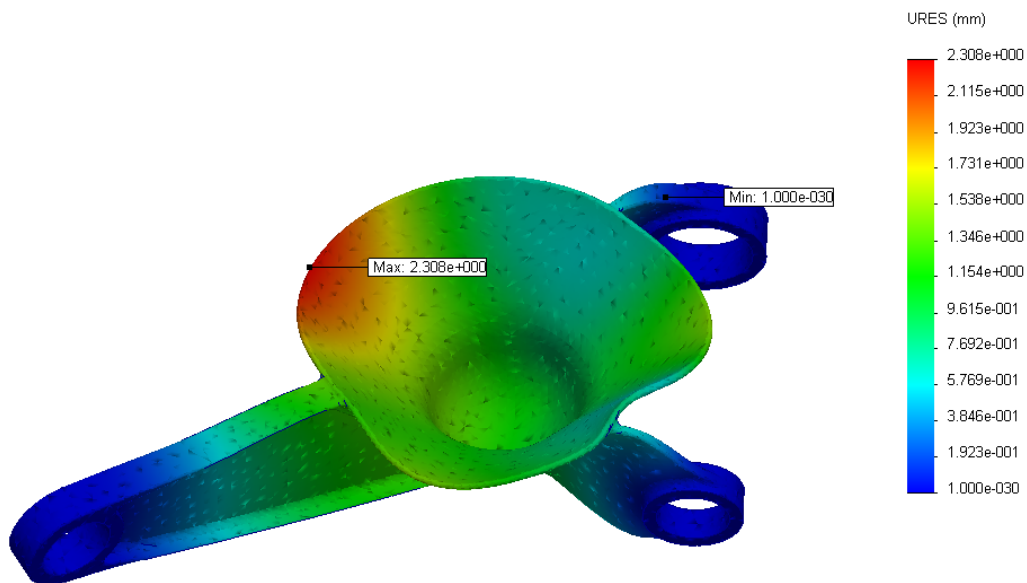


Bild D.1 Schnittstelle Ffw - Kurvenfahrt - Deformation

Modellname: Ffw_Schnittstelle
Studiename: SimulationXpressStudy
Darstellungsart: Statisch knotenspannung Darstellung1
Verformungsfaktor: 105,006

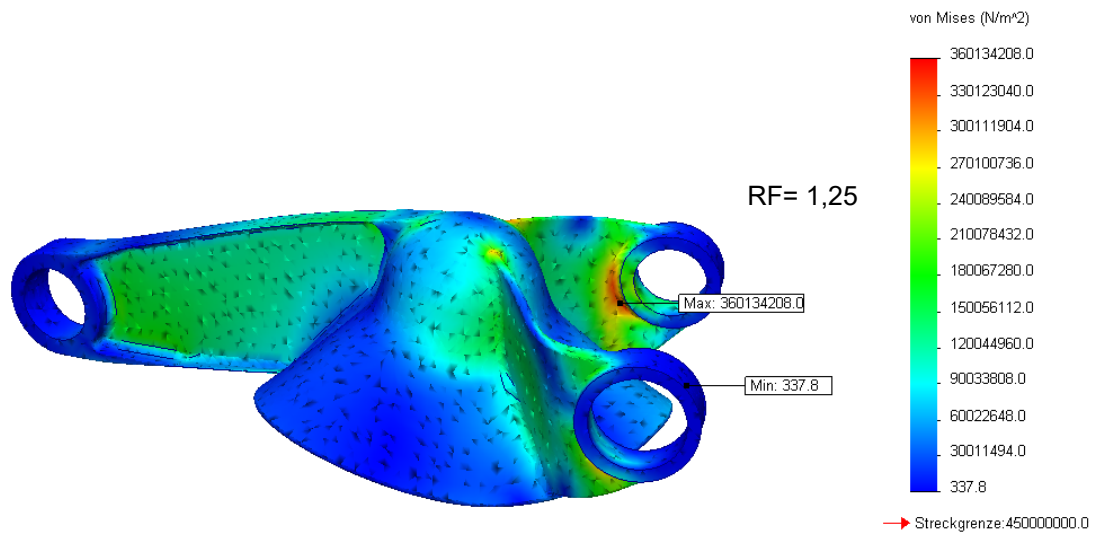


Bild D.2 Schnittstelle Ffw - Kurvenfahrt - Spannungsverlauf

D.1.2 Lastfall 3 – Plötzliches Bremsen

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 117,094

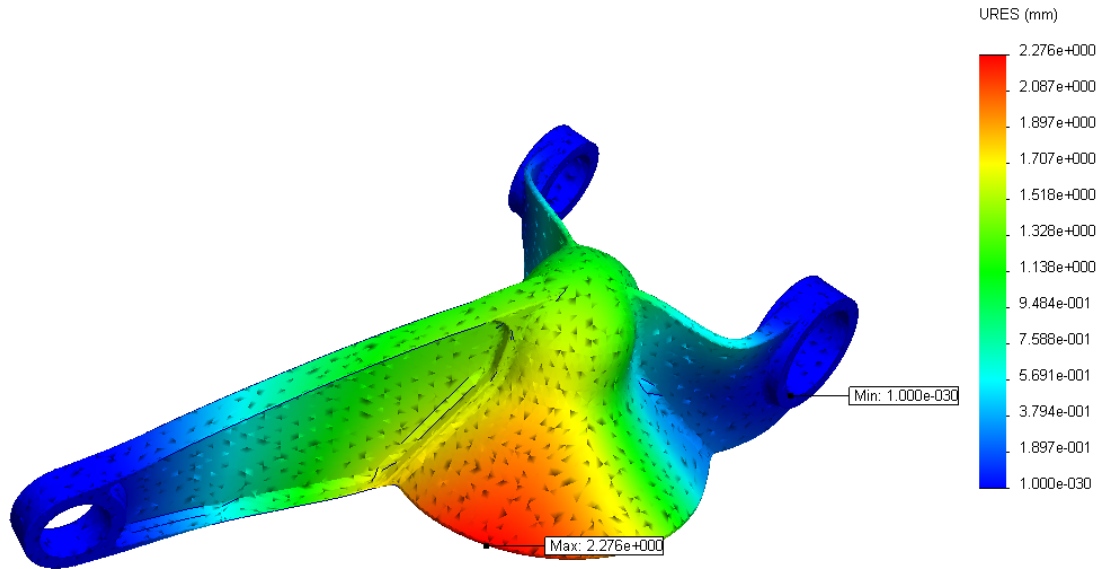


Bild D.3 Schnittstelle Ffw – Plötzliches Bremsen - Deformation

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statisch Knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 117,094

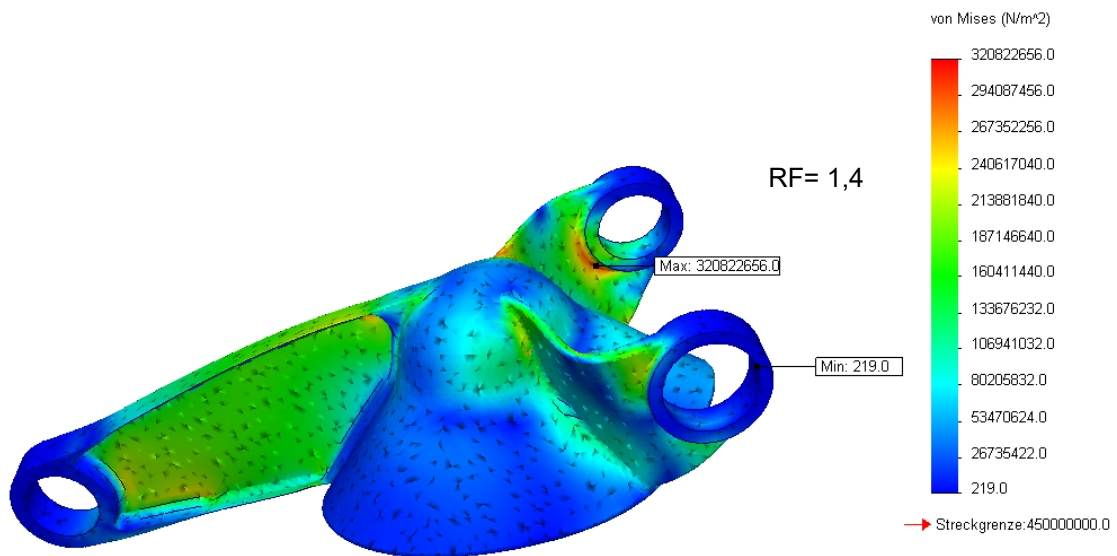


Bild D.4 Schnittstelle Ffw – Plötzliches Bremsen - Spannungsverlauf

D.1.3 Lastfall 4 – Bremsen bei Rückwärtsfahrt

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 102.602

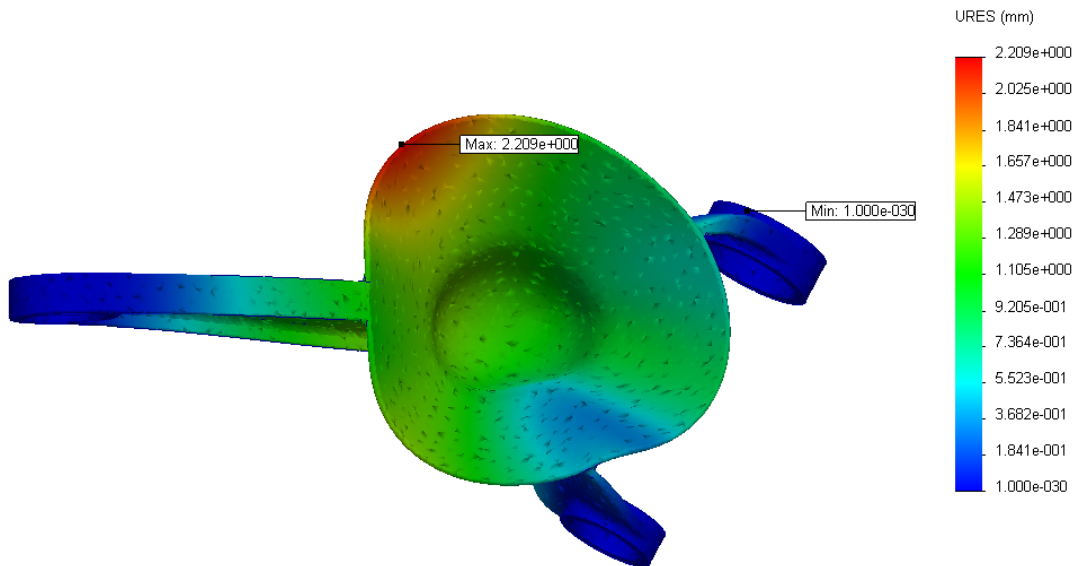


Bild D.5 Schnittstelle Ffw - Rückwärtsbremsen - Deformation

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statisch Knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 102.602

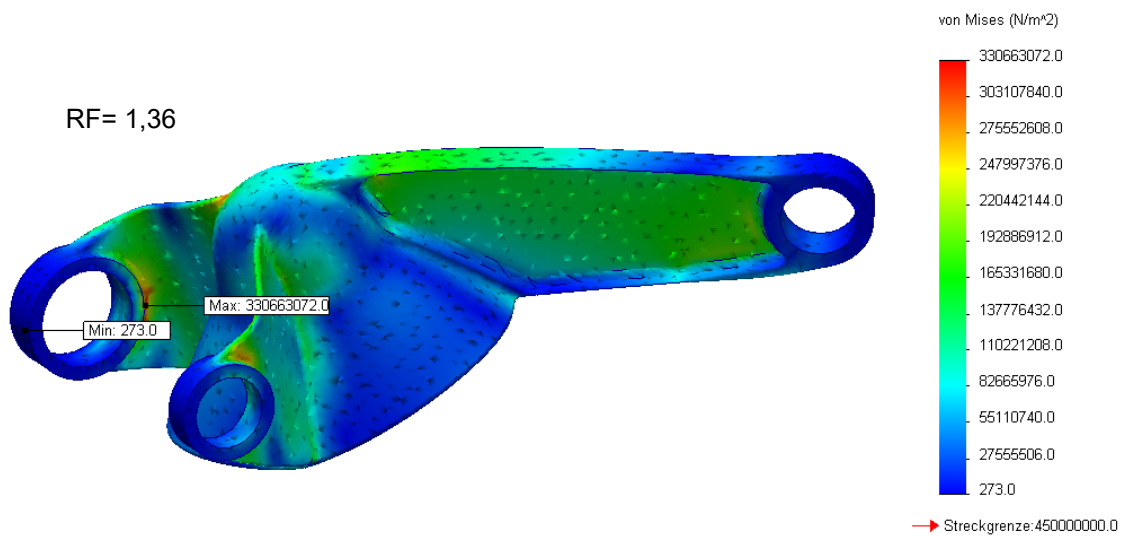


Bild D.6 Schnittstelle Ffw – Rückwärtsbremsen – Spannungsverlauf

D.1.4 Lastfall 5a – Seitliche Driftlandung innen

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 271.859

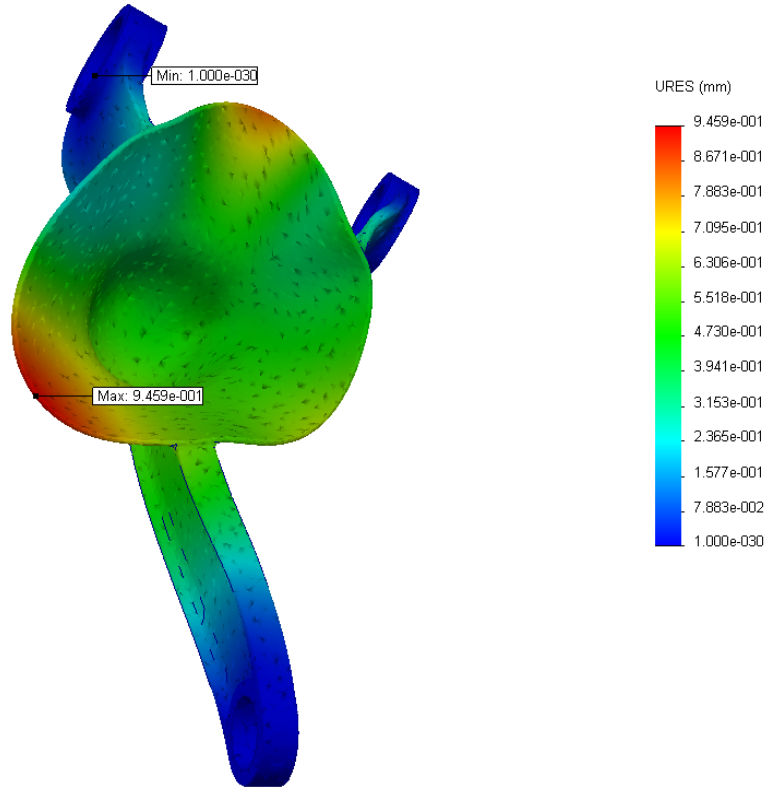


Bild D.7 Schnittstelle Ffw – Driftlandung innen - Deformation

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statisch Knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 271.859

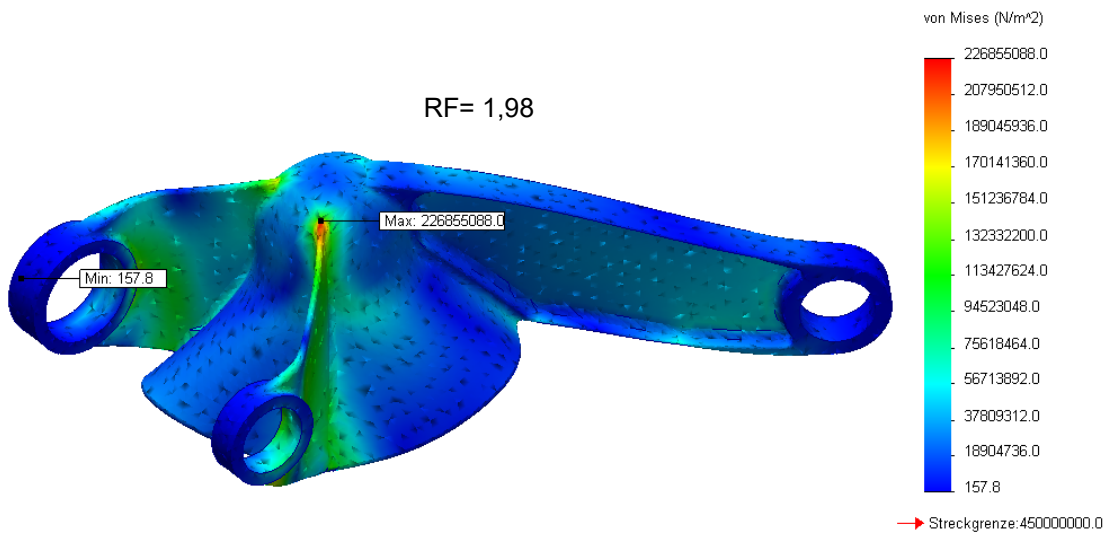


Bild D.8 Schnittstelle Ffw – Driftlandung innen – Spannungsverlauf

D.1.5 Lastfall 5b - Seitliche Driftlandung außen

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 109.527

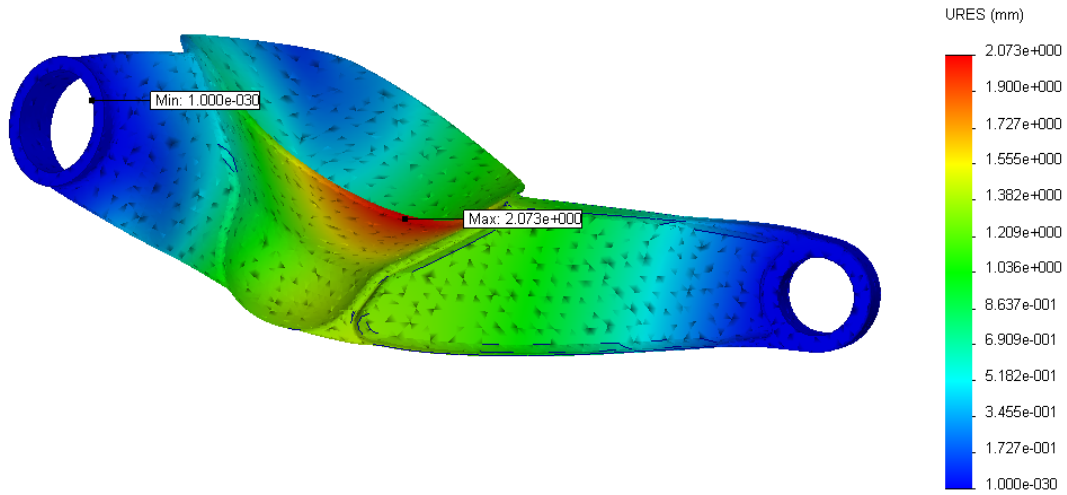


Bild D.9 Schnittstelle Ffw – Driftlandung außen – Deformation

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statisch Knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 109.527

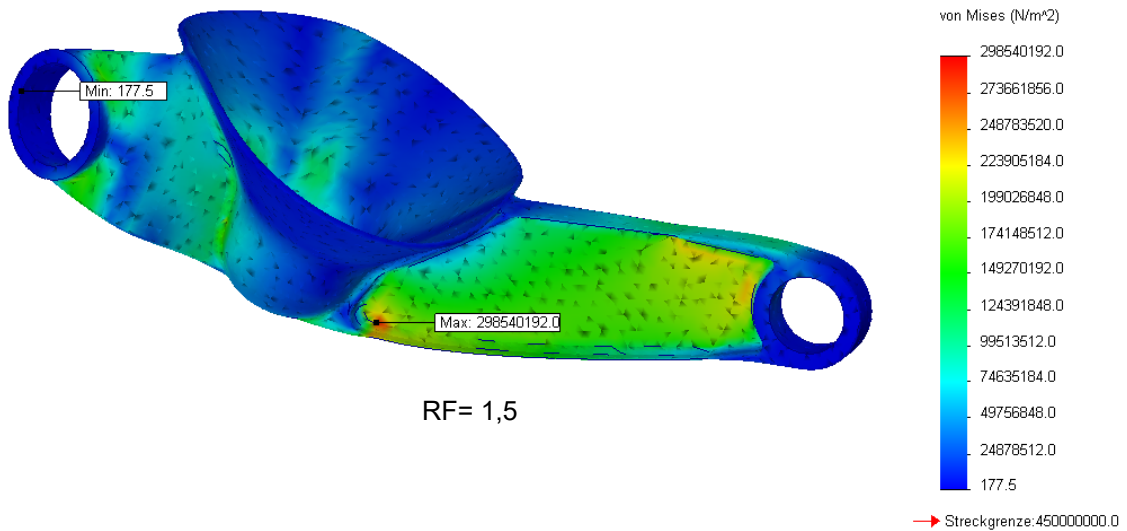


Bild D.10 Schnittstelle Ffw – Driftlandung außen – Spannungsverlauf

D.1.6 Lastfall 6 – Seitenwindlandung innen

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 128,346

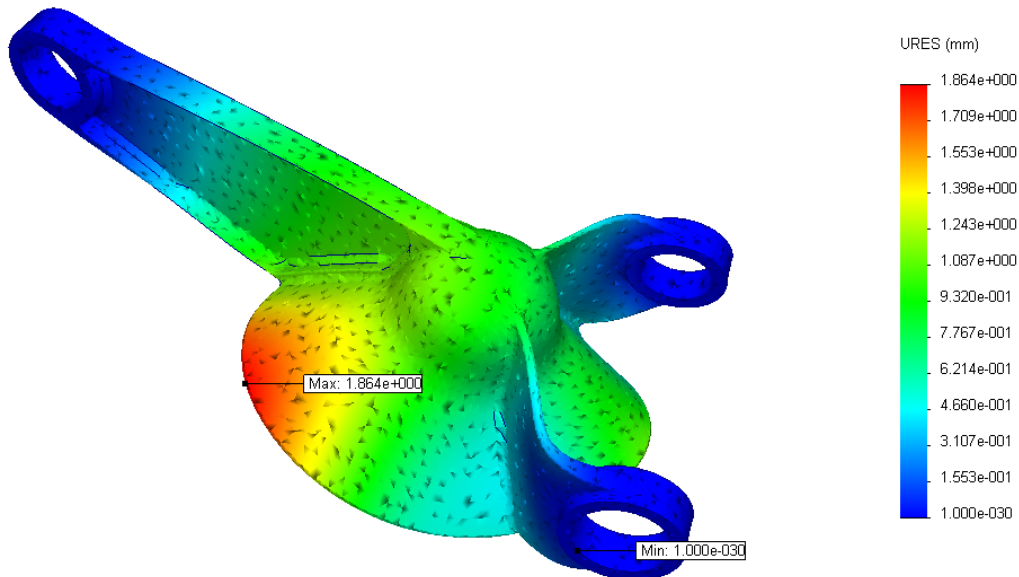


Bild D.11 Schnittstelle Ffw – Seitenwindlandung innen – Deformation

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statisch Knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 128,346

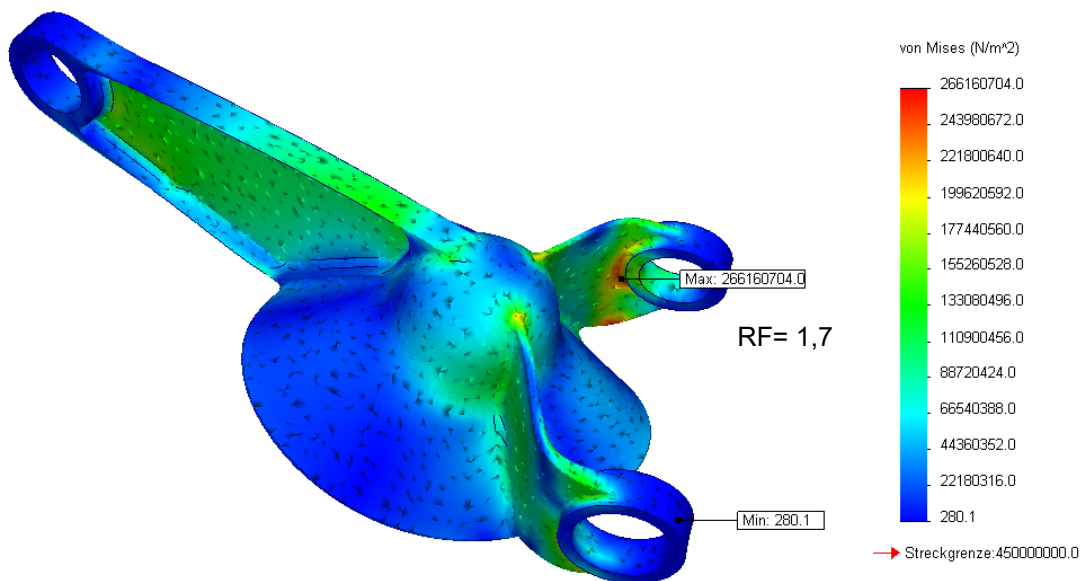


Bild D.12 Schnittstelle Ffw – Seitenwindlandung außen – Spannungsverlauf

D.1.7 Lastfall 6a – Seitenwindlandung außen

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 80.1313

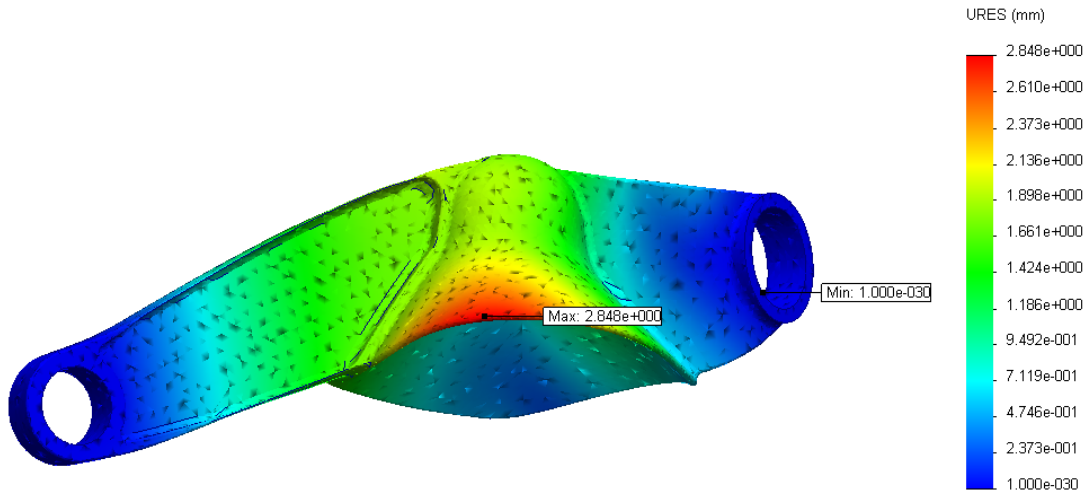


Bild D.13 Schnittstelle Ffw – Seitenwindlandung außen – Deformation

Modellname: Ffw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statisch knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 80.1313

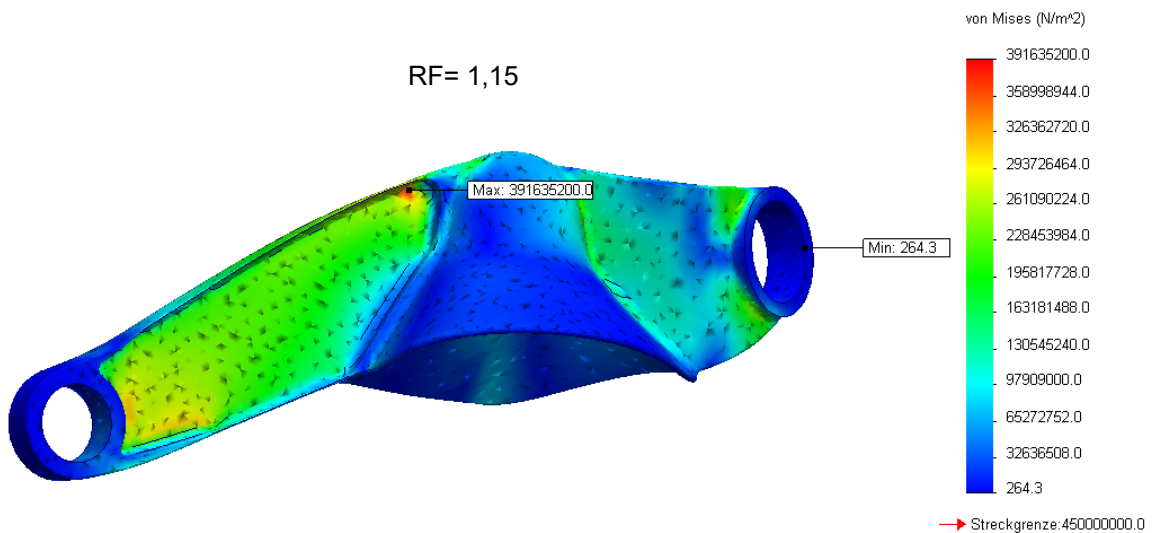


Bild D.14 Schnittstelle Ffw - Seitenwindlandung außen – Spannungsverlauf

D.2 Schnittstelle Rumpffahrwerk

D.2.1 Lastfall 1 – Start

Modellname: Rfw_Schnittstelle_2
 Studienname: Simulation\pressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 63.2547

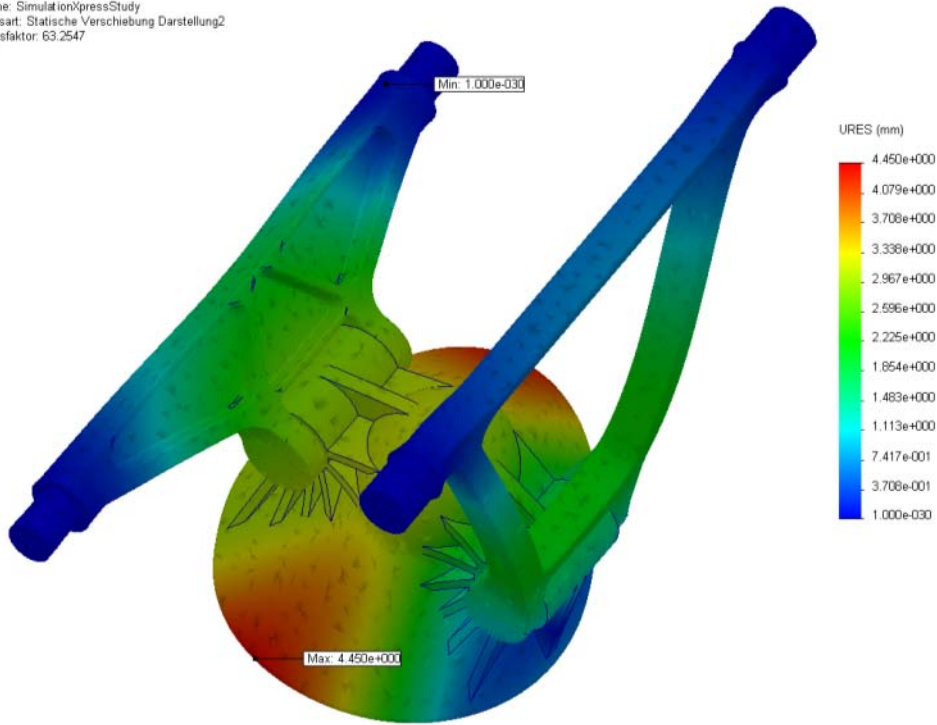


Bild D.15 Schnittstelle Rfw – Start – Deformation

Modellname: Rfw_Schnittstelle_2
 Studienname: Simulation\pressStudy
 Darstellungsart: Statisch knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 63.2547

