

ENTWICKLUNG EINES PROGNOSEMODELLS FÜR MASSE UND LEISTUNGSBEDARF VON FAHRWERKEN IM FLUGZEUGVORENTWURF

A. J. Schulz, U. Carl, C. Koeppen

Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik
Neßpriel 5, 21129 Hamburg

1. Einleitung

Fahrwerke und Fahrwerksbetätigungssysteme tragen sowohl hinsichtlich Masse wie Leistungsbedarf erheblich zur Leermasse respektive zum Systemenergiebedarf von Verkehrsflugzeugen bei und sind daher bei der Bewertung eines Flugzeugentwurfs entsprechend zu berücksichtigen.

Basierend auf einem technisch, physikalisch motivierten Ansatz, wie er im Rahmen des Vortrages (DGLR JT 2002 – 190) [8] präsentiert wurde, wird ein auf den Vorentwurf zugeschnittenes Modell des Fahrwerksystems entwickelt, welches aus wenigen Eingangsgrößen die Masse und den Leistungsbedarf des Fahrwerks ermittelt.

Dazu wird das Fahrwerk in seine Hauptkomponenten aufgeteilt, für die dann jeweils der dimensionierende Lastfall bestimmt und ein Modell zur Massenabschätzung entwickelt wird.

Mit der aus dem Modell ermittelten Fahrwerksmasse und der Fahrwerksgeometrie wird für ein vereinfacht angenommenes Betätigungskonzept der Leistungsbedarf zur Betätigung des Fahrwerks ermittelt. Hierbei wird von den Anforderungen an Betätigungszeiten und -kräfte ausgegangen.

Abschließend wird durch eine Verifikation die Qualität des Modells an gebauten Flugzeugen aufgezeigt.

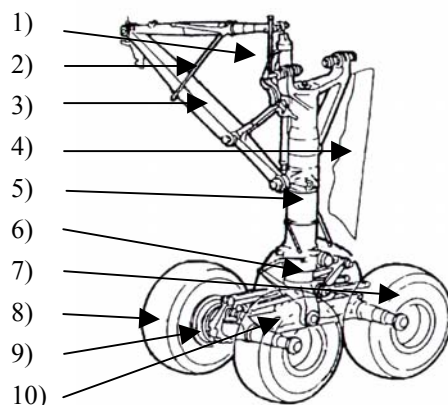
2. Grundlagen zur Modellierung von Fahrwerkssystemen

2.1 Aufbau eines Fahrwerks

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 1 ist der Aufbau eines Hauptfahrwerks dargestellt.

Die in dieser Arbeit betrachteten Flugzeuge besitzen ein konventionelles Fahrwerk, das im allgemeinen einen im Fahrwerksbein integrierten Stoßdämpfer besitzt. Dabei ist der einfedernde Kolben des Stoßdämpfers gleichzeitig der untere Teil des Fahrwerksbeins. Das Bugfahrwerk unterscheidet sich in den Komponenten nicht wesentlich von dem Hauptfahrwerk, jedoch besitzt dieses statt eines Brems-

Lenksystem. Ist die Hauptverriegelungsstrebe wie beim Bugfahrwerk üblich in Fahrtrichtung ausgerichtet, wird diese als Dragstay bezeichnet, während sie Sidestay genannt wird, wenn diese senkrecht zur Fahrtrichtung wie bei Hauptfahrwerken üblich angeordnet ist. Wenn ein Fahrwerksbein vier oder mehr Reifen besitzt, wird häufig ein Bogie Beam zur Aufnahme der Räder verwendet. Darüber hinaus besitzen Fahrwerke noch Fahrwerkstüren, die die Fahrwerkschächte verschließen und viele weitere, kleinere Bauteile wie Hydraulikschläuche, Lichter, Kabel, Sensoren und deren Befestigungen, die im Rahmen dieser Arbeit jedoch nicht detailliert betrachtet werden.



- | | |
|-----------------------|-------------------|
| 1) Einfahrmechanismus | 2) Verriegelung |
| 3) Sidestay | 4) Fahrwerkstüren |
| 5) Fahrwerksbein | 6) Stoßdämpfer |
| 7) Felge | 8) Reifen |
| 9) Bremse | 10) Bogie Beam |

Bild 1: Aufbau eines Hauptfahrwerks [5]

Ein weiteres Unterscheidungsmerkmal der Fahrwerkszusammensetzung ist die von der Flugzeugmasse abhängige Konfiguration der Anzahl der Fahrwerksbeine und der Räder, wie eine Übersicht in Bild 2 zeigt. So erhöht sich mit der Flugzeugmasse die Anzahl der Räder und / oder der Fahrwerksbeine, in dem Zusatzfahrwerke verwendet werden (z.B. A340, B747, A380). Vor allem die Haupt- (Hfw) und Zusatzfahrwerke (Zfw) unterscheiden sich stark abhängig von den Flugzeugtypen (Bild 2). Während bei den kleineren Flugzeugen jeweils eine Zwillingsradanordnung anzutreffen ist (z.B. A320), so besitzen die größeren Flugzeuge eine Twin-Tandem-Anordnung unter der Verwendung eines Bogie Beams für das Hauptfahrwerk (z.B. A340).

Gleiche Konfigurationsunterschiede gibt es bei den Zusatzfahrwerken, wobei bei diesen noch zwischen ungebremsten (A340-300) und gebremsten Rädern (A340-600, B747) unterschieden werden muss [3]. Das Bugfahrwerk (Bfw) dagegen besteht bei den meisten zivilen Flugzeugen aus einer Zwilingsradanordnung der Reifen, wie Bild 2 zu entnehmen ist.

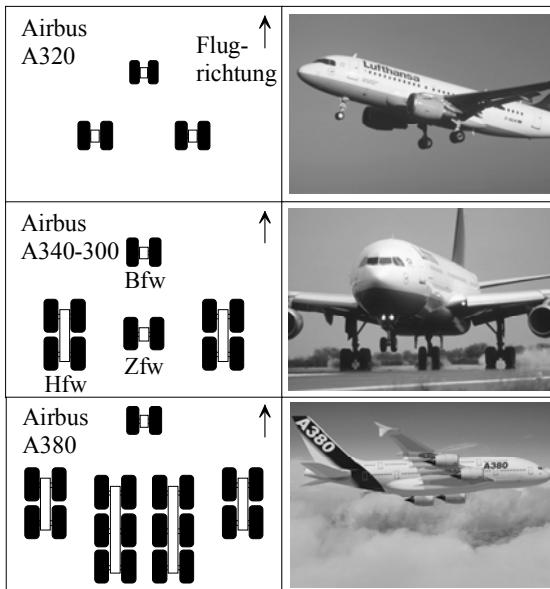


Bild 2: Verschiedene Fahrwerkskonfigurationen (Bildquellen [6], [10])

2.2 Existierende Methoden zur Massenbestimmung

Seit Mitte des letzten Jahrhunderts sind Verfahren entwickelt worden, um die Masse von Flugzeugfahrwerken in der Entwurfsphase eines Flugzeuges abschätzen zu können. Die ersten Abschätzungsverfahren basieren auf statistischen Ansätzen, wie sie in [8] vorgestellt werden. Dabei wurden in Abhängigkeit einer im Entwurf frühzeitig bekannten Größe x der Gesamtflugzeuges, z.B. der Abflugmasse, mittels einer Regressionsanalyse die Koeffizienten a , b und c für z.B. den in Gl. (1) dargestellten Ansatz bestimmt, um eine Systemmasse m_{System} zu ermitteln [8].

$$(1) \quad m_{\text{System}} = a \cdot x^c + b$$

Durch die Verwendung der Daten bereits gebauter Flugzeuge wird der Stand der damaligen Technik repräsentiert. Neue Entwicklungen wie z.B. die Fly-By-Wire-Technologie, Karbonbremsen oder Bauteile aus CFK werden somit nicht wiedergegeben, so dass bei neuen Flugzeugen dadurch große Abweichungen bei der Schätzung der gesuchten Parameter auftreten [8].

