



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Projekt

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

**Fahrwerksauslegung im Flugzeugentwurf und
Berechnung der Bodenbelastung in PreSTo**

Verfasser: Alexander Golberg

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

01. Januar 2011



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

Verfasser: Alexander Golberg
Abgabedatum: 01.01.2011

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Kurzreferat

Diese Projektarbeit lehnt an die Tabellenkalkulation PreSTo (Preliminary Sizing Tool) an, die der Flugzeugdimensionierung dient. Für das mit PreSTo entworfene Flugzeug wurde dem Anwender ermöglicht die Ergebnisdaten der Bodenbelastung mittels charakteristischen Eigenschaften eines Flugzeugfahrwerks als Resultat darzustellen. Dabei wurde Folgendes ermittelt: die Fahrwerkslage, die Einflussgrößen, die der Stabilität des Flugzeugs am Boden dienen, die Fahrwerksbeinlänge, die Anzahl der Fahrwerkbeine, sowie die Anzahl der Räder bezogen auf die Abflugmasse. Ein *Tire Data Book* hilft dem Anwender bei der Wahl der Reifengrößen und liefert für den gewählten Reifen den Reifendruck. Die Endergebnisdaten der Bodenbelastung wurden zum Schluss mittels des COMFAA 3.0 Tools, als ACN-Werte für einen flexiblen und starren Belag der Landebahn dargestellt.



DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Fahrwerksauslegung im Flugzeugentwurf und Berechnung der Bodenbelastung in PreSTo

Aufgabenstellung zum *Projekt* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

PreSTo (Preliminary Sizing Tool) ist eine Tabellenkalkulation auf Basis der Vorlesung "Flugzeugentwurf" von Prof. Scholz an der HAW Hamburg. Der Benutzer wird schrittweise durch den Flugzeugvorentwurf geführt, wobei die gestellten Anforderungen an das Flugzeug systematisch abgefragt und bearbeitet werden. Der Flugzeugvorentwurf beinhaltet dabei auch die Dimensionierung des Fahrwerks und Integration in das Flugzeug.

Aufgabe

Aufgabe ist die Vorauslegung des Fahrwerks und die Überprüfung dieser Vorauslegung hinsichtlich ausgewählter Kriterien. Die Programmierung erfolgt mit einer Tabellenkalkulation (Excel / CALC) in PreSTo. Weiterhin ist Aufgabe, die Bodenbelastung durch das Fahrwerk zu überprüfen. Im Detail sind folgende Punkte zu bearbeiten:

- Bestimmung der Anzahl der Räder (max. 20 t ... 30 t pro Rad).
- Festlegung der Anzahl der Hauptfahrwerksbeine.
- Festlegung des Fahrwerktyps und der Integration des Hauptfahrwerkes in das Flugzeug (Lage des Hauptfahrwerkes zum MAC, Lage zu Holm und Flügelhinterkante).
- Überprüfung der Lastverteilung zwischen Bugfahrwerk und Hauptfahrwerk (ca. 10% der Last auf dem Bugfahrwerk).
- Überprüfung der Kippstabilität bezüglich der Längs- und Querachse des Flugzeugs.
- Überprüfung des Heckfreiwinkels, des Querneigungswinkels und der Triebwerksbodenfreiheit. Bestimmung der Türschwellehöhe.
- Unterstützung der Festlegung des Reifendruckes und der Reifengröße nach Katalog: <http://www.goodyearaviation.com/resources/tiredatabook.html>
- Bestimmung der Bodenbelastung mit dem FAA-Programm COMFAA, welches in PreSTo geeignet zu integrieren ist. Hinweise liefert die Projektarbeit von Christian Messner. Siehe: <http://Bibliothek.ProfScholz.de>.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder.....	7
Verzeichnis der Tabellen.....	9
Liste der Symbole.....	10
Liste der Abkürzungen.....	12
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen.....	13
1 Einleitung	15
1.1 Motivation.....	15
1.2 Ziel der Arbeit.....	15
1.3 Literaturübersicht.....	15
1.4 Aufbau der Arbeit.....	16
2 Anforderungen und Randbedingungen	18
2.1 Definition des Koordinatensystems.....	18
2.2 Zweck eines Flugzeugfahrwerks.....	19
2.3 Randbedingungen und Idealisierung.....	20
3 Fahrwerksauslegung	21
3.1 Ermittlung der Lage des Fahrwerks.....	23
3.2 Longitudinale Standsicherheit.....	25
3.3 Laterale Standsicherheit.....	27
3.4 Freigängigkeit beim Einfahren in den Fahrwerksschacht.....	29
3.5 Longitudinale Überprüfung des Heckfreiwinkels.....	30
3.6 Laterale Freigängigkeit des Triebwerks und Flügels.....	33
3.7 Türschwellehöhe.....	37
3.8 Festlegung der Anzahl der Fahrwerksbeine und der Räder.....	38
3.9 Lastverteilung auf Bug- und Hauptfahrwerk.....	43
3.10 Reifenwahl: Reifendruck, Reifengröße und Kontaktfläche.....	46
3.11 Positionierung der Räder am Fahrwerksbein.....	49
4 Berechnung des ACN-Wertes	52
5 Fehlerquellen	57

6	Ausblick	58
7	Zusammenfassung	60
	Literaturverzeichnis	61
	Anhang A Fahrwerk-Fußabdruck	63
A.1	Airbus Footprint Data.....	63
A.2	Footprint Datenblatt	64
	Anhang B Beschreibung der Funktion aus dem Abschnitt "Fahrwerksauslegung"	67
	Anhang C Ungewöhnliche Triebwerkspositionierung	68
	Anhang D Hilfestellung zur Positionierung der Räder in der ACN Berechnung	69

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Definition des Koordinatensystems.....	18
Bild 3.1	Fahrwerkintegration	21
Bild 3.2	Fahrwerksbehälter unter dem Triebwerk	22
Bild 3.3	Fahrwerkintegration in den Flügel, Tiefdecker	22
Bild 3.4	Geometrie zur Lage des Fahrwerks.....	23
Bild 3.5	Lage des Fahrwerks.....	23
Bild 3.6	Flugzeugparameter nach Tabelle 3.1.....	24
Bild 3.7	Stand sicherheitswinkel.....	25
Bild 3.8	Stand sicherheit nach PreSTo Landing Gear Abschnitt 2	27
Bild 3.9	Kippstabilität um die Längsachse.....	27
Bild 3.10	Laterale Auslegung des Hauptfahrwerks	28
Bild 3.11	Fahrwerksbeinlänge.....	29
Bild 3.12:	Freigängigkeit beim Einfahren in den Fahrwerksschacht	30
Bild 3.13	Heckanschlag.....	30
Bild 3.14	Rumpfheck als Funktion des Rumpfdurchmessers	31
Bild 3.15	Heckfreiwinkel	31
Bild 3.16	Heckfreiwinkel im Bezug auf die Länge des Fahrwerkbeins.....	32
Bild 3.17	Schubstrahl <i>Takeoff Power</i>	32
Bild 3.18	Heckfreiwinkelüberprüfung nach PreSTo Landing Gear Abschnitt 5	33
Bild 3.19	Freigängigkeit der Triebwerke und der Flügelspitzen	34
Bild 3.20	Laterale Freigängigkeit des Triebwerks und Flügels	37
Bild 3.21	Fahrwerk-Fußabdruck nach Airbus A340-500.....	39
Bild 3.22	Allgemeine Fahrwerktypen	39
Bild 3.23	Crosswind Landing.....	40
Bild 3.24	Volle Bugfahrwerklast auf einem Bugfahrwerkrad	42
Bild 3.25	Festlegung der Anzahl der Fahrwerksbeine und der Räder.....	42
Bild 3.26	Geometrie zur Berechnung der Lastverteilung	43
Bild 3.27	Lastverteilung auf Bug- und Hauptfahrwerk.....	45
Bild 3.28	Festlegung der Reifengeschwindigkeit	47
Bild 3.29	Tire Data Book Schaltfläche	47
Bild 3.30	Screenshot aus dem Tire Data Book Blatt.....	47
Bild 3.31	Ausschnitt aus Tire Data Book, Fokussierung auf Referenzen 297 und 298	48
Bild 3.32	Abschnitt Reifenwahl: Reifendruck, Reifengröße und Kontaktfläche.....	49
Bild 3.33	Footprint-Darstellung im COMFAA 3.0	50
Bild 3.34	Screenshot Tire Location nach PreSTo Landing Gear Abschnitt 9	51
Bild 4.1	Flexible und Rigid Pavement	52
Bild 4.2	ACN Berechnung, Schritt 2 nach Abschnitt 10	52
Bild 4.3	Hauptansicht des COMFAA 3.0 Tools	53
Bild 4.4	ACN Berechnung, Schritt 4.....	53

Bild 4.5	ACN Berechnung, Schritt 5.....	54
Bild 4.6	ACN Berechnung, Schritt 6.....	55
Bild 4.7	ACN Berechnung, Schritt 7.....	56
Bild 7.1	Bodengebundenen Fahrwerksystems.....	59
Bild 7.2	Fahrwerk-Fußabdruck nach A340-500	63
Bild 7.3	Fahrwerk-Fußabdruck A320-200	64
Bild 7.4	Fahrwerk-Fußabdruck A320-200 (Bogie).....	65
Bild 7.5	Fahrwerk-Fußabdruck A340-600	66
Bild 7.6	Flugzeug de Havilland DH106 Comet	68
Bild 7.7	Flugzeug VFW Fokker 614	68
Bild 7.8	Flugzeugdatenbank der COMFAA 3.0	69
Bild 7.9	Functions Felder im COMFAA 3.0.....	70
Bild 7.10	Output Daten B747-400	70

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 3.1	Übersicht der Parameter Airbus Flugzeuge	24
Tabelle 3.2	Übersicht zu Anzahl der Räder und Hauptfahrwerkbeine	40
Tabelle 3.3	Statistik zur Anzahl der Hauptfahrwerkbeine	41
Tabelle 7.1	Fahrwerk-Fußabdruck-Maß	63
Tabelle 7.2	Bedeutung der Output Daten B747-400 Elemente.....	70

Liste der Symbole

$Aft_{C.G.}$	hintere Schwerpunktlage
ay	Beschleunigung in Y-Richtung
$b/2$	halbe Spannweite
d_E	Triebwerkdurchmesser
D_{eff}	Effektiver Rumpfdurchmesser
$d_{f,i}$	äquivalenter innen Rumpfdurchmesser
$d_{f,o}$	äquivalenter außen Rumpfdurchmesser
H	Höhenabstand zwischen der Rumpfunterkante und dem Boden
l_f	Rumpflänge
l_{fc}	Länge des Flugzeughecks
L_{Heck}	Länge des Flugzeughecks
$S_{LG} =$	Sicherheitsreserve des Fahrwerks (Landing Gear Safety)
$s_{LG,compr}$	Einfederweg des Fahrwerks (Compression Stroke Landing Gear)
$s_{tire,compr}$	Einfederweg des Reifens (Compression Stroke Tire)
$strut_{MG}$	Fahrwerksbeinlänge
TSA_{lat}	lateraler Standsicherheitswinkel (lateral Tip Stability Angle)
TSA_{long}	Längs - Standsicherheitswinkel (longitudinal Tip Stability Angle)
v	V-Winkel
V_1	Entscheidungsgeschwindigkeit
V_{APP}	Abfluggeschwindigkeit
$1,2V_S$	Anfluggeschwindigkeiten
$x_{Aft_{C.G.}}$	Abstand hintere Schwerpunktlage
x_{Fm}	Abstand der Hauptfahrwerkslage
x_{Fn}	Abstand der Lage des Nasenfahrwerks
x_{LEMAC}	Abstand Nullpunkt bis LEMAC
$\Delta x_{CG,LEMAC}$	Abstand zwischen C.G. und LEMAC
$\frac{x_{Fn}}{d_{f,o}}$	Verhältnis Bugfahrwerkslage zum Rumpfdurchmesser
y_E	Abstand zwischen Symmetrieebene und Triebwerkanschlusspunkt
y_F	Abstand zwischen Symmetrieebene und Fahrwerkanschlusspunkt
y_{MG}	Abstand zwischen den Hauptfahrwerkbeinen
z_S	Abstand gegen Ansaugen vom Schmutzt
z_w	Abstand zwischen Rumpfunterkante und Tragfläche
$z_{W,tip}$	Höhenabstand zwischen Boden und Flügelspitze
$\Delta z_{C.G.}$	Höhenabstand zwischen Rumpfunterkante und hinteren Schwerpunktlage
Δz_{floor}	Höhenabstand zwischen Symmetrieebene des Rumpfes und Kabinenboden
Δz_{HE}	Höhenabstand zwischen Triebwerkunterkante und Boden
Δz_P	Höhenabstand zwischen der Tragfläche und dem Triebwerk

Griechische Symbole

θ_{fc}	Heckfreiwinkel
θ	Kippwinkel
Φ	Querneigungswinkel

Liste der Abkürzungen

2-D	zweidimensional
ACN	Aircraft Classification Number
BWB	Blended Wing Body
C.G.	Center of Gravity
FAA	Federal Aviation Administration
ICAO	International Civil Aviation Organization
in	inch
kg	Kilogramm
lb	Pfund (Libra)
LEMAC	Leading Edge Mean Aerodynamic Chord
MAC	Mean Aerodynamic Chord
MLW	Maximum Landing Weight
MTOW	Maximum Takeoff Weight
nm	nautical mile (nautische Meile)
PCN	Pavement Classification Number
psi	Pounds per Square Inch

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

*.**Ext** ist ein Dateiformat des COMFAA 3.0 Tools und wird verwendet zum Exportieren und Importieren der Datensätze.

ACN-Wert (Aircraft Classification Number) ist die Lastwirkungsklassifikationszahl. Der ACN-Wert beschreibt, welche Belastung ein bestimmter Flugzeugtyp auf Flugbetriebsflächen ausübt. Der ACN-Wert des Flugzeugs darf den PCN-Wert der Landebahn nicht überschreiten, sonst ist das Landen auf dieser Landebahn nicht gestattet.

Airline – Fluggesellschaft.

Center Gear wird das mittlere Flugzeugfahrwerk bezeichnet.

COMFAA ist ein gebührenfreies Programm von FAA und dient der Berechnung von ACN- und PCN-Werten.

Crosswind Landing – Seitenwindlandung.

Engine Strike - Bodenkontakt des Triebwerks mit der Rollbahn.

Flexible Pavement - flexibler Belag der Landebahn.

Footprint –Aufstandsfläche, Fußabdruck.

Hochdecker wird ein Flugzeug bezeichnet, bei dem die Tragfläche über der Rumpfoberkante angebracht ist.

Keel Beam – Kielträger.

Landing Gear – Flugzeugfahrwerk.

Long Range Aircraft sind Langstreckenflugzeuge, die für lange Strecken ohne Zwischenlandung ausgelegt sind, ab ca. 7500 nm.

PCN-Wert - Pavement Classification Number ist die Tragfähigkeitsklassifikationszahl. Der PCN-Wert beschreibt die Tragfähigkeit von Flugbetriebsflächen.

Preliminary Sizing – Vordimensionierung.

PreSTo - Preliminary Sizing Tool ist eine Tabellenkalkulation zur Flugzeugdimensionierung nach der Vorlesung Flugzeugentwurf von Prof. Scholz. PreSTo ist englischsprachig und derzeit nur mit MS Excel 2003 und späteren Versionen kompatibel. Nicht kompatibel mit Open Office. PreSTo URL: <http://PreSTo.ProfScholz.de>.

Rated Data - erforderliche Angaben.

Rated Load wird als erforderliche Last bezeichnet.

Rated Speed ist die erforderliche Geschwindigkeit.

Rigid Pavement - starrer Belag der Landebahn.

Runway wird in der Luftfahrt als Start- und Landebahn bezeichnet.

Screenshot – Bildschirmfoto.

Single Aisle werden Flugzeuge genannt die mit nur einem Gang in der Flugzeugkabine ausgestattet sind, Beispielsweise die Airbus A320 Familie.

Suggestion - Ratschlag oder Vorschlag.

Tailstrike - Bodenkontakt des Rumpfhecks mit der Rollbahn.

Take off wird als Abheben des Flugzeugs bezeichnet.

Tiefdecker werden Flugzeuge bezeichnet mit an der Unterseite des Rumpfes angeordneter Tragfläche.

Tire Data Book ist ein Reifenkatalog und befindet sich auf einem Extratabellenblatt in PreSTo. Das Tire Data Book wurde von www.goodyearaviation.com heruntergeladen und in die Excel Tabelle integriert.

Tool – Hilfsprogramm.

Twin Aisle werden Flugzeuge genannt, die im Gegensatz zu *Single Aisle* zwei Gänge in der Flugzeugkabine besitzen, z.B. Airbus A340.

1 Einleitung

1.1 Motivation

Die Projektarbeit ist im Rahmen des Projektes PreSTo entstanden. Mit Hilfe des Tools wird der Flugzeugentwerfer unterstützt, anhand der Anforderungen, die Ergebnisdaten des Flugzeugentwurfes zu erzeugen. Zu den Ergebnisdaten gehören im Allgemeinen die Flugzeuggeometrie, Flugzeugparameter, Kabinenlayout und eine 3D-Visualisierung des entworfenen Flugzeugs. Dabei besteht PreSTo aus elf Hauptabschnitten: Dimensionierung, Rumpfauslegung, Flügelauslegung, Hochauftriebssysteme und maximale Auftriebsbeiwerte, Leitwerksauslegung I und II, Masse und Schwerpunkt, Fahrwerksauslegung, Polare und Widerstand und Entwurfsbewertung (DOC). Diese Arbeit befasst sich primär mit dem Abschnitt Fahrwerksauslegung und greift die in früheren Abschnitten ermittelten Daten auf.

1.2 Ziel der Arbeit

Ziel der Arbeit ist es ein Verfahren auszuarbeiten, um ein mit PreSTo entworfenes Flugzeug mit einem Fahrwerk zu gestalten. Dabei handelt es sich hier nicht um eine konstruktive Lösung, sondern vielmehr um die optimale Positionierung des Fahrwerks, nach dem in dieser Arbeit definierten Koordinatensystem, sowie die Überprüfung der Parameter, die zum Bewahren von Strukturschaden beim Starten/Landen dienen und für die Stabilität des Flugzeugs am Boden sorgen. Zu diesen Parametern gehören unter anderem der Standsicherheitswinkel, der Heckfreiwinkel, der Kippwinkel und der Querneigungswinkel. Der Flugzeugentwerfer wird bei der Auslegung des Fahrwerks mit statistischen Werten unterstützt.

Eine weitere Aufgabe der Projektarbeit besteht darin die ACN-Werte für flexible und steife Landebahn zu ermitteln. Die Berechnung der ACN-Werte erfolgt mit Hilfe von COMFAA 3.0 Tools. Dabei werden die in PreSTo für die ACN Berechnung ermittelten Parameter, wie die Lastverteilung, Anzahl der Räder sowie der Fahrwerkbeine und der Reifendruck in COMFAA übertragen, dort berechnet und als Ergebnis in PreSTo übertragen.

1.3 Literaturübersicht

Die im zweiten Kapitel diskutierten Anforderungen und Randbedingungen sind zum größten Teil der Literatur aus der *Digitalen Bibliothek* (Scholz 2010) entnommen worden. Die Reihenfolge und der Inhalt der Abschnitte im dritten Kapitel wurden zum Teil in Anlehnung an Currey 1988 erarbeitet. Die ACN-Wert Berechnung des vierten Kapitels wurde in Anlehnung an die Projektarbeit von Messner 2006 erarbeitet, jedoch in dieser Arbeit wurde eine

COMFAA 3.0 Beta Version verwendet. Im Gegensatz zu COMFAA 2.0 erlaubt die COMFAA 3.0 Beta Version das Importieren und Exportieren von Datensätze. Diese Gelegenheit wurde für die Berechnung des ACN-Wertes in dieser Arbeit sinnvoll umgesetzt.

In seiner Projektarbeit berichtet **Messner 2006** über die Methoden zu Beschreibung der Bodenbelastung, die Grundlagen der ACN/PCN Methode sowie Ermittlung des ACN-Wertes mit Hilfe verschiedene Programme. Ein Teil dieser Projektarbeit basiert auf der Arbeit von **Messner 2006**, deshalb wird für die Hilfestellung der Bodenbelastungsthematik sowie Grundlagen des ACN/PCN an **Messner 2006** verwiesen.

1.4 Aufbau der Arbeit

In der vorliegenden Arbeit wurde die Herangehensweise zu Bearbeitung der Aufgabestellung wie folgt gewählt:

Kapitel 2 veranschaulicht zunächst die Anforderungen und die Randbedingungen an ein Flugzeugfahrwerk. Auch die Einschränkungen und Vereinfachungen die in dieser Arbeit getroffen werden, werden in diesem Kapitel erläutert.

Kapitel 3 befasst sich mit der Durchführung der Fahrwerksauslegung. Die Reihenfolge der Abschnitte des dritten Kapitels wird nachstehend beschrieben:

Vorab wird im dritten Kapitel die longitudinale Lage des Bug- und Hauptfahrwerks ermittelt. Die longitudinale und laterale Standsicherheit des Flugzeugs am Boden wird in den Abschnitten zwei und drei des dritten Kapitels überprüft.