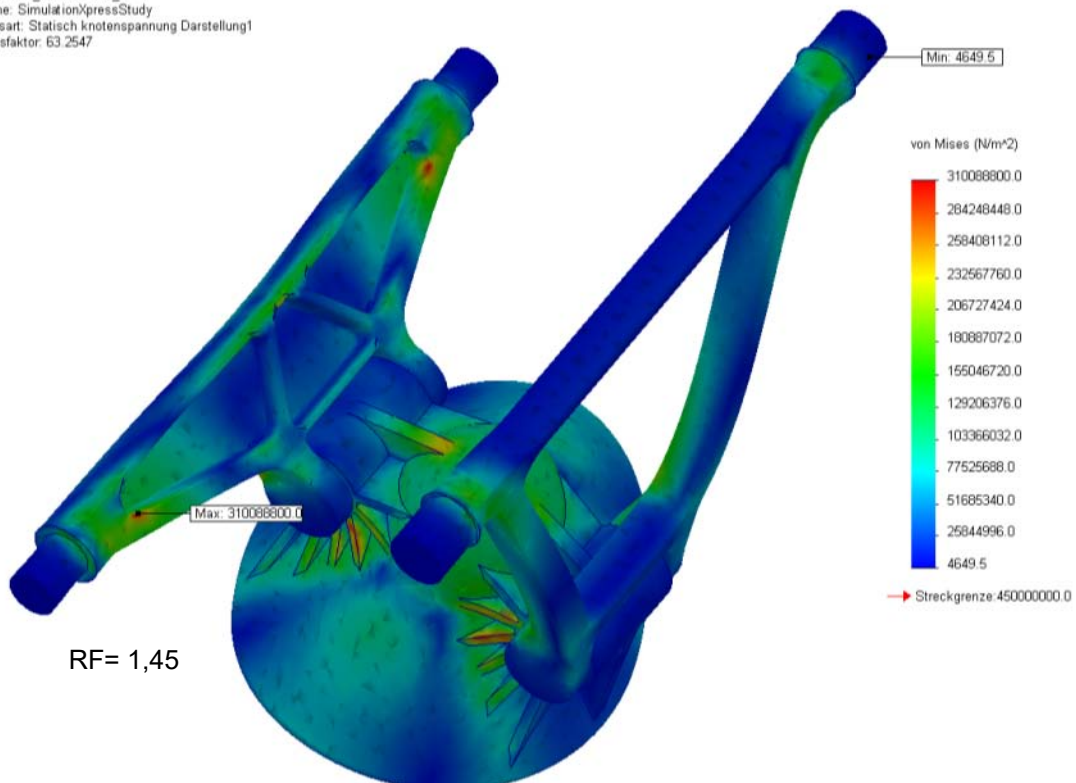


Bild D.16 Schnittstelle Rfw – Start – Spannungsverlauf

D.2.2 Lastfall 3 – Plötzliches Bremsen

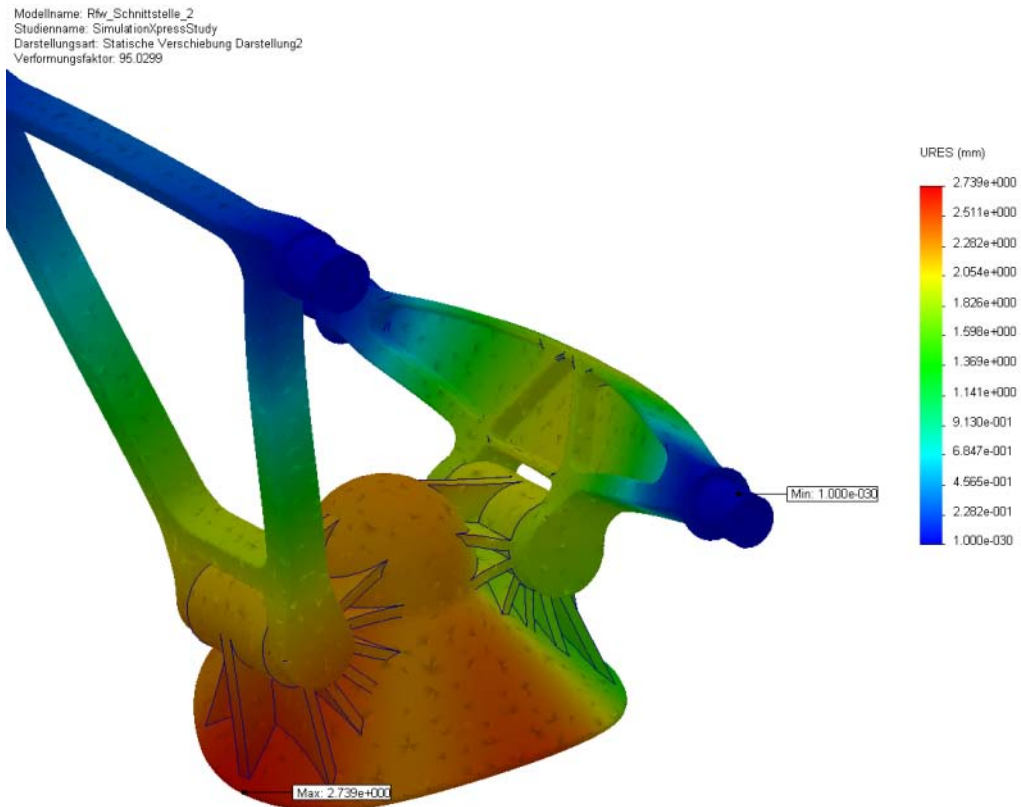


Bild D.17 Schnittstelle Rfw – Plötzliches Bremsen – Deformation

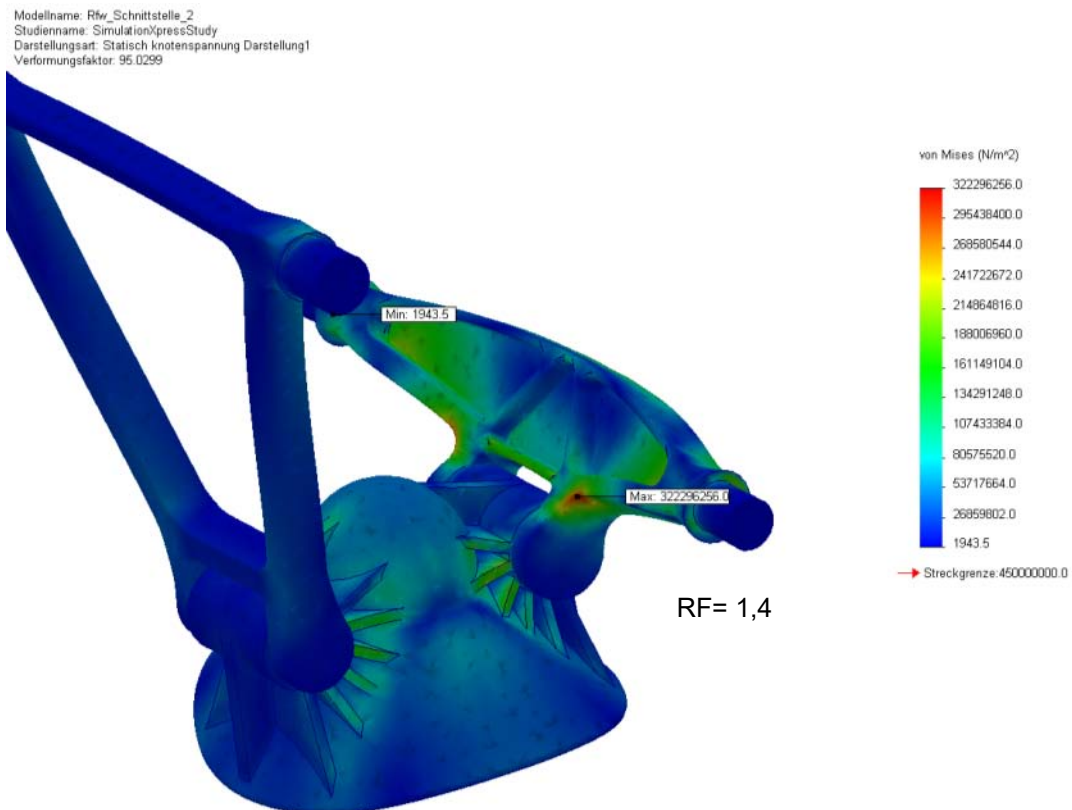


Bild D.18 Schnittstelle Rfw – Plötzliches Bremsen – Spannungsverlauf

D2.3 Lastfall 4 – Bremsen bei Rückwärtsfahrt

Modellname: Rfw_Schnittstelle_2
 Studienname: Simulation\pressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 75.2003