Kraus [9] schlug 1970 eine analytische Vorgehensweise zur Massenbestimmung des Fahrwerks vor, da eine statistische Methode bei der Variation von Material- und Geometriewerten des Fahrwerks eines bestehenden Flugzeuges zu ungenau wird. Allerdings kann diese Methode nicht in der Vorent-

wurfsphase neuer Flugzeuge angewendet werden, da Kraus' Ansatz viele geometrische Eingangsgrößen benötigt, die einen genauen Aufbau des Fahrwerks beschreiben, aber zu diesem Zeitpunkt noch nicht bekannt sind.

2.3 Massenbestimmung auf Basis physikalischer, technischer Modelle

Die in dieser Arbeit angewendete Methode [8] basiert auf den technischen und physikalischen Zusammenhängen, die für das Fahrwerk dimensionierend sind.

Für die Untersuchung sind mehrere Auslegungsmerkmale und Kenngrößen des zu entwerfenden Flugzeugs notwendig. So gehen unter anderem die grundlegende Geometrie und die Gesamtmasse des Flugzeugs, sowie eine definierte Konfigurationsvorgabe des Fahrwerks als Eingangsgrößen in das zu entwickelnde Funktional ein. Damit können dann die Masse und der Leistungsbedarf des betrachteten Systems abgeschätzt werden (Bild 3).

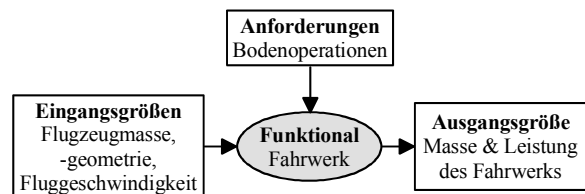


Bild 3: Zusammenhang der Eingangs- und Ausgangsgrößen eines Funktionals

Zur Dimensionierung der jeweiligen Systemkomponente wird der jeweilige Lastfall ermittelt, der die Auslegung der Komponente bestimmt und mit den Kennwerten der Vorentwurfsphase beschrieben werden kann. Dabei werden zur Vereinfachung überwiegend zylindrische Körper verwendet, deren Länge durch die Flugzeuggeometrie und -konfiguration gegeben ist. Durch die Lastfälle werden dann die Durchmesser der zylindrischen Körper bestimmt. Auf diese Weise wird eine physikalische Kopplung der Komponenten untereinander und mit den Flugzeugkenngrößen erreicht. Technologische Fortschritte des Fahrwerkmaterials oder der Betätigungskonzepte lassen sich ebenfalls abbilden, indem z.B. die angegebenen Materialdichten entsprechend angepasst werden oder die Leistung als Ausgangsgröße zur Dimensionierung der Antriebskonzepte verwendet wird.

3. Identifikation der Fahrwerkskomponenten

Gemäß der methodischen Vorgehensweise nach [8] ist der erste Schritt die Identifikation der wenigen, relevanten Komponenten, die den betrachteten Parameter (z.B. die Masse) zu circa 80% beschreiben.

Dazu werden aus Massenaufbrüchen gebauter Flugzeuge die Komponenten ermittelt, die sich innerhalb der für das Modell definierten Systemgrenze

befinden. Diese Grenze umfasst das gesamte Fahrwerk vom Boden bis zu den Befestigungspunkten an der Flugzeugstruktur inklusive der Fahrwerkstüren und der zum Betrieb benötigten Antriebe. Der Betrieb umfasst dabei das Ein- und Ausfahren der Fahrwerksbeine sowie das Öffnen und Schließen der Fahrwerkstüren. Die hydraulischen Leitungen und Ventile, die in der Flugzeugstruktur installiert sind, werden hierbei nicht betrachtet.

Die Komponenten der jeweiligen, flugzeugtypischen Massenauflistungen werden nun nach der Masse absteigend sortiert. Dabei fällt auf, dass die ersten ca. 10 Komponenten aller Flugzeuge unter Berücksichtigung der Fahrwerkskonfigurationen jeweils identisch sind.

Bereits die massenreichste Komponente hat einen Anteil von ca. 40% an der Fahrwerksgesamtmasse. Ca. 2% der schwersten Komponenten beschreiben die Fahrwerksgesamtmasse zu über 80%. Dieses sind insgesamt 6 verschiedene Komponenten, die als Haupteinflusskomponenten bezeichnet werden und typischerweise an allen Fahrwerken vorhanden sind. Werden die Massen der Haupteinflusskomponenten für jedes Flugzeug summiert, so beschreiben diese Haupteinflusskomponenten die Fahrwerksgesamtmasse für alle Flugzeugtypen zu 80% bis 90%.

Tabelle 1 zeigt die Zusammensetzung der betrachteten Fahrwerksbeine mit den Haupteinflusskomponenten. Die in Klammern angegebenen Komponenten sind abhängig von der Fahrwerkskonfiguration.

Tabelle 1: Aufgliederung der Haupteinflusskomponenten

	Bugfahrwerk (Bfw)	Hauptfahrwerk (Hfw)	Zusatzfahrwerk (Zfw)
Rad	Reifen	Reifen	Reifen
	Felge	Felge	Felge
	---	Bremse	(Bremse)
Struktur	Fahrwerksbein	Fahrwerksbein	Fahrwerksbein
	Drag Stay	Side Stay	Drag Stay
	---	(Bogie Beam)	(Bogie Beam)

Das in dieser Arbeit entwickelte Fahrwerksmodell beschreibt mit seinen Hauptkomponenten 80% bis 90% der realen Fahrwerksgesamtmasse und erfordert daher mittels einer Adaption eine Skalierung, um die gesamte Fahrwerksmasse mit dem Modell abschätzen zu können. Außerdem müssen ermittelten Komponentenmassen den Realwerten angepasst werden, um angemessene Vereinfachungen kompensieren zu können.

Da für die Entwicklung und der Kontrolle der Funktionale viele Detailkenntnisse der Flugzeuge benötigt werden, eignen sich lediglich die A320 und A340-300 zur Überprüfung der Funktionale, da nur für diese ausreichende Daten [4] zur Verfügung standen. Diese beiden Flugzeugtypen vertreten hierbei

die Single Aisle und Wide Body Flugzeugfamilie von Airbus.