Im Abschnitt 4 des dritten Kapitels wird die Fahrwerkbeinlänge im eingefahrenen Zustand ermittelt und das Einfahren in den Fahrwerkschacht nachgeprüft.

Mit den bekannten Daten der Fahrwerkspositionierung aus dem ersten Abschnitt sowie dem Höhenmaß aus dem zweiten Abschnitt des dritten Kapitels wird im fünften Abschnitt der Heckfreiwinkel überprüft. Gegebenenfalls müssen die Parameter der Fahrwerkspositionierung sowie des Höhenmaßes verändert werden.

Anschließend, im Abschnitt 6, erfolgt die Auswahl der Flügelpositionierung, Überprüfung der Triebwerks- und Flügelspitzenfreigängigkeit (Engi-

ne/Wing Strike), sowie die Ermittlung des Querneigungswinkels und des Abstandes gegen Ansaugen vom Schmutz.

Im Abschnitt 7 wird die Anzahl der Räder und Fahrwerkbeine festgelegt.

Folgend wird im Abschnitt 8 die Lastverteilung der Fahrwerke ermittelt.

Mit den ermittelten Daten aus den Abschnitten 7 und 8 wird im neunten Abschnitt die maximale statische Hauptfahrwerklast, maximale Bremslast des Bugfahrwerks und die Kontaktfläche der Reifen ermittelt. Außerdem erfolgt im neunten Abschnitt eine ausführliche Beschreibung zur Anwendung des Tire Data Books.

Zur Berechnung der ACN-Werte, die im Kapitel 4 erfolgt, werden die Räderkoordinaten der X-Y-Ebene erfordert. Diese werden im letzten Abschnitt des dritten Kapitels erörtert.

- Kapitel 4** befasst sich mit der Berechnung der ACN-Werte. Da bezüglich dieser Berechnung ein separates Programm verwendet wird, wird im diesem Kapitel eine Anleitung erstellt, die den Flugzeugentwerfer zur Ergebnisaufnahme steuert.
- Kapitel 5** beschreibt mögliche Fehlerquellen die die Ergebnisdaten verfälschen können.
- Kapitel 6** enthält Ansätze zu Optimierung und Erweiterung der Berechnung der Bodenbelastung.
- Kapitel 7** fasst die vorliegende Projektarbeit zusammen.
- Anhang A** einschließt die Parameter des Fahrwerksfußabdrucks der Airbus A320 Familie, sowie einige Beispieldateien des Fahrwerkfußabdrucks.
- Anhang B** beschreibt eine Funktion zur Ermittlung der Anzahl der Räder und Fahrwerkbeine.
- Anhang C** darstellt Beispielflugzeuge die eine sonderbare Triebwerkspositionierung besitzen.
- Anhang D** unterstützt den Anwender bei der Bedienung des COMFAA Tools.

2 Anforderungen und Randbedingungen

In diesem Kapitel werden Anforderungen und Randbedingungen diskutiert, die generell bei der Fahrwerksauslegung relevant sind. Dabei spielt auch das Koordinatensystem eine wichtige Rolle. Die Einschränkungen bei dem Flugzeugentwurf, bezogen auf PreSTo in allgemeinen, machen die Auslegung des Fahrwerks einfacher. Es wird z.B. keine Auslegung eines Fahrwerks für BWB-Flugzeuge durchgeführt, zumindest vorab. Außerdem wird der Flugzeugentwerfer anhand der praktischen Erfahrung, bzw. ausgearbeiteten statistischen Werten, bei der Auslegung des Fahrwerks begleitend unterstützt.

2.1 Definition des Koordinatensystems

Im Gegensatz zum Flugzeughersteller Airbus, wird der Ursprung des Koordinatensystems in dieser Arbeit an die Flugzeugnase gelegt. Bei Airbus, im Falle der A320 Familie, liegt dieser beispielsweise 100 in (2540 mm) vor der Flugzeugnase.

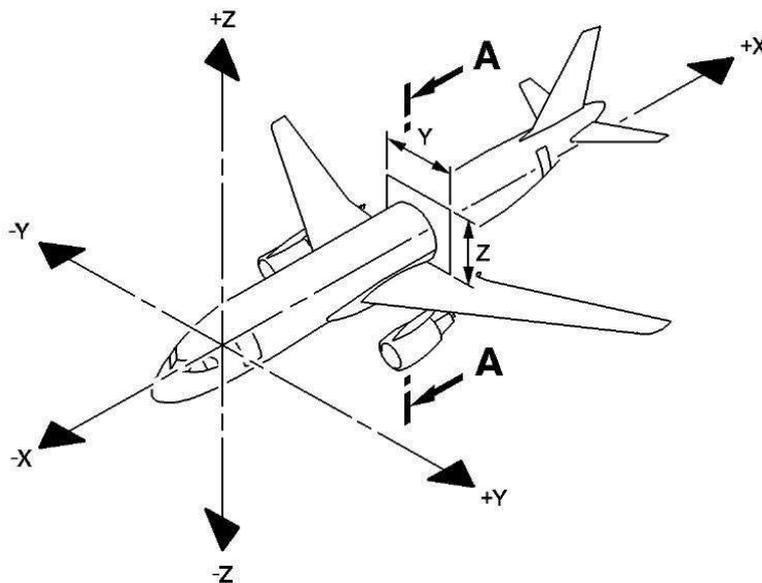


Bild 2.1 Definition des Koordinatensystems

Die X-Achse beschreibt die Koordinaten in Flugzeug-Längsrichtung – die positive X-Achse verläuft entgegen der Flugrichtung.

Die Y-Achse ist identisch mit der Flugzeugquerachse – die Koordinate der linken Flugzeughälfte ist positiv.

Die Höhe des Flugzeuges wird durch die Z-Richtung beschrieben – die positive Z-Achse verläuft entgegen der Schwerkraft.

2.2 Zweck eines Flugzeugfahrwerks

Zu den Aufgaben eines Flugzeugfahrwerks gehören das sichere Manövrieren auf dem Boden, beim Starten und nach dem Landen, sowie das Aufnehmen des Landestoßes. In einer Fahrwerksentwurfphase werden folgende Parameter und Eigenschaften festgelegt (**Scholz 2009**):

- Fahrwerkstyp
- Fahrwerksanordnung
- Anzahl und Anordnung der Räder an jedem Fahrwerk
- Reifentyp(en)
- Prinzip des Ein- und Ausfahrmechanismus
- Richtungskontrolle beim Startlauf

Die Anforderungen an ein Fahrwerk

Es werden aber nicht nur die oben aufgezählte Parameter und Eigenschaften für die Fahrwerksauslegung charakterisiert. So wird das Fahrwerk unter anderem anhand der Zulassungsvorschriften und der Anforderungen aus Sicht der *Airline* entworfen.

Anforderungen aus den Zulassungsvorschriften

Die Forderungen aus den Zulassungsvorschriften besagen Folgendes (**Scholz 2005**):

- Kippstabilität bis $\sim 0.7g_{ay}$
- Freiwinkel für Heck und Triebwerke
- Aussteuern eines Triebwerksausfalles
- Abbremsen von MTOW bei V_1
- Frei-Fall Fähigkeit
- Landung mit 10 ft/sec ohne Abfangen
- Abbremsen von MLW bei V_{App}

Anforderungen aus Sicht der Airline

Auch die Airlines haben gewisse Anforderungen an einem Flugzeug. Dabei soll das Fahrwerk über geringes Gewicht verfügen und geringen Luftwiderstand im Reiseflug aufweisen. Eine kompakte Auslegung des Fahrwerks, günstige Wartung und das sichere Ausfahren des Fahrwerks, gehören ebenfalls zu den Anforderungen der Airlines (**Trahmer 2004**).

Anforderungen aus Sicht der Landeplatzbetreiber

Dazu kommt ACN-Wert (Aircraft Classification Number) der dem PCN-Wert (Pavement Classification Number) gegenüber steht. Ist der ACN-Wert größer als PCN-Wert des Landeplatzes, so darf das Flugzeug auf dem Landeplatz nicht landen.

2.3 Randbedingungen und Idealisierung

In Bezug auf in PreSTo gesetzte Rahmen zur Auslegung des Flugzeugs (**Montarnal 2010**) wird in dieser Arbeit das Einziehfahrwerk für Unterschallverkehrsflugzeuge behandelt. Das Fahrwerk soll in den Rumpf eingefahren werden und die Triebwerke werden an der Tragfläche positioniert.

Der Einfederweg der Fahrwerkdämpfer wird mit einem Durchschnittswert von 0,6 m belegt und der Einfederweg der Reifen wird vernachlässigt.

Bei COMFAA 3.0 handelt es sich um eine Beta Version. Es ist nicht ausgeschlossen, dass Fehlermeldungen auftauchen oder sinnvolle Funktionen fehlen. Bei diesem Programm ist es nicht möglich mehr als zwei Hauptfahrwerkbeine zu definieren, die über unterschiedliche Anzahl von Rädern am Fahrwerkbein verfügen, wie z.B. am A340-300: am lateralen Hauptfahrwerkbeinen befinden sich jeweils vier Räder und am *Center Gear* zwei. Die Anzahl der Räder an jedem lateralen Hauptfahrwerksbein muss also gleich der Anzahl der Räder am *Center Gear* sein.

PreSTo ist mit MS Excel 2003 und späteren Versionen kompatibel, jedoch nicht mit Open Office.

3 Fahrwerksauslegung

Im Allgemeinen hängt die Bestimmung der Fahrwerksart vom Entwurfszweck ab. Ein Einziehfahrwerk für schnelle Reiseflugzeuge, welche für größere Reichweiten vorgesehen sind, ist wesentlich sinnvoller als für Sportflugzeug mit der Auslegung auf geringe Reichweite und niedrigere Geschwindigkeiten. Bei der Bestimmung der Fahrwerkart muss deshalb jeweils der Einfluss vom Zusatzgewicht¹ mit Zusatzwiderstand² abgewogen werden. In dieser Projektarbeit wird der Fokus, wie in den Randbedingungen beschrieben, auf das Einziehfahrwerk gesetzt.

Das Hauptfahrwerk kann auf verschiedene Weise in das Flugzeug integriert werden (Bild 3.1). Zum einen hängt die Integration des Hauptfahrwerks von der Bauform des Flügels ab (Hoch-, Tief- oder Schulterdecker) und zum anderen von dem Hersteller selbst, also nach deren Stärken oder Vorlieben.

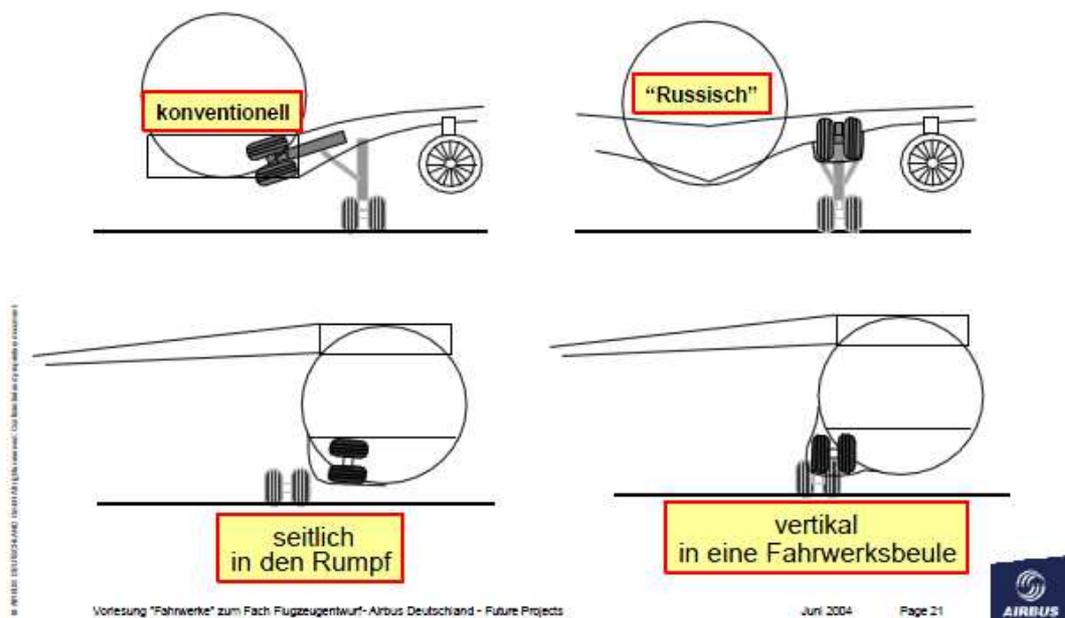


Bild 3.1 Fahrwerkintegration (Trahermer 2004)

Es sind diverse Möglichkeiten der Ausführung des Hauptfahrwerks eines Hochdeckers bekannt. Prinzipiell wird das Hauptfahrwerk an den Rumpf angebracht. Die Spurweite fällt dabei nicht besonders groß aus und der Luftwiderstand erhöht sich durch die separate Fahrwerkverkleidung, zum Vorteil der Ausführung zählt aber das kurze Fahrwerkbein.

Eine andere Möglichkeit ist, wie im Bild 3.2 dargestellt, ein langes flügelmontiertes Fahrwerk unter dem Triebwerk, wie bei Flugzeugen wie der DHC-5 oder Focker-50. Hier ist das Fahr-

¹ Zusatzgewicht, das durch Einziehfahrwerk verursacht wird.

² Zusatzwiderstand, der durch festes Fahrwerk entsteht.

werkbein ziemlich lang (Zusatzgewicht), aber die breite Spurweite bei solcher Ausführung vergrößert die Kippstabilität.

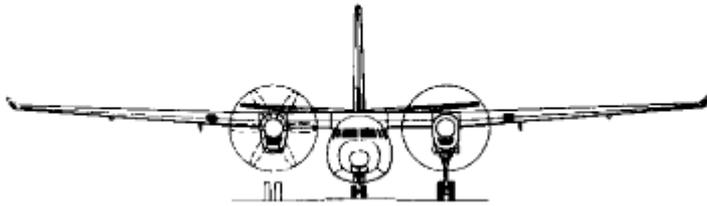


Bild 3.2 Fahrwerksbehälter unter dem Triebwerk (Scholz 1999)

Bei einem Tiefdecker wird das Hauptfahrwerk typischerweise am Flügel angebracht und zählt dabei zur häufigsten Bauweise der Tiefdecker bei Passagierflugzeugen. Nach Bild 3.1 sind zwei Arten des Tiefdeckereinziehfahrwerks zu unterscheiden: konventionelle und russische.

Es sind wesentlich mehr konstruktive und aerodynamische Gesichtspunkte, die bei den Ausführungen des Fahrwerks in Betracht gezogen werden. Diese werden hier aber nicht behandelt, da die Untersuchung auf Aerodynamik, das Gewicht und die Festigkeit im Bezug auf das Fahrwerk in PreSto nicht erfolgt. Die Auslegung des Fahrwerks wird zuerst auf konventionelle Verkehrsflugzeuge beschränkt, wobei diese Arbeit als Anregung zur Erweiterung der Fahrwerksauslegung in der PreSto Tabellenkalkulation dienen kann.

Zu erwähnen ist, dass bei Tiefdeckern mit gepfeiltem Flügel ein Knick an der Flügelhinterkante notwendig ist, da das Bein sonst im Bereich der Landklappen angeschlagen werden muss (Bild 3.3). Bei schnellen Flugzeugen mit hoher Pfeilung ist oft eine Schrägstellung des Beines, die als *rake* bezeichnet wird, erforderlich (Trahmer 2004).

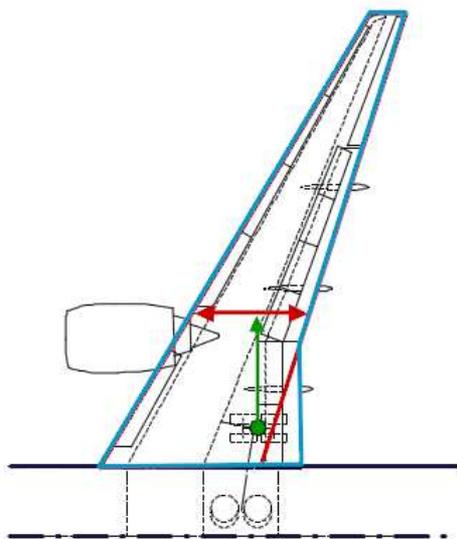


Bild 3.3 Fahrwerkintegration in den Flügel, Tiefdecker (Trahmer 2004)

3.1 Ermittlung der Lage des Fahrwerks

Um die Stabilität eines Flugzeugs am Boden zu gewährleisten muss sich der Schwerpunkt des Flugzeugs vor dem Hauptfahrwerk befinden. Auch bei Start und Landung, wo die Nase des Flugzeugs leicht angehoben ist, darf der Schwerpunkt nicht hinter das Fahrwerk geraten, sonst setzt das Flugzeug mit dem Heck auf.

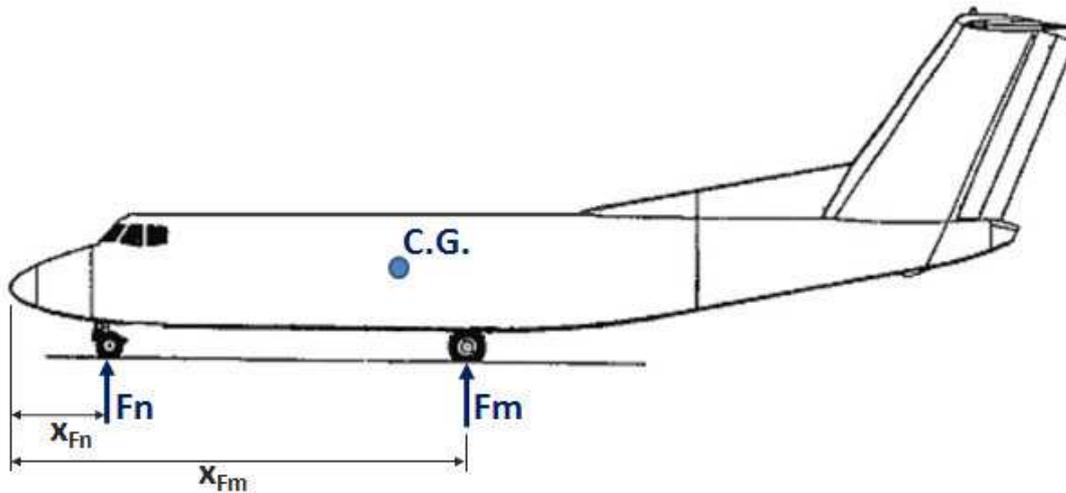


Bild 3.4 Geometrie zur Lage des Fahrwerks in Anlehnung an Currey 1988

Der erste Schritt bei der Auslegung der Fahrwerkslage in dieser Arbeit erfolgt mit der Bestimmung der Lage des Bugfahrwerks. Dies geschieht mit Hilfe der Tabelle 3.1. Dabei wird ein Verhältnis der Lage des Bugfahrwerks zum Durchmesser des Rumpfes betrachtet.

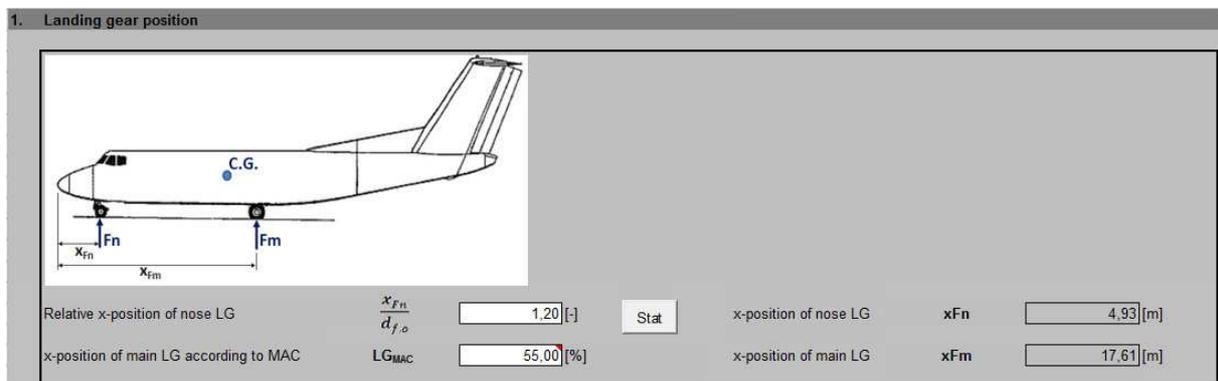


Bild 3.5 Lage des Fahrwerks. Abbildung nach PreSTo Landing Gear Ausschnitt 1

$$x_{Fn} = \frac{x_{Fn}}{d_{f,o}} \cdot d_{f,o} \quad (3.1)$$

x_{Fn} Lage des Bugfahrwerks

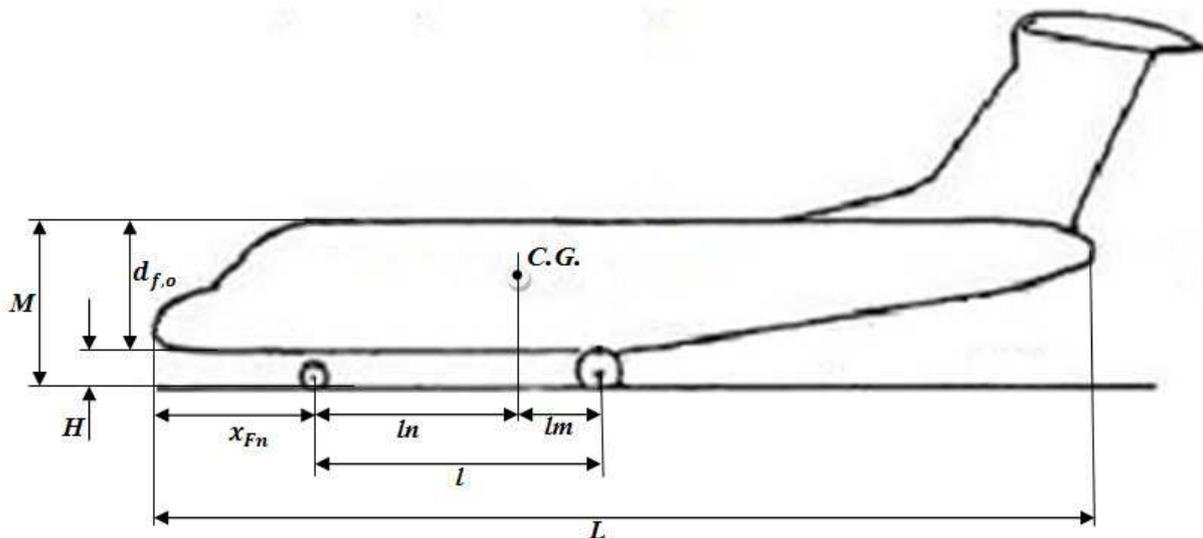
$\frac{x_{Fn}}{d_{f,o}}$ Verhältnis Bugfahrwerkslage zum Rumpfdurchmesser aus der Statistik

$d_{f,o}$ Außendurchmesse des Rumpfes

Tabelle 3.1 Übersicht der Parameter Airbus Flugzeuge

Flugzeugtyp	L [m]	$d_{f,o}$ [m]	x_{Fn} [m]	$2y_F$ [m]	l [m]	M [m]	$\frac{x_{Fn}}{d_{f,o}}$	H [m] bei MTOW
A300-200	54,08	5,64	6,67	9,60	18,60	7,71	1,18	2,07
A300-600	52,54	5,64	6,67	9,60	18,60	7,63	1,13	1,99
A310	45,89	5,64	6,67	9,60	15,21	7,30	1,18	1,66
A318	31,45	4,14	5,07	7,59	10,25	5,93	1,23	1,79
A319	33,54	4,14	5,07	7,59	11,04	6,00	1,23	1,86
A320	37,57	4,14	5,07	7,59	12,64	5,94	1,23	1,80
A321	44,50	4,14	5,07	7,59	16,90	6,13	1,23	1,99
A330-300	63,68	5,64	6,67	10,68	25,37	7,74	1,18	2,10
A330-200	58,37	5,71	6,67	10,68	22,18	7,75	1,17	2,04
A340-600	74,76	5,82	6,57	10,68	32,88	7,99	1,13	2,17
A340-500	67,32	5,79	6,57	10,68	27,58	7,95	1,14	2,16

y_F Abstand zwischen Symmetrieebene und Fahrwerkanschlusspunkt

**Bild 3.6** Flugzeugparameter nach Tabelle 3.1

Die Tabelle 3.1 ist eine prinzipielle Darstellung der Statistik für das Verhältnis der Bugfahrwerkslage zum Rumpfdurchmesser. In PreSTo Tabellenkalkulation ist diese als eine Statistik mit Flugzeugtypen anderer Flugzeughersteller als Airbus integriert und bietet somit eine größere Übersicht bei der Wahl des $\frac{x_{Fn}}{d_{f,o}}$ Verhältnisses.

Um die Stabilität des Flugzeugs auf dem Boden zu erhöhen und das Eigengewicht des Bugfahrwerks zu minimieren, sollte das Bugfahrwerk so weit wie möglich vorne positioniert werden. Zu beachten ist hingegen, dass das Bugfahrwerk nach vorn einfährt. Dies hängt damit zusammen, dass im Notfall, wenn die Hydraulik ausfällt, das Fahrwerk mechanisch entriegelt wird und dann aufgrund des Eigengewichts und wirkendem Luftwiderstands ausfahren kann. Deshalb darf der Abstand x_{Fn} nicht zu klein ausfallen.

Zur Bestimmung der Hauptfahrwerkslage werden die Erfahrungswerte betrachtet. Demnach liegt die Hauptfahrwerkslage bei 52%...58% MAC (**Trahmer 2004**). Folglich ergibt sich der Abstand zwischen der Flugzeugnase und dem Hauptfahrwerk aus folgender Beziehung:

$$x_{Fm} = x_{LEMAC} + 0,55 \cdot MAC \quad (3.2)$$

x_{Fm}	Hauptfahrwerkslage
x_{LEMAC}	Abstand Nullpunkt bis LEMAC (aus dem Kapitel „Masse und Schwerpunkt“)
MAC	Mittlere aerodynamischer Flügeltiefe (aus dem Kapitel „Flügelauslegung“)

Die Zahl 0,55 in der Gl. (3.2) ist die prozentuelle Hauptfahrwerkslage, entspricht 55% MAC und ist eine Eingabegröße (Bild 3.5).

3.2 Longitudinale Standsicherheit

Im Bild 3.7 wird die Standsicherheit eines Flugzeugs ermittelt. Dabei wird die hintere Schwerpunktlage mit einer vertikalen Linie begrenzt. Eine weitere Linie schneidet die hintere Schwerpunktlage und den Angriffspunkt des Rades am Boden. Durch die beiden Linien wird ein Standsicherheitswinkel erzeugt, der im unteren Bild 15° ergibt.

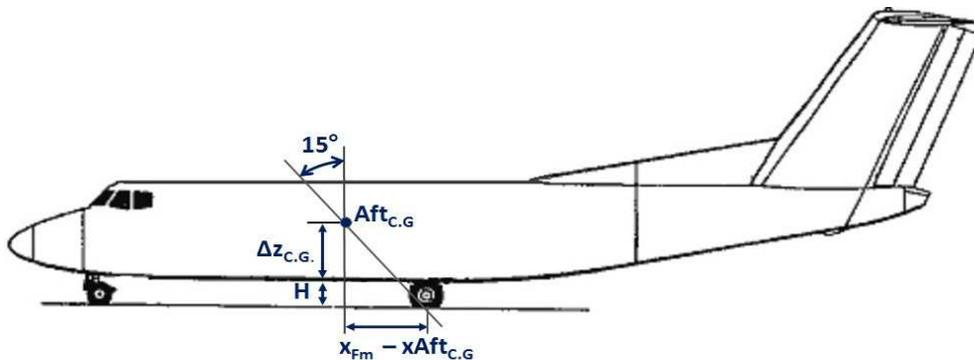


Bild 3.7 Standsicherheitswinkel in Anlehnung an **Currey 1988**

Der 15° Standsicherheitswinkel wird als ein Mindestmaß vorgegeben (**Currey 1988**). Dabei wird dieser Wert seit vielen Jahren verwendet und gilt als ein Einflussfaktor für das Rückschleppen und den Heckanschlag (zum Heckanschlag mehr im Abschnitt 3.3). Es muss also sichergestellt werden, dass beim Bremsen, während des Rückschleppvorgangs, das Flugzeug keinen Heckanschlag erfährt. Dies gilt für eine Verzögerung bis 8ft/s^2 .

Zur Ermittlung der hinteren Schwerpunktlage dient folgende Beziehung:

$$x_{Aft_{C.G.}} = x_{LEMAC} + Aft_{C.G.} \quad (3.3)$$

$x_{Aft_{C.G.}}$	hintere Schwerpunktlage in Metern
$Aft_{C.G.}$	hintere Schwerpunktlage in % MAC (bekannt aus dem Kapitel „Masse und Schwerpunkt“)
H	Höhenabstand zwischen der Rumpfunterkante und dem Boden
$\Delta z_{C.G.}$	Höhenabstand zwischen Rumpfunterkante und hinteren Schwerpunktlage

Die vordere Schwerpunktlage wird erst im späteren Kapitel benötigt. Zu besseren Strukturierung in der Excel Tabelle wird sie aber schon hier berechnet:

$$x_{Fwd_{C.G.}} = x_{LEMAC} + Fwd_{C.G.} \quad (3.4)$$

$x_{Fwd_{C.G.}}$	vordere Schwerpunktlage in Metern
$Fwd_{C.G.}$	vordere Schwerpunktlage in % MAC (bekannt aus dem Kapitel „Masse und Schwerpunkt“)

Als vertikale Schwerpunktlage wird die Kabinenbodenhöhe angenommen:

$$\Delta z_{C.G.} = \frac{d_{f,i}}{2} - \Delta z_{floor} \quad (3.5)$$

$\Delta z_{C.G.}$	Höhenabstand zwischen Rumpfunterkante und hinteren Schwerpunktlage
$d_{f,i}$	äquivalenter innen Rumpfdurchmesser (aus dem Kapitel „Rumpfauslegung“)
Δz_{floor}	Abstand zwischen Symmetrieebene des Rumpfes und Kabinenboden (aus dem PreSTo Kapitel „Rumpfauslegung“)

Aus der Geometrie nach **Bild 3.7** ergibt sich folgende Beziehung:

$$\tan(15^\circ) = \frac{x_{Fm} - x_{Aft_{C.G.}}}{\Delta z_{C.G.} + H}$$

Der Parameter H ist ein Eingabewert. Eine Statistik zum Parameter H ist in PreSTo integriert. Nach der Eingabe des Parameters H wird der Standsicherheitswinkel nach folgender Formel überprüft:

Längs - Standsicherheitswinkel:

$$TSA_{long} = \tan^{-1} \left(\frac{x_{Fm} - x_{Aft_{C.G.}}}{\Delta z_{C.G.} + H} \right) \quad (3.6)$$

TSA_{long}	Längs-Standsicherheitswinkel (longitudinal)
--------------	---

Der Standsicherheitswinkel, wie oben beschrieben, hat ein Mindestmaß von 15° . Liegt dieser unter dem Mindestmaß, muss der Parameter H angepasst werden, bis das Mindestmaß erreicht ist.

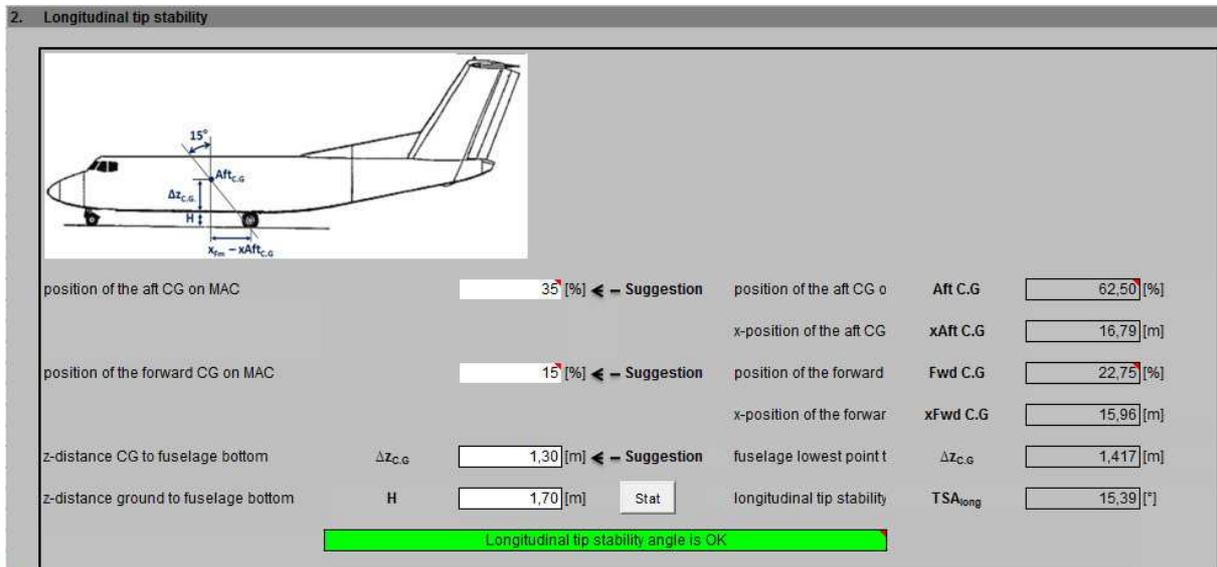


Bild 3.8 Standsicherheit nach PreSTo Landing Gear Abschnitt 2

3.3 Laterale Standsicherheit

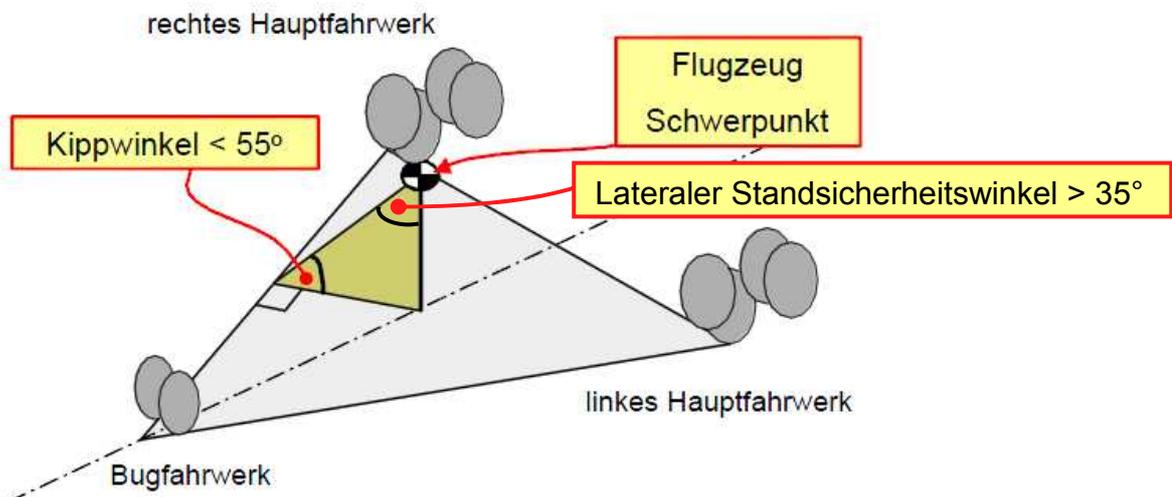


Bild 3.9 Kippstabilität um die Längsachse in Anlehnung an Trahmer 2004

Um das Kippen des Flugzeugs beim schnellen Rollen in die Kurve am Boden und auch bei einem Triebwerksausfall zu vermeiden, darf der Kippwinkel 55° (Bild 3.9) nicht überschritten werden. Wünschenswert ist es den Kippwinkel so klein wie möglich zu halten.

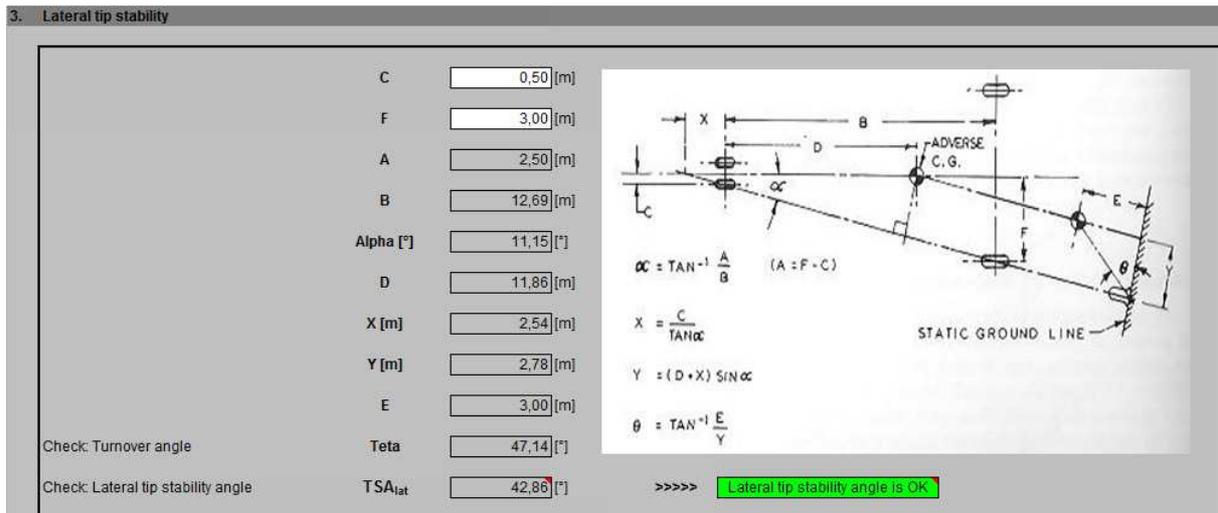


Bild 3.10 Laterale Auslegung des Hauptfahrwerks in Anlehnung an **Currey 1988**. Abbildung nach PreSTo Landing Gear Abschnitt 3

Die Überprüfung des Kippwinkels erfolgt nach Bild 3.10. Die Parameter C und F werden als Eingabewerte definiert.

Zum Berechnen des Kippwinkels θ wird folgender Reihenfolge beschrieben:

$$A = F - C \quad (3.7)$$

$$B = x_{Fm} - x_{Fn} \quad (3.8)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{A}{B} \quad (3.9)$$

$$D = x_{C.G.} - x_{Fn} \quad (3.10)$$

$$X = \frac{C}{\tan(\alpha)} \quad (3.11)$$

$$Y = (D + X) \cdot \sin(\alpha) \quad (3.12)$$

$$E = H + \Delta z_{C.G.} \quad (3.13)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{E}{Y} \right) \quad (3.14)$$

Lateraler Standsicherheitswinkel ergibt sich aus folgender Beziehung:

$$TSA_{lat} = 90^\circ - \theta \quad (3.15)$$

TSA_{lat} Lateraler Standsicherheitswinkel (tip stability angle)

3.4 Freigängigkeit beim Einfahren in den Fahrwerksschacht

In diesem Abschnitt wird die Fahrwerksbeinlänge ermittelt und das Einfahren des Fahrwerks in den Fahrwerksschacht (Retract Into Landing Gear Bay) überprüft. Der Eifederweg des Fahrwerkbeins sowie des Reifens wird als Eingabegrößen definiert. Im Anschluss wird der Abstand zwischen dem Fahrwerkbein und dem Keilträger überprüft.

Fahrwerksbeinlänge

Das Fahrwerk wird während des Fluges eingefahren. Im Bild 3.11 ist eine prinzipielle Darstellung der Fahrwerksseitenlage abgebildet.

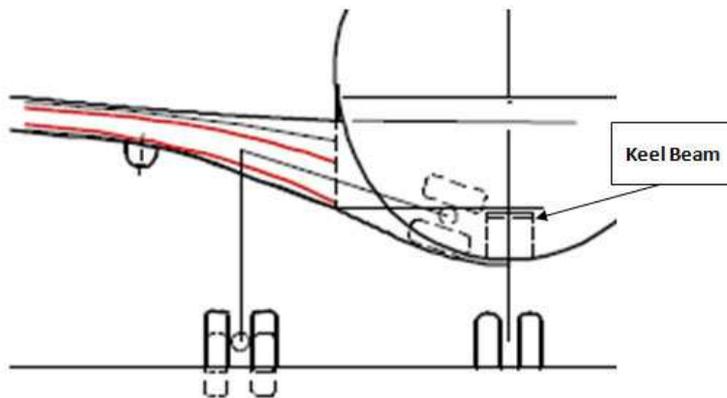


Bild 3.11 Fahrwerksbeinlänge

Zur Überprüfung der Seitenlage ist der Parameter Δz_{strut} erforderlich:

$$\Delta z_{strut} = \tan(\nu) \cdot \frac{y_{MG}}{2} \quad (3.16)$$

ν V-Winkel (bekannt aus dem Kapitel Flügelauslegung)

y_{MG} Lateraler Abstand zwischen den Hauptfahrwerkbeinen (**Bild 3.19**)

$$strut_{MG} = H + \Delta z_{strut} + s_{LG,compr} + s_{tire,compr} \quad (3.17)$$

$strut_{MG}$ Fahrwerksbeinlänge

$s_{LG,compr}$ Eifederweg des Fahrwerks (Compression Stroke Landing Gear)

$s_{tire,compr}$ Eifederweg des Reifens (Compression Stroke Landing Gear)

Der Eifederweg des Fahrwerks ist von der Art des Stoßdämpfers abhängig. Dieser wird hier mit 0,6 m angenommen. Der Eifederweg des Reifens wird vernachlässigt, kann aber durch Anwender bestimmt werden.

Einfahren in den Fahrwerksschacht

Bei der Überprüfung vom Einfahren in den Fahrwerksschacht (*Retract Into Landing Gear Bay*) muss der Kielträger (*Keel Beam*) beachtet werden. Das Ergebnis wird danach mit dem Parameter F , nach Bild 3.10, verglichen:

$$F = \frac{S_{LG,compr} + S_{tire,compr} + b_{keel\ beam}}{I_{MG,strut} + \Delta z_{strut} + \Delta y_{MG,retract}} \quad (3.18)$$

à \^^|à^æ KÓ!æ^Á^•Ás|dê*^!•
 •d˘ c T Ö Á Á ' T Ö B Á Á \^^|à^æ EG
 ^˘ T Ö Á Á @ Á á Á H E J Á ' T Ö B Á Á [} Á á Á H E

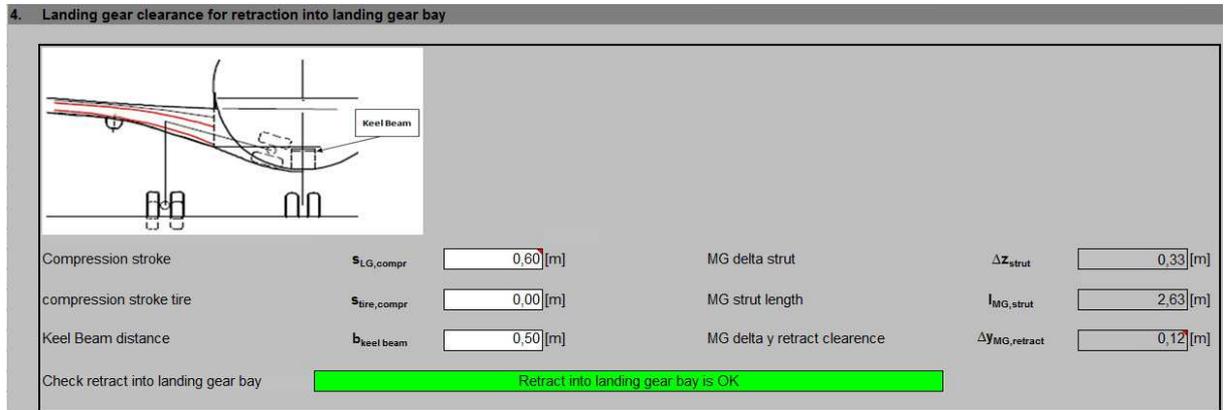


Bild 3.12: Freigängigkeit beim Einfahren in den Fahrwerksschacht. Abbildung nach PreSto Landing Gear Abschnitt 4

3.5 Longitudinale Überprüfung des Heckfreiwinkels

Zur guten Ausnutzung des Flügelauftriebes sollte das Flugzeug beim Start um die Querachse rotieren und bei der Landung mit großem Anstellwinkel aufsetzen können (**Trahmer 2004**). Dadurch wächst die Gefahr des *Tailstrikes*. Der Heckfreiwinkel muss mit aerodynamischen Werten verglichen werden. **Currey 1988** interpretiert den Heckfreiwinkel mit 12°...15°.



Bild 3.13 Heckanschlag

Zur Überprüfung des Heckfreiwinkels muss der Benutzer einen Anstellwinkel des Flugzeugs definieren. Danach nach Bild 3.14 wird folgende Beziehung aufgestellt:

$$\tan(\theta_{fc}) = \frac{D_{eff}}{L_{Heck}}$$

Umgestellt nach θ_{fc} ergibt sich:

$$\theta_{fc} = \tan^{-1}\left(\frac{D_{eff}}{L_{Heck}}\right) \quad (3.19)$$

θ_{fc} Heckfreiwinkel (Bild 3.15)

D_{eff} Effektiver Rumpfdurchmesser (Bild 3.14)

L_{Heck} Länge des Flugzeughecks (bekannt aus dem Kapitel „Flugzeugrumpf“)

Der Heckfreiwinkel θ_{fc} nach Gl. (3.19) kann jetzt mit dem vom Benutzer vorgegebenen Winkel, der aufgrund der aerodynamischen Anforderungen vom Fahrwerk ermöglicht werden muss, verglichen werden.

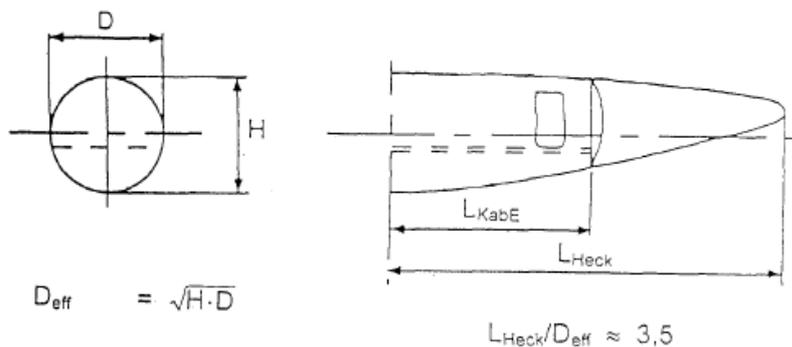


Bild 3.14 Rumpheck als Funktion des Rumpfdurchmessers (Schmitt 1988)

Der im Bild 3.15 abgebildeter Heckfreiwinkel θ_{fc} bezieht sich auf die Länge des Flugzeughecks und des Rumpfdurchmessers. Im Bild 3.16 ist der Heckfreiwinkel dagegen in zwei Fällen dargestellt und bezieht sich hauptsächlich auf die Länge des Fahrwerkbeins. Im ersten Fall ist das Bein zu kurz, im zweiten Fall zu lang.

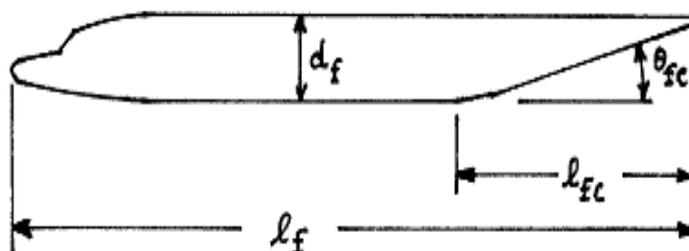


Bild 3.15 Heckfreiwinkel (Roskam 1989)

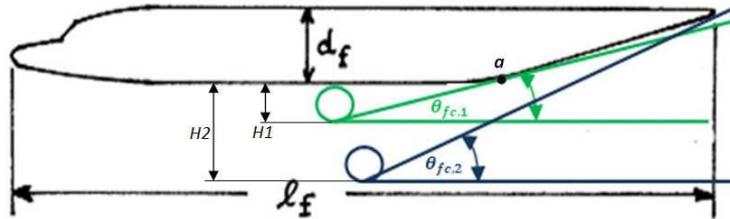


Bild 3.16 Heckfreiwinkel im Bezug auf die Länge des Fahrwerkbeins

Wird also H zu kurz angenommen (nach dem Bild 3.16 $H1$), so ist die kritische Stelle der Punkt a . Im zweiten Fall wird der Heckfreiwinkel $\theta_{fc,2}$ als zu lang angenommen. Zwar ist dieser Winkel größer als θ_{fc} nach Bild 3.15, dafür wird das Fahrwerk massiger, was unter anderem für Gewichtszuwachs spricht.

Außerdem wird bei hohem Fahrwerkbein die Belademöglichkeit beeinträchtigt und die Positionierung des Fahrwerks kann nicht beliebig erfolgen, unter anderem wegen dem Schubstrahl (Bild 3.17), mit der Ausnahme, dass das Fahrwerk in die Triebwerk gondel positioniert wird (Bild 3.2).

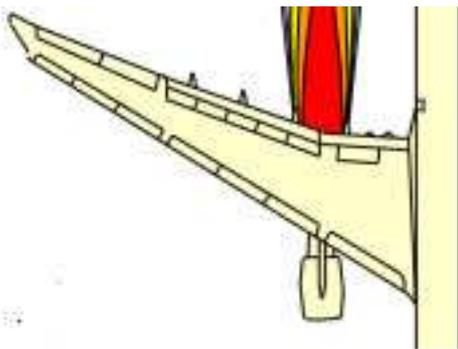


Bild 3.17 Schubstrahl *Takeoff Power* (Airbus 2010)

Die Überprüfung des Heckfreiwinkels erfolgt also für beide Fälle, für langes und kurzes Fahrwerkbein.

Überprüfung des Heckfreiwinkels für den Fall $H1$:

$$\tan(\theta_{fc,1}) = \frac{H}{l_f - l_{fc} - \boxed{\varphi' \varnothing}}$$

Umgestellt nach $\theta_{fc,1}$ ergibt sich:

$$\theta_{fc,1} = \tan^{-1} \left(\frac{H}{l_f - l_{fc} - x_{Fm}} \right) \quad (3.20)$$

Überprüfung für den Fall H2:

$$\tan(\theta_{fc,2}) = \frac{d_{f,o} + H}{l_f - x_{Fm}}$$

Umgestellt nach $\theta_{fc,2}$ ergibt sich:

$$\theta_{fc,2} = \tan^{-1}\left(\frac{d_{f,o} + H}{l_f - x_{Fm}}\right) \tag{3.21}$$

- l_f Rumpflänge (Bild 3.15)
- l_{fc} Länge des Flugzeughecks (Bild 3.15)
- $d_{f,o}$ äquivalenter außen Rumpfdurchmesser (aus dem Kapitel „Rumpfauslegung“)

Ein *Tailstrike* kann durch eine starke Abschrägung des Hecks vermieden werden. Ist ein *Tailstrike* unvermeidlich, wird das Heck durch mechanische Methoden, wie den Hecksporn, von Strukturschäden bewahrt.

5. Longitudinal tail clearance

AC angle of attack α [°] Ratio: tail length / diameter effective $\frac{L_{tail}}{D_{eff}}$ [-]

Tail-down angle θ_{fc} [°]

Tail-down angle 1 $\theta_{fc,1}$ [°]

Tail-down angle 2 $\theta_{fc,2}$ [°]

Critical Tail-down angle $\theta_{fc,crit}$ [°] >>>> Tail-down angle is OK

Bild 3.18 Heckfreiwinkelüberprüfung nach PreSTo Landing Gear Abschnitt 5

3.6 Laterale Freigängigkeit des Triebwerks und Flügels

Betrachtet werden in diesem Abschnitt Flugzeuge mit Triebwerken am Flügel. Bei anderen Anordnungen der Triebwerke, z.B. am Rumpf oder im Flügel bzw. auf dem Flügel (**Anhang C**: de Havilland DH 106 Comet, VFW Fokker 614), besteht keine Gefahr des *Engine Strikes*, deshalb wird in diesem Fall und beim Hochdecker nur die Flügelspitzenfreigängigkeit

überprüft. Bei einem Tiefdecker erfolgt die Überprüfung für Triebwerks- und Flügelspitzenfreigängigkeit.

Auswahl der Flügelpositionierung

Zu Auswahl der Flügelpositionierung, Hoch-, Mittel- oder Tiefdecker, dient der Parameter z_W . Dieser ergibt sich aus der Multiplikation des Außendurchmessers des Rumpfes mit dem Parameter k_{z_W} , das als relative Höhe der Flügelpositionierung definiert wird.

$$z_W = k_{z_W} \cdot d_{f,o} \quad (3.22)$$

z_W relative Höhe der Flügelpositionierung

Der Parameter k_{z_W} kann dabei drei Werte einnehmen, 0, 0,5 und 1:

$k_{z_W} = 0$ Tiefdecker

$k_{z_W} = 0,5$ Mitteldecker

$k_{z_W} = 1$ Hochdecker.

Der Höhenabstand H zwischen der Rumpfunterkante und dem Boden hängt im wesentlichen von der Wahl der Flügelpositionierung ab. Bei dem Hochdecker ist dieser in der Regel kleiner als bei Tief- oder Mitteldeckern.

Überprüfung der Triebwerksfreigängigkeit

Bei einem vierstrahligen Flugzeug, nach Bild 3.19, ist der Querneigungswinkel Φ_2 kleiner als Φ_1 . Wird aber der v -Winkel um einen bestimmten Betrag größer, so wird der Querneigungswinkel Φ_1 kleiner als Φ_2 . Demgemäß wird die Triebwerksfreiheit für beide Querneigungswinkel in Abhängigkeit von v -Winkel überprüft.

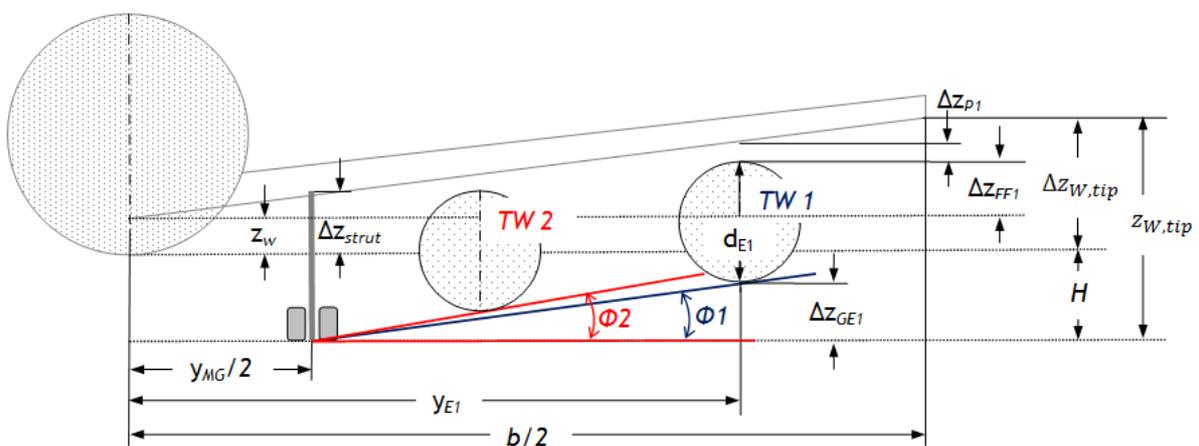


Bild 3.19 Freigängigkeit der Triebwerke und der Flügelspitzen

TW	Triebwerk
Δz_{LG}	Abstand zwischen Rumpfunterkante und dem Fahrwerkanschlusspunkt
Δz_P	Abstand zwischen der Tragfläche und dem Triebwerk (Triebwerkpylon)
Δz_{GE}	Abstand zwischen Triebwerkunterkante und Boden (Ground to Engine)
Δz_{strut}	Abstand zwischen Rumpfunterkante und Tragfläche im Fahrwerksbereich
z_W	Abstand zwischen Rumpfunterkante und Tragfläche
d_E	Triebwerkdurchmesser (engine diameter)
Φ	Querneigungswinkel (bank angle)
H	Abstand zwischen Rumpfunterkante und Boden
y_{MG}	Abstand zwischen den Hauptfahrwerkbeinen
y_E	Abstand zwischen Symmetrieebene und Triebwerkanschlusspunkt



Zur Ermittlung des Querneigungswinkels ist Δz_{GE} erforderlich:

$$\Delta z_{GE} = H + z_W + \Delta z_{EF} - d_E \quad (3.23)$$

$$\Delta z_{EF} = \tan(v) \cdot y_E - \Delta z_P \quad (3.24)$$

y_E , Δz_P und d_E sind Eingabegrößen.

Bei der Eingabe der Triebwerkspositionierung (y_E) muss beachtet werden, dass diese von verschiedenen Faktoren beeinflusst wird, z.B. durch die Anordnung der Notrutschen³, Bruch des Antriebs⁴, Aeroelastik⁵, induziertem Widerstand⁶, Kabinenlärm und Materialermüdung (Endesfelder 2005, Roskam 1997).

Abstand gegen Ansaugen vom Schmutz

Gegen Ansaugen von Schmutz am Boden wird der Abstand zwischen dem Boden und Triebwerk geprüft. Die Überprüfung gegen Ansaugen von Schmutz erfolgt für alle Triebwerke. Nach **Trahmer 2004** wird der Abstand folgend definiert:

$$c_{dirt} = 0,25 \cdot \text{Fandurchmesser} \leq \Delta z_{GE} \quad (3.25)$$

c_{dirt} Abstand gegen Ansaugen vom Schmutz (dirt clearance)



³ Bei Notrutschen darf der Ausstieg im Notfall durch Triebwerke nicht gestört werden.

⁴ Die Rotierenden Triebwerkteile dürfen die Struktur im Falle eines Defekts nicht beschädigen.

⁵ Nach **Krag 2003** nimmt die Elastizität der Flugzeugstruktur mit wachsender Baugröße überproportional zu.

⁶ Die Verlagerung des Antriebs zur Flächenspitze hat eine negative Wirkung auf Induziertes Widerstand (Endesfelder 2005).

Querneigungswinkel

Querneigungswinkel ergibt sich aus folgender Beziehung:

$$\Phi = \tan^{-1} \left(\frac{\Delta z_{GE}}{y_E - y_{LG}} \right) \tag{3.26}$$

Wird das Fahrwerk in der Triebwerksgondel positioniert, so ergibt sich nach Gl. (3.26) im Nenner eine Null und dadurch wird der Querneigungswinkel als Ergebnis ein Fehler angezeigt. Um das zu vermeiden, wird in der Excel Tabelle eine Wenn-Funktion aufgestellt:

$$\text{Wenn } (y_E - y_{LG} = 0; E= 0,001; E= y_E - y_{LG})$$

Diese Funktion beschreibt folgendes:

Wenn $y_E - y_{LG} = 0$ ist, soll das Ergebnis $E= 0,001$ sein, sonst soll das Ergebnis $E= y_E - y_{LG}$ sein.

Wird das Fahrwerk in der Triebwerksgondel positioniert, so ergibt sich nach Gl. (3.26) im Nenner eine Null und dadurch wird der Querneigungswinkel als Ergebnis ein Fehler angezeigt. Um das zu vermeiden, wird in der Excel Tabelle eine Wenn-Funktion aufgestellt:

Triebwerks- und Flügelspitzenfreigängigkeit

Nachstehende Formel ergibt sich aus der Geometrie nach **Bild 3.19**:

$$\tan(v) = \frac{\Delta z_{W,tip}}{b/2}$$

Umgestellt nach $\Delta z_{W,tip}$:

$$\Delta z_{W,tip} = b/2 \cdot \tan(v) \tag{3.27}$$

$z_{W,tip}$ ergibt sich aus:

$$z_{W,tip} = H + \Delta z_{W,tip} \tag{3.28}$$

$z_{W,tip}$ Höhenabstand zwischen Boden und Flügelspitze (wing tip)

Und anschließend der Querneigungswinkel für Wing Strike:

$$\phi_{Wing} = \arctan\left(\frac{Z_{Wing} - Z_{LG}}{L_{Wing}}\right) \quad (3.29)$$

Choose: Low wing / High wing	kZW	<input type="text" value="0"/>	[-]	Zw	<input type="text" value="0,00"/>	[m]	
Engine 1							
Symmetry to pylon	yE1	<input type="text" value="5,00"/>	[m]	Wing lowest point to engine	ΔzE1	<input type="text" value="0,56"/>	[m]
Wing to engine	ΔzP1	<input type="text" value="0,00"/>	[m]	Engine lowest point to ground	ΔzGE1	<input type="text" value="0,66"/>	[m]
Engine diameter	dE	<input type="text" value="1,60"/>	[m]	Clearance against dirt suction	Zmin,dirt	<input type="text" value="0,40"/>	[m]
Clearance against dirt suction for engine 1	ZE1,dirt	<input type="text" value="0,26"/>	[m]	>>>> Clearance dirt suction engine 1 is OK			
Bank angle	Φ1	<input type="text" value="18,11"/>	[°]	Distance from LG strut to engine	ΔyE1,LG	<input type="text" value="2,00"/>	[m]
Engine 1 bank angle is OK							
Engine 2							
Symmetry to pylon	yE2	<input type="text" value="8,00"/>	[m]	Wing lowest point to engine	ΔzE2	<input type="text" value="0,83"/>	[m]
Wing to engine	ΔzP2	<input type="text" value="0,00"/>	[m]	Engine lowest point to ground	ΔzGE2	<input type="text" value="0,93"/>	[m]
Engine diameter	dE	<input type="text" value="1,60"/>	[m]	Clearance against dirt suction for engine 2	ZE2,dirt	<input type="text" value="0,53"/>	[m]
Clearance against dirt suction for engine 2	ZE2,dirt	<input type="text" value="0,53"/>	[m]	>>>> Clearance dirt suction engine 2 OK			
Bank angle	Φ2	<input type="text" value="11,20"/>	[°]	Distance from LG strut to engine	ΔyE2,LG	<input type="text" value="5,00"/>	[m]
Engine 2 bank angle is OK							
Wing							
Bank angle	Φ	<input type="text" value="11,93"/>	[°]	Fuselage lowest point to wing tip	<input type="text" value="1,89"/>	[m]	
Wing bank angle is OK							

Bild 3.20 Laterale Freigängigkeit des Triebwerks und Flügels. Abbildung nach PreSTo Landing Gear Abschnitt 6

$$\phi_{Wing} = \arctan\left(\frac{Z_{Wing} - Z_{LG}}{L_{Wing}}\right)$$

3.7 Türschwellenhöhe

Die Ermittlung der Türschwellenhöhe (sill height) erfolgt für die Flugzeugkabine, sowie für den Frachtraum. Im Bild 3.21 sind die Parameter der Türschwellenhöhe dargestellt. Zum berechnen der Türschwellenhöhe werden folgende Beziehungen aufgestellt:

$$h_{sill,main} = H + h_{main}$$

$$h_{sill,cargo} = H + h_{cargo}$$

$h_{sill,main}$ die Türschwellenhöhe der Kabine.

$h_{sill,cargo}$ die Türschwellenhöhe des Frachtraums

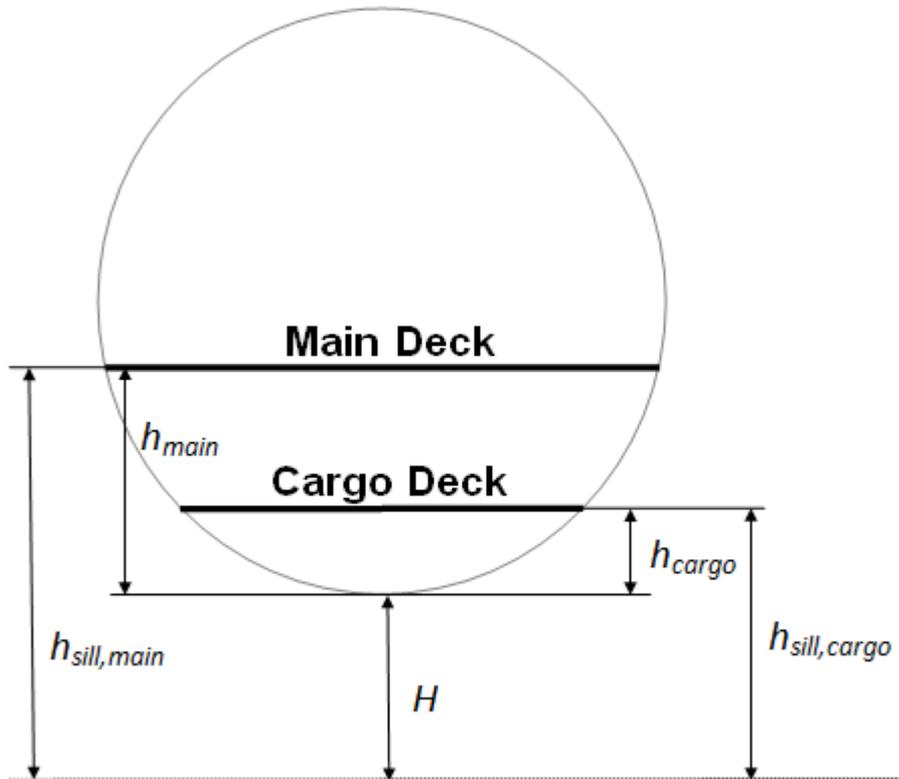


Bild 3.21 Türschwellehöhe

7. Sill height

z-distance fuselage bottom to main deck	<input type="text" value="1.42"/>	Main deck sill height	$h_{sill,main}$	<input type="text" value="3.12"/>
z-distance fuselage bottom to cargo deck	<input type="text" value="0.6"/>	Cargo deck sill height	$h_{sill,cargo}$	<input type="text" value="2.30"/>

Bild 3.22 Türschwellehöhe. Abbildung nach PreSTo Landing Gear Abschnitt 7

3.8 Festlegung der Anzahl der Fahrwerksbeine und der Räder

Zur allgemeinen Übersicht des Fahrwerkfußabdrucks dient das folgende Bild 3.23. In diesem Bild ist ein Fahrwerk mit einem Bugfahrwerkbein und drei Hauptfahrwerkbeinen dargestellt. Im **Anhang A** ist zum Bild 3.23 eine Tabelle mit jeweiligen Parametern der Airbus Flugzeu-

ge zu finden. Desweiterem sind im **Anhang A** Fahrwerk-Fußabdrucke des Flugzeuges A320-200 und A340-600 zu finden.

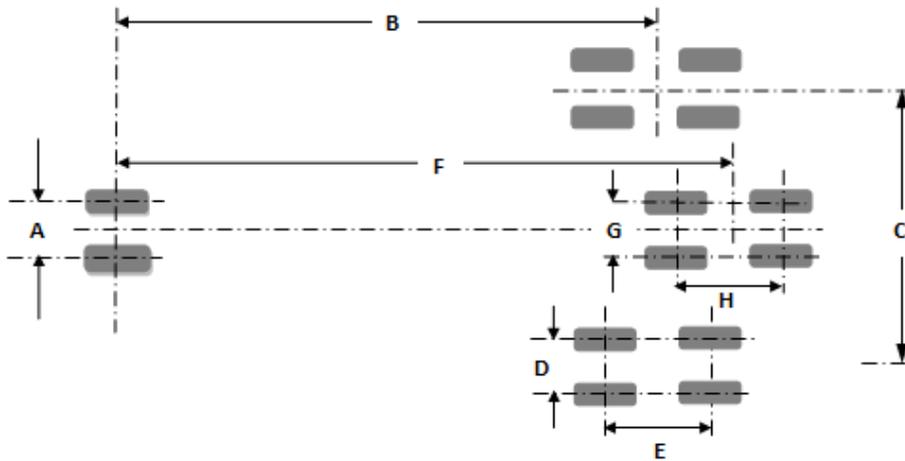


Bild 3.23 Fahrwerk-Fußabdruck nach Airbus A340-500

Bild 3.24 verschafft einen Überblick über die wesentlichen Fahrwerkstypen nach **Currey 1988**.

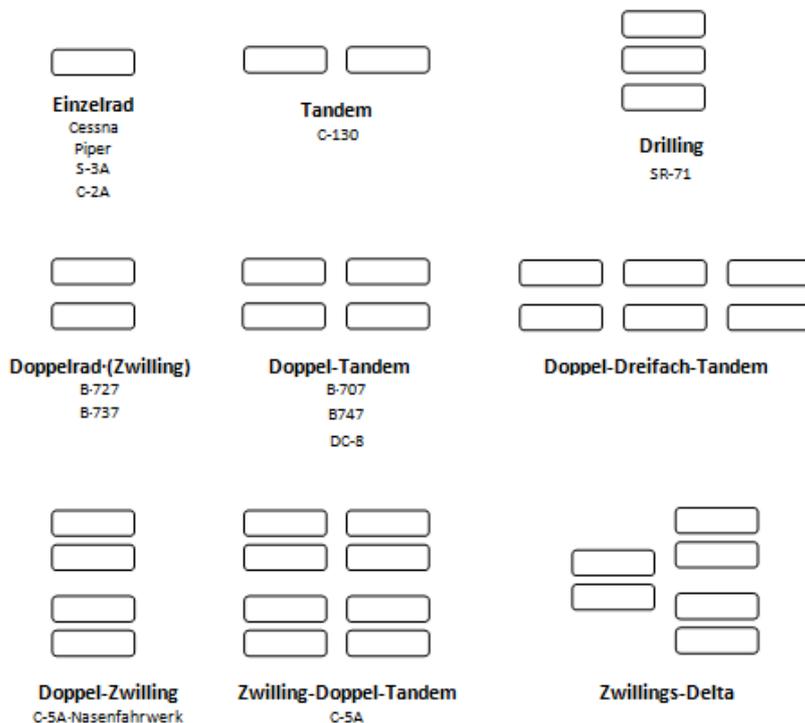


Bild 3.24 Allgemeine Fahrwerkstypen in Anlehnung an **Currey 1988**

Bei der Ermittlung der Anzahl der Fahrwerkbeine ist die Lastverteilung einer der wichtigsten Aspekte die in Betracht gezogen werden müssen. Die Flugzeuglasten, die auf das Fahrwerk wirken, sind nicht immer gleich verteilt. Im extremen Fall, z.B. beim Landen, liegt die Lastverteilung bei 0% zu 100%, dabei können die 100% der Last wie auf dem gesamten Haupt-

fahrwerk verteilt werden, als auch nur auf einen Fahrwerkbein aufgenommen werden z.B. bei *Crosswind Landing* (Bild 3.25).



Bild 3.25 Crosswind Landing

Die Hauptfahrwerk-Lastverteilung hängt unter anderem von der Anzahl der Räder am Hauptfahrwerk und darüber hinaus von der Anzahl der Fahrwerksbeine ab. Zusätzliche Fahrwerksbeine, also mehr als zwei laterale Hauptfahrwerkbeine, sind nicht immer vorteilhaft. Diese bereiten bei der Fahrwerksauslegung und der Lastverteilungsberechnung viel mehr Aufwand. Auch die Unebenheiten auf dem Runway haben Auswirkung auf die Lastverteilung. Die Berechnungen der Lastverteilung wird im Kapitel 3.9 diskutiert.

Tabelle 3.2

Hauptfahrwerk			
Referenz		Gewicht pro Rad 20.000 [kg]	Gewicht pro Rad 30.000 [kg]
1		40000	60000
2		80000	120000
3		160000	240000
4		200000	300000
5		240000	360000
6		320000	480000
7		400000	600000

Die Tabelle 3.2 dient zum einem der Übersicht der Anzahl der Hauptfahrwerkbeine in Abhängigkeit von der Anzahl der Räder und zum anderen zur Ermittlung der Anzahl der Räder und Hauptfahrwerkbeine bezogen auf MTOW, die als Vorschlag dargestellt werden. Ein Vorschlag, als allgemeine Aufgabestellung der PreSTo, ermöglicht dem Anwender ohne erweitertes Hintergrundwissen eine Eingabe zwecks eines groben Vorentwurfs zu tätigen.

Bei der Festlegung der Anzahl der Räder nach Tabelle 3.2 wird laut Ausgabestellung eine Belastung von 20-30t Last pro Rad angenommen. Demzufolge wird in der Spalte *Gewicht pro Rad 20.000* die Anzahl der Räder mit 20.000 kg und in der Spalte *Gewicht pro Rad 30.000*



Bild 3.26 Volle Bugfahrwerklast auf einem Bugfahrwerkrad

Folgende Werte sind bei der Festlegung der Anzahl der Fahrwerksbeine und der Räder Eingabenotwendig:

- Anzahl der Räder am Hauptfahrwerk
- Anzahl der Hauptfahrwerksbeine
- Anzahl der Räder am Tragflächenhauptfahrwerksbein
- Anzahl der Rumpfhauptfahrwerksbeine
- Anzahl der Räder am Rumpfhauptfahrwerksbein
- Anzahl der Bugfahrwerkebeine
- Anzahl der Räder pro Bugfahrwerkbein

8. Number of weels and struts

Stat

Number of weels on MG	$n_{VV, MG}$	<input type="text" value="4"/> [-]	← Suggestion	Number of weels	$n_{VV, MG}$	<input type="text" value="4"/> [-]
Number of Main Gear struts	$n_{s, MG}$	<input type="text" value="2"/> [-]	← Suggestion	Number of Main Gear struts	$n_{s, MG}$	<input type="text" value="2"/> [-]
Number of wells on Main Gear per strut	$n_{VV, MG/s}$	<input type="text" value="2"/> [-]	← Suggestion	Number of wells on Main Gear per strut	$n_{VV, MG/s}$	<input type="text" value="2"/> [-]
Number of Center Gear struts	$n_{s, CG}$	<input type="text" value="0"/> [-]	← Suggestion	Number of Center Gear struts	$n_{s, CG}$	<input type="text" value="0"/> [-]
Number of wells on Center Gear	$n_{VV, CG}$	<input type="text" value="0"/> [-]	← Suggestion	Number of wells on Center Gear	$n_{VV, CG}$	<input type="text" value="0"/> [-]
Number of Nose Gear struts	$n_{s, NG}$	<input type="text" value="1"/> [-]	← Suggestion	Number of Nose Gear struts	$n_{s, NG}$	<input type="text" value="1"/> [-]
Number of wells on Nose Gear	$n_{VV, NG}$	<input type="text" value="2"/> [-]	← Suggestion	Number of wells on Nose Gear	$n_{VV, NG}$	<input type="text" value="2"/> [-]

Bild 3.27 Festlegung der Anzahl der Fahrwerksbeine und der Räder. Abbildung nach PreSto Landing Gear Abschnitt 8

3.9 Lastverteilung auf Bug- und Hauptfahrwerk

Für die richtige Reifenwahl sind die maximalen statischen Fahrwerklasten erforderlich. Diese Fahrwerklasten werden in diesem Kapitel anhand der im Bild 3.28 dargestellten Parametern ermittelt.

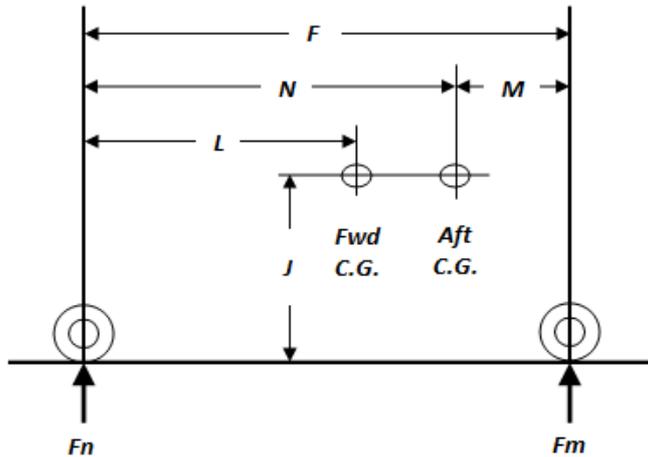


Bild 3.28 Geometrie zur Berechnung der Lastverteilung in Anlehnung an **Currey 1988**

Die im Bild 3.28 abgebildete Parameter werden nach folgenden Formeln ermittelt:

$$x_{Aft_{C.G.}} = x_{LEMAC} + Aft_{C.G.} \quad \text{EAT 08} \quad (3.3)$$

$$x_{Fwd_{C.G.}} = x_{LEMAC} + Fwd_{C.G.} \quad \text{EAT 08} \quad (3.4)$$

$$F = x_{Fm} - x_{Fn} \quad (3.30)$$

$$M = x_{Fm} - x_{Aft_{C.G.}} \quad (3.31)$$

$$N = F - M \quad (3.32)$$

$$L = x_{Fwd_{C.G.}} - x_{Fn} \quad (3.33)$$

$$J = E \quad \text{Nach (3.13)}$$

Mit ermittelten Geometriegrößen wird im nächsten Schritt die Fahrwerklast berechnet:

$$Fm_{max} = \frac{m_{MTO} \cdot g \cdot N}{F} \quad (3.34)$$

$$Fn_{max} = \frac{m_{MTO} \cdot g \cdot (F - L)}{F} \quad (3.35)$$

$$Fn_{min} = \frac{m_{MTO} \cdot g \cdot M}{F} \quad (3.36)$$

Fm_{max} Maximale statische Hauptfahrwerklast
 Fn_{max} Maximale statische Bugfahrwerklast
 Fn_{min} Minimale statische Bugfahrwerklast

Die Lastverteilung zwischen dem Haupt- und dem Bugfahrwerk wird in den drunter stehenden Formeln überprüft:

$$\frac{Fm_{max}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot 100 \quad (3.37)$$

$$\frac{Fn_{max}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot 100 \quad (3.38)$$

$$\frac{Fn_{min}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot 100 \quad (3.39)$$

Das Hauptfahrwerk trägt im Gegensatz zum Bugfahrwerk, während des Stehens und Rollens am Boden, die meiste Last des Flugzeuges, ca. 92% MTOW. Deshalb befindet sich das Hauptfahrwerk im Bereich des Flugzeugschwerpunktes. Das Bugfahrwerk trägt ca. 6-20% MTOW. Diese sind aber als Grenzwerte der Bugfahrwerklast zu betrachten (**Currey 1988**). Vorzugsweise liegt die minimale statische Last, Gl. (3.39), bei 8% MTOW und die maximale, Gl. (3.38), bei 15% MTOW. Ist die minimale statische Bugfahrwerklast kleiner als 6% muss entweder Bug- oder das Hauptfahrwerk weiter nach hinten versetzt werden. Das bedeutet, dass x_{Fn} oder x_{Fm} im Wert zunehmen muss. Um eine hinreichende Auslegung zu erreichen müssen in manchen Fällen sogar Bug- und Hauptfahrwerk versetzt werden.

Für die Auswahl der Reifen, welche im späteren Kapitel erfolgt, ist eine dynamische Last des Bugfahrwerks erforderlich. Diese wird mit Gl. (3.40) berechnet:

$$Fn_{max,dyn} = Fn_{max} + \frac{n \cdot m_{MTO} \cdot g \cdot J}{F} \quad (3.40)$$

$Fn_{max,dyn}$ Maximale Bremslast Bugfahrwerks

mit $n = \frac{10}{32}$

(Currey 1998)

$$\begin{aligned} & \frac{m_{MTO} \cdot g \cdot J}{F} \\ & \frac{m_{MTO} \cdot g \cdot J}{F} \\ & \frac{m_{MTO} \cdot g \cdot J}{F} \end{aligned}$$

Die übliche Sicherheitsreserve, nach **Currey 1998** und Airbus, bei der Reifenwahl bei Passagierflugzeugen ist 7%, also werden die Gleichungen (3.34), (3.35), (3.36) und (3.40) mit einem Faktor 1,07 multipliziert. Zusätzlich wird nach **Currey 1988** eine weitere so genannt Gewichtszuwachsreserve von 25% dazu addiert. Diese dient der Bewahrung kostspieligen

Designänderungen des Flugzeugs, die durch schwankendes Gewicht während der Entwurfsphase entstehen können und als Ausgleich der unerwarteten Gewichtserhöhungen in der Zukunft. Die Reserve S_{LG} (Landing Gear Safety) in Gl.(3.42), (3.43), (3.44) und (3.45) ergibt sich aus 7% Sicherheitsreserve für Passagierflugzeuge und 25% Reserve des Gewichtsauflagegleichs:

$$S_{LG} = 1 + \frac{7 + 25}{100} \quad (3.41)$$

Die 7% und 25% Reserven, sind als ein Vorschlag anzusehen und müssen durch Anwender eingegeben werden:

$$Fm_{max} = \frac{m_{MTO} \cdot g \cdot N}{F} \cdot S_{LG} \quad (3.42)$$

$$Fn_{max} = \frac{m_{MTO} \cdot g \cdot (F - L)}{F} \cdot S_{LG} \quad (3.43)$$

$$Fn_{min} = \frac{m_{MTO} \cdot g \cdot M}{F} \cdot S_{LG} \quad (3.44)$$

$$Fn_{max,dyn} = Fn_{max} + \frac{n \cdot m_{MTO} \cdot g \cdot J}{F} \cdot S_{LG} \quad (3.45)$$

9. Loads on wheels

Basic loads		Diagram		Parameters	
Max. static MG load	load _{(stat,MG)max} [kg]			F	[12,69] [m]
Max. static MG load [%MTOW]	load _{(stat,MG)max} [%]			M	[0,83] [m]
Max. static NG load	load _{(stat,NG)max} [kg]			N	[11,86] [m]
Min. static NG load	load _{(stat,NG)min} [kg]			L	[11,04] [m]
Max. brake load NG	load _{NG,brake} [kg]			J	[3,00] [m]
Max. static NG load [%MTOW]	load _{(stat,NG)max} [%]			<div style="background-color: green; color: white; padding: 2px;">Max. static NG load is OK</div>	
Min. static NG load [%MTOW]	load _{(stat,NG)min} [%]			<div style="background-color: green; color: white; padding: 2px;">Min. static NG load is OK</div>	
Safety margins on basic loads					
General safety margin	S1	[7] [%]	Max static MG load [kg]	load _{(stat,MG)max} [kg]	[83210,42] [kg]
Margin for AC growth potential	S2	[15] [%]	Max static NG load [kg]	load _{(stat,NG)max} [kg]	[11582,15] [kg]
			Min static NG load [kg]	load _{(stat,NG)min} [kg]	[5791,08] [kg]
			Max brake load NG	load _{NG,brake} [kg]	[18096,94] [kg]

Bild 3.29 Lastverteilung auf Bug- und Hauptfahrwerk. Abbildung nach PreSTo Landing Gear Abschnitt 9

3.10 Reifenwahl: Reifendruck, Reifengröße und Kontaktfläche

Nachdem die Sicherheitsfaktoren zu den statische Lasten im Abschnitt 3.9 hinzuaddiert sind, kann die Auswahl des Reifens erfolgen. So werden der Reifendruck sowie die Reifengrößen dem *Tire Data Book* (Reifenkatalog) entnommen. Mittels Reifendrucks wird folgend die Flächenbelastung ermittelt.

Bei der Wahl der Reifen für das Hauptfahrwerk wird die maximale statische Hauptfahrwerklast nach Gl. (3.42) auf einen Reifen bezogen, demzufolge wird die Gl.(3.42) durch die Anzahl der Räder des Hauptfahrwerks dividiert und anschließend in Pfund umgerechnet, weil die Lasten im Reifenkatalog in Pfund ausgedruckt sind:

$$Fm_{max} = \frac{m_{MTO} \cdot g \cdot N}{F \cdot n_{W,MG}} \cdot S_{LG} \quad (3.46)$$

$n_{W,MG}$ Anzahl der Räder des Hauptfahrwerks (Number of weels on MG)

Umrechnungsfaktor: 1 [lb] = 0,225 [N]

Die maximale Last pro Reifen für das Bugfahrwerk muss ebenfalls in Pfund umgerechnet werden, deshalb muss di Gleichung (3.45) ebenfalls mit 0,225 multipliziert werden.

Bei der Anzahl der Reifen für das Bugfahrwerk muss folgendes beachtet werden: Nach **Currey 1988**, bei der Bestimmung der Bugfahrwerkträder, wird die dynamische Bugfahrwerklast, nach Gl. (3.45), durch die Anzahl der Bugfahrwerkträder dividiert. Aus der nach **Bild 3.26** gewonnenen Erkenntnis, wo die Bugfahrwerklast in der Kurve nur auf einem Rad getragen wird, wäre es Überlegungswert eine Sicherheitsreserve des Bugfahrwerks zu verwenden. Doch nach der Aussage eines Fahrwerkexperten von Airbus Deutschland hat es sich herausgestellt, dass hier die übliche Sicherheitsreserve von 7 % verwendet wird, weil die Belastung nur eines Reifens beim extremen Kurvenrollen lediglich bei sehr geringen Geschwindigkeiten stattfindet. Außerdem handelt es sich im **Bild 3.26** um ein schräg gestelltes Bugfahrwerk und Flugzeuge mit schräg gestelltem Bugfahrwerk sind recht selten.

Ein weiterer Faktor, welcher der Auswahl der Reifen dient, ist die maximale Reifengeschwindigkeit. Diese wird aus dem Hauptabschnitt *Preliminary Sizing* abgelesen. Dabei werden die V_{APP} (Abfluggeschwindigkeit) sowie $1,2V_S$ (Anfluggeschwindigkeiten) miteinander verglichen und als ein Vorschlag dargestellt. Hier soll die größere Geschwindigkeit in Betracht gezogen werden (Bild 3.30).

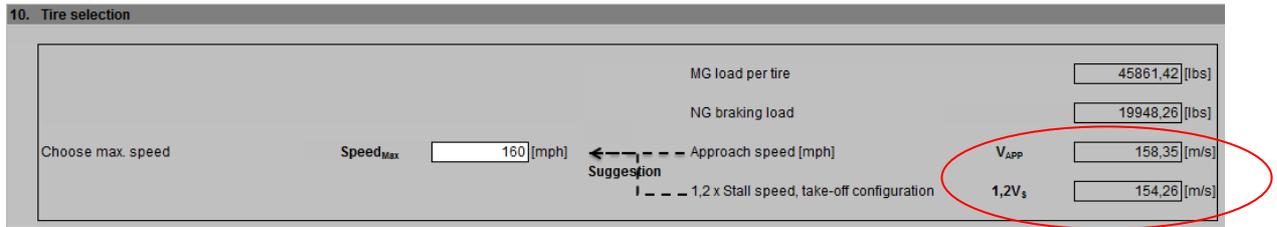


Bild 3.30 Festlegung der Reifengeschwindigkeit

Tire Data Book

Über die Schaltfläche *Tire Data Book* wird der Anwender zum Reifenkatalog (Bild 3.32) geleitet. Hier wird die Reifengröße in Anhängigkeit von der erforderlichen Reifenlast bestimmt.

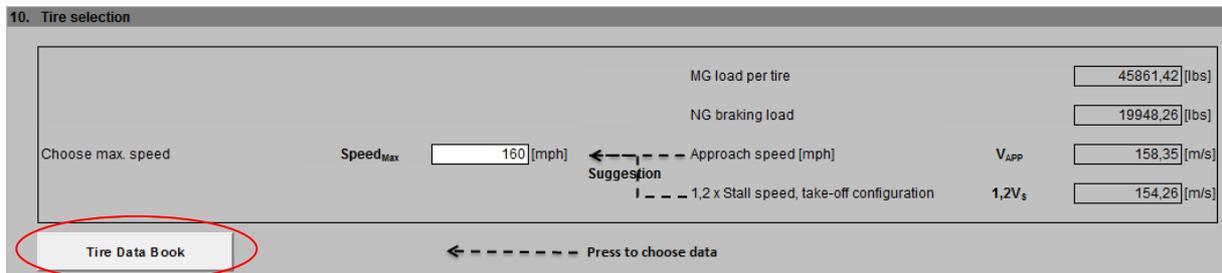


Bild 3.31 Tire Data Book Schaltfläche



Beschreibung zur Anwendung von Tire Data Book

10 Rated Data							
11					Rated Speed (mph)	Rated Load (lbs)	
12					Main landing gear	158,4	47201,4
13					Nose landing gear	158,4	4805,3
14							Back
15 Choice							
16		Tire Size	PLY rating	TT or TL	Rated speed (mph)	Rated load (lbs)	Rated inflation (PSI)
17							
18	Choose the tire reference	297	46x16	32 TL	225	48000	245
19							
20	Choose the tire reference	104	24x7.7	10 TL	225	5400	90
21							
22 Tire Data Book							
23							
24				Construction			Service
25	Reference	Tire Size	PLY rating	TT or TL	Rated speed (mph)	Rated load (lbs)	Rated inflation (PSI)
319	294	49x17	30	TL	225	46700	195
320	295	49x17	30	TL	225	46700	195
321	296	49x17	30	TL	225	46700	195
322	297	46x16	32	TL	225	48000	245
323	298	50x21.0-20	30	TL	225	49000	160
324	299	49x17	32	TL	225	50400	210

Bild 3.32 Screenshot aus dem Tire Data Book Blatt

Betrachtet wir das Bild 3.32. Im Abschnitt *Rated Data* sind *Rated Speed* und *Rated Load* (Zeilen 12 und 13) die erforderliche Geschwindigkeit und Last pro Reifen für jeweils das Bug- und Hauptfahrwerk. *Rated Speed* ist im Bild 3.30 dargestellt. Die Werte für *Rated Load* sind in Pfund und werden aus Gl.(3.45) und (3.46) übertragen. Zur Auswahl der Reifen dient der Abschnitt *Choise* in der Zeile 15.

Der Reifenkatalog, *Tire Data Book*, beginnt in der Zeile 22. *Tire Data Book* ist nach Spalte *Rated load* ansteigend geordnet, d.h. die größere Lasten sind weiter unten in der Tabelle zu finden. Ursprünglich war *Tire Data Book* nach Reifengrößen geordnet.

Die Zellen 1 bis 25 in *Tire Data Book* sind fixiert, damit die Blöcke der Reifeneigenschaften, vor allem *Rated Speed* und *Rated Load*, beim scrollen im Vorfeld bleiben.

Nach Bild 3.32 beträgt die erforderliche Last, *Rated Load*, 47.201,4 lbs (Zeile 12). Der ausgewählte *Rated Load* Wert sollte immer über den ermittelten Wert liegen, aber dabei so nah wie möglich an ihm bleiben. Der ausgewählte Reifen in diesem Fahl (nach Bild 3.32) hat sich bei Referenz 297 gefunden.

Betrachtet wird als nächstes der Block *Rated inflation* (der Reifendruck). Hier werden die Referenznummern 297 und 298 angeschaut (Bild 3.33). Bei der Referenznummer 297 beträgt der Reifendruck 245 psi und in der Zeile drunter, Referenz 298, 160 psi. Im Gegensatz zu Kampfjet ist der geringere Reifendruck bei Verkehrsflugzeugen bevorzugt. Durch den geringeren Reifendruck wird die Lebensdauer der Reifen erhöht und dabei die Landebahnbeschaffenheit geschont. Wird aber ein Blick auf das Gewicht geworfen, ist es beim Reifen mit geringerem Druck erheblich höher. In diesem Fall liegt die Differenz bei 85 lb (38,5 kg) pro Reifen. So müssen die Vorteile des Reifendrucks mit den Nachteilen des Gewichtsunterschieds abwogen werden.

Reference	Tire Size	Construction			Service rating				Tread design / Trademark	Part No	Weight (lbs)
		PLY rating	TT or TL	Rated speed (mph)	Rated load (lbs)	Rated inflation (PSI)	Maximum braking load (LBS)	Maximum bottoming load (lbs)			
297	46x16	32	TL	225	48000	245	72000	144000	Flight Leader	466F22G1	208
298	50x21.0-20	30	TL	225	49000	160	73500	132300	Flight Leader	501K02-1	279,5
299	49x17	32	TL	225	50400	210	75600	151200	Flight Leader	497F22T4	243,3

Bild 3.33 Ausschnitt aus *Tire Data Book*, Fokussierung auf Referenzen 297 und 298

Nach dem die Auswahl für Bug- und Hauptfahrwerksrads getroffen ist, wird in der Zeilen 18 und 20 verglichen, ob die erforderliche Last und Geschwindigkeit nicht unterschritten wurde. Ist alles im grünen Bereich, leitet die Schaltfläche *Back* zum Reifenauswahlabschnitt des Hauptabschnittes *Landing Gear* zurück. Dabei wird die Reifengröße sowie der Reifendruck des ausgewählten Reifens in den Abschnitt übertragen (siehe Bild 3.34). Der Reifendruck wird in von *psi* in *bar* umgerechnet (1 psi = 0,0689 bar).

Kontaktfläche

Bei der Berechnung der Bodenbelastung mit dem Programm COMFAA ist die Eingabe der Kontaktfläche erforderlich. Diese lässt sich nach Gl. (3.47) berechnen:

$$Kontaktfläche = \frac{Reifenlast [lbs]}{Reifendruck [psi]} [in^2] \quad (3.47)$$

10. Tire selection

MG load per tire: 45861.42 [lbs]

NG braking load: 19948.26 [lbs]

Choose max. speed: Speed_{max} 160 [mph] ← Suggestion

Approach speed [mph]: V_{APP} 158.35 [m/s]

1 - - - - 1,2 x Stall speed, take-off configuration: 1,2V_s 154.26 [m/s]

Tire Data Book ← Press to choose data

Tire pressure, psi: 195.00 [psi] Main gear tire size: 49x17 [in]

Tire pressure: 13.44 [bar] Nose gear tire size: 24x7.7 [in]

Tire contact area, in²: 235.00 [in²]

Bild 3.34 Abschnitt Reifenwahl: Reifendruck, Reifengröße und Kontaktfläche

3.11 Positionierung der Räder am Fahrwerksbein

In COMFAA wird das wie in der Luftfahrt übliches Koordinatensystem verwendet. Die X-Achse ist hier also die Längsrichtungsachse, bzw. die Flugrichtungsachse und die Y-Achse verläuft in Querrichtung. In der 2-D Darstellung ist nach dem Bild 3.35 die Y-Achse die Abszisse und die X-Achse die Ordinate.

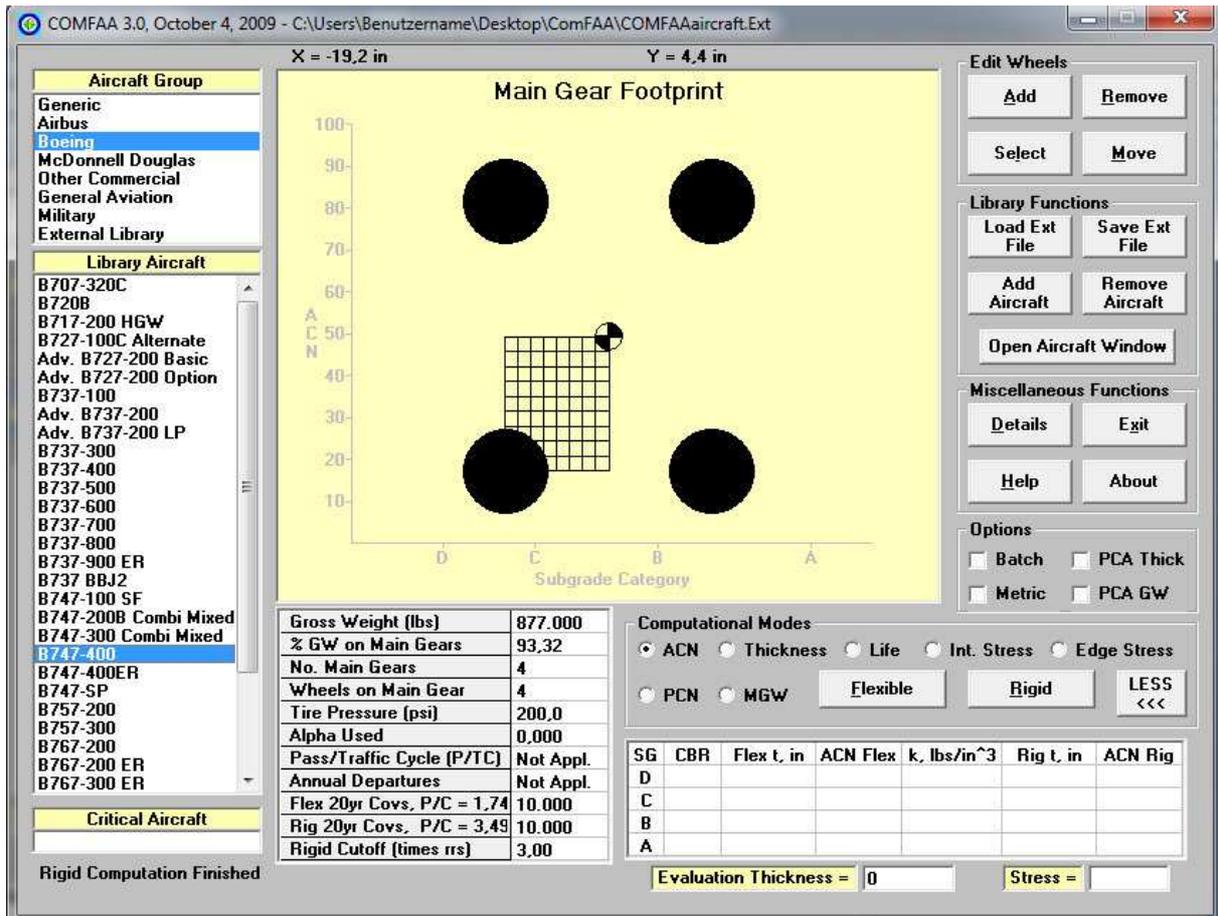


Bild 3.35 Footprint-Darstellung im COMFAA 3.0

Die für die ACN-Berechnung erforderlichen Positionen der Räder werden in diesem Abschnitt erläutert. Bei der Position der Räder handelt es sich um die Koordinaten der einzelnen Räder an einem Fahrwerkbein. Im Bild 3.35 ist ein *Footprint* eines Boeing B747-400 Hauptfahrwerkbeins dargestellt. Jedem Rad des Fahrwerkbeins wird eine Koordinate zugewiesen. Die Koordinaten sind in Inches ausgedrückt. Im *Options* Feld kann aber das Maß in Metrische Einheitensystem umgestellt werden. Die vier Räder des Boeing B747-400 Hauptfahrwerkbeins nach der COMFAA 3.0 Datenbank haben folgende Koordinaten:

unten-link: Y (-22.000); X (0.000)
 unten-rechts: Y (22.000); X (0.000)
 oben-links: Y (-22.000); X (58.000)
 oben-rechts: Y (22.000); X (58.000)

Diese Räderkoordinaten beschreiben in der COMFAA 3.0 die Räderposition jedes der vier Fahrwerkbeins des B747-400. Deshalb, wie bereits in früheren Kapiteln erläutert, müssen die Hauptfahrwerkbeine kommunal sein. Kommunal in dem Sinne, dass die Fahrwerkbeine gleiche Anzahl an Rädern und gleiche X- und Y-Koordinaten des Rades haben, bezogen auf das lokale Koordinatensystem des Fahrwerkbeins (die mechanische Funktion wurde hier außer Acht gelassen) (**Airport Tech. 2008**). Bei Airbus A330-200 ist diese Kommunalität nicht

vorhanden (**Airbus 2010**). Es sind zwar bei A330-200 keine vier Hauptfahrwerksbeine, der Punkt ist aber, dass das mittlere Hauptfahrwerkbein ungleiche Anzahl an Rädern sowie unterschiedliche lokale X- und Y-Koordinaten hat, wie das laterale Fahrwerk (siehe Tabelle 7.1 im **Anhang A**).

Im Bild 3.36 ist ein Screenshot aus dem Abschnitt Tire Location abgebildet. Wie im Bild 3.36 dargestellt wird hier die Anzahl der Räder auf sechs Räder pro Fahrwerkbein begrenzt (wie bei Boeing B777). Ganz wichtig ist es noch während der Auswahl der Anzahl der Räder und Fahrwerkbeine darauf zu achten, dass auf die in diesem Kapitel zu Eingabe stehende lokale Koordinaten der Räder (bezogen auf das Fahrwerkbein) für alle Hauptfahrwerkbeine gleich ist. Das Bugfahrwerk ist hier unwichtig, weil das Flugzeug gewöhnlich auf den Hauptfahrwerk landet und dabei die meiste Last trägt.

11. ACN input data: Tire location with respect to landing gear leg

Update number of wheels

1	TX (for NTires), two numbers in inches	TY	<input type="text" value="0,000"/>	[in]	TX	<input type="text" value="0,000"/>	[in]
2	TY (for NTires), two numbers in inches	TY	<input type="text" value="0,000"/>	[in]	TX	<input type="text" value="0,000"/>	[in]
3	TX (for NTires), two numbers in inches	TY	<input type="text" value="0,000"/>	[in]	TX	<input type="text" value="0,000"/>	[in]
4	TY (for NTires), two numbers in inches	TY	<input type="text" value="0,000"/>	[in]	TX	<input type="text" value="0,000"/>	[in]
5	TX (for NTires), two numbers in inches	TY	<input type="text" value="0,000"/>	[in]	TX	<input type="text" value="0,000"/>	[in]
6	TY (for NTires), two numbers in inches	TY	<input type="text" value="0,000"/>	[in]	TX	<input type="text" value="0,000"/>	[in]

Bild 3.36 Screenshot Tire Location nach PreSTo Landing Gear Abschnitt 11

Um die Koordinateneingabe zu tätigen müssen die Abstände zwischen den Rädern gegeben werden. Die Tabelle 7.1 liefert zum Bild 7.1, im **Anhang A1**, die globale Koordinaten der Airbus Flugzeuge. Außerdem sind im **Anhang A2** die *Footprints* der Airbus A320-200 und A340-600 Flugzeuge beigefügt.

Eine ausführliche Hilfestellung zur Datenbank der Räderpositionierung ist im **Anhang D** zu finden.

4 Berechnung des ACN-Wertes

In diesem Kapitel erfolgt die ACN-Wert Berechnung für *Flexible* und *Rigid Pavement* (Bild 4.1). Dabei werden die im dritten Kapitel ermittelte Daten, die der ACN Berechnung dienen, aus PreSTo in eine *.Ext Datei exportiert und in den COMFAA 3.0 Tool importiert. Die erforderliche Parameter, die aus der PreSTo exportiert werden, sind in der Tabelle 7.2, **Anhang D**, zu finden. Eine ausführliche Beschreibung zu Berechnung der ACN-Werte mit COMFAA 3.0 wird weiter unten in sieben Schritten erläutert.



Bild 4.1 Flexible und Rigid Pavement in Anlehnung an **Trahmer 2004**

Über die Zusammensetzung des *Flexible* und *Rigid Pavements* beschreibt in seiner Projektarbeit **Messner 2006**, im Kapitel „Methoden zur Beschreibung der Bodenbelastung“

Ausführliche Beschreibung zur Berechnung der ACN-Werte mit COMFAA 3.0

Schritt 1: Als Erstes muss die setup.exe Datei installiert werden.

Schritt 2: Nach der Installation, zum Starten der Berechnung der ACN-Werte wird COMFAA Calculation Schaltfläche (Bild 4.2) in dem Hauptabschnitt Landing Gear betätigt. Dabei ist eine Eingabe des Namen des Flugzeugs erforderlich (z.B.: Jet1).

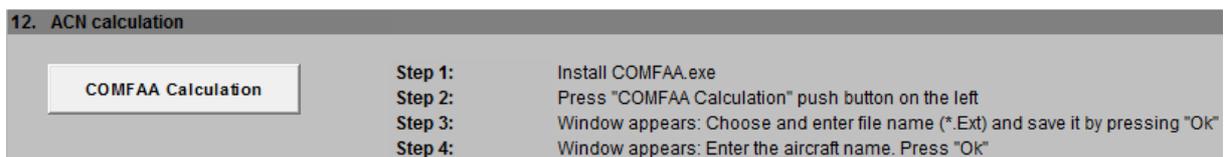


Bild 4.2 ACN Berechnung, Abschnitt 12

Schritt 3: Im dritten Schritt wird die *.Ext Datei exportiert. Eine Bezeichnung für diese Datei wird erforderlich (z.B.: Jet1Export.Ext). Wichtig ist den Pfad der exportierten Datei zu merken.

Schritt 4: Das COMFAA Programm wird gestartet. Die Hauptansicht des Programms ist im Bild 4.3 dargestellt. Über die Schaltfläche *Load Ext File* im *Library Funktion* Feld erfolgt das Importieren der im dritten Schritt exportierten

*.Ext Datei Es entsteht im Feld *Library Aircraft* ein neuer Flugzeugname (Bild 4.4).

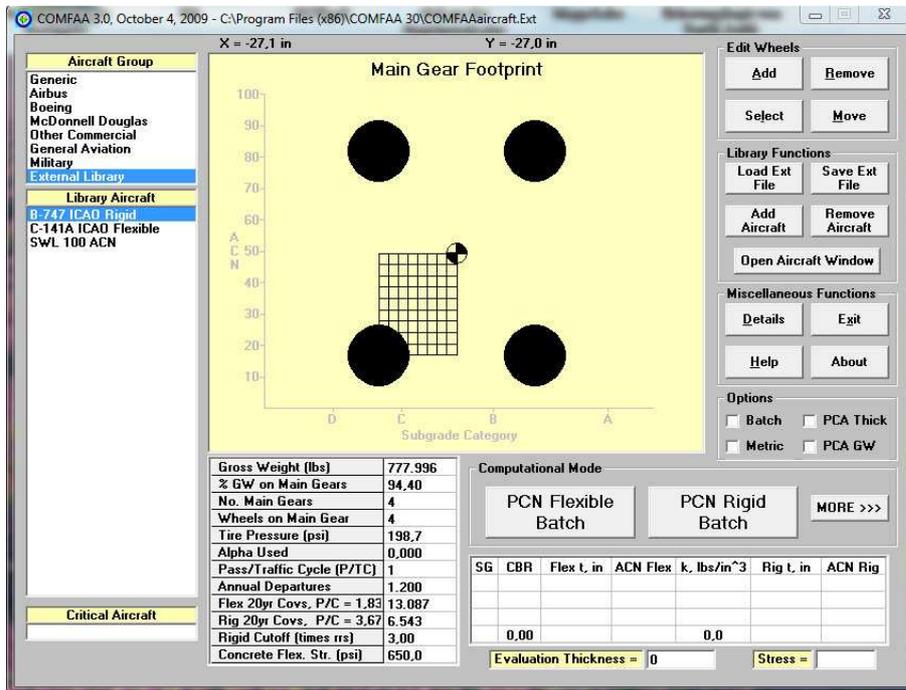


Bild 4.3 Hauptansicht des COMFAA 3.0 Tools

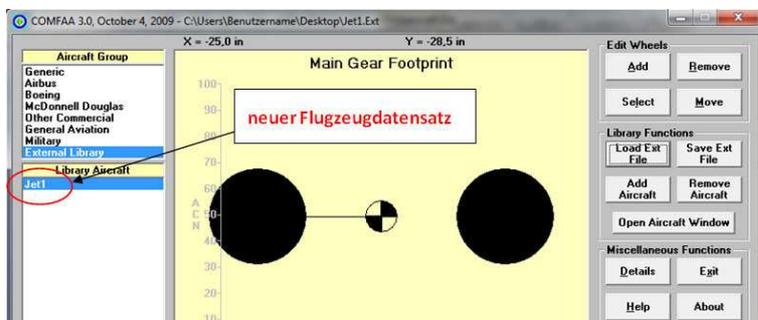
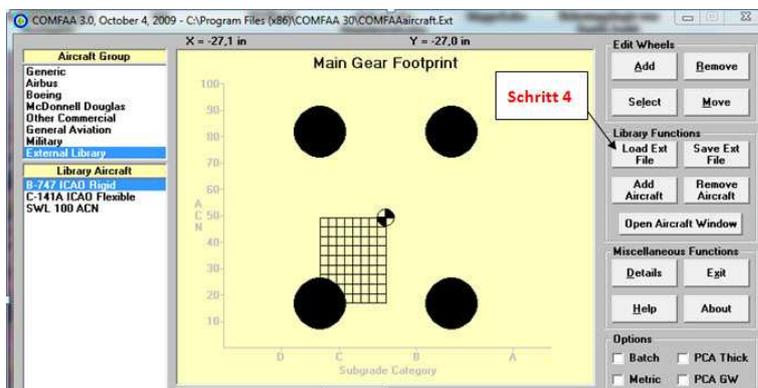


Bild 4.4 ACN Berechnung, Schritt 4

Schritt 5: Im *Computational Mode* Feld wird die Schaltfläche *MORE* betätigt. Hier muss als Nächstes das ACN Optionsfeld ausgewählt werden und danach die

Schaltflächen *Flexible* und *Rigid* gedrückt werden. Dabei werden die ACN-Werte des Belags für beide Fälle ermittelt.

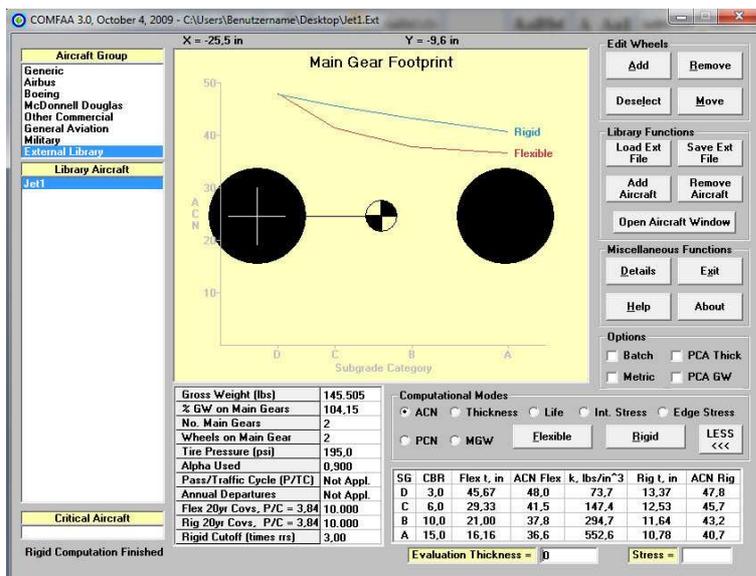
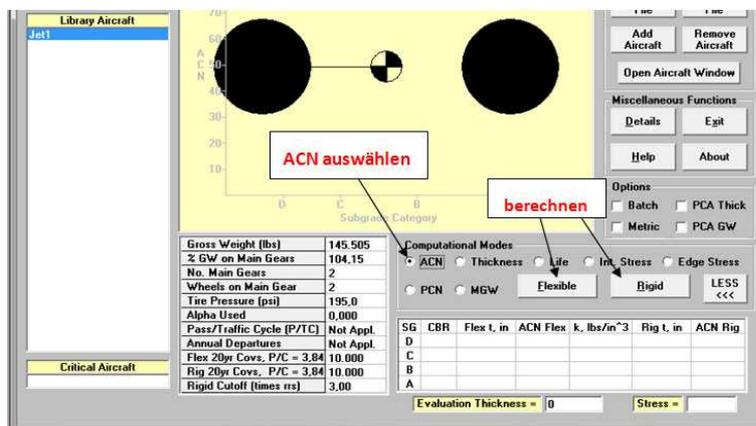
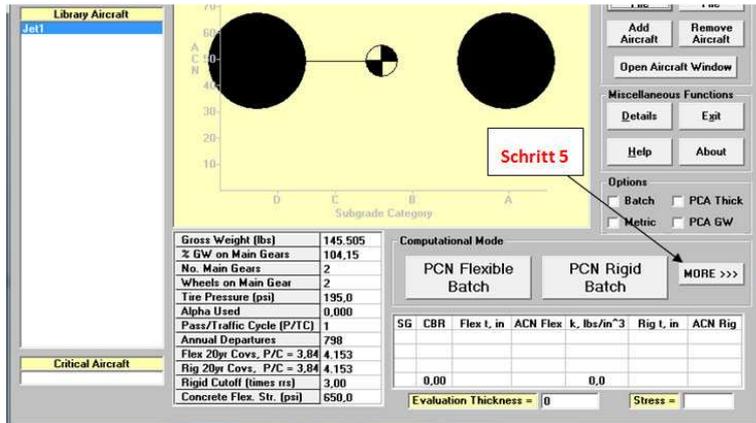
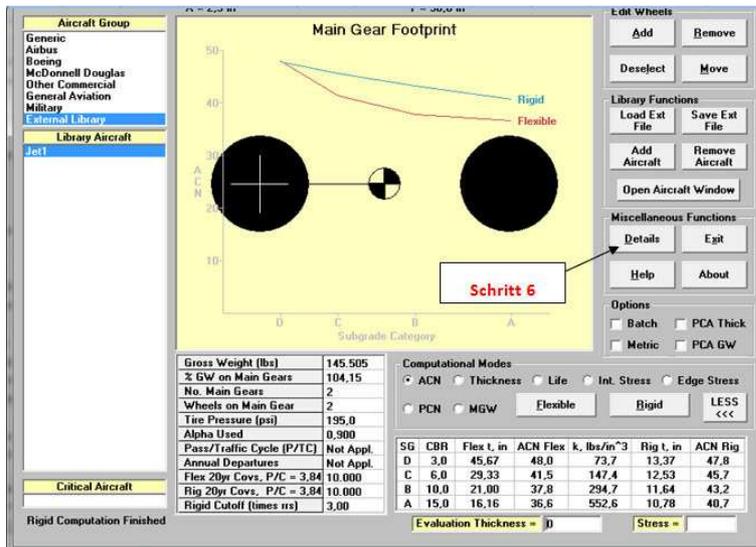


Bild 4.5 ACN Berechnung, Schritt 5

Schritt 6: Die ermittelten ACN-Werte müssen manuell kopiert werden. Hierfür wird die *Details* im *Miscellaneous Functions* Feld gedrückt (Bild 4.6). Danach

wird die *ACN Batch* in *Other Calculation Modes* selektiert und die *Flexible* und danach *Rigid Single Aircraft ACN* ausgewählt.



WEIGHT	PCNT ON MAIN	NO. OF WHLS.	CONTACT AREA	CONTACT PRESSURE
lb			in ²	psi
145.505	104,15	2	194,48	195,00

No.	End ACN		Start ACN		Input	
	X	Y	X	Y	X	Y
1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	-20,25
2	0,00	40,50	0,00	40,50	0,00	20,25

SUPPORT	PAVEMENT	RAD. REL.	ACN	STRESS	WHEEL
K VALUE	THICKNESS	STIFFNESS		FACTOR	
73,68	13,37	57,67	47,83	398,87	0/2
147,36	12,53	46,20	45,71	398,86	0/2
294,72	11,64	36,76	43,22	398,86	0/2
552,58	10,78	29,66	40,65	398,86	0/2

Bild 4.6 ACN Berechnung, Schritt 6

Schritt 7: Die Daten aus dem *Rigid* und *Flexible* Datenfeld werden kopiert und in den Abschnitt 11, *ACN Data* (im Hauptabschnitt *Landing Gear*), eingefügt. Danach können die Daten ausgewertet werden.

13. ACN output data

Here paste the copied ACN data from COMFAA

Flexible

Ground Flotation Program Results, English Units

Aircraft1

Number of wheels = 2

X (lateral) coordinates of wheels:

-20,25 20,25

Y (longitudinal) coordinates of wheels:

0,00 0,00

No. of grid points (X, Y) = 9 9

Grid origin (X, Y) = -20,25 0,00

Grid increments (X, Y) = 2,53 0,00

Number of sets of mass and tire pressure = 1

Aircraft Mass (kg, lb) = 70.000, 154.324

Tire Pressures:

195,00 195,00

Percent Mass on Main Gear = 93,77

Number of Main Gears = 2

Load on One Tire (kg, lb) = 16.410, 36.177

Tire Contact Radii:

7,69 7,69

Coverages for ACN = 10,000

Alpha Value for Gear = 0,9000

ESWL, kg CBR DEPTH, cm ACN

27.525 3,00 112,88 45,48

23.425 6,00 72,36 39,13

21.342 10,00 51,88 35,72

20.191 15,00 40,01 34,76

ESWL, lb CBR DEPTH, in ACN

60.682 3,00 44,44 45,48

51.643 6,00 28,49 39,13

47.051 10,00 20,43 35,72

44.514 15,00 15,75 34,76

Rigid

Aircraft1, English Units

WEIGHT	PCNT ON MAIN	NO. OF WHLS.	CONTACT AREA	CONTACT PRESSURE
lb			in ²	psi
154.324	93,77	2	185,68	195,00

Coordinates of wheels

No.	End ACN		Start ACN		Input	
	X	Y	X	Y	X	Y
1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	-20,25
2	0,00	40,50	0,00	40,50	0,00	20,25

SUPPORT	PAVEMENT	RAD. REL.	WHEEL		
K VALUE	THICKNESS	STIFFNESS	ACN	STRESS	FACTOR
73,68	13,04	56,60	45,36	398,88	0/2
147,36	12,22	45,34	43,32	398,86	0/2
294,72	11,35	36,07	40,94	398,86	0/2
552,58	10,52	29,11	38,50	398,86	0/2

Bild 4.7 ACN Berechnung, Schritt 7

5 Fehlerquellen

Mögliche Fehlerquellen können sich im folgenden Punkten verbergen:

Statistische Werte: Die PreSTo Tabellenkalkulation basiert auf Statistiken. Die statistischen Werte können aber für das in PreSTo entworfenes Flugzeug von den realen Werten abweichen und das Endergebnis verfälschen.

Vereinfachungen: Die Länge des Fahrwerkbeins ist von vielen Faktoren abhängig, zum einem von der vertikalen Schwerpunktslage. Diese wurde hier als Vereinfachung der Kabinenbodenhöhe gleichgesetzt. Und auch das Vernachlässigen der Reifeneinfederung hat der Länge des Fahrwerkbeins beizutragen.

Bei der Ermittlung des Querneigungswinkels wurde eine vereinfachte Geometrie verwendet. Diese kann von der realen Geometrie abweichen und das Ergebnis des Querneigungswinkels und der Fahrwerkbeinlänge beeinträchtigen.

Falsche Annahme: Die Sicherheitsfaktoren der Lastverteilung können potenzielle Fehlerquellen der ACN-Wert Berechnung darstellen. Durch die falsche Annahme der Sicherheitsfaktoren kann sich der Reifendruck und somit die Flächenbelastung der Reifen verfälschen. Die falsche Auswahl der Reifen im *Tire Data Book* kann ebenso als potenzielle Fehlerquelle der ACN-Wert Berechnung betrachtet werden.

COMFAA 3.0: Bei dem COMFAA 3.0 Programm handelt sich um eine Beta Version. Das Programm kann also Fehlerbehaftet sein. Auch durch falsches Anwendung des Programms, z.B. bei nicht ausreichender Erfahrung im Umgang sind Fehler nicht ausgeschlossen. Falsche Eingaben der Werte vom Benutzer, wie im PreSTo so auch im COMFAA, durch vertippen oder auch falsches Überlegungen, kann zu weiteren Abweichungen führen.

Ein großes Fehlerpotenzial liegt bei der Berechnung des ANC-Wertes vor. Mit aufmerkamer Durchführung der Berechnung lassen sich aber viele Fehler vermeiden.

6 Ausblick

Um die Ermittlung des ACN-Wertes zu optimieren und Abweichungen zu reduzieren, könnten einige Verbesserungen und Erweiterungen erarbeitet werden. Diese werden in diesem Kapitel als mögliche Ansätze beschrieben:

Bei der Wahl der Reifen im *Tire Data Book* kann es vorkommen, dass der Reifendruck gegenüber dem Zusatzgewicht steht. Um die Vorteile des Reifendrucks mit den Nachteilen des Gewichtsunterschieds abwägen zu können, wäre es denkbar die Auswirkung der genannten Charaktere zu untersuchen.

Da die vertikale Schwerpunktlage in der Kabinenbodenhöhe angenommen wird, sollte nach Möglichkeit die Annahme durch rechnerische Lösung ersetzt werden. So ein Ansatz kann demzufolge bei allen angenommen Parametern in dieser Arbeit eingesetzt werden.

Der Einfederweg des Fahrwerks ist von der Art des Stoßdämpfers abhängig. In diese Tabellenkalkulation könnte die Auswahl der Stoßdämpfer eingebunden werden und der Einfederweg des Fahrwerks sowie der Reifen ermittelt werden.

Von der Triebwerkspositionierung sind viele Parameter abhängig, unter anderem die Positionierung und Länge des Fahrwerkbeins. Die Triebwerkspositionierung selbst ist auch von vielen Faktoren anhängt. Es wäre vorstellbar durch Iterationsverfahren eine optimale Positionierung der Triebwerke zu ermitteln um optimale Ergebnisse für die Positionierung des Fahrwerks zu erhalten.

Eine sinnvolle Lösung zu Minimierung der Wertabweichungen in der Tabellenkalkulation, die z.B. durch statistische Werte entstehen könnten, wäre die Verwendung von Simulationsprogrammen denkbar, sowie eine Erweiterung von grafischen Darstellungen.

Des Weiteren, wäre ein nächster Schritt die Ergebnisse mittels der Parameter eines bereits fliegenden Flugzeugs zu überprüfen.

Innovation

Im Allgemeinen beträgt das Flugzeugfahrwerk ca. 8% der Betriebsleermasse (**Chowson 2010**). Diese Masse muss während des ganzen Fluges mitgeschleppt werden. Deshalb wird, alternativ zum Flugzeugfahrwerk, ein bodengebundenes Fahrwerkssystem ausgearbeitet, das den Zweck hat, die Betriebsleermasse zu reduzieren. In der Zukunft, bei Flugzeugen mit bodengebundenem Fahrwerk, wird eine zusätzliche Gewichtsabnahme erwartet, z.B. durch Einsparung der Fahrwerkhydraulik, was im Ganzen für relativ hohe Wirtschaftlichkeit spricht.

GroLaS (Ground-based Landing Gear System)



Bild 6.1 Bodengebundenen Fahrwerksystems (Chowson 2010)

7 Zusammenfassung

Mit Hilfe der vorliegenden Projektarbeit wurde die Auslegung des Flugzeugfahrwerks in PreSTo ermöglicht, das anschließend die Ergebnisse der Bodenbelastung für flexible und steife Landebahn darstellt. Die Fahrwerksauslegung erfolgt in mehreren Schritten, zu den zählen die Ermittlung der Lage des Fahrwerks, Longitudinale und Laterale Standsicherheit, Freigängigkeit beim Einfahren in den Fahrwerksschacht, Longitudinale Überprüfung des Heckfreiwinkels, Laterale Freigängigkeit des Triebwerks und Flügels, Türschwellehöhe, Festlegung der Anzahl der Fahrwerksbeine und der Räder, Lastverteilung auf Bug- und Hauptfahrwerk, Reifenwahl (Reifendruck, Reifengröße und Kontaktfläche) und Positionierung der Räder am Fahrwerksbein. Die ACN-Wert-Berechnung erfolgt mit Hilfe von COMFAA 3.0 Tools. Eine detaillierte Anleitung zur Anwendung des Tools wird in dieser Arbeit ebenfalls behandelt. Anschließend werden die Ergebnis der ACN-Wert-Berechnung in PreSTo übertragen.

Die Statistiken unterstützen den Anwender bei der Auslegung des Fahrwerks, die Kenntnisse des Flugzeugentwurfs sind aber trotzdem erforderlich.

Die Ergebnisse dieser Arbeit wurden anhand eine Beispiels nicht untersucht, deshalb kann keine Aussage über die Abweichungen der Ergebnisse getroffen werden.

Literaturverzeichnis

- Airbus 2010** AIRBUS S.A.S.: *AIRPLANE CHARACTERISTICS A330: Technical Data Support and Services, Customer Services*. Blagnac, Frankreich, 2010
- Airport Tech. 2008** AIRPORT TECHNOLOGY: *Preliminary 747-8 Airport Compatibility*. Seattle, WA: Boeing, 2008
- Chowson 2010** CHOWSON, Erik: *Bachelorarbeit: Konstruktiver Entwurf und Dimensionierung einer flugzeugseitigen Schnittstelle zwischen fahrwerklosen Verkehrsflugzeugen und einem bodengebundenen Fahrwerksystem*. Hamburg: Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2010
- Currey 1988** CURREY, Norman S.: *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*. Washington, D.C.: American Institut of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1988
- Endesfelder 2005** ENDESFELDER, Mark: *Projekt: Triebwerksintegration*. Hamburg: Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2005
- Laboratory 2006** NATIONAL AEROSPACE LABORATORY: *Crosswind Certification - How does it affect you?* 2006. URL: <http://www.nlr.nl/id~5114/lang~en.pdf> (2010-12-5)
- Messner 2006** MESSNER, Christian: *Projekt 2: Beschreibung der Bodenbelastung durch Flugzeuge mit Hilfe der ACN/PCN-Methode*. Hamburg: Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2006.
- Montarnal 2010** MONTARNAL, Phillipe: *Report: Preliminary Sizing Tool PreSTo*. Hamburg: Bishop GmbH, 2010
- Roskam 1989** ROSKAM, Jan: *Airplane Design*. Bd. 2: *Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*, Ottawa, Kansas, 1989
- Roskam 1997** ROSKAM, Jan: *Airplane Design*. Bd. 1: *Preliminary Sizing of Airplanes*. Ottawa, Kansas: Design Analysis & Research, 1997

- Schmitt 1988** SCHMITT, D.: *Skript zur Vorlesung: Luftfahrttechnik, Flugzeugentwurf*. München: Technische Universität, Lehrstuhl für Luftfahrttechnik, 1988
- Scholz 1999** SCHOLZ, Dieter: *Skript für Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hamburg: Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 1999
- Scholz 2005** SCHOLZ, Dieter: *Lösung zur Klausur Flugzeugentwurf SS 2005*. Hamburg: Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2005
- Scholz 2009** SCHOLZ, Dieter: *Lösung zur Klausur Flugzeugprojekt SS 2009*. Hamburg: Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2009
- Scholz 2010** SCHOLZ, Dieter: *Digitalen Bibliothek. Studentische Arbeiten*. URL: <http://profscholz.de> (2010-11-27)
- Trahmer 2004** TRAHMER, Bernd: *Vorlesung zum Fach Flugzeugentwurf: Fahrwerk, Fahrwerksintegration in den Gesamtentwurf*. Hamburg: Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2004

Anhang A Fahrwerk-Fußabdruck

A1 Airbus Footprint Data

Im Bild 7.1 ist ein Fahrwerk-Fußabdruck nach dem Flugzeugtyp Airbus A340-500 bzw. A340-600 dargestellt. In Tabelle 7.1 sind zum Fahrwerkfußabdruck die Parameter der Airbus Flugzeuge angegeben. Die Werte sind dem *Airplane Characteristics For Airport Planning* entnommen worden, das auf der Airbus Homepage frei zum Download steht.

Tabelle 7.1 Fahrwerk-Fußabdruck-Maß

Flugzeugtyp	A [mm]	B [mm]	C [mm]	D [mm]	E [mm]	F [mm]	G [mm]	H [mm]
A300-200 B2	625	18600	9600	889	1397	-	-	-
A300-200 B4	625	18600	9600	927	1397	-	-	-
A300-200 C4	625	18600	9600	978	1524	-	-	-
A300-600	625	18600	9600	927	1397	-	-	-
A300-600	625	18604	9600	978	1524	-	-	-
A310	625	18604	9600	927	1397	-	-	-
A318	500	10252	7590	927	-	-	-	-
A319	500	11039	7590	927	-	-	-	-
A320 Bogie	500	12640	7595	927	1005	-	-	-
A320	500	12640	7590	927	-	-	-	-
A321	500	16905	7590	927	-	-	-	-
A330-200	710	22180	10684	1397	1981	-	-	-
A330-300	710	25375	10684	1397	1981	-	-	-
340-500	814	27589	10684	1397	1981	28337	1176	1981
340-600	814	32889	10684	1397	1981	33637	1176	1981

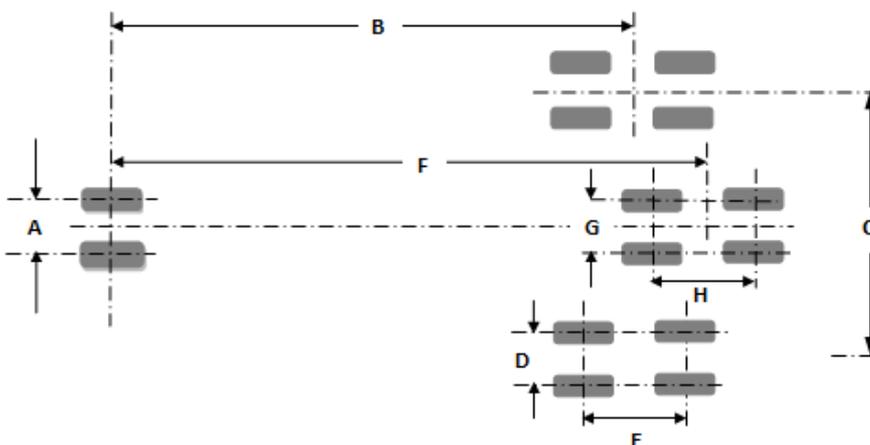


Bild 7.1 Fahrwerk-Fußabdruck nach A340-500

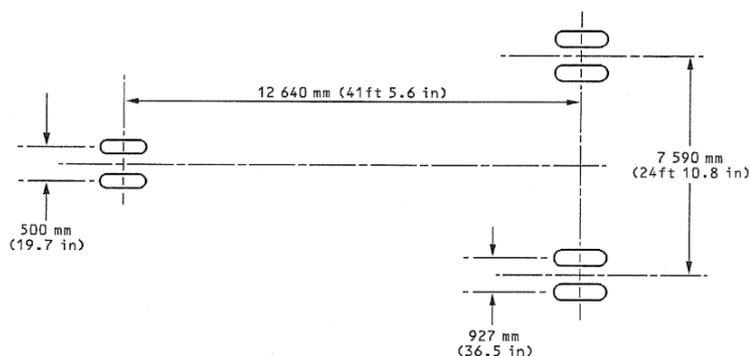
A2 Footprint Datenblatt

Hier sind die Fahrwerk-Fußabdrücke der Flugzeuge Airbus A320-200, A320-200 (Bogie) und A340-600 aus der *Airplane Characteristics For Airport Planning* dargestellt. Diese dienen als ein Beispiel der Fahrwerksauslegung. Die vollständige *Airplane Characteristics For Airport Planning* Datei umfasst rund 400 Seiten und steht auf der Airbus Homepage frei verfügbar.



AIRPLANE CHARACTERISTICS

Maximum Ramp Weight	78 400 kg (172 850 lb)			
Percentage of Weight on Main Gear Group	See Sheet 7-4-1 Page 12			
Nose Gear Tire Size	30 x 8.8 R15 (30 x 8.8 - 15)			
Nose Gear Tire Pressure	12.3 bar (178 psi)			
Main Gear Tire Size	46 x 17 R20 (46 x 16 - 20)	1270 x 455 R22 (49 x 18 - 22)	49 x 17 - 20	49 x 19 - 20
Main Gear Tire Pressure	14.4 bar (209 psi)	12.3 bar (178 psi)	12 bar (174 psi)	10.7 bar (155 psi)



MAC8 07 02 00 0 ALMO 00

Landing Gear Footprint
Model-200 (MTOW 78 t)

N

Printed in France

7-2
Page 11
DEC 01/07

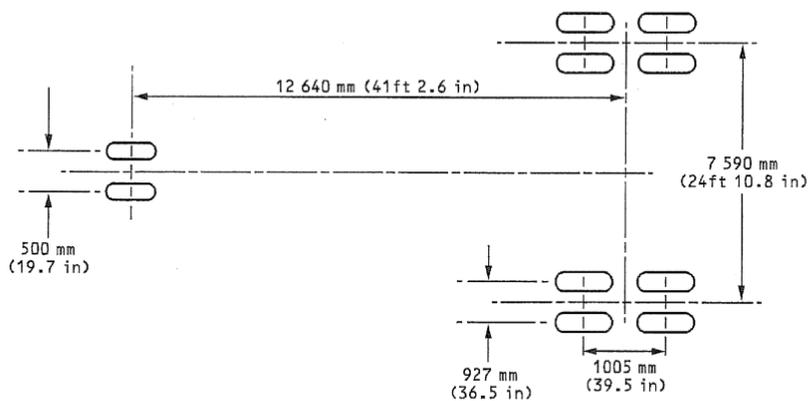
Bild 7.2

Fahrwerk-Fußabdruck A320-200



AIRPLANE CHARACTERISTICS

Maximum Ramp Weight	70 400 kg (155 200 lb)	73 900 kg (162 925 lb)
Percentage of Weight on Main Gear Group	See Sheet 7-4-1 Page 1	See Sheet 7-4-1 Page 6 & Page 7
Nose Gear Tire Size	30 x 8.8 R15 (30 x 8.8 - 15)	
Nose Gear Tire Pressure	11.4 bar (165 psi)	12.3 bar (178 psi)
Main Gear Tire Size	915 x 300 R16 (36 x 11 - 16)	
Main Gear Tire Pressure	11.2 bar (162 psi)	12.2 bar (177 psi)



NA C8 07 02 00 0 AMMO 00

Landing Gear Footprint
Model-200 (Bogie) (MTOW 70 t/73.5 t)

N

Printed in France

7-2
Page 12
DEC 01/07

Bild 7.3

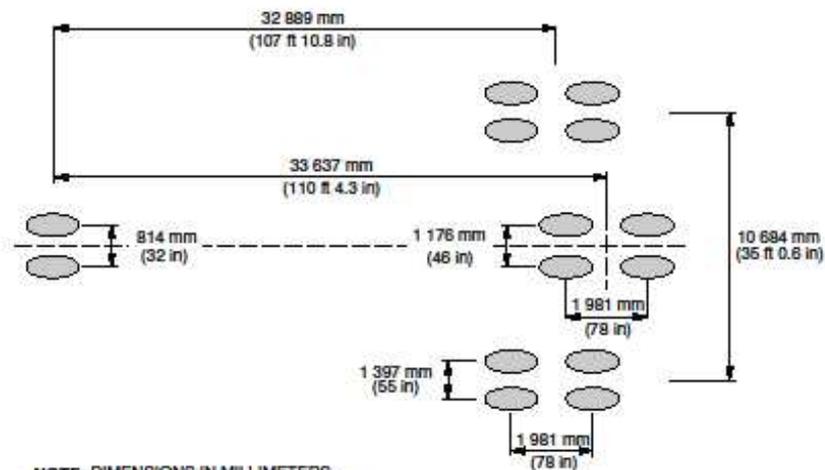
Fahrwerk-Fußabdruck A320-200 (Bogie)

A340-500/-600

AIRPLANE CHARACTERISTICS

**ON A/C A340-600

MAXIMUM RAMP WEIGHT	366 200 kg (807 330 lb)	369 200 kg (813 950 lb)	381 200 kg (840 400 lb)
PERCENTAGE OF WEIGHT ON MAIN GEAR GROUP	SEE SHEET 7-4-1 PAGE 4	SEE SHEET 7-4-1 PAGE 5	SEE SHEET 7-4-1 PAGE 6
NOSE TIRE SIZE	45 x 18R17 36PR		
NOSE TIRE PRESSURE	13.7 bar (199 psi)		13.9 bar (201 psi)
WING GEAR TIRE SIZE	1400 x 530R23 40PR		
WING GEAR TIRE PRESSURE	16.1 bar (234 psi)		
CENTER GEAR TIRE SIZE	1400 x 530R23 40PR		
CENTER GEAR TIRE PRESSURE	15.0 bar (218 psi)		16.1 bar (234 psi)



NOTE: DIMENSIONS IN MILLIMETERS
(FEET AND INCHES IN BRACKETS)

F_AC_070200_1_0320101_01_00

Landing Gear Footprint
FIGURE 1

7-2-0

Page 2
Jan 01/10

Anhang B

Beschreibung der Funktion nach Abschnitt 4

Tabelle 3.2 Übersicht zu Anzahl der Räder und Hauptfahrwerkbeine eines Hauptfahrwerks

Referenz	Räder	Beine	Gewicht pro Rad 20.000 [kg]	Gewicht pro Rad 30.000 [kg]
1	2	2	40.000	60.000
2	4	2	80.000	120.000
3	8	2	160.000	240.000
4	10	3	20.000	300.000
5	12	3	240.000	360.000
6	16	4	320.000	480.000
7	20	4	400.000	600.000

WENN(UND(mMTO>60000;mMTO<=120000);4;WENN(UND(mMTO>120000;mMTO<=240000);8;WENN(UND(mMTO>240000;mMTO<=300000);10;WENN(UND(mMTO>300000;mMTO<=360000);12;WENN(UND(mMTO>360000;mMTO<=480000);16;WENN(UND(mMTO>480000;mMTO<=600000);20;2))))))

Die oben dargestellte *Wenn-Funktion* hat einen direkten Zusammenhang mit der *Tabelle 3.2*. Dabei wird geprüft ob der Wert des Abfluggewichts MTOW größer der Spalte *Gewicht pro Rad 20.000 [kg]* und zeitgleich kleiner oder gleich der Spalte *Gewicht pro Rad 30.000 [kg]* ist. Ist die entsprechende Zeile gefunden, die die Bedingung erfüllt, so wird in der definierten Zelle die Anzahl der Räder aus der Spalte *Räder* übernommen.

4. Number of wheels and struts

Stat

Number of wheels on MG	$n_{W, MG}$	<input type="text" value="4"/> [-]	← Suggestion	Number of wheels	$n_{W, MG}$	<input type="text" value="4"/> [-]
Number of Main Gear struts	$n_{S, MG}$	<input type="text" value="2"/> [-]	← Suggestion	Number of Main Gear struts	$n_{S, MG}$	<input type="text" value="2"/> [-]
Number of wells on Main Gear per strut	$n_{W, MG/S}$	<input type="text" value="2"/> [-]	← Suggestion	Number of wells on Main Gear per str	$n_{W, MG/S}$	<input type="text" value="2"/> [-]
Number of Center Gear struts	$n_{S, CG}$	<input type="text" value="0"/> [-]	← Suggestion	Number of Center Gear struts	$n_{S, CG}$	<input type="text" value="0"/> [-]
Number of wells on Center Gear	$n_{W, CG}$	<input type="text" value="0"/> [-]	← Suggestion	Number of wells on Center Gear	$n_{W, CG}$	<input type="text" value="0"/> [-]
Number of Nose Gear struts	$n_{S, NG}$	<input type="text" value="1"/> [-]	← Suggestion	Number of Nose Gear struts	$n_{S, NG}$	<input type="text" value="1"/> [-]
Number of wells on Nose Gear	$n_{W, NG}$	<input type="text" value="2"/> [-]	← Suggestion	Number of wells on Nose Gear	$n_{W, NG}$	<input type="text" value="2"/> [-]

Bild 3.27 Abbildung nach PreSTo Landing Gear Abschnitt 4

Anhang C

Sonderbare Triebwerkspositionierung

Im Bild 7.5 sowie im Bild 7.6 ist zu erkennen, dass *Engine Strike* nicht möglich ist, da die Triebwerke in dem Flügel sowie auf dem Flügel positioniert sind.



Bild 7.5 Flugzeug de Havilland DH106 Comet

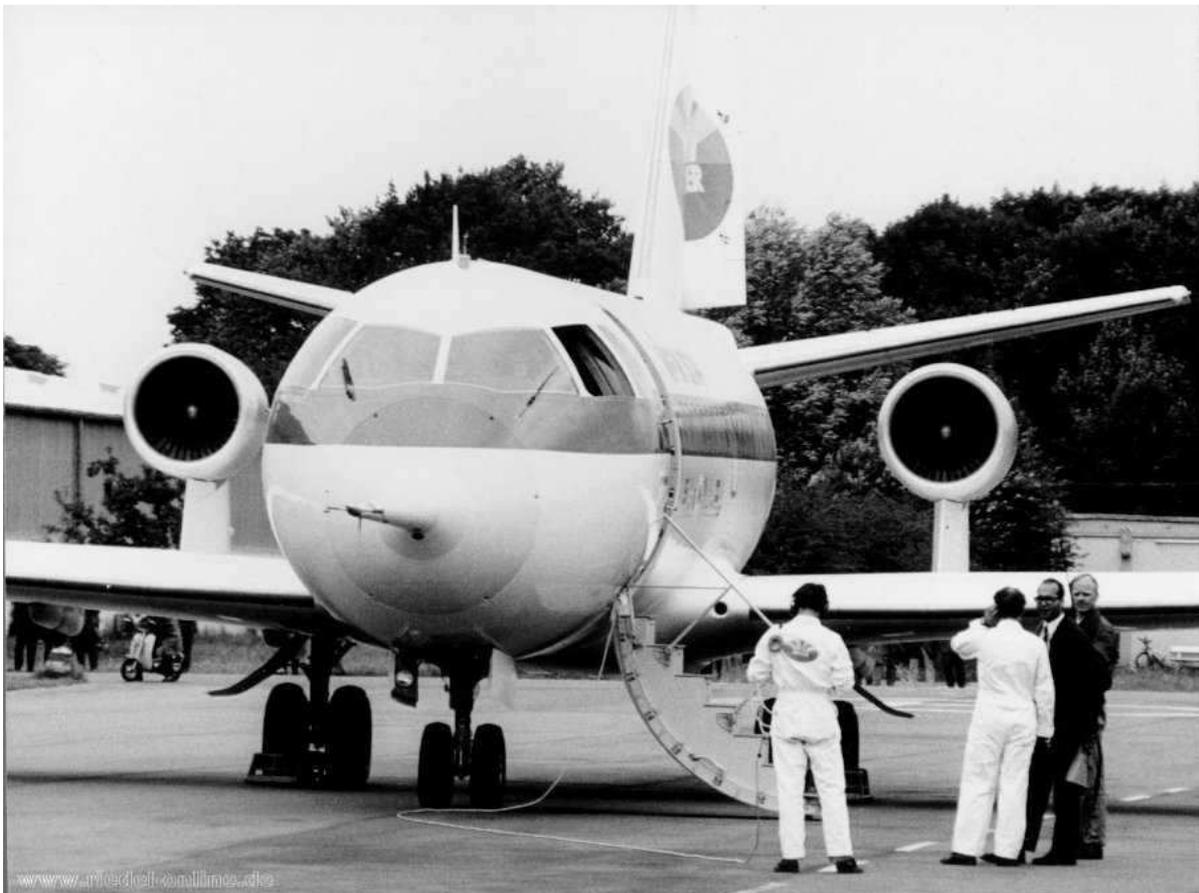


Bild 7.6 Flugzeug VFW Fokker 614

Anhang D

Hilfestellung zum Räderpositionierung

Als Hilfestellung der Positionierung der Räder kann das Tool COMFAA 3.0 genutzt werden. Dort ist eine Datenbank über Fahrwerke der aktuellen Verkehrsflugzeuge die derzeit noch im Einsatz sind hinterlegt. Hierfür muss im COMFAA 3.0 (nach Bild 7.7) im Feld *Aircraft Group* der Flugzeughersteller und im Feld *Library Aircraft* der Flugzeugtyp ausgewählt werden. Zur Anzeige der Koordinaten kann der Mauszeiger in die Mitte des jeweiligen Rades geführt werden und die Y- und X-Koordinaten in der oberen Leiste des COMFAA 3.0 abgelesen werden. Die Werte der Koordinaten können aber sehr schwer mit hoher Genauigkeit abgelesen werden.

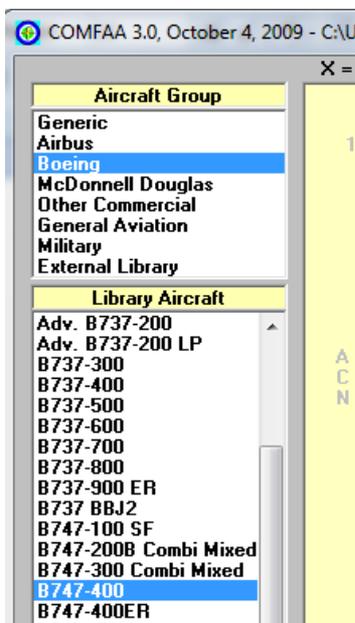


Bild 7.7 Flugzeugdatenbank der COMFAA 3.0

Als weitere Lösung zum Einsehen der Koordinaten der Flugzeuge im COMFAA muss das ausgewählte Flugzeug als Erstes in *External Library* hinzugefügt werden. Das geschieht durch anklicken der Taste *Add Aircraft* im *Library Funktions* Feld (Bild 7.8 links). Im Feld *Miscellaneous Funktions* (Bild 7.8 rechts) durch Anklicken der Taste *Details* werden die *Output* Daten angezeigt.

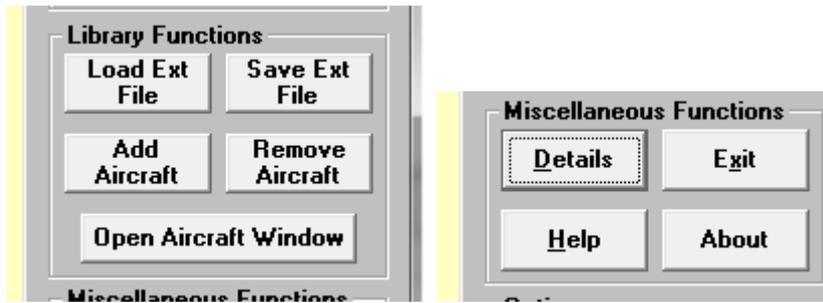


Bild 7.8 Functions Felder im COMFAA 3.0

```

B747-400
  877000
    4
  93.320    95.420
    4
  -22.000    0.000
   22.000    0.000
  -22.000    58.000
   22.000    58.000
  200.000
  229.797
    0.000    29.000    10
   -22.000    0.000    9
 1200.000
  
```

Bild 7.9 Output Daten B747-400

Aus den Output Daten nach Bild 7.9 können die Koordinaten der Räder abgelesen werden. Die Bedeutung der einzelnen Elemente wird in der Tabelle 7.2 dargestellt.

Tabelle 7.2 Bedeutung der Output Daten B747-400 Elemente

B747-400			Name des Flugzeugs
877000			MTOW in [lbs]
4			Anzahl der Hauptfahrwerke
93.320	95.420		Prozentuelle Gewichts des Hauptfahrwerks
4			Anzahl der Räder am Fahrwerk
-22.000	0.000		Koordinaten der Räder in [inches]
22.000	0.000		
-22.000	58.000		
22.000	58.000		
200.000			Reifendruck in [psi]
229.797			Kontaktfläche in [inches ²]
0.000	29.000	10	Gitter Koordinaten
-22.000	0.000	9	
1.200.000			Anzahl der Flüge im Jahr