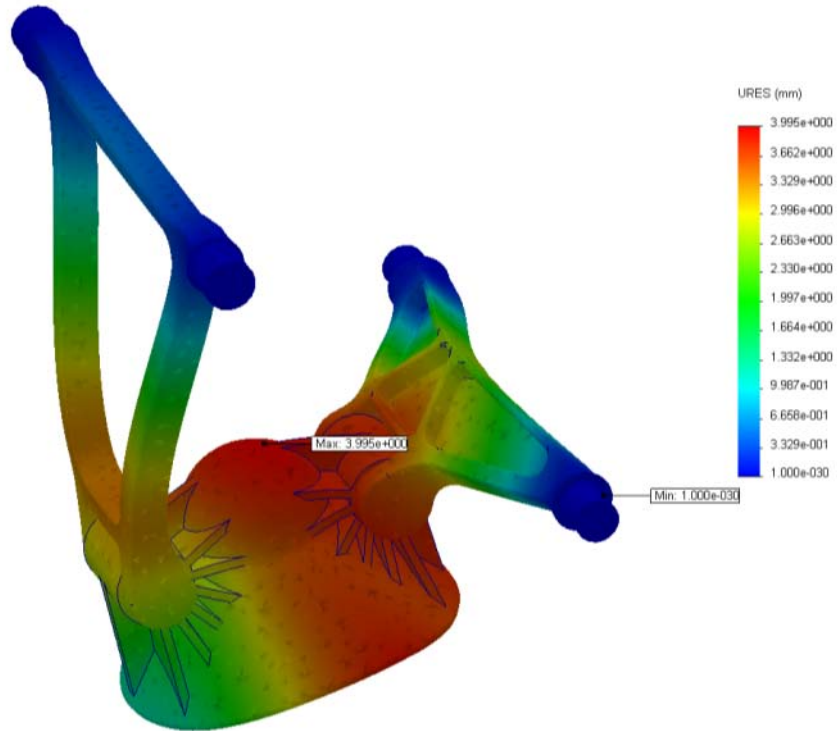


Bild D.19 Schnittstelle Rfw – Bremsen bei Rückwärtsfahrt – Deformation

Modellname: Rfw_Schnittstelle_2
 Studienname: Simulation\pressStudy
 Darstellungsart: Statisch knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 75.2003

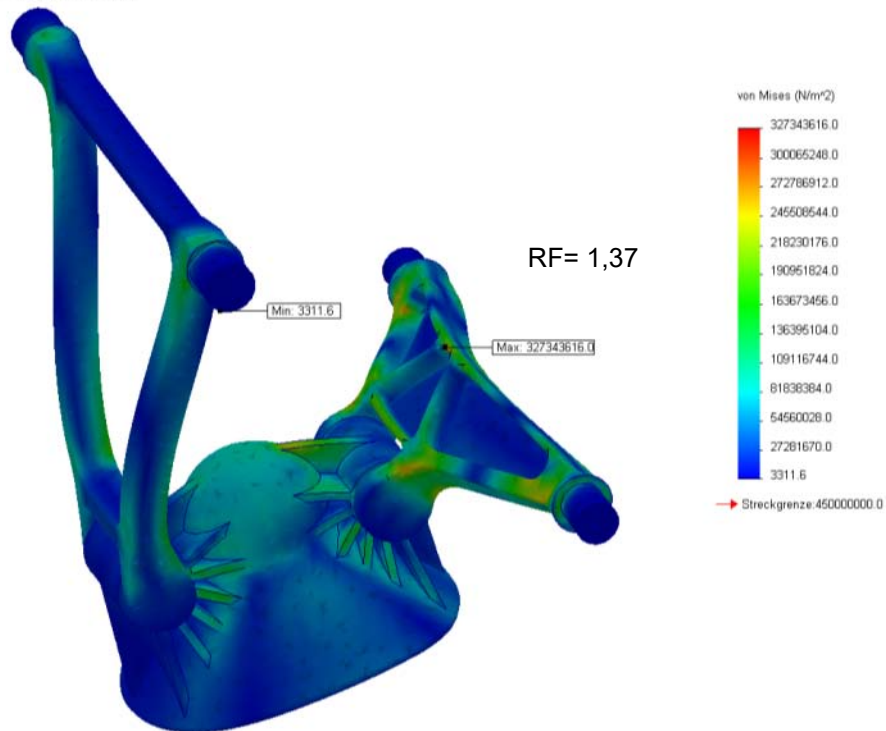


Bild D.20 Schnittstelle Rfw – Bremsen bei Rückwärtsfahrt – Spannungsverlauf

D2.4 Lastfall 5 – Seitliche Driftlandung

Modellname: Rfw_Schnittstelle_2
 Studienname: Simulation\pressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 81.6864

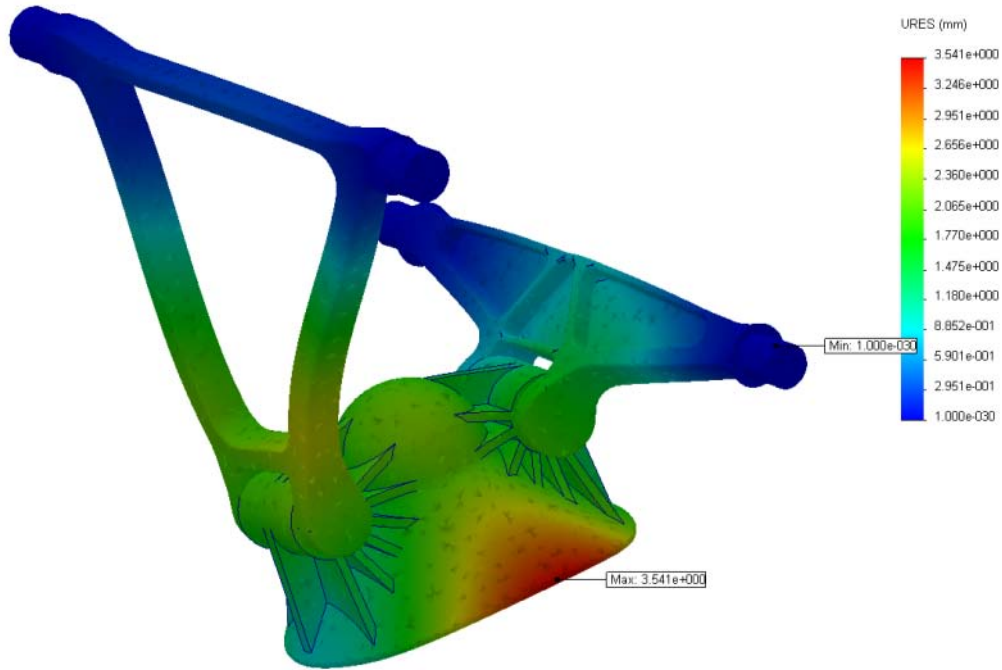


Bild D.21 Schnittstelle Rfw – Seitliche Driftlandung – Deformation

Modellname: Rfw_Schnittstelle_2
 Studienname: Simulation\pressStudy
 Darstellungsart: Statisch knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 81.6864

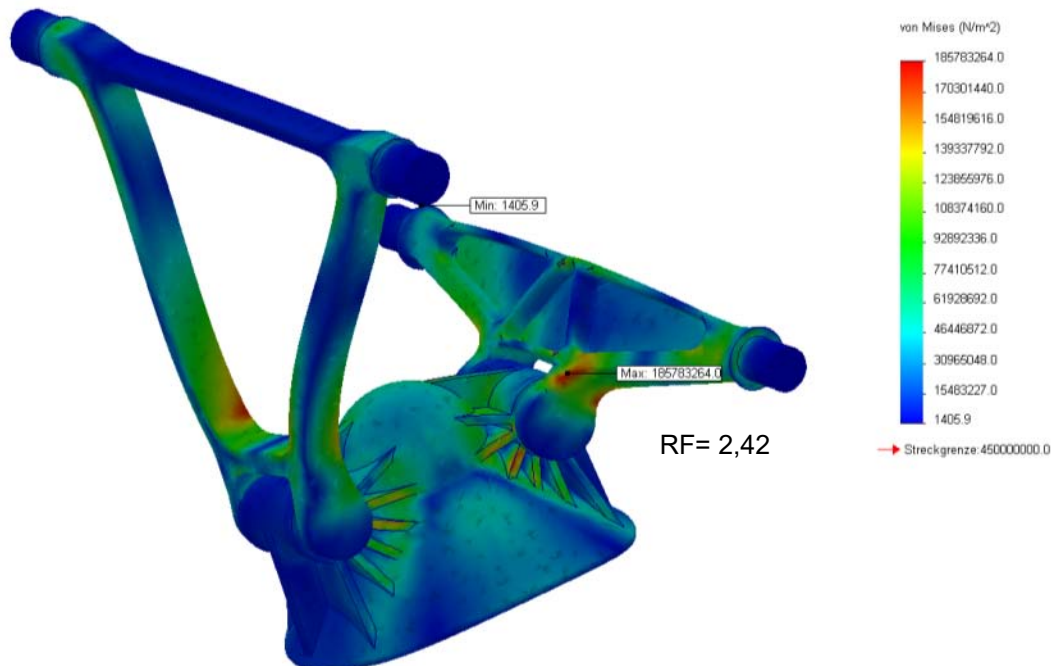


Bild D.22 Schnittstelle Rfw – Seitliche Driftlandung – Spannungsverlauf

D2.5 Lastfall 6 – Seitenwindlandung

Modellname: Rfw_Schnittstelle_2
 Studienname: Simulation\pressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 73.9319

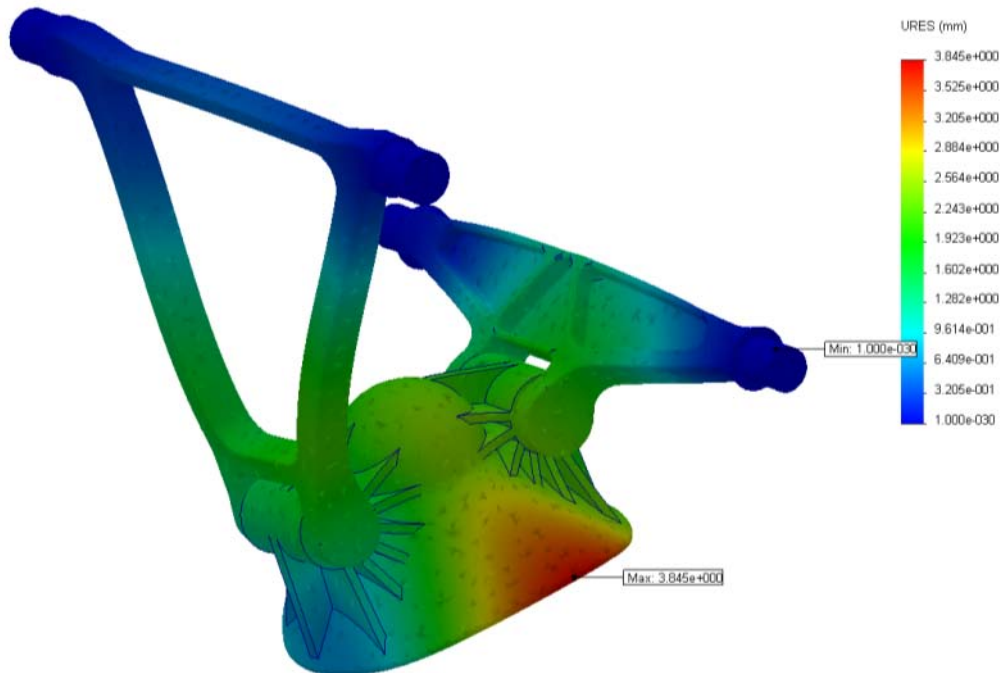


Bild D.23 Schnittstelle Rfw – Seitenwindlandung – Deformation

Modellname: Rfw_Schnittstelle_2
 Studienname: Simulation\pressStudy
 Darstellungsart: Statisch knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 73.9319

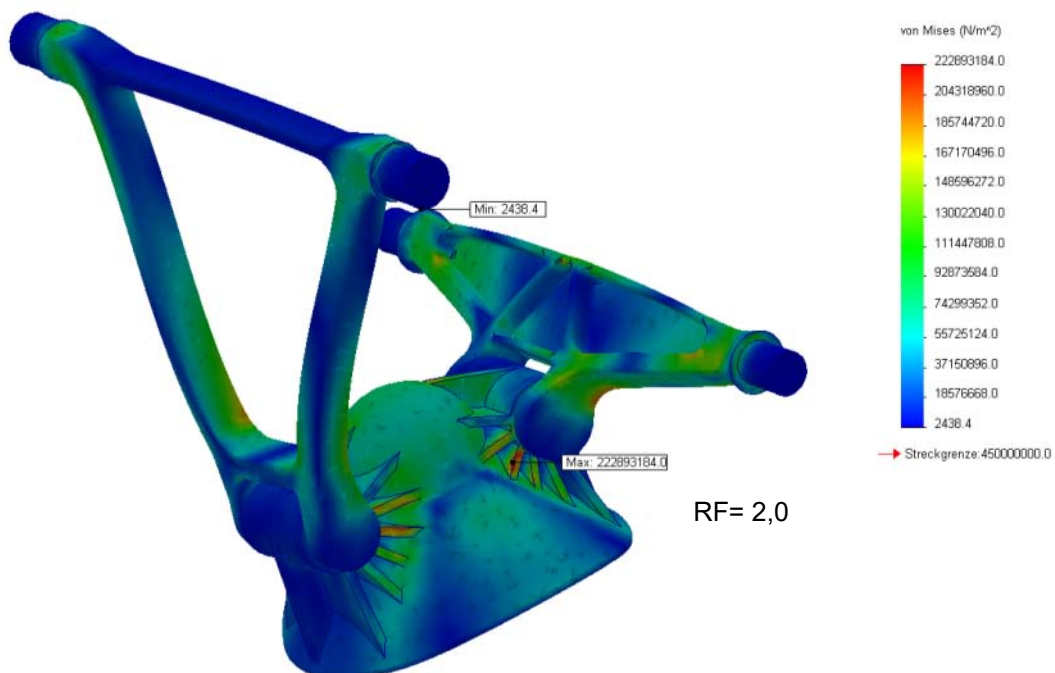


Bild D.24 Schnittstelle Rfw – Seitenwindlandung – Spannungsverlauf

D.3 Schnittstelle Bugfahrwerk

D.3.1 Lastfall 1 - Start

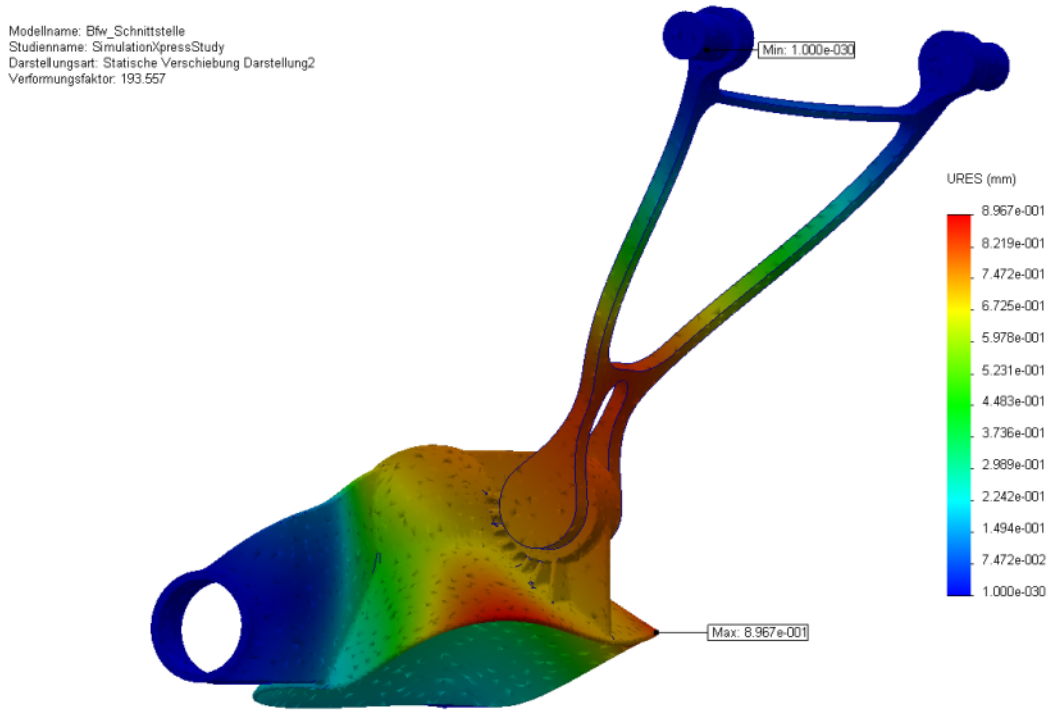


Bild D.25 Schnittstelle Bfw – Start – Deformation

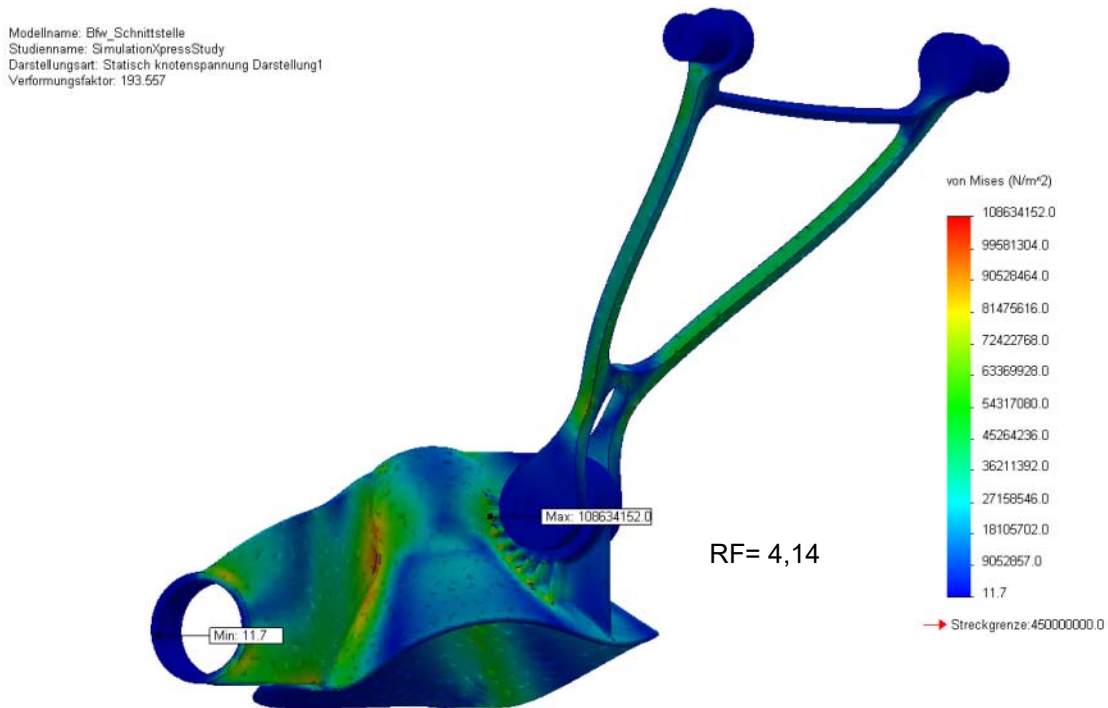


Bild D.26 Schnittstelle Bfw – Start – Spannungsverlauf

D.3.2 Lastfall 2 - Kurvenfahrt

Modellname: Bfw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 185.497

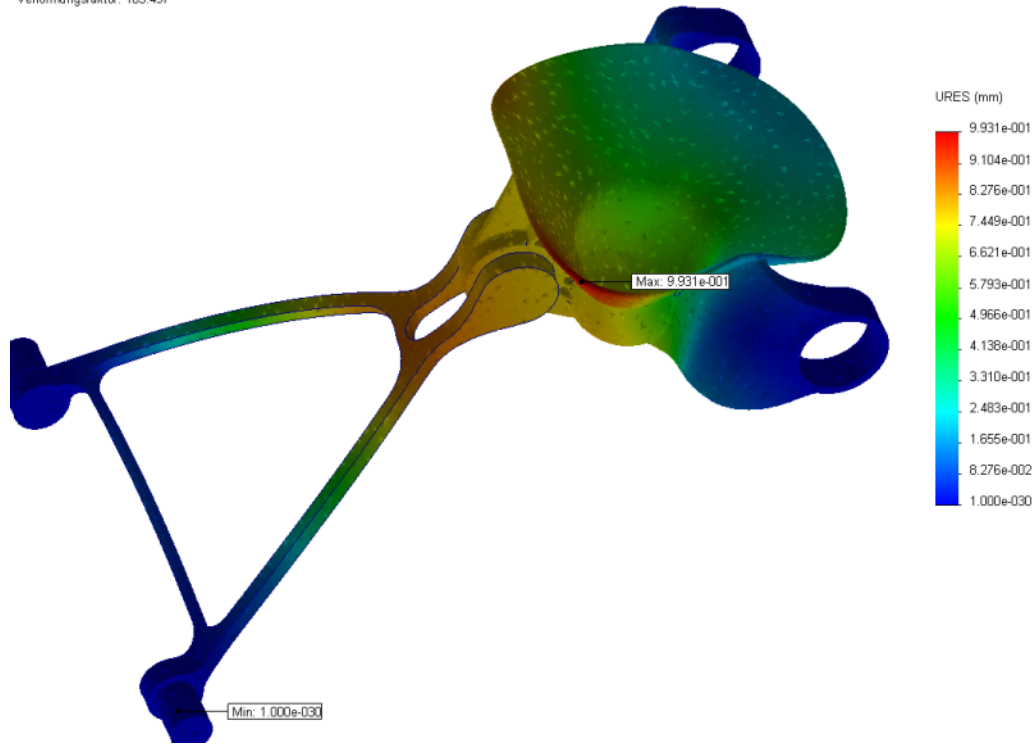


Bild D.27 Schnittstelle Bfw – Kurvenfahrt – Deformation

Modellname: Bfw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statisch Knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 185.497

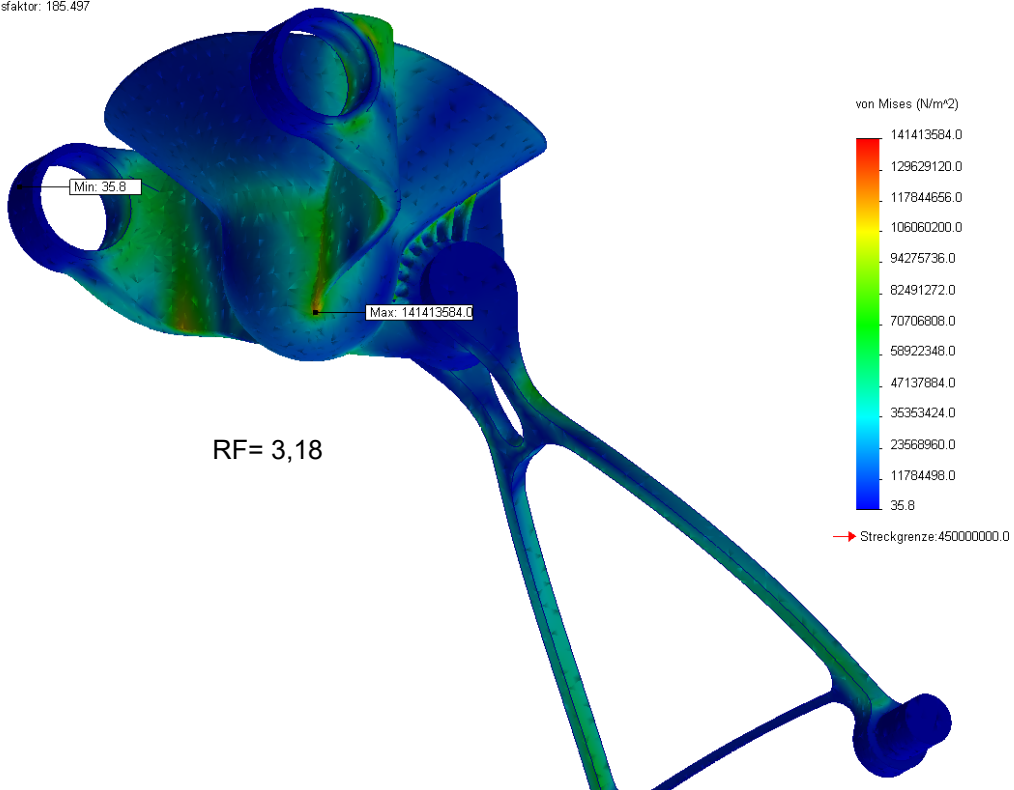


Bild D.28 Schnittstelle Bfw – Kurvenfahrt – Spannungsverlauf

D.3.3 Lastfall 4 - Seitenwindlandung

Modellname: Bfw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 84.4185

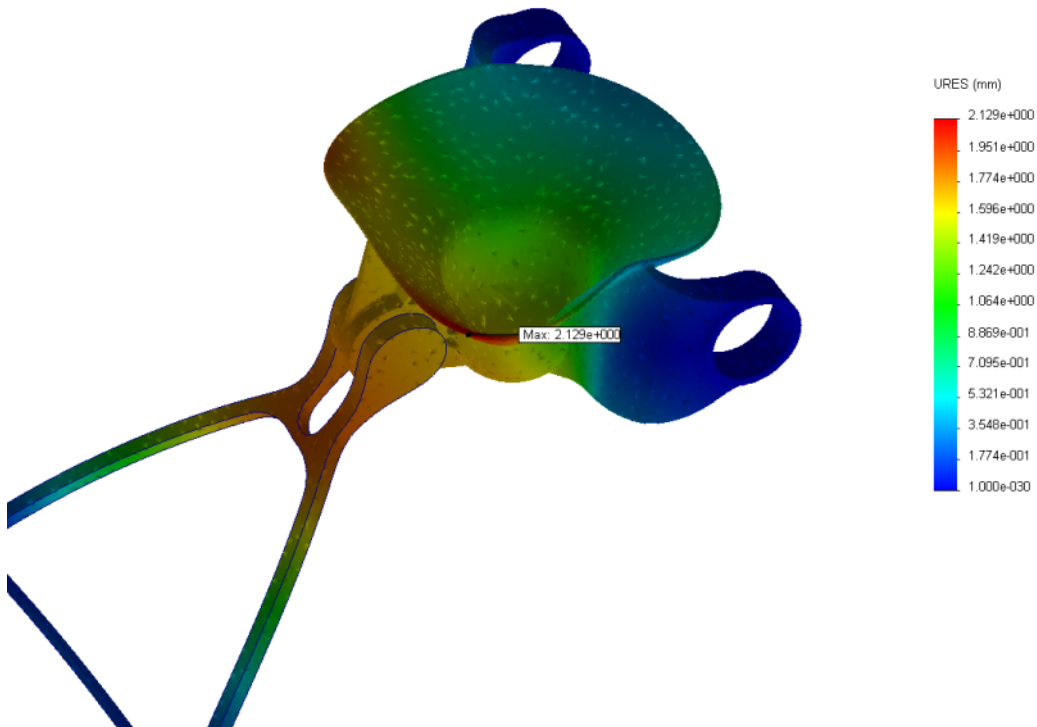


Bild D.29 Schnittstelle Bfw – Seitenwindlandung – Deformation

Modellname: Bfw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statisch knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 84.4185

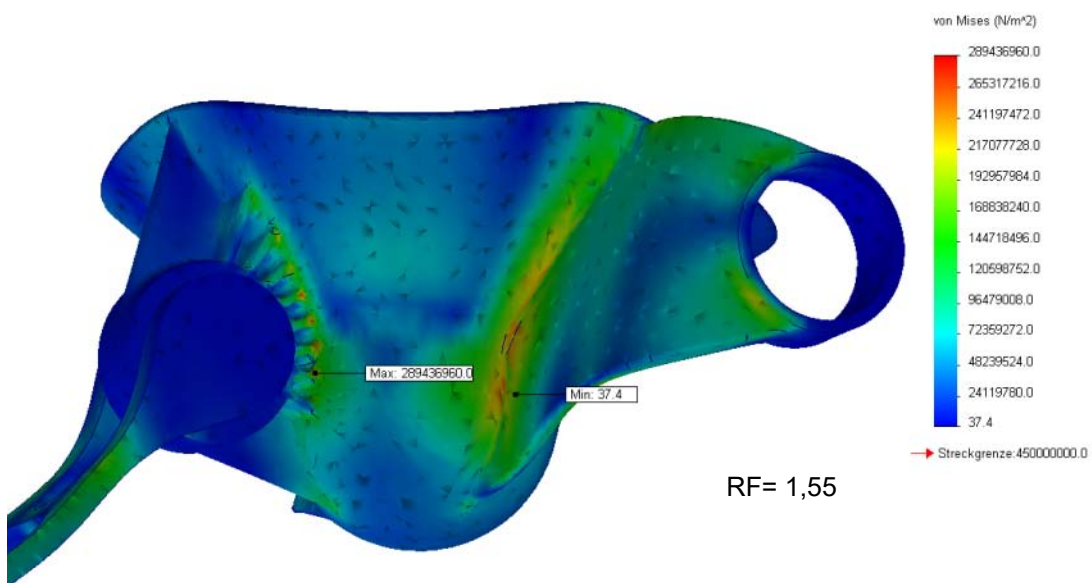


Bild D.30 Schnittstelle Bfw – Seitenwindlandung – Spannungsverlauf

D.3.4 Lastfall 5 - Zusätzliche Bugfahrwerkslast durch Gieren

Modellname: Bfw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statische Verschiebung Darstellung2
 Verformungsfaktor: 135,792

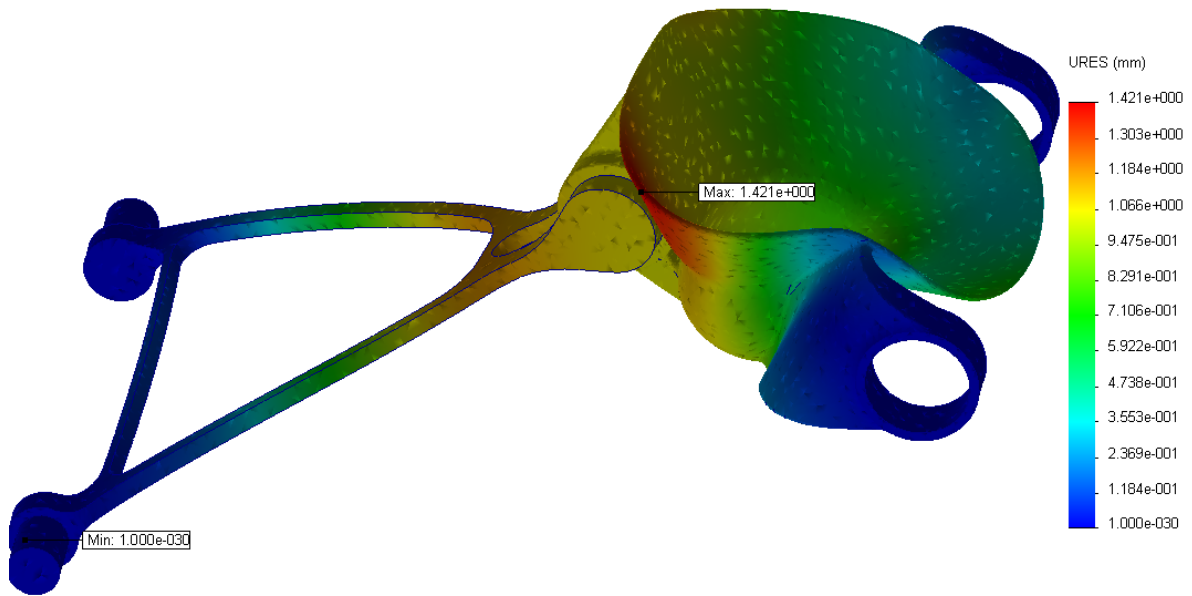


Bild D.31 Schnittstelle Bfw – Gierlast – Deformation

Modellname: Bfw_Schnittstelle
 Studienname: SimulationXpressStudy
 Darstellungsart: Statisch knotenspannung Darstellung1
 Verformungsfaktor: 135,792

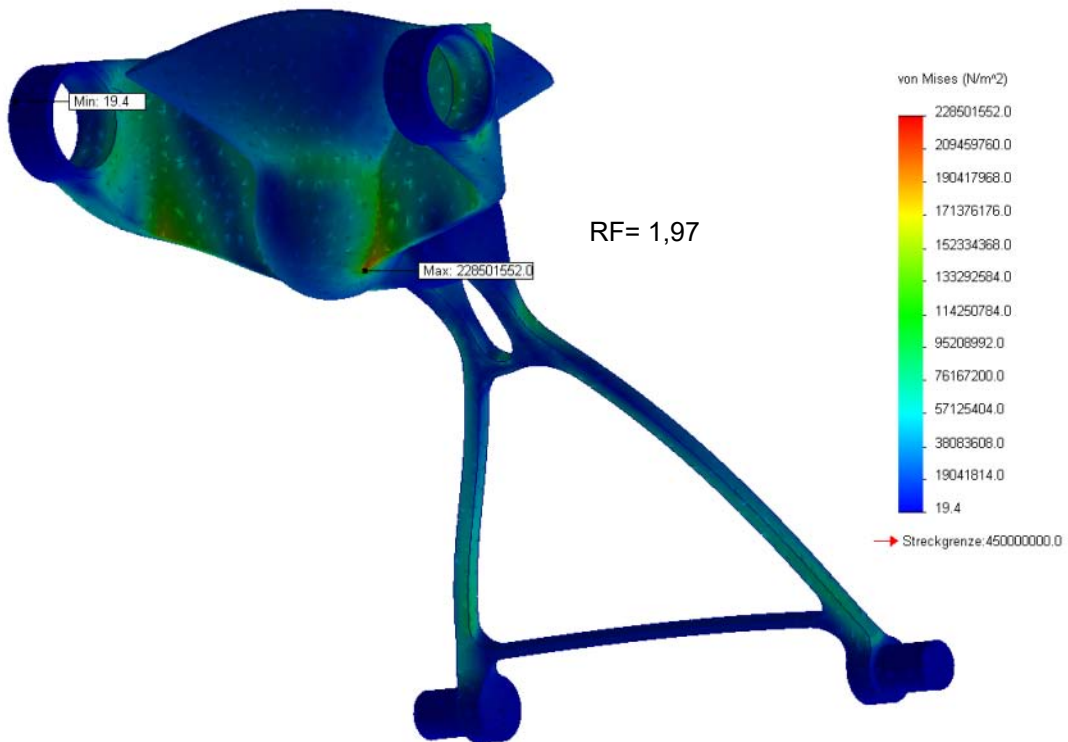


Bild D.32 Schnittstelle Bfw – Gierlast – Spannungsverlauf

Anhang E

Anpassung der Arbeitsumgebung in SolidWorks 2009

SolidWorks bietet seit der Version 2004 den BefehlsManager (siehe Bild E.1), der als Schaltzentrale fungiert. Allerdings gestaltet er das Editorfenster unangenehm lang und schmal. Die alte Anordnung ist übersichtlicher und auch ergonomischer (vergleiche Bild E.2). Diese kann durch Schließen des BefehlsManagers über das Menü *Ansicht, Symbolleisten, Befehlsmanager* wiederhergestellt werden.

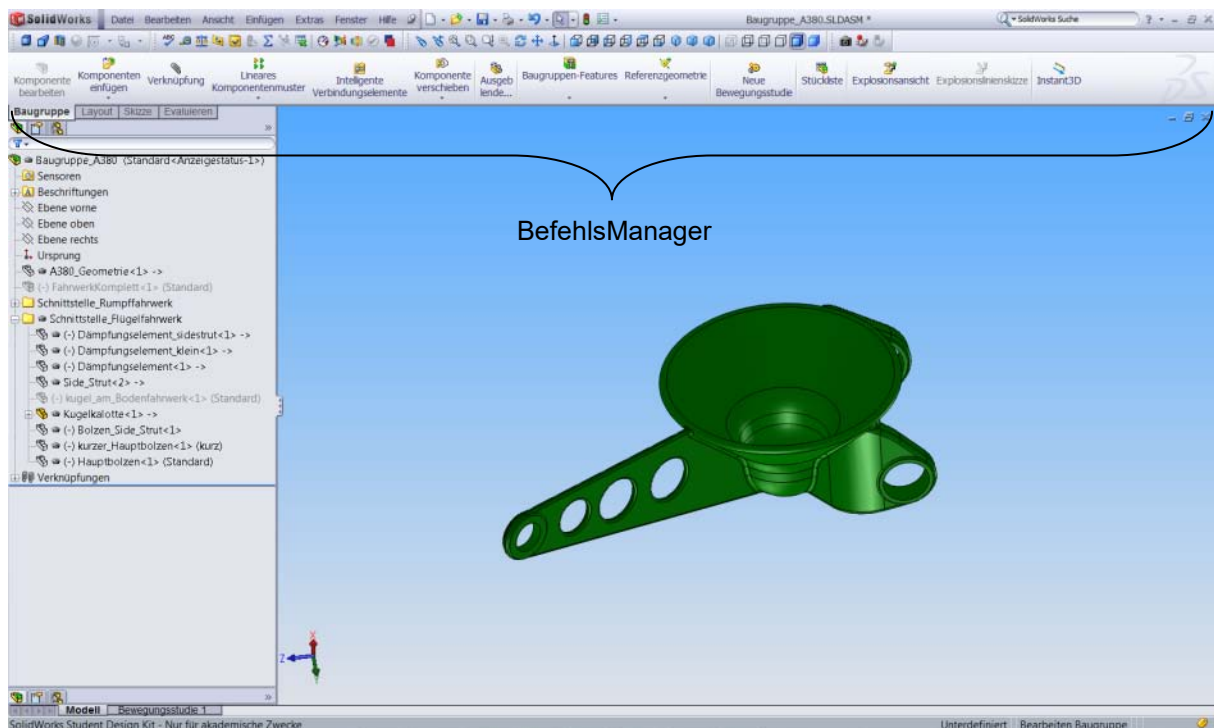


Bild E.1

Mehrere Symbolleisten sind im BefehlsManager untergebracht

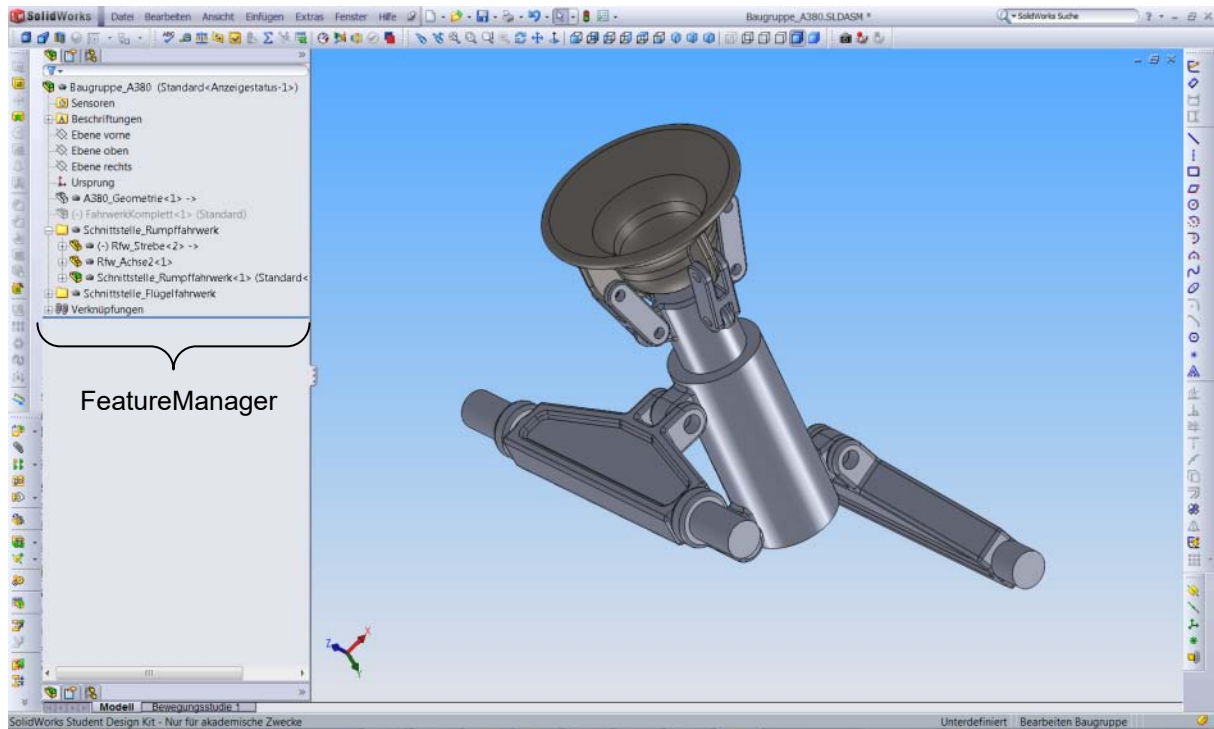


Bild E.2 Alte Anordnung

Links sind die Features mit dem FeatureManager vereinigt. Rechts sind alle Funktionen, die zur Skizzenerstellung benötigt werden. Für eine weitere Optimierung der Arbeitsfläche wird auf die Literatur von **Vogel 2010** verwiesen.