4. konstruktive Entwicklung eines Fahrwerksmodells

Die Modellierung der Haupteinflusskomponenten des Flugzeugfahrwerks basiert auf geometrisch einfachen Grundkörpern, deren Dimensionierung von den auftretenden, maximalen Belastungen bestimmt wird. So werden Zylinder verwendet, die entweder massiv oder hohl sind. Lediglich der Reifen wird mit einem kastenförmigen Rotationsprofil nachgebildet.

Während die Abmessungen eines Elementes von der Geometrie des Flugzeuges vorgegeben werden, definieren die Lasten den Durchmesser. Mit den bekannten Materialdaten lässt sich dann das Volumen und somit die Masse bestimmen.

Bild 4 zeigt das Hauptfahrwerksbeinmodell der A340-300, wie es durch die gebildeten Funktionale ausgelegt wird.

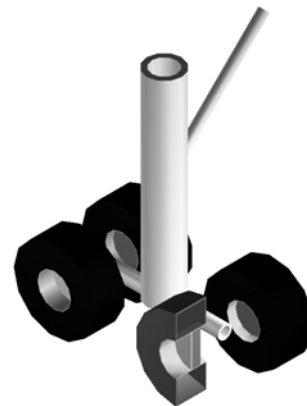


Bild 4: 3D-Modell des Hauptfahrwerksbeins der A340-300

4.1 Bestimmung der Fahrwerkslasten

Die statischen Lasten des Fahrwerks lassen sich mit Hilfe des Kräfte- und Momentengleichgewichts direkt aus der maximalen Startmasse und den notwendigen Abständen der Fahrwerksbeine zueinander und zum Flugzeugschwerpunkt bestimmen, die im Vorentwurf als bekannt vorausgesetzt werden können. Zur Bestimmung der maximalen, statischen Fahrwerkslasten wird die jeweils ungünstigste Schwerpunktlage sowie die maximale Startmasse des Flugzeuges (MTOW, maximum Take Off Weight) herangezogen [15]. Die dazu notwendigen Geometrien sind in Bild 5 dargestellt. Es zeigt ein Flugzeug mit den drei verschiedenen Fahrwerkskategorien (Bug-, Haupt- und Zusatzfahrwerk) sowie den variierenden Schwerpunktpositionen.

Die niedrigste Höhe des Flugzeugschwerpunktes h ergibt sich aus den geforderten Bodenfreiheiten der Triebwerke, der Tragflächenenden sowie des Flugzeughecks bei der maximalen Startmasse des Flugzeuges.

Wenn ein Zusatzfahrwerk (Zfw) vorhanden ist ($F_z \neq 0$ N), existiert ein statisch überbestimmter Zustand. In diesem Fall wird das Haupt- und Zusatzfahrwerk als ein Fahrwerk betrachtet. Die Abstände werden dazu gemittelt, so dass letztendlich die Reifen des Haupt- und Zusatzfahrwerks identisch belastet werden.

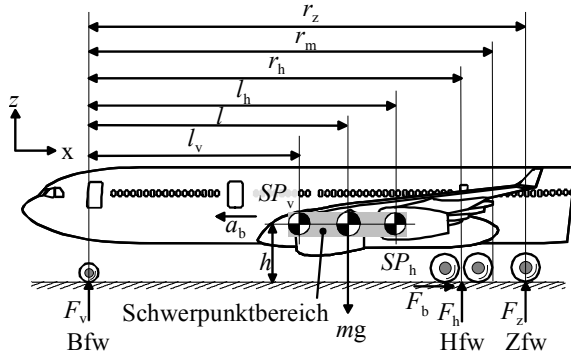


Bild 5: Geometrie zur Bestimmung der Fahrwerkslasten

Während eines Bremsvorgangs erhöht sich die Last auf das Bfw, die sich dann aus der größtmöglichen Verzögerung a_b bzw. der Bremskraft F_b am Reifen eines Flugzeugs ergibt [14].

Aus den statischen Lasten werden die für den Entwurf dimensionierenden, dynamischen Lasten durch skalieren ermittelt [14]. Der größte Faktor ist dabei der dynamische Lastfaktor K_{dyn} , der je nach verwendetem Reifentyp variiert und die maximalen dynamischen Lasten z.B. durch das Rollen auf unebenen Bahnen abbildet.

Ein weiterer Faktor ist der empfohlene Sicherheitsfaktor von 1,25 für zukünftige Flugzeugmassensteigerungen sowie der Sicherheitsfaktor von 1,07 nach FAR§25 [7], [14], die zu dem Sicherheitsfaktor f_s zusammengefasst werden.

$$(2) \quad f_s = 1,25 \cdot 1,07$$

Hieraus ergeben sich dann die maximalen, dynamischen Lasten F_{dyn} für das Hfw (h) und Zfw (z) aus den statischen Lasten F zu

$$(3) \quad F_{i,dyn} = f_s \cdot K_{dyn} \cdot F_i, \text{ mit } i = h, z$$

Für das Bugfahrwerk ist bereits eine dynamische Last $F_{v1,dyn}$ für den Bremsfall ermittelt worden. Diese wird mit der durch den dynamischen Lastfaktor K_{dyn} skalierten statischen Bugfahrwerkslast verglichen [14].

$$(4) \quad F_{v2,dyn} = K_{dyn} \cdot F_v$$

Die größere der beiden Lasten geht in die weitere Berechnung ein und man erhält als maximale, dynamische Last des Bugfahrwerks

$$(5) \quad F_{v,dyn} = f_s \cdot \max(F_{v1,dyn}, F_{v2,dyn})$$

Diese dynamischen Lasten, die durch Hochskalieren der maximalen statischen Lasten bestimmt werden, schließen auch die Landestöße ein, weil die

maximale Landemasse des Flugzeuges (Maximum Landing Weight, MLW) deutlich geringer ist als die maximale Startmasse (MTOW) [14].

Mit Hilfe der drei berechneten, dynamischen Entwurfslasten werden die Haupteinflusskomponenten ausgelegt. Dabei werden basierend auf diesen Lasten ggf. weitere Lasten wie z.B. Torsions- oder Biegebeanspruchungen zur Entwicklung der Modelle hergeleitet.

Nachfolgend wird zur Veranschaulichung der Modellierung, die Auslegung des Reifens, der Bremse und des Fahrwerkbeins vorgestellt.

4.2 Auslegung und Massenbestimmung eines Rades

Das in diesem Modell konstruierte Rad besteht aus drei wesentlichen Komponenten, dem Reifen, der Felge und dem Bremspaket, welches in der Felge untergebracht ist und daher in diesem Modell mit zu dem Rad gezählt wird. Beispielhaft wird nun auf die Modellierung des Reifens und der Bremse eingegangen.

4.2.1 Reifen

Die Auslegung und die Wahl eines Reifens für ein neues Flugzeug hängt von vielen Parametern ab, die in der Entwurfsphase nicht bekannt sind. So hängt die Bestimmung der Reifenanzahl und -größe im wesentlichen von der zulässigen Bodenbelastung auf Flughäfen ab. Die Vorgehensweise der LCN-Methode [5] (LCN: *Load classification number*) benötigt detaillierte Geometriedaten der Fahrwerkskonfiguration, aber auch Daten von Lande- und Rollbahnen, um die zulässige Bodenbelastung auf den Flugplätzen durch das Flugzeug zu bestimmen, auf denen es operieren soll. Diese Informationen liegen dem Modell nicht vor, so dass die LCN Methode hier nicht angewandt, sondern von einer vorgegebenen Fahrwerkskonfiguration ausgegangen wird.

In Abhängigkeit dieser Fahrwerkskonfiguration, d.h. der Anzahl der Fahrwerksbeine und -reifen werden die Räder entsprechend ausgelegt. Die Belastung eines Reifens erhält man aus den maximalen, dynamischen Lasten, die durch die Anzahl der Reifen pro Fahrwerksbein geteilt werden.

Da Reifen im allgemeinen aus einem Katalog des Reifenherstellers entsprechend der zu erfüllenden Kriterien ausgewählt werden, wird für das in dieser Arbeit entwickelte Modell eine Datenbank von 6 Reifen der untersuchten Flugzeuge angelegt. Mit Hilfe der Näherungsgleichung (6) von Pazmany [13] werden beginnend mit dem kleinsten Reifen unter der Variation des Reifendrucks p_0 im Intervall von 9 bar bis 17 bar [3] in 0,5 bar – Schritten die zulässige, maximale Reifenlast bestimmt, die ein Reifen auf

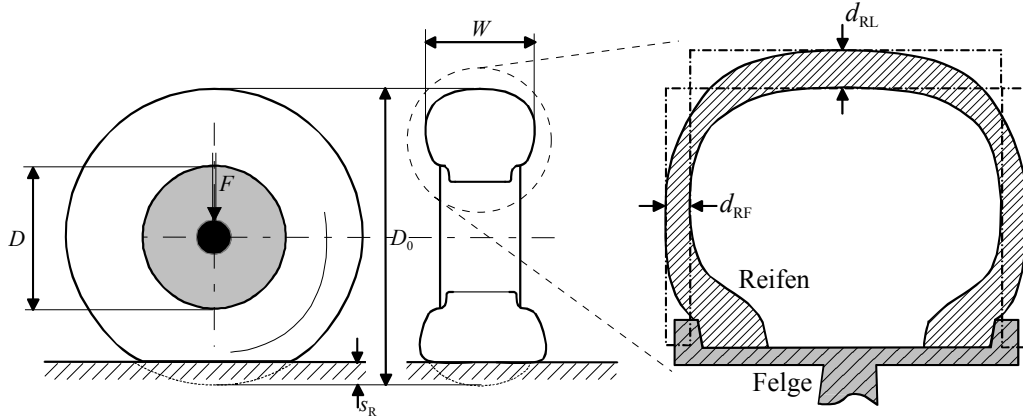


Bild 6: Relevante Reifengrößen und vereinfachtes Reifenmodell

nehmen kann. Diese Reifenlast wird mit der realen Reifenlast verglichen, die sich aus den maximalen, dynamischen Entwurfslasten ergeben. Liegt die Reifenlast eines gewählten Reifens bei maximalem Reifendruck p_0 unter der realen Last, wird der nächste, größere Reifen untersucht. Es wird der Reifen ausgewählt, bei dem die aufzunehmende Reifenlast gerade größer ist als die vorhandenen Reifenlasten. Gleichzeitig wird dabei der Reifendruck p_0 bestimmt.

Unter der Annahme, dass der statische Einfederweg s_R viel kleiner als der Reifenaußendurchmesser D_0 ist, ergibt sich die Bestimmungsgleichung der zulässigen Reifentraglast zu [13]

$$(6) F_{\text{Reifen,zul},i} \approx \lambda_{\text{R,adapt},i} \left[2,48 p_{0,i} s_{R,i} \sqrt{D_{0,i}(W_i - s_{R,i})} \right],$$

mit $i = v, h, z$

wobei die zulässige Reifentraglast mit dem Faktor $\lambda_{\text{R,adapt},i}$ skaliert wird, um Pazmany's Näherungsgleichung für schwere Zivilflugzeuge zu adaptieren, da diese Gleichung anhand von Kleinflugzeugreifen mit entsprechend leichter Bauweise entwickelt worden ist [13].

Der Index v steht hierbei für das Bugfahrwerk, h für das Hauptfahrwerk und z für das Zusatzfahrwerk.

Der statische Einfederweg des Reifens s_R wird als ein Anteil des Reifenaußendurchmessers D_0 abgeschätzt.

Das Volumenmodell des Reifenmantels (Bild 6) wird mit drei rechteckigen Querschnittsflächen angenähert, die die Reifeflanken und die Reifenlaufläche abbilden. Für die Rechtecke der Reifeflanke wird eine Höhe von $D_0/2 - D/2 - d_{RL}$ und eine Breite von d_{RF} angenommen. Für das Rechteck der Laufläche gilt eine Höhe von d_{RL} und eine Breite von $W - 2 d_{RF}$. Aus diesen Querschnittsflächen lässt sich dann über den Umfang des Reifens ein angenähertes Volumen des Reifenmantels bestimmen.

Die beiden unterschiedlichen Reifenmanteldicken können durch einen Faktor von dem Reifenaußendurchmesser hergeleitet werden.

Die Reifendichte ist ein Mittelwert von Einzeldichten der einzelnen Reifenbestandteile. Für das Modell wird diese Reifendichte mit dem Adaptions-

faktor zusammengefasst, da keine Informationen über die Reifenzusammensetzung zur Verfügung standen.

So ergibt sich die adaptierte Reifengesamtmasse $m_{\text{R,adapt,ges}}$ aus dem Gesamtvolumen $V_{\text{R,ges}}$ aller Reifen und dem zusammengesetzten Adaptionsfaktor $k_{\text{adapt,rho,Reifen}}$ zu

$$(7) m_{\text{R,adapt,ges}} = k_{\text{adapt,rho,Reifen}} \cdot V_{\text{R,ges}}, \text{ mit } i = v, h, z$$

mit $k_{\text{adapt,rho,Reifen}} = k_{\text{adapt,Reifen}} \cdot \rho_{\text{Reifen}}$

4.2.2 Bremse

Der Fall eines Startabbruchs ist dimensionierend für die Mindestbremsenmasse nach FAR §25 [7], die bei der Begrenzung der maximalen Bremsentemperatur die Wärmeenergie beim Startabbruch aufnehmen muss, ohne dabei einen Wärmefluss zu anderen Komponenten oder der Umgebung zu berücksichtigen. Dabei muss ein Restschub eines Triebwerks in einem etwaigen einfachen Fehlerfall mit berücksichtigt werden. Die Mindestbremsenmasse m_{Bmin} eines Bremspaketes (Rades) ergibt sich mit der spezifischen Wärmespeicherkapazität c_{pB} des Bremsmaterials und aus der thermisch-kinetischen Energiebilanz [7] zu

$$(8) m_{\text{Bmin}} \approx \frac{1}{c_{pB} \Delta T_{\text{Bzul}}} \left(\frac{B}{n_i n_{Ri}} 0,5 m_F v_1^2 \right)$$

Für die Geschwindigkeit bei einem Startabbruch wird die Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 verwendet, bei der der Pilot zu entscheiden hat, ob er die Maschine für ein sicheres Abheben rotieren oder den Start abbrechen soll, um auf der restlichen Startbahnstrecke zum Stehen zu kommen [7]. Für die Flugzeugmasse m_F wird das MTOW eingesetzt. Das Produkt $n_i n_{Ri}$ entspricht der Anzahl der Bremspakete bzw. der gebremsten Räder.

