

fachhochschule hamburg

FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK

Studiengang Flugzeugbau

Berliner Tor 5

D - 20099 Hamburg

Theoretische Arbeit

- Flugzeugbau -

Anpassung von Statistik- Gleichungen des Flugzeugentwurfs an neue Flugzeugtypen

- Flächenbelastung, maximale Start- und Landemasse,
Rumpfgeometrie -

Verfasser: André Sommer

Abgabedatum: 11.11.99

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



Kurzreferat

Die Nutzung von Statistikgleichungen im Flugzeugentwurf ist von tragender Bedeutung, die immer dann greift, wenn keine Möglichkeit besteht analytische Gleichungen anzuwenden.

Flugzeugentwurf bedeutet: Optimierung von Entwurfzielen als iterativer Prozeß unter Beachtung der Anforderungen und Randbedingungen.

Durch Neuentwicklungen kommt es zu Parameteränderungen und somit auch zur Anpassung bisher existierender Dimensionierungsvorgaben. An dieser Stelle wird exemplarisch die Flächenbelastung, maximale Start- und Landemasse und Rumpfgeometrie betrachtet.

Die Vorgehensweise (Flugzeugparameter zu vergleichen und bei Bedarf anzupassen) wird mit Hilfe der linearen Regression durchgeführt.

Es werden Flugzeugtypen von Boeing (B757, B767, B747, B777, B737) und Airbus (A300-600R bis A340-300) ab dem Baujahr 1981 verwendet. Die Flugzeugparameter sind entweder aus den Standardwerken entnommen oder wurden vom Hersteller geliefert.

Als Ergebnis ist festzuhalten, daß die bisherigen, verwendeten Angaben in der Literatur zutreffend sind, also bestätigt werden und keine wesentlichen Änderungen aufzuzeigen sind.

Anpassung von Statistik-Gleichungen des Flugzeugentwurfs an neue Flugzeugtypen

- Flächenbelastung, maximale Start- und Landemasse, Rumpfgeometrie –

Theoretische Arbeit nach § 11 (3) Ziffer 6 der Prüfungsordnung

Hintergrund

Der Flugzeugentwurf "lebt" von den Erfahrungen, die beim Entwurf von Flugzeugen weltweit gesammelt wurden. Grund: 1.) Die Zusammenhänge lassen sich (bei vertretbarem Aufwand) oft nicht "exakt" beschreiben. 2.) Das Vorgehen im Flugzeugentwurf ist durch "Synthese" statt durch "Analyse" geprägt. Statistik-Gleichungen werden im Flugzeugentwurf daher immer dann angewandt, wenn analytische Gleichungen nicht zur Verfügung stehen.

Aufgabe

Aus der Literatur bekannte statistische Zusammenhänge des Flugzeugentwurfs sollen überprüft und gegebenenfalls unter Einbeziehung von Entwurfsdaten neuer Flugzeuge auf den heutigen Stand gebracht werden.

Es sollen für folgende Parameter statistische Zusammenhänge mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfs gefunden werden:

- Flächenbelastung (m_{MTO}/S_w),
- Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse (m_{ML}/m_{MTO}),
- charakteristische geometrische Parameter des Bug- und Heckbereichs von im Mittelteil zylindrisch geformten Rümpfen.

Bei der Auswertung der statistischen Zusammenhänge sollen die mathematischen Methoden der Statistik herangezogen werden.

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

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder	6
Verzeichnis der Tabellen	7
Liste der Symbole, der Abkürzungen und Indizes	8
1 Einleitung	9
2 Flächenbelastung	10
2.1 Bisherige statistische Zusammenhänge	10
2.2 Ermittlung der neuen statistischen Zusammenhänge.....	12
2.3 Vergleich der bisherigen und neuen Zusammenhänge	14
2.4 Statistische Zusammenhänge mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfs	17
3 Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse	21
3.1 Bisherige statistische Zusammenhänge	21
3.2 Ermittlung der neuen statistischen Zusammenhänge.....	23
3.3 Vergleich der bisherigen und neuen Zusammenhänge	26
3.4 Statistische Zusammenhänge mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfs	27
4 Geometrische Parameter des Bug- und Heckbereichs	38
4.1 Bisherige statistische Zusammenhänge	38
4.2 Ermittlung der neuen statistischen Zusammenhänge.....	39
4.3 Vergleich der bisherigen und neuen Zusammenhänge	40
4.4 Statistische Zusammenhänge mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfs	41
5 Zusammenfassung	45
Literaturverzeichnis	46
Anhang A Flugzeugkenndaten	47

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Flächenbelastung als Funktion der Startmasse	11
Bild 2.2	Flächenbelastung über Betriebsleermasse.....	17
Bild 2.3	Flächenbelastung über Auftriebsbeiwert	18
Bild 2.4	Flächenbelastung über Pfeilung.	19
Bild 2.5	Flächenbelastung über Reichweite	20
Bild 3.1	Quantitative Abhängigkeit des Massenverhältnisses von der Reichweite	21
Bild 3.2	Massenverhältnis über Reichweite	25
Bild 3.3	Massenverhältnis über Betriebsleermasse.....	29
Bild 3.4	Massenverhältnis über Startschub.....	32
Bild 3.5	Massenverhältnis über Pfeilung	34
Bild 3.6	Massenverhältnis über Flügelfläche	37
Bild 4.1	Maße von Bug- und Hecksektion	38
Bild 4.2	Rumpfbug über Betriebsleermasse.....	41
Bild 4.3	Rumpfdurchmesser über Betriebsleermasse	42
Bild 4.4	Rumpfheck über Betriebsleermasse	43
Bild 4.5	Kabine im Heck über Betriebsleermasse	44

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 2.1	Flächenbelastung.....	12
Tabelle 2.2	Original Flächenbelastung	12
Tabelle 2.3	Mittelwert der Flächenbelastung.....	13
Tabelle 2.4	Faktor k_l nach Berechnungsmethode Scholz 98	13
Tabelle 2.5	Verhältnis m_{ML}/S_w nach Berechnungsmethode Scholz 98	14
Tabelle 2.6	Relative Abweichung bezogen auf m_{ML}/S_w	14
Tabelle 2.7	Relative Abweichung bezogen auf m_{ML}/S_w	15
Tabelle 2.8	Mittelwertvergleich der Flächenbelastung	16
Tabelle 2.9	Wertevergleich der Flächenbelastung.....	16
Tabelle 3.1	Statistische Mittelwerte für Transportflugzeuge nach Loftin 80	21
Tabelle 3.2	Statistische Mittelwerte für Transportflugzeuge nach Roskam I	22
Tabelle 3.3	Reichweitenklassifizierung der Strecken.....	22
Tabelle 3.4	Reichweite und Massenverhältnis ausgewählter Flugzeuge	23
Tabelle 3.5	Vergleich des Massenverhältnisses	26
Tabelle 3.6	Vergleich statistischer Mittelwerte für Transportflugzeuge	26
Tabelle 3.7	Vergleich zwischen Loftin 80 und Schmitt 98	26
Tabelle 3.8	Betriebsleermasse und Massenverhältnis ausgewählter Flugzeuge.....	27
Tabelle 3.9	Startschub Brassey's und Massenverhältnis ausgewählter Flugzeuge	30
Tabelle 3.10	Pfeilung und Massenverhältnis ausgewählter Flugzeuge.....	32
Tabelle 3.11	Flügelfläche und Massenverhältnis ausgewählter Flugzeuge.....	35
Tabelle 4.1	Maße von Flugzeugsektionen.....	38
Tabelle 4.2	Rumpfheck	39
Tabelle 4.3	Maße von der Bug- und Hecksektion nach original Flugzeugtypen.....	39
Tabelle 4.4	Verhältniswerte der Sektionen	40
Tabelle 4.5	Mittelwerte der Rumpfsektion.....	40
Tabelle 4.6	Mittelwertvergleich der Schlankheitsgrade	40
Tabelle 4.7	Vergleich des Verhältnisses Länge Heck/Rumpfdurchmesser.....	41
Tabelle A.1	Parameter der Flugzeugtypen von Airbus und Boeing	47

Liste der Symbole und der Abkürzungen

<i>A</i>	Auftriebsbeiwert
<i>B</i>	Betriebsleermasse
<i>C</i>	Startschub
<i>D,P</i>	Pfeilung
<i>E</i>	Flügelfläche
<i>F</i>	Flächenbelastung
<i>M</i>	Massenverhältnis
<i>R</i>	Reichweite
<i>r,k</i>	Korrelationskoeffizient
<i>Mm</i>	Megameter
<i>NM</i>	Seemeile (nautical mile) 1NM = 1.852km
Σ	Summe
<i>LB</i>	Länge Rumpfbug
<i>LH</i>	Länge Rumpfheck
<i>LK</i>	Länge Kabine im Heck
<i>DE</i>	Effektiver Rumpfdurchmesser
<i>kl</i>	Faktor, statistisch ermittelt

Indizes

<i>MTO</i>	Maximale Startmasse
<i>OE</i>	Betriebsleermasse
<i>ML</i>	Maximale Landemasse
<i>W</i>	Flügelfläche
<i>L,max L</i>	Auftriebsbeiwert bei maximaler Landeklappenstellung
<i>LFL</i>	Sicherheitslandestrecke
<i>Bug</i>	Länge Rumpfbug
<i>Heck</i>	Länge Rumpfheck
<i>KabE</i>	Länge Kabine im Heck
<i>Eff</i>	Effektiver Rumpfdurchmesser
<i>F</i>	Länge Rumpfheck
<i>f</i>	Effektiver Rumpfdurchmesser
<i>Max A/C</i>	Länge des Gesamtflugzeuges
<i>Cock</i>	Länge Cockpit

1 Einleitung

In dieser Arbeit wird auf die in der Entwicklung vorkommenden, statistischen Anwendungen eingegangen, wie zum Beispiel Regressionsanalyse und Korrelationsanalyse. Schwerpunkt ist dabei das zugehörige Thema im Flugzeugentwurf, das der Aufgabenstellung zu entnehmen ist. Weitere Gesichtspunkte, die beim Entwurf ebenso wichtig erscheinen, wie anfallende Kosten, Service, Wartung, Technologie und Attraktivität eines neuen Flugzeugtyps - die Interessen der Kunden - werden hier nicht behandelt.

Bekanntlich können Unternehmen, die sich auf den Flugzeugentwurf spezialisiert haben, nur bestehen, wenn die Wahl der Werkzeuge für den Entwurf entsprechend angewendet wird. In diesem Fall: Analytische Gleichung (Berechnung) oder Statistikgleichungen. Die subjektive Einschätzung des Entwicklungsprozesses, kann die Berechnung nicht liefern. Dadurch wird die Vorhersage im Stadium der Projektphase nicht erfüllt. Dies ist aber entscheidend, um einen zeitlichen Vorsprung in der Weiterentwicklung vor der Konkurrenz zu erlangen.

Abhilfe an dieser Stelle schafft die Korrelationsanalyse. Diese Vorgehensweise mit Statistiken und den Erfahrungen aus der Vergangenheit erlaubt ein Urteil, mit dem es gelingt in die Definitionsphase überzugehen. Bei allen Überlegungen steht die Wirtschaftlichkeit der zivilen Flugzeuge im Vordergrund, die durch Parameter wie zum Beispiel Leistungen, Massen, Eigenschaften bestimmt werden. Deshalb wird bei der Dimensionierung auf Zusammenwirken aller Einflüsse geachtet, die sich aus den hier nicht speziell erwähnten Anforderungen ergeben. Folglich werden Abhängigkeiten zu den vorhandenen Flugzeugen festgestellt, neue Ideen gesucht und diese in den Regressionsanalysen eingearbeitet. Es ist verständlich, daß bei diesen Untersuchungen die Abhängigkeitsparameter immer wechseln müssen um neue Belastungsarten, Werkstoffwahl, Bauweisen und Fertigungen zuzulassen - das verharren auf der Stelle wird damit ausgeschlossen.

Die vorliegende Arbeit ist wie folgt aufgebaut:

Zunächst werden die bekannten statistischen Zusammenhänge dargestellt. Im Anschluß daran werden die neuen erläutert. Somit ist ein unmittelbