

TU

TECHNISCHE UNIVERSITÄT WIEN

D I P L O M A R B E I T

Master's Thesis

Die Oberbaudimensionierung von Flugbetriebsflächen

ausgeführt zum Zwecke der Erlangung des akademischen Grades eines
Diplom-Ingenieurs unter der Leitung von

Univ.Prof.Dipl.-Ing.Dr.techn. Ronald Blab
und Univ.Ass.Dipl.-Ing.Dr.techn. Michael Wistuba,
Institut für Straßenbau und Straßenerhaltung,

eingereicht an der Technischen Universität Wien,
Fakultät für Bauingenieurwesen,
von

Bernhard Edlbacher
E610/0026175
Fasangasse 18/19, 1030 Wien

Wien, im Juni 2007

Unterschrift

Kurzfassung

Bernhard Edlbacher: Die Oberbaudimensionierung von Flugbetriebsflächen

Es gibt weltweit eine Vielzahl an Verfahren zur Oberbaudimensionierung von Flugbetriebsflächen. Viele dieser Methoden sind mit der Geschichte des Straßen- und Flughafenbaus entstanden und mitgewachsen. Sie wurden immer wieder verbessert und den neuen Gegebenheiten angepasst. Zunächst werden die Bauweisen von Flugzeugen aufgezeigt, wie ihre Fahrwerke den Oberbau belasten, wie ein Oberbau aufgebaut ist und sich unter der Belastung verhält. Der Oberbau ist aber nicht nur den Verkehrsbelastungen ausgesetzt. Auch Temperatur (Frost und Wärmebelastung durch Düsentriebwerke), Düsenstrahl, Niederschlag und chemische Angriffe spielen eine wesentliche Rolle. Obwohl sich das kanadische Normungsinstitut mit dem Namen International Civil Aviation Organisation (ICAO) um eine Vereinheitlichung der Rechenansätze bemüht und auch entsprechende Normen herausgibt, sind viele Verfahren nach wie vor gebräuchlich.

Ziel dieser Arbeit ist es, ein erstes Werkzeug zur einfachen Handhabung der wichtigsten Bemessungsverfahren in die Hand zu geben. Die Anwendung und die Durchführung dieser Verfahren sind in dieser Arbeit aufgezeigt.

Summary

Bernhard Edlbacher: The Airport Pavement Design

There is a multitude of methods for designing airport pavements all over the world. Lots of these methods have been developed in accordance with the history of roads and airport pavement constructions. They are upgraded and adapted regularly. First of all the constructions and geometrics of aircrafts will be shown, how its landing gears stress load the pavement, how the pavement is built and its performance under this load. But also temperature (affected by frost and blast heat), aircraft blast, precipitation and chemical actions have to be considered. Although the International Civil Aviation Organisation (ICAO – Canada) tries to hand out an international standardisation of designing a pavement, there are lots of methods in use.

The goal of this thesis is give out a first tool for an easy handling of the most important airport pavement designs. The use and the application of these methods are presented in this thesis.

Vorwort

Einen Riesendank möchte ich all jenen aussprechen, die mich beim Gelingen dieser Arbeit unterstützt haben und ohne deren großartige Hilfe dieses Projekt niemals zustande gekommen wäre:

Univ.Ass.Dipl.-Ing.Dr.techn. Michael Wistuba: Danke für die intensive Betreuung und die hervorragenden Anregungen zur Verbesserung dieser Arbeit.

Univ.Prof.Dipl.-Ing.Dr.techn. Ronald Blab: Vielen Dank für die Betreuung und für das Korrekturlesen.

Dipl.-Ing. Walter Fußeis: Dir möchte ich diese Arbeit widmen. Ich werde niemals die Zeit vergessen, die Du für mich geopfert hast, um mir bei der Entschlüsselung des FORTRAN-Codes zu helfen. Ein herzliches Dankeschön für Dein großartiges Engagement.

Ph.D. David Brill und Gordon Hayhoe (Program Manager, FAA Airport Technology R&D Branch): Ein Dankeschön nach Atlantic City den Programmierern von COMFAA für die hilfreichen Erläuterungen zur ACN/PCN-Methode.

Hptm. und Dipl.-Ing. Ulrich Häp (Universität der Bundeswehr München): Danke für die vorzügliche Anleitung zur Berechnung der ACN/PCN-Methode nach München.

Bedanken möchte ich mich bei meiner Mutter für das Korrekturlesen.

Und schließlich bedanke ich mich bei meiner kleinen Schwester Monika, die mir bei der Recherche noch vor dem Erstflug des Airbus A380 extra für diese Arbeit ein Modell des A380 geschenkt hat, weil ich sonst nicht herausgefunden hätte, welche Fahrwerke er besitzt. Danke Dir.



Abbildung 1 Kunststoffmodell des Airbus A380-800 (Foto: Silvia Edlbacher)

INHALTSVERZEICHNIS

1. EINLEITUNG	2
1.1 Begriffsdefinition	2
1.2 Zielsetzung der Arbeit und Themenabgrenzung	3
2. BEANSPRUCHUNG VON FLUGBETRIEBSFLÄCHEN	4
2.1 Verkehrsbeanspruchung	4
2.2 Beanspruchung aus Umwelteinflüssen	13
3. DER OBERBAU VON FLUGBETRIEBSFLÄCHEN	16
3.1 Der Schichtaufbau	16
3.2 Verhalten unter Belastung	17
3.3 Verarbeitbarkeit und Verwendung der Materialien	18
4. AUSFÜHRUNGSBEISPIELE VON FLUGBETRIEBSFLÄCHEN IM EUROPÄISCHEN FLUGHAFENBAU	20
4.1 Norwegen	20
4.2 Großbritannien	22
4.3 Frankreich	22
4.4 Dänemark	23
4.5 Finnland	24
4.6 Deutschland	24
4.7 Italien	24
5. BEMESSUNGSVERFAHREN VON FLUGBETRIEBSFLÄCHEN - ÜBERBLICK	26
5.1 Die CBR-Methode	26
5.2 Verfahren nach Westergaard	28
5.3 Verfahren nach Pickett und Ray	37
5.4 U.S. Army Corps of Engineers	39
5.5 Portland Cement Association Design Methode	41
5.6 LCN-Methode	42
5.7 FAA Design Methode	48
5.8 Analytische Dimensionierungsverfahren - Mehrschichtentheorie	50
6. DIE ACN/PCN-METHODE	57
6.1 Einleitung	57
6.2 Aircraft Classification Number	57
6.3 Pavement Classification Number	81
7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK	85
LITERATURVERZEICHNIS	86
ANHANG A: ACN-BERECHNUNG NACH VERÖFFENTLICHUNGEN VON BOEING UND AIRBUS	I
ANHANG B: FAHRWERKE DER WICHTIGSTEN HANDELSÜBLICHEN GROSSFLUGZEUGE	I
ANHANG C: ACN-WERTE DER WICHTIGSTEN HANDELSÜBLICHEN GROSSFLUGZEUGE	I
ANHANG D: ABKÜRZUNGEN	I
ANHANG E: GLOSSAR	I
ANHANG F: EINHEITEN	I

1. EINLEITUNG

1.1 Begriffsdefinition

Diese Arbeit beschäftigt sich mit der Oberbaudimensionierung (Bemessung der Oberbaustruktur) von Flugbetriebsflächen, d.h. mit der Festlegung der Schichtdicken des Oberbaus unter Berücksichtigung der gewählten Befestigungsart, der vorhandenen Untergrundtragfähigkeit sowie des Luftverkehrsaufkommens und den klimatischen Verhältnisse an Ort und Stelle.

- Flugbetriebsflächen: Darunter werden alle Landverkehrswege verstanden, die zur Abwicklung des Flugbetriebes auf dem Boden notwendig sind, das sind Pisten (Start- und Landebahnen), Rollwege und Vorfelder (siehe Abbildung 2). Um Luftfahrzeuge während längerer Stehzeiten und Wartungsarbeiten vor Witterung zu schützen, werden diese in Hallen untergestellt. Diese Hallen werden Hangar genannt. Hangarböden sind wie Flugbetriebsflächen zu dimensionieren.
- Luftfahrzeuge sind all jene Fahrzeuge, die nach dem internationalen Luftfahrtgesetz berechtigt sind, den Luftraum zu benützen. Dazu zählen Verkehrsflugzeuge, Militärflugzeuge, Kleinflugzeuge, Segelflugzeuge, sowie Hubschrauber, Ballone und Zeppeline.
- Luftverkehrsaufkommen: Das sind die zu erwartenden jährlichen Starts je Flugzeugtyp.
- Oberbau: Darunter versteht man die Anordnung, das Material und die Stärke der Schichten einer Verkehrsfläche (Bsp. Tragschicht und Deckschicht).

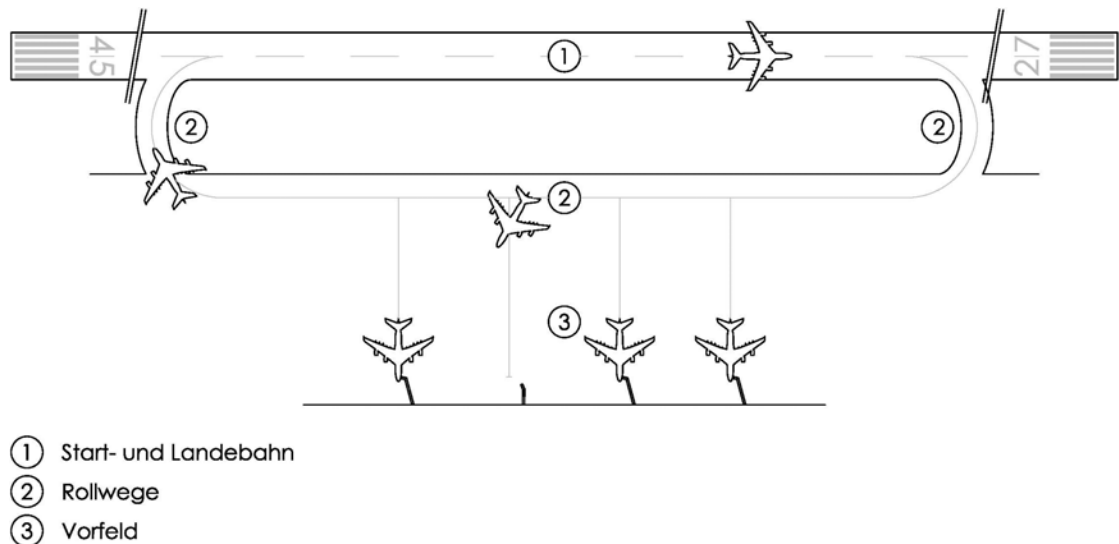


Abbildung 2 Start- und Landebahn, Rollwege, Vorfeld

1.2 Zielsetzung der Arbeit und Themenabgrenzung

Die systematische Dimensionierung von Flugbetriebsflächen hat bereits während des Zweiten Weltkrieges aus wirtschaftlichen Gründen an Bedeutung gewonnen. Anfänglich wurden Bestimmungen aus dem Straßenbau auf Flugbetriebsflächen übertragen. Bald hat sich jedoch gezeigt, dass diese Rechenansätze nicht uneingeschränkt anwendbar sind. Im Unterschied zum Straßenbau sind insbesondere (a) die Gesamt- und die Radlasten höher, (b) die oberflächennahen Beanspruchungen besonders kritisch (z.B. stehendes voll beladenes Luftfahrzeug mit laufenden Triebwerken) und (c) die Überrollungshäufigkeiten wesentlich geringer.

Ziel der Arbeit ist es, die allgemeinen Grundlagen zur Dimensionierung von Flugbetriebsflächen zusammenfassend zu erläutern, mögliche Bemessungsverfahren aufzuzählen und die Oberbaudimensionierung auf Grundlage der ACN/PCN-Methode umfassend vorzustellen. Die ACN/PCN-Methode ist das international am weitesten verbreitete Bemessungsverfahren für Flugbetriebsflächen, das von der internationalen Zivilluftfahrtbehörde, der International Civil Aviation Organisation (kurz ICAO) in den 1970er Jahren eingeführt wurde. Aufbauend auf einer Literaturstudie, in der auf die Grundlagen der Oberbaubemessung von Flugbetriebsflächen näher eingegangen wird, sollen nachfolgend die Vorgangsweise bei der Anwendung der ACN/PCN-Methode aufgezeigt und die entsprechenden Randbedingungen erläutert werden.

Diese Arbeit behandelt die Bemessung von Flugbetriebsflächen für Verkehrsflugzeuge mit einer höchstzulässigen Startmasse größer 5.700 kg. Solche Flugbetriebsflächen werden üblicherweise in bituminös gebundener Bauweise oder als Betondecke ausgeführt. Pflasterbefestigungen werden in dieser Arbeit nicht behandelt.

Die in dieser Arbeit angeführten Beispiele an Befestigungen zeigen in erster Hinsicht Schichtzusammensetzung und Schichtstärke. Auf die Anforderungen zur Ausführung der Deckschicht (Griffigkeit, Lärm, usw.) wird nicht eingegangen.

2. BEANSPRUCHUNG VON FLUGBETRIEBSFLÄCHEN

Flugbetriebsflächen müssen die Beanspruchungen dauerhaft schadensfrei aufnehmen. Die Beanspruchungen können grundsätzlich in die in Tabelle 2 angeführten Beanspruchungsarten unterteilt werden:

Tabelle 1 Anforderungen an Flugbetriebsflächen (verändert nach Ashford et al., 1992 und Hudson et al., 1973)

Verkehrsbeanspruchung:	Gesamtmasse des Flugzeuges Anzahl und Abstände der Räder Radlast des Flugzeuges Reifeninnendruck und Kontaktfläche Anzahl der Lastaufbringungen Dauer der Lastaufbringung Verteilung und seitliche Ausdehnung der Lasten Art der Belastung (statisch oder dynamisch)
Beanspruchung durch Umwelteinflüsse:	Niederschlag Temperatur Düsenstrahl- u. Hitzebelastung durch Triebwerke Chemische Angriffe

Darauf wird im Folgenden näher eingegangen.

2.1 Verkehrsbeanspruchung

2.1.1 Bauweise von Flugzeugen

Seit der Entwicklung des Flugverkehrs wurden Flugzeuge immer größer und schwerer. In der ersten Hälfte des 20. Jahrhunderts galten Flugzeuge für 50 Personen als Großflugzeuge. Heute nimmt der neue Riesen-Airbus A380 bis zu 560 Personen auf. Allein sein Fahrwerk hat mehr als 20 Tonnen Eigengewicht und somit mehr Masse als ein 50-Personen-Flugzeug. Die zeitliche Veränderung der Flugzeugmassen von 1935 bis 2005 zeigt Abbildung 3.

Die Veränderung der Flugzeugmassen und -geometrien ist bei der Dimensionierung der Flugbetriebsflächen zu berücksichtigen. Schwerere Flugzeuge üben eine andere Beanspruchung auf Piste, Rollweg, Vorfeld und Unterbau aus. Dabei hat die Bauweise des Flugzeuges bzw. die Verteilung der Last auf die Fahrwerke eine wesentliche Bedeutung.

Obwohl auch „ungewohnte“ Flugzeugbauweisen bekannt sind, hat sich der „klassische“ Flugzeugtyp am besten bewährt: Der Rumpf als Passagier- bzw. Frachtraum, die Tragflächen im Schwerpunkt des Flugzeuges und das Leitwerk am Heck. So sind beispielsweise vom kleinen Airbus A319 bis zum A380 alle Flugzeuge in ihrer Bauweise gleich. Lediglich die Flugzeugmassen sind unterschiedlich. In Abhängigkeit von diesen Flugzeugmassen gibt es unterschiedliche Fahrwerke.

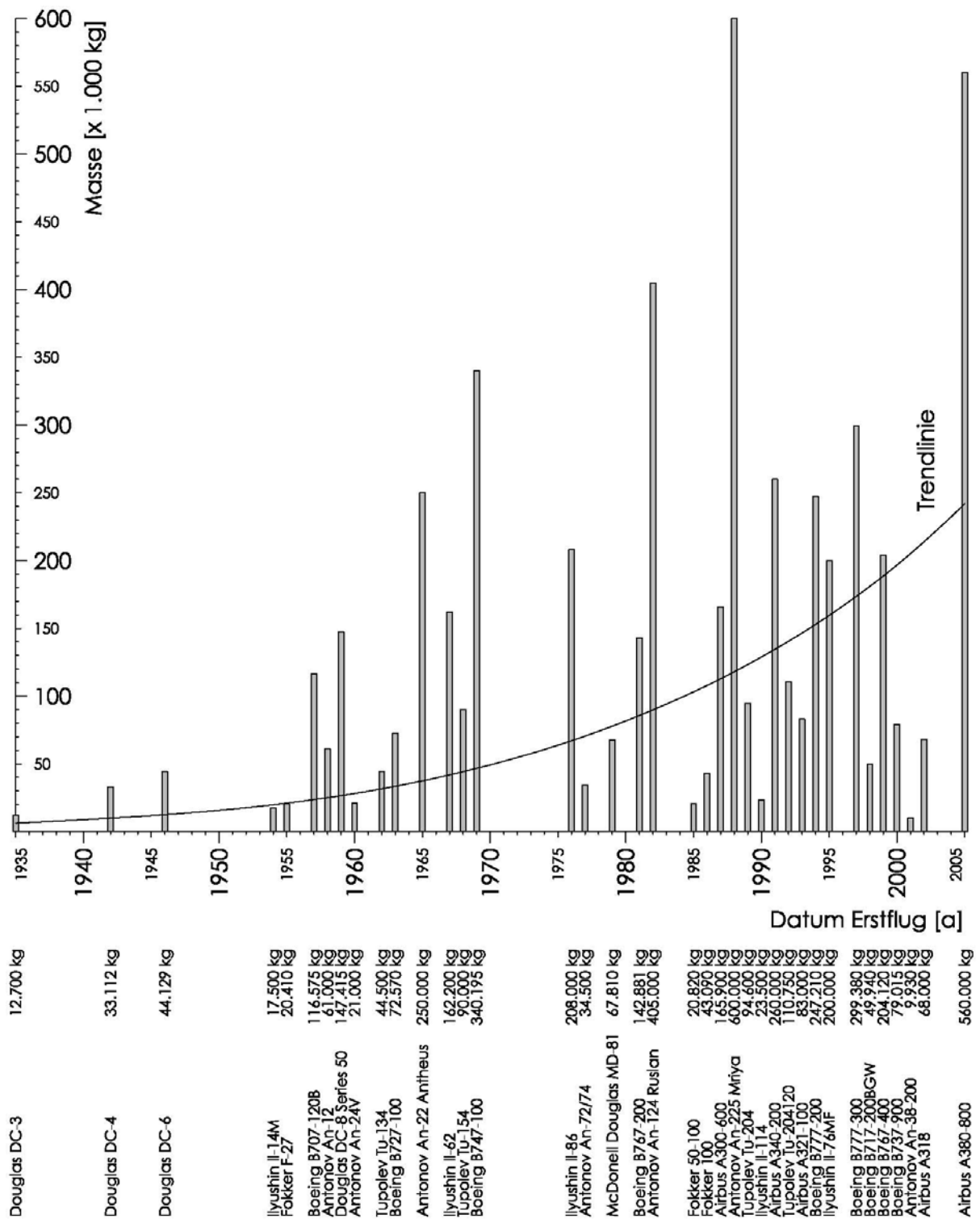


Abbildung 3 Entwicklung der Flugzeugmassen von 1935 bis 2005 anhand ausgewählter Flugzeugtypen (Datenquelle: www.airliners.net)

2.1.2 Anzahl und Abstände der Räder

Die Fahrwerke von Luftfahrzeugen spielen eine wesentliche Rolle für die Bemessung von Flugbetriebsflächen. Die Anzahl der Räder, deren Anordnung und die Abstände voneinander haben einen maßgebenden Einfluss auf die resultierende Oberbaubeanpruchung. Passagiermaschinen in der ersten Hälfte des 20. Jahrhunderts hatten zumeist drei Räder – zwei in der Mitte unter dem Rumpf und ein drittes lenkbares Rad am Sporn. Je nach Flugzeugmasse gibt es heute viele unterschiedliche Fahrwerke, so dass es kein einheitliches Modell gibt. Beispielsweise haben die McDonnell Douglas DC-9 sechs Räder, die Boeing B747 18, der Airbus A380 22 und die Antonov An-225 32 Räder. Die Räder können als Einzelräder angeordnet sein – was bei modernen Großflugzeugen nicht mehr üblich ist – oder sie werden in Gruppen zusammengefasst. Heute werden in erster Linie unterschieden:

- Doppelradfahrwerke (siehe Abbildung 4-2)
- Doppeltandemradfahrwerke (siehe Abbildung 4-3)
- Doppelradfahrwerke mit drei Radpaaren (siehe Abbildung 4-4)
- Daneben gibt es andere Radanordnungen, beispielsweise die Antonov An-225 mit zwei Radgruppen zu jeweils 14 Rädern (siehe Abbildung 4-5 bis 8).

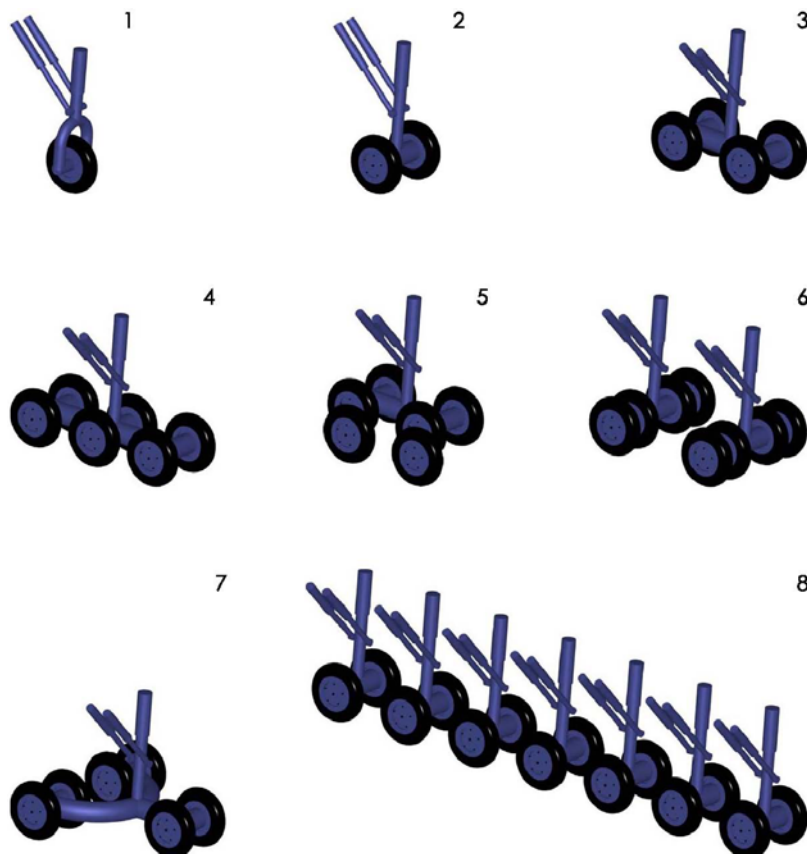


Abbildung 4 Einzelrad, (2) Doppelrad, (3) Doppeltandemrad, (4) Doppelrad mit drei Radpaaren, (5 bis 8) Sonderradfahrwerke

Die Fahrwerke eines Flugzeuges werden in Haupt- und in Nebenfahrwerk unterteilt. Bei praktisch allen Flugzeugtypen befindet sich das Hauptfahrwerk entweder unter den Tragflächen (Tragflächenfahrwerk) oder unter dem Rumpf zwischen den Tragflächen (Rumpffahrwerk). Das Nebenfahrwerk ist gleich hinter der Flugzeugnase unter dem Rumpf angeordnet (vgl. Abbildung 5). Die Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge sind in Anhang B enthalten.

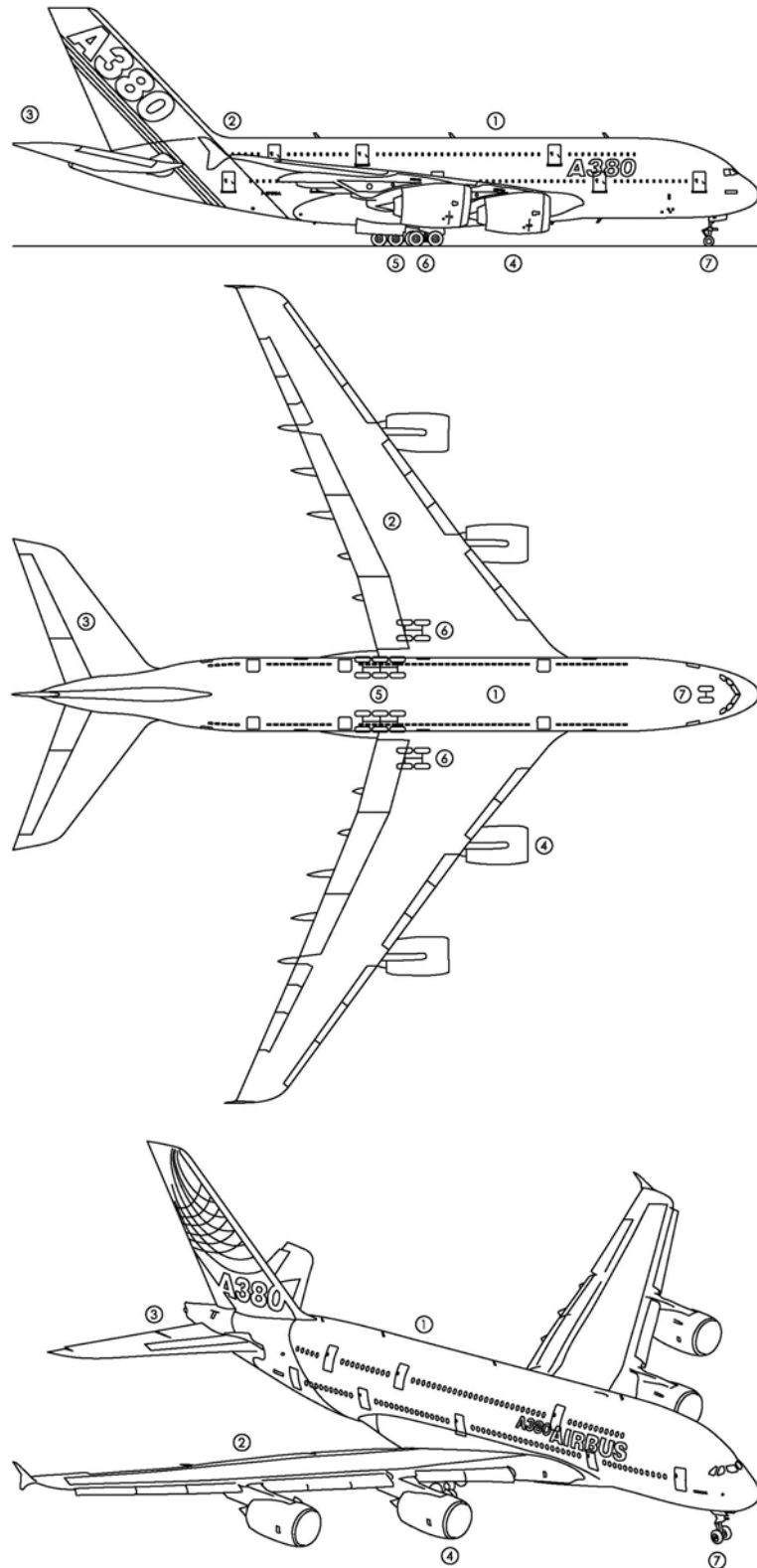


Abbildung 5 (1) Rumpf (Passagier-/Frachtraum), (2) Tragfläche, (3) Leitwerk am Heck (Höhen- und Seitenruder), (4) Triebwerk, (5) Hauptfahrwerk (Rumpffahrwerk), (6) Hauptfahrwerk (Tragflächenfahrwerk), (7) Nebenfahrwerk

Unabhängig von der Größe des Flugzeuges befindet sich das Hauptfahrwerk immer in der Längs-Mitte des Rumpfes, also knapp hinter dem Schwerpunkt (vgl. Abbildung 6):

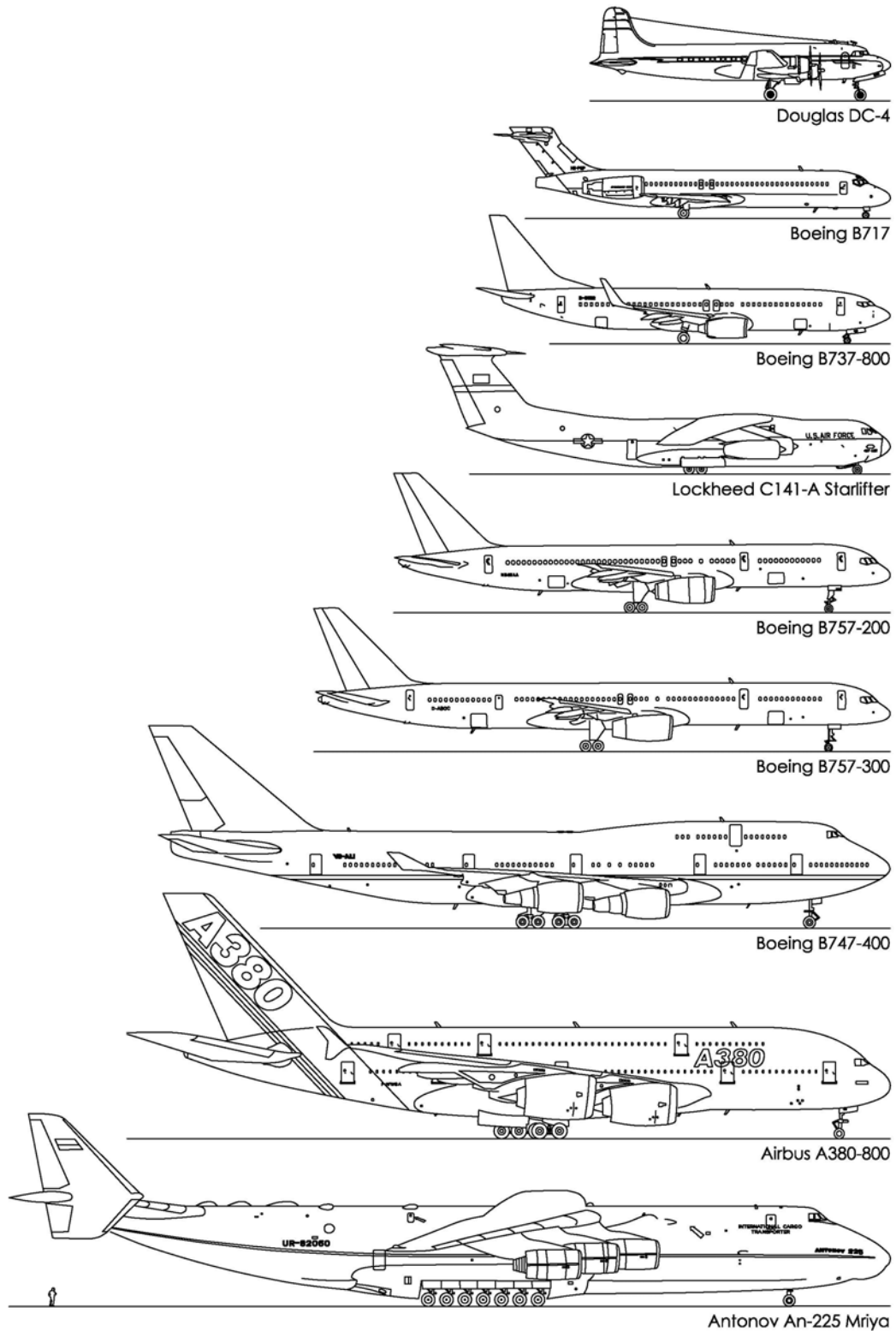


Abbildung 6 Hauptfahrwerk im Schwerpunkt des Flugzeuges

Ein Hauptfahrwerk, das nahe dem Schwerpunkt liegt, überträgt fast vollständig die Gesamtmasse des Flugzeuges. Das Nebenfahrwerk stützt das Flugzeug gegen Kippen. Zusätzlich hat es die Aufgabe, das rollende Luftfahrzeug auf dem Boden lenkbar zu machen. Bei den meisten Flugzeugen ist nur das Nebenfahrwerk lenkbar. Ausgenommen ist zum Beispiel die Boeing B747, deren Rumpffahrwerke zusätzlich lenkbar sind, um den Reifenverschleiß in engen Kurven zu minimieren.

Flugzeughersteller machen Angaben über die Lastverteilung ihrer Luftfahrzeuge auf die Fahrwerke. Ausgewählte Beispiele finden sich in Tabelle 2. Abbildung 7 zeigt die Aufteilung für den Airbus A380. MTW bedeutet Maximum Taxi Weight und ist ein Maß für die Masse eines voll beladenen und abgefertigten Flugzeuges (volle Kerosintanks, voller Gepäckraum, volle Besetzung).

Tabelle 2 Beispiele für die Lastaufteilung auf Haupt- und Nebenfahrwerke (Brodehl, 1991)

LFZ-Typ	MTW [kg]	Fahrwerksanordnung			Last pro Hauptfahrwerk [%]	Last auf die Hauptfahrwerke gesamt		Restlast auf das Nebenfahrwerk	
		Fahrwerkstyp	Nebenfahrwerk (vorne)	Hauptfahrwerk (hinten)		[%]	[kg]	[%]	[kg]
Airbus A300 Modell B2	142.000	Doppelradfahrwerk	1		46,500	93	132.060	7	9.940
		Doppeltandemradfahrwerk		2					
Airbus A300 Modell B4	157.000	Doppelradfahrwerk	1		46,500	93	146.010	7	10.990
		Doppeltandemradfahrwerk		2					
Boeing B707-320 B	148.778	Doppelradfahrwerk	1		46,000	92	136.876	8	11.902
		Doppeltandemradfahrwerk		2					
Boeing B707-320 F	152.407	Doppelradfahrwerk	1		46,500	93	141.739	7	10.668
		Doppeltandemradfahrwerk		2					
Boeing B727-200 S	78.471	Doppelradfahrwerk	1		46,400	92,8	72.821	7,2	5.650
		Doppeltandemradfahrwerk		2					
Boeing B727-200 A	84.005	Doppelradfahrwerk	1		47,800	95,6	80.309	4,4	3.696
		Doppeltandemradfahrwerk		2					
Boeing B737-200	50.349	Doppelradfahrwerk	1	2	46,350	92,7	46.674	7,3	3.675
		Doppeltandemradfahrwerk							
Boeing B747-200 B,C,F	373.306	Doppelradfahrwerk	1		23,075	92,3	344.561	7,7	28.745
		Doppeltandemradfahrwerk		4					
Caravelle Series 12	55.960	Doppelradfahrwerk	1	2	46,000	92	51.483	8	4.477
		Doppeltandemradfahrwerk							
Concorde	185.066	Doppelradfahrwerk	1		48,000	96	177.663	4	7.403
		Doppeltandemradfahrwerk		2					
Convair 990	115.666	Doppelradfahrwerk	1		48,500	97	112.196	3	3.470
		Doppeltandemradfahrwerk		2					
DC-8 - 63	162.386	Doppelradfahrwerk	1		47,600	95,2	154.591	4,8	7.795
		Doppeltandemradfahrwerk		2					
DC-9 - 51	55.338	Doppelradfahrwerk	1	2	47,000	94	52.018	6	3.320
		Doppeltandemradfahrwerk							
DC-10 - 10	196.406	Doppelradfahrwerk	1		47,150	94,3	185.211	5,7	11.195
		Doppeltandemradfahrwerk		2					
DC-10 - 30	253.105	Doppelradfahrwerk	1	1	37,700	94,25	238.551	5,75	14.554
		Doppeltandemradfahrwerk		2					

Zusammenfassend kann man sagen, dass das Hauptfahrwerk rund 95 % und das Nebenfahrwerk rund 5 % der Flugzeugmasse aufnimmt. Tatsächlich ist dies im Aerodrome Design Manual Part 3 (ICAO, 1983) auch so festgehalten: Wenn keine entsprechenden Angaben über das Bemessungsflugzeug für eine Flugbetriebsfläche vorliegen,

darf angenommen werden, dass 95 % der Flugzeugmasse auf das Hauptfahrwerk entfallen.

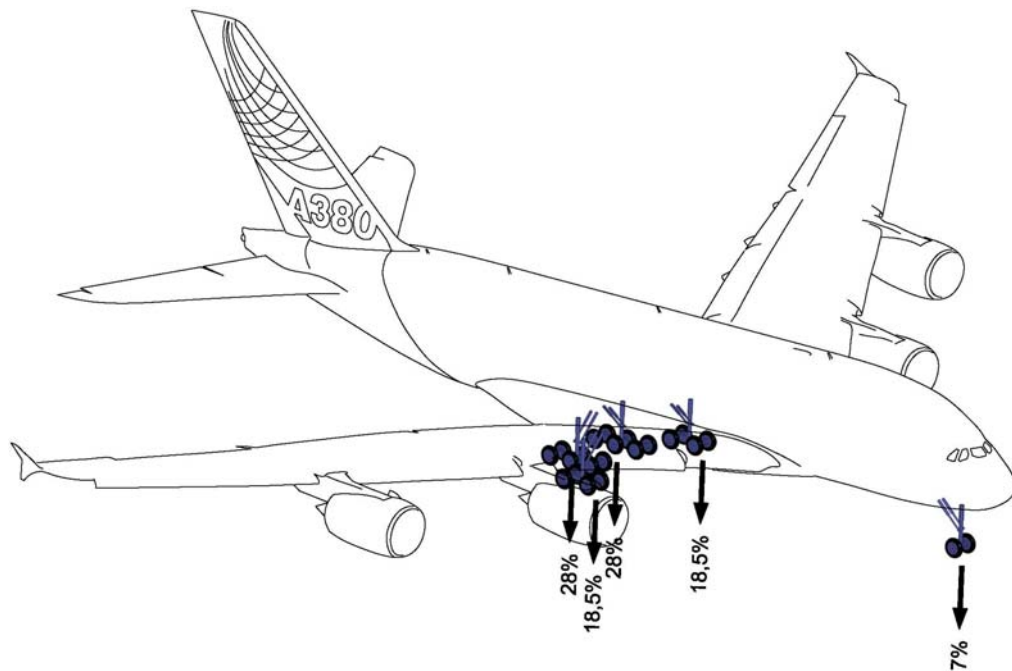


Abbildung 7 Beispiel für die Lastaufteilung der Massen des Airbus A380 auf Haupt- und Nebenfahrwerke

2.1.3 Radlasten des Flugzeuges

Die Radlast ergibt sich aus der Aufteilung der Fahrwerkslast auf die Anzahl der Räder dieses Fahrwerks.

2.1.4 Reifeninnendruck und Kontaktfläche

Die Reifen der Fahrzeuge übertragen die vertikale Radlast mit nahezu gleichförmig verteilter Spannung, die vom Reifendruck und vom Reifenbau abhängt, auf eine ellipsen- bis kreisähnliche Fläche. Ihre Größe wird durch die Radlast bestimmt. Veränderungen bewirken weiter die Geschwindigkeit und die Federung der Fahrzeuge, die Unebenheit der Straße sowie die Anordnung der Räder. Niederdruckreifen und Zwillingsbereifung verringern die Beanspruchung der Flugbetriebsflächen, Doppelachsen, speziell mit geringem Achsabstand, erhöhen diese (Velske et al., 1998).

Der Radius a der Kontaktfläche berechnet sich näherungsweise aus der Radlast Q in [kN] und dem Reifeninnendruck p_i in [kPa] folgendermaßen (ICAO, 1983). Der Reifeninnendruck wird näherungsweise dem Kontaktdruck gleichgesetzt):

$$a = \sqrt{\frac{Q}{p_i \cdot \pi}}$$

Gleichung 1

Die Kontaktfläche in dieser Gleichung wurde als kreisförmig angenommen, eine Näherung, die für einfache Berechnungen zulässig ist.

Anzahl der Lastwiederholungen

Wiederkehrende Belastungen führen zur Materialermüdung bei Asphalt- bzw. Betonbefestigungen und damit zur Abnahme von Steifigkeit und Tragfähigkeit.

Die Anzahl der Lastwiederholungen ist für die Dimensionierung von Flugbetriebsflächen mit 10.000 anzunehmen, wenn keine genaueren Informationen vorliegen (ICAO, 1983).

2.1.5 Dauer der Lastaufbringung

Die Belastungsdauer ist je nach Verwendungszweck der Flugbetriebsfläche sehr unterschiedlich. Auf Pisten und Rollwegen wird der Aufbau nur kurzzeitig durch Überrollung belastet, während stehende Flugzeuge auf dem Vorfeld und im Hangar ungünstige Langzeitbeanspruchungen hervorrufen.

2.1.6 Ausbreitung der Lasten

Der Oberbau der Befestigung wird so dimensioniert, dass die Verkehrslast von der obersten Schicht bis zur untersten abgetragen wird und der Unterbau die Last schadensfrei aufnehmen kann. Die Aufteilung der Lastangriffspunkte ist dabei von wesentlicher Bedeutung. Abbildung 8 veranschaulicht schematisch die Veränderung der Beanspruchung des Oberbaus und der darunter liegenden Schichten bei Verschiebung der Lastangriffspunkte.

2.1.7 Belastungsart (statisch/dynamisch)

Statische Belastungen werden durch unveränderliche Lasten hervorgerufen, beispielsweise durch stehende Luftfahrzeuge. Die Beanspruchung erfolgt in eine Richtung, nämlich vertikal.

Dynamische Belastungen entstehen durch räumliche und zeitliche Veränderungen der Lasten. Beschleunigungen, Bremsungen, Kurvenfahrten rufen neben der Vertikalbelastung auch Horizontalbelastungen (bis zu 20 t – s. Anhang A) hervor.

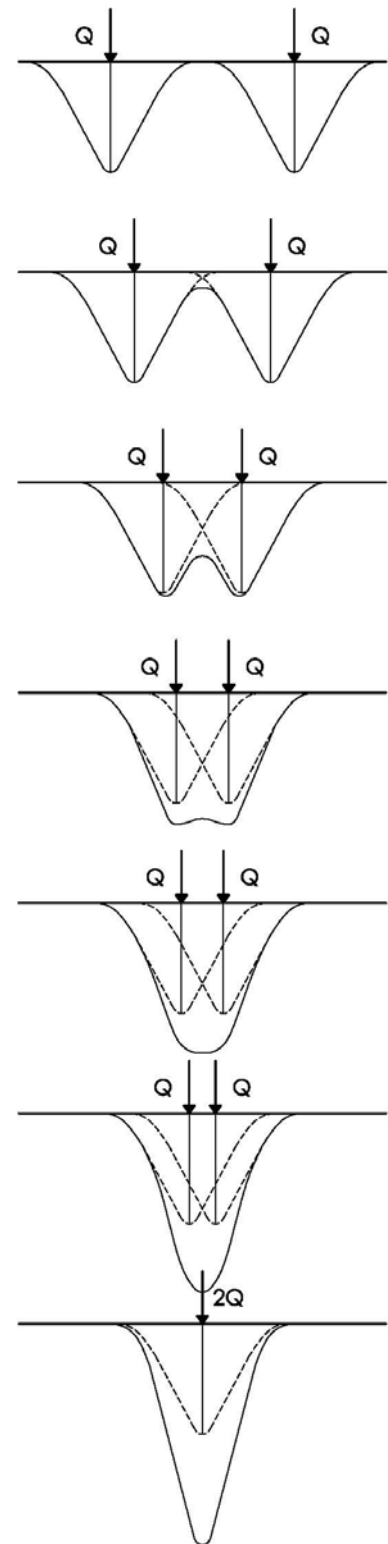


Abbildung 8 Lastverteilung bei Variation der Angriffspunkte zweier Einzellasten (schematisch) (Schreiner, 1992)

2.2 Beanspruchung aus Umwelteinflüssen

2.2.1 Niederschlag

Die Menge des Niederschlags (Regen, Schnee, Tau) an der Oberfläche der Befestigung ist nicht nur von der Regenintensität und -dauer, sondern auch vom Abflussbeiwert (Bewuchs, Bebauung, Gefälle) und der Größe der zur Flugbetriebsfläche entwässernden Einzugsgebiete abhängig.

Aufgabe der Entwässerung ist es, das Wasser von Flugbetriebsflächen, wenn möglich, ganz fernzuhalten, zumindest auf kürzestem Wege sicher abzuleiten, bevor im Oberbau eine strukturelle Schädigung in Form von Ablösung des Bindemittels vom Gestein (sog. „Stripping“), von Erosionsschäden und Frostaufbrüchen etc. einleiten kann. Nicht nur aus Sicherheitsgründen („Aquaplaning“) ist daher schon beim Entwurf der Flugbetriebsfläche darauf zu achten, dass die Oberfläche einwandfrei entwässert wird. Die Querneigung der Flugbetriebsfläche und ihre Ebenheit sind Voraussetzung dafür, dass das Wasser zu den Rändern läuft, wo es durch die speziellen Entwässerungsbauten aufgenommen und fortgeleitet wird (Velske et al., 1998).

2.2.2 Temperatur

Durch Temperaturänderungen werden in flächenhaften Bauwerken erhebliche Längenänderungen bewirkt. Die Verschiebungen der gebundenen Schichten auf dem Planum bzw. deren Verhinderung erzeugen durch Reibung und Einspannung Temperaturspannungen in der Konstruktion. Die Deckentemperaturen können in Mittel- und Zentraleuropa beispielsweise im Sommer bei Asphalt +60°C und bei Beton +45°C und im Winter -20°C erreichen. Der Temperaturunterschied zwischen Tag und Nacht kann bis zu 40°C ausmachen. Infolge der Erwärmung oder der Abkühlung von der Oberseite und des verzögerten Wärmeflusses entstehen innerhalb des Oberbaus unterschiedliche Temperaturen (siehe Abbildung 9). Der Oberbau will sich verformen bzw. bei steifen Betondecken konkav oder konvex wölben (Velske et al., 1998).

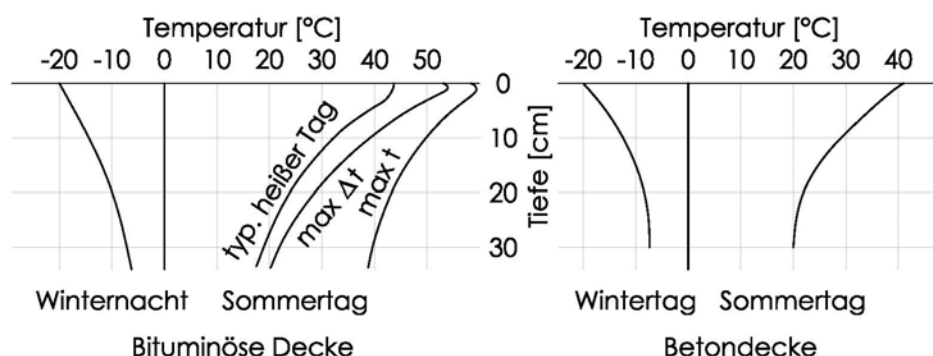


Abbildung 9 Temperaturverteilung in flexiblen und starren Aufbauten (schematisch) (Velske et al., 1998)

2.2.3 Düsenstrahl- und Hitzebelastung durch die Triebwerke

Beim Beschleunigen und Starten kann es durch den Düsenstrahl zur Beschädigung des Oberbaus kommen. Besonders häufig treten diese Schäden im Bereich der Pisten-schulter auf und hier besonders an den Enden der Piste.

Propellermaschinen haben kolbenbetriebene Triebwerke im Unterschied zu Düsenflugzeugen. Die Leistung der Kolbentriebwerke wird in Kilowatt [kW] und die Leistung von Düsentriebwerken in Kilonewton [kN] angegeben. Die Düsenleistung ist eine Vorschubleistung. Sie ist ein Maß für die Trajektionskraft der Düse. Tabelle 3 gibt die Leistung der Triebwerke der größten Flugzeuge wieder. Die Boeing B777-300ER besitzt derzeit die größten Triebwerke weltweit. Weitere Daten können dem Anhang B entnommen werden.

Tabelle 3 ausgewählte Beispiele für die Vorschubleistung von Düsentriebwerken
(Datenquelle: www.airliners.net)

Flugzeugtyp/Triebwerkhersteller	Turbinenleistung	Anzahl der Turbinen
Airbus A380-800 und Airbus A380-800F		
RollsRoyce Trent 900	374,0 kN	4
Engine Alliance (General Electric-Pratt & Whitney) GP-7200 turbofans	363,0 kN	4
Boeing B747-400		
RollsRoyce RB211524G/H-7	266,9 kN	4
Pratt & Whitney PW 4062	275,8 kN	4
Boeing B777-300ER		
General Electric GE 90115B	512,0 kN	2

Gerade bei Flugzeugen, die dem Boden sehr nahe angeordnete Triebwerke haben, ist die Hitzebelastung durch die Triebwerke zu beachten (siehe Abbildung 10). Die Triebwerke können vom Boden von ca. 0,5 bis über 6 m entfernt sein.

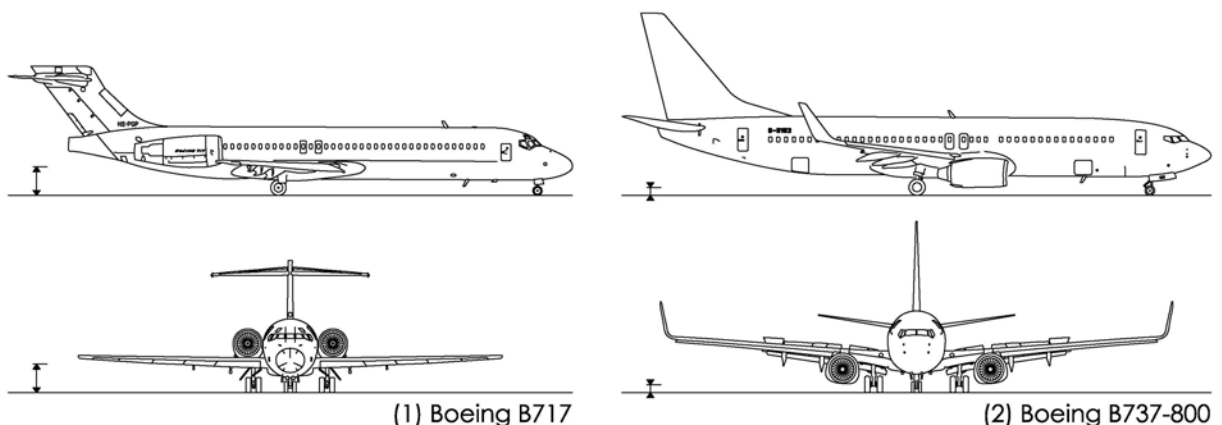


Abbildung 10 (1) Hoch angeordnete und (2) bodennahe Triebwerke (schematisch)

2.2.4 Chemische Angriffe

Auf Flugbetriebsflächen werden im Zusammenhang mit der Wartung und der Beschickung der Flugzeuge mit Treibstoff und Öl sowie mit der Räumung der Flugbetriebsflächen für den Oberbau schädliche Chemikalien verwendet. Diesel, Benzin, Kerosin, Fette und Öle können mit dem Oberbau in Kontakt kommen. Enteisungsmittel dienen der Befreiung der Flugzeuge von Eis im Winter, Streusalz zur Säuberung der Flächen.

Bituminöse Bindemittel sind bei normalen Temperaturen gegen Lösungen von organischen und anorganischen Salzen sowie anderen sauren und basischen Wässern unempfindlich. Schwache anorganische und organische Säuren und anorganische Basen sowie Salze greifen bei normaler Temperatur nicht an, bei höheren Temperaturen und starker Konzentration können diese jedoch eine bituminöse Decke schädigen. Der Widerstand hiergegen wächst mit der Härte des Bindemittels. Zerstörend bzw. lösend wirken jedoch einige organische Säuren und Basen sowie die leichten Kohlenwasserstoffe, die mit den Bindemitteln verwandt sind. Hierzu gehören vor allem Benzol, Schwefelkohlenstoff und chlorierte Kohlenwasserstoffe sowie leichte Teeröle und Mineralöle und Treibstoffe wie Benzin und Kerosin (Velske et al., 1998).

Im Betonbau wird zwischen lösenden und treibenden Angriffen unterschieden. Bei lösenden Angriffen wird der Zement im Beton durch Säuren zersetzt, der Zusammenhalt zwischen den Zuschlagskörnern wird herabgesetzt und der Beton verliert seine Tragfähigkeit. Bei treibenden Angriffen geht der Zement mit einigen Stoffen, besonders mit sulfathaltigen Gasen und Lösungen Verbindungen ein, die zur Volumenvergrößerung des Zementes führen. Der Beton wird – ähnlich wie bei Frostschäden – von innen heraus gesprengt. Streusalz (NaCl) bildet zusammen mit Wasser eine Natrium-Chloridlösung, die bei direktem Kontakt zur Korrosion der Bewehrung oder der Dübel zwischen den Betonplatten führt.

3. DER OBERBAU VON FLUGBETRIEBSFLÄCHEN

3.1 Der Schichtaufbau

Die Dicke jeder Schicht im Aufbau muss mindestens so groß sein, dass die zu erwartenden Lasten schadensfrei in die darunter liegenden Schichten bzw. in den Untergrund abgeleitet werden können (Ashford et al., 1992).

Im Straßenbau ist die Bezeichnung der Schichten für den Straßenkörper 1970 einheitlich festgelegt worden (siehe Abbildung 11). Schichten aus dem gleichen Material können in mehreren Lagen eingebaut werden. Die erste (unterste) Tragschicht wird in der Regel als Frostschutzschicht ausgeführt. Durch Bodenverfestigung oder Bodenverbesserung können die Eigenschaften der Erd- und Mineralstoffe günstiger gestaltet werden. Bei geringen Verkehrsbeanspruchungen können hingegen einzelne Schichten entfallen (Velske et al., 1998).

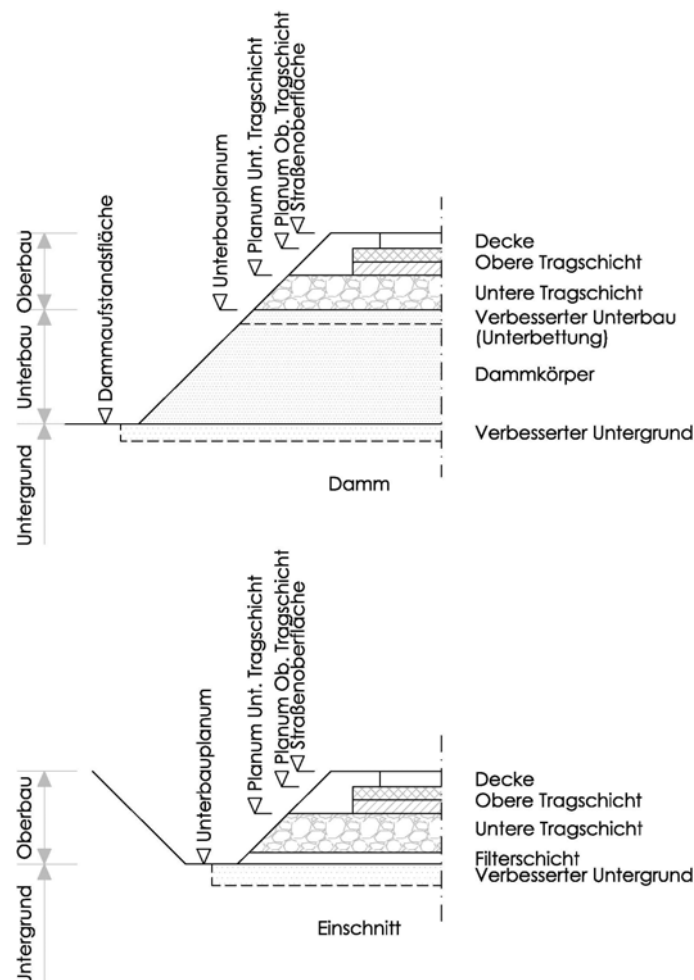


Abbildung 11 Bezeichnung der Schichten im Straßenbau (Gestrata, 1996)

Schichtbezeichnungen und Aufbau des Straßenbaus entsprechen nicht jenen des Flugbetriebsflächenbaus. Abbildung 12 zeigt den grundsätzlichen Schichtaufbau flexibler und starrer Bauweisen von Flugbetriebsflächen nach dem ICAO Aerodrome Design Manual, Part 3.

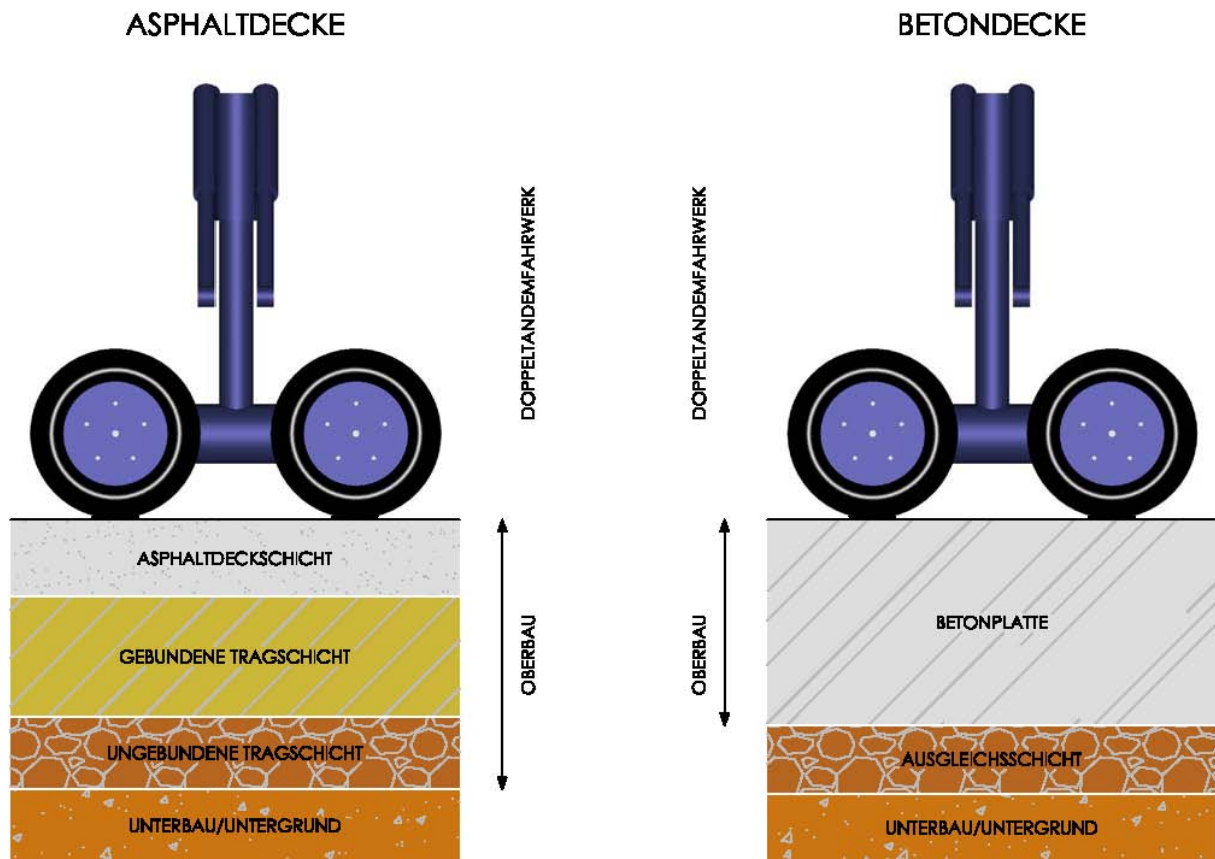


Abbildung 12 Aufbauten flexibel und starr (verändert nach ICAO, 1983)

Entsprechend dem Verformungsverhalten der Materialien unter den Belastungen des Verkehrs werden Baustoffe, die hierbei plastische bzw. viskose Verformungen erleiden können und sich anpassen, als flexibel bezeichnet. Sie sind nicht oder bituminös gebunden (Asphalt). Solche Stoffe, die mit praktisch ausschließlich elastischen Formänderungen reagieren, erhalten die Bezeichnung starr. Es sind hydraulisch gebundene Materialien (Beton) (Velske et al., 1998).

3.2 Verhalten unter Belastung

Der Elastizitätsmodul ist ein Maß für den Zusammenhang zwischen Spannung und Dehnung eines Körpers bei linear elastischem Verhalten. Je steifer dieser Körper ist, je mehr Widerstand er also der Belastung entgegensetzt, desto höher ist der Elastizitätsmodul. Aufgrund der Molekularstruktur des Körpers ändert sich sein Verhalten bei Änderung der Umgebungstemperatur. Kalte Körper ziehen sich zusammen, warme Körper dehnen sich aus. Kalte Körper sind steifer, ihr Elastizitätsmodul steigt.

Die Reaktion flexibler Konstruktionen auf die Belastungen wird durch die Temperatur- und Belastungszeitabhängigkeit der Eigenschaften des Bitumens und damit des Asphaltes geprägt. Die Verformung des Asphaltes unter der Krafteinwirkung enthält stets nebeneinander einen reversiblen elastischen und bleibenden plastischen Anteil.

Abbildung 13 zeigt das Steifigkeitsverhalten von Asphalt bei verschiedenen Temperaturen am Beispiel von Split-Mastix-Asphalt (SMA 11 PmB 45/80-65). Gemessen wurde der komplexe dynamische E-Modul eines Prüfkörpers bei unterschiedlichen Frequenzen und Temperaturen. Es zeigt sich, dass der E-Modul mit dem Abfall der Temperatur und der Zunahme der Belastungsfrequenz steigt.

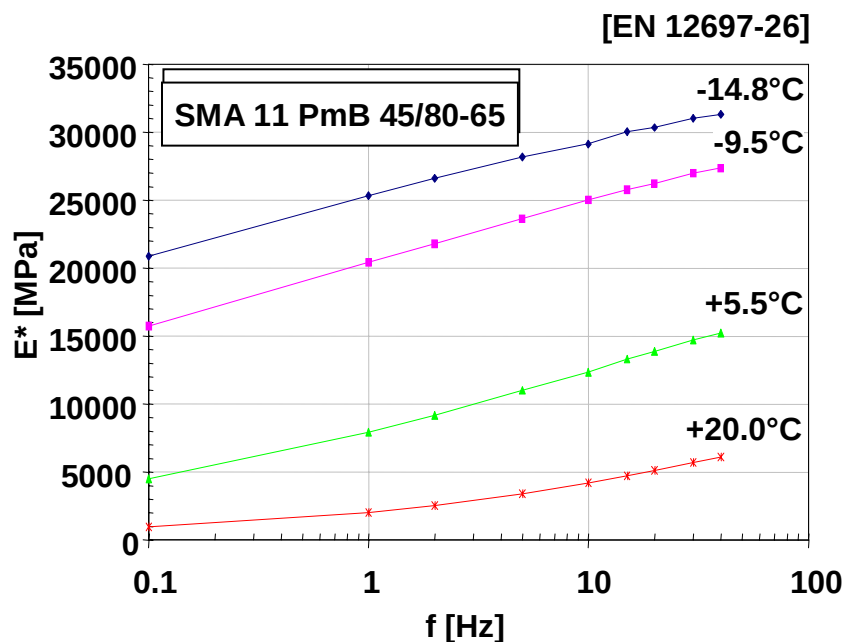


Abbildung 13 Elastizitätsmodul eines Prüfkörpers in Abhängigkeit der Umgebungstemperatur (TU Wien, Institut für Straßenbau)

Die Eigenschaften des Betons sind von der Temperatur und der Belastungszeit weitgehend unabhängig. Es ist mit einem hohen gleich bleibenden E-Modul (zwischen 2 und $4 \cdot 10^4 \text{ N/mm}^2$) zu rechnen. Nicht spannungsproportionale Verformungen (Kriechen, Schwinden) erzeugen gleichartige Spannungen wie Temperaturminderungen. Es treten jedoch keine plastischen Formänderungen auf, die zu Unebenheiten der Fahrbahn führen. Dies gilt auch für die Reaktionen auf die Verkehrsbelastung (Velske et al. 1998).

3.3 Verarbeitbarkeit und Verwendung der Materialien

Grundsätzlich sind alle Flugbetriebsflächen sowohl in flexibler als auch in starrer Bauweise ausführbar.

Asphalt wird fugenlos eingebaut und kann bald nach dem Einbau und einer Auskühlphase voll belastet werden. Schäden lassen sich dadurch relativ leicht und schnell reparieren. Kleine Schäden etwa werden während der Nachtstunden, wenn das Flugver-

kehrsaufkommen gering ist, behoben. Am Morgen des Folgetages ist die Piste wieder uneingeschränkt benutzbar.

Betonaufbauten müssen wegen des Schwindens des Betons während des Erhärtens durch den Fugenschnitt in einzelnen Platten ausgeführt werden, da es sonst bei zu großen Flächen zu wilden Rissen kommen würde. Die Platten werden durch Dübel verbunden. Von der Einbringung des Betons bis zur vollständigen Belastbarkeit ist eine Erhärtungszeit von mehreren Wochen zu berücksichtigen. Bei Reparaturen müssen unter Umständen ganze Betonplatten getauscht werden, was das Problem der Wiederverdübelung mit sich bringt und die Benutzbarkeit der Piste auf längere Zeit zumindest einschränkt. Aus diesen Gründen finden Betonpisten generell weniger Anwendung als Asphaltpisten. Für den ruhenden Verkehr ist Beton jedoch vor allem wegen seiner Verformungsresistenz und Beständigkeit gegen schädliche Substanzen sehr gut geeignet (Vorfeld).

Tabelle 4 Gegenüberstellung flexibler und starrer Aufbauten

Material	Asphalt	Beton
Klassifizierung des Aufbaus	flexibel	starr
dominierendes physikalisches Verhalten	visko-elastisch Änderung des Steifigkeitsverhaltens in Abhängigkeit der Temperatur	weitgehend elastisch temperaturunempfindliche Steifigkeit, Schwinden beim Abbinden des Betons
Einbau	fugenlos (Spannungsrelaxation) schnelle Belastung nach dem Einbau möglich (Abkühlzeit ca. 12 Stunden) schnelle lokale Sanierung möglich	Fugen als Sollbruchstelle Erhärtungszeit vom Einbau bis zur vollständigen Lastaufbringung ca. 28 Tage (Krapfenbauer, 2002), Alternative: schnell abbindender Beton zeitaufwendige Sanierungen, ev. müssen ganze Platten ersetzt werden
bevorzugtes Anwendungsgebiet	Start- und Landebahnen	Rollwege, Vorfeld

4. AUSFÜHRUNGSBEISPIELE VON FLUGBETRIEBSFLÄCHEN IM EUROPÄISCHEN FLUGHAFENBAU

4.1 Norwegen

Bei einer Einwohnerzahl von nur vier Millionen gibt es in Norwegen 44 zivile Flughäfen, die von der Civil Aviation Administration (CAA – Internationale Zivilluftfahrtbehörde) betreut werden. Die Norwegian Asphalt Contractors Association (Norwegische Vereinigung der Asphaltunternehmen) und die Norwegian Portland Cement Concrete Society (Norwegische Portland-Zement-Beton-Gesellschaft) arbeiteten intensiv an Lösungen für die Ausführung des Oberbaus von Flugbetriebsflächen. Vor der Ausführung des Hauptflughafens Gardermoen (Oslo) wurden durch die Simulation schwerer Startmassen an Ort und Stelle Tests an zehn vollständig ausgeführten Oberbauvarianten durchgeführt. Ausgehend von der intensiven Diskussion über die Verwendung von Asphalt oder Beton wurden auch vergleichende Untersuchungen über die Ausführung des Oberbaus an wichtigen internationalen Flughäfen angestellt. Das Ergebnis dieser Untersuchungen ist in Tabelle 5 zusammengefasst.

Tabelle 5 Vergleich Asphaltanwendung und Betonanwendung an unterschiedlichen Flughäfen (nach European Asphalt Pavement Association, 2003)

Anzahl der untersuchten Flughäfen	Gesamt	Asphalt-aufbauten	Beton-aufbauten	Asphalt/Beton
Rollwege und Vorfelder				
Kanada	50	37	1	12
Dänemark	20	16	1	3
Deutschland	22	8	11	3
Frankreich	48	26	18	4
Norwegen	19	15	1	3
Spanien	20	13	3	4
Schweden	11	9	1	1
Großbritannien	60	39	6	15
USA International	94	63	28	3
USA Insgesamt	388	278	61	49
Summe (ohne USA Ins.)	344	226	70	48
Prozenanteil	100	66	20	14
Pisten mit einer Länge von mehr als 3.000 m				
Kanada	18	11	1	6
Dänemark	5	3		2
Deutschland	7	1	5	1
Frankreich	11	5	6	
Norwegen	1			1
Spanien	16	9	3	4
Schweden	2	1	1	
Großbritannien	19	3	1	15
USA International	45	25	20	
Summe	124	58	37	29
Prozentanteil	100	47	30	23

Abbildung 14 und Abbildung 15 veranschaulichen die Anteile von Asphaltaufbauten und Betonaufbauten bei Rollwegen und Vorfeldern, als auch bei Pisten mit einer Länge von mehr als 3.000 m.

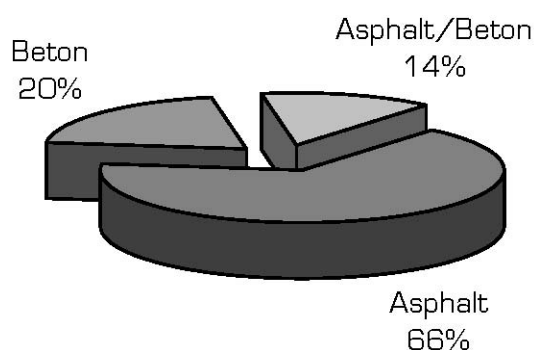


Abbildung 14 Anteile der Materialien für Rollwege und Vorfelder im internationalen Vergleich (344 untersuchte Aufbauten) (EAPA, 2003)

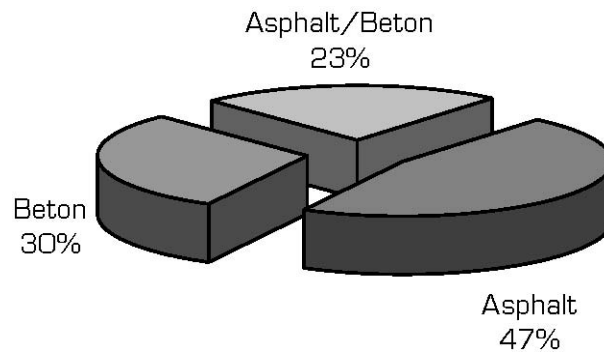


Abbildung 15 Anteile der Materialien für Pisten > 3.000 m Länge im internationalen Vergleich (124 untersuchte Aufbauten) (EAPA, 2003)

Darauf aufbauend wurden von der norwegischen CAA nationale Normen für den Oberbau für die Ausführung in Beton als auch in Asphalt aufgestellt. Beispielhaft ist in Tabelle 6 der Standardaufbau für Pisten dargestellt.

Tabelle 6 Standard-Schichtaufbau für Pisten in Norwegen (EAPA, 2003)

Asphalt		Beton	
15 cm	Asphaltbeton (SMA)	37 cm	Portland Cement Concrete (PCC)
40 cm	Schotter (CBR > 100)	40 cm	Schotter (CBR > 100)
49 cm	Untergrundsotter (CBR > 30)	49 cm	Untergrundsotter (CBR > 30)

Hinweis: CBR bedeutet California Bearing Ratio (siehe Kapitel 5.1).

4.2 Großbritannien

In Großbritannien wird auf Pisten im Regelfall Asphalt verwendet. Auf eine weitgehend wasserundurchlässige Tragschicht aus Asphalt wird eine PFC (Porous Friction Course – kalkgebundene offenporige Asphaltschicht) aufgebracht. Die Oberfläche gilt nicht nur als besonders griffig, sondern besitzt außerdem gute Drainageeigenschaften. Diese Bauweise findet bereits seit 40 Jahren Anwendung.

4.3 Frankreich

Asphaltaufbauten sind in Frankreich weit verbreitet. Bedeutende Flughäfen wie Roissy oder Orly in Paris wurden jedoch in Betonbauweise ausgeführt. Allerdings sind auch diese Flugbetriebsflächen mit einer Asphaltschicht überzogen.

Die Oberbauausführung der Pisten wird i. A. gemäß Tabelle 7 ausgeführt:

Tabelle 7 Standard-Schichtaufbau in Frankreich (EAPA, 2003)

5 - 8 cm	Asphaltbeton mit PMB (Polymerbitumen)
10 - 25 cm	Asphaltbinderschicht
-	Unterbau (ungebundener Schotter)

Je nach der Masse der zu erwartenden Flugzeuge beträgt die Gesamtdicke des Aufbaus 50 bis 100 cm.

Für die Lastannahmen wird die Beanspruchung durch das schwerste zugelassene Flugzeug herangezogen. Das Service Technique des Bases Aeriennes hat Unterlagen erarbeitet, in denen den unterschiedlichen Flugbetriebsflächen eines Flughafens Beanspruchungskoeffizienten nach Tabelle 8 zugeteilt werden, die in die Berechnung einfließen.

Tabelle 8 Beanspruchungskoeffizienten für Flugbetriebsflächen (European Asphalt Pavement Association, 2003)

Art der Flugbetriebsfläche	Beanspruchungskoeffizient
Abstellfläche	1,2
Start- oder Landebahn	0,8 oder 1,0
Rollweg	1,0

Die Dimensionierung von Flugbetriebsflächen bedient sich der CBR-Methode (siehe Kapitel 5.1). Mit dieser Methode kann die Dicke des Aufbaus berechnet werden. Diese ermittelte Dicke kann für andere Materialien mittels Umrechnungsfaktoren, die in Tabelle 9 festgehalten sind, umgelegt werden.

Tabelle 9 Umrechnungsfaktoren für die Dickenbestimmung (European Asphalt Pavement Association, 2003)

Material	Äquivalenzfaktor
Asphalt für Verschleißdecken	2
Hochfester Asphaltbeton für Verschleißdecken	2,5
Asphalt für Tragschichten	1,5
Hochfester Asphaltbeton für Tragschichten	1,9
Zementgebundenes Material	1,5
Emulsionsgebundenes Material	1,2
Unbehandelter Schotter	1

Das bedeutet beispielsweise, dass 300 mm starker unbehandelter Schotter hinsichtlich seiner Tragfähigkeit durch 150 mm starken Asphalt für Verschleißdecken ersetzt werden kann.

4.4 Dänemark

Für die Deckschicht auf Vorfeldern wird SFP (Semi-Flexible Pavement Asphalt) verwendet. Dieser Asphalt besitzt offene Poren. Durch Einpressen einer Zementschlämme in diese Poren entsteht eine feste Struktur, die widerstandsfähig gegen die mechanischen und chemischen Belastungen ist. Diese oberste Schicht hat eine Stärke von 22

bis 23 cm. Der Gesamtaufbau des Asphalttes beträgt 40 cm und liegt auf ungebundenem Schotter oder auf Abbruchmaterial von beispielsweise alten Vorfeldern auf.

4.5 Finnland

Für Pisten und Rollwege wird in Finnland nur Asphalt eingesetzt (siehe Tabelle 10), auf den Vorfeldern dagegen Beton mit einer Dicke von mehr als 20 cm oder auch Pflaster, also Materialien, die der lang andauernden Belastung durch stehende Flugzeuge gut standhalten können. Diese Flugbetriebsflächen werden in Finnland durch die strengen Witterungsbedingungen und den notwendigen Einsatz von Enteisungsmitteln wie Glykol besonders beansprucht.

Tabelle 10 Standard-Schichtaufbau in Finnland (EAPA, 2003)

Deckschicht	AB 16/100	Asphaltbeton
Binderschicht	ABS 20/120	Asphaltbeton - Binderschicht
Tragschicht	ABK 25/150	Asphaltbeton - Basisschicht
Unterbau	-	gebundenes oder nicht gebundenes Material

4.6 Deutschland

In Deutschland wird der Oberbau von Pisten einheitlich in Asphalt ausgeführt. Der Aufbau ist Tabelle 11 zu entnehmen.

Tabelle 11 Standard-Schichtaufbau in Deutschland

mind. 4 cm	Asphaltbeton mit PMB (Polymerbitumen)
4 - 8 cm	Binderschicht
-	Tragschicht

Die Anwendung der Software BISAR für die Dimensionierung findet weitverbreitet Anwendung. Weiters werden empirische Methoden wie CBR und FAA oder nach US-Navy und Mc Leod von Konsulenten und Ingenieurbüros ebenso verwendet.

4.7 Italien

Die Dimensionierung der Flugbetriebsflächen wird in Italien analytisch oder empirisch durchgeführt. Den Aufbau in Asphaltbauweise gibt Tabelle 12 wieder.

Tabelle 12 Standard-Schichtaufbau in Italien

20 - 25 cm	Deckschicht: dichter Asphaltbeton und Beton an den Pistenenden
	Tragschicht zementgebunden
	Unterbau (Schotter)
30 - 35 cm	gesamter Asphaltaufbau

Analytische Methoden wie das Elastic Layer Programm und empirische Methoden (i. A. FAA-Methode) werden zur Dimensionierung herangezogen.

5. BEMESSUNGSVERFAHREN VON FLUGBETRIEBSFLÄCHEN - ÜBERBLICK

Aus einer Vielzahl von Überlegungen zur Lösungsfindung der Bemessung von Flugbetriebsflächen haben sich verschiedene Methoden entwickelt, die nach wie vor Anwendung finden. Diese Methoden werden empirisch oder analytisch durchgeführt. Empirische Methoden beruhen auf Erfahrungswerten durch entsprechendes Fachpersonal, analytischen Methoden liegen mathematische Rechenmodelle zugrunde. Bei der Bemessung wird weiters auf die unterschiedlichen Eigenschaften zwischen Asphalt und Beton eingegangen und ob es sich um eine Piste bzw. einen Rollweg oder um ein Vorfeld handelt.

Grundlage der Verfahren zur Dimensionierung des Oberbaus ist die Beurteilung der Tragfähigkeit des anstehenden Untergrundes.

5.1 Die CBR-Methode

Die CBR-Methode wurde 1928 von der California Division of Highways in den USA entwickelt. Während des Zweiten Weltkrieges hat das Corps of Engineers der U.S. Army diese Methode für Militärflugzeuge adaptiert.

Ziel ist es, die Tragfähigkeit des Untergrundes zu bestimmen und diese in weiterer Folge vier Tragfähigkeitsklassen zuzuordnen. Die Einteilung in die Tragfähigkeitsklassen ist im ICAO Aerodrome Design Manual Part 3 festgelegt und kann Tabelle 15 entnommen werden.

Grundlage dieser Methode ist der CBR-Test (siehe Abbildung 16). Es wird jene Kraft gemessen, die notwendig ist, um einen Stempel mit 50 mm Durchmesser mit einer Geschwindigkeit von 1,25 mm/min bis zu einer bestimmten Tiefe in den Boden einzudrücken (Eisenmann et al., 2003) und mit der Kraft eines normierten Standardbodens verglichen. Das Verhältnis wird in Prozent angegeben. CBR 50 bedeutet also, dass die Kraft, die aufgebracht werden muss, um den Stempel in den Boden einzuführen nur die Hälfte jener Kraft ausmacht, die notwendig ist, um den Stempel in den Normboden einzuführen. Ein mit Wasser gesättigter Boden stellt den ungünstigsten Zustand für die Tragfähigkeit dar. Die Periode von vier Tagen begründet sich darin, dass der Boden ausreichend gesättigt ist. Kann jedoch garantiert werden, dass der Boden nach dem Einbau keiner Feuchtigkeit ausgesetzt sein wird, kann das Einweichen des Bodens in Wasser entfallen. Der Boden hat dann bei gleicher Zusammensetzung und Kornverteilung eine höhere Tragfähigkeit. Sollte der anstehende Boden durch Verdichtung nicht verbessert werden können, kann der CBR-Test auch an ungestörten Bodenproben durchgeführt werden, also an Proben, die während der Gewinnung, des Transports und der Untersuchung in ihrer Struktur und Zusammensetzung nicht verändert werden. Sollte jedoch die Standfestigkeit durch eine nachträgliche Verdichtung verbessert werden können, so ist das Bodenmaterial in fünf gleich großen Schichten in die CBR-Form zu füllen, wobei jede Schicht durch ein 4,5 kg schweres Gewicht, das aus einer Höhe von 45 cm auf die Probe fällt, zu verdichten ist. Die Anzahl der Schläge pro Schicht soll 55 betragen (siehe Abbildung 16) (Horonjeff et al., 1993).

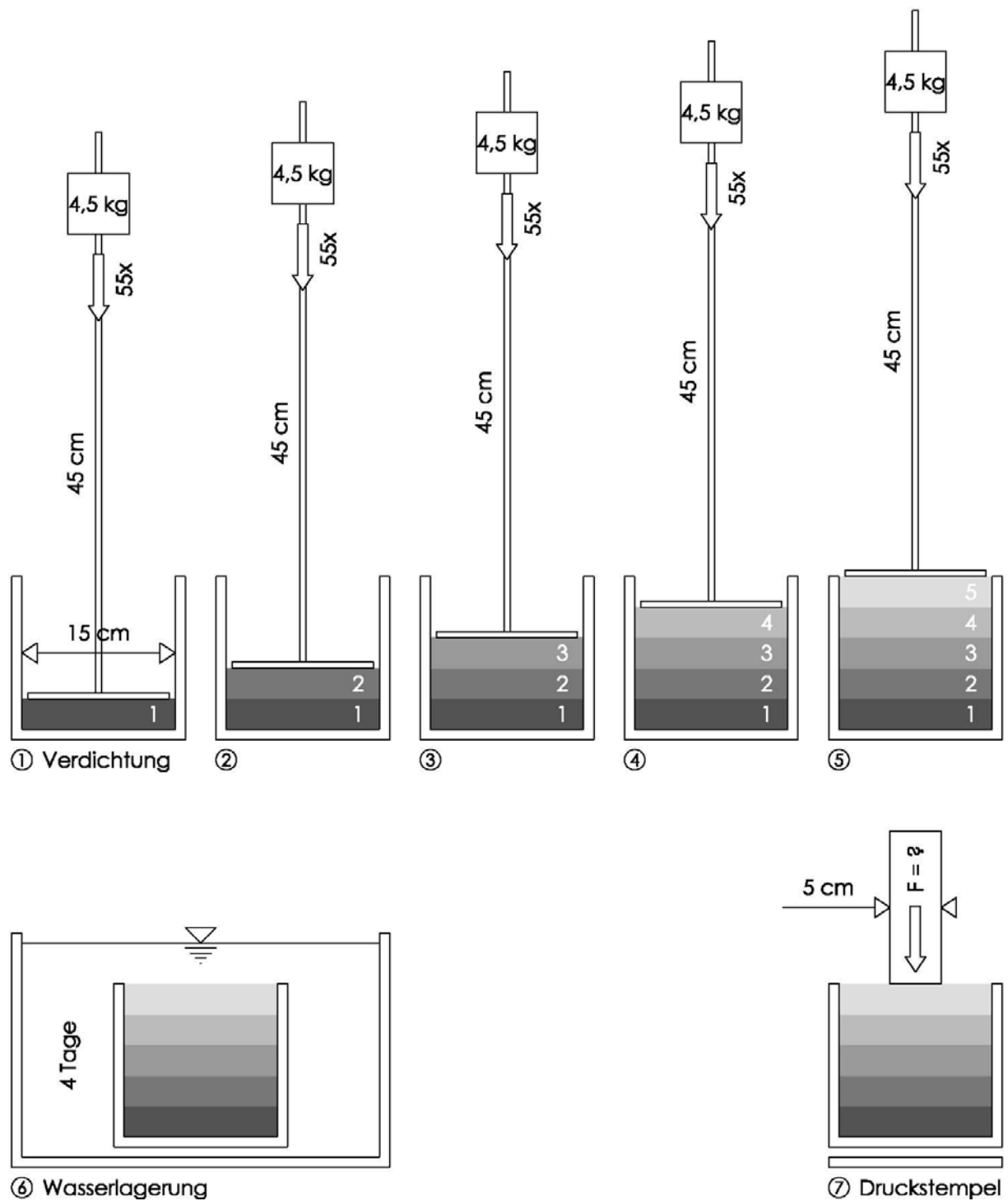


Abbildung 16 CBR-Test Versuchsdurchführung (schematisch)

Für die Bestimmung des CBR-Wertes gilt folgende Beziehung (Eisenmann et al., 2003):

$$\text{CBR} = \frac{p}{p_s} \cdot 100\%$$

Gleichung 2

p ... Stempeldruck beim Versuchsboden [N/mm²]

p_s ... Stempeldruck beim Standardboden [N/mm²]

Der Standardboden wird durch das Verhältnis zwischen dem Stempeldruck p_s und der Stempeleindringtiefe gemäß Tabelle 13 beschrieben:

Tabelle 13 Stempeldruck p_s und Nadeleindringtiefe (Datenquelle: <http://home.iitk.ac.in/~madhav/expt14.html>)

Stempeldruck p_s [N/mm ²]	7,1	10,7	13,7	16,5	18,7
Stempeleindringtiefe [mm]	2,50	5,00	7,50	10,00	12,50

Der ermittelte CBR-Wert wird in vier Unterundtragfähigkeitsklassen unterteilt (siehe Tabelle 15).

5.2 Verfahren nach Westergaard

Ziel ist es, die Tragfähigkeit von Betonplatten samt Untergrund zu bestimmen und diese – ähnlich wie bei der CBR-Methode – in weiterer Folge vier Tragfähigkeitsklassen zuzuordnen. Die Einteilung in die Tragfähigkeitsklassen ist im ICAO Aerodrome Design Manual Part 3 festgelegt und kann Tabelle 16 entnommen werden.

Merkmal des Rechenverfahrens von Westergaard ist die sogenannte Bettungsmodultheorie. Die Betondecke wird auf Federn aufgelagert betrachtet, wobei das Verformungsverhalten der Federn durch den Bettungsmodul beschrieben wird (Eisenmann et al., 2003). Der Bettungsmodul k ist ein aus der Theorie der elastisch gestützten Tragwerke abgeleiteter Kennwert. Es wird vorausgesetzt, dass die Setzung proportional zur Sohlspannung ist. Der Bettungsmodul ist kein Bodenkennwert, sondern abhängig von den Baugrundeigenschaften, den Bauwerkslasten und der Fundamentgeometrie (<http://www.bauwerkverlag.de/baulexikon/index.shtml?BETTUNGSMODUL.HTM>).

Das von Westergaard 1926 veröffentlichte Verfahren basiert auf dem Verfahren nach Hertz für eine auf einer schweren Flüssigkeit schwimmende dünne Platte, die in horizontaler Richtung unendlich ausgedehnt angesetzt wird. Das Verformungsverhalten der Betondecke wird hierbei durch den Elastizitätsmodul und das Trägheitsmoment beschrieben. Angenommen wird eine kreisförmige Topflast mit einem Radius a , die auf den Mittelpunkt der Betonplatte wirkt. Neben dem Lastfall Plattenmitte wurde von Westergaard auch eine Lösung für den Plattenrand (halbierte Topflast) und Platten-ecke gegeben (siehe Abbildung 17) (Eisenmann et al., 2003).

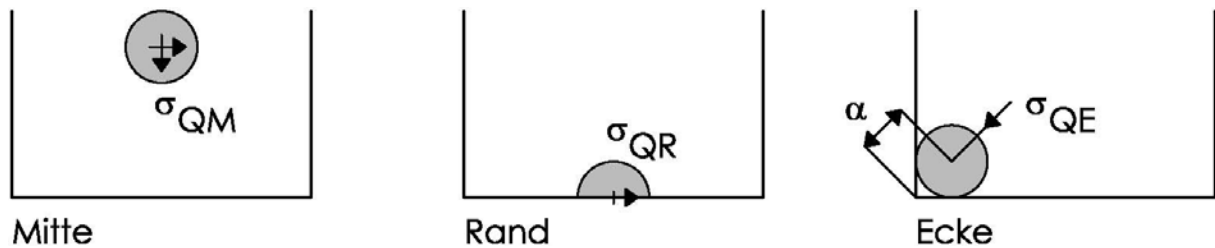


Abbildung 17 Lastfälle - Verfahren nach Westergaard (Eisenmann et al., 2003)

Beim Lastfall Plattenmitte wurde die im Bereich der Lasteinleitung aktivierte erhöhte Bodendruckspannung mit berücksichtigt, die zu einer Verminderung der Durchbiegung und Biegespannung führt. Beim Lastfall Plattenrand wurde aufgrund der Versuche von Teller und Sutherland (Teller et al., 1936) die Hochwölbung einer Betondecke an den Rändern infolge Schwindens bzw. eines negativen Temperaturgradienten berücksichtigt, die eine Vergrößerung der Biegezugspannung verursacht. Für den Lastfall Plattenecke hat Westergaard die Formel unter Anwendung der Energiemethode von Ritz abgeleitet. Die für die drei Lastfälle abgeleiteten Formeln zur Berechnung der Biegezugspannungen sind nachfolgend aufgeführt, wobei beim Lastfall Plattenmitte und Plattenrand die Biegezugspannung an der Unterseite der Betondecke und beim Lastfall Plattenecke an der Plattenoberseite in der Diagonalen außerhalb des Belastungspunktes auftritt (Eisenmann et al., 2003).

Lastfall Plattenmitte

$$\sigma_{QM} = \frac{0,275 \cdot Q}{h^2} \cdot (1 + \mu) \cdot \left[\lg\left(\frac{E \cdot h^3}{k \cdot b^4}\right) - 0,436 \right] \text{ [N/mm}^2\text{]} \quad \text{Gleichung 3}$$

Lastfall Plattenrand

$$\sigma_{QR} = \frac{0,529 \cdot Q}{h^2} \cdot (1 + 0,54 \cdot \mu) \cdot \left[\lg\left(\frac{E \cdot h^3}{k \cdot b^4}\right) + \lg\left(\frac{b}{1 - \mu^2}\right) - 2,484 \right] \text{ [N/mm}^2\text{]} \quad \text{Gleichung 4}$$

Lastfall Plattenecke

$$\sigma_{QE} = \frac{3 \cdot Q}{h^2} \cdot \left[1 - \left(\frac{12 \cdot (1 - \mu^2) \cdot k}{E \cdot h^3} \right)^{0,3} \cdot (a \cdot \sqrt{2})^{1,2} \right] \text{ [N/mm}^2\text{]} \quad \text{Gleichung 5}$$

h ... Dicke der Betondecke [mm]

a	...	$\sqrt{\frac{Q}{\pi \cdot p_i}}$ = Radius des Belastungskreises [mm]
p	...	Kontaktdruck [N/mm ²]
Q	...	Radlast [N]
b	=	$\sqrt{1,6 \cdot a^2} - 0,675 \cdot h$ für $a < 1,724 \cdot h$ [mm]
b	=	a für $a > 1,724 \cdot h$ [mm]
k	...	Bettungsmodul [N/mm ²]
p	...	Kontaktdruck [N/mm ³]
E	...	Elastizitätsmodul des Betons [N/mm ²]
μ	...	Querdehnzahl des Betons (Poisson'sche Zahl) = 0,15

Die zugeordneten Formeln zur Berechnung der Einsenkung der Betondecke lauten wie folgt (Eisenmann et al., 2003)

Lastfall Plattenmitte (Punktlast)

$$y_{oM} = \frac{Q}{8 \cdot k \cdot l^2} \text{ [mm]} \quad \text{Gleichung 6}$$

Lastfall Plattenmitte (Topflast)

$$y_M = y_{oM} \cdot \left[1 + \left(0,3665 \cdot \lg\left(\frac{a}{l}\right) - 0,2174 \right) \cdot \left(\frac{a}{l}\right)^2 \right] \text{ [mm]} \quad \text{Gleichung 7}$$

Lastfall Plattenrand (Punktlast)

$$y_{oR} = \frac{1}{\sqrt{6}} \cdot (1 + 0,4 \cdot \mu) \cdot \frac{Q}{k \cdot l^2} = 3,46 \cdot y_{oM} \text{ [mm]} \quad \text{Gleichung 8}$$

Lastfall Plattenecke (Punktlast)

$$y_{oE} = \left(1,1 - 0,88 \cdot \frac{\alpha}{l} \right) \cdot \frac{Q}{k \cdot l^2} \text{ [mm]} \quad \text{Gleichung 9}$$

α ... Abstand der Last von der Ecke [mm]

I ... Elastische Länge = $\sqrt[4]{\left(\frac{E \cdot h^3}{12 \cdot (1 - \mu^2) \cdot k}\right)}$ [mm] (siehe Abbildung 18)

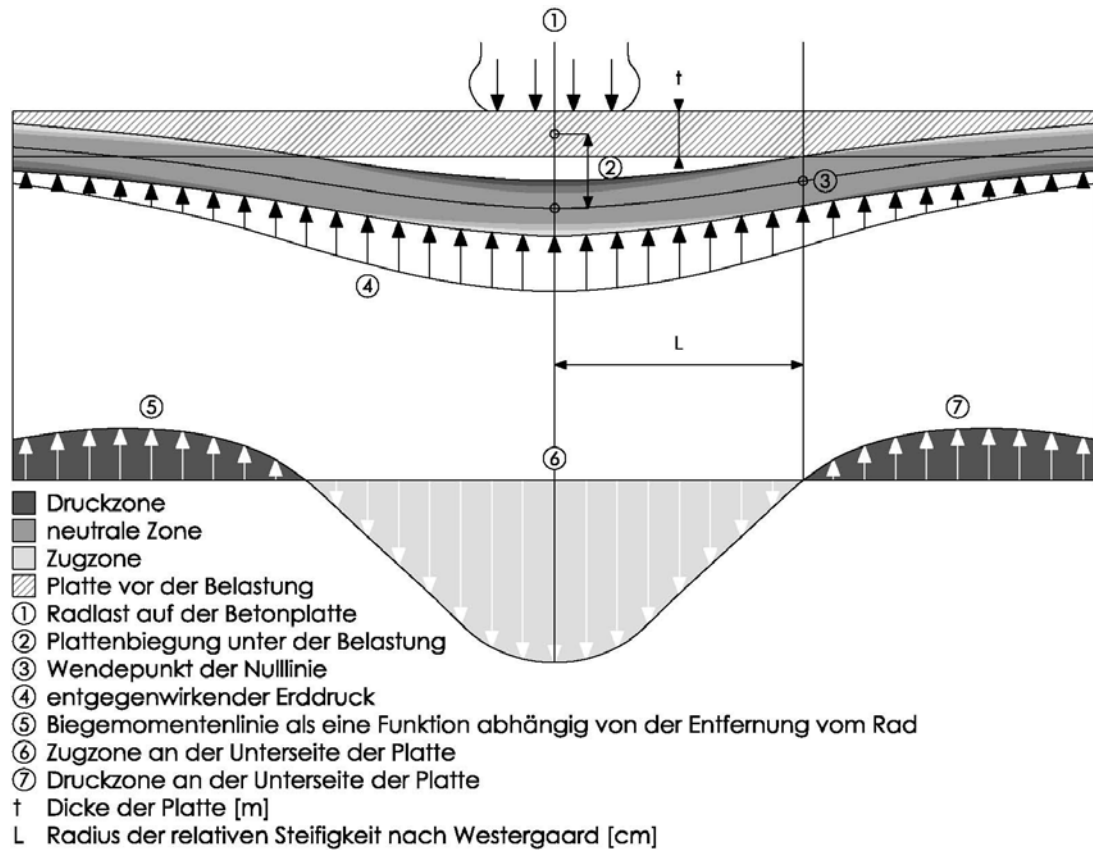


Abbildung 18 Radius L der relativen Plattensteifigkeit nach der Theorie von Westergaard – Querschnitt durch die Platte (verändert nach ICAO, 1983)

Wird eine Platte belastet, entstehen Zug- und Druckzonen in der Platte. Diese Zug- und Druckzonen treten an der Ober- bzw. an der Unterseite der Platte auf (siehe Abbildung 18). Die Nulllinie ist die Mittelfaser der Platte. Sie verändert durch die Belastung ihre Länge nicht, sie erfährt weder Zug- noch Druckspannungen, sie bleibt neutral. An jener Stelle, an der die gedrückte Seite der Betonplatte in die gezogene Seite übergeht, beschreibt die Nulllinie einen Wendepunkt. Der Abstand zwischen dem Zentrum der Belastung und dem Wendepunkt der Nulllinie ist der Radius der relativen Plattensteifigkeit (Elastische Länge) L.

Den Zusammenhang zwischen Elastischer Länge L und dem k-Wert zeigt Abbildung 19:

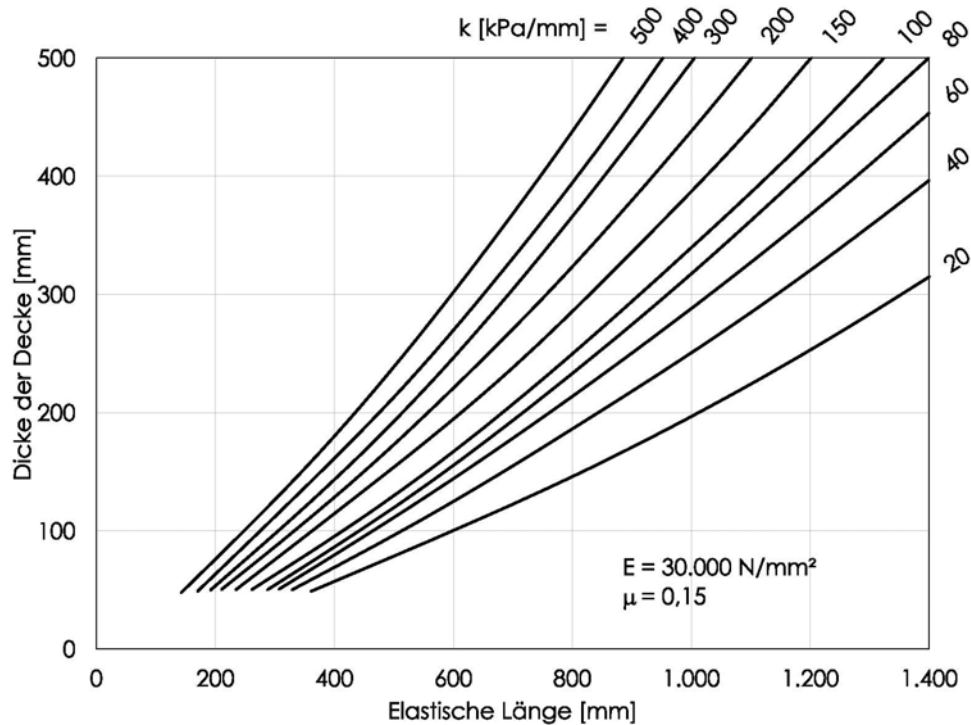


Abbildung 19 Zusammenhang zwischen Elastischer Länge l und k -Wert (Eisenmann et al., 2003)

Anhand der Einsenkung y kann mit der Bettungsmodultheorie für die drei Lastfälle die Bodendruckspannung σ_z berechnet werden (Eisenmann et al., 2003):

$$\sigma_z = y \cdot k \text{ [N/mm}^2\text{]}$$

Gleichung 10

Nach Westergaard ist der Bettungsmodul mit einer Lastplatte von 760 mm Durchmesser zu ermitteln, womit das Verformungsverhalten und die Beanspruchung des Untergrundes bei einer Lasteinleitung über die Betondecke erfasst werden soll. Speziell im Flughafenbau treten dickere Betondecken ($> 200 \text{ mm}$) auf. Dadurch erhält man mit der Methode nach Westergaard zu hohe Bettungsmoduln. Es ist schwierig, den Bettungsmodul über eine größere Lastplatte zu ermitteln. Deswegen wird er über die Steifigkeit der Betondecke und das Verformungsverhalten des Untergrundes bestimmt (Eisenmann et al., 2003) und wird im Folgenden erläutert:

- A) Bettungsmodul bei Systemen mit nicht verfestigter Tragschicht (Schottertragschicht):

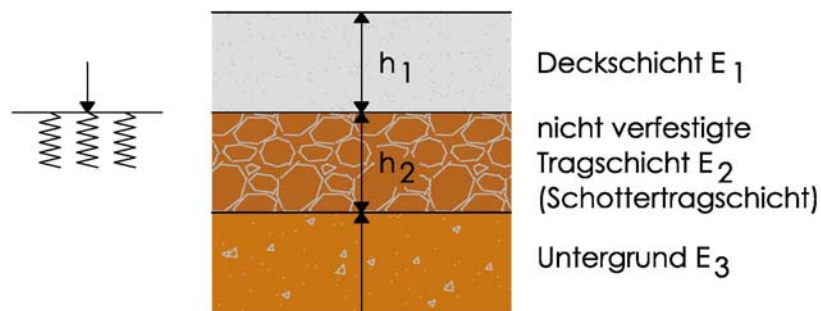


Abbildung 20 System mit nicht verfestigter Tragschicht (Eisenmann et al., 2003)

Bettungsmodul bezogen auf die Oberseite der nicht verfestigten Tragschicht:

$$k = \frac{E_3 \cdot h^*}{h_1^* \cdot [h_1^* + h_2]} \quad [\text{N/mm}^3] \quad \text{Gleichung 11}$$

Wobei:

$$h_1^* = c \cdot h_1 \cdot \sqrt[3]{E_1/E_3} \quad \text{Gleichung 12}$$

$$h_2^* = c \cdot h_2 \cdot \sqrt[3]{E_2/E_3} \quad \text{Gleichung 13}$$

$$h^* = h_1^* + h_2^* \quad \text{Gleichung 14}$$

B) Bettungsmodul bei Systemen mit verfestigter Tragschicht:

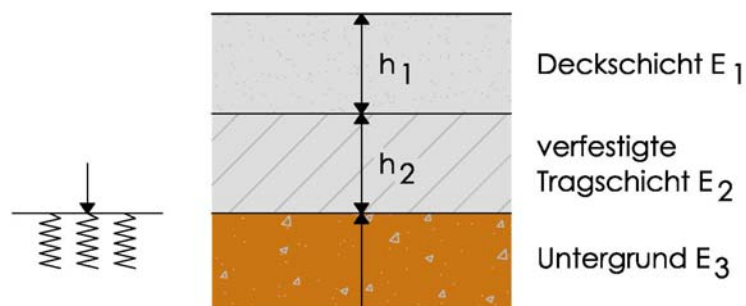


Abbildung 21 System mit verfestigter Tragschicht (Eisenmann et al., 2003)

Bettungsmodul bezogen auf die Oberseite des Erdplanums:

$$k = \frac{E_3}{h^*} \text{ [N/mm}^3\text{]} \quad \text{Gleichung 15}$$

Wobei:

$$h^* = c \cdot h_1 \cdot \sqrt[3]{E_1/E_3} + c \cdot h_2 \cdot \sqrt[3]{E_2/E_3} \quad \text{Gleichung 16}$$

$c = 0,83$ für Betondecken und zementverfestigte Tragschichten

$c = 0,90$ für Asphaltdecken und Asphalttragschichten

$c = 0,90$ für nicht verfestigte Tragschichten

Der Elastizitätsmodul von Beton kann Tabelle 14 entnommen werden

Tabelle 14 Elastizitätsmodul von Beton (Krapfenbauer et al., 2002)

Betongüte	Ö-Norm B4700	B 15	B 20	B 25	B 30	B 40	B 50	B 60
	EN 206-1	C12/15	C16/20	C20/25	C30/37		C40/50	C50/60
Elastizitäts- modul E	[MPa] bzw. [N/mm ²]	26.000	27.500	29.000	30.500	32.500	35.000	37.000

Der ermittelte k-Wert wird nach Tabelle 16 in vier Untergrundtragfähigkeitsklassen unterteilt.

Tabelle 15 Bezeichnung der Untergrundtragfähigkeiten für flexible Aufbauten (verändert nach ICAO, 1983)

Tragfähigkeit des Untergrundes	Asphaltdecke (flexibel)						Code	
	Bez.		Klassifikation					
hoch	CBR	15			CBR	> 13	%	A
mittel	CBR	10	13	>	CBR	> 8	%	B
gering	CBR	6	8	>	CBR	> 4	%	C
sehr gering	CBR	3	4	>	CBR		%	D

Tabelle 16 Bezeichnung der Untergrundtragfähigkeiten für starre Aufbauten (verändert nach ICAO, 1983)

Tragfähigkeit des Untergrundes	Betondecke (starr)					Code
	Bez.		Klassifikation			
hoch	k	150		k	> 120 MN/m³	A
mittel	k	80	120	> k	> 60 MN/m³	B
gering	k	40	60	> k	> 25 MN/m³	C
sehr gering	k	20	25	> k	MN/m³	D

Bei Kenntnis des CBR-Wertes des Untergrundes kann durch eine Multiplikation mit der Zahl 10 in erster Näherung der zugeordnete dynamische E-Modul ermittelt werden (Heukelom et al., 1962):

$$E = 10 \cdot \text{CBR}$$

Gleichung 17

E ... E-Modul des Untergrundes [MPa]

CBR ... CBR-Wert [%]

Neuere englische Untersuchungen ermöglichen eine genauere Zuordnung (Leykauf, 1987):

$$E = 17,6 \cdot \text{CBR}^{0,64}$$

Gleichung 18

Den Vergleich der Gleichungen 17 und 18 liefert Abbildung 22:

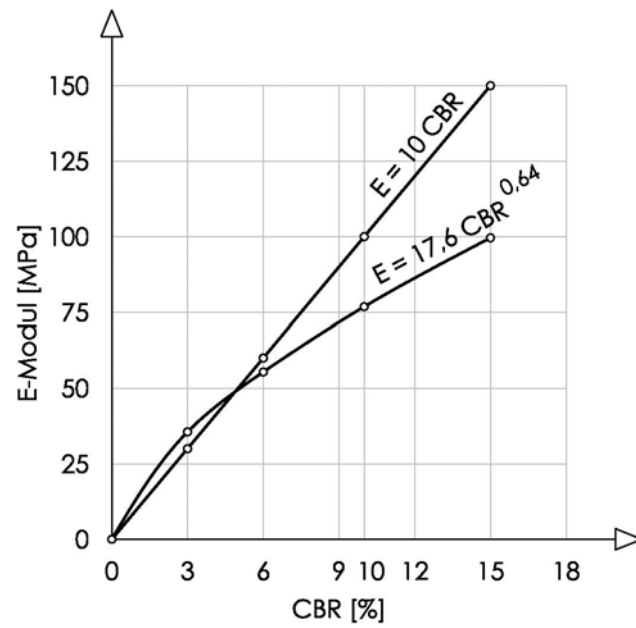


Abbildung 22 CBR-Wert - E-Modul für die vier Tragfähigkeitsklassen

Eine Beziehung zwischen E-Modul und k-Wert gibt Gleichung 19 wieder (Elliot, 1990):

$$E = k + 20$$

Gleichung 19

E ... E-Modul des Untergrundes [MPa]

k ... k-Wert [kPa/mm]

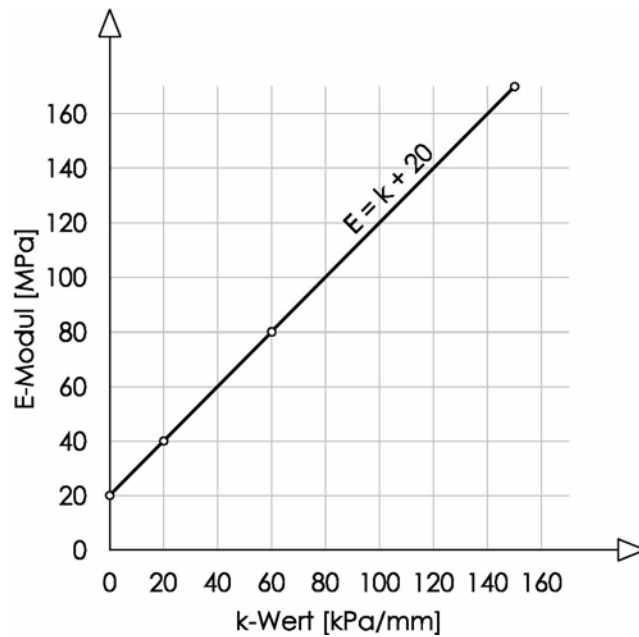


Abbildung 23 k-Wert - E-Modul für die vier Tragfähigkeitsklassen

5.3 Verfahren nach Pickett und Ray

Für die Ermittlung des Einflusses von Nachbarlasten und zur Ermittlung der Biegezugspannungen in starren Oberbauten können die Einflusstafeln von Pickett und Ray (Pickett et al., 1951) Anwendung finden. Neben der sehr einfachen Erfassung von Gruppenlasten, wie dies bei Flugzeugfahrwerken gegeben ist, können hiermit auch nicht kreisförmige Belastungsflächen sowie Lasten mit nicht gleichmäßiger Kontaktdruckverteilung, wie dies bei Vollgummireifen vorliegt, berücksichtigt werden. Die für die verschiedenen Lastfälle entwickelten Einflusstafeln sind in Abbildung 24 zusammen mit einer Anleitung angeführt. Es wird anhand eines Beispiels für den Lastfall Plattenmitte und das Fahrwerk einer Boeing B747-230B die Anwendung dieser Tafel angezeigt (Eisenmann et al., 2003).

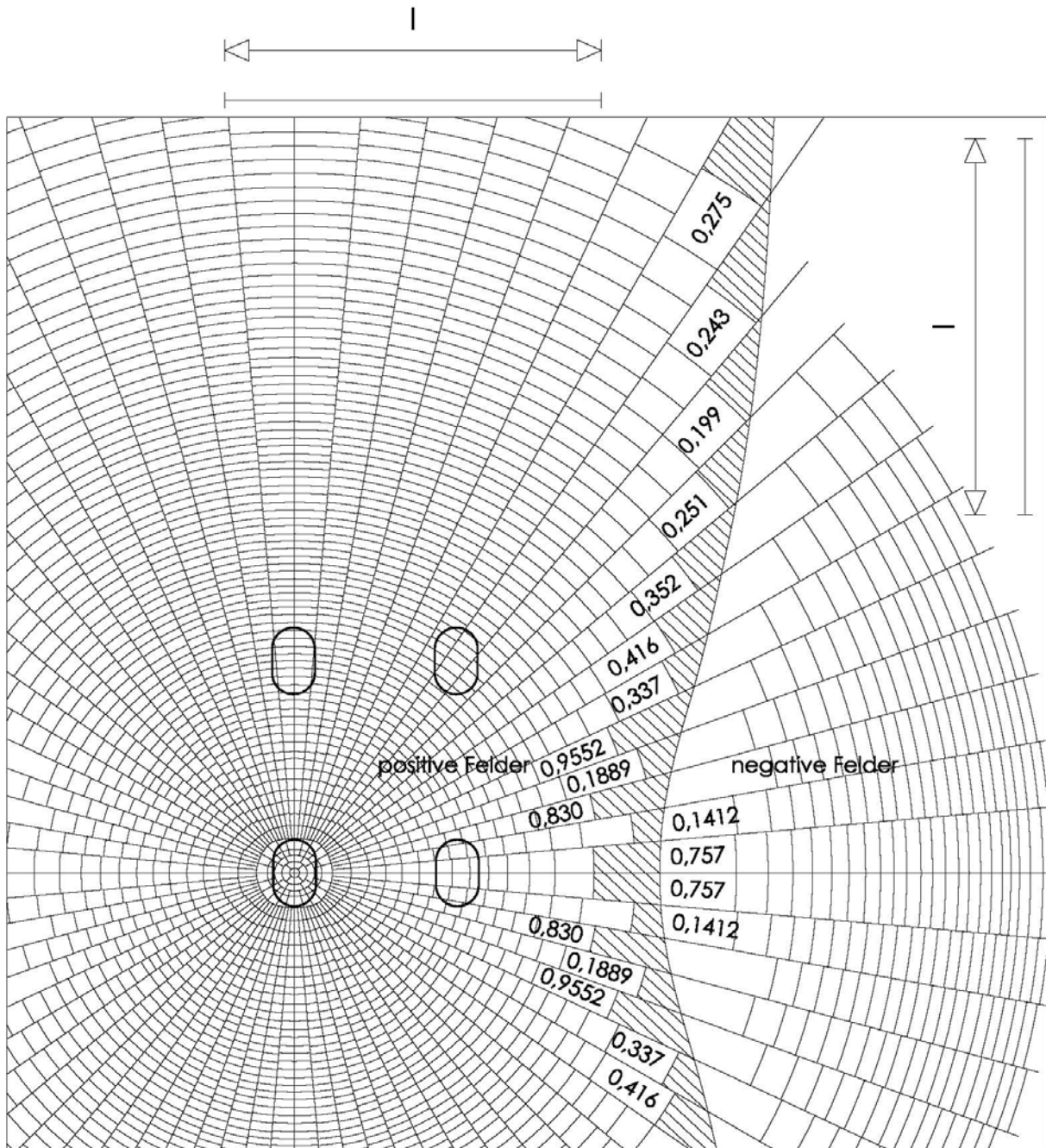


Abbildung 24 Einflusstafeln nach Pickett und Ray zur Berechnung der Biegezugspannung (verkleinert) (Eisenmann et al., 2003)

Als Maßstab für die Einflusstafeln wurde die elastische Länge L eingeführt.

Fahrgestell der Boeing B747-230B:

$\max Q = 203 \text{ kN}$ (Radlast)

$p = 1,5 \text{ N/mm}^2$ (Kontaktpressung)

Aufbau des Deckensystems:

$$\begin{array}{llll} h_1 & = & 500 \text{ mm} & E_1 = 30.000 \text{ N/mm}^2 \quad \mu = 1/6 \text{ (Betondecke)} \\ \text{UG}^* & & & E_2 = 30 \text{ N/mm}^2 \rightarrow k = 0,007 \text{ N/mm}^3 \end{array}$$

*UG ... Untergrund

Die Ermittlung der Biegespannung σ ist wie folgt durchzuführen:

1. Bestimmung der elastischen Länge L:

$$L = \sqrt[4]{\frac{E_1 \cdot h_1^3}{12 \cdot (1 - \mu^2) \cdot k}} = 2.603 \text{ mm} \quad \text{Gleichung 20}$$

2. Die elastische Länge L wird mit Hilfe des auf den Einflusstafeln angegebenen Wertes von L umgerechnet:

$$\frac{L_{\text{Tafel}}}{L_{\text{Befestigung}}} = \frac{71,5}{2.603} = 0,0275 \quad \text{Gleichung 21}$$

71,5 ist jene Länge in [mm], die aus der Strecke L auf der Einflusstafel gemessen wird (Hinweis: Die Einflusstafel in Abbildung 24 ist verkleinert). Der Faktor 0,0275 wird verwendet, um das Fahrwerk im richtigen Maßstab auf die Einflusstafel setzen zu können.

3. Das Fahrwerk wird im Maßstab in die Einflusstafel eingetragen (siehe Abbildung 24). Die Felder, die alle vier Räder überdecken, werden zusammengezählt. Das Ergebnis „n“ fließt in die Biegemomentenberechnung folgendermaßen ein:

$$n = 59 + 22 + 11 + 9 = 101 \quad \text{Gleichung 22}$$

$$M = \frac{p \cdot n \cdot L^2}{10.000} = 102.650 \text{ Nmm} \quad \text{Gleichung 23}$$

4. Berechnung der Biegespannungen σ in der Betondecke über das Widerstandsmoment W:

$$\sigma = \frac{M}{W} = \frac{M \cdot 6}{h_1^2} = 2,46 \text{ N/mm}^2 \quad \text{Gleichung 24}$$

5.4 U.S. Army Corps of Engineers

Dieses Verfahren wird verwendet, um die Dicke von flexiblen Aufbauten zu bestimmen. Über die Belastung auf das Hauptfahrwerk, den Reifendruck, die Untergrundtragfähigkeit und die jährliche Lastwiederholung eines bestimmten Flugzeugtyps, kann die Dicke des flexiblen Aufbaus bestimmt werden.

Beispiel: Es liegt die Untergrundtragfähigkeitsklasse CBR 12 vor. Auf das Hauptfahrwerk wirkt eine Belastung einer Boeing B717 von 45.359 kg. Die jährliche Lastwiederholung dieses Flugzeugtyps beträgt 6.000. Die Dicke des flexiblen Oberbaus soll bestimmt werden.

Es wird nach Abbildung 25 vom CBR-Wert ausgegangen. Über die Kurven der Massen, die auf das Hauptfahrwerk wirken und die Kurven für die jährlichen Starts wird die maßgebende Dicke des Aufbaus bestimmt. Diese Kurven wurden mit Softwareprogrammen erstellt und sind vom jeweiligen Flugzeugtyp abhängig. Sie gelten für den Aufbau von Pisten und Vorfeldern.

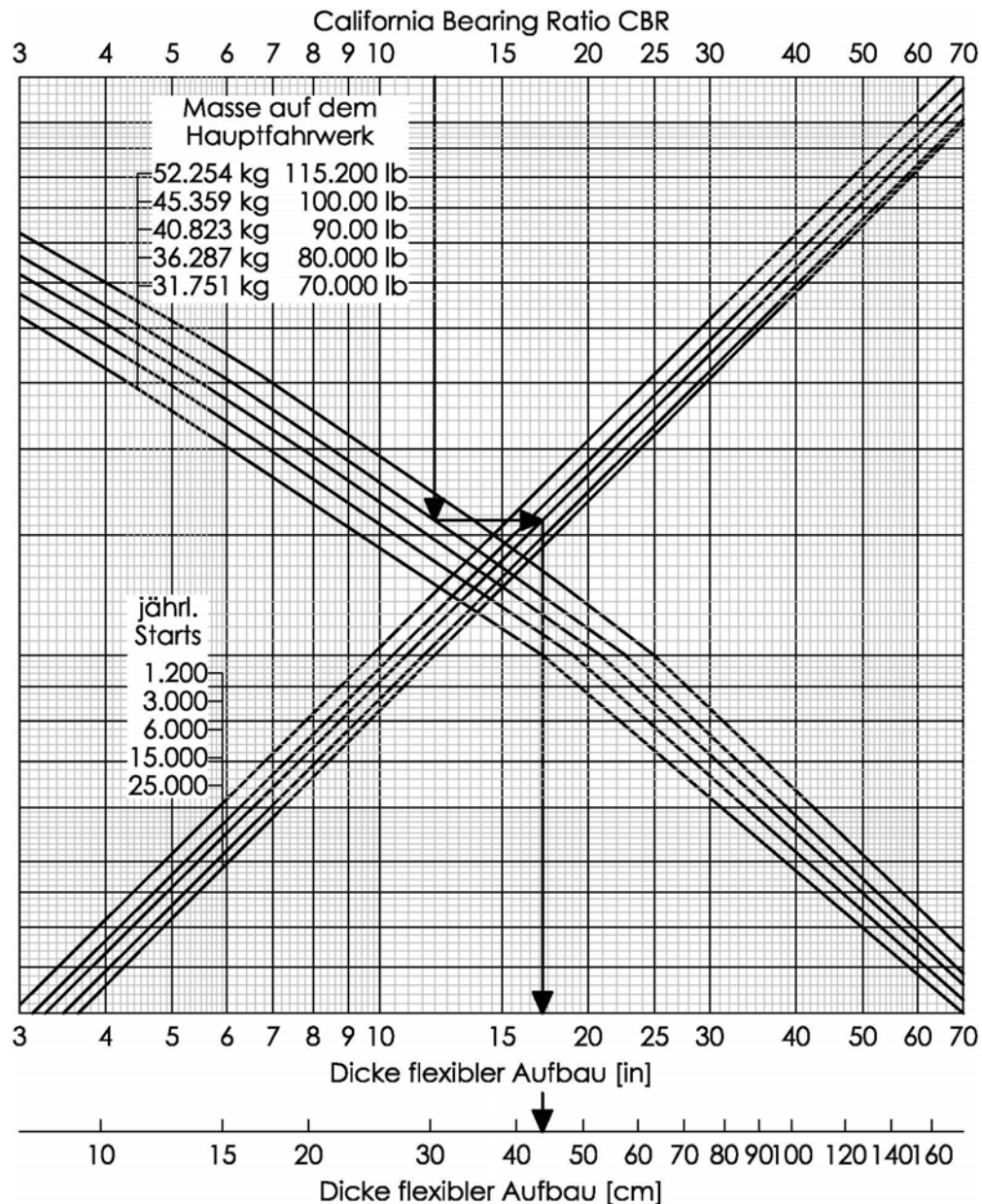


Abbildung 25 Dickenbestimmung nach U. S. Army Corps of Engineers - Boeing B717 (<http://www.boeing.com/commercial/airports/acaps/717sec7.pdf>)

Es ergibt sich eine Aufbaudicke von 17,2 in oder 44,7 cm.

5.5 Portland Cement Association Design Methode

Dieses Verfahren wird verwendet, um die Dicke von starren Aufbauten zu bestimmen. Über die Belastung auf das Hauptfahrwerk, den Reifendruck und die Untergrundtragfähigkeit, kann die Dicke des starren Aufbaus bestimmt werden.

Beispiel: Es liegt die Untergrundtragfähigkeitsklasse $k = 40$ (vgl.: Tabelle 16) vor. Auf das Hauptfahrwerk wirkt eine Belastung einer Boeing B717 von 52.254 kg. Die Dicke des starren Oberbaus soll bestimmt werden.

Ausgegangen wird wie in Abbildung 26 vom Reifeninnendruck des Flugzeuges. Über die Kurven der Massen auf das Hauptfahrwerk und die Kurven des k -Wertes wird die Dicke des Aufbaus bestimmt. Diese Kurven sind vom Flugzeugtyp abhängig.

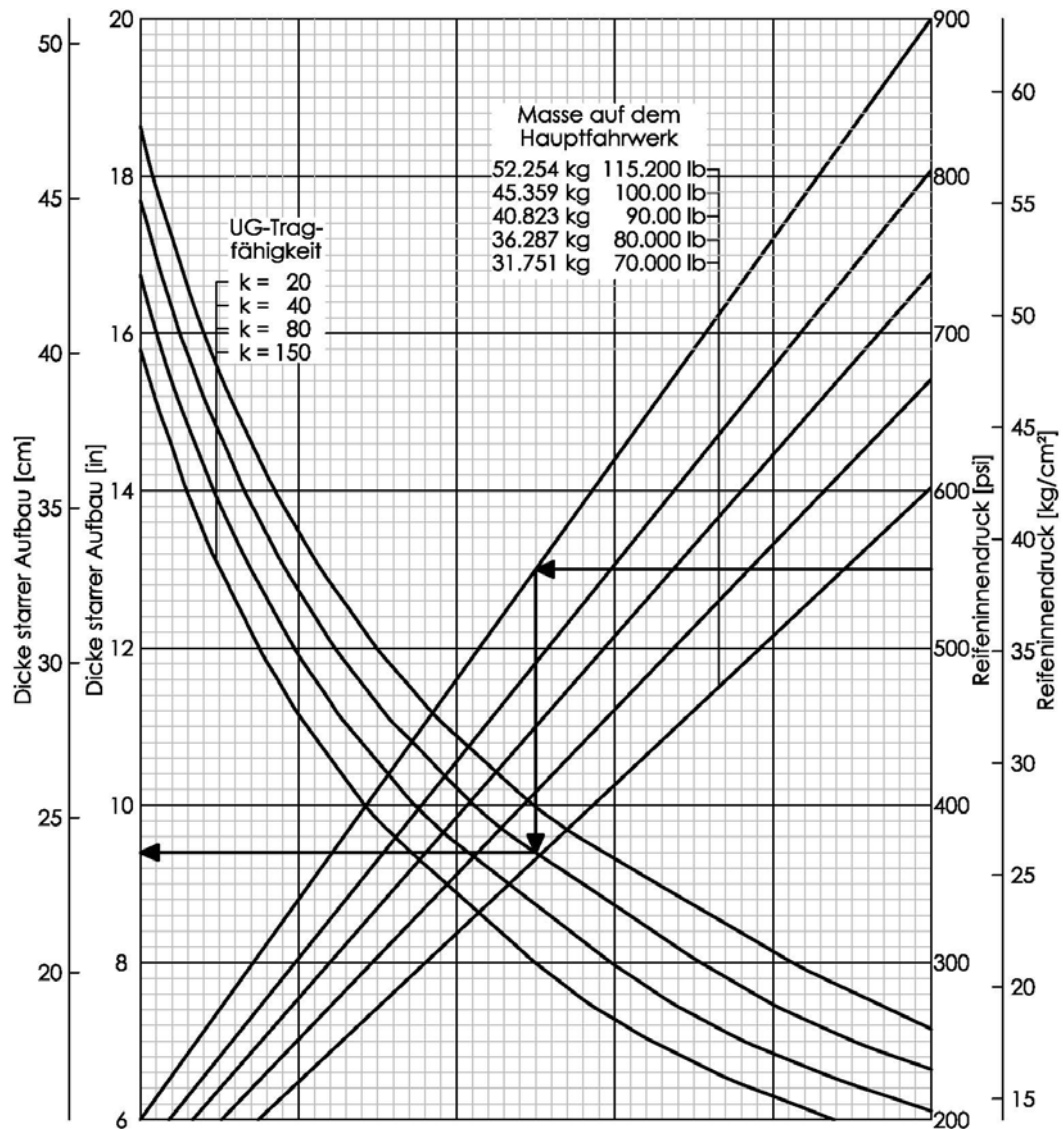


Abbildung 26 Dickenbestimmung nach der Portland Cement Association Design Method - Boeing B717 (<http://www.boeing.com/commercial/airports/acaps/717sec7.pdf>)

Es ergibt sich eine Aufbaudicke von 9,4 in oder 23,9 cm.

5.6 LCN-Methode

Das LCN-Verfahren (Load Classification Number) wurde erstmals 1951 vom englischen Luftfahrtministerium veröffentlicht und 1956 in verbesserter Form von der ICAO übernommen (Eisenmann et al., 2003). Dieses empirische Verfahren basiert auf dem einfachen physikalischen Prinzip der Beziehung zwischen Masse und Aufstandsfläche. Die Belastung aus den Fahrwerken der Flugzeuge muss in die äquivalente Einzelradlast (siehe Kapitel 6.2.2) umgerechnet werden. Der Zusammenhang zwischen der äquiva-

lenten Einzelradlast, der Flächenpressung, die aus der Masse des Flugzeuges resultiert, der Kontaktfläche und der Load Classification Number ist der Abbildung 27 zu entnehmen.

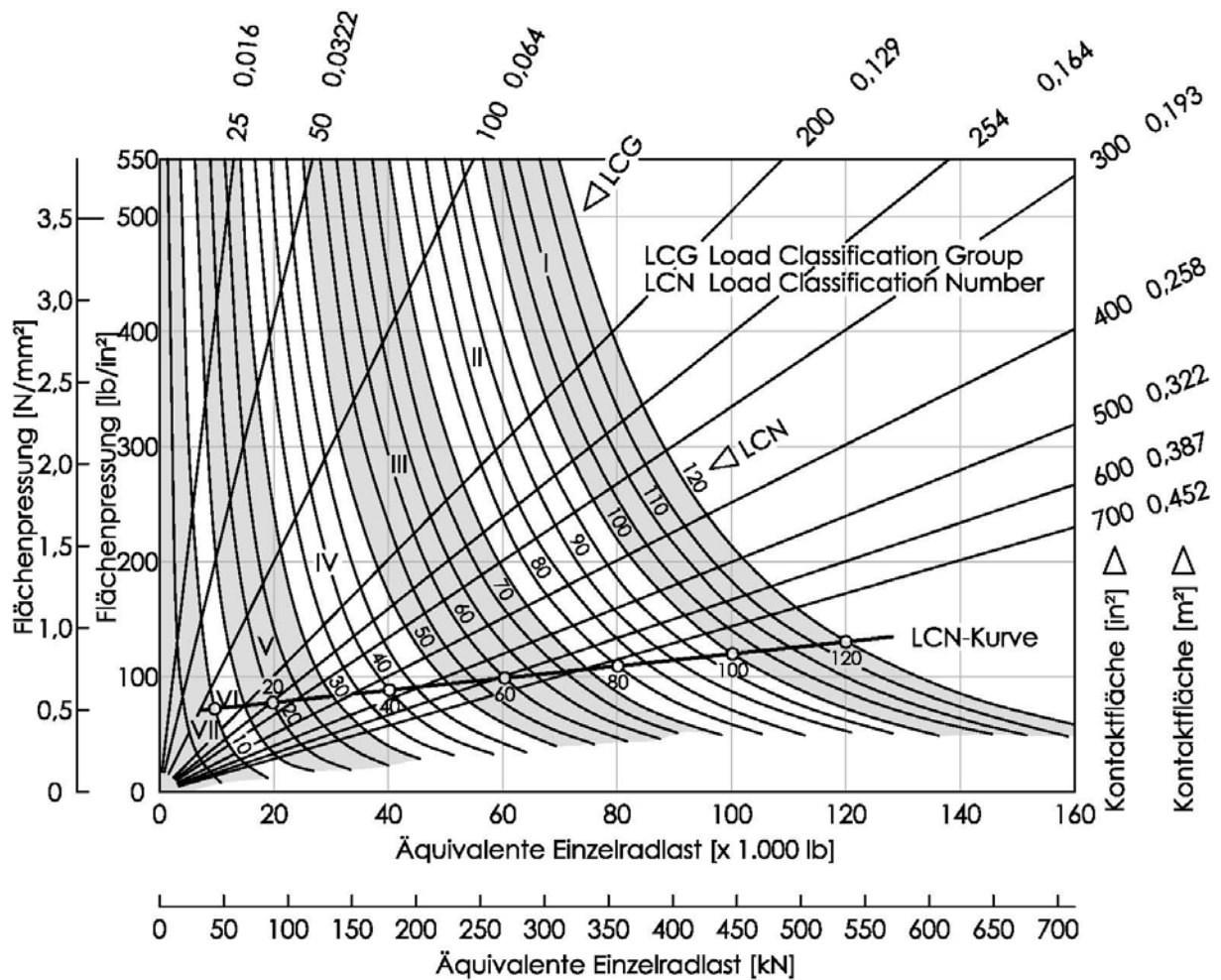


Abbildung 27 Beziehung zwischen der Äquivalenten Einzelradlast und LCN (Eisenmann et al., 2003)

Die Verbindung der Schnittpunkte zwischen den LCN-Kurven und den äquivalenten Einzelradlasten bildet die Standard-LCN-Kurve (siehe Abbildung 27). Neben der Abbildung 27 können die LCN-Werte auch Tabelle 17 entnommen werden.

Tabelle 17 Standard-LCN-Kurve

Load Classification Number LCN	Radlast		Reifenpressung (Kontaktldruck)		Belastungs- kreishalb- messer mm
	kN	lbs	N/mm ²	psi	
10	45	10.000	0,53	75	164
20	90	20.000	0,56	80	226
30	130	30.000	0,60	85	262
40	180	40.000	0,63	90	300
50	230	50.000	0,67	95	330
60	270	60.000	0,70	100	350
70	320	70.000	0,74	105	375
80	360	80.000	0,77	110	386
90	410	90.000	0,81	115	401
100	450	100.000	0,85	120	410

5.6.1 Die LCN-Methode für flexible Aufbauten

Aus der Load Classification Number (LCN) und der Masse, die auf das Hauptfahrwerk wirkt, kann die Dicke des flexiblen Aufbaus bestimmt werden.

Beispiel: Die Belastung auf das Hauptfahrwerk einer Boeing B717 beträgt 52.254 kg und die LCN ist 50. Die Dicke des flexiblen Aufbaus soll bestimmt werden.

Ausgegangen wird wie in Abbildung 28 von der ermittelten LCN des Flugzeuges. Über die Kurven für die Massen auf das Hauptfahrwerk wird die Dicke für flexible Aufbauten bestimmt.

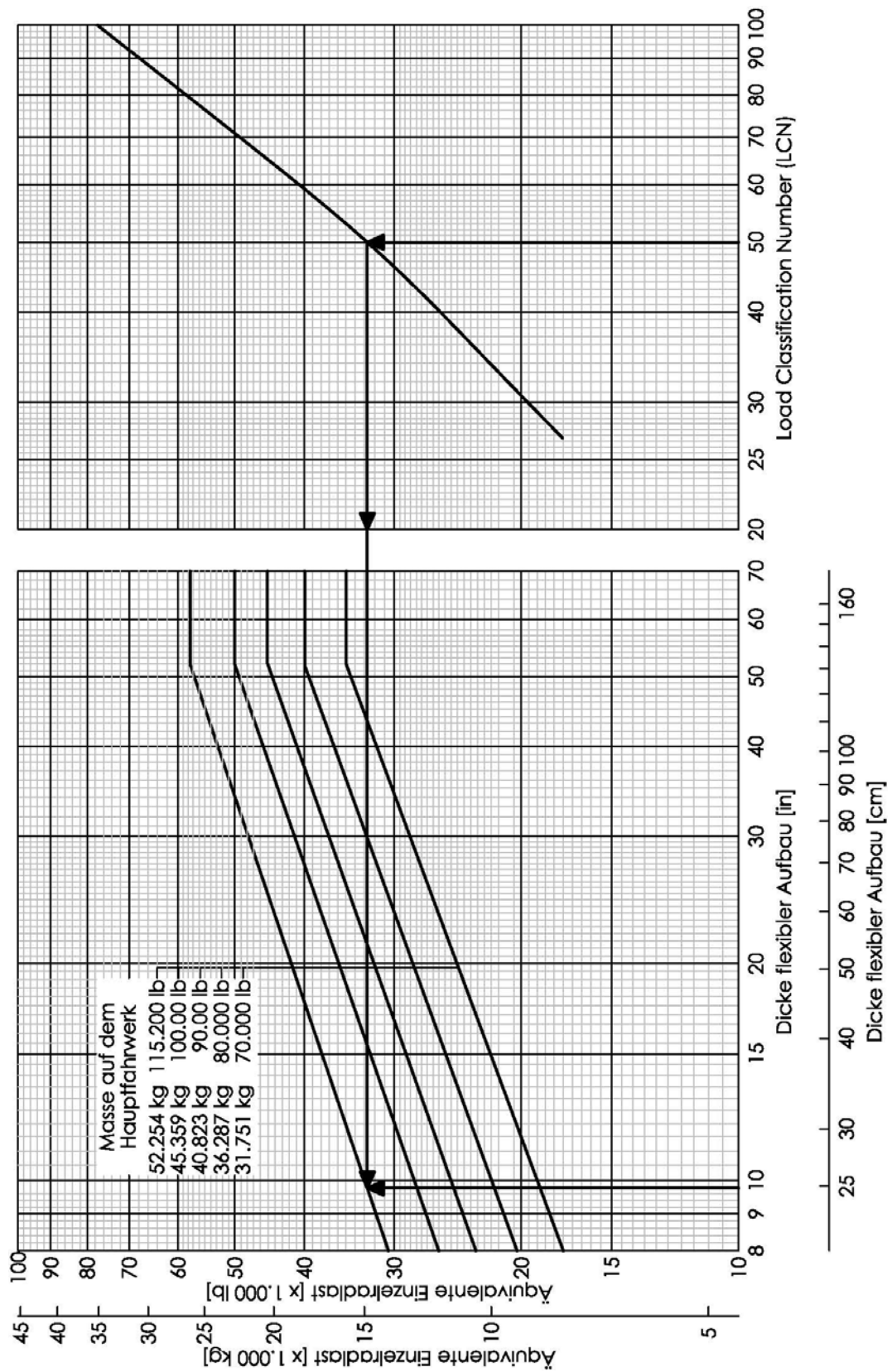


Abbildung 28 Dickenbestimmung nach der LCN-Methode (flexibel) - Boeing B717
<http://www.boeing.com/commercial/airports/acaps/717sec7.pdf>

Es ergibt sich eine Aufbaudicke von 9,8 in oder 24,9 cm (Hinweis: Abbildung 28 gilt bei einem Reifeninnendruck von 164 psi).

5.6.2 Die LCN-Methode für starre Aufbauten

Aus der Load Classification Number (LCN), der Untergrundtragfähigkeit und der Masse, die auf das Hauptfahrwerk wirkt, kann die Dicke des starren Aufbaus bestimmt werden.

Beispiel: Die Belastung auf das Hauptfahrwerk einer Boeing B717 beträgt 45.359 kg und die LCN ist 60. Es liegt die Untergrundtragfähigkeit $k = 40 \text{ MN/m}^3$ (150 psi) vor. Die Dicke des starren Aufbaus soll bestimmt werden.

Ausgegangen wird wie in Abbildung 29 von der ermittelten LCN des Flugzeuges. Über die Kurven für die Massen auf das Hauptfahrwerk wird die Dicke für flexible Aufbauten bestimmt.

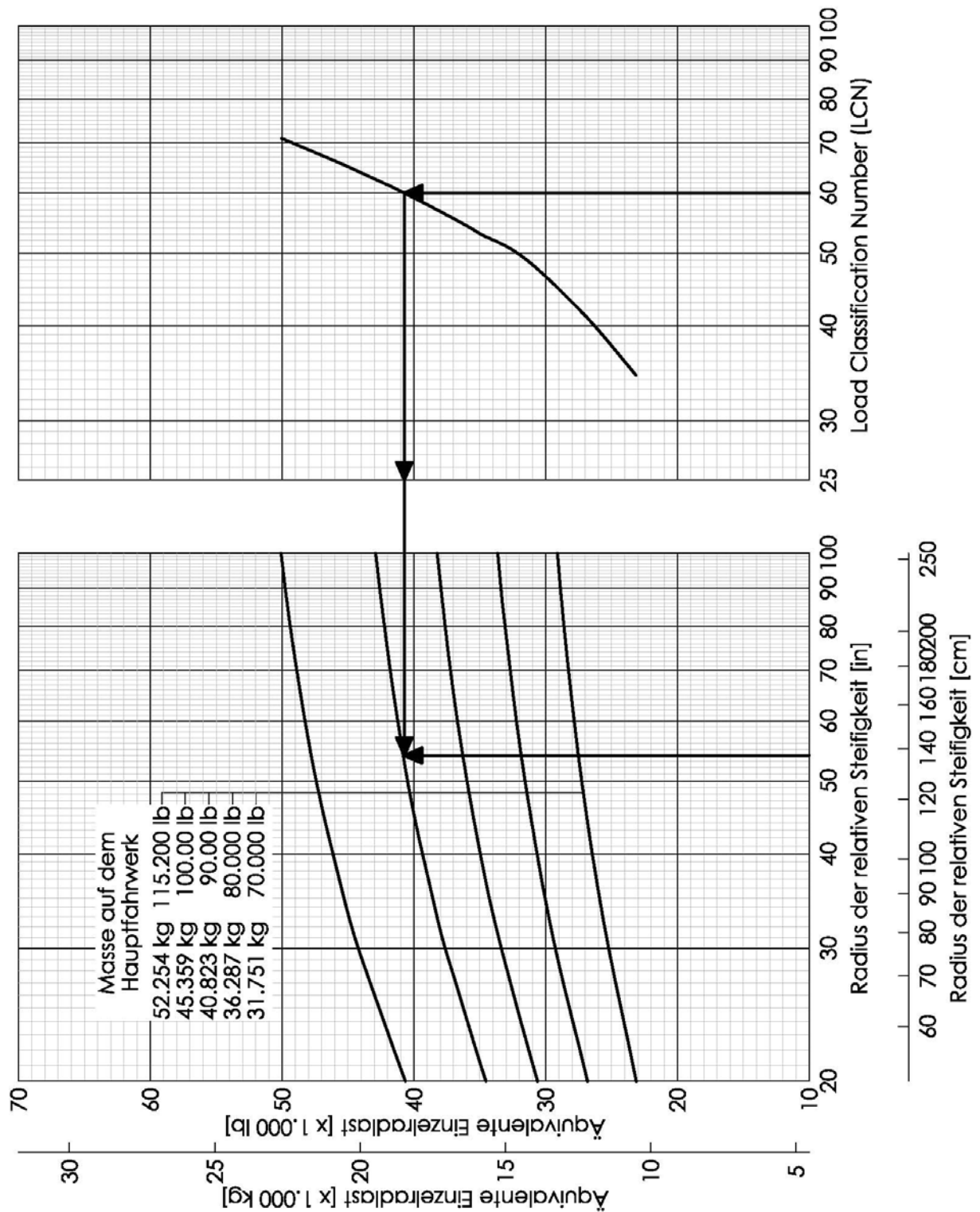


Abbildung 29 Dickenbestimmung nach der LCN-Methode (starr) - Boeing B717
(<http://www.boeing.com/commercial/airports/acaps/717sec7.pdf>)

Es ergibt sich ein Radius der relativen Steifigkeit von $L = 54$ in (137,2 cm) (Hinweis: Abbildung 29 gilt bei einem Reifeninnendruck von 164 psi).

Der Radius der relativen Steifigkeit nach Westergaard L wird nach folgender Gleichung berechnet (ICAO, 1983):

$$L = \sqrt[4]{\frac{E \cdot t^3}{12 \cdot (1 - \mu^2) \cdot k}} = 24,1652 \cdot \sqrt[4]{\frac{t^3}{k}} = 54 \text{ in} \quad \text{Gleichung 25}$$

k ... Reaktionsmodul des Unterbaus nach Westergaard [psi]

μ ... Poisson'sche Zahl ($\mu = 0,15$)

E ... Elastizitätsmodul des Betons, $E = 4 \cdot 10^6$ [psi]

t ... Dicke der Betondecke [in]

Aus Gleichung 25 folgt:

$$t = \sqrt[3]{\left(\frac{L}{24,1652}\right)^4 \cdot k} \quad \text{Gleichung 26}$$

Durch Einsetzen des Radius der relativen Steifigkeit $L = 54$ in und der Untergrundtragfähigkeitsklasse $k = 150$ psi ergibt sich eine Dicke der Betonplatte von

$$t = \sqrt[3]{\left(\frac{54}{24,1652}\right)^4 \cdot 150} = 15,52 \text{ in (39,4 cm)}$$

Der Nachteil des LCN-Verfahrens ist, dass auf die Anzahl der Lastwiederholungen nicht eingegangen wird. Aus dieser Überlegung wurden die ACN/PCN-Methode entwickelt (siehe Kapitel 6).

5.7 FAA Design Methode

Aus der Biegezugsteifigkeit des Betons, der Masse auf das Hauptfahrwerk und die jährlichen Starts ergibt sie die Dicke für Betondecken.

Beispiel: Die Biegezugsteifigkeit des Betons beträgt $45,2 \text{ kg/cm}^2$ (650 psi). Es liegt eine Untergrundtragfähigkeit von $k = 40$ vor. Die Belastung einer Boeing B717 auf das Hauptfahrwerk ist 45.359 kg und die jährlichen Lastwiederholungen werden mit 6.000 angenommen. Die Dicke des starren Aufbaus soll bestimmt werden.

Ausgegangen wird wie in Abbildung 30 von der Biegezugsteifigkeit des Betons. Über die Kurven der Untergrundtragfähigkeit, der Masse auf das Hauptfahrwerk und der jährlichen Starts kann die Dicke der Betondecke bestimmt werden.

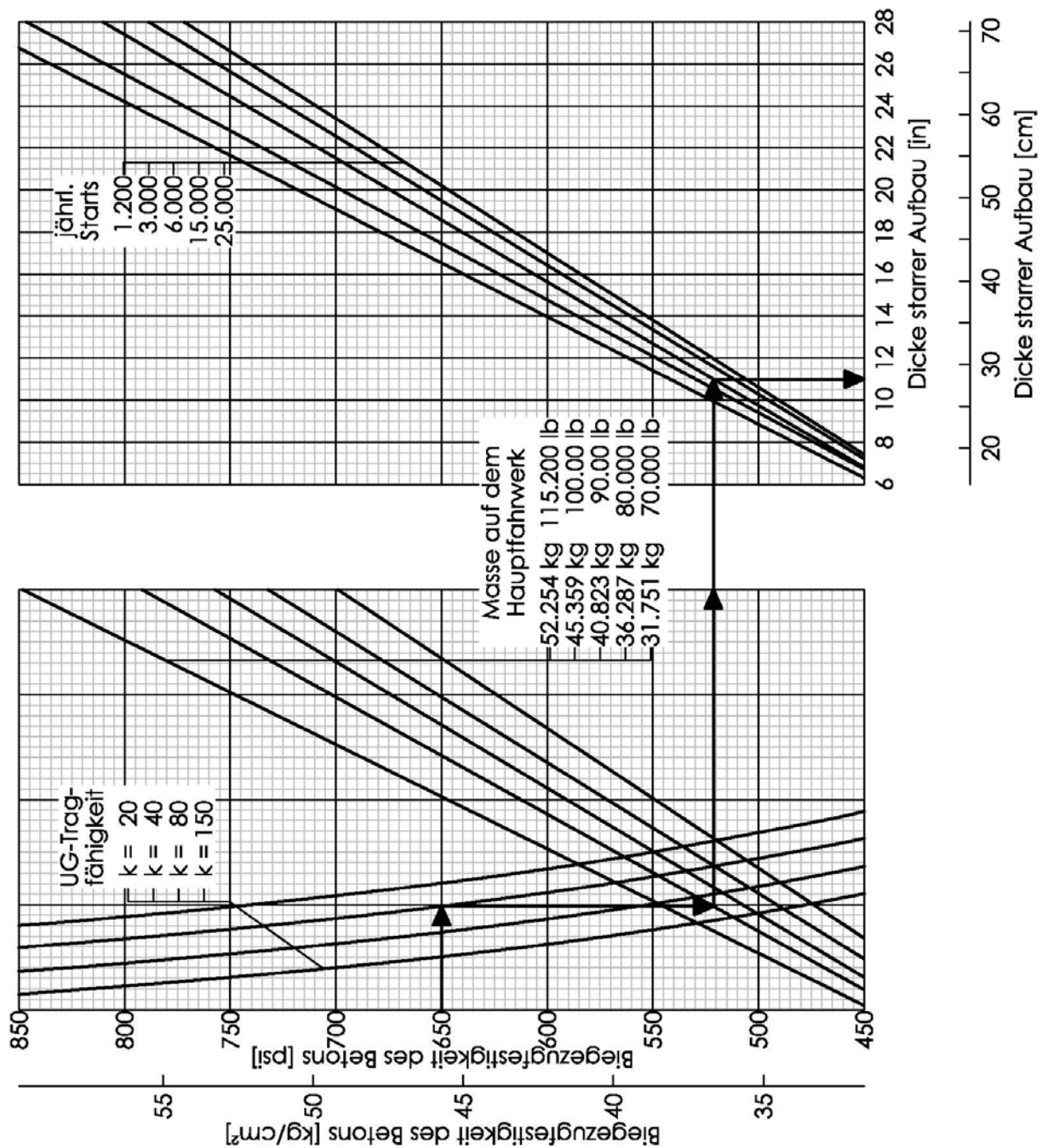


Abbildung 30 Dickenbestimmung nach der FAA-Methode - Boeing B717 (<http://www.boeing.com/commercial/airports/acaps/717sec7.pdf>)

Es ergibt sich eine Betondeckendicke von 11,0 in oder 27,9 cm.

5.8 Analytische Dimensionierungsverfahren - Mehrschichtentheorie

Die Mehrschichtentheorie wird zur Analyse und Gestaltung von Oberbaustrukturen aus Asphalt und Beton eingesetzt.

Abbildung 31 stellt schematisch eine geschichtete elastische Oberbaustruktur dar, bei der die unterste Schicht nach unten unendlich ist.

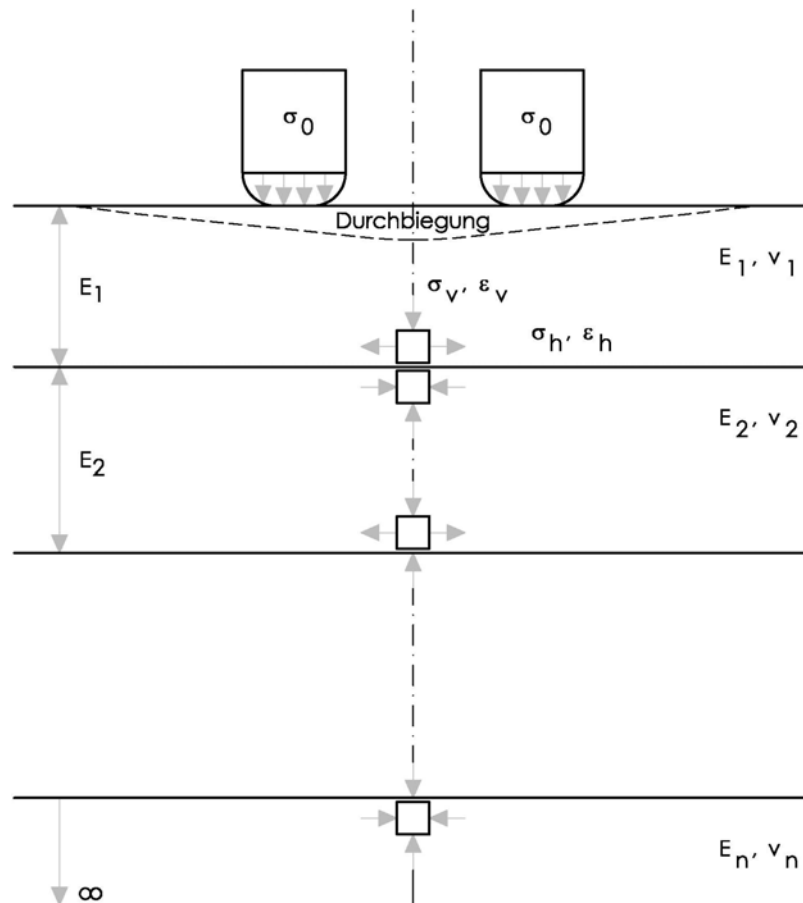


Abbildung 31 Spannungsverhalten in einem elastischen, mehrschichtigen Aufbau-system (Horonjeff et al., 1993)

Die rechnerische Erfassung der mittragenden Wirkung von gebundenen Tragschichten kann für den Lastfall Plattenmitte anhand der strengen Mehrschichtentheorie erfolgen. Nachteil der Mehrschichtentheorie ist der erforderliche Einsatz von leistungsfähigen Rechnern (z.B. für die Shell-Methode oder für die Asphalt Institute Methode) sowie die nicht mögliche Erfassung der Lastfälle Plattenrand und Plattenecke. Basierend auf dem Verfahren von Westergaard wurde von Eisenmann (Eisenmann, 1973) ein vereinfachtes Rechenverfahren für mehrschichtig aufgebaute Tragsysteme entwickelt, das unter bestimmten Voraussetzungen, die bei Betondecken mit zwischengeschalteten, gebundenen Tragschichten gegeben sind, eine gute Übereinstimmung mit der strengen Mehrschichtentheorie liefert. Es wird dabei unterschieden zwischen einem System ohne und einem System mit Verbund zwischen der Betondecke und der gebundenen

Schicht. Nachfolgend wird das Verfahren für ein dreischichtig aufgebautes Tragsystem, bestehend aus Betondecke, gebundener Tragschicht und Untergrund dargestellt (Eisenmann et al., 2003).

System I: ohne Verbund zwischen Schicht 1 und Schicht 2:

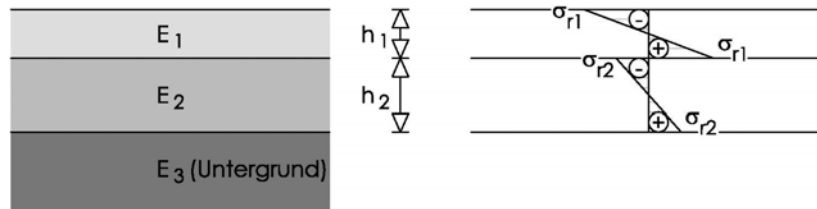


Abbildung 32 Spannungsverlauf System I: ohne Verbund (Eisenmann, 2003)

Die Berechnung der Spannungen im Boden läuft folgendermaßen ab (Eisenmann, 2003):

1. $\mu = \text{konstant} = 0,15$, $E_1 \geq E_2 \gg E_3$ [N/mm²]
2. Fiktiver Bettungsmodul für den Untergrund

$$k = \frac{E_3}{h^x} \text{ [N/mm}^3\text{]} \quad \text{Gleichung 27}$$

$$h^x = 0,83 \cdot h_1 \cdot \sqrt[3]{\frac{E_1}{E_3}} + c \cdot h_2 \cdot \sqrt[3]{\frac{E_2}{E_3}} \text{ [mm]} \quad \text{Gleichung 28}$$

$c = 0,83$ für Betondecken und zementverfestigte Tragschichten

$c = 0,90$ für Asphaltdecken und Asphalttragschichten

$c = 0,90$ für nicht verfestigte Tragschichten

3. Dicke eines Ersatzsystems mit gleicher Steifigkeit für $E = E_1$

$$h_1 = \sqrt[3]{\frac{E_1 \cdot h_1^3 + E_2 \cdot h_2^3}{E_1}} \text{ [mm]} \quad \text{Gleichung 29}$$

4. Ermittlung des Momentes M_1 für das Ersatzsystem nach Picket und Ray (siehe Kapitel 5.3)
5. Biegespannung in den Schichten 1 und 2

$$M_1 = M_l \cdot \frac{E_1 \cdot h_1^3}{E_1 \cdot h_1^3 + E_2 \cdot h_2^3} \text{ [Nmm]}$$

Gleichung 30

$$M_2 = M_l \cdot \frac{E_2 \cdot h_2^3}{E_1 \cdot h_1^3 + E_2 \cdot h_2^3} \text{ [Nmm]}$$

Gleichung 31

$$\sigma_{r1} = \sigma \cdot \frac{M_1}{h_1^2} \text{ [N/mm}^2\text{]}$$

Gleichung 32

$$\sigma_{r2} = \sigma \cdot \frac{M_2}{h_2^2} \text{ [N/mm}^2\text{]}$$

Gleichung 33

6. Elastische Länge

$$L_l = \sqrt[4]{\frac{E_1 \cdot h_l^3}{12 \cdot (1 - \mu^2) \cdot k}} \text{ [mm]}$$

Gleichung 34

7. Beispiel

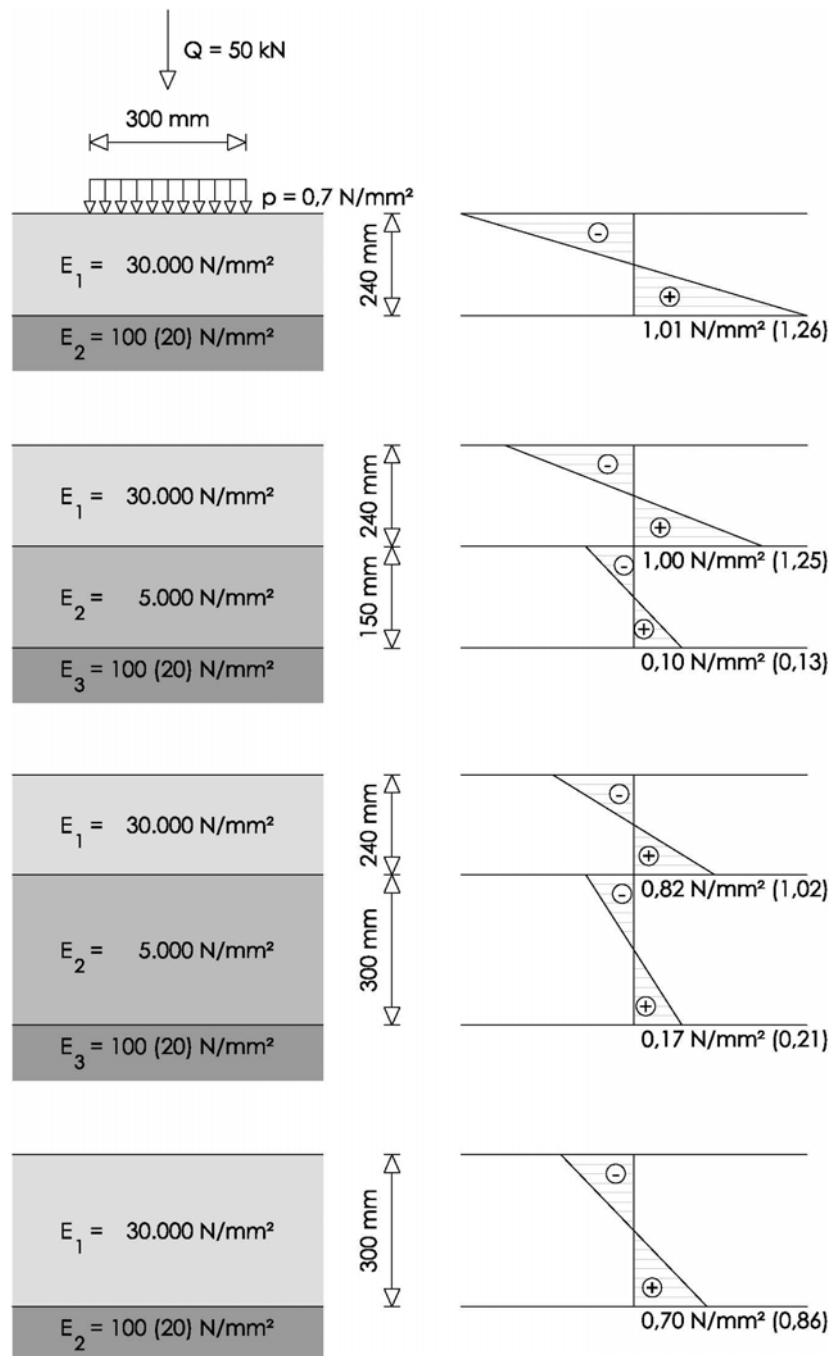


Abbildung 33 Verlauf der Biegespannungen in einem Tragsystem ohne gebundene Tragschicht (Eisenmann, 2003)

System II: mit Verbund zwischen Schicht 1 und Schicht 2:

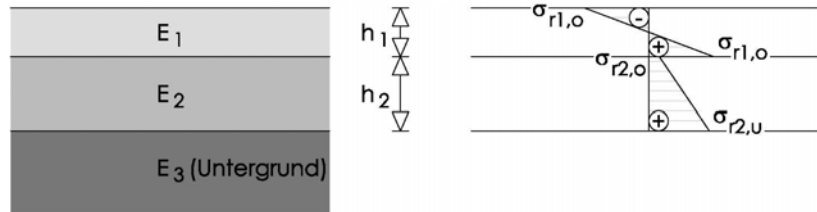


Abbildung 34 Spannungsverlauf System I: mit Verbund (Eisenmann, 2003)

Die Berechnung der Spannungen im Boden läuft folgendermaßen ab (Eisenmann, 2003):

1. $\mu = \text{konstant} = 0,15$, $E_1 \geq E_2 \gg E_3$ [N/mm²]
2. Fiktiver Bettungsmodul für den Untergrund wie bei System I.
3. Dicke eines Ersatzsystems mit gleicher Steifigkeit für $E = E_1$

$$h_{||} = h_1 + 0,9 \cdot h_2 \cdot \sqrt[3]{\frac{E_2}{E_1}} \quad [\text{mm}]$$

Gleichung 35

4. Ermittlung des Momentes $M_{||}$ für das Ersatzsystem nach Picket und Ray (siehe Kapitel 5.3)
5. Biegespannung in den Schichten 1 und 2 wird wie für einen Plattenbalken mit gleicher Steifigkeit ermittelt

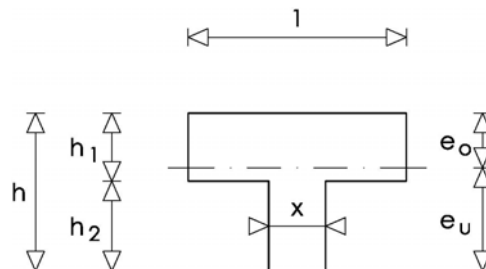


Abbildung 34a Plattenbalkenquerschnitt

$$\kappa = \frac{E_2}{E_1}; E = E_1$$

Gleichung 36

$$I = \sum (I_i + F_i \cdot x_s^2)$$

Gleichung 37

$$e_o = \frac{\sum F_i \cdot x_i}{\sum F_i}$$

Gleichung 38

I ... Trägheitsmoment des Plattenbalkens [mm⁴/mm]

$$e_0 = \frac{h}{2} \cdot \frac{E_2 \cdot h_2}{E_1 \cdot h_1 + E_2 \cdot h_2} + \frac{h_1}{2} \quad [\text{mm}] \quad \text{Gleichung 39}$$

$$e_U = h - e_0 \quad [\text{mm}] \quad \text{Gleichung 40}$$

$$\sigma_{r1,0} = \frac{M_{||}}{I} \cdot e_0 \quad [\text{N/mm}^2] \quad \text{Gleichung 41}$$

$$\sigma_{r1,U} = \frac{M_{||}}{I} \cdot (h_1 - e_0) \quad [\text{N/mm}^2] \quad \text{Gleichung 42}$$

$$\sigma_{r2,0} = \kappa \cdot \frac{M_{||}}{I} \cdot (h_1 - e_0) \quad [\text{N/mm}^2] \quad \text{Gleichung 43}$$

$$\sigma_{r2,U} = \kappa \cdot \frac{M_{||}}{I} \cdot e_U \quad [\text{N/mm}^2] \quad \text{Gleichung 44}$$

6. Elastische Länge

$$L_{||} = \sqrt[4]{\frac{E_1 \cdot h_{||}^3}{12 \cdot (1 - \mu^2) \cdot k}} \quad [\text{mm}] \quad \text{Gleichung 45}$$

7. Beispiel

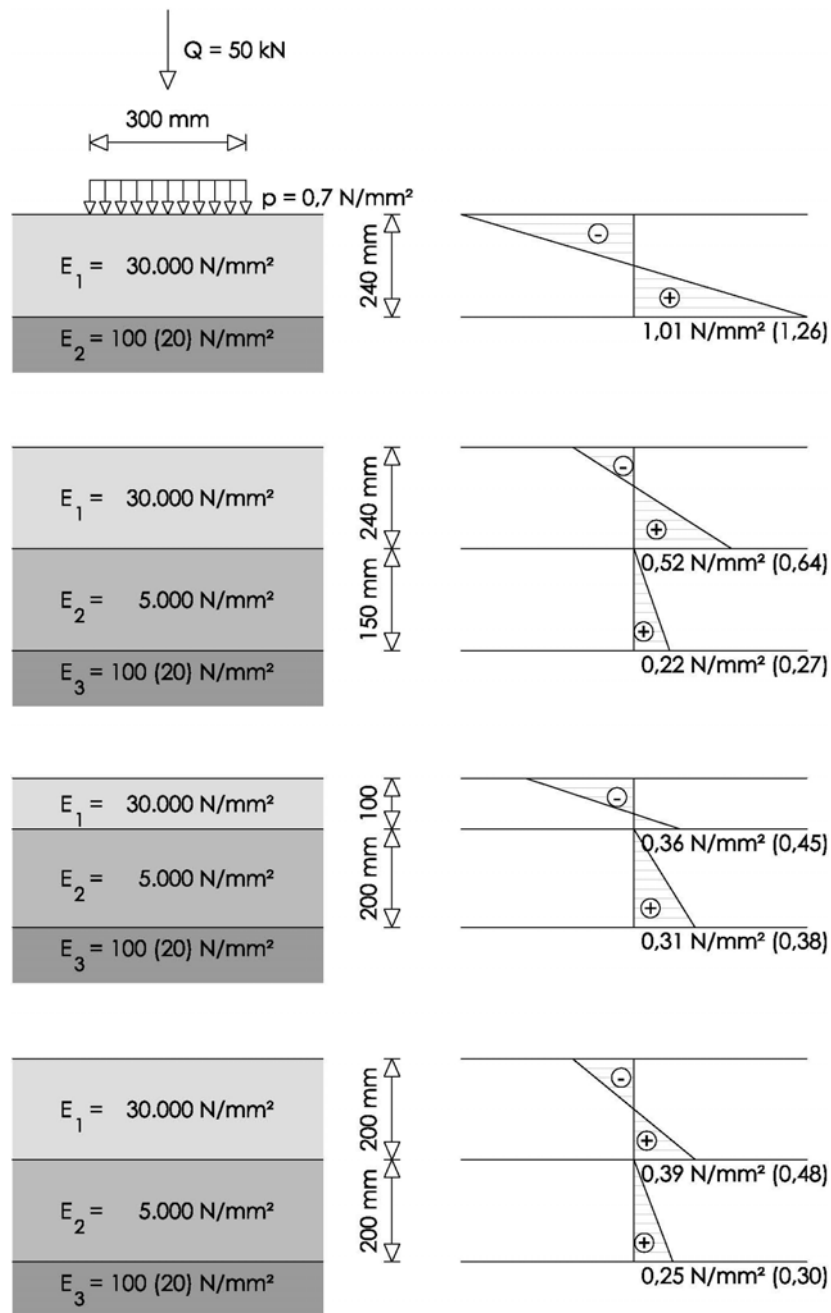


Abbildung 35 Verlauf der Biegespannungen in einem Tragsystem ohne gebundene Tragschicht (Eisenmann, 2003)

6. DIE ACN/PCN-METHODE

6.1 Einleitung

ACN bedeutet Aircraft Classification Number (Kennwert zur Klassifizierung des Flugzeugtyps) und PCN Pavement Classification Number (Kennwert zur Klassifizierung des Oberbaus). Es geht darum, Flugzeuge und Aufbauten zu klassifizieren und ihnen einen auf ganze Zahlen gerundeten Wert zuzuordnen. Ist die ACN kleiner oder gleich der PCN, so ist das Flugzeug auf der Flugbetriebsfläche zugelassen. Andernfalls ist das Flugzeug gesperrt, da sonst Schäden im Aufbau entstehen können.

Die Idee dieser Methode entstand in den 1970er-Jahren. Die ICAO entsandte ein Expertenteam, das eine Lösung zu der Tatsache finden sollte, dass die Fahrwerke von Flugzeugen immer vielfältiger wurden und somit ein einheitliches Rechenmodell nicht mehr möglich war.

Diese Methode ist sowohl für den Benutzer als auch für den Planer einer Flugbetriebsfläche von Bedeutung. Der Pilot muss die ACN seines Flugzeuges wissen und sich vor der Benützung einer Flugbetriebsfläche über die PCN des Betriebsflächenaufbaues informieren. Durch den sehr einfachen Vergleich zweier ganzer Zahlen kann er feststellen, ob er mit seinem Flugzeug die Flugbetriebsfläche belasten darf. Aber auch der Planer einer Flugbetriebsfläche muss wissen, welche Flugzeuge auf diesem Flughafen erwartet werden und durch die entsprechende PCN die schadensfreie Belastbarkeit der Betriebsfläche garantieren.

6.2 Aircraft Classification Number

6.2.1 Definition

Die ACN ist eine Zahl, die die relative Auswirkung eines Flugzeuges auf den Aufbau für eine festgelegte Untergrundtragfähigkeit ausdrückt (ICAO, 1983).

Jeder Flugzeughersteller ist verpflichtet, die ACN-Werte seiner Produkte anzugeben. Pro Flugzeug werden 16 ACN-Werte angegeben. Es wird unterschieden zwischen flexiblem und starrem Aufbau, Kategorie des Untergrundes und Leer- bzw. maximale Abflugmasse des Flugzeuges (siehe Tabelle 18).

Tabelle 18 16 ACN-Werte pro Flugzeug (http://www.tc.gc.ca/CivilAviation/International/Technical/Pavement/Downloads/ACN_Table_e.pdf)

Flugzeug Hersteller/Typ	Gewicht Max/Min [kN]	Reifeninnen- druck [MPa]	Flexible Aufbauten CBR [%]				Starre Aufbauten k [MPa/m]			
			hoch	mittel	gering	s. gering	hoch	mittel	gering	s. gering
			A 15	B 10	C 6	D 3	A 150	B 80	C 40	D 20
A330-300 (Configuration 3)	2264 1697	1.42	62 44	68 47	79 53	107 70	54 39	62 43	74 50	86 58
A380-800 (6 Wheel Main Gear)	5514 2758	1.47	56 23	62 25	75 28	106 36	55 26	67 27	88 31	110 38
A380-800 (4 Wheel Wing Gear)	5514 2758	1.47	62 27	68 28	80 31	108 39	55 25	64 26	76 30	88 35

Beim Airbus A380 werden zwei Tabellen angegeben, weil sowohl für das Rumpffahrwerk als auch für das Tragflächenfahrwerk die 16 ACN-Werte bestimmt werden. Maßgebend ist immer die größte ACN. Die ACNs der wichtigsten Flugzeuge weltweit können dem Anhang C entnommen werden.

Zur Bestimmung der ACN-Werte gibt es unterschiedliche Verfahren, die dem folgenden Ablaufschema entnommen werden können. Über Flugzeugtyp, Radabstand, Reifeninnendruck, Bautyp und Untergrundtragfähigkeit wird die ACN mit Computerprogrammen, Rechentafeln und ACN-Tabellen ermittelt:

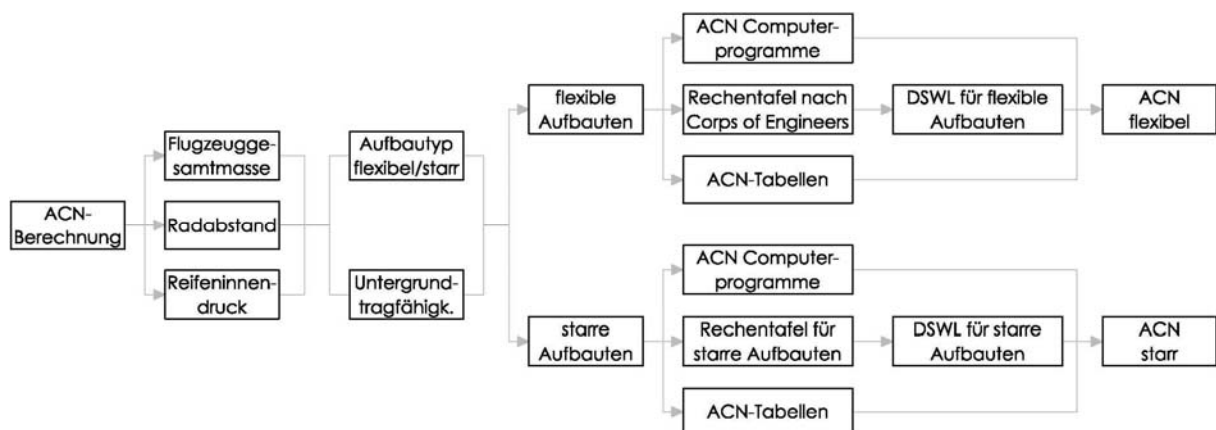


Abbildung 36 Wege zur ACN-Findung (ICAO, 1983)

Die ACN ist abhängig

- von der Gesamtmasse des Luftfahrzeuges,
- von der Verteilung dieser Gesamtmasse auf die Fahrwerke,
- von der Art der Fahrwerke,

- von der Anzahl der Räder je Fahrwerk,
- von der Anordnung der Räder und den Abständen voneinander,
- vom Durchmesser der Räder und der daraus abgeleiteten Latschfläche,
- vom Reifeninnendruck,
- von der Art des Aufbaus der Flugbetriebsfläche (flexibel oder starr),
- von der Tragfähigkeitsklasse des Untergrundes (vier CBR- und vier k-Werte),
- vom Lastminderungsfaktor
- und von der Anzahl der Lastwiederholungen, die lt. ICAO Aerodrome Design Manual Part 3 mit 10.000 anzunehmen ist.

Die ACN eines Flugzeuges wird mit Hilfe der äquivalenten Einzelradlast berechnet.

Die *äquivalente Einzelradlast* (ESWL – Equivalent Single Wheel Load) ist jene Last in Kilogramm und mit einer Kontaktfläche A, die die gleiche Durchbiegung wie das gegebene Radfahrwerk hervorruft (Livneh, 2004).

Die äquivalente Einzelradlast hängt ab:

- vom Abstand der Räder eines Fahrwerkes zueinander,
- vom Reifeninnendruck der Räder,
- von der Art des Oberbaus und
- von der Untergrundtragfähigkeitsklasse.

Die *abgeleitete Einzelradlast* (DSWL – Derived Single Wheel Load) ist die äquivalente Einzelradlast (ESWL) mit einem Kontaktreifendruck von 1,25 MPa.

Eine äquivalente Einzelradlast von 5 kN und einem Kontaktdruck von $p = 1,25 \text{ N/mm}^2$ entspricht einer ACN-Einheit (siehe Gleichung 46) (Airsight GmbH, 2002).

$$1 \text{ ACN} = \frac{\text{DSWL}}{5 \text{ kN}} \quad \text{Gleichung 46}$$

1. Die Mehrradlast muss auf eine Äquivalente Einzelradlast (ESWL) umgerechnet werden.
2. Bei Betondecken wird vom Lastfall Plattenmitte und einer zulässigen Biegezugspannung von $2,75 \text{ N/mm}^2$ ausgegangen (Loizos, 2002).
3. Für den Oberbau wird die Last bei konstanter Kontaktpressung von $1,25 \text{ N/mm}^2$ berechnet. Diese wird als Abgeleitete Einzelradlast (DSWL) bezeichnet.
4. Diese DSWL [kg] wird aus Gründen der einfacheren Handhabbarkeit durch 500 kg dividiert, was den ACN-Wert eines Flugzeuges für eine bestimmte Befestigung ergibt. (Brodehl, 1991)

6.2.2 Berechnung

A) Bestimmung der äquivalenten Einzelradlast

Ein Grundgerüst zur Berechnung der äquivalenten Einzelradlast soll das folgende Rechenbeispiel veranschaulichen (nach Horonjeff et al., 1993):

Gegeben sei ein Passagierflugzeug mit folgenden Angaben:

Die Maximale Abflugmasse beträgt 124.143 kg (273.684 lb), das Flugzeug hat als Nebenfahrwerk ein Doppelradfahrwerk und als Hauptfahrwerk zwei Doppeltandemradfahrwerke (siehe Abbildung 37). Die Flugzeugmasse ist nach dem ICAO Aerodrome Design Manual, Part 3 auf die Fahrwerke aufzuteilen. Der Kontaktdruck der Räder im Hauptfahrwerk beträgt $1,25 \text{ N/mm}^2$ (1.250 kN/m^2), die Kontaktfläche $0,14964 \text{ m}^2$ (232 in^2).

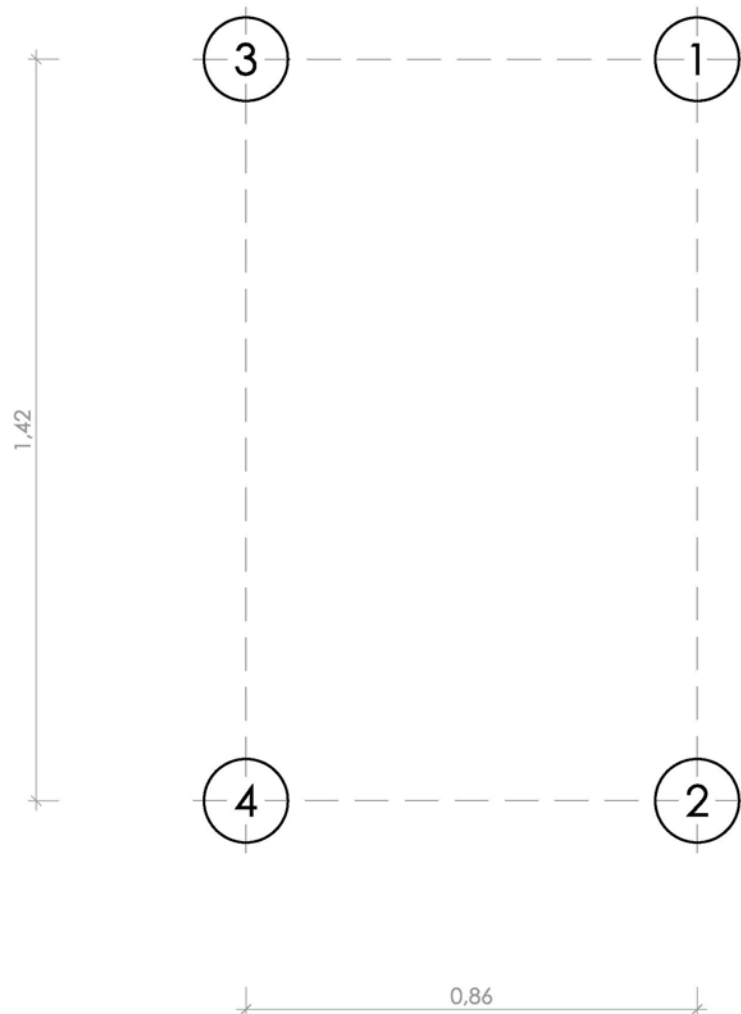


Abbildung 37 Hauptfahrwerk des Rechenbeispieles (Grundriss)

Gesucht ist die maximale ESWL an der Oberfläche der Deckschicht, in einer Tiefe von $1r$, $3r$ und $5r$, wobei r der Radius der Kontaktfläche ist.

Zunächst muss die Flugzeugmasse auf die Fahrwerke aufgeteilt werden. Nach der ICAO Aerodrome Design Manual, Part 3 entfallen 5 % der Masse auf das Nebenfahrwerk und 95 % auf das Hauptfahrwerk.

Belastung auf das Nebenfahrwerk (5 %):

$$124.143\text{kg} \cdot \frac{5}{100} = 6.207,15\text{kg}$$

Gleichung 47

Belastung auf das Hauptfahrwerk (95 %):

$$124.143\text{kg} \cdot \frac{95}{100} = 117.936,85\text{kg}$$

Gleichung 48

Das Flugzeug besitzt zwei Doppeltandemradfahrwerke, daher ist die Belastung auf das Hauptfahrwerk durch zwei zu dividieren:

$$\frac{117.936,85}{2} = 58.967\text{kg}$$

Gleichung 49

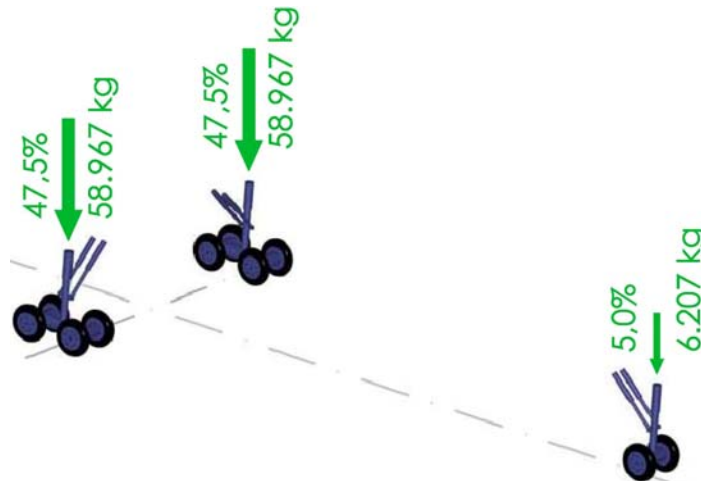


Abbildung 38 Lastaufteilung der Flugzeuggesamtmasse auf die Fahrwerke

Im nächsten Schritt wird der Radius r der Kontaktfläche bestimmt:

$$A = r^2 \cdot \pi$$

Gleichung 50

Aus dieser Gleichung folgt:

$$r = \sqrt{\frac{A}{\pi}} = \sqrt{\frac{0,14964}{\pi}} = 0,2182\text{ m}$$

Gleichung 51

Die ESWL ist an der Oberfläche und in einer Tiefe von $1r$, $3r$ und $5r$ gesucht:

$$0r = 0 \cdot 0,2182 = 0,0000\text{ m}$$

Gleichung 52

$$1r = 1 \cdot 0,2182 = 0,2182 \text{ m}$$

Gleichung 53

$$3r = 3 \cdot 0,2182 = 0,6546 \text{ m}$$

Gleichung 54

$$5r = 5 \cdot 0,2182 = 1,0910 \text{ m}$$

Gleichung 55

Gesucht ist nun jene Stelle, an der die maximale Durchbiegung in einer Tiefe von 0,0000 m, 0,2182 m, 0,6546 m und 1,0910 m auftritt. Die vier maßgebenden Punkte A, B, C und D werden beim Doppeltandemradfahrwerk gewählt. Bei dieser Wahl wird angenommen, dass die größte Durchbiegung unter einem dieser vier Punkte auftritt. Computerprogramme berechnen auch die Durchbiegung an Punkten, die dazwischen liegen. Je mehr Durchbiegungen berechnet werden, desto genauer wird das Ergebnis. Die Punkte dazwischen werden aber zur einfacheren Berechnung in diesem Beispiel nicht berücksichtigt. Die Abstände zwischen den Punkten A, B, C und D und den Rädern 1, 2, 3 und 4 werden berechnet und durch r ausgedrückt.

Beispiel: Der Radius der Kontaktfläche eines Rades beträgt $r = 0,2182 \text{ m}$, die Länge des Fahrwerkes $L = 1,42 \text{ m}$. L durch r ausgedrückt ergibt:

$$\frac{L}{r} = \frac{1,42}{0,2182} = 6,51$$

Gleichung 56

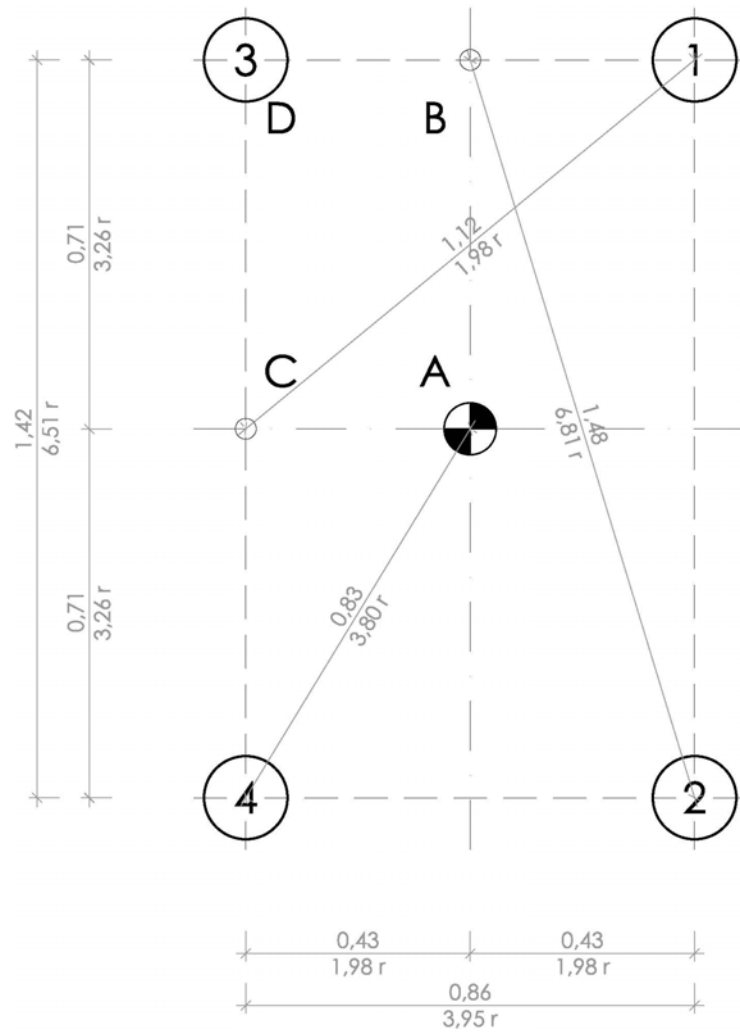


Abbildung 39 Hauptfahrwerk (sämtliche Längen durch r ausgedrückt)

Über die Abbildung 40 kann der Durchbiegungsfaktor F in Abhängigkeit von der Tiefe im Aufbau (im gegebenen Fall $0r$, $1r$, $3r$ und $5r$) und der horizontalen Entfernung vom Rad bestimmt werden (Werte, die zwischen den Kurven liegen, sind zu interpolieren).

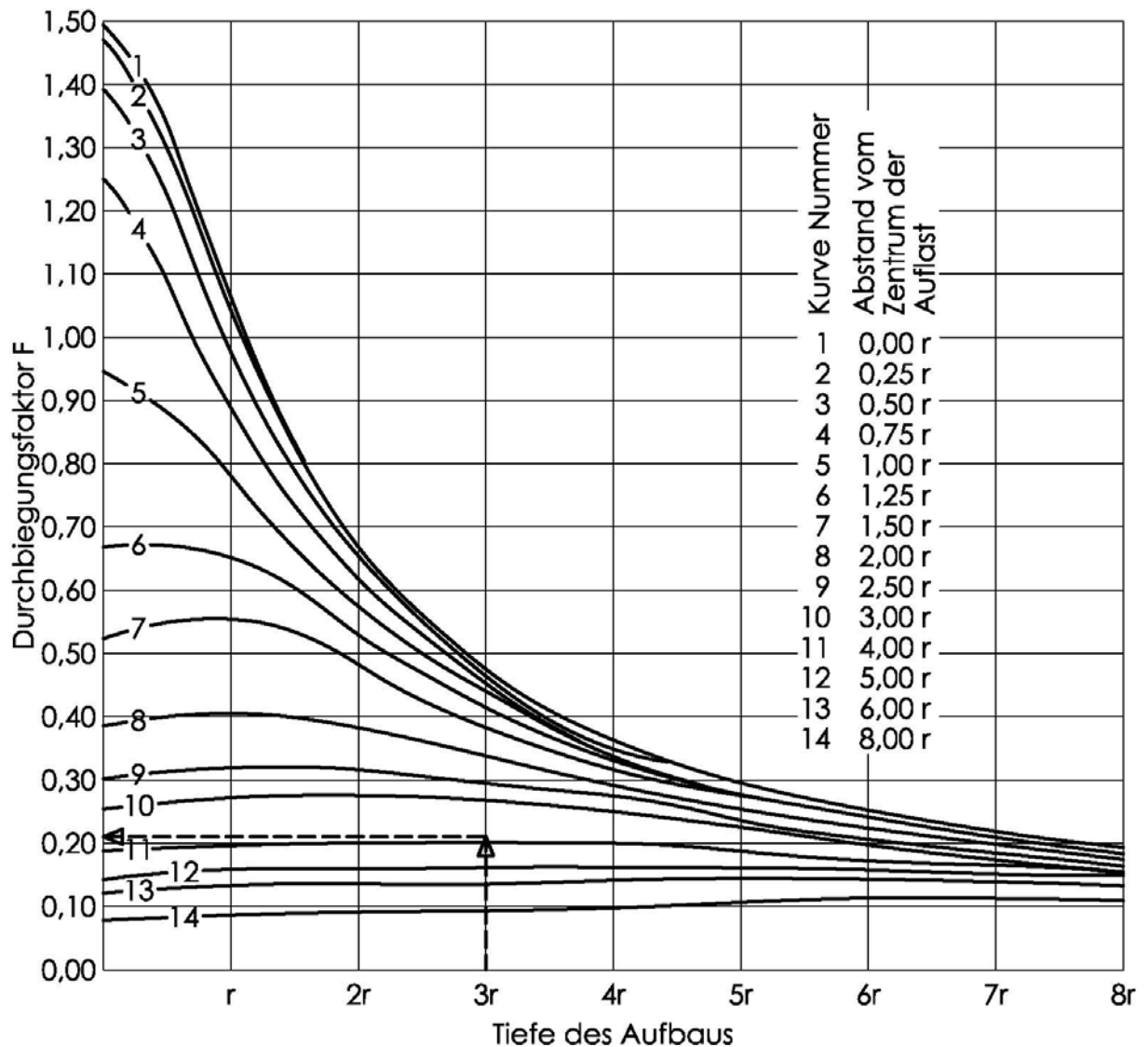


Abbildung 40 Bestimmung der Durchbiegung F in Abhängigkeit von Tiefe und Entfernung

Beispiel für die Anwendung der Abbildung 40: Der Durchbiegungsfaktor soll in einer Tiefe von $3r$ und einem Abstand von $3,80r$ (gemessen vom Zentrum der Last) bestimmt werden. Lösung: Die Abszisse (waagrechte Achse) ist bis zum Punkt $3r$ zu verfolgen. Der Abstand $3,80r$ befindet sich zwischen den Kurven 10 und 11 (Zwischenwerte sind zu interpolieren). Es ist daher die Senkrechte im Punkt $3r$ nach oben bis zwischen die Kurven 10 und 11 zu verfolgen. Dies ergibt den Durchbiegungsfaktor $0,21$ auf der Ordinate (senkrechte Achse).

Für die Längen und die Tiefen im Beispiel ergeben sich folgende Durchbiegungen:

Tabelle 19 Biegefaktor F aufgrund der Längen

Biegefactoren für Doppeltandemradfahrwerke									
Tiefe	Rad	Abstand von Punkt A zum Rad	Biegefaktor F_A	Abstand von Punkt B zum Rad	Biegefaktor F_B	Abstand von Punkt C zum Rad	Biegefaktor F_C	Abstand von Punkt D zum Rad	Biegefaktor F_D
0r	1	3,80r	0,20	1,98r	0,40	5,11r	0,13	3,95r	0,20
0r	2	3,80r	0,20	6,81r	0,11	5,11r	0,13	7,61r	0,09
0r	3	3,80r	0,20	1,98r	0,40	3,26r	0,24	6,51r	0,11
0r	4	3,80r	0,20	6,81r	0,11	3,26r	0,24	0,00r	1,50
		Summe	0,80	Summe	1,02	Summe	0,74	Summe	1,90
1r	1	3,80r	0,22	1,98r	0,42	5,11r	0,15	3,95r	0,21
1r	2	3,80r	0,22	6,81r	0,11	5,11r	0,15	7,61r	0,10
1r	3	3,80r	0,22	1,98r	0,42	3,26r	0,26	6,51r	0,12
1r	4	3,80r	0,22	6,81r	0,11	3,26r	0,26	0,00r	1,07
		Summe	0,88	Summe	1,06	Summe	0,82	Summe	1,50
3r	1	3,80r	0,21	1,98r	0,34	5,11r	0,16	3,95r	0,20
3r	2	3,80r	0,21	6,81r	0,10	5,11r	0,16	7,61r	0,10
3r	3	3,80r	0,21	1,98r	0,34	3,26r	0,25	6,51r	0,12
3r	4	3,80r	0,21	6,81r	0,10	3,26r	0,25	0,00r	0,47
		Summe	0,84	Summe	0,88	Summe	0,82	Summe	0,89
5r	1	3,80r	0,20	1,98r	0,26	5,11r	0,15	3,95r	0,19
5r	2	3,80r	0,20	6,81r	0,13	5,11r	0,15	7,61r	0,12
5r	3	3,80r	0,20	1,98r	0,26	3,26r	0,22	6,51r	0,13
5r	4	3,80r	0,20	6,81r	0,13	3,26r	0,22	0,00r	0,30
		Summe	0,80	Summe	0,78	Summe	0,74	Summe	0,74

An der Oberfläche und in einer Tiefe von 1r bzw. 3r treten die größten Durchbiegungen unter der Stehachse eines der Räder des Fahrwerkes (im Punkt D) auf. In einer Tiefe von 5r wandert die größte Durchbiegung unter den Mittelpunkt des Fahrwerkes (Punkt A). Abbildung 41 veranschaulicht den Verlauf der Durchbiegung von der Oberfläche bis in die Tiefe 5r in den Punkten A, B, C und D:

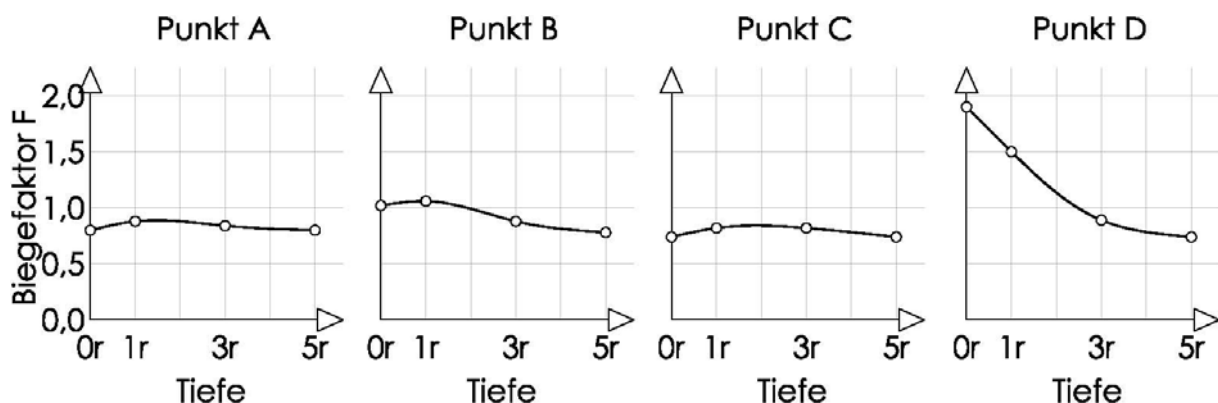


Abbildung 41 Verlauf der Durchbiegung von der Oberfläche in die Tiefe 5r

Die ESWL je Tiefe wird nun berechnet. Dafür wird der maximale Biegefaktor je Tiefe herangezogen.

Tabelle 20 Lastanteile und ESWL

Lastanteile und ESWL					
Tiefe [m]	Biegefaktor Einzelrad	Biegefaktor Doppeltandemrad	Verhältnis Doppeltandemrad zu Einzelrad	Für gesamtes Fahrwerk (4 Räder)	ESWL [kg]
0r 0,0000	0,47	1,90	$1,90 / 0,47 = 4,04$	$4,04 / 4 = 1,01$	$1,01 \times 58.967 = 59.594,3$
1r 0,2182	0,47	1,50	$1,50 / 0,47 = 3,19$	$3,19 / 4 = 0,80$	$0,80 \times 58.967 = 47.048,1$
3r 0,6546	0,47	0,89	$0,89 / 0,47 = 1,89$	$1,89 / 4 = 0,47$	$0,47 \times 58.967 = 27.915,2$
5r 1,0910	0,47	0,80	$0,80 / 0,47 = 1,70$	$1,70 / 4 = 0,43$	$0,43 \times 58.967 = 25.092,3$

Hinweis: 58.967 kg siehe Abbildung 38.

Die Abnahme der ESWL mit der Tiefe zeigt Abbildung 42:

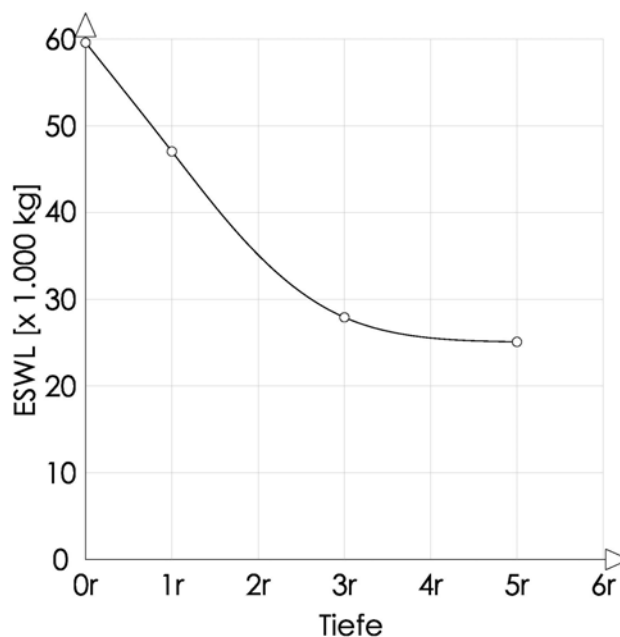


Abbildung 42 Abnahme der ESWL mit der Tiefe

Der soeben dargelegte Rechenansatz gilt für alle Reifen mit einem Kontaktdruck von $p = 1,25 \text{ N/mm}^2$. Für die Umrechnung anderer Kontaktdrücke auf diesen Standardreifendruck ist das Diagramm in Abbildung 43 anzuwenden.

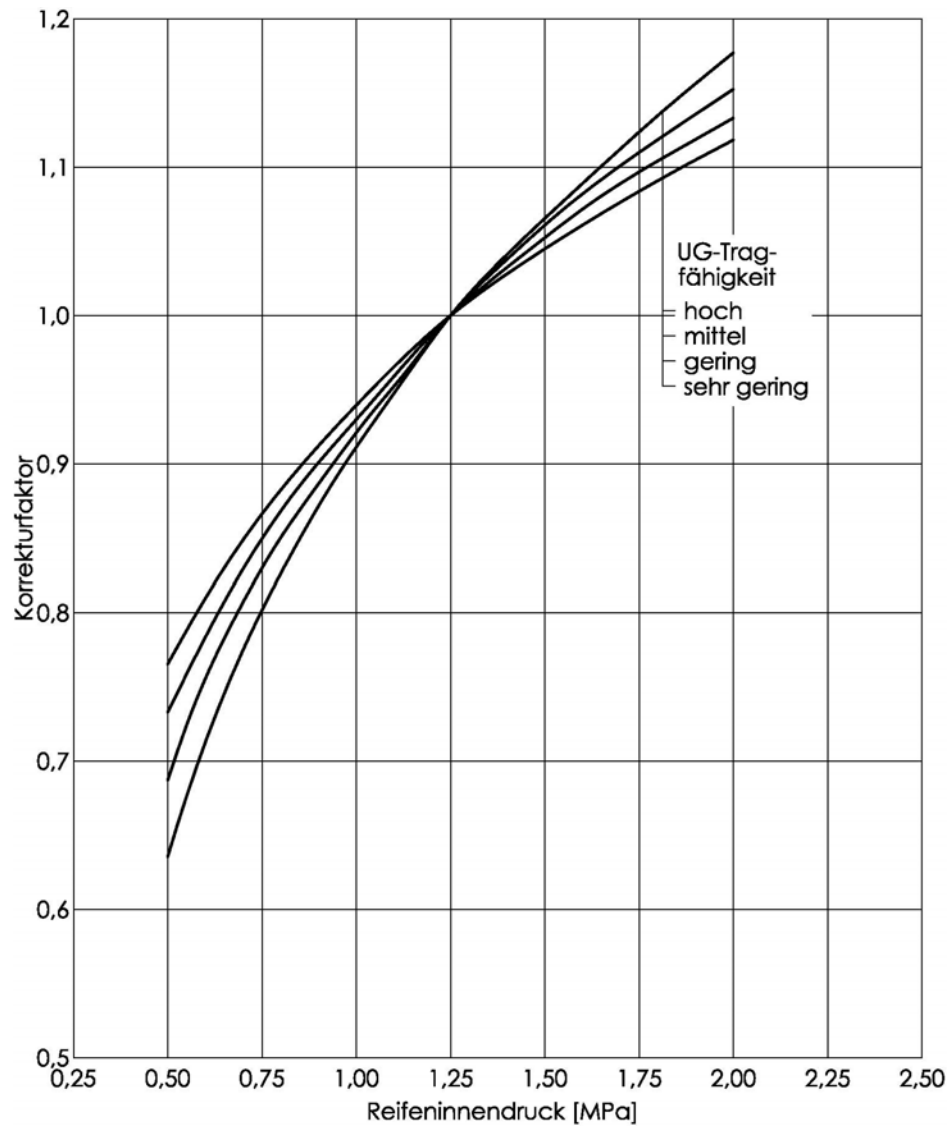
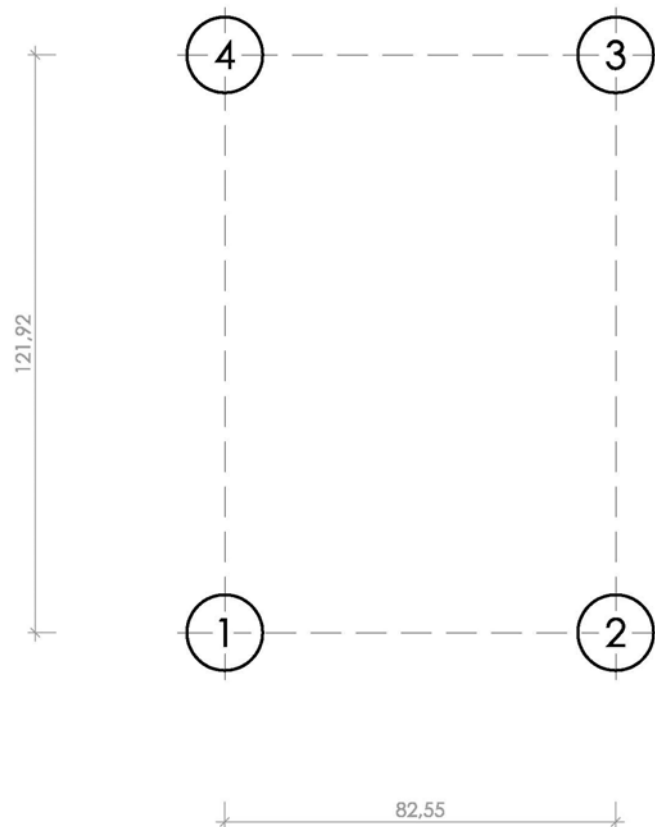
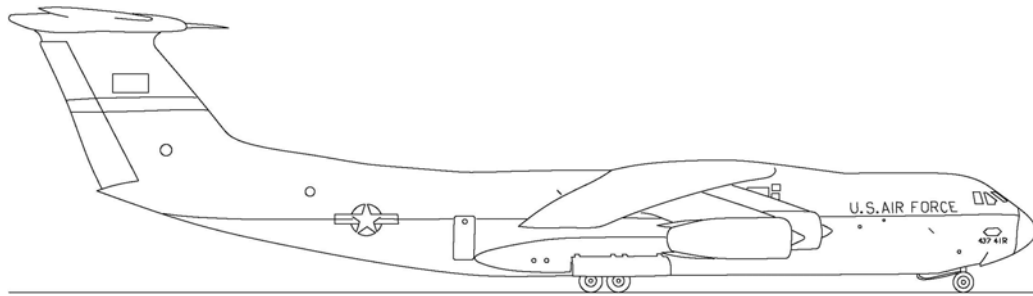


Abbildung 43 Korrekturfaktor für Reifeninnendrucke (ICAO, 1983)

B) COMFAA

Die Lockheed C141-A soll die Funktionsweise demonstrieren:



Bezeichnung			Bez. für Rechenbsp.
Titel/Typ		Lockheed C141-A	KTITLE
Gesamtmasse des Flugzeuges		145152 kg	AMASS
Lastverteilung auf Hauptfahrwerk		90 %	PMMG
Anzahl der Hauptfahrwerke		2	AMLG
Anzahl der Räder je Einzel-Hauptfahrwerk		4	NW
Spurweite des Hauptfahrwerkes		82,55 cm	X(I)
Radabstand des Hauptfahrwerkes		121,92 cm	Y(I)
Reifeninnendrucke des Hauptfahrwerkes	Rad 1	1190 kPa	PRSW
	Rad 2	1190 kPa	PRSW
	Rad 3	1190 kPa	PRSW
	Rad 4	1190 kPa	PRSW

Abbildung 44 Lockheed C141-A Starlifter: Ansicht, Hauptfahrwerk im Grundriss und technische Daten

Für die Bestimmung der ACN eines Flugzeuges gibt es zahlreiche Computerprogramme wie z.B. COMFAA, LEDFAA oder ELMOD, die teilweise kostenlos dem Internet entnommen werden können.

COMFAA ist ein Programm, das von der Federal Aviation Administration (FAA) in Washington DC (USA) entwickelt und veröffentlicht wurde. Es ist auf folgender Homepage wieder zu finden: <http://www.airporttech.tc.faa.gov/naptf/download/index1.asp>

Mit diesem Programm können die ACN-Werte jedes frei gewählten Fahrwerkes berechnet werden. Die erforderlichen Daten werden über eine externe Bibliothek eingegeben. Das Programm enthält allerdings auch eine interne Bibliothek, in der die wichtigsten Flugzeuge mit den erforderlichen Daten bereits enthalten sind. Diese Flugzeuge können der linken Spalte der Oberfläche entnommen werden. Im oberen Fenster wird der Hersteller gewählt und im Fenster darunter der Flugzeugtyp.

Nach dem Programmstart erscheint die Oberfläche des Programms wie in Abbildung 45 dargestellt. Es folgt eine Schritt-für-Schritt-Anleitung zur Anwendung des Programms, wo auf die jeweiligen Abbildungen verwiesen wird und diese erläutert werden.

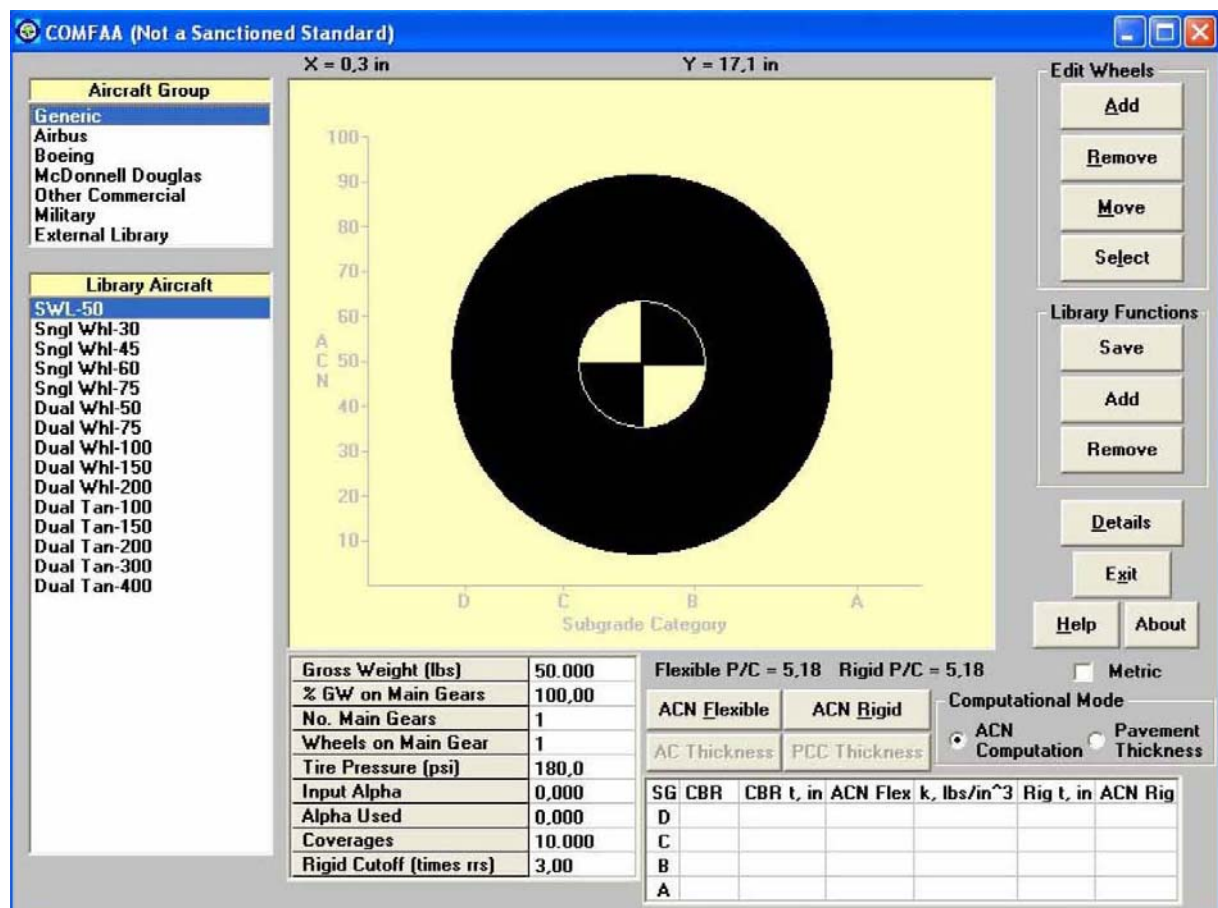


Abbildung 45 Oberfläche des Softwareprogramms COMFAA

Die linke Spalte der Oberfläche bildet die interne Bibliothek. Darin enthalten sind die wichtigsten handelsüblichen Flugzeuge. Im oberen Fenster ist der Hersteller zu wählen

(z.B. Airbus, Boeing), darunter die Flugzeugtype (z. B. A380, B747). Der maßstäblich dargestellte Grundriss des Hauptfahrwerkes des gewählten Flugzeuges erscheint im mittleren oberen Fenster, darunter die für die Berechnung maßgebenden Daten (z. B. Masse des Flugzeuges, Lastaufteilung, usw.). Die rechte Spalte und das rechte untere Feld betreffen den Ausgabeteil des Programms. Durch Betätigung der beiden Schaltflächen „ACN Flexible“ und „ACN Rigid“ werden die 16 ACN-Werte des gewählten Flugzeuges berechnet und in die Liste darunter eingetragen.

Gewählt wird folgendes Flugzeug: Hersteller Lockheed, Typ: C141-A. Fahrwerk und technische Daten sind in Abbildung 46 dargestellt:

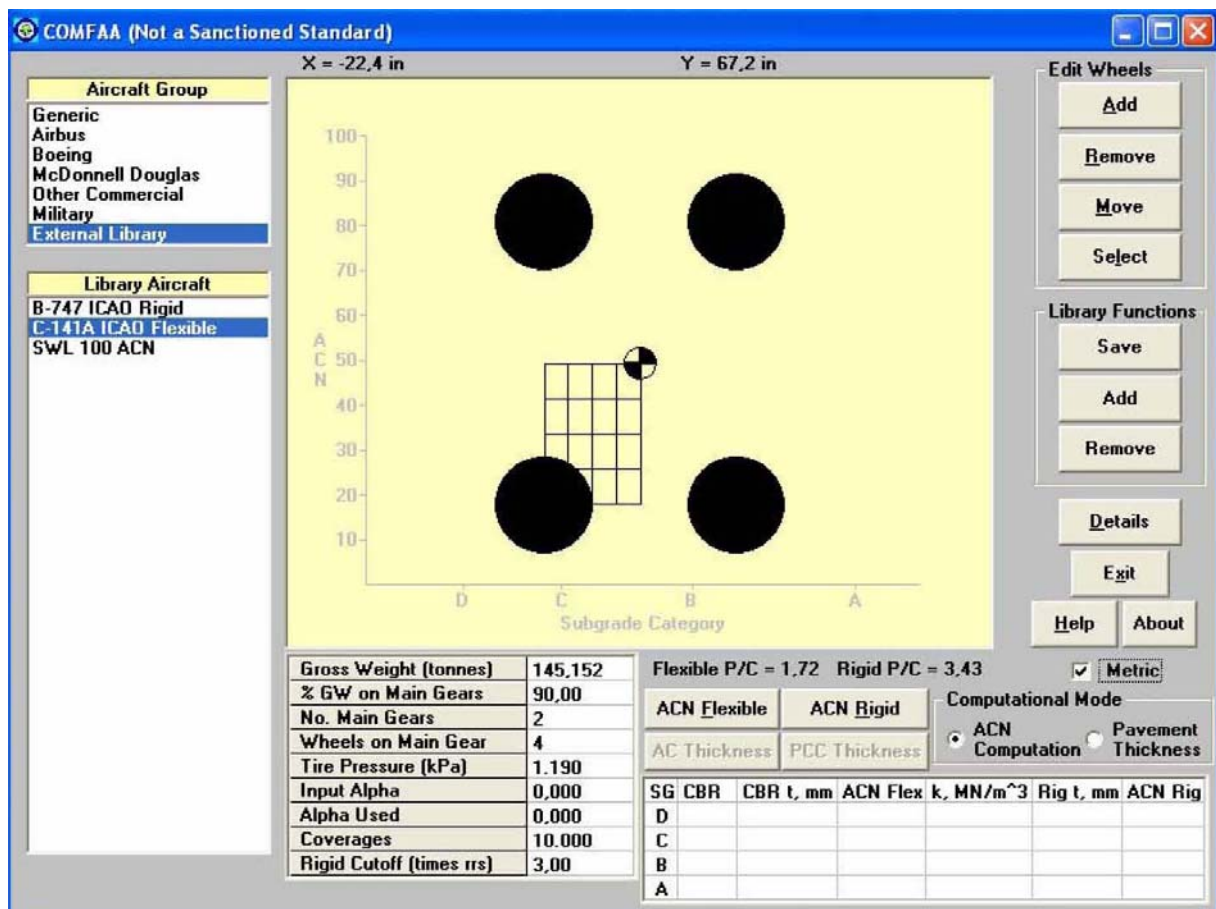


Abbildung 46 Oberfläche COMFAA für die Lockheed C141-A

Die ACN-Werte werden näherungsweise bestimmt. Durch Veränderung der Maschenweite des Gitters zwischen dem Zentrum des Fahrwerkes und einem Rad verändert sich die Genauigkeit der berechneten Werte. Die Daten in der Tabelle links unter der Darstellung des Fahrwerkes werden aus der internen Bibliothek automatisch eingetragen. Entscheidend ist die maximale Abflugmasse MTOW (Maximum Take off Weight) des Flugzeuges, die Masseverteilung des Flugzeuges auf das Hauptfahrwerk, die Anzahl der Hauptfahrwerke, die Anzahl der Räder pro Hauptfahrwerk, der Reifeninnendruck, der Korrekturfaktor α und die Anzahl der Lastwiederholungen. Alle Daten sind grundsätzlich in angloamerikanischen Einheiten angegeben. Sie können jedoch sehr einfach auf

metrische SI-Einheiten umgerechnet werden, in dem das kleine Fenster „Metric“ in der rechten Spalte betätigt wird. Die Einheiten können auch mithilfe der Tabelle im Anhang F umgerechnet werden.

Nun werden die beiden Schaltflächen „ACN Flexible“ und „ACN Rigid“ rechts unter der Graphik betätigt und die errechneten Werte in die Tabelle rechts unten eingetragen.

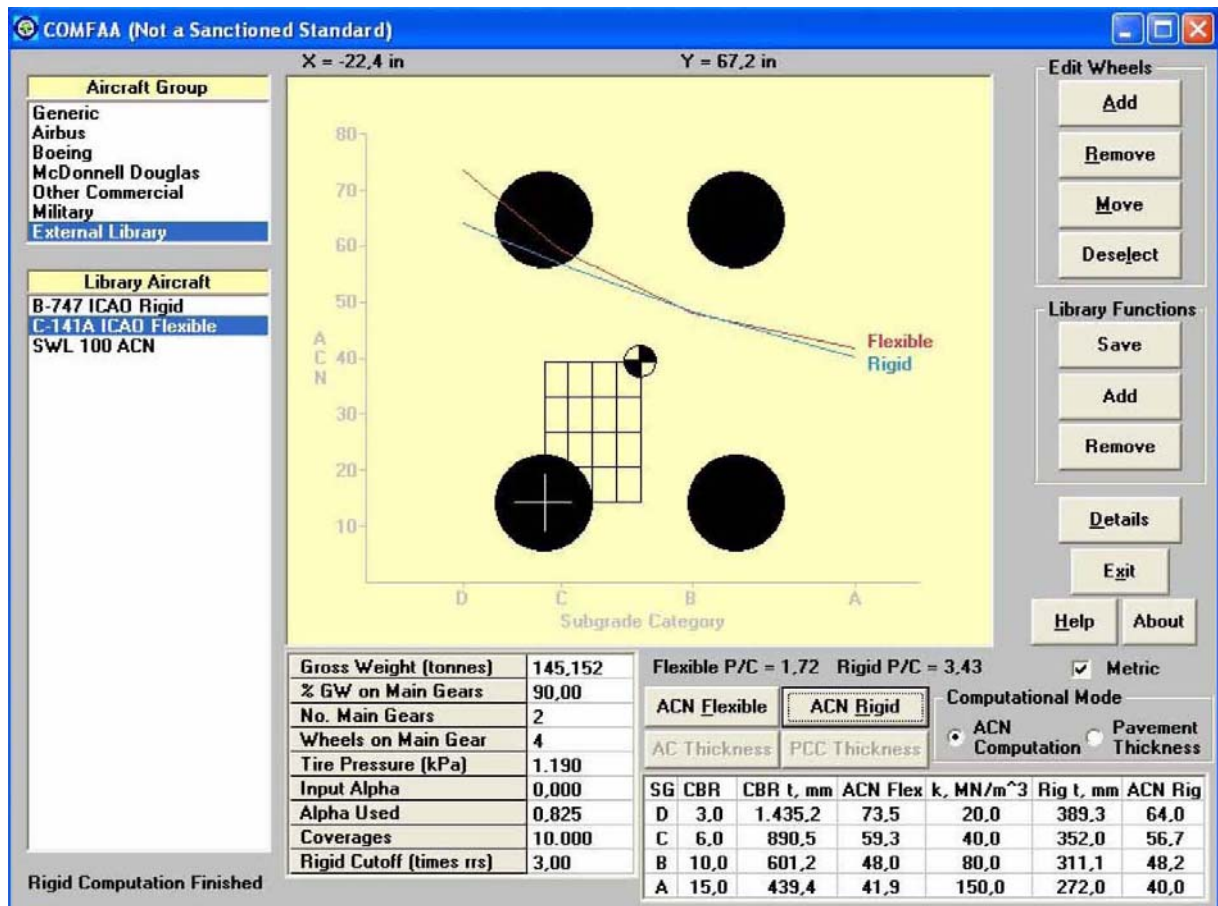


Abbildung 47 Berechnete ACN-Werte für die Lockheed C141-A

Zusätzlich werden die errechneten ACN-Werte für beide Aufbautypen in das Koordinatensystem, das über der Graphik gelegt ist, eingetragen (die Kategorie des Untergrundes auf der Abszisse und der Betrag des ACN-Wertes auf der Ordinate).

Weitere Details zum Flugzeug und zu den Rechenergebnissen können durch Betätigung der Schaltfläche „Details“ in der rechten Spalte der Oberfläche entnommen werden (siehe Abbildung 47).

ICAO ACN Computation, Detailed Output

Unit Conversions ☒ Flexible ☐ Rigid Show Alpha Back

Ground Flotation Program Results, English Units
 C-141A ICAO Flexible
 Number of wheels = 4
 X (lateral) coordinates of wheels:
 0,00 32,50 32,50 0,00
 Y (longitudinal) coordinates of wheels:
 0,00 0,00 48,00 48,00
 No. of grid points (X, Y) = 5 5
 Grid origin (X, Y) = 0,00 0,00
 Grid increments (X, Y) = 4,06 6,00
 Number of sets of mass and tire pressure = 1
 Aircraft Mass (kg, lb) = 145.152, 320.005
 Tire Pressures:
 172,60 172,60 172,60 172,60
 Percent Mass on Main Gear = 90,00
 Number of Main Gears = 2
 Load on One Tire (kg, lb) = 16.330, 36.001
 Tire Contact Radii:
 8,15 8,15 8,15 8,15
 Coverages for ACN = 10.000
 Alpha Value for Gear = 0,8250

ESWL, kg	CBR	DEPTH, cm	ACN
52.428	3,00	143,52	73,53
41.303	6,00	89,05	59,29
32.673	10,00	60,12	47,99
28.081	15,00	43,94	41,93

ESWL, lb	CBR	DEPTH, in	ACN
115.583	3,00	56,50	73,53

Flexible Rigid

Subgrade P/C = 3.43 ☒ Metric

Computational Mode
☒ ACN Computation ☐ Pavement Thickness

	N Flex k, MN/m ³	Rig t, mm	ACN Rig
D 3,0	1.435,2	73,5	20,0
C 6,0	890,5	59,3	40,0
B 10,0	601,2	48,0	80,0
A 15,0	439,4	41,9	150,0

Alpha Used 0.825 D 3,0 1.435,2 73,5 20,0 389,3 64,0
 Coverages 10.000 C 6,0 890,5 59,3 40,0 352,0 56,7
 Rigid Cutoff (times rrs) 3,00 B 10,0 601,2 48,0 80,0 311,1 48,2
 A 15,0 439,4 41,9 150,0 272,0 40,0

Rigid Computation Finished

Abbildung 48 Detailanzeigefeld der Lockheed C141-A auf einem flexiblen Aufbau

Dadurch öffnet sich ein zusätzliches Fenster (siehe Abbildung 48). In der oberen Leiste dieses Fensters können die Werte für flexible und starre Aufbauten sowie die Graphik zur Bestimmung des α -Wertes erfragt werden.

Im Fenster für flexible Aufbauten sind zusätzlich zu den vorher genannten Daten die Koordinaten der Räder angegeben, die Engmaschigkeit des eingeschriebenen Gitters im Grundriss der Graphik, die berechnete Last auf einem Rad und die Kontaktfläche eines Rades auf dem Asphalt (sie ist zwar in Wirklichkeit elliptisch, zur einfacheren Berechnung darf sie jedoch kreisförmig angenommen werden).

ICAO ACN Computation, Detailed Output

Unit Conversions

☐ Flexible
☒ Rigid

Show Alpha

Back

C-141A ICAO Flexible, English Units

WEIGHT	PCNT ON MAIN	NO. OF WHLS.	CONTACT AREA	CONTACT PRESSURE
320.005	90,00	4	208,76	172,60

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	0,00
2	0,00	32,50	0,00	32,50	0,00	32,50
3	48,00	32,50	48,00	32,50	48,00	32,50
4	48,00	0,00	48,00	0,00	48,00	0,00

K	SUBBASE	SUBGRADE	PAVEMENT THICKNESS	RAD. REL. STIFF.	ACN
	73,68		15,33	63,90	63,99
	147,36		13,86	49,81	56,67
	294,72		12,25	38,19	48,24
	552,58		10,71	29,51	40,05

Flexible

Rigid

Save

Add

Remove

Details

Exit

Help

About

and P/C = 3.43

☒ Metric

Rigid

ACN Computation

Pavement Thickness

N Flex k, MN/m ³	Rig t, mm	ACN Rig
D 3,0	1.435,2	73,5
C 6,0	890,5	59,3
B 10,0	601,2	48,0
A 15,0	439,4	41,9

Alpha Used

0.825

Coverages

10.000

Rigid Cutoff (times rrs)

3,00

Rigid Computation Finished

Abbildung 49 Detailanzeigefeld der Lockheed C141-A auf einem starren Aufbau

Im Fenster für starre Aufbauten (Abbildung 49) werden zusätzlich zu den oben genannten Daten die Koordinaten der Räder angegeben.

Durch Betätigung der Schaltfläche „Show Alpha“ wird jene Graphik angezeigt, mit der über die Anzahl der Lastwiederholungen der α -Wert berechnet wird (siehe Abbildung 53). Die Anzahl der Lastwiederholungen ist nach dem ICAO Aerodrome Design Manual Part 3 immer mit 10.000 anzunehmen. Somit ist der α -Wert nur noch von der Anzahl der Räder pro Fahrwerk abhängig.

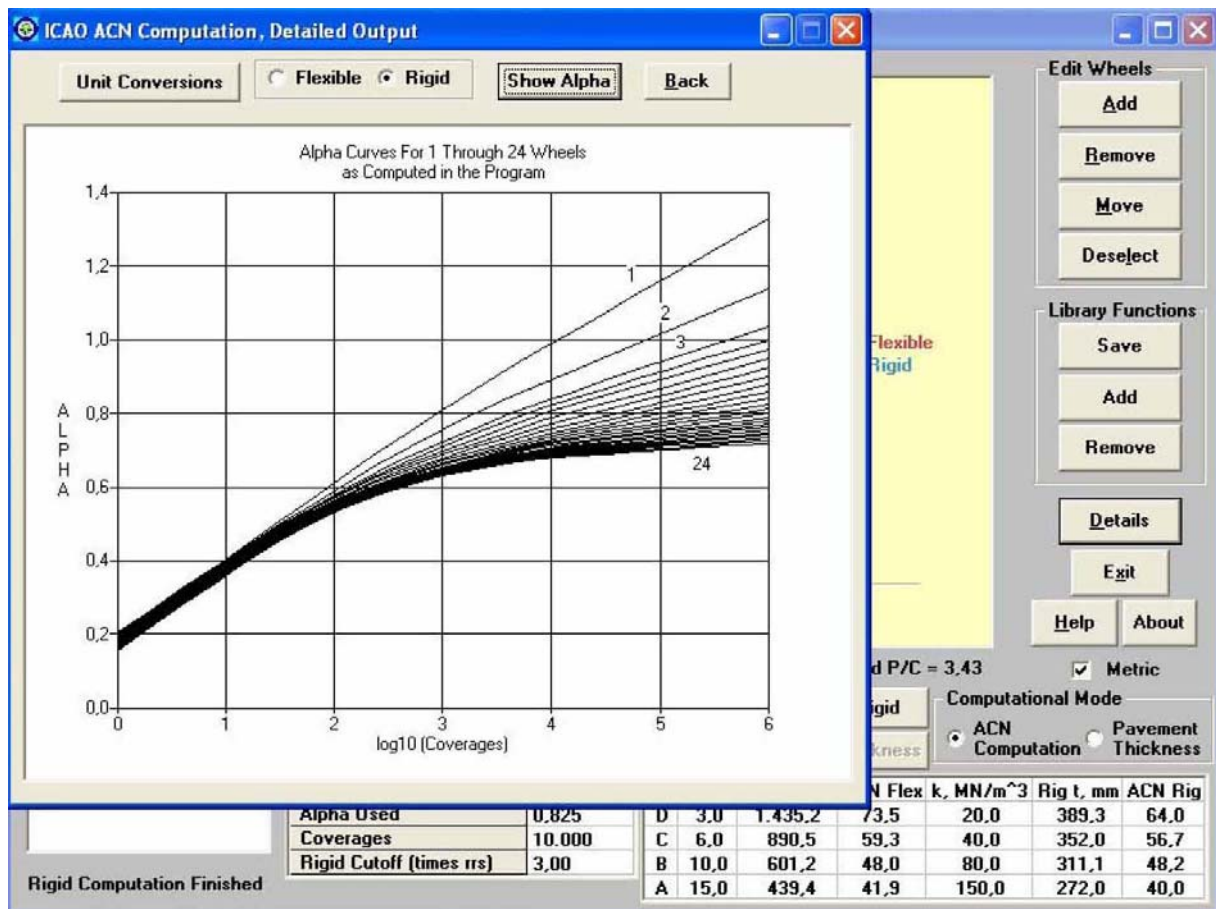


Abbildung 50 Diagramm zur Bestimmung des α -Wertes über die Anzahl der Räder pro Fahrwerk und der Lastwiederholungen

C) FORTRAN-Code der ICAO

Im Anhang des ICAO Aerodrome Design Manuals Part 3 befinden sich zwei Quelltexte (einer für starre und einer für flexible Aufbauten). Unter Quelltext oder auch Quellcode (engl. Source Code) versteht man in der Informatik den in einer Programmiersprache geschriebenen Text eines Computerprogramms ([http://de.wikipedia.org/wiki/ Quelltext](http://de.wikipedia.org/wiki/Quelltext), 2007). Das Design Manual Part 3 wurde im Jahr 1983 veröffentlicht, die Source Codes stammen aus der Mitte der 1970er Jahre. Die Programmiersprache, die dafür verwendet wurde, heißt FORTRAN.

FORTRAN ist eine der ältesten Programmiersprachen weltweit, die sich bis heute durchgesetzt hat, da Rechenoperationen mit großen Datenmengen wesentlich schneller durchgeführt werden können als bei vielen anderen Programmiersprachen.

Der Quelltext für flexible Flugbetriebsflächen aus dem ICAO Aerodrome Design Manual Part 3 wurde im Rahmen dieser Arbeit auf eine moderne FORTRAN-Version umgeschrieben. Das umgeschriebene Programm mit dem Titel FORTRAN ACN-Flexibel läuft ab der FORTRAN-Version 90.

Vergleicht man die berechneten 16 ACN-Werte je Flugzeug in der Tabelle im Anhang C, so zeigt sich, dass die ACN-Werte für starre Aufbauten nur geringfügig kleiner sind als jene Werte für flexible Aufbauten und im Schnitt um zwei bis vier kleiner sind.

Um einen Einblick in die Arbeitsweise des Programms zu ermöglichen, werden die Berechnungsschritte erläutert:

Die Eingabe in FORTRAN ACN-Flexibel

Folgende Daten sind zur Durchführung der Berechnung notwendig:

- der Titel und die Type des Flugzeuges,
- die Anzahl der Räder je Einzelhauptfahrwerk,
- die Koordinaten der Räder in X- und in Y-Richtung,
- der Ursprung des Gitters und die Anzahl der Gitternetzlinien,
- die Gesamtmasse des Flugzeuges,
- der Reifeninnendruck,
- die Lastverteilung auf die Hauptfahrwerke und
- die Anzahl der Einzelhauptfahrwerke.

Die Daten des zu berechnenden Flugzeuges sind in metrischen Einheiten einzugeben. Eine Berechnungsdurchführung im internationalen SI-System soll damit ermöglicht werden. Die Umrechnungsfaktoren zwischen den angloamerikanischen und den SI-Einheiten können dem Anhang F entnommen werden.

Die Koordinaten der Räder und die Abstände voneinander sind in Zentimeter [cm], die Massen des Flugzeuges in Kilogramm [kg], der Reifeninnendruck in Kilo-Pascal [kPa] und die Lastverteilung auf die Fahrwerke in Prozent [%] anzugeben.

Die Eingabemaske sieht folgendermaßen aus:

The screenshot shows a text editor window titled "Eingabedatei FORTRAN ACN-Flexibel.txt - Editor". The input data is as follows:

LOCKHEED C141A				Luftfahrzeug (Hersteller und Type)			
4				Anzahl der Raeder			
X-Koordinaten der Raeder:							
Rad 1	Rad 2	Rad 3	Rad 4	Rad 5	Rad 6	Rad 7	Rad 8
0.00	82.55	82.55	0.00				
Y-Koordinaten der Raeder:							
Rad 1	Rad 2	Rad 3	Rad 4	Rad 5	Rad 6	Rad 7	Rad 8
0.00	0.00	121.92	121.92				
Gitter Ursprung & Anzahl der Gitterlinien:							
GX	GY	XK	YK				
0.00	0.00	5.00	5.00				
Flugzeuggesamtmasse, Reifeninnendruck, Lastverteilung, Anzahl Hauptfahrwerke:							
AMASS	PRSW	PMMG	AMLG				
145152.	1190.	90.	2.				

Abbildung 51 Eingabemaske für FORTRAN ACN-Flexibel

In die erste Zeile werden der Hersteller und der Typ des Flugzeuges eingetragen, darunter die Anzahl der Räder eines Hauptfahrwerkes. In die folgenden beiden Zeilen sind die x- und die y-Koordinaten der Räder einzuschreiben (alle Angaben in cm). Die Lage des Berechnungsgitters und die Anzahl der Gitternetzlinien müssen – anders als bei COMFAA – von Hand eingetragen werden. Das hat allerdings den Vorteil, dass die Rechengenauigkeit frei gewählt werden kann. GX und GY sind die Ausgangspunkte des Gitters – sie liegen in diesem Fall im Koordinatenursprung. In die letzte Zeile wird Folgendes eingeschrieben: AMASS ist die Flugzeuggesamtmasse in kg, PRSW ist der Reifeninnendruck in kPa, PMMG ist die Lastverteilung auf das Hauptfahrwerk in % und AMLG ist die Anzahl der Einzelhauptfahrwerke.

Zur besseren Vorstellbarkeit ist die Abbildung 52 zu beachten. Sie stellt das hauptfahrwerk im Grundriss dar. Über den linken unteren Quadranten des Fahrwerks wird das Berechnungsgitter gelegt. Die Kodierung und die Gitternummerierung sind eingetragen:

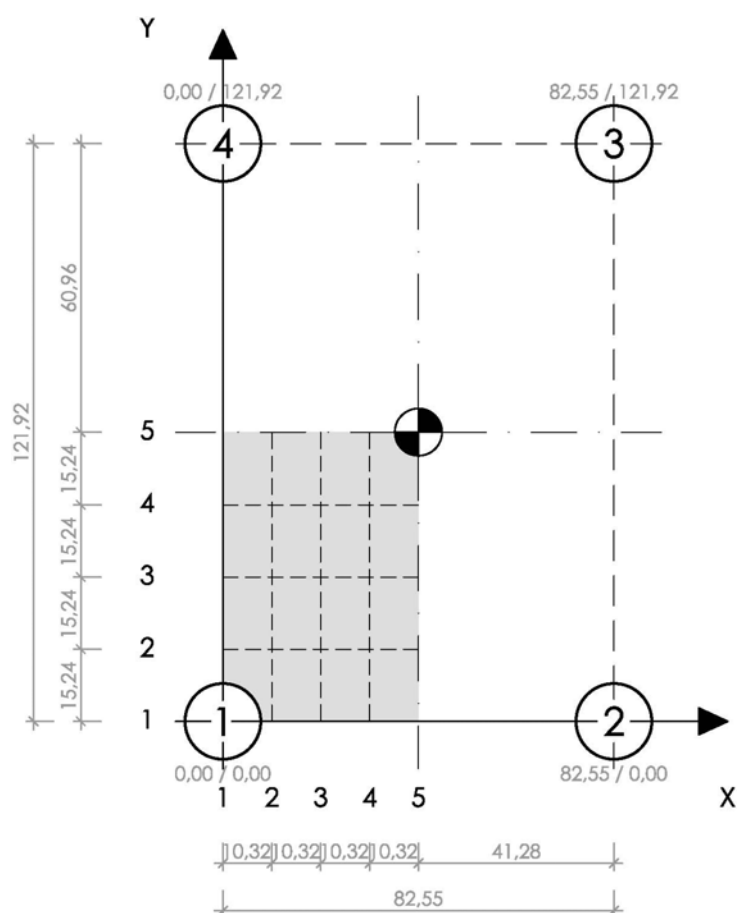


Abbildung 52 Koordinaten der Räder und Berechnungsgitter im Hauptfahrwerk (Grundriss)

Die Ein- und die Ausgabe bei FORTRAN ACN-Flexibel erfolgen über txt-Dateien. Es ist daher unbedingt zu beachten, dass bei der Eingabe der Daten anderer Flugzeuge die Kommas nicht verschoben werden, da es sonst zu Rechenfehlern im Programm kommen kann.

Einleitung des Berechnungsteils

Die Lösung wird mithilfe von Schleifen bis zu einem vorgegebenen Abbruchkriterium angenähert.

Die technischen Daten der Lockheed C141-A sind der Einleitung dieses Kapitels zu entnehmen. Das Nebenfahrwerk ist ein Doppelrad, das Hauptfahrwerk besteht aus zwei Doppeltandemradfahrwerken. Aus der Spurweite des Hauptfahrwerkes und dem Radabstand ergeben sich nun folgende Radkoordinaten:

Tabelle 21 Koordinaten der Räder (vgl. Abbildung 51 und Abbildung 52)

	Rad 1	Rad 2	Rad 3	Rad 4
X-Koordinaten	0,00	82,55	82,55	0,00
Y-Koordinaten	0,00	0,00	121,92	121,92

Zum Berechnungsablauf wird das Gitter in Tabelle 22 folgendermaßen definiert:

Tabelle 22 Bezeichnungen für das Berechnungsgitter

Bezeichnung		Bez. für Rechenbsp.
Anzahl der Gitterstäbe	5	XK
Startpunkt des Gitters in X-Richtung	0,00 cm	GX
Gitterlinienabstand	10,32 cm	DGX
Anzahl der Gitterstäbe	5	YK
Startpunkt des Gitters in Y-Richtung	0,00 cm	GY
Gitterlinienabstand	15,24 cm	DGY

Zunächst wird die Flugzeugmasse in das Flugzeuggewicht umgerechnet:

$$WT = AMASS \cdot \frac{9,815}{1.000} = 145.152 \cdot \frac{9,815}{1.000} = 1.424,67 \text{ kN} \quad \text{Gleichung 57}$$

Dieses Gewicht wird prozentuell auf das Hauptfahrwerk umgelegt:

$$TLMG = WT \cdot \frac{PMMG}{100} = 1.424,67 \cdot \frac{90}{100} = 1.282,20 \text{ kN} \quad \text{Gleichung 58}$$

Da die Lockheed C141-A zwei Einzelhauptfahrwerke hat, muss nun dieses Gewicht entsprechend aufgeteilt werden:

$$TLSMG = \frac{TLMG}{AMLG} = \frac{1.282,20}{2} = 641,10 \text{ kN} \quad \text{Gleichung 59}$$

Vier Räder hat ein Einzelhauptfahrwerk:

$$T_{LSW} = \frac{T_{LSMG}}{W_N} = \frac{64110}{4} = 160,28 \text{ kN} \quad \text{Gleichung 60}$$

Die Größe der Latschfläche eines Rades berechnet sich aus dem Gewicht, das auf das Rad wirkt und aus dem Reifeninnendruck folgendermaßen:

$$A_{RESW} = \frac{T_{LSW}}{P_{RSW}} = \frac{160,28}{1.190} = 0,1346,85 \text{ m}^2 \quad \text{Gleichung 61}$$

Dieser Wert ist auf cm^2 umzurechnen:

$$A_{RESW} = 0,1346,85 \cdot 10.000 = 1.346,85 \text{ cm}^2 \quad \text{Gleichung 62}$$

Die Latschfläche ist elliptisch, zur einfacheren Berechnung darf sie jedoch als kreisförmig angenommen werden. Der Radius der Latschfläche ergibt sich aus der Kreisgleichung:

$$R_{ESW} = \sqrt{\frac{A_{RESW}}{\pi}} = \sqrt{\frac{1.346,85}{\pi}} = 20,71 \text{ cm} \quad \text{Gleichung 63}$$

Der Reifeninnendruck wird von kPa in Pa umgerechnet:

$$P_{ESW} = \frac{P_{RSW}}{1.000} = \frac{1.190}{1.000} = 1,19 \text{ Pa} \quad \text{Gleichung 64}$$

Die Bestimmung des Lastminderungsfaktors α

Die Lastübertragung verhält sich über ein einzelnes Rad wesentlich ungünstiger als über mehrere Räder. Deswegen darf die Last, die vom Flugzeug aus über das Fahrwerk abgeleitet wird, in Abhängigkeit von der Anzahl der Räder des Fahrwerkes verringert werden. Der Lastminderungsfaktor α vergrößert sich allerdings mit der Anzahl der Lastwiederholungen.

Der Lastminderungsfaktor α ist daher von der Anzahl der Räder eines Hauptfahrwerkes und von der Anzahl der Lastwiederholungen abhängig.

Die Größe des Lastminderungsfaktors α kann der Abbildung 53 entnommen werden.

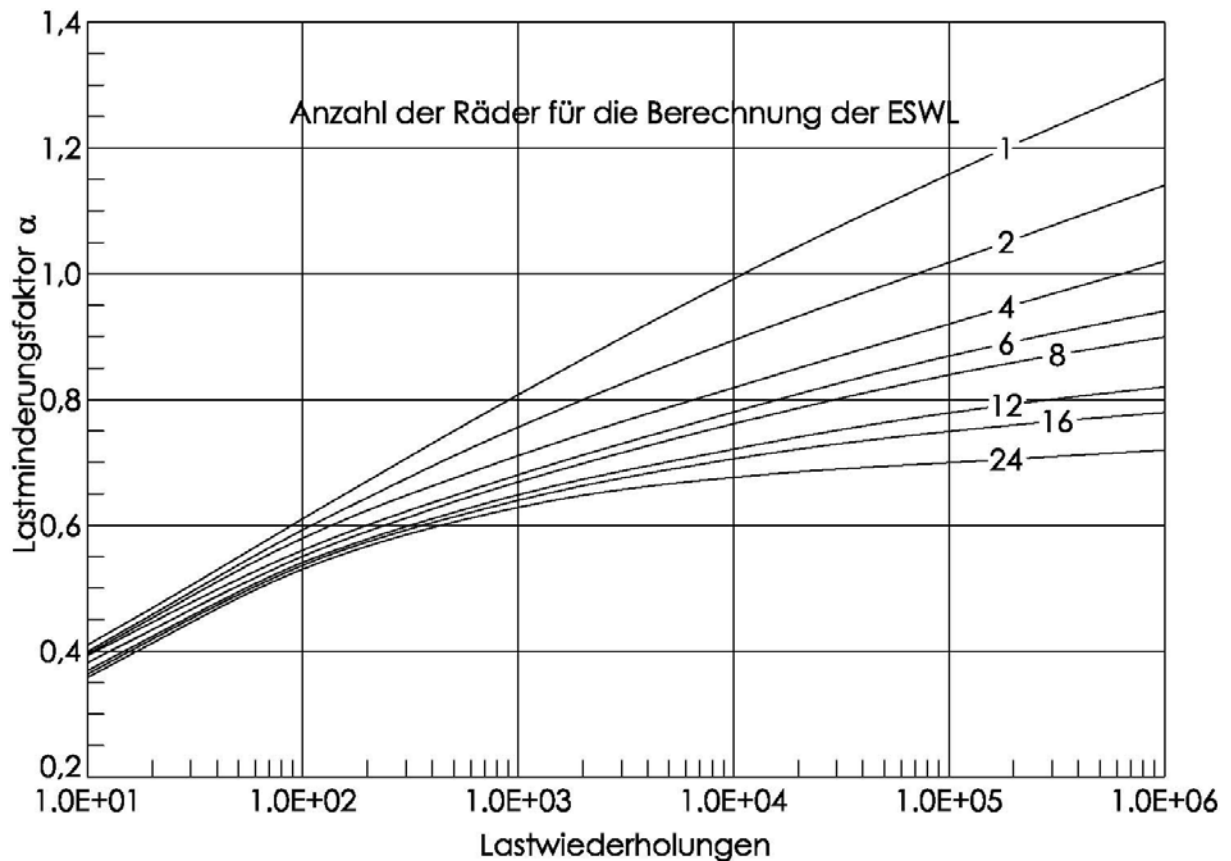


Abbildung 53 Bestimmung des Lastminderungsfaktors α (ICAO, 1983)

Die Anzahl der Lastwiederholungen ist nach ICAO Aerodrome Design Manual, Part 3 mit 10.000 (1,0E+04) anzunehmen.

Die Anzahl der Räder je Hauptfahrwerk der Lockheed C141-A ist $NW = 4$. Der Lastminderungsfaktor α ergibt sich damit zu:

$$\alpha = 0,825$$

Gleichung 65

Die Bestimmung der Äquivalenten Einzelradlast (ESWL)

COMFAA und FORTRAN ACN-Flexibel nähern die Äquivalente Einzelradlast über das Berechnungsgitter an. Die Anzahl der Rechenwiederholungen zu dieser Annäherung hängt von der Anzahl der Räder, von der Maschenweite des Gitters und von der Untergrundtragfähigkeit ab.

Im Beispiel der Lockheed C141-A hat das Gitter fünf Stäbe in x-Richtung und fünf Stäbe in y-Richtung (es entstehen damit 25 zu untersuchende Punkte), das Fahrwerk hat vier Räder und es gibt vier Untergrundtragfähigkeitsklassen. Die Schleife wird also 400 Mal durchlaufen. Dementsprechend ändert sich die Schleifenwiederholung mit steigender Anzahl der Räder und mit der Verfeinerung der Maschenweite der Gitter.

Abbildung 54 soll ein Gefühl für die Arbeitsweise von FORTRAN ACN-Flexibel vermitteln. In dieser Abbildung sind die errechneten Werte der Durchbiegung dargestellt. Aus diesen Werten wird die Äquivalente Einzelradlast ermittelt.

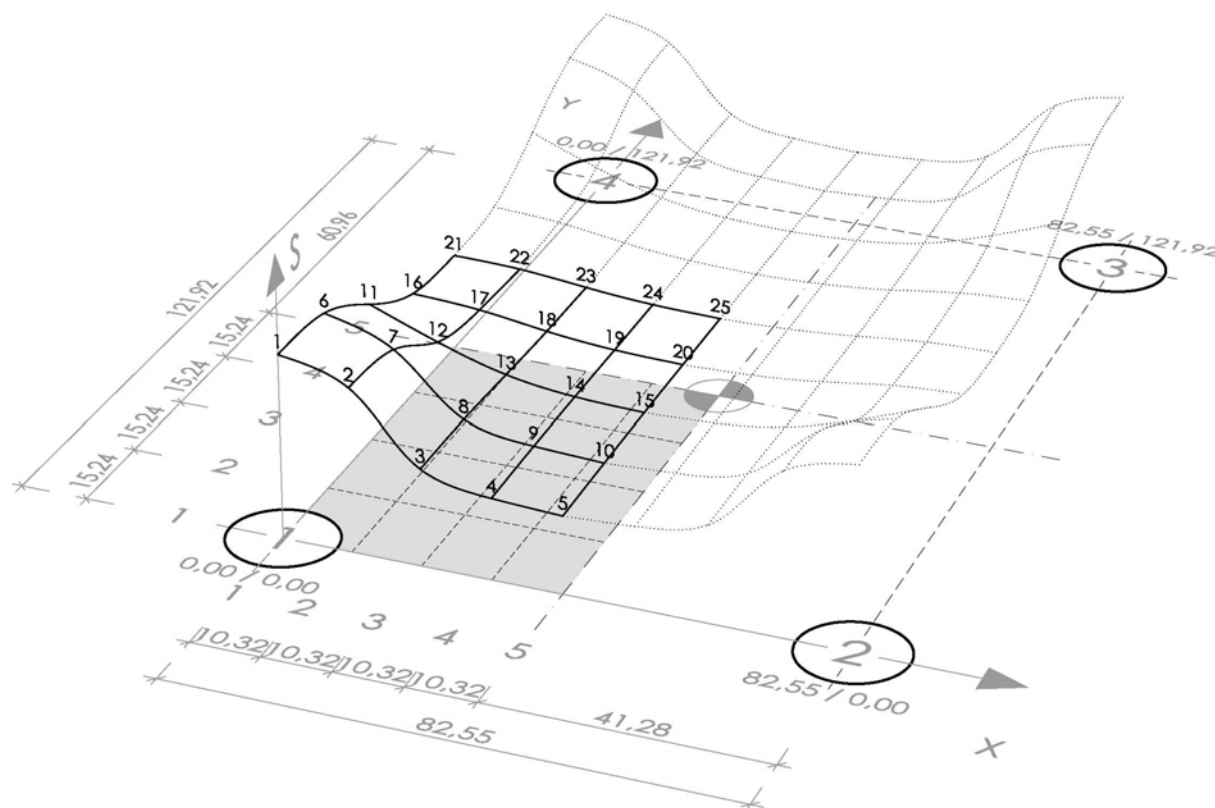


Abbildung 54 Durchbiegung des flexiblen Aufbaus unter der Belastung einer Lockheed C141-A

Über die Äquivalente Einzelradlast ESWL werden die ACN-Werte bestimmt. Sie werden in der Ausgabemaske Abbildung 55 dargestellt.

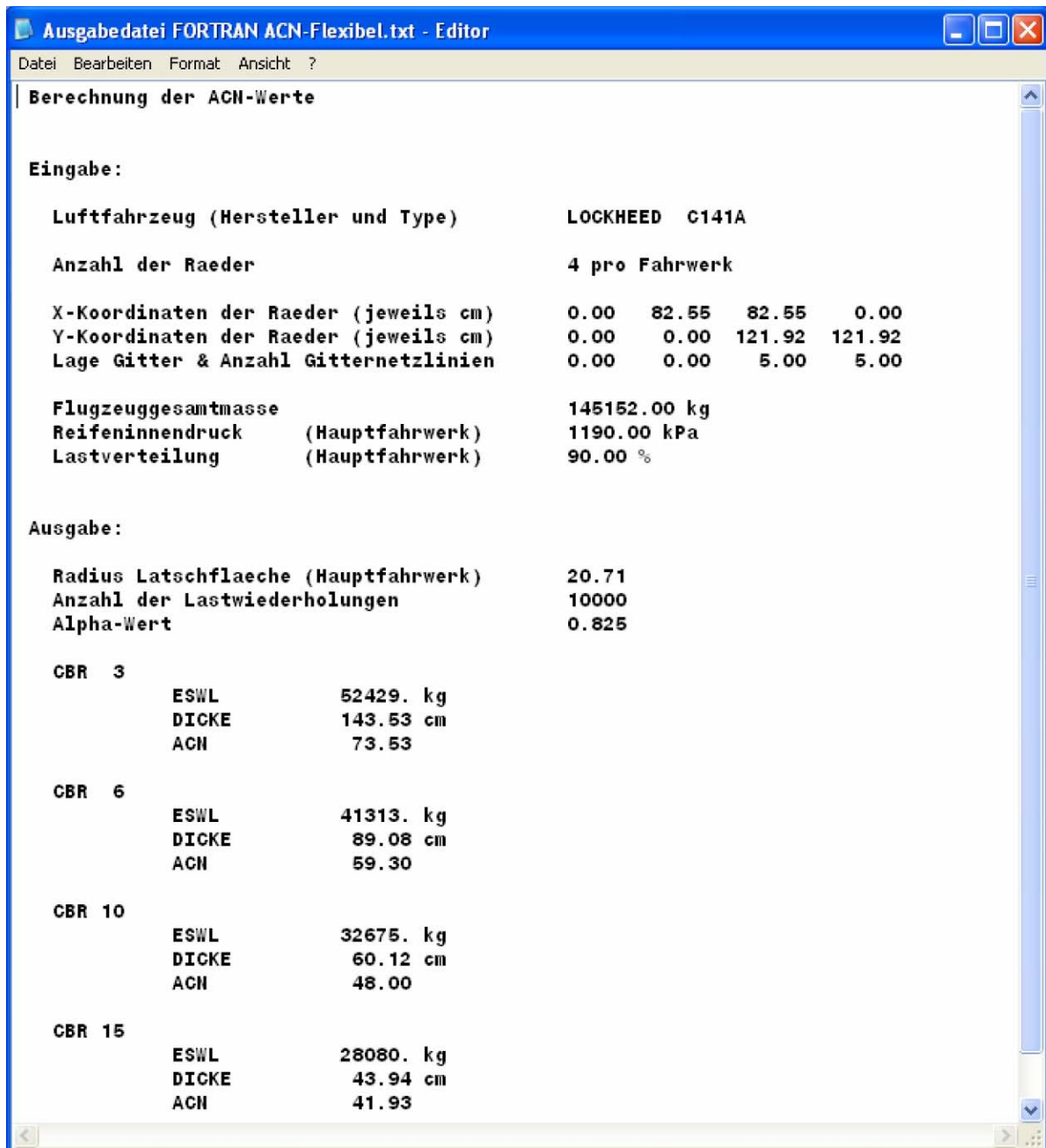


Abbildung 55 Ausgabemaske FORTRAN ACN-Flexibel (Lockheed C141-A)

Damit ergeben sich die gleichen ACN-Werte wie mit dem Programm COMFAA.

6.3 Pavement Classification Number

6.3.1 Definition

Die PCN ist eine Zahl, die die Tragfähigkeit des Aufbaus für uneingeschränkten Verkehr ausdrückt (ICAO, 1983).

6.3.2 Berechnung

A) Using Aircraft Method

An einer bestehenden Flugbetriebsfläche werden Erhebungen durchgeführt, um zu ermitteln, welche Flugzeuge die Betriebsfläche benutzen. Jenes Flugzeug, das die größte ACN aufweist, ist das maßgebende Flugzeug und seine ACN wird als PCN für die Flugbetriebsfläche angegeben.

B) Technisches Verfahren zur Ermittlung der PCN

Die PCN wird aufgrund der strukturellen Beschaffenheit des vorhandenen Aufbaus aus technischen Überlegungen abgeleitet. Dazu sind grundsätzlich alle Methoden zur Oberbaudimensionierung (empirische und analytische) zugelassen. Im ICAO Design Manual Part 3 sind sowohl für flexible als auch für starre Oberbauten empirisch abgeleitete Diagramme enthalten, die einer einfachen Beziehung zwischen der Tragfähigkeit und der PCN erlauben.

Der Zusammenhang zwischen der Aufbaustärke und der PCN ist für flexible Aufbauten in einem logarithmischen Diagramm festgehalten (siehe Abbildung 56).

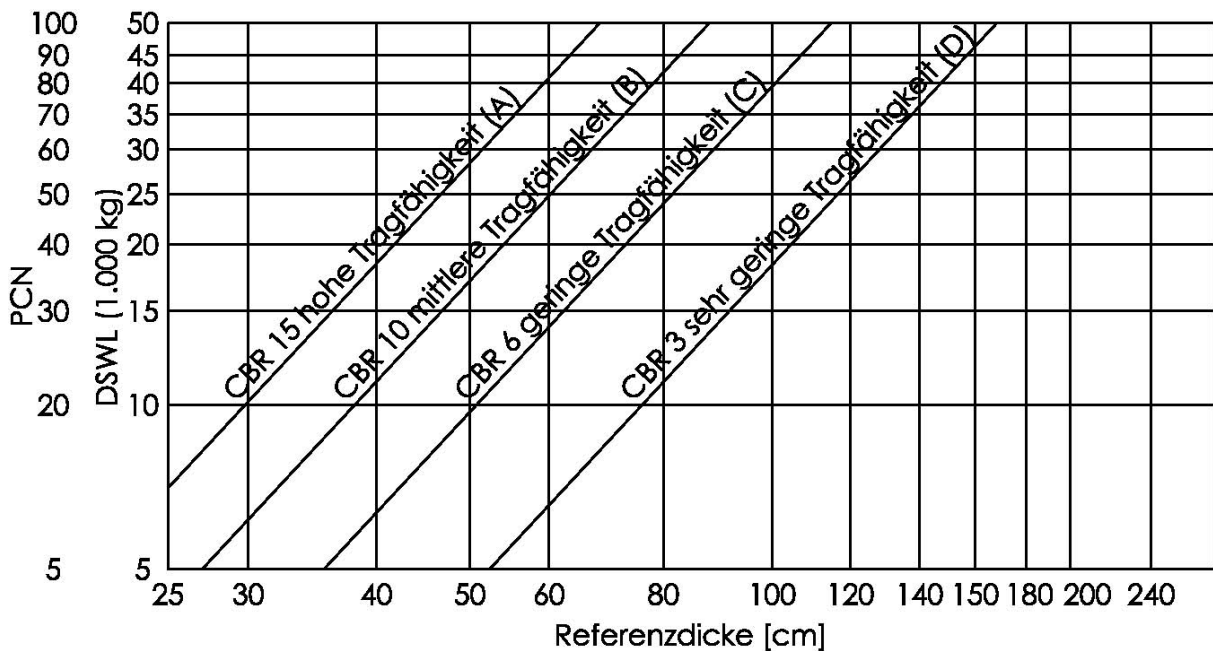


Abbildung 56 Diagramm für flexible Beläge (ICAO, 1983) (vier Tragfähigkeitsklassen vgl.: Tabelle 15)

Die Werte lassen sich auch durch folgende Formel berechnen (ICAO, 1983), wobei sich die PCN aus der zweifachen DSWL errechnet:

$$t = \sqrt{\frac{DSWL}{c_1 \cdot CBR} - \frac{DSWL}{c_2 \cdot p_s}} \quad \text{Gleichung 66}$$

t	... Referenzdicke [cm]
DSWL	... Derived Single Wheel Load = Äquivalente Einzelradlast mit einem Standardreifendruck von 1,25 MPa
p _s	... 1,25 MPa
CBR	... Standardtragfähigkeitsklasse flexibler Aufbauten
c ₁	... 0,5695
c ₂	... 32,035

Diagramm und Formel können gleichwertig nebeneinander verwendet werden.

Für starre Aufbauten ist der Zusammenhang zwischen der Aufbaustärke und der PCN in Abbildung 57 wiedergegeben.

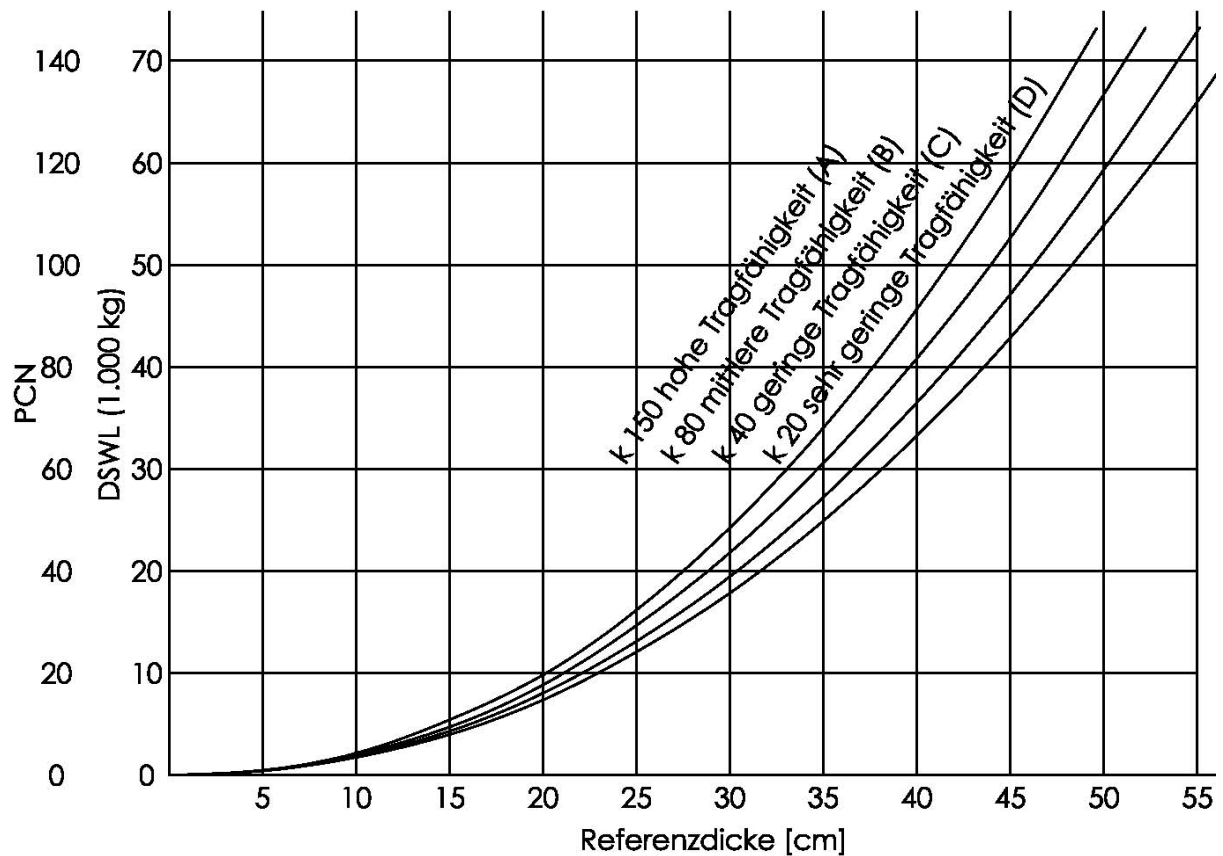


Abbildung 57 Diagramm für starre Beläge (ICAO, 1983) (vier Tragfähigkeitsklassen vgl.: Tabelle 16)

Diese vier Kurven lassen sich durch die Gleichungen 67 – 70 ausdrücken:

Für k=150 gilt:

Gleichung 67

$$DSWL = 0,0001143 \cdot t^3 + 0,025151 \cdot t^2 - 0,049513 \cdot t$$

Für $k=80$ gilt:

$$DSWL = 0,0000915 \cdot t^3 + 0,022978 \cdot t^2 - 0,045661 \cdot t$$

Gleichung 68

Für $k=40$ gilt:

$$DSWL = 0,0000769 \cdot t^3 + 0,020617 \cdot t^2 - 0,037035 \cdot t$$

Gleichung 69

Für $k=20$ gilt:

$$DSWL = 0,0000568 \cdot t^3 + 0,019426 \cdot t^2 - 0,037385 \cdot t$$

Gleichung 70

7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Der Flughafenbau gewinnt immer mehr an Bedeutung. Auf manchen Flughäfen steigt die Passagierzahl stärker als der Flughafenbetreiber mit den Bautätigkeiten nachkommen kann. Daher sind alle Tätigkeiten zur Errichtung eines Flughafens auf ein Minimum an Zeit zu reduzieren. Das betrifft auch die Planung und die Ausführung einer Flugbetriebsfläche, besonders jene Ausführung der Start- und Landebahnen.

Viele Methoden zur Dimensionierung der Flugbetriebsflächen gehen einher mit der Entwicklung leistungsfähiger Rechner. So sind diese Verfahren ohne Computer nicht durchführbar.

Ein Vergleich der Methoden in dieser Arbeit zeigt, dass die Ausgangsgrößen sehr unterschiedlich sind. Die ältesten und einfachsten Verfahren basieren auf dem einfach physikalischen Prinzip Kraft auf Aufstandsfläche. Später wurden Lastgruppen untersucht und nahe gelegene Lasten in einer Lastgruppe überlagert, was dazu geführt hat, dass die größten Spannungen nicht mehr unbedingt unter den Rädern auftreten müssen. Ein weiterer Schritt war die Untersuchung auf Materialalterung und Materialermüdung. Bei einigen Verfahren werden die jährlichen Belastungen in Betracht gezogen, bei anderen Verfahren ist die Flugbetriebsfläche auf 10.000 Lastwiederholungen je Flugzeugtyp ausgelegt, bis die Flugbetriebsfläche saniert oder sogar erneuert werden muss.

Jüngere Verfahren wie die ACN/PCN-Methode haben gezeigt, dass wesentlich mehr Faktoren eine Rolle spielen. Die Aufteilung der Gesamtmasse des Flugzeuges auf die Fahrwerke, die Reifeninnendrucke und die Abstände der Räder voneinander, die Reduktion dieser Werte auf die äquivalente Einzelradlast, die Anzahl der Lastwiederholungen und die Art des Aufbaus machen dieses Verfahren komplex. Letztlich ist aber auch diese Methode ein Resümee jahrzehntelanger Erfahrung. Der Rechenweg wurde in den 1970er Jahren von Fachleuten beschlossen. Er ist eine sehr gute Näherung an die natürlichen Gegebenheiten.

Die Durchführung der Berechnung mit Computerprogrammen wie COMFAA u. a. ist nach Überprüfungen, die für diese Arbeit getan worden sind, der sicherste und zuverlässigste Weg. Diese Arbeit soll ein Gefühl für die Größenordnungen vermitteln, um die Ergebnisse der Programme kritisch betrachten und gegebenenfalls hinterfragen zu können.

Es sei erwähnt, dass es keine einheitlichen Verfahren für alle Flughäfen gibt. Die in dieser Arbeit aufgezeigten Methoden sind die weltweit am häufigsten verwendeten. Sie sind jedoch allesamt Empfehlungen, die teilweise in Normen festgehalten sind. Tatsächlich gibt es keine internationalen Vorschriften, wie die Oberbaudimensionierung durchzuführen ist. Der Oberbau vieler Flughäfen wird oft nach eigenen Verfahren dimensioniert. Diese Verfahren können vom Flugplatzbetreiber entwickelte Verfahren sein. Daher gibt es Flughäfen, deren Oberbaudimensionierung von dieser Arbeit nicht erfasst worden sind.

LITERATURVERZEICHNIS

- Airsight GmbH.: Basis-Lehrgang Roll- und Vorfeldplanung, Skriptum zur Vorlesung, TU Berlin, 2002
- Ashford, N., Wright, P.: Airport Engineering, Third Edition, John Wiley & Sons, Chichester, Großbritannien, 1992
- Binney, M.: Airport Builders, Academy Editions, John Wiley & Sons, Chichester, Großbritannien, 1999
- Blow, C.: Airport Terminals, Architectural Press, Butterworth-Heinemann, Oxford, Großbritannien, 1996
- Brodehl, R.: Flugplatzbefestigungen – Bemessung & Konstruktion, Diplomarbeit, Universität Hannover, Deutschland, 1991
- Bucksch, H.: Wörterbuch für Bautechnik und Baumaschinen Deutsch – Englisch, Bauverlag GmbH, Wiesbaden, Deutschland, 1968
- Buhsch, H.: Wörterbuch für Bautechnik und Baumaschinen Englisch – Deutsch, Bauverlag GmbH, Wiesbaden, Deutschland, 1971
- Eisenmann, J.: Mittragende Wirkung von verfestigten Tragschichten bei Betonfahrbahnen, Straßenbau und Straßenverkehrstechnik, Heft 145, Hrsg.: Bundesminister für Verkehr, Abt. Straßenbau, 1973
- Eisenmann, J., Leykauf, G.: Betonfahrbahnen, 2. Auflage, Ernst & Sohn Verlag, Berlin, Deutschland, 2003
- Elliot R. J.: The Design of Concrete Floors for Aircraft Hangars. Proc. Seminar on Heavily Loaded Pavements for Container Terminals and Airports. Aust Geomechanics Soc., Vic., 1990
- European Asphalt Pavement Association: Airfield uses of asphalt, Breukelen, Niederlande, 2003
- Federal Aviation Administration: Review of Soil Classification Systems Applicable to Airport Pavement Design, Rep. FAA-RD-73-169, Washington, USA, 1974
- Federal Aviation Administration: Standardized Method of Reporting Airport Pavement Strength – PCN, Advisory Circular AC 150/5335-5, Washington, USA, 1983
- Federal Aviation Administration: Airport Pavement Design and Evaluation, Advisory Circular AC 150/5320-6C with Changes 1 and 2, Washington, USA, 1998
- Gesellschaft zur Pflege der Straßenbautechnik mit Asphalt (Gestrata): Gestrata Handbuch, 2. Auflage, Wien, Österreich, 1996

- Heukelom, W., Klomp, A. J. G.: Dynamic Testing as a mean of Controlling Pavements during and after Construction, Proceedings of the First International Conference on the Structural Design of Asphalt, University of Michigan, USA, 1962
- Horonjeff, R., McKelvey F.: Planning & Design of Airports, Fourth Edition, McGraw-Hill, Inc., New York, USA, 1993
- Hudson, W. R., Kennedy, T. M.: Parameters of Rational Airfield Pavement Design System, American Society of Civil Engineers Transportation Engineering Journal, 1973
- International Civil Aviation Organisation (ICAO): Aerodromes, Annex 14 to the Convention on International Civil Aviation, vol. 1: Aerodrome Design and Operations, 1st ed., Montreal, Canada, 1990
- International Civil Aviation Organisation (ICAO): Aerodrome Design Manual Part 3, Second Edition, Montreal, Canada, 1993
- Krapfenbauer, R.: Bautabellen Neubearbeitung, Ausgabe 2002, Verlag J & V Schulbuchverlag Ges.m.b.H., Wien, Österreich, 2002
- Leykauf, G.: 2. Internationale Konferenz über Tragfähigkeit von Straßen und Flugplätzen, Straße und Autobahn (38) Heft 1/1987
- Livneh, M.: Thickness Design Calculations for the New Large Aircraft (NLA) A380, Transportation Research Institute, Technion-Israel Institute of Technology, Haifa, Israel, 2004
- Loizos, A.: Road Materials and Pavement Design, Volume 3 – Issue 4/2002, Paris, Frankreich, 2002
- o. A. <http://home.iitk.ac.in/~madhav/expt14.html>, 31.5.2007
- o. A. <http://www.airbusjapan.com/pdf/a380/A380 AC Chapter4.pdf>, 16.4.2007
- o. A. www.airliners.net, 3.11.2006
- o. A. <http://www.airporttech.tc.faa.gov/naptf/download/index1.asp>, 14.9. 2006
- o. A. <http://www.bauwerk-verlag.de/baulexikon/index.shtml?BETTUNGSMODUL.HTM>, 1.6.2007
- o. A. <http://www.boeing.com/commercial/airports/acaps/717sec7.pdf>, 16.4.2007
- o. A. <http://www.boeing.com/commercial/airports/acaps/753sec7.pdf>, 16.4.2007
- o. A. http://www.dyckerhoff.de/export/sonderanwendungen_2.5.htm, 12.4.2007

- o. A. http://www.tc.gc.ca/CivilAviation/International/Technical/Pavment/Downloads/ACN_Table_e.pdf, 1.10.2006
- o. A. <http://de.wikipedia.org/wiki/Quelltext>, 10. 04. 2007
- O'Massey, R. C.: The ACN/PCN System for Reporting Airfield Bearing Strength, Douglas Aircraft Company, McDonnell-Douglas Corporation, Long Beach, California, 1979
- Pickett, G., Ray, G. K.: Influence Charts for Rigid Pavements, Transactions of the American Society of Civil Engineering 116, 1951
- Portland Cement Association: Computer Program for Airport Pavement Design, R. G. Packard, Skokie, Illinois, USA, 1967
- Portland Cement Association: Design of Concrete Airport Pavement, R. G. Packard, Engineering Bulletin, Skokie, Illinois, USA, 1973
- Powell, W. D., Potter, J. F., Mayhew, H. C. and Nunn, M. E.: The Structural Design of Bituminous Roads. TRRL Rept LR 1132. 1984
- Shackel, B.: Pavement Design, Studienblätter des Institutes für Straßenbau und Straßenerhaltung der Technischen Universität Wien, Österreich, 1998
- Schreiner, K.: Bodendruckspannungen bei Flugbetriebsflächen, Mitteilungen des Prüfamtes für Bau von Landverkehrswegen der Technischen Universität München, Heft 66, München, Deutschland, 1992
- Teller, L. W., Sutherland, E. C.: The Structural Design of Concrete Pavements, Public Roads 16 (1935), Nr. 8, 9 und 10; Public Roads 17 (1936), Nr. 7 und 8; Public Roads 24 (1943), Nr. 4 und 5
- U. S. Army Corps of Engineers: Flexible Airfield Pavements, Tech. Manual TM 5-825-2, A. G. Publication Center, St. Louis, USA, 1978
- U. S. Army Corps of Engineers: Rigid Pavements for Airfields, Tech. Manual TM 5-825-3, A. G. Publication Center, St. Louis, USA, 1988
- Velske, S., Mentlein, H., Eymann, P.: Straßenbautechnik, 4. Auflage, Werner Verlag, Düsseldorf, Deutschland, 1998
- Westergaard, H. M.: New Formulas for Stresses in Concrete Pavements of Airfields, American Society of Civil Engineers, Transaction, 1948

ANHANG A: ACN-BERECHNUNG NACH VERÖFFENTLICHUNGEN VON BOEING UND AIRBUS

Die großen Flugzeughersteller wie Airbus oder Boeing veröffentlichen im Internet Berechnungsansätze für die Bestimmung der ACN-Werte ihrer Flugzeuge, wobei sich diese Ansätze auf Graphen stützen, die mit Computerprogrammen erstellt worden sind.

Einige dieser Veröffentlichungen werden in den folgenden fünf Beispielen erläutert:

Boeing B717

(<http://www.boeing.com/commercial/airports/acaps/717sec7.pdf>)

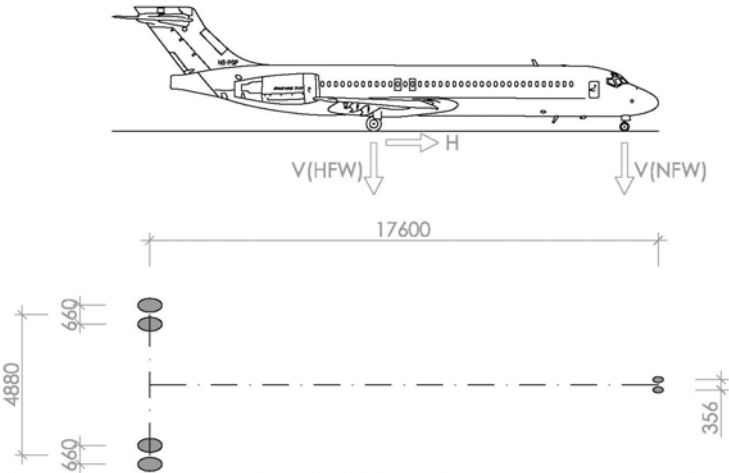


Abbildung 58 Boeing B717 - geometrische Grundlagen

Tabelle 23 Boeing B717 - Belastung der Flugbetriebsfläche

Modell Boeing B717				Reifengröße, Reifeninnendruck	Lastauf- teilung*
Höchstzul. Gesamtmasse			lb	122.000	
			kg	55.338	
Nebenfahrgwerk					
V (NFW)	stat. Vertikalbelastung bei linearer Vorwärtsfahrt	lb	11.380	26 x 6.6 Type VII	4 %
		kg	5.162	12 PR	
	stat. Vertikalbelastung bei linearer Bremsverzögerung	lb	16.730	9.14 bar	
		kg	7.589	(130 psi)	
Hauptfahrgwerk					
V (HFW)	stat. Vertikalbelastung bei maximaler Heckbeladung	lb	57.600	H41 x 15.0 - 19	48 %
		kg	26.127		
H	stat. Horizontalbelastung bei linearer Bremsverzögerung	lb	18.910		
		kg	8.577		
	stat. Horizontalbelastung bei abrupter Bremsverzögerung	lb	46.100		
		kg	20.911		

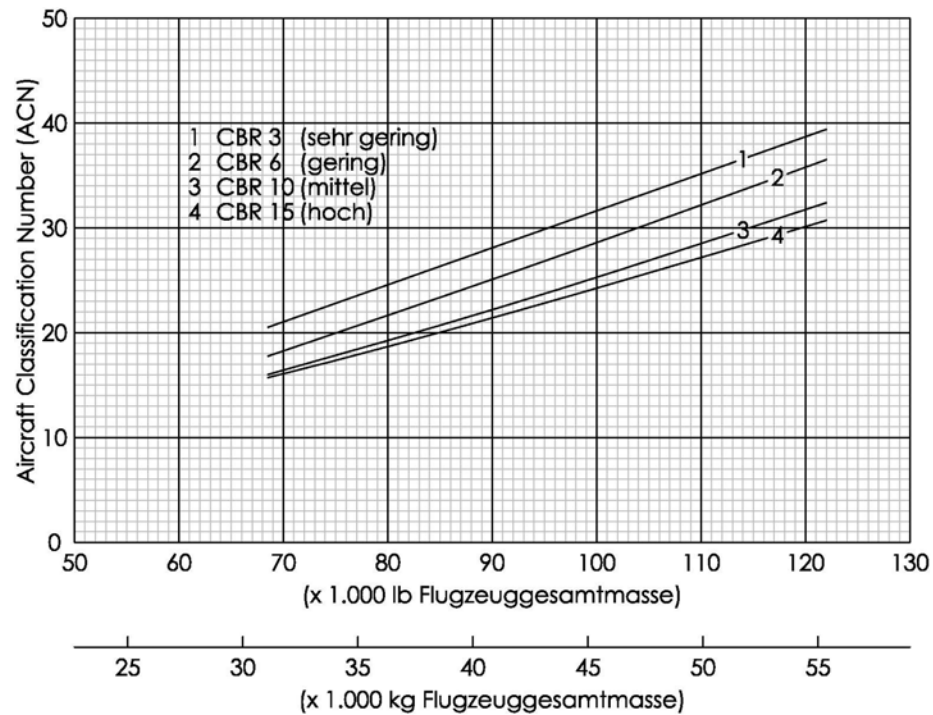


Abbildung 59 Bestimmungskurven für die ACN-Werte für flexible Aufbauten in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse (B717)

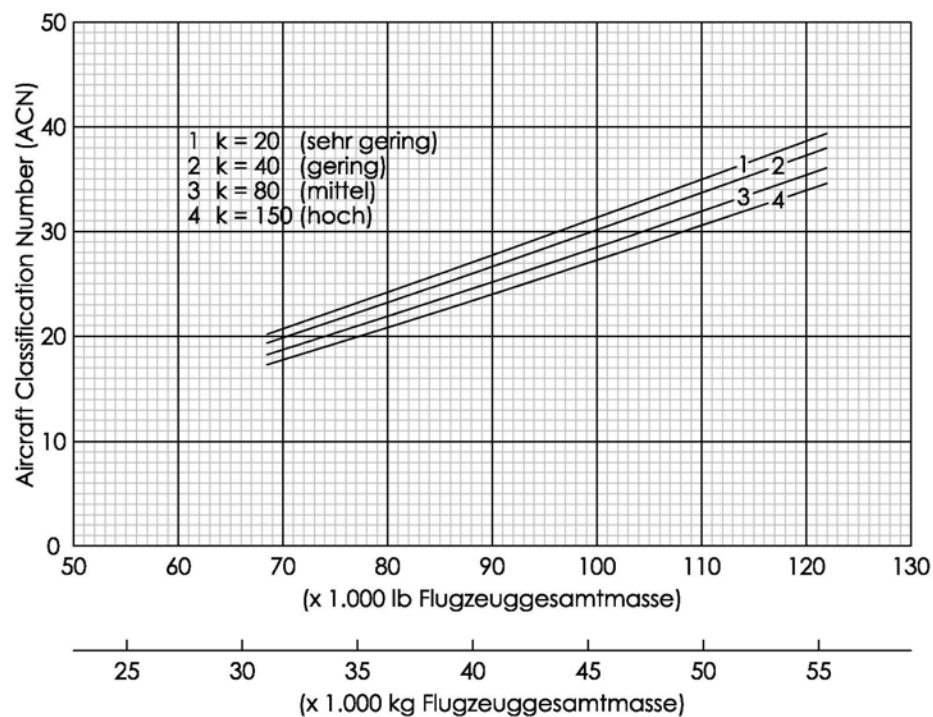


Abbildung 60 Bestimmungskurven für die ACN-Werte für starre Aufbauten in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse (B717)

Boeing B757-200

(<http://www.boeing.com/commercial/airports/acaps/753sec7.pdf>)

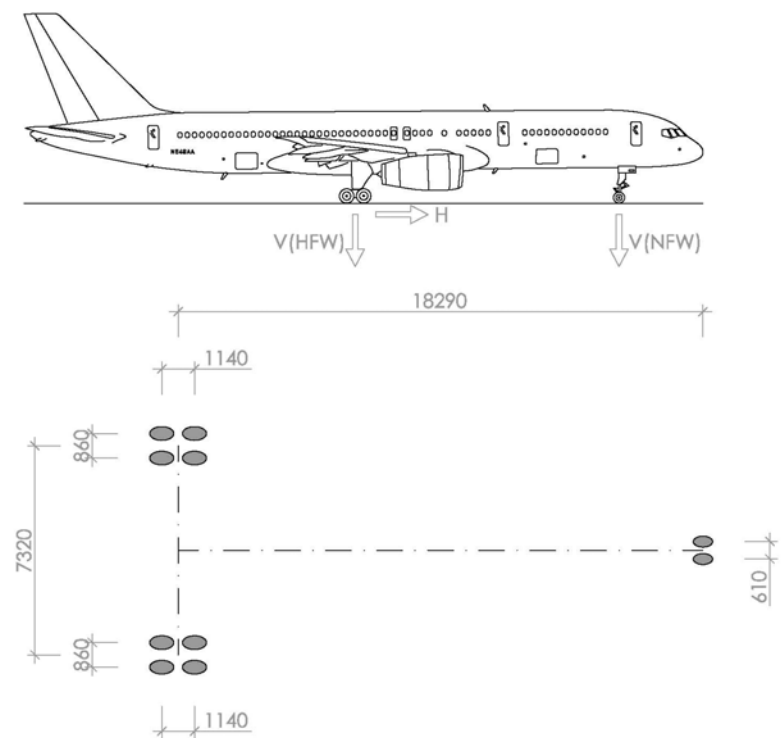


Abbildung 61 Boeing B757-200 - geometrische Grundlagen

Tabelle 24 Boeing B757-200 - Belastung der Flugbetriebsfläche

Modell Boeing B757-200							
						Reifengröße, Reifeninnendruck	Lastauf- teilung*
Höchstzul. Gesamtmasse							
			lb	256.000			
			kg	116.100			
Nebenfahrwerk							
V (NFW)		stat. Vertikalbelastung bei linearer Vorwärtsfahrt	lb	28.200	H31 x 13 - 12 20	7 %	
			kg	12.800	PR		
		stat. Vertikalbelastung bei linearer Bremsverzögerung	lb	44.800	10.90 bar		
			kg	20.300	(155 psi)		
Hauptfahrwerk							
V (HFW)	pro Fahrwerk	stat. Vertikalbelastung bei maximaler Heckbeladung	lb	116.700	H40 x 14.5 24	93 %	
			kg	52.950			
H		stat. Horizontalbelastung bei linearer Bremsverzögerung	lb	39.800	PR		
			kg	18.050	12.87 bar		
		stat. Horizontalbelastung bei abrupter Bremsverzögerung	lb	93.400	(183 psi)		
			kg	42.350			

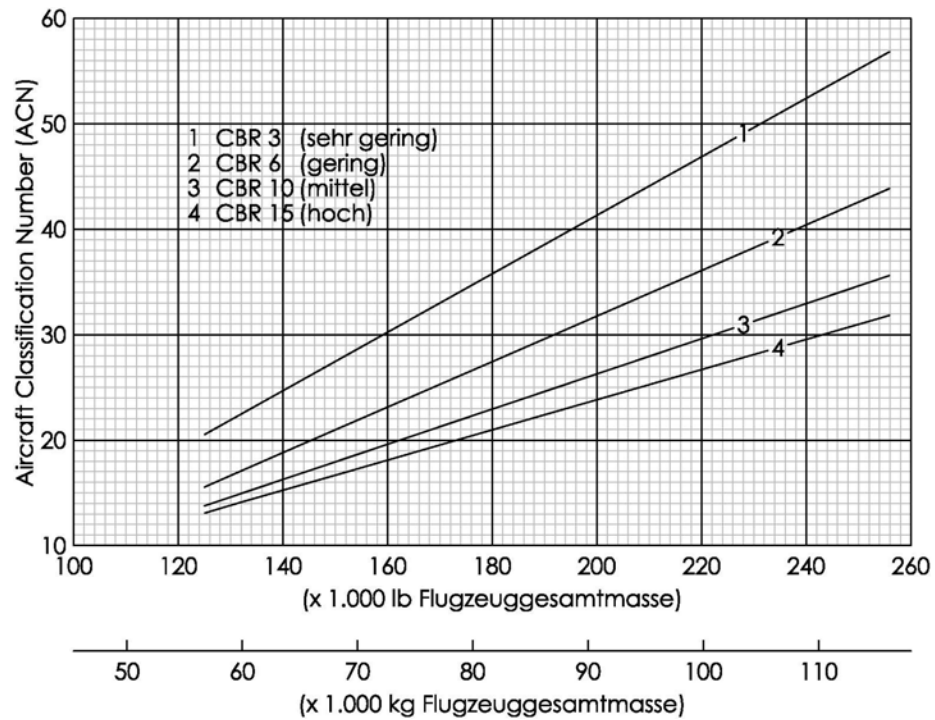


Abbildung 62 Bestimmungskurven für die ACN-Werte für flexible Aufbauten in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse (B757-200)

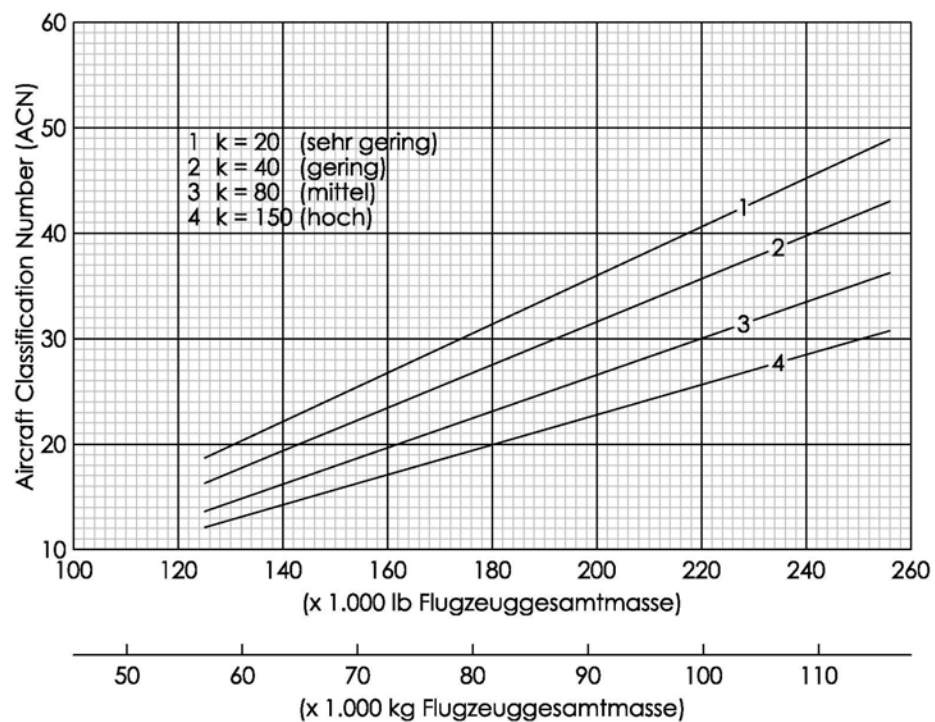


Abbildung 63 Bestimmungskurven für die ACN-Werte für starre Aufbauten in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse (B757-200)

Boeing B757-300

(<http://www.boeing.com/commercial/airports/acaps/753sec7.pdf>)

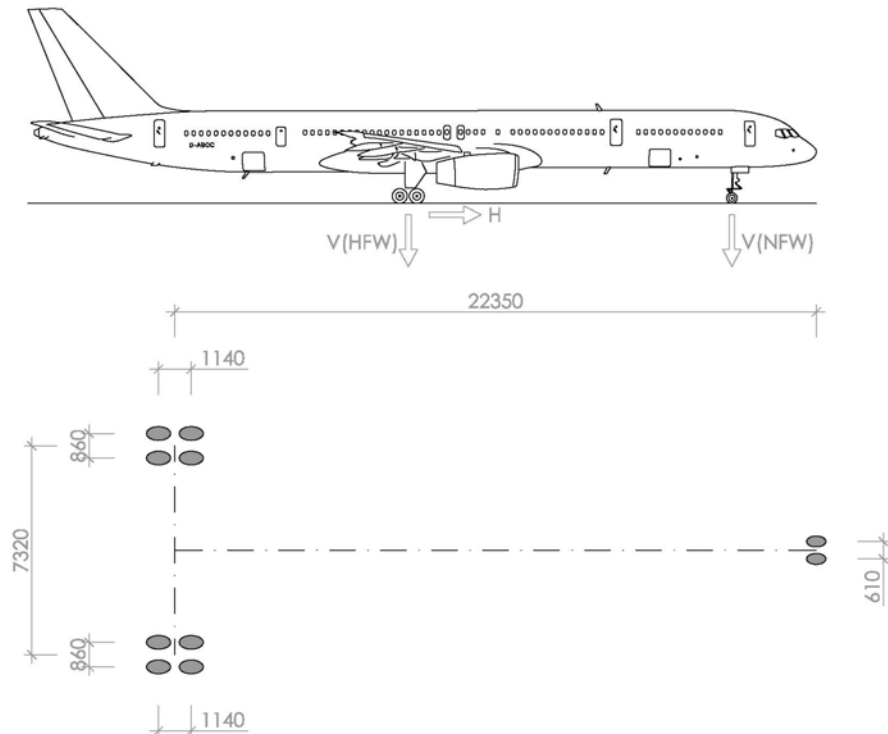


Abbildung 64 Boeing B757-300 - geometrische Grundlagen

Tabelle 25 Boeing B757-300 - Belastung der Flugbetriebsfläche

Modell Boeing B757-300				Reifengröße, Reifeninnendruck	Lastauf- teilung*
Höchstzul. Gesamtmasse					
		lb	271.000		
		kg	122.920		
Nebenfahrwerk					
V (NFW)	stat. Vertikalbelastung bei	lb	28.600	H31 x 13 - 12 20	7 %
	linearer Vorwärtsfahrt	kg	12.980	PR	
	stat. Vertikalbelastung bei	lb	42.800	9.56 bar	
	linearer Bremsverzögerung	kg	19.400	(136 psi)	
Hauptfahrwerk					
V (HFW)	stat. Vertikalbelastung bei	lb	125.500	H40 x 14.5 - 19	93 %
	maximaler Heckbeladung	kg	56.900		
H	stat. Horizontalbelastung bei	lb	42.100	26 PR	
	linearer Bremsverzögerung	kg	19.100	13.70 bar	
	stat. Horizontalbelastung bei	lb	100.400	(195 psi)	
	abrupter Bremsverzögerung	kg	45.550		

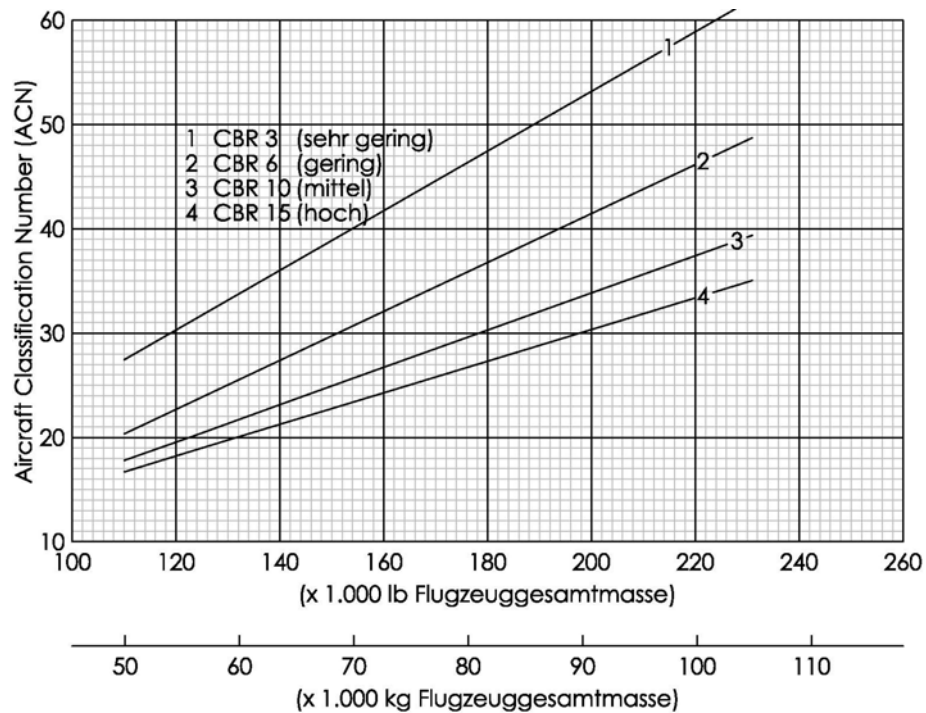


Abbildung 65 Bestimmungskurven für die ACN-Werte für flexible Aufbauten in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse (B757-300)

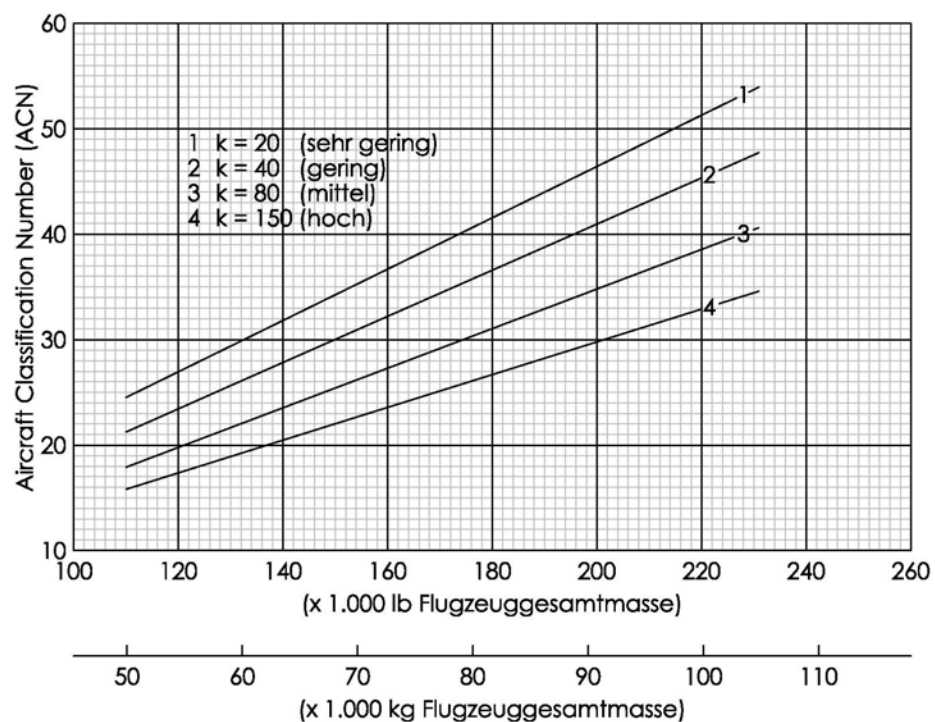


Abbildung 66 Bestimmungskurven für die ACN-Werte für starre Aufbauten in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse (B757-300)

Airbus A380-800

(http://www.airbusjapan.com/pdf/a380/A380_AC_Chapter4.pdf)

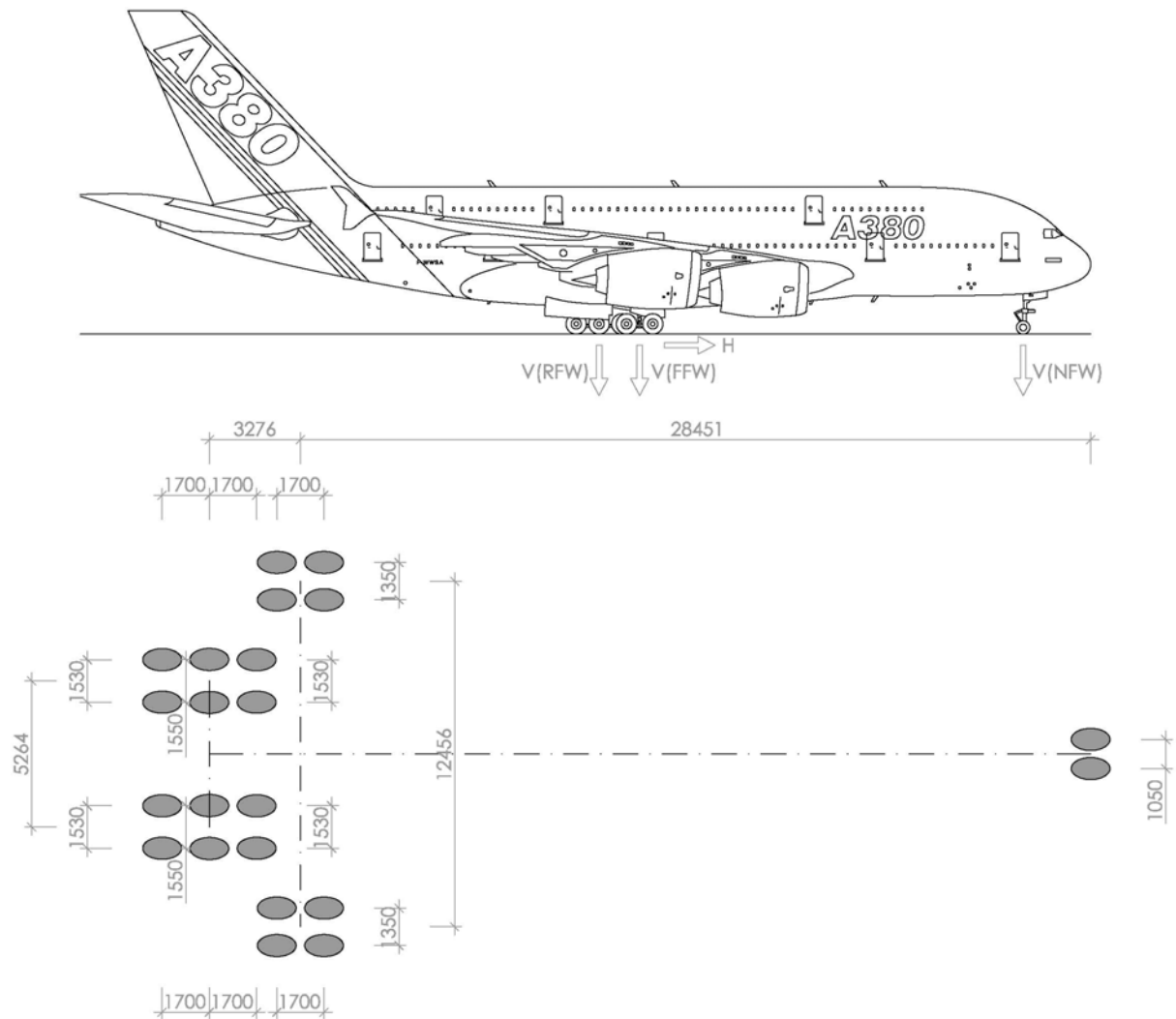


Abbildung 67 Airbus A380-800 - geometrische Grundlagen

Tabelle 26 Airbus A380-800 - Belastung der Flugbetriebsfläche

Modell Airbus A380-800				Reifengröße, Reifeninnendruck	Lastauf- teilung*	
Höchstzul. Gesamtmasse						
		lb	1.239.000			
		kg	562.000			
Nebenfahrwerk						
V (NFW)	stat. Vertikalbelastung bei linearer Vorwärtsfahrt	lb	88.275	1400 x 530 R23	7 %	
		kg	40.040			
	stat. Vertikalbelastung bei linearer Bremsverzögerung	lb	153.850	10.4 bar (151 psi)		
		kg	69.790			
Flächenfahrwerk						
V (FFW)	pro Fahrwerk	stat. Vertikalbelastung bei maximaler Heckbeladung	lb	235.650	18,5 %	
			kg	106.890		
H		stat. Horizontalbelastung bei linearer Bremsverzögerung	lb	77.025		13.4 bar (194 psi)
			kg	34.930		
		stat. Horizontalbelastung bei abrupter Bremsverzögerung	lb	188.525		
			kg	85.510		
Rumpffahrwerk						
V (RFW)	pro Fahrwerk	stat. Vertikalbelastung bei maximaler Heckbeladung	lb	353.475	28 %	
			kg	160.340		
H		stat. Horizontalbelastung bei linearer Bremsverzögerung	lb	115.525		13.4 bar (194 psi)
			kg	52.400		
		stat. Horizontalbelastung bei abrupter Bremsverzögerung	lb	282.800		
			kg	128.270		

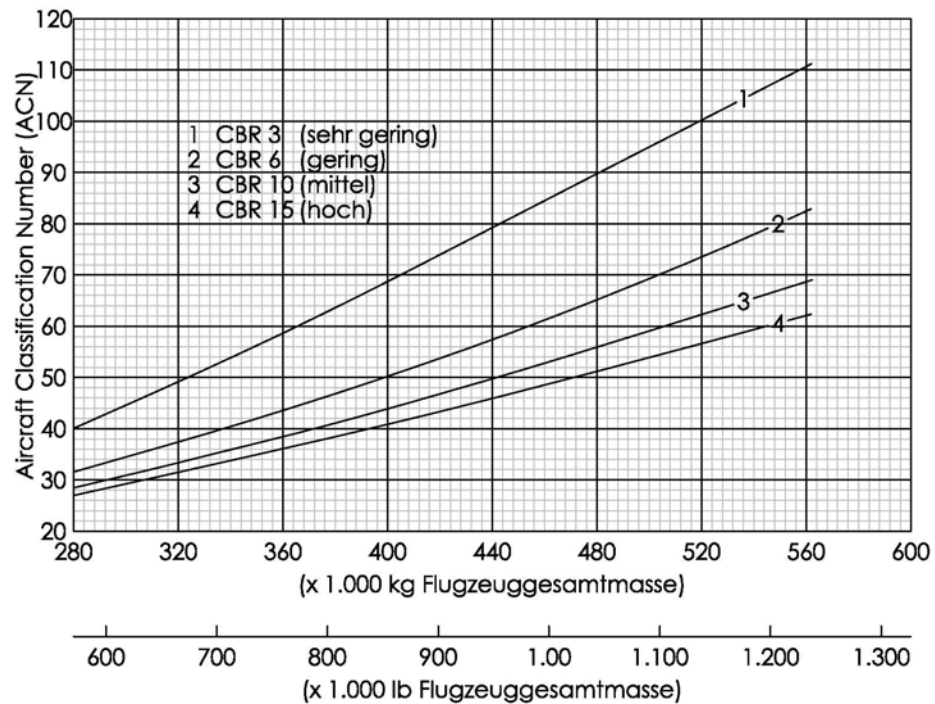


Abbildung 68 Bestimmungskurven für die ACN-Werte für flexible Aufbauten in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse (A380-800)

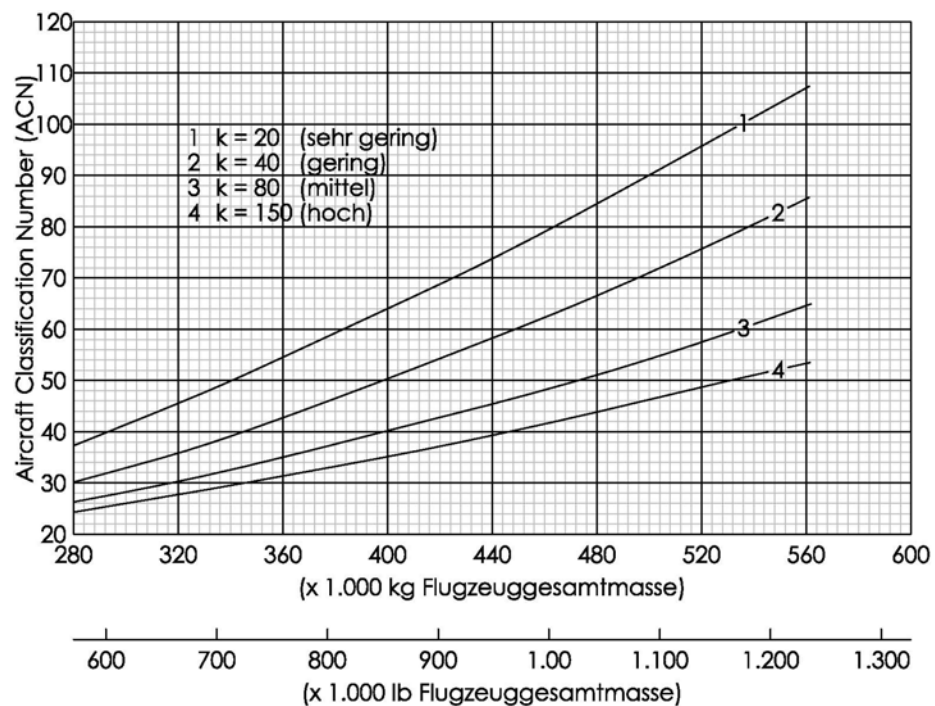


Abbildung 69 Bestimmungskurven für die ACN-Werte für starre Aufbauten in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse (A380-800)

(http://www.airbusjapan.com/pdf/a380/A380_AC_Chapter4.pdf)



Tabelle 27 Airbus A380-800F - Belastung der Flugbetriebsfläche

Modell Airbus A380-800F								
						Reifengröße, Reifeninnendruck	Lastauf- teilung*	
Höchstzul. Gesamtmasse								
			lb	1.305.125				
			kg	592.000				
Nebenfahrwerk								
	V (NFW)	stat. Vertikalbelastung bei linearer Vorwärtsfahrt	lb	100.900	1400 x 530 R23	7 %		
		stat. Vertikalbelastung bei linearer Bremsverzögerung	kg	45.770	11.8 bar (171 psi)			
			lb	169.975				
			kg	77.100				
Flächenfahrwerk								
	V (FFW)	pro Fahrwerk	stat. Vertikalbelastung bei maximaler Heckbeladung	lb	248.025	18,5 %		
			kg	112.500	56 x 22 R24			
	H		stat. Horizontalbelastung bei linearer Bremsverzögerung	lb				81.125
				kg				36.800
			stat. Horizontalbelastung bei abrupter Bremsverzögerung	lb				198.425
				kg				90.000
Rumpffahrwerk								
	V (RFW)	pro Fahrwerk	stat. Vertikalbelastung bei maximaler Heckbeladung	lb	372.025	28 %		
			kg	168.750	56 x 22 R24			
	H		stat. Horizontalbelastung bei linearer Bremsverzögerung	lb				121.700
				kg				55.200
			stat. Horizontalbelastung bei abrupter Bremsverzögerung	lb				297.625
				kg				135.000

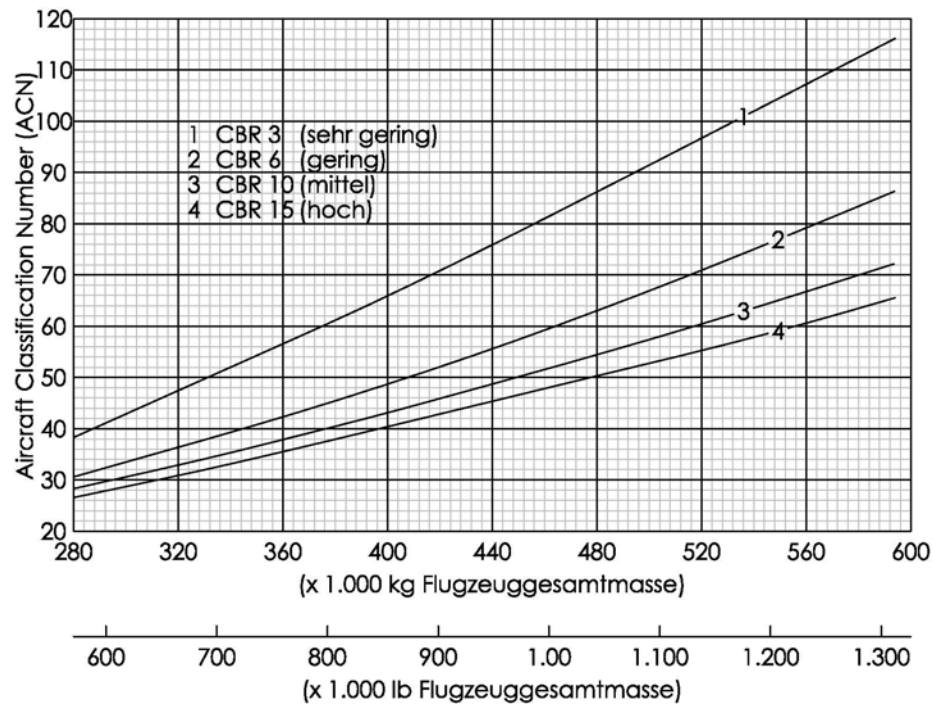


Abbildung 71 Bestimmungskurven für die ACN-Werte für flexible Aufbauten in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse (A380-800F)

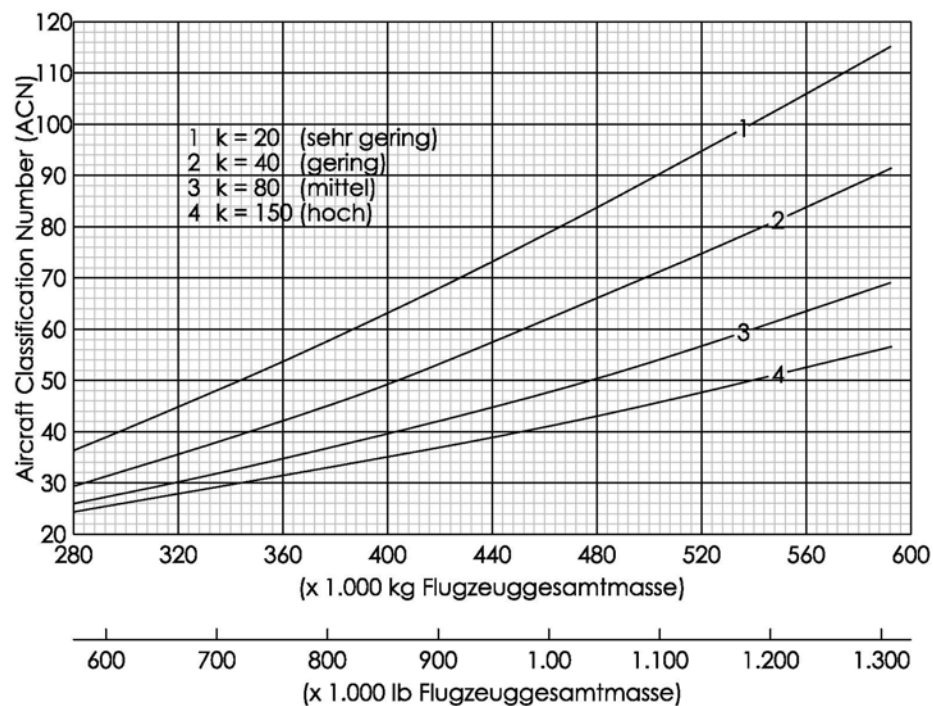


Abbildung 72 Bestimmungskurven für die ACN-Werte für starre Aufbauten in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse (A380-800F)

ANHANG B: FAHRWERKE DER WICHTIGSTEN HANDELSÜBLICHEN GROSSFLUGZEUGE

A 1 Graphisch dargestellte Beispiele der wichtigsten Fahrwerke

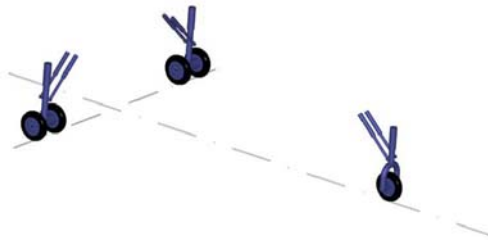


Abbildung 73 Douglas DC-4, DC-6, DC-7

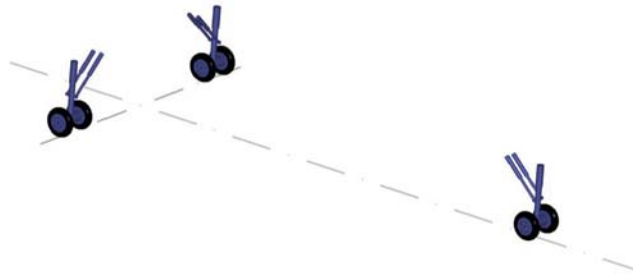


Abbildung 74 Airbus A318, A319, A320, A321, Boeing B717, B737, McDonnell
Douglas DC-9, MD-80, MD-90

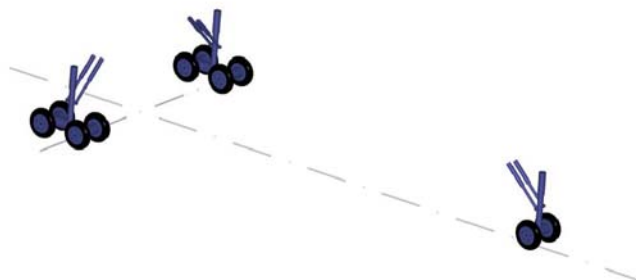


Abbildung 75 Airbus A300, A330, Boeing B707, B720, B757, B767

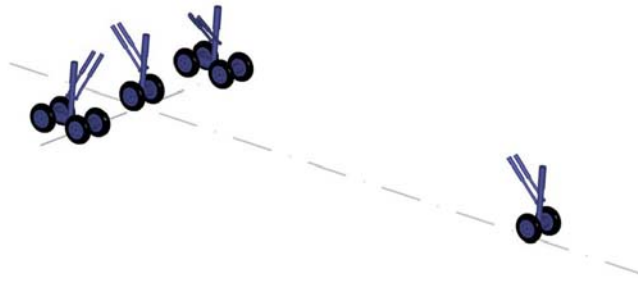


Abbildung 76 Airbus A640-200, A640-300, McDonnell Douglas MD-11

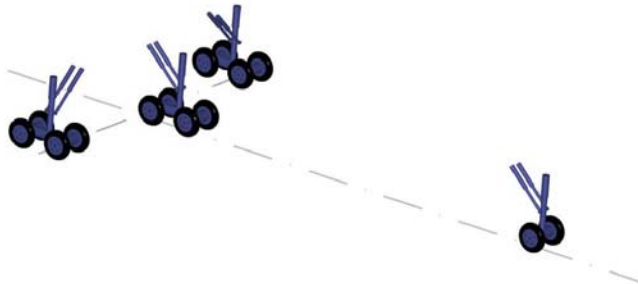


Abbildung 77 Airbus A640-500, A640-600

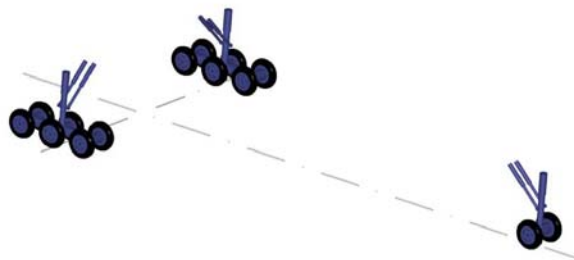


Abbildung 78 Boeing B777

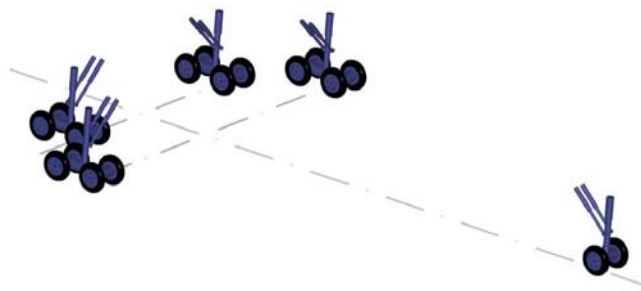


Abbildung 79 Boeing B747

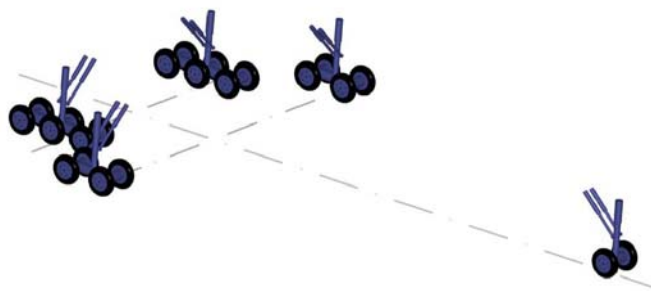


Abbildung 80 Airbus A380

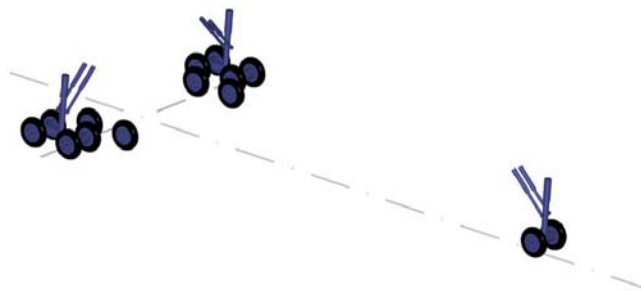


Abbildung 81 Boeing C-17A Globemaster III

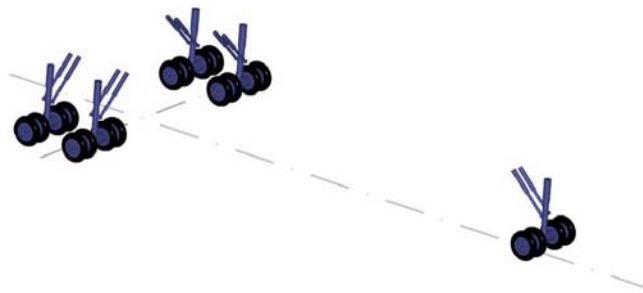


Abbildung 82 Ilyushin Il-76 TD

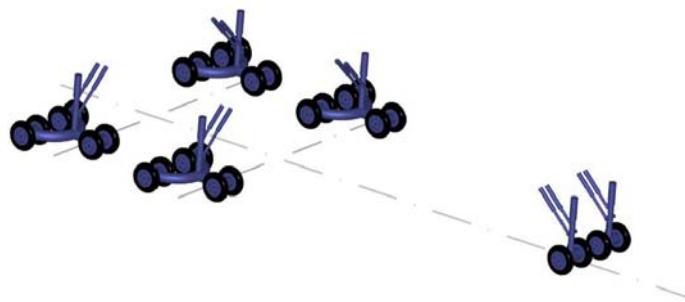


Abbildung 83 Lockheed C5B Galaxy

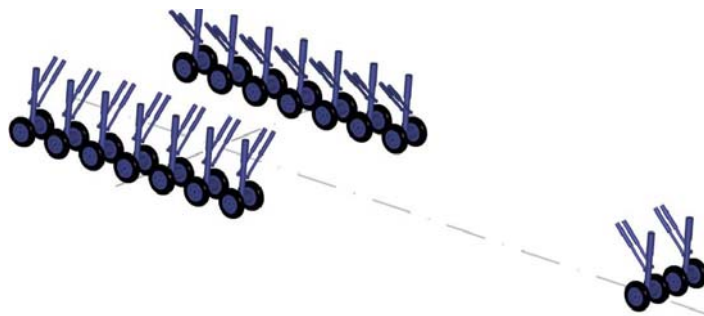


Abbildung 84 Antonov An-225 Mriya

Tabellarische Darstellung der Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge

Tabelle 28 Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge (Datenquelle: www.airliners.net)

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																				
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke												
Triebwerke				[kg]		Hauptfahrwerk							Nebenfahrw.		Anzahl der Räder gesamt					
Typ	Leistung	Anzahl		min	max			Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppelbandenradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie		7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sport	Einzelrad	Doppelradfahrwerk
					standard	optional														
Airbus A300-600																				
General Electric CF6-80C2A1	262,40 kN	2		90.115	165.900		1987					2					1		10	
General Electric CF6-80C2A5	273,60 kN	2		90.115	165.000							2					1		10	
Pratt & Whitney PW-4156 turbofans	249,00 kN	2		90.065	165.000							2					1		10	
Pratt & Whitney PW-4158 turbofans	258,00 kN	2		90.065	165.000							2					1		10	
Airbus A300-600R																				
General Electric CF6-80C2A1	262,40 kN	2		91.040	170.500	171.700						2					1		10	
General Electric CF6-80C2A5	273,60 kN	2		91.040	170.500	171.700						2					1		10	
Pratt & Whitney PW-4156 turbofans	249,00 kN	2		90.965	170.500	171.700						2					1		10	
Pratt & Whitney PW-4158 turbofans	258,00 kN	2		90.965	170.500	171.700						2					1		10	
Airbus A300-600F																				
General Electric CF6-80C2A1	262,40 kN	2		78.335	170.500		1998					2					1		10	
General Electric CF6-80C2A5	273,60 kN	2		78.335	170.500							2					1		10	
Airbus A300-600ST Super Transporter																				
General Electric CF6-80C2A8	262,40 kN	2		108.000	155.000		1994					2					1		10	
Airbus A300 B2-200																				
General Electric CF6-50C	227,00 kN	2		85.910	142.000		1972					2					1		10	
Pratt & Whitney JT9D-9 turbofans	236,00 kN	2		85.910	142.000							2					1		10	
Airbus A300 B4-200																				
General Electric CF6-50C	227,00 kN	2		88.500	165.000		1984					2					1		10	
Pratt & Whitney JT9D-9 turbofans	236,00 kN	2		88.500	165.000							2					1		10	
Airbus A310-200																				
General Electric CF6-80C2A2	238,00 kN	2		80.142	142.000		1982					2					1		10	
General Electric CF6-80A3 turbofans	222,40 kN	2		80.142	142.000							2					1		10	
General Electric CF6-80C2A8	262,40 kN	2		80.142	142.000							2					1		10	
Pratt & Whitney JT9D-7R4D1	213,50 kN	2			142.000							2					1		10	
Pratt & Whitney PW-4152	231,20 kN	2			142.000							2					1		10	
Pratt & Whitney PW-4156	249,10 kN	2			142.000							2					1		10	

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																				
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen				Jungfernflug	Fahrwerke											
Triebwerke				[kg]					Hauptfahrwerk							Nebenfahrw.				
Typ	Leistung	Anzahl		min	max		Einzelrad		Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn	Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Anzahl der Räder gesamt
					standard	optional														
Airbus A310-300																				
General Electric CF6-80C2A2	238,00 kN	2		81.205	150.000	164.000	1985					2					1			10
General Electric CF6-80A3 turbofans	222,40 kN	2		81.205	150.000	164.000						2					1			10
General Electric CF6-80C2A8	262,40 kN	2		81.205	150.000	164.000						2					1			10
Pratt & Whitney JT9D-7R4D1	213,50 kN	2			150.000	164.000						2					1			10
Pratt & Whitney PW-4152	231,20 kN	2			150.000	164.000						2					1			10
Pratt & Whitney PW-4156	249,10 kN	2			150.000	164.000						2					1			10
Airbus A318																				
Pratt & Whitney PW-6000	96,00 kN	2		38.375	59.000	68.000	2002		2								1			6
CFM International CF56-5 turbofans	105,90 kN	2		38.375	59.000	68.000			2								1			6
Airbus A319																				
CFM International CFM56-5A turbofans	98,00 kN	2		39.884	64.000	75.500	1995		2								1			6
International Aero Engines IAE V2500-A5	104,00 kN	2		39.884	64.000	75.500			2								1			6
Airbus A319CJ																				
International Aero Engines IAE V2527M-A5	118,00 kN	2		58.515	75.500		1999		2								1			6
CFM International CFM56 turbofans	118,00 kN	2		58.515	75.500				2								1			6
Airbus A320-200																				
CFM International CFM56-5A1 turbofans	111,20 - 120,10 kN	2		42.175	73.500	77.000	1987		2								1			6
CFM56-5A3	118,00 kN	2		42.175	73.500	77.000			2								1			6
CFM56-5B4	120,00 kN			42.175	73.500	77.000			2								1			6
International Aero Engines IAE V2500-A1	113,40 kN	2		42.220	73.500	75.500			2								1			6
International Aero Engines IAE V2572-A5	117,90 kN	2		42.220	73.500	75.500			2								1			6
Airbus A321-100																				
International Aero Engines IAE V2530-A5	133,40 kN	2		47.776	83.000		1993		2								1			6
CFM International CFM-56-5B1 turbofans	133,40 kN	2		47.900	85.000				2								1			6
CFM International CFM-56-5B2	139,70 kN	2		47.900	85.000				2								1			6
Airbus A321-200																				
International Aero Engines IAE V2530-A5	133,40 kN	2					1996		2								1			6
CFM International CFM-56-5B1 turbofans	133,40 kN	2		48.024	89.000				2								1			6
CFM International CFM-56-5B2	139,70 kN	2		48.024	89.000				2								1			6
CFM International CFM-56-5B3	142,30 kN	2		48.024	89.000				2								1			6
International Aero Engines IAE V2533-A5	146,80 kN	2		48.139	93.000				2								1			6

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																				
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke												
Triebwerke				[kg]				Hauptfahrwerk							Nebenfahrw.					
Typ	Leistung	Anzahl		min	max			Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn	Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Anzahl der Räder gesamt
				standard	optional															
Airbus A330-200																				
General Electric CF6-80E1A2	300,30 kN	2		120.150	230.000	233.000	1997					2					1		10	
Pratt & Whitney PW-4164	286,70 kN	2		120.750	230.000	233.000						2					1		10	
Pratt & Whitney PW-4168	286,70 kN	2		120.750	230.000	233.000						2					1		10	
RollsRoyce Trent 768	302,50 kN	2		120.250	230.000	233.000						2					1		10	
RollsRoyce Trent 772	302,50 kN	2		120.250	230.000	233.000						2					1		10	
Airbus A330-300																				
General Electric CF6-80E1A2	300,30 kN	2		121.870	212.000		1992					2					1		10	
Pratt & Whitney PW-4164	284,70 kN	2		122.460	212.000							2					1		10	
Pratt & Whitney PW-4168	284,70 kN	2		122.460	212.000							2					1		10	
RollsRoyce Trent 768	304,60 kN	2		121.970	212.000							2					1		10	
RollsRoyce Trent 772	304,60 kN	2		121.970	212.000							2					1		10	
Airbus A330 Long Range																				
Pratt & Whitney PW-4164	284,70 kN	2		122.780	217.000							2					1		10	
Pratt & Whitney PW-4168	284,70 kN	2		122.780	217.000							2					1		10	
Pratt & Whitney PW-4173	324,00 kN	2		122.780	217.000							2					1		10	
RollsRoyce Trent 768	304,60 kN	2		122.300	217.000							2					1		10	
RollsRoyce Trent 772	304,60 kN	2		122.300	217.000							2					1		10	
Airbus A340-200																				
CFM International CFM56-5C	138,80 kN	4		126.000	260.000		1991		1			2					1		12	
CFM International CFM56-5C3 turbofans	145,00 kN	4		126.000	260.000				1			2					1		12	
Airbus A340-300																				
CFM International CFM56-5C	138,80 kN	4		129.800	260.000		1992		1			2					1		12	
CFM International CFM56-5C3 turbofans	145,00 kN	4		129.800	260.000				1			2					1		12	
Airbus A340-300E																				
CFM International CFM56-5C	138,80 kN	4		129.300	271.000	275.000	1996		1			2					1		12	
CFM International CFM56-5C3 turbofans	145,00 kN	4		130.200	271.000	275.000			1			2					1		12	
Airbus A340-500																				
RollsRoyce Trent 553 turbofans	236,00 kN	4		170.400	365.000		2002					3					1		14	
Airbus A340-600																				
RollsRoyce Trent 556 turbofans	249,00 kN	4		177.000	365.000		2001					3					1		14	

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																			
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke											
Triebwerke				[kg]				Hauptfahrwerk							Nebenfahrw.				
Typ	Leistung	Anzahl		min	max			Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sport	Einzelrad	Doppelradfahrwerk
				standard	optional	Anzahl der Räder gesamt													
Airbus A380-800																			
RollsRoyce Trent 900	311,00 - 374,00 kN	4		277.000	560.000		2005					2	2				1		22
Engine Alliance (General Ectric-Pratt & Whitney) GP-7200 turbofans	363,00 kN	4		277.000	560.000							2	2				1		22
Airbus A380-800F																			
RollsRoyce Trent 900	311,00 - 374,00 kN	4		252.000	590.000		noch nicht lieferbar					2	2				1		22
Engine Alliance (General Ectric-Pratt & Whitney) GP-7200 turbofans	363,00 kN	4		252.000	590.000							2	2				1		22
Boeing B707-120B																			
Pratt & Whitney JT3D-1 turbofans	75,60 kN	4		55.589	116.575		1957					2					1		10
Boeing B707-320B																			
JT3D-3	80,00 kN	4		66.406	151.315		1959					2					1		10
JT3D-7	84,40 kN	4		66.406	151.315							2					1		10
Boeing B717-200BGW																			
RollsRoyce BR715-A1-30 turbofans	82,30 kN	2		31.674	49.940		1998		2								1		6
Boeing B717-200HGW																			
RollsRoyce BR715-A1-30 turbofans	82,30 kN	2		32.110	54.885				2								1		6
RollsRoyce BR715	89,60 kN	2		32.110	54.885				2								1		6
RollsRoyce BR715	93,40 kN	2		32.110	54.885				2								1		6
Boeing B720B																			
Pratt & Whitney JT3D1 turbofans	75,60 kN	4		51.203	106.140		1959					2					1		10
Pratt & Whitney JT3D3	80,00 kN	4		51.203	106.140							2					1		10
Boeing B727-100																			
Pratt & Whitney JT8D7 turbofans	62,30 kN	3		36.560	72.570		1963		2								1		6
Boeing B727-200																			
Pratt & Whitney JT8D9 turbofans	64,50 kN	3		45.360	95.030				2								1		6
Pratt & Whitney JT8D11	67,20 kN	3		45.360	95.030				2								1		6
Pratt & Whitney JT8D15	68,90 kN	3		45.360	95.030				2								1		6
Pratt & Whitney JT8D17	71,10 kN	3		45.360	95.030				2								1		6
Pratt & Whitney JT8D17R	77,30 kN	3		45.360	95.030				2								1		6
Boeing B737-100																			
Pratt & Whitney JT8D7 turbofans	62,30 kN	2		25.878	49.940		1967		2								1		6

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																				
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke												
Triebwerke				[kg]				Hauptfahrwerk							Nebenfahrw.			Anzahl der Räder gesamt		
Typ	Leistung	Anzahl		min	max			Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn		Einzelrad Doppelradfahrwerk	
					standard	optional														
Boeing B737-200																				
Pratt & Whitney JT8D9A	64,50 kN	2		27.448	52.390	58.740	1967		2								1			6
Pratt & Whitney JT8D15	68,90 kN	2		27.448	52.390	58.740			2								1			6
Pratt & Whitney JT8D17	71,20 kN	2		27.448	52.390	58.740			2								1			6
Pratt & Whitney JT8D17R	77,40 kN	2		27.448	52.390	58.740			2								1			6
Boeing B737-300																				
CFM International CFM563B1	89,00 kN	2		32.881	56.740	62.823	1984		2								1			6
CFM International CFM563B2	97,90 kN	2		32.881	56.740	62.823			2								1			6
Boeing B737-400																				
CFM International CFM563B2	97,90 kN	2		34.564	62.820	68.040	1988		2								1			6
CFM International CFM563C1	104,50 kN	2		34.564	62.820	68.040			2								1			6
Boeing B737-500																				
CFM International CFM563B1	82,30 kN	2		31.983	52.390	60.555	1989		2								1			6
CFM International CFM563C1	89,00 kN	2		31.983	52.390	60.555			2								1			6
Boeing B737-600																				
CFM International CFM567B18	86,70 kN	2		37.104	56.245	65.090	1998		2								1			6
CFM International CFM567B22	101,00 kN	2		37.104	56.245	65.090			2								1			6
Boeing B737-700																				
CFM International CFM567B20	91,60 kN	2		38.147	60.330	70.080	1996		2								1			6
CFM International CFM567B24	101,00 kN	2		38.147	60.330	70.080			2								1			6
Boeing B737-700/800 BBJ																				
CFM International CFM567 turbofans	117,40 kN	2		42.895	77.560		1998		2								1			6
Boeing B737-700/800 BBJ2																				
CFM International CFM567 turbofans	117,40 kN	2		45.730	79.015		2001		2								1			6
Boeing B737-800																				
CFM International CFM567B24	107,60 kN	2		41.145	70.535	79.015	1997		2								1			6
CFM International CFM567B27	121,40 kN	2		41.145	70.535	79.015			2								1			6
Boeing B737-900																				
CFM International CFM567B26	117,00 kN	2		42.493	74.840	79.015	2000		2								1			6
CFM International CFM567B27	121,40 kN	2		42.493	74.840	79.015			2								1			6
Boeing B747-100																				
Pratt & Whitney JT9D7A turbofans	208,90 kN	4		162.386	340.195		1969					4					1			18
Pratt & Whitney JT9D7F	215,10 kN	4										4					1			18
General Electric CF645A2	206,80 kN	4										4					1			18

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																			
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke											
Triebwerke				[kg]				Hauptfahrwerk					Nebenfahrw.			Anzahl der Räder gesamt			
Typ	Leistung	Anzahl		min	max			Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie		Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn	Doppelradfahrwerk
				standard	optional														
Boeing B747-100SR																			
Pratt & Whitney JT9D7A turbofans	208,90 kN	4		162.430	272.155						4					1		18	
Pratt & Whitney JT9D7F	215,10 kN	4									4					1		18	
General Electric CF645A2	206,80 kN	4									4					1		18	
Boeing B747-200																			
Pratt & Whitney JT9D7R4G2	243,50 kN	4		169.960	377.840	1970					4					1		18	
General Electric CF650E2	233,50 kN	4		172.730	377.840						4					1		18	
RollsRoyce RB211524D4	236,20 kN	4		174.000	377.840						4					1		18	
Boeing B747-200F																			
Pratt & Whitney JT9D7R4G2	243,50 kN	4		155.220	377.840						4					1		18	
General Electric CF650E2	233,50 kN	4									4					1		18	
RollsRoyce RB211524D4	236,20 kN	4									4					1		18	
Boeing B747-300																			
Pratt & Whitney JT9D7R4G2 turbofans	243,50 kN	4		174.134	351.535	1982					4					1		18	
RollsRoyce RB211524D4	236,30 kN	4		178.171	371.945						4					1		18	
General Electric CF650E2	233,50 kN	4		175.721	356.070						4					1		18	
General Electric CF680C2B1	252,20 kN	4		176.901	362.875						4					1		18	
Boeing B747-400																			
Pratt & Whitney PW4056 turbofans	252,40 kN	4		180.755	362.875	396.895	1988					4				1		18	
Pratt & Whitney PW4060	266,90 kN	4		180.755	362.875	396.895						4				1		18	
Pratt & Whitney PW4062	275,80 kN	4		180.755	362.875	396.895						4				1		18	
General Electric CF680C2B1	252,40 kN	4		180.755	362.875	396.895						4				1		18	
General Electric CF680C2B1F1	273,60 kN	4		180.755	362.875	396.895						4				1		18	
General Electric CF680C2B7F	273,60 kN	4		180.755	362.875	396.895						4				1		18	
RollsRoyce RB211524G	258,00 kN	4		181.755	362.875	396.895						4				1		18	
RollsRoyce RB211524H	258,00 kN	4		181.755	362.875	396.895						4				1		18	
RollsRoyce RB211524G/H-T	262,40 - 266,90 kN	4		181.755	362.875	396.895						4				1		18	

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																		
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke										
Triebwerke				[kg]				Hauptfahrwerk					Nebenfahrw.			Anzahl der Räder gesamt		
Typ	Leistung	Anzahl		min	max			Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie		Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn
					standard	optional												
Boeing B747-400ER																		
Pratt & Whitney PW4056 turbofans	252,40 kN	4			412.770		2002					4				1		18
Pratt & Whitney PW4060	266,90 kN	4			412.770							4				1		18
Pratt & Whitney PW4062	275,80 kN	4			412.770							4				1		18
General Electric CF680C2B1	252,40 kN	4			412.770							4				1		18
General Electric CF680C2B1F1	273,60 kN	4			412.770							4				1		18
General Electric CF680C2B7F	273,60 kN	4			412.770							4				1		18
RollsRoyce RB211524G	258,00 kN	4			412.770							4				1		18
RollsRoyce RB211524H	258,00 kN	4			412.770							4				1		18
RollsRoyce RB211524G/H-T	262,40 - 266,90 kN	4			412.770							4				1		18
Boeing B747-400ERF																		
Pratt & Whitney PW4056 turbofans	252,40 kN	4			412.770							4				1		18
Pratt & Whitney PW4060	266,90 kN	4			412.770							4				1		18
Pratt & Whitney PW4062	275,80 kN	4			412.770							4				1		18
General Electric CF680C2B1	252,40 kN	4			412.770							4				1		18
General Electric CF680C2B1F1	273,60 kN	4			412.770							4				1		18
General Electric CF680C2B7F	273,60 kN	4			412.770							4				1		18
RollsRoyce RB211524G	258,00 kN	4			412.770							4				1		18
RollsRoyce RB211524H	258,00 kN	4			412.770							4				1		18
RollsRoyce RB211524G/H-T	262,40 - 266,90 kN	4			412.770							4				1		18
Boeing B747-SP																		
Pratt & Whitney JT9D7AW turbofans	218,40 kN	4	147.420	317.515		1975						4				1		18
RollsRoyce RB211524B	222,80 kN	4	147.420	317.515								4				1		18
RollsRoyce RB211524C	229,50 kN	4	147.420	317.515								4				1		18
General Electric CF645A2	206,80 kN	4	147.420	317.515								4				1		18
General Electric CF650E2-F	206,80 kN	4	147.420	317.515								4				1		18
Boeing B757-200																		
RollsRoyce RB211535C turbofans	166,40 kN	2	57.975	99.790	115.895	1982						2				1		10
RollsRoyce RB211535E4	178,80 kN	2	57.975	99.790	115.895							2				1		10
RollsRoyce RB211535E4-B	193,50 kN	2	57.975	99.790	115.895							2				1		10
Pratt & Whitney PW2037	162,80 kN	2	57.840	99.790	115.895							2				1		10
Pratt & Whitney PW2040	178,40 kN	2	57.840	99.790	115.895							2				1		10
Pratt & Whitney PW2043	189,50 kN	2	57.840	99.790	115.895							2				1		10

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																			
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke											
Triebwerke				[kg]				Hauptfahrwerk					Nebenfahrw.						
Typ	Leistung	Anzahl		min	max			Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn	Doppelradfahrwerk	Anzahl der Räder gesamt
					standard	optional													
Boeing B757-300																			
RollsRoyce RB211535E4-B	191,70 kN	2		64.590	122.470		1998					2					1		10
Pratt & Whitney PW2043	195,10 kN	2		64.460	122.470							2					1		10
Boeing B767-200																			
Pratt & Whitney JT9D7R4D turbofans	213,50 kN	2		74.752	136.078	142.881	1981					2					1		10
Pratt & Whitney PW4050	222,40 kN	2			136.078	142.881						2					1		10
General Electric CF680C2B2	233,50 kN	2		76.476	136.078	142.881						2					1		10
Boeing B767-200ER																			
Pratt & Whitney PW4050	222,40 kN	2		84.415	175.540		1984					2					1		10
Pratt & Whitney PW4052	231,00 kN	2			175.540							2					1		10
Pratt & Whitney PW4056	252,40 kN	2		76.566	175.540							2					1		10
General Electric CF680C2B4F	257,70 kN	2		84.370	175.540							2					1		10
Boeing B767-300																			
Pratt & Whitney JT9D7R4	213,50 kN	2			159.210		1986					2					1		10
Pratt & Whitney JT9D7R4E	222,40 kN	2			159.210							2					1		10
Pratt & Whitney PW4050	222,40 kN	2		87.125	159.210							2					1		10
Pratt & Whitney PW4052	233,50 kN	2			159.210							2					1		10
General Electric CF680A	213,50 kN	2			159.210							2					1		10
General Electric CF680A2	213,50 kN	2			159.210							2					1		10
General Electric CF680C2B2	231,30 kN	2		86.955	159.210							2					1		10
General Electric CF680C2B4F	257,50 kN	2			159.210							2					1		10
RollsRoyce RB211524G	269,90 kN	2			159.210							2					1		10

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																				
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke												
Triebwerke				[kg]		Hauptfahrwerk						Nebenfahrw.								
Typ	Leistung	Anzahl		min	max			Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn	Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Anzahl der Räder gesamt
					standard	optional														
Boeing B767-300ER																				
Pratt & Whitney JT9D7R4	213,50 kN	2			181.890		1986					2					1		10	
Pratt & Whitney JT9D7R4E	222,40 kN	2			181.890							2					1		10	
Pratt & Whitney PW4050	222,40 kN	2			181.890							2					1		10	
Pratt & Whitney PW4052	233,50 kN	2			181.890							2					1		10	
General Electric CF680A	213,50 kN	2			175.540							2					1		10	
General Electric CF680A2	213,50 kN	2			175.540							2					1		10	
General Electric CF680C2B2	231,30 kN	2			175.540							2					1		10	
General Electric CF680C2B4F	257,50 kN	2		90.175	175.540							2					1		10	
RollsRoyce RB211524G	269,90 kN	2										2					1		10	
Pratt & Whitney PW4056	252,40 kN	2			181.890							2					1		10	
General Electric CF680C2B6	266,90 kN	2			175.540							2					1		10	
Pratt & Whitney PW4060	60,000 lbs MTO	2		90.535	181.890							2					1		10	
Boeing B767-400																				
Pratt & Whitney PW4062 turbofans	281,60 kN	2		103.145	204.120		1999					2					1		10	
General Electric CF680C2B7F1	276,20 kN	2			204.120							2					1		10	
General Electric CF680C2B8F	282,50 kN	2		103.100	204.120							2					1		10	
Boeing B777-200																				
Pratt & Whitney PW4074 turbofans	329,00 kN	2		139.025	229.520	247.210	1994					2					1		14	
General Electric GE9075B	334,00 kN	2		139.025	229.520	247.210						2					1		14	
RollsRoyce Trent 875	334,00 kN	2		139.025	229.520	247.210						2					1		14	
Boeing B777-200 247 tonne MTOW version																				
Pratt & Whitney PW4077	345,00 kN	2										2					1		14	
General Electric GE9076B	338,00 kN	2										2					1		14	
RollsRoyce Trent 877	345,00 kN	2										2					1		14	
Boeing B777-200ER																				
Pratt & Whitney PW4084	374,00 kN	2		142.430	263.085	286.897	1996					2					1		14	
General Electric GE9085B	378,00 kN	2			263.085	286.897						2					1		14	
RollsRoyce Trent 884	373,00 kN	2			263.085	286.897						2					1		14	
Pratt & Whitney PW4090	400,00 kN	2		143.015	263.085	286.897						2					1		14	
General Electric GE9090B1	400,00 kN	2		143.015	263.085	286.897						2					1		14	
RollsRoyce Trent 890	400,00 kN	2		143.015	263.085	286.897						2					1		14	
General Electric GE9092B	409,00 kN	2			263.085	286.897						2					1		14	

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																				
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen				Jungfernflug	Fahrwerke											
Triebwerke				[kg]					Hauptfahrwerk						Nebenfahrw.					
Typ	Leistung	Anzahl		min	max				Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn	Doppelradfahrwerk	Anzahl der Räder gesamt
					standard	optional														
Boeing B777-200LR																				
General Electric GE90110B1	489,00 kN	2		341.105	noch nicht lieferbar								2				1		14	
Boeing B777-300																				
Pratt & Whitney PW4090 turbofans	400,00 kN	2		160.120	263.080	299.380	1997						2				1		14	
Pratt & Whitney PW4098	436,00 kN	2		160.120	263.080	299.380							2				1		14	
RollsRoyce Trent 892	409,00 kN	2		160.120	263.080	299.380							2				1		14	
General Electric GE9092B	409,00 kN	2		160.120	263.080	299.380							2				1		14	
Boeing B777-300ER																				
General Electric GE90115B	512,00 kN	2		160.120	263.080	299.380	2003						2				1		14	
Douglas DC-3																				
Pratt & Whitney R1830S1C3G Twin Wasp	895,00 kW	2		8.030	12.700		1935	2									1		3	
Wright SGR1820 Cyclone nine cylinder	895,00 kW	2		8.030	12.700			2									1		3	
Douglas DC-4																				
Pratt & Whitney R20002SDBG Twin Wasp	1.080,00 kW	4		19.460	33.112		1942		2							1			5	
Douglas DC-6																				
Pratt & Whitney Double Wasp R2800CA15	1.340,00 kW	4		23.840	44.129		1946		2							1			5	
Douglas DC-6B																				
Pratt & Whitney Double Wasp R2800CB17	1.685,00 kW	4		25.110	48.534		1947		2							1			5	
Douglas DC-7F																				
Wright R3350EA1 or EA4 Turbo Compound	2.535,00 kW	4		30.030	57.153		1959		2							1			5	
Douglas DC-7C																				
Wright R3350EA1 or EA4 Turbo Compound	2.535,00 kW	4		36.287	64.865		1956		2							1			5	
Douglas (DC-8 Series 10 to 50) DC-8 Series 50																				
Pratt & Whitney JT3D3 turbofans	80,10 kN	4		60.020	147.415		1959					2					1		10	
Douglas (DC-8 Super 60 & 70 Series) DC-8-61																				
Pratt & Whitney JT3D3B turbofans	80,10 kN	4		67.538	147.415		1966					2					1		10	
Douglas DC-8-62																				
Pratt & Whitney JT3D7	84,50 kN	4		64.366	151.950		1966					2					1		10	
Douglas DC-8-63																				
Pratt & Whitney JT3D7	84,50 kN	4		69.739	158.760		1967					2					1		10	
Douglas DC-8-70																				
CFM International CFM562C5	97,90 kN	4					1981					2					1		10	

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																			
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke											
Triebwerke				[kg]		Hauptfahrwerk							Nebenfahrw.						
Typ	Leistung	Anzahl		min	max	Einzelrad		Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn	Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Anzahl der Räder gesamt
				standard	optional														
Douglas DC-8-73																			
				75.500	162.025						2					1		10	
McDonnell Douglas DC-10-10 & Boeing MD-10																			
General Electric CF66D turbofans	178,00 kN	3				1970		1			2					1		12	
General Electric CF66D1	182,40 kN	3						1			2					1		12	
McDonnell Douglas DC-10-30																			
General Electric CF650A	218,00 kN	3	121.198	263.085				1			2					1		12	
General Electric CF650C	226,90 kN	3	121.198	263.085				1			2					1		12	
General Electric CF650C1	233,50 kN	3	121.198	263.085				1			2					1		12	
General Electric CF650C2	233,50 kN	3	121.198	263.085				1			2					1		12	
General Electric CF650C2B	240,20 kN	3	121.198	263.085				1			2					1		12	
McDonnell Douglas DC-10-40																			
Pratt & Whitney JT9D20	219,60 kN	3	122.951	259.450				1			2					1		12	
Pratt & Whitney JT9D59A	235,80 kN	3	122.951	259.450				1			2					1		12	
McDonnell Douglas DC-9-10																			
Pratt & Whitney JT8D5 turbofans	54,50 kN	2	22.635	41.140		1965		2								1		6	
McDonnell Douglas DC-9-20																			
		2						2								1		6	
McDonnell Douglas DC-9-30																			
Pratt & Whitney JT8D9	64,50 kN	2	25.940	54.885				2								1		6	
Pratt & Whitney JT8D11	66,70 kN	2	25.940	54.885				2								1		6	
Pratt & Whitney JT8D17	71,20 kN	2	25.940	54.885				2								1		6	
McDonnell Douglas DC-9-40																			
Pratt & Whitney JT8D9 turbofans	64,50 kN	2	26.612	54.885		1967		2								1		6	
Pratt & Whitney JT8D11	66,70 kN	2	26.612	54.885				2								1		6	
Pratt & Whitney JT8D15	69,00 kN	2	26.612	54.885				2								1		6	
Pratt & Whitney JT8D17	71,20 kN	2	26.612	54.885				2								1		6	
McDonnell Douglas DC-9-50																			
Pratt & Whitney JT8D15	69,00 kN	2	28.068	54.885		1973		2								1		6	
Pratt & Whitney JT8D17	71,20 kN	2	28.068	54.885				2								1		6	

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																			
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke											
Triebwerke				[kg]				Hauptfahrwerk							Nebenfahrw.				
Typ	Leistung	Anzahl		min	max			Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn	Doppelradfahrwerk	Anzahl der Räder gesamt
					standard	optional													
McDonnell Douglas MD-11																			
Pratt & Whitney PW4460	266,90 kN	3					1990		1			2					1		12
Pratt & Whitney PW4462	276,00 kN	3							1			2					1		12
General Electric CF680C2D1F turbofans	273,60 kN	3	130.165	273.314	285.990			1			2						1		12
McDonnell Douglas MD-11F																			
Pratt & Whitney PW4460	266,90 kN	3					2001		1			2					1		12
Pratt & Whitney PW4462	276,00 kN	3							1			2					1		12
General Electric CF680C2D1F turbofans	273,60 kN	3	113.920	273.314	285.990			1			2						1		12
McDonnell Douglas MD-11C																			
Pratt & Whitney PW4460	266,90 kN	3							1			2					1		12
Pratt & Whitney PW4462	276,00 kN	3							1			2					1		12
General Electric CF680C2D1F turbofans	273,60 kN	3	131.035	283.700				1			2						1		12
McDonnell Douglas MD-11CF																			
Pratt & Whitney PW4460	266,90 kN	3							1			2					1		12
Pratt & Whitney PW4462	276,00 kN	3							1			2					1		12
General Electric CF680C2D1F turbofans	273,60 kN	3	131.525	283.700				1			2						1		12
McDonnell Douglas MD-11ER																			
Pratt & Whitney PW4460	266,90 kN	3					1996		1			2					1		12
Pratt & Whitney PW4462	276,00 kN	3							1			2					1		12
General Electric CF680C2D1F turbofans	273,60 kN	3			285.989			1			2						1		12
McDonnell Douglas MD-81																			
Pratt & Whitney JT8D209 turbofans	82,30 kN	2	35.329	63.505	67.810	1979		2									1		6
McDonnell Douglas MD-82																			
		2							2								1		6
McDonnell Douglas MD-83																			
		2							2								1		6
McDonnell Douglas MD-88																			
Pratt & Whitney JT8D219 turbofans	93,40 kN	2	35.369	67.810		1987		2									1		6
McDonnell Douglas MD-87																			
Pratt & Whitney JT8D217C	68,90 kN	2	33.237	63.505	67.810			2									1		6
Pratt & Whitney JT8D200	68,90 kN	2	33.237	63.505	67.810			2									1		6
McDonnell Douglas MD-90-30																			
International Aero Engines V2525D5	111,20 kN	2	39.915	70.760		1993		2									1		6

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																			
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke											
Triebwerke				[kg]		Hauptfahrwerk						Nebenfahrw.							
Typ	Leistung	Anzahl		min	max	Einzelrad		Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn	Einzelrad Doppelradfahrwerk	Anzahl der Räder gesamt	
				standard	optional														
McDonnell Douglas MD-90-55																			
International Aero Engines V2528D5	124,50 kN	2		41.685	78.245		2								1			6	
Fokker 100																			
RollsRoyce Tay Mk 62015	61,60 kN	2		24.375	43.090	1986	2								1			6	
RollsRoyce Tay Mk 62015 turbofans	67,20 kN	2		24.375	43.090		2								1			6	
Fokker 50-100																			
Pratt & Whitney Canada PW125B	1.864,00 kW	2		12.520	19.950 20.820	1985	2								1			6	
Fokker 50-300																			
Pratt & Whitney Canada PW127B	2.050,00 kW	2		12.520	19.950 20.820	1990	2								1			6	
Fokker 70																			
RollsRoyce Tay Mk 620 turbofans	61,60 kN	2		22.673	36.740 41.730	1993	2								1			6	
Fokker F-27 & Fairchild F-27 & FH-227																			
RollsRoyce Dart Mk 5367R turboprops	1.730,00 kW	2		12.684	20.410	1955	2								1			6	
RollsRoyce Dart Mk 5327	1.715,00 kW	2		10.398	20.639		2								1			6	
Fokker F-28 Fellowship 3000																			
RollsRoyce RB1832 Spey Mk 55515P turbofans	44,00 kN	2		16.965	33.110	1967	2								1			6	
Fokker F-28 Fellowship 4000																			
RollsRoyce RB1832 Spey Mk 55515P turbofans	44,00 kN	2		17.645	33.110		2								1			6	
Tupolev Tu-134																			
Soloviev D30 turbofans	64,50 kN	2		27.500	44.500	1962					2				1			10	
Tupolev Tu-134A																			
Soloviev D30 Series	66,70 kN	2		29.050	47.000						2				1			10	
Tupolev Tu-154																			
Kuznetsov NK-82 turbofans	93,20 kN	3		43.500	90.000	1968					2				1			14	
Tupolev Tu-154M																			
Aviadvigatel (Soloviev) D-30KU-154-II turbofans	103,60 kN	3		55.300	100.000	1982					2				1			14	
Tupolev Tu-204																			
Aviadvigatel PS90A turbofans	158,30 kN	2		58.300	94.600	1989					2				1			10	
Tupolev Tu-204120																			
RollsRoyce RB211535E4	191,70 kN	2		59.000	110.750	1992					2				1			10	
RollsRoyce RB211535F5	191,70 kN	2		59.000	110.750						2				1			10	
Tupolev Tu-214																			
											2				1			10	

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																					
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke													
Triebwerke				[kg]		Hauptfahrwerk						Nebenfahrw.									
Typ	Leistung	Anzahl		min	max	Einzelrad		Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn	Einzelrad	Doppelradfahrwerk	Anzahl der Räder gesamt		
				standard	optional																
Tupolev Tu-224													2					1			10
Tupolev Tu-234													2					1			10
Tupolev Tu-334100																					
ZMKB Progress D436T1 turbofans	73,60 kW	2		30.050	46.100	1995		2									1			6	
Tupolev Tu-334100D																					
ZMKB Progress D436T2	80,50 kW	2		34.375	54.420			2									1			6	
Tupolev Tu-354										2							1			6	
Ilyushin Il-103																					
Teledyne Continental IO360ES2B	157,00 kW	1		900	1.285	1993	2									1				3	
Ilyushin Il-114																					
Klimov TV7117S turboprops	1.840,00 kW	2		15.000	23.500	1990		2								1				6	
Ilyushin Il-14M																					
Shvetsov ASh-82T	1.415,00 kW	2		12.600	17.500	1954		2								1				5	
Ilyushin Il-18D																					
Ivchenko AI20M turboprops	3.170,00 kW	4		35.000	64.000	1957		2								1				6	
Ilyushin Il-62																					
Kuznetsov NK84 turbofans	103,00 kW	4		69.400	162.200	1967						2					1			10	
Ilyushin Il-62D																					
												2					1			10	
Ilyushin Il-62M																					
Soloviev D30KU turbofans	107,90 kW	4		71.500	165.500	1971						2					1			10	
Ilyushin Il-76																					
Aviadvigatel (Soloviev) D30KP turbofans	117,70 kW	4				1871			4								2			20	
Ilyushin Il-76T																					
				170.000					4								2			20	
Ilyushin Il-76TD																					
				190.000					4								2			20	
Ilyushin Il-76MF																					
Aviadvigatel PS90AN	156,90 kW	4		101.000	200.000	1995			4								2			20	

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge																			
Flugzeughersteller und Type				Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke											
Triebwerke				[kg]		Hauptfahrwerk						Nebenfahrw.							
Typ	Leistung	Anzahl		min	max	Einzelrad		Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn	Doppelradfahrwerk	Anzahl der Räder gesamt	
				standard	optional														
Ilyushin Il-86																			
KKBM (Kuznetsov) NK86 turbofans	127,50 kW	4			208.000					3					1			14	
Ilyushin Il-96-300																			
Aviadvigatel (Soloviev) PS-90A turbofans	160,00 kW	4		121.500	250.000					3					1			14	
Ilyushin Il-96M & Il-96T																			
Pratt & Whitney PW2337 turbofans	164,60 kW	4		132.400	270.000					3					1			14	
Antonov An-12																			
Ivchenko AI-20K turboprops	2.490,00 kW	4		28.000	61.000					2					1			10	
Antonov Shaanxi Y-8A																			
Zhuzhou WJ-6 turboprops	3.170,00 kW	4		35.490	61.000					2					1			10	
Antonov An-124 Ruslan																			
ZMKB Progress (Lotarev) D18T turbofans	229,50 kW	4		175.000	405.000							2			2			24	
Antonov An-140																			
Motor-Sich AI-30 Series 1 turboprops	1.839,00 kW	2			19.150			2							1			6	
Pratt & Whitney Canada PW127A turboprops	1.864,00 kW	2						2							1			6	
Antonov An-140-100																			
				12.810	21.500			2							1			6	
Antonov An-22 Antheus																			
Kuznetsov (now Kuibyshev) NK12MA turboprops	11.185,00 kW	4		114.000	250.000						2				1			14	
Antonov An-225 Mriya																			
Progress-D-18T		6			600.000								2		2			32	
Antonov An-24V																			
Ivchenko (Progress) AI-24A turboprops	1.887,00 kW	2		13.300	21.000			2							1			6	
Antonov An-26																			
Ivchenko (Progress) AI-24VT turboprops	2.130,00 kW	2						2							1			6	
Antonov An-30																			
Ivchenko (Progress) AI-24VT turboprops	2.130,00 kW	2						2							1			6	
Antonov An-32																			
						1976		2							1			6	
Antonov Xian Y-7																			
Wongan WJ-5A I turboprops	2.080,00 kW	2		14.900	21.800			2							1			6	
Antonov An-38-100																			
Honeywell TPE331 - 14GR-801E turboprops	1.118,00 kW	2		5.300	9.500		2								1			3	

Fahrwerke der wichtigsten handelsüblichen Großflugzeuge															
Flugzeughersteller und Type			Flugzeugmassen			Jungfernflug	Fahrwerke								
Triebwerke			[kg]		Hauptfahrwerk				Nebenfahrw.						
Type	Leistung	Anzahl	min	max	Einzelrad		Doppelradfahrwerk	Vierfachradfahrwerk	Tandemradfahrwerk	Doppeltandemradfwk	3 Doppelräder in Serie	5 Doppelräder in Serie	7 Doppelräder in Serie	Einzelrad Bug	Doppelradfahrwerk Sporn
Antonov An-38-200															
Omsk TVD-20 turboprops	1.030,00 kW	2		9.930	2001	2							1		3
Antonov An-72/74															
ZMBK Progress D36 turbopfans	63,70 kW	2	19.050	34.500	1977				2				1		6

ANHANG C: ACN-WERTE DER WICHTIGSTEN HANDELSÜBLICHEN GROSSFLUGZEUGE

Tabelle 29 ACN-Werte der wichtigsten Flugzeuge weltweit (http://www.tc.gc.ca/CivilAviation/International/Technical/Pavement/Downloads/ACN_Table_e.pdf)

Flugzeug Hersteller/Typ	Gewicht Max/Min [kN]	Reifeninnen- druck [Mpa]	Flexible Aufbauten CBR [%]				Starre Aufbauten k [Mpa/m]			
			hoch	mittel	gering	s.gering	hoch	mittel	gering	s.gering
			A 15	B 10	C 6	D 3	A 150	B 80	C 40	D 20
A300-B, B2	1353	1.16	39	44	54	69	35	43	51	58
	840		21	23	27	36	19	22	26	31
A300-B4-200	1627	1.28	50	56	69	86	46	56	66	75
	1236		35	38	46	60	32	38	45	51
A300-B4-200 (Optional Bogie)	1627	1.16	46	52	64	82	41	49	59	68
	1236		33	36	42	56	28	33	40	47
A300-B4-600R	1693	1.35	54	61	74	92	51	61	71	80
	1275		37	41	49	64	34	41	48	55
A300-B4-600R (Optional Bogie)	1693	1.21	50	56	69	88	44	54	64	74
	1275		35	38	45	60	30	36	43	50
A300-C4	1627	1.24	48	55	67	85	44	53	63	72
	1216		33	36	43	57	30	35	42	48
A310-200, 200C	1509	1.46	45	50	61	77	43	51	59	67
	800		20	21	24	32	19	21	25	29
A310-300 (Configuration 1)	1480	1.19	44	49	61	77	40	48	57	65
	1108		30	33	39	52	27	32	38	44
A310-300 (Configuration 2)	1549	1.48	48	54	65	82	46	55	64	72
	1118		31	34	40	53	30	35	41	47
A310-300 (Configuration 3)	1617	1.29	50	57	69	86	47	56	66	75
	1118		31	34	40	53	28	33	39	45
A310-322 SR, BB	1500	1.45	44	49	60	77	42	50	59	67
	1064		29	31	36	48	27	31	37	42
A310-324	1540	1.24	45	51	62	79	41	50	59	67
	800		20	21	24	32	18	20	24	28
A310-325	1608	1.38	48	54	66	84	46	55	64	73
	1100		30	32	38	50	27	32	38	44
A318-100	607	0.89	29	31	35	41	31	34	36	38
	382		17	18	20	23	18	19	21	22
A319-100 (Configuration 1)	632	0.89	30	32	36	42	31	34	37	39
	382		16	18	19	23	17	19	20	22
A319-100 (Configuration 2)	690	1.07	34	36	40	46	37	40	42	44
	382		18	18	19	22	18	20	21	22
A319-100 (Configuration 3)	744	1.38	39	40	44	50	44	46	48	50
	382		18	18	20	22	20	21	22	23
A320-100	667	1.21	35	36	40	46	38	41	43	45
	390		19	19	21	24	20	22	23	24
A320-200 (Configuration 1)	725	1.03	37	39	44	50	40	43	45	48
	402		19	19	21	25	20	21	23	24
A320-200 (Configuration 2)	744	1.14	39	40	45	51	42	45	48	50
	422		20	21	22	26	22	23	25	26
A320-200 (Configuration 3)	759	1.44	41	42	47	53	46	49	51	53
	441		22	22	24	28	24	26	27	28
A320-200 (Optional Bogie)	725	1.22	20	22	26	35	19	23	27	31
	402		10	10	11	15	9	10	12	14

Flugzeug Hersteller/Typ	Gewicht Max/Min [kN]	Reifeninnen- druck [Mpa]	Flexible Aufbauten CBR [%]				Starre Aufbauten k [Mpa/m]			
			hoch	mittel	gering	s.gering	hoch	mittel	gering	s.gering
			A 15	B 10	C 6	D 3	A 150	B 80	C 40	D 20
A320-212 (Optional 4-Wheel Bogie)	764	1.22	21	23	28	38	20	24	29	33
	490		12	13	15	20	11	13	16	18
A321-100 (Configuration 1)	769	1.28	42	44	49	55	47	50	52	54
	461		23	24	26	30	25	27	29	30
A321-100 (Configuration 2)	818	1.36	45	48	53	59	51	54	57	59
	461		23	24	26	30	26	28	29	31
A321-200	877	1.46	49	52	58	63	56	59	62	64
	461		23	24	26	30	26	28	29	31
A330-200 (Configuration 1)	2137	1.34	57	62	72	98	48	56	66	78
	1650		42	44	50	67	37	40	47	55
A330-200 (Configuration 2)	2264	1.42	62	67	78	106	53	61	73	85
	1650		42	45	50	67	37	41	47	55
A330-300 (Configuration 1)	2088	1.31	55	60	70	94	46	54	64	75
	1638		41	44	50	66	36	39	46	54
A330-300 (Configuration 2)	2137	1.33	57	61	71	96	47	55	65	77
	1657		41	44	50	66	36	40	46	54
A330-300 (Configuration 3)	2264	1.42	62	68	79	107	54	62	74	86
	1697		44	47	53	70	39	43	50	58
A340-200 (Configuration 1)	2559	1.32	56	61	71	96	47	55	65	76
	1657		33	35	39	50	31	32	36	42
A340-200 (Configuration 2)	2706	1.42	62	67	78	106	53	61	73	85
	1697		35	37	41	53	33	34	39	45
A340-300 (Configuration 1)	2559	1.32	56	61	70	96	47	54	65	76
	1706		37	39	44	57	33	35	41	47
A340-300 (Configuration 2)	2706	1.42	62	68	79	107	54	62	74	86
	1765		40	42	47	62	36	38	44	52
A340-500, 600	3590	1.42	70	76	90	121	60	70	83	97
	1750		29	31	34	42	29	28	32	37
A380-800 (6 Wheel Main Gear)	5514	1.47	56	62	75	106	55	67	88	110
	2758		23	25	28	36	26	27	31	38
A380-800 (4 Wheel Wing Gear)	5514	1.47	62	68	80	108	55	64	76	88
	2758		27	28	31	39	25	26	30	35
Antonov AN- 24	207	0.42	6	8	11	13	8	9	11	11
	130		4	5	6	7	5	5	6	7
Antonov AN-124-100	3844	1.03	51	60	77	107	35	48	73	100
	2000		20	23	27	40	17	18	23	32
Antonov AN-225	5884	1.13	63	75	95	132	45	61	89	125
	4500		41	48	62	88	30	39	55	75
ATR 42 (Aerospatiale)	182	0.72	9	10	11	13	10	11	12	12
	110		5	5	6	7	6	6	7	7
ATR 72 (Aerospatiale)	211	0.79	11	12	14	15	13	14	14	15
	125		6	6	7	8	7	7	8	8
Aurora (CP-140) (P-3 Orion)	600	1.31	35	38	42	44	41	43	45	46
	275		14	14	16	18	16	17	18	19
B-52 (Bomber)	2170	1.65	80	86	97	116	103	114	126	136
	1500		49	53	60	72	62	70	77	85
B1-B Bomber (Rockwell)	2123	1.65	77	87	102	121	77	89	102	113
	1400		43	47	57	72	43	50	57	65
B707-120, 120B	1150	1.17	32	35	42	55	28	34	40	47
	700		17	18	21	27	16	17	20	24
B707-320, 320B, 320C, 420	1484	1.24	45	51	62	78	42	50	59	67
	800		20	22	25	33	18	21	25	29
B717-100, 200, 300	543	1.10	32	34	38	40	36	38	39	41
	310		16	17	19	22	18	19	21	21
B720, 720B	1045	1.01	28	30	37	49	24	29	35	41
	700		17	18	21	28	15	17	20	24
B727-100, 100C	756	1.14	41	43	49	54	45	48	51	53
	450		23	23	25	30	24	26	28	29

Flugzeug Hersteller/Typ	Gewicht Max/Min [kN]	Reifeninnen- druck [Mpa]	Flexible Aufbauten CBR [%]				Starre Aufbauten k [Mpa/m]			
			hoch A 15	mittel B 10	gering C 6	s.gering D 3	hoch A 150	mittel B 80	gering C 40	s.gering D 20
B727-200	770 450	1.15	42 23	44 23	50 25	55 30	47 24	50 26	52 28	54 29
B727-200 (Advanced)	934 450	1.19	53 23	57 23	64 25	69 30	59 25	63 26	66 28	68 29
B727-200F (Advanced)	907 450	1.15	52 23	54 23	61 25	66 30	57 24	60 26	63 28	66 29
B737-100	445 260	1.02	23 12	23 12	26 14	30 16	25 13	26 14	28 15	29 16
B737-200, 200C, Advanced	572 300	1.26	31 15	32 15	37 16	41 19	35 16	37 18	39 19	41 19
B737-300	623 325	1.40	35 16	37 17	41 18	45 21	40 19	42 20	44 21	46 22
B737-400	670 350	1.28	38 18	40 18	45 20	49 23	43 20	45 21	47 22	49 23
B737-500	596 320	1.34	33 16	35 16	39 18	43 21	38 18	40 19	42 20	43 21
B737-600	645 357	1.30	35 18	36 18	40 19	45 22	39 19	41 21	44 22	45 23
B737-700	690 370	1.39	38 18	40 19	44 20	49 23	43 21	46 22	48 23	50 24
B737-800	777 406	1.47	44 21	46 21	51 23	56 26	51 23	53 25	55 26	57 27
B737-900	777 420	1.47	44 21	46 22	51 24	56 28	51 24	53 26	55 27	57 28
B737-BBJ	763 421	1.47	43 21	45 22	50 24	55 28	50 24	52 26	54 27	56 28
B747-100, 100B, 100SF	3350 1700	1.55	49 21	54 22	65 25	86 32	46 20	54 22	64 25	73 29
B747-100SR	2690 1600	1.04	36 19	38 20	46 22	64 29	29 16	35 18	42 21	50 25
B747-200B, 200C, 200F, 200M	3720 1750	1.38	55 22	62 23	76 26	98 34	51 20	61 22	72 26	82 30
B747-300, 300M 300SR	3720 1760	1.31	55 22	62 23	76 26	98 34	50 19	60 22	71 25	81 30
B747-400, 400F, 400M	3905 1800	1.38	59 23	66 24	82 27	105 35	54 20	65 23	77 27	88 31
B747-400D (Domestic)	2729 1782	1.04	36 22	39 23	47 26	65 34	30 18	36 20	43 24	51 29
B747-SP	3127 1500	1.26	45 18	50 19	61 21	81 28	40 16	48 18	58 21	67 25
B757-200 Series	1134 570	1.24	34 14	38 15	47 17	60 23	32 13	38 15	45 18	52 20
B757-300	1200 640	1.24	36 16	41 17	51 20	64 27	35 15	42 17	49 21	56 24
B767-200	1410 800	1.31	39 19	42 20	50 23	68 29	34 18	41 19	48 22	56 26
B767-200 ER	1726 830	1.31	50 20	56 21	68 24	90 31	45 18	54 20	64 24	74 27
B767-300	1566 860	1.38	44 21	49 22	59 25	79 33	40 19	48 22	57 25	65 29
B767-300 ER	1784 890	1.38	53 22	59 23	72 26	94 35	48 20	57 23	68 26	78 30
B777-200	2389 1335	1.28	39 19	44 20	53 23	75 30	38 21	47 21	62 26	78 32
B777-200 ER	2823 1343	1.48	49 19	54 20	67 23	93 30	50 22	63 22	82 26	100 33
B777-200 LR	3345 1424	1.50	62 20	70 22	87 24	118 32	64 24	84 24	107 29	129 36

Flugzeug Hersteller/Typ	Gewicht Max/Min [kN]	Reifeninnen- druck [Mpa]	Flexible Aufbauten CBR [%]				Starre Aufbauten k [Mpa/m]			
			hoch	mittel	gering	s.gering	hoch	mittel	gering	s.gering
			A 15	B 10	C 6	D 3	A 150	B 80	C 40	D 20
B777-300	2945 1562	1.48	53 23	59 25	73 28	101 38	54 20	69 27	89 33	108 42
B777-300ER	3345 1646	1.50	62 24	70 26	87 30	118 41	64 28	83 29	107 35	128 44
BAC-111 Series 400	390 220	0.97	23 11	24 12	27 13	29 15	25 13	27 14	28 14	29 15
BAC-111 Series 475	440 230	0.57	23 9	28 11	29 13	32 16	26 11	28 13	29 14	31 14
BAC-111 Series 500	467 250	1.10	29 13	31 14	33 16	35 18	33 15	34 16	35 17	36 18
BAe-146-100	376 230	0.84	18 10	20 11	23 12	26 15	20 11	22 12	24 13	25 14
BAe-146-200	416 235	0.97	22 11	23 12	26 13	29 15	24 12	26 13	27 14	29 15
BAe-146-300	436 245	1.10	24 12	25 12	28 14	31 16	27 13	28 14	30 15	31 16
Bae-ATP	232 140	0.85	12 6	13 7	14 8	16 9	13 7	14 8	15 8	16 9
Beech 1900C, 1900D	76 56	0.67	3 2	4 3	4 3	5 4	4 3	4 3	5 3	5 4
Beech 2000 Starship	65 56	0.54	2 2	3 2	4 3	4 4	3 3	4 3	4 3	4 3
Beech 35, 36 Series (Bonanza)	16 10	0.28	— —	— —	— —	— —	— —	— —	— —	— —
Beech 55, 56, 58 Series (Baron)	25 16	0.39	— —	— —	— —	— —	— —	— —	— —	— —
Beech Jet 400, 400A	73 56	0.86	6 5	7 5	7 5	7 5	6 5	6 5	6 5	6 5
Beech King Air 100, 200 Series	56 56	0.73	2 2	3 3	3 3	4 4	3 3	3 3	3 3	4 4
Beech King Air 300, 300C, 350, 350C	67 56	0.73	3 2	3 3	4 3	4 4	4 3	4 3	4 3	4 3
Beech King Air 90 Series	49 27	0.38	— —	— —	— —	— —	— —	— —	— —	— —
Beech Queen Air 65, 70, 80 Series	40 25	0.33	— —	— —	— —	— —	— —	— —	— —	— —
Bombardier 415 (Canadair CL-215, 415)	196 130	0.53	12 8	14 9	17 11	17 12	14 9	14 10	15 10	15 10
Bombardier BD-700 Global Express, XRS	437 230	1.15	26 12	28 12	31 14	32 16	30 14	31 15	32 15	33 16
Bombardier Challenger 300	168 100	1.21	9 5	9 5	11 6	12 7	11 6	11 6	12 7	12 7
Bombardier Challenger 800	237 151	1.12	13 8	14 8	16 9	17 10	16 9	16 10	17 10	18 11
Bombardier Challenger CL 600, 601, 604	215 119	1.21	12 6	13 6	15 7	16 8	15 7	15 8	16 8	16 8
Bombardier CRJ100, CRJ200, CRJ440	237 136	1.12	13 7	14 7	16 8	17 9	16 8	16 9	17 9	18 9
Bombardier CRJ700 Series	335 195	1.06	18 9	18 10	21 11	24 12	20 11	21 11	22 12	23 13
Bombardier CRJ900 Series	377 212	1.06	21 10	21 11	24 12	27 14	23 12	24 12	26 13	27 14
Bombardier Dash 8 Q100, Q200 Series	162 103	0.90	8 4	8 5	9 5	11 6	9 5	9 5	10 6	10 6
Bombardier Dash 8 Q300 Series	192 116	0.67	8 4	9 5	11 6	13 7	10 5	11 6	11 6	12 7
Bombardier Dash 8 Q400	287 168	0.67	14 7	16 8	18 9	20 11	16 8	17 9	18 10	19 10

Flugzeug Hersteller/Typ	Gewicht Max/Min [kN]	Reifeninnen- druck [Mpa]	Flexible Aufbauten CBR [%]				Starre Aufbauten k [Mpa/m]			
			hoch	mittel	gering	s.gering	hoch	mittel	gering	s.gering
			A 15	B 10	C 6	D 3	A 150	B 80	C 40	D 20
Bombardier Global 5000	391	1.15	23	24	27	29	26	27	28	29
	224		12	12	13	15	13	14	15	15
C-123K Provider (Fairchild/Republic)	267	0.69	20	22	24	25	21	21	22	22
	180		13	15	16	17	14	14	15	15
C-141B Starlifter (Lockheed)	1553	1.31	52	60	73	88	51	61	70	78
	600		15	16	18	24	14	16	19	22
C-17A (Globemaster III)	2736	0.95	46	51	61	80	55	51	61	76
	1255		17	18	20	26	22	25	22	25
C-5 Galaxy (Lockheed)	3723	0.77	31	33	40	51	28	31	37	45
	1665		11	12	14	17	12	13	13	15
Canadair CL-41A (CT-114 Tutor)	49	0.37	—	—	—	—	—	—	—	—
	24		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 114B (Commander)	15	0.35	—	—	—	—	—	—	—	—
	10		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 152	8	0.20	—	—	—	—	—	—	—	—
	5		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 172 (Skyhawk)	11	0.19	—	—	—	—	—	—	—	—
	7		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 180 (Skywagon)	13	0.21	—	—	—	—	—	—	—	—
	8		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 182 (Skylane)	14	0.25	—	—	—	—	—	—	—	—
	9		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 185 (Skywagon)	15	0.25	—	—	—	—	—	—	—	—
	8		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 208 (Caravan)	36	0.60	—	—	—	—	—	—	—	—
	18		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 210 (Centurion)	18	0.38	—	—	—	—	—	—	—	—
	11		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 310	25	0.42	—	—	—	—	—	—	—	—
	16		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 337 (Skymaster)	21	0.38	—	—	—	—	—	—	—	—
	14		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 401	28	0.45	—	—	—	—	—	—	—	—
	20		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 402C, 414A (Chancellor)	31	0.48	—	—	—	—	—	—	—	—
	19		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 421 (Golden Eagle)	34	0.55	—	—	—	—	—	—	—	—
	22		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 441 (Conquest II)	44	0.66	—	—	—	—	—	—	—	—
	26		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 501 (Citation I - Eagle)	56	0.69	4	5	5	5	4	5	5	5
	56		4	5	5	5	4	5	5	5
Cessna 525 (Citation Jet)	47	0.68	—	—	—	—	—	—	—	—
	29		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna 550 (Citation II)	64	0.69	5	5	6	6	5	5	5	5
	56		4	5	5	5	4	5	5	5
Cessna 550 (Citation Bravo)	67	0.69	5	6	6	6	5	5	6	6
	56		4	5	5	5	4	5	5	5
Cessna 560 (Citation V, Ultra, Encore)	75	0.69	6	6	7	7	6	6	6	6
	56		4	5	5	5	4	5	5	5
Cessna 560 XL (Citation Excel)	90	1.48	9	9	9	9	9	9	9	9
	58		6	6	6	6	6	6	6	6
Cessna 650 (Citation III, VI)	99	1.02	6	6	7	7	7	7	7	7
	56		3	3	3	4	3	4	4	4
Cessna 650 (Citation VII)	104	1.16	6	7	7	8	7	8	8	8
	62		3	3	4	4	4	4	4	5
Cessna 750 (Citation X)	160	1.16	10	11	12	12	12	12	13	13
	96		5	6	6	7	6	7	7	7

Flugzeug Hersteller/Typ	Gewicht Max/Min [kN]	Reifeninnen- druck [Mpa]	Flexible Aufbauten CBR [%]				Starre Aufbauten k [Mpa/m]			
			hoch	mittel	gering	s.gering	hoch	mittel	gering	s.gering
			A 15	B 10	C 6	D 3	A 150	B 80	C 40	D 20
Cessna Conquest	45	0.59	—	—	—	—	—	—	—	—
	26		—	—	—	—	—	—	—	—
Cessna T303 (Crusader)	23	0.40	—	—	—	—	—	—	—	—
	15		—	—	—	—	—	—	—	—
CF-18	249	1.38	21	20	20	20	21	21	21	21
	110		9	9	9	9	9	9	9	9
Convair 240	190	0.64	7	9	10	12	9	10	10	11
	125		4	5	6	7	5	6	6	7
Convair 340, 440, 540	222	0.47	7	9	11	14	9	10	11	12
	140		4	5	6	8	5	6	7	7
Convair 580	259	0.59	10	12	14	17	12	13	14	15
	150		5	6	7	9	6	7	8	8
Convair 5800	280	0.59	11	13	15	19	13	14	16	17
	150		5	6	7	9	6	7	8	8
Convair 600	210	0.73	9	10	11	14	10	11	12	13
	140		6	6	7	8	6	7	8	8
Convair 640	245	0.52	8	11	12	15	10	12	13	14
	140		4	5	6	8	5	6	7	7
Convair 880	860	1.03	27	31	36	44	26	31	36	40
	400		10	10	12	16	9	11	12	14
Convair 990	1135	1.28	40	46	53	64	40	47	54	60
	600		17	18	22	28	17	19	23	26
Dassault Falcon 2000	164	1.36	9	10	11	12	11	12	12	13
	93		5	5	5	6	6	6	6	7
Dassault Falcon 2000EX	189	1.51	11	12	13	14	14	14	15	15
	100		5	5	6	7	7	7	7	7
Dassault Falcon 10	84	0.93	5	5	6	6	6	6	6	6
	56		3	3	4	4	4	4	4	4
Dassault Falcon 20	128	0.92	8	9	9	10	10	10	10	10
	75		4	4	5	5	5	5	5	6
Dassault Falcon 50	173	0.93	9	10	12	13	11	12	12	13
	90		4	5	5	6	5	5	6	6
Dassault Falcon 900	202	1.30	11	12	14	15	14	14	15	15
	103		5	5	6	7	6	7	7	7
DC-10-10, 10CF, 15	2037	1.34	57	62	74	101	49	58	69	80
	1035		25	26	29	37	23	24	28	32
DC-10-20, 20CF, 30CF, 40CF	2485	1.14	60	67	81	110	49	59	72	85
	1640		36	38	44	61	30	34	40	48
DC-10-30, 30ER, 40	2593	1.22	59	65	79	107	50	59	72	84
	1220		24	25	27	35	21	23	26	30
DC-3	147	0.31	5	7	10	12	8	8	9	9
	80		3	4	5	7	4	5	5	5
DC-4	335	0.53	12	15	17	21	14	16	17	19
	200		6	8	9	11	7	8	9	10
DC-6, 6B	480	0.73	20	23	25	30	22	24	26	27
	300		11	13	14	17	12	14	15	16
DC-7 (All Models)	640	0.89	34	36	42	46	37	40	42	44
	400		19	20	23	27	21	23	24	26
DC-8-10, 20 Series	1226	1.01	36	41	49	62	32	39	46	53
	600		15	15	18	23	13	15	17	20
DC-8-43, 55, 61, 71	1470	1.30	47	54	64	79	45	54	63	71
	800		21	23	27	35	20	23	27	31
DC-8-61F, 63F	1557	1.32	51	59	69	85	50	59	68	76
	1001		28	31	37	47	27	31	37	42
DC-8-62, 62F, 63, 72, 73	1593	1.35	52	59	70	87	50	59	69	77
	800		21	23	26	34	20	23	27	31
DC-9-10, 15	404	0.93	22	23	26	29	24	26	27	28
	300		15	16	18	21	17	18	19	20

Flugzeug Hersteller/Typ	Gewicht Max/Min [kN]	Reifeninnen- druck [Mpa]	Flexible Aufbauten CBR [%]				Starre Aufbauten k [Mpa/m]			
			hoch	mittel	gering	s.gering	hoch	mittel	gering	s.gering
			A 15	B 10	C 6	D 3	A 150	B 80	C 40	D 20
DC-9-21	445	1.02	25	26	30	32	28	29	31	32
	300		15	16	18	21	17	18	19	20
DC-9-30, 32	485	1.05	27	29	33	35	30	32	34	35
	300		15	16	18	21	17	18	19	20
DC-9-41, 50, 51	543	1.17	31	33	37	40	35	37	39	40
	300		15	16	18	20	17	18	19	20
DHC1 Chipmunk	10	0.21	—	—	—	—	—	—	—	—
	7		—	—	—	—	—	—	—	—
DHC2 Beaver	25	0.17	—	—	—	—	—	—	—	—
	14		—	—	—	—	—	—	—	—
DHC3 Otter	36	0.20	—	—	—	—	—	—	—	—
	20		—	—	—	—	—	—	—	—
DHC4 Caribou	130	0.28	2	3	5	7	4	4	5	6
	90		1	2	3	4	2	3	3	4
DHC5 Buffalo	187	0.41	6	8	10	12	8	9	10	11
	115		3	4	5	7	4	5	6	6
DHC6 Twin Otter Series 300	56	0.26	2	2	3	5	3	3	3	4
	56		2	2	3	5	3	3	3	4
DHC7 Dash 7	209	0.74	10	12	13	15	12	13	14	14
	120		5	6	7	8	6	7	7	8
DHS-2 Conair Firecat	116	0.62	8	10	10	11	9	9	9	10
	80		6	7	7	8	6	6	7	7
Dornier 228 Series	63	0.90	5	6	6	6	6	6	6	6
	56		5	5	5	5	5	5	5	5
Dornier 328 Jet	155	1.13	8	8	10	11	10	10	10	11
	93		4	5	5	6	5	6	6	6
Dornier 328-110 (Turboprop)	138	0.80	7	7	8	10	8	8	9	9
	90		4	4	5	6	5	5	5	6
Dornier SA227 (Metro, Merlin, Expediter)	74	0.73	3	4	4	5	4	5	5	5
	56		2	3	3	4	3	3	3	4
Douglas A-26 Invader	120	0.48	7	8	10	11	8	8	9	9
	90		5	6	7	8	6	6	7	7
Douglas B-26 Invader	156	0.48	9	11	13	14	10	11	11	12
	105		6	7	9	9	7	7	8	8
Embraer 170, 175	368	1.04	20	21	24	26	22	24	25	26
	208		10	11	12	14	11	12	13	14
Embraer 190, 195	481	1.10	28	30	33	35	31	33	35	36
	266		14	14	16	18	15	16	17	18
Embraer EMB-110 (Bandeirante)	59	0.62	4	5	5	5	5	5	5	5
	56		4	4	5	5	4	4	5	5
Embraer EMB-120 (Brasilia) Series	119	0.76	5	6	7	8	7	7	7	8
	71		3	3	4	4	4	4	4	4
Embraer ERJ-145 Series	237	0.90	14	15	16	17	16	16	17	18
	123		6	6	7	8	7	8	8	8
Fokker 100	452	0.94	25	27	31	33	28	30	31	33
	243		12	13	14	16	13	14	15	16
Fokker 50	205	0.59	9	11	13	14	11	12	13	13
	125		5	6	7	8	6	7	7	8
Fokker 60	226	0.62	10	13	14	16	13	14	14	15
	131		5	6	7	9	6	7	8	8
Fokker 70	410	0.81	21	24	27	30	24	26	27	29
	225		10	11	13	15	12	13	14	14
Fokker F27 Friendship	205	0.57	9	11	13	14	11	12	13	13
	120		5	5	6	8	6	6	7	7
Fokker F28 Fellowship	325	0.53	14	17	20	23	16	18	20	21
	175		6	8	9	11	8	9	9	10
Gulfstream G100 (IAI-1125-Astra SPX)	111	0.86	6	6	7	8	7	7	7	8
	61		3	3	3	4	3	4	4	4

Flugzeug Hersteller/Typ	Gewicht Max/Min [kN]	Reifeninnen- druck [Mpa]	Flexible Aufbauten CBR [%]				Starre Aufbauten k [Mpa/m]			
			hoch	mittel	gering	s.gering	hoch	mittel	gering	s.gering
			A 15	B 10	C 6	D 3	A 150	B 80	C 40	D 20
Gulfstream G159	156	0.83	8	8	10	11	9	10	10	11
	100		4	5	5	6	5	6	6	6
Gulfstream G200 (IAI-1126-Galaxy)	159	0.86	9	10	11	12	10	11	11	12
	88		4	5	5	6	5	5	6	6
Gulfstream II	294	1.04	17	18	20	22	20	21	21	22
	163		8	9	10	11	10	10	11	11
Gulfstream III	312	1.21	19	20	22	23	22	23	23	24
	170		9	9	10	12	11	11	12	12
Gulfstream IV	334	1.21	20	22	24	25	24	25	25	26
	189		10	11	12	13	12	13	13	14
Gulfstream V	405	1.37	26	28	30	31	31	32	32	33
	215		12	13	14	15	14	15	16	16
Hawker 1000 (BAe 1000A)	138	0.83	8	8	9	10	9	9	10	10
	77		4	4	5	5	4	5	5	5
Hawker 400XP (Beech Jet 400A)	73	0.86	6	7	7	7	6	6	6	6
	58		5	5	5	5	5	5	5	5
Hawker 800, 800XP (HS-125-800, 800XP)	125	0.83	7	7	8	9	8	8	9	9
	74		3	4	4	5	4	5	5	5
Hercules C-130, 082, 182, 282, 382	778	0.67	29	34	37	43	33	36	39	42
	360		12	14	15	17	14	15	16	18
Hercules L-100 (Commercial)	693	0.74	27	30	33	38	30	33	35	38
	340		12	14	15	16	14	15	16	17
HS/BAe 125 (All Series to 600)	112	0.83	6	6	7	8	7	7	8	8
	61		3	3	3	4	3	4	4	4
HS/BAe 700	114	0.88	6	7	7	8	7	8	8	8
	62		3	3	3	4	3	4	4	4
HS/BAe 748	227	0.51	9	11	14	16	11	12	13	14
	120		4	5	6	7	5	6	6	7
Ilyushin IL-18	625	0.80	16	17	21	29	13	16	20	23
	350		7	8	9	12	6	7	9	11
Ilyushin IL-62, 62M	1648	1.65	52	58	68	83	51	59	68	77
	651		16	17	19	24	18	17	20	22
Ilyushin IL-76T	1677	0.64	24	27	34	45	29	33	30	34
	822		9	10	12	16	11	13	15	14
Ilyushin IL-76TD	1775	0.66	27	30	37	49	32	35	32	37
	920		11	12	14	19	13	15	17	16
Ilyushin IL-86	2054	0.88	34	36	43	61	26	31	38	46
	1089		15	16	18	23	13	14	16	19
Jetstream 31, 32 (BAe)	69	0.39	3	4	5	6	4	5	5	5
	56		3	3	4	5	4	4	4	4
Jetstream 41 (BAe)	107	0.83	5	5	6	7	6	6	7	7
	63		3	3	3	4	3	3	4	4
KC-10 (McDonnell Douglas)	2593	1.22	59	65	79	107	50	59	72	84
	1800		38	40	46	64	32	36	43	51
KC-135 Stratotanker (Boeing)	1342	1.38	38	41	49	64	35	40	48	55
	800		20	21	24	31	19	20	24	27
L-1011-1 Tristar	1913	1.35	52	56	66	90	45	52	62	72
	1070		26	27	30	38	24	25	29	33
L-1011-100, 200 Tristar	2073	1.35	57	63	75	101	49	58	69	81
	1090		26	28	31	39	24	26	29	34
L-1011-250 Tristar	2269	1.35	64	71	86	114	55	66	79	91
	1108		27	28	31	40	25	26	30	35
L-1011-500 Tristar	2295	1.35	65	72	87	116	56	67	80	93
	1070		26	27	30	38	24	25	29	33
Learjet 24F (Bombardier)	62	0.79	3	3	4	4	4	4	4	4
	56		3	3	3	4	3	4	4	4
Learjet 25D, 25F (Bombardier)	69	0.79	3	4	4	5	4	5	5	5
	56		3	3	3	4	3	4	4	4

Flugzeug Hersteller/Typ	Gewicht Max/Min [kN]	Reifeninnen- druck [Mpa]	Flexible Aufbauten CBR [%]				Starre Aufbauten k [Mpa/m]			
			hoch	mittel	gering	s.gering	hoch	mittel	gering	s.gering
			A 15	B 10	C 6	D 3	A 150	B 80	C 40	D 20
Learjet 25G (Bombardier)	75	0.79	4	4	5	5	5	5	5	5
	56		3	3	3	4	3	4	4	4
Learjet 28, 29 (Long- horn) (Bombardier)	69	0.79	3	4	4	5	4	5	5	5
	56		3	3	3	4	3	4	4	4
Learjet 31A, 35A, 36A (Bombardier)	83	0.79	4	5	5	6	5	5	6	6
	56		3	3	3	4	3	3	4	4
Learjet 40, 45, 45XR (Bombardier)	98	0.79	5	6	7	7	6	7	7	7
	61		3	3	4	4	4	4	4	4
Learjet 55B, 55C (Bombardier)	97	1.24	6	6	7	7	7	7	7	7
	58		3	3	3	4	4	4	4	4
Learjet 60 (Bombardier)	106	1.48	6	7	7	8	8	8	8	8
	63		3	4	4	4	4	4	5	5
Lockheed 188 Electra	503	0.95	27	29	33	36	30	32	34	36
	255		12	13	14	17	13	14	15	16
MD-11	2805	1.38	67	74	90	119	58	69	83	96
	1200		24	25	27	34	22	23	26	30
MD-81	628	1.14	36	38	43	46	41	43	45	46
	350		18	19	21	24	20	21	23	24
MD-82	670	1.14	39	41	46	49	43	46	48	50
	350		18	18	20	24	20	21	22	23
MD-83	716	1.14	42	45	50	53	47	50	52	54
	355		18	19	21	24	20	22	23	24
MD-87	628	1.14	36	38	43	46	41	43	45	46
	335		17	18	20	23	19	20	22	23
MD-88	670	1.14	39	41	46	50	44	46	48	50
	350		18	19	21	24	20	21	23	24
MD-90-30	699	1.14	41	43	48	52	46	48	50	52
	392		20	21	24	27	23	24	26	27
MD-90-30ER	739	1.14	44	47	52	55	49	51	54	56
	392		20	21	24	27	23	24	26	27
MD-90-50, 55	772	1.14	46	50	54	57	52	54	57	58
	410		22	22	25	29	24	26	27	28
Mitsubishi MU-2 Srs	52	0.48	—	—	—	—	—	—	—	—
	32		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Aerostar	29	0.48	—	—	—	—	—	—	—	—
	20		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Apache	21	0.29	—	—	—	—	—	—	—	—
	13		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Archer II, III	12	0.17	—	—	—	—	—	—	—	—
	7		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Arrow III, IV	14	0.21	—	—	—	—	—	—	—	—
	8		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Aztec	30	0.42	—	—	—	—	—	—	—	—
	18		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Cheyenne I, II	41	0.55	—	—	—	—	—	—	—	—
	23		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Cheyenne III	50	0.69	—	—	—	—	—	—	—	—
	31		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Commache	21	0.29	—	—	—	—	—	—	—	—
	13		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Cub (& Super Cub)	8	0.13	—	—	—	—	—	—	—	—
	5		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Dakota	14	0.17	—	—	—	—	—	—	—	—
	8		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Malibu, Mirage, Meridian	21	0.35	—	—	—	—	—	—	—	—
	14		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Mojave	33	0.42	—	—	—	—	—	—	—	—
	23		—	—	—	—	—	—	—	—

Flugzeug Hersteller/Typ	Gewicht Max/Min [kN]	Reifeninnen- druck [Mpa]	Flexible Aufbauten CBR [%]				Starre Aufbauten k [Mpa/m]			
			hoch	mittel	gering	s.gering	hoch	mittel	gering	s.gering
			A 15	B 10	C 6	D 3	A 150	B 80	C 40	D 20
Piper Navajo	29	0.42	—	—	—	—	—	—	—	—
	18		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Saratoga	16	0.38	—	—	—	—	—	—	—	—
	10		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Saratoga II	16	0.27	—	—	—	—	—	—	—	—
	11		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Seminole	17	0.25	—	—	—	—	—	—	—	—
	11		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Seneca III, V	22	0.38	—	—	—	—	—	—	—	—
	14		—	—	—	—	—	—	—	—
Piper Warrior II, III	11	0.17	—	—	—	—	—	—	—	—
	7		—	—	—	—	—	—	—	—
Saab 2000	226	0.69	11	13	14	16	13	14	15	15
	136		6	7	7	9	7	7	8	8
Saab 340 A, B	131	0.82	6	7	8	9	7	8	8	9
	81		4	4	4	5	4	4	5	5
Sepecat Jaguar (Configuration 1)	154	0.58	7	9	10	11	9	10	10	11
	76		3	4	4	5	4	4	4	5
Sepecat Jaguar (Configuration 2)	108	0.58	4	6	6	7	6	6	7	7
	76		3	4	4	5	4	4	4	5
Shorts 330	102	0.55	6	8	9	9	7	8	8	8
	66		4	5	6	6	5	5	5	5
Shorts 360	121	0.54	7	9	10	11	9	9	9	9
	77		5	6	7	7	6	6	6	6
Shorts Sherpa	114	0.54	7	8	10	10	8	8	9	9
	80		5	6	7	7	6	6	6	6
Shorts Skyvan	67	0.28	2	3	4	6	4	4	4	4
	56		2	3	4	5	3	3	3	4
Swearingen SJ30-2	60	1.07	3	3	3	4	4	4	4	4
	56		3	3	3	4	3	4	4	4
T-33 Trainer (CT-133) (Lockheed)	54	0.42	—	—	—	—	—	—	—	—
	38		—	—	—	—	—	—	—	—
Transall C-160	500	0.38	8	10	13	18	10	10	10	13
	285		4	5	6	8	5	6	6	6
Tupolev TU-134	463	0.59	10	12	15	20	9	11	14	16
	285		5	6	7	10	5	6	7	8
Tupolev TU-154	961	0.93	19	22	28	37	18	24	30	36
	525		9	9	11	16	7	9	12	15
Tupolev TU-204, 214, 224, 234	1096	1.38	31	33	40	53	29	34	40	46
	560		14	14	16	20	13	14	16	19
VC10 Series	1590	1.01	48	54	66	83	41	50	60	69
	785		19	21	24	31	18	19	22	26

ANHANG D: ABKÜRZUNGEN

ACN	Aircraft Classification Number
a	Belastungshalbmesser
A	Kontaktfläche
α	Lastminderungsfaktor
AMASS	Gesamtmasse des Flugzeuges
AMLG	Anzahl der Hauptfahrwerke
ARESW	Kontaktfläche
b	Ersatzradius
BAA	British Airport Authority
c	Korrekturfaktor
CAA	Civil Aviation Administration
CBR	California Bearing Ratio
DSWL	Derived Single Wheel Load
E	Elastizitätsmodul
ELT	Elastic Layer Theory
ESWL	Equivalent Single Wheel Load
FOD	Foreign Object Damage
G_r	Biegespannung in der Betonplatte
ICAO	International Civil Aviation Organisation
k	Reaktionsmodul nach Westergaard
KTITLE	Titel und Typ des Flugzeuges
L	Radius der relativen Steifigkeit nach Westergaard
l	elastische Länge
L	Länge des Fahrwerkes
LCN	Load Classification Number
μ	Poisson'sche Zahl
MoD	Ministry of Defence
NW	Anzahl der Räder je Einzel-Hauptfahrwerk
p	Stempeldruck beim Versuchsboden
p	Kontaktdruck
PCC	Portland Cement Concrete
PCN	Pavement Classification Number
PESW	Reifeninnendruck
PFC	Porous Friction Course
PMB	Polymer Modified Bitumen
PMMG	Lastverteilung auf das Hauptfahrwerk
PRSW	Reifeninnendruck
p_s	Stempeldruck beim Standardboden
Q	Radlast
r	Radius der Kontaktfläche
R_1	Äquivalente jährliche Starts für das Bemessungsflugzeug
R_2	Jährliche Starts eines Flugzeuges ausgedrückt durch das Fahrwerk des Bemessungsflugzeuges
RESW	Radius der Kontaktfläche
SFP	Semi-Flexibel Pavement
SHRP	Strategic Highway Research Program

SMA	Stone Mastic Asphalt
t	Deckendicke, Aufbaudicke
TLMG	Last pro Hauptfahrwerk
TLSMG	Last pro Einzel-Hauptfahrwerk
TLSW	Radlast
TOW	Take Off Weight
W_1	Radlast des Bemessungsflugzeuges
W_2	Äquivalentwert der radlast des Bemessungsflugzeuges
WT	Flugzeuggewicht
X(I)	Spurweite des Hauptfahrwerkes in x-Richtung
y	Einsenkung
Y(I)	Spurweite des Hauptfahrwerkes in y-Richtung
y(P)	Einsenkung unter einer Punktlast
y(T)	Einsenkung unter einer Topflast

ANHANG E: GLOSSAR

Da die meisten Unterlagen für den Flughafenbau international und somit in englischer Sprache verfasst sind, werden im Folgenden die gängigsten Bezeichnungen, die in dieser Arbeit verwendet werden, übersetzt.

Deutsch

Abgeleitete Einzelradlast
Äquivalente Einzelradlast
Asphaltbeton
Asphaltdecke
Aufbau
Aufbauklassifikationszahl
Betondecke
Betonplatte
Binderschicht
Bituminöse Tragschicht
bituminös gebunden
Bodenuntersuchung
Deckschicht
Doppelradfahrwerk
Doppeltandemradfahrwerk
Düsenstrahl
Einzelradfahrwerk
Elastischer Untergund
Elastizitätsmodul
Fahrwerk
Flexibler Aufbau
Flugbetrieb
Flugbetriebsfläche
Flughafen
Flugsteig
Flugzeuggesamtlast
frostepfindlich
Gebrauchsflugzeugmethode
Grip
halbstarr
Hangarboden
Hauptfahrwerk
hochfester Asphaltbeton
Höchstzulässige Startmasse
Höhenruder
Internationale Zivilluftfahrtbehörde
Kontaktfläche (Latschfläche)
jährliche Starts
körnig

Englisch

Derived Single Wheel Load
Equivalent Single Wheel Load
Asphalt Concrete
Asphalt (Flexible) Pavement
Pavement
Pavement Classification Number
Concrete (Rigid) Pavement
Concrete Slab
Binder Course
Base
bituminous bound
Soil Investigation
Surface Course
Dual Gear
Dual Tandem Gear
Aircraft Blast
Single Wheel
Dense Liquid Subgrade
Elasticity Modulus
Gear
Flexible Pavement
Air Traffic
Manoeuvring Surface
Airport
Gate
Aircraft Cross Load
frost susceptible
Using Aircraft Method
Griff, Halt
semi-infinite elastic
Hangar Floor
Main Gear
High Modulus Asphalt Concrete
Maximum Cross Weight
Elevator
International Civil Aviation Organisation
Tire Contact Area
annual Departures
granular

Deutsch

Lastwiederholungen
Leitwerk
linear-elastisches Verhalten
Luftfahrt
Luftfahrzeug
Luftfahrzeugklasifikationszahl
Luftraum
Luftverkehr
Niederschlag
Obere Tragschicht
offenporig
Ölverschmutzung
Piste
Pistenbefeuern
Radlast
Reibung
Reifen
Reifeninnendruck
Rollweg
Rumpf
Rumpffahrwerk
Standardbetonspannung
Standardreifeninnendruck
Starrer Aufbau
Startbahn
Schicht
Schotter
Seitenruder
Split-Mastix-Asphalt
Tragfläche
Tragflächenfahrwerk
Tragschicht
Treibstoff
Triebwerk
Umgebungstemperatur
Umwelteinfluss
unbehandelter Schotter
undurchlässig
Unterbau
Untere Tragschicht/ Untergrund
verfugen, verkitten
Verkehrsflugzeug
Vorfeld
zementschlämmeverpresster Asphalt

Englisch

Coverages, Number of Applications
Tail Unit
linear elastic behaviour
Aviation
Aircraft
Aircraft Classification Number
Air Space
Air Traffic
Precipitation
Subbase
porous open-graded
Oil Spillage
Runway
Runway Lighting
Wheel Load
Friction
Tire (engl.), Tyre (amerik.)
Tire Contact Pressure
Taxiway
Body
Body Gear
Standard Concrete Stress
Standard Tire Pressure
Rigid Pavement
Runway
Layer, Course
Gravel, Crushed Rock
Rudder
Stone-Mastix-Asphalt
Wing
Wing Gear
Bearing Course
Fuel
Engine
Ambient Temperature
Environmental Influence
Untreated Gravel
impervious
Base Layer
Subgrade
grout
Commercial Aircraft
Apron
Cement Grouted Asphalt

ANHANG F: EINHEITEN

Tabelle 30 Umrechnungsfaktoren zwischen angloamerikanischen und internationalen Einheiten

1 lbs	=	0,4536 kg	↔	1 kg	=	2,20459 lbs
1 in	=	0,0254 m	↔	1 m	=	39,3701 in
1 in ²	=	0,00065 m ²	↔	1 m ²	=	1550,39 in ²
1 kPa	=	1 kN/m ²	↔	1 kN/m ²	=	1 kPa
1 kN	=	98,1 kg	↔	1 kg	=	0,01019 kN
1 lbs/in ²	=	703,244 kg/m ²	↔	1 kg/m ²	=	0,00142 lbs/in ²
1 lbs/in ²	=	7,1686 kN/m ²	↔	1 kN/m ²	=	0,1395 lbs/in ²
1 MN	=	1000 kN	↔	1 kN	=	0,001 MN

lb	...	Pfund
in	...	Zoll
Pa	...	Pascal
N	...	Newton
kg	...	Kilogramm
m	...	Meter