Die zulässige Temperaturerhöhung ΔT_{Bzul} berücksichtigt die höchstmögliche Betriebstemperatur der Bremse, während der Faktor B angibt, mit welchem Anteil der kinetischen Energie die Bremse belastet wird oder durch andere Bremssysteme (z.B. Klappen, Umkehrschub der Triebwerke) entlastet wird [5], [7]. Somit wird in diesem Modell die Mindestbremsen-

masse wegen des Fehlerfalles unter der Annahme $B = 100\%$ ausgelegt und die gesamte kinetische Energie umwandelt.

Es wird angenommen, dass sich die thermische Berechnung auf die Mindestmasse des Reibbelages bezieht. Ist diese ausreichend, so existiert zusammen mit den weiteren Bremsenkomponenten (z.B. Bremskolben, Reibbelagträger) eine ausreichend große thermische Sicherheit.

Für die Masse einer neuen Bremse wird in dieser Modellauslegung eine Verschleißmasse zu der Mindestmasse addiert, die sich aus dem Betriebszyklus n_{Landung} der Bremse und dem Verschleiß pro Bremseneinsatz bei einer Landung ergibt, aus dem sich mittels des Reifeninnendurchmessers D_i das Verschleißvolumen V_{Bremse} und multipliziert mit der Reibbelagsdichte ρ_{Bremse} die Verschleißmasse eines Bremspaketes ergibt.

$$(9) \quad m_{\text{Bneu}} = m_{\text{Bmin}} + n_{\text{Landung}} \cdot \rho_{\text{Bremse}} \cdot V_{\text{Bremse}}$$

Bei dem Bremsenmaterial wird in diesem Modell zwischen Stahl und Karbon unterschieden und die jeweiligen Materialwerte in die Bremsengleichungen eingesetzt.

Die nicht adaptierte Bremsenmasse liegt unterhalb der realen Werte, weil durch das Bremsenmodell lediglich die Gesamtmasse des Reibbelages bestimmt wird. Weitere Komponenten werden erst durch die Adaption berücksichtigt.

4.3 Auslegung und Massenbestimmung der Fahrwerksstruktur

Die Struktur eines Fahrwerksbeins macht den größten Anteil der Gesamtmasse des Fahrwerksystems aus. Die Reifen, Felgen und Bremsen gewinnen erst durch ihre Anzahl an Relevanz am Gesamtsystem (siehe Kapitel 4.2). Die drei Hauptkomponenten der Fahrwerksstruktur besitzen dagegen eine große Einzelmasse und einen großen Einfluss auf die Gesamtmasse des Fahrwerks. Als Material wurde ein hochfester Stahl zu Grunde gelegt, dessen Kennwerte sich für zukünftige Fahrwerke mit neuen Metalllegierungen anpassen lassen.

Die auf das Fahrwerksbein wirkenden Lastprofile, die aus den Landungen und dem Rollen resultieren [9] und es auf Torsion, Druck und Biegung belasten, sind im Flugzeugvorentwurf nicht bekannt, weswegen in diesem Modell ein einfacher, dimensionierender Lastfall angenommen wird.

Bild 7 zeigt die auf ein Fahrwerksbein wirkenden Kräfte. Dabei wird das Fahrwerksbein durch die radialen Reifenkräfte auf Knickung belastet, während die axialen Reifenkräfte das Fahrwerksbein auf Biegung beanspruchen. Dabei ist die Biegebelastung wesentlich größer als die Knickbeanspruchung und somit dimensionierend für das Fahrwerksbein. Der eingezeichnete Sidestay wird zur Auslegung des Fahrwerksbeins nicht berücksichtigt.

Die Biegung tritt beim Bremsen, sowie beim seitlichen Versetzen auf, welches bei starken Seitenwin-

den während einer Landung, als auch beim Kurvenfahren durch die Führungskräfte der Reifen auftritt. Die Biegung wird maximal, wenn die größtmögliche Reibkraft auf den Reifen wirkt. Bei einem ungebremsten Reifen wird ein zur Rollrichtung senkrecht versetzen (Drift) angenommen (Bild 7 a), b)).

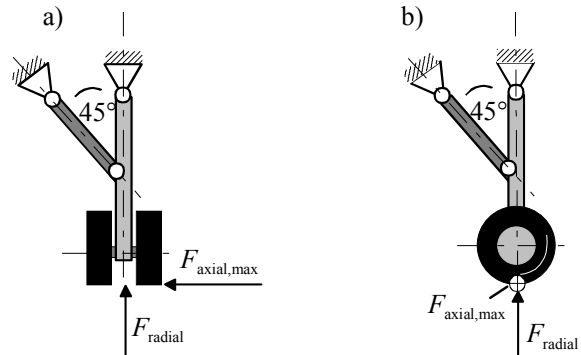


Bild 7: Für die Auslegung bedeutende Kräfte:
a) für das Hauptfahrwerksbein mit Sidestay (Ansicht in Rollrichtung)
b) für das Bug- und Zusatzfahrwerksbein mit Dragstay (Seitenansicht senkrecht zur Rollrichtung)

Das Fahrwerksbein wird als ein Hohlzylinder angenommen, dessen Innendurchmesser zu 70 % des Außendurchmessers angenommen wird. Die Länge der Fahrwerksbeine wird in das Verhältnis zur Höhe h des Schwerpunktes gesetzt. Dieses Verhältnis ist für die hier untersuchten Flugzeugtypen (Airbus) annähernd konstant.

Die Höhe eines Fahrwerksbeins h_i ergibt sich damit abhängig von der Position (Rumpfbug für das Bugfahrwerk (v), Tragfläche für das Hauptfahrwerk (h) und Rumpfmittle für das Zusatzfahrwerk (z)) und ist der Hebelarm für die maximale Biegung durch die Reibkraft am Reifen (μF_R).

Der Außendurchmesser $d_{\text{A,Bein}}$ ergibt sich aus der zulässigen Biegespannung σ_{Bein} [12]

$$(10) \quad d_{\text{A,Bein},i} = \sqrt[3]{\frac{32 \mu F_{iR} n_{Ri} h_i}{\sigma_{\text{Bein}} \pi 0,657}}, \text{ mit } i = v, h, z$$

Damit sind die Geometrien (Durchmesser und Länge) der Fahrwerksbeine bestimmt, woraus sich die Massen mit der entsprechenden Materialdichte berechnen lassen.

4.4 Qualität der Massenabschätzung

Neben den beschriebenen Komponenten ist die Felge als Hohlzylinder auf Torsion und Beulung, der Bogie Beam wie das Fahrwerksbein auf Biegung und der Side / Dragstay als Vollzylinder auf Knickung ausgelegt und entsprechend modelliert worden, so dass die Einzelmasse zur Fahrwerksgesamtmasse aufaddiert werden können.

Bild 8 zeigt zusammenfassend die guten Ergebnisse der Teilmodelle als relative Fehler der adaptierten Einzelmassen und der Gesamtmasse. Es ist zu erkennen, dass bis auf den Reifen sämtliche Massen

bei der A320 zu hoch und bei der A340-300 zu niedrig abgeschätzt werden. Der relative Fehler bei Bogie Beam und Side- / Dragstay ist jeweils null und daher nicht dargestellt, da bei diesen beiden Komponenten lediglich Realwerte des A340-300 vorlagen [4].

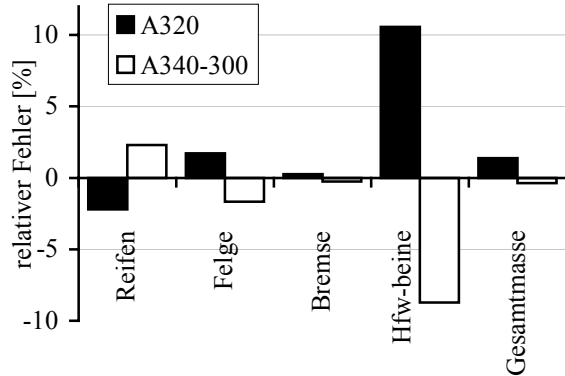


Bild 8: relative Fehler der Massenbestimmung der Haupteinflusskomponenten

4.5 Ermittlung des Leistungsbedarfs des Fahrwerkbetätigungssystems

Der größte Leistungsbedarf des Betätigungssystems besteht beim Einfahren des Fahrwerks. Zusätzlich benötigen die Fahrwerkstüren, obwohl diese im Vergleich zu dem Fahrwerk eine sehr geringe Masse besitzen, wegen ihrer schnellen Bewegung für eine kurze Zeit einen großen hydraulischen Volumenstrom. Weitere Leistungsverbräuche, die zum Lenken und Bremsen benötigt werden, sind im Vergleich zu der Leistung des Einfahrens vernachlässigbar gering.

Bild 9 zeigt das für die Leistungsbestimmung angenommene Betätigungssystem mit allen notwendigen geometrischen Größen. Wird die Kolbenfläche A_K mit einem Druck beaufschlagt, fährt das Fahrwerksbein in die Einfahrposition. Dabei steigt das Moment durch den Schwerpunkt des Fahrwerksbeins wegen des größer werdenden Hebelarms der Gravitationskraft sinusförmig an und hat in der eingefahrenen Endposition sein Maximum erreicht.

Die Luftwiderstandskraft ist beim ausgefahrenen Fahrwerk wesentlich geringer als die Gravitationskraft im eingefahrenen Zustand und wird somit vernachlässigt. Die Räder des Hauptfahrwerks werden vor dem Einfahrvorgang abgebremst [3], weswegen keine zusätzliche Leistung zur Überwindung der Kreismomente der Räder aufgebracht werden muss.

Die maximale Haltekraft F_K als erste, statische Anforderung an den Hydraulikzylinder ergibt sich aus dem Momentgleichgewicht um das Drehgelenk des Fahrwerks mit der Gewichtskraft des gesamten Fahrwerksbeins $m_{Fwb} g$ zu

$$(11) F_{K,i} = m_{Fwb,i} g \cdot z_{SP,extend} / r_{K,i}, \text{ mit } i = v, h, z$$

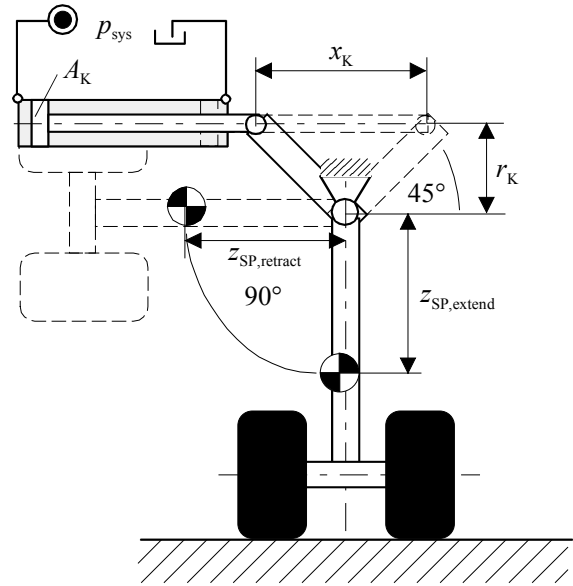


Bild 9: schematische Darstellung des hydraulischen Betätigungssystems

Durch die Bestimmung der Kolbenverstellkraft lässt sich mit dem vorhandenen Systemdruck p_{sys} die erforderliche Kolbenfläche A_K bestimmen.

Die zweite Anforderung an den Verstellzylinder besteht in der Verstellgeschwindigkeit. Diese ergibt sich aus der Vorgabe, innerhalb eines Zeitraums $t_{retract}$ das Fahrwerksbein einzufahren. Mit der in Bild 9 angenommenen Geometrie des Betätigungssystems ergibt sich für die konstante Verstellgeschwindigkeit

$$(12) \dot{x}_{K,i} = \frac{x_K}{t_{retract}} = \frac{2r_{K,i}}{t_{retract}}, \text{ mit } i = v, h, z$$

Die mechanischen und volumetrischen Verluste des Betätigungssystems wie z.B. Druckverluste in Ventilen und Leitungen gehen mit in den Adaptionsfaktor ein. Gleiches gilt für einen reduzierten Systemdruck, der sich bei einer gleichzeitigen Betätigung mehrerer Verbraucher einstellen wird. Der Einfahrvolumenstrom $Q_{retract,Fwb,i}$ für ein Fahrwerksbein ergibt sich mit dem hydraulischen Versorgungsdruck von p_{sys} zu

$$(13) Q_{retract,Fwb,i} = A_{K,i} \dot{x}_{K,i} = \frac{F_{K,i}}{p_{sys}} \dot{x}_{K,i}, \text{ mit } i = v, h, z$$

Hierbei kürzt sich der Hebelarm des Verstellkolbens $r_{K,i}$ aus der Gleichung und wird somit nicht als Eingangsgröße für dieses Funktional benötigt.

Die erforderliche Einfahrleistung $P_{retract}$ ergibt sich aus dem Zusammenhang

$$(14) P_{retract} = Q_{retract} \cdot p_{sys}$$

und kann zum Umrechnen auf andere Systemdrücke und damit Volumenströme oder auf elektrische Systeme herangezogen werden.

Zur Auslegung des hydraulischen Versorgungssystems des gesamten Flugzeuges müssen darüber hinaus die Volumenströme der Fahrwerkstüren berücksichtigt werden, da diese für das schnelle Öffnen und Schließen einen großen Volumenstrom benöti-

gen. Dabei muss in jeder Flugphase eine ausreichende Versorgung der hydraulischen Flugsteuerung gewährleistet sein, damit das Flugzeug voll manövrierfähig bleibt.

Zur Abschätzung der restlichen Volumenströme, die zum Ausfahren des Fahrwerks und zum Öffnen bzw. Schließen der Türen benötigt werden, werden diese als proportional zu dem Einfahrvolumenstrom angenommen und entsprechend skaliert.

Die Ergebnisse aller adaptierten Volumenströme werden in Bild 10 als relative Fehler zu den Realwerten dargestellt.

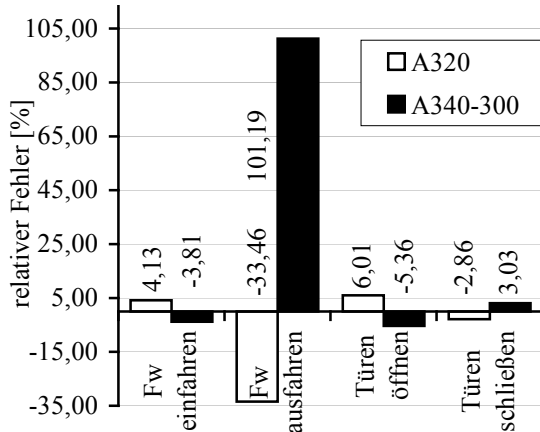


Bild 10: relative Fehler der adaptierten Volumenströme

Bild 10 zeigt sehr deutlich eine Diskrepanz bei dem Ausfahrsvolumenstrom des Fahrwerks, während die Volumenströme der Türen durch die vereinfachte Annahme genügend genau abgeschätzt werden. Die Bestimmung der Einfahrvolumenströme stellt damit eine gute Basis zur Ableitung der restlichen Volumenströme dar.

Die große Abweichung des Ausfahrsvolumenstroms liegt in den unterschiedlichen Hydraulikkonzepten der A320 und der A340-300 begründet, in dem bei der A340 durch eine Verbindung der Zylinderkammern beim Ausfahren nur ein Differenzvolumenstrom dem Hydrauliksystem entnommen wird, da das Fluid der kontrahierenden, kleinen Kammer der großen, expandierenden Kammer zugeführt wird [4]. Deswegen lassen sich die Ausfahrsvolumenströme durch den gewählten Modellansatz nicht bestimmen.

5. Verifikation des Fahrwerkmodells

Zur Verifikation werden weitere Flugzeugfahrwerke mit dem neuen Modell abgeschätzt und mit den realen Werten verglichen. Dabei werden Flugzeuge der Hersteller Airbus und Boeing herangezogen, für die die meisten zur Verifikation notwendigen Eingangs- und Vergleichsdaten vorliegen. Dennoch müssen einige Größen, wie z.B. die Schwerpunkthöhe, oder -lage abgeschätzt werden, weswegen diese Flugzeuge auch nicht für die Adaption und Optimierung geeignet sind.

Ein wichtiger Hinweis bei der Überprüfung der Anwendbarkeit und der Genauigkeit des Modells besteht hinsichtlich der verschiedenen Materialien der Fahrwerksstruktur. In dem Modell wird ein einziges Material für alle Strukturkomponenten angenommen, das für einen neuen Entwurf entsprechend den verwendeten Materialien wieder differenziert an die Komponenten angepasst werden kann. Gleiches gilt für die Skalierungsfaktoren der Fahrwerksbeinlängen, welche sich an andere Rumpf- / Flügelgeometrien angleichen lassen.

Die Beurteilung des Fahrwerkmodells kann nur durch die Verifikation der Fahrwerksgesamtmasse erfolgen. Eine Verifikation der Einzelmassen und der Volumenströme ist wegen fehlender Vergleichswerte nicht möglich.

Gerade das Abschätzen der Schwerpunkthöhe h wirkt sich direkt auf die Komponentengeometrie und somit deren Masse aus. Zum einen wird direkt deren Länge verändert als auch deren Durchmesser, der wegen der notwendigen Stabilität ebenfalls anwächst. Dadurch nimmt die Masse der Einzelkomponente durch die Vergrößerung des Volumens zu.

Eine weitere Ursache für die Unterschiede liegt in dem Alter der Flugzeuge, deren ältere Fahrwerkstechnologie schwerere Fahrwerke hervorbringt als bei den vergleichbaren, neueren Flugzeugen. In diesem Fall wird das an neueren Flugzeugen adaptierte Modell bei älteren Flugzeugen (z.B. A300) zu geringe Fahrwerksmassen abschätzen.

Bild 11 stellt die relativen Fehler der Fahrwerksgesamtmassen der betrachteten Flugzeuge grafisch dar. Die auffälligsten Merkmale des Ergebnisses sind einerseits der unter 10 Prozent liegende relative Fehler bei den meisten Flugzeugen, aber andererseits die drei großen Abweichungen bei der A318, B737-800 und der A340-600. Erwartungsgemäß werden bei der A320 und der A340-300 die besten Ergebnisse erzielt.

Die Fahrwerksmasse der A318 wird mit ca. 20 % zu gering abgeschätzt. Hier wird der Einfluss der Kommunalität sichtbar, weil bei der leichteren A318 und der A319 das Fahrwerk der A320 eingesetzt wird, welches schwerer ist als dies aus physikalischer Sicht erforderlich wäre.

Die nächste größere Abweichung liegt bei der A340-600 mit -21 Prozent vor (Bild 11). Obwohl das vom Modell ausgelegte Fahrwerk schwerer als das der A340-300 ist, ist das reale Fahrwerk der A340-600 aufgrund anderer Reifen- und Felgenkonstruktionen wesentlich schwerer. Das Modell berücksichtigt in der Reifendatenbank nur so genannte Radialreifen. Die A340-600 verwendet dagegen schwerere Ply-Reifen mit größerer Auflagefläche und größerem Reifendruck, die entsprechend angepasste Felgen erfordern.

Eine weitere Ursache für die zu gering abgeschätzte Fahrwerksmasse der A340-600 kann wie weiter oben erwähnt in dem Abschätzen der Schwerpunkthöhe begründet sein. Obwohl die gleiche Schwerpunkthöhe wie bei der A340-300 angenom-

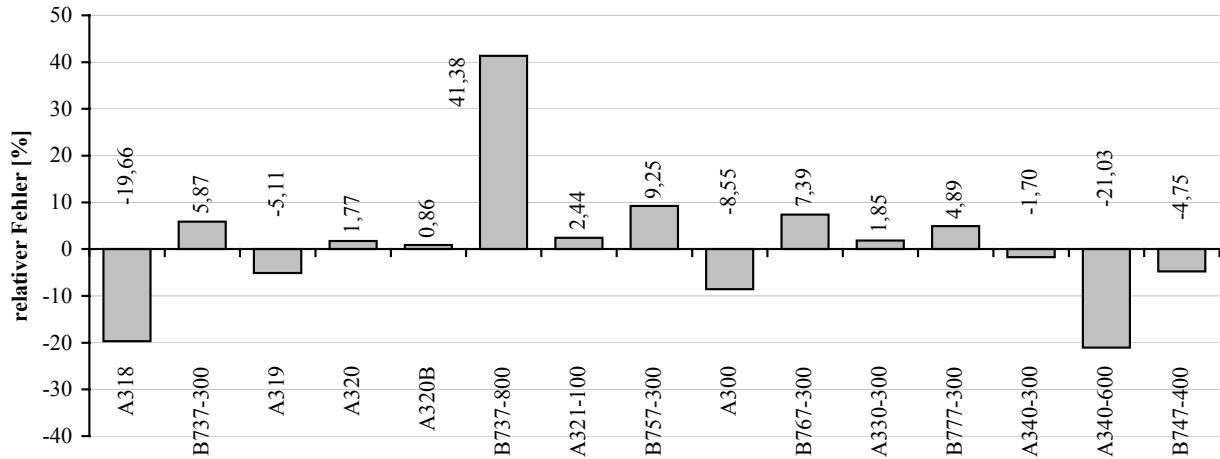


Bild 11: relative Fehler der Verifikation der adaptierten Fahrwerksgesamtmasse

men wird, kann dieser wegen der längeren A340-600 durchaus höher liegen, weil das längere Heck eine größere Bodenfreiheit erfordert, um bei der Rotation beim Start genügend Freiraum zwischen Flugzeugheck und Startbahn zu erreichen.

Die größte Abweichung ist bei der B737-800 zu finden (Bild 11). Die B737-800 ist eine verlängerte Version der B737-300 und verwendet dementsprechend ein ähnliches, ebenfalls mit Stahlbremsen betriebenes Fahrwerk [11]. Die maximalen dynamischen Fahrwerkslasten werden mit einem Sicherheitsfaktor, der eine 25%-ige Massensteigerung durch das Flugzeug berücksichtigt, ermittelt. Das Fahrwerk der B737-300 ist entsprechend ausgelegt, so dass die B737-800 im Rahmen dieser Massensteigerung ebenfalls das Fahrwerk der kleineren B737-300 verwenden kann, wobei die B737-800 der maximalen Flugzeugmassensteigerung entspricht.

Das Fahrwerksmodell berechnet dagegen in der Verifikation jeweils für jedes Flugzeug ein Basisfahrwerk, welches dann entsprechend auch für größere Flugzeuge verwendet werden kann.

Berücksichtigt man all diese Merkmale und Einstellmöglichkeiten des hier entwickelten Fahrwerksmodells, so lässt sich in einem Flugzeugvorentwurf anhand von nur wenigen Eingangsgrößen, die Fahrwerksmasse mit einer Genauigkeit von +/-10% bestimmen.

Dies ist für die Auswahl eines Fahrwerkkonzeptes oder / -konfiguration genügend genau und hilft dabei, den Prozess der Vorentwicklung zu unterstützen und zeitlich zu optimieren.

6. Zusammenfassung

In diesem Bericht wurde basierend auf einem technologisch, physikalisch motivierten Ansatz ein auf den Vorentwurf zugeschnittenes Modell des Fahrwerksystems vorgestellt, welches in sechs Hauptkomponenten aufgeteilt wird. Im Einzelnen sind dies der Reifen mit Felge und evtl. vorhandenem Bremspaket, sowie die Fahrwerksstruktur bestehend aus dem Fahrwerksbein und dessen Verstrebung,

sowie einem etwaigen Bogie Beam. Nach der Bestimmung der dimensionierenden Lastfälle, ergeben sich dann die Auslegungsgrößen und Abmessungen unter Berücksichtigung der Fahrwerkskonfiguration, der allgemeinen Betriebskennwerte sowie der Flugzeuggeometrie.

Mit der aus dem Modell ermittelten Fahrwerksmasse und der Fahrwerksgeometrie wird für ein vereinfacht angenommenes, hydraulisches Betätigungskonzepte mit den Anforderungen an Betätigungszeiten und -kräfte der Leistungsbedarf modelliert.

Bei der anschließenden Verifikation werden für verschiedene Flugzeuge die Fahrwerksmassen mit dem Modell abgeschätzt und mit den realen Werten verglichen, wobei sich für das hier entwickelte Fahrwerksmodell eine Genauigkeit von ca. +/-10% ergibt.

Insgesamt zeigen die Ergebnisse der Verifikation der Fahrwerksgesamtmasse und der Auswertung der notwendigen Leistungen die gute und zuverlässige Anwendbarkeit dieses Fahrwerksmodells im Flugzeugvorentwurf, durch das der Vergleich verschiedener Fahrwerkskonzepte möglich wird.

Zukünftige Technologien können dabei durch die Anpassung der Materialwerte und Erweiterungen der Teilmodelle berücksichtigt werden.

7. Literaturverzeichnis

- [1] Air Transport Association of America: *Manufacturers' Technical Data* (ATA SPEC 100, Chapter 1-2-1). Washington D.C., USA, 1994.
- [2] Airbus Industries: *Data Base for Design*. Blagnac, Frankreich, 1985 – 1992.
- [3] Airbus Industries: *System Description Notes*. Blagnac, Frankreich, 1989 – 2002.
- [4] Airbus Industrie (Hrsg.): *Vertrauliche, technische Informationen*. Hamburg, Bremen: Airbus Deutschland GmbH. 2003.
- [5] Currey N. S.: *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and

- Astronautics, Inc. Washington D.C., USA, 1988.
- [6] EADS Deutschland GmbH: *Corporate Media*. München, Deutschland. 2003.
 - [7] Federal Aviation Administration FAA: *Federal Aviation Regulations FAR §25: Airworthiness Standards, Transport Category Airplanes*. Washington D.C., USA.
 - [8] Koeppen, C.; Carl, U.: *Erfassung und Bewertung von Systemen im Flugzeugentwurf*. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, DGLR JT2002-190, Bonn, Deutschland, 2002.
 - [9] Kraus, P. R.: *An Analytical Approach to Landing Gear Weight Estimation*. 29th Annual Conference of the Society of Aeronautical Weight Engineers, Inc., SAWE Paper, No. 829 Washington D.C., USA, 1970.
 - [10] Lufthansa Technik AG: *Fotoarchiv*. Hamburg, Deutschland. 2003.
 - [11] Lufthansa Technik AG: *Vertrauliche Technische Daten*. Hamburg, Deutschland. 2003.
 - [12] Magnus, K.; Müller, H. H.: *Grundlagen der Technischen Mechanik*. B. G. Teubner, Stuttgart, Deutschland, 1982.
 - [13] Pazmany, L.: *Landing Gear Design for light aircraft – Vol. 1*. Pazmany Aircraft Corporation, San Diego, CA, USA, 1986.
 - [14] Roskam, J.: *Airplane Design – Part IV: Layout Design of Landing Gear and System*. Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas, USA, 1986.
 - [15] Torenbeek, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft University Press, Kluwer Academic Publishers Group, Dordrecht, Netherlands, 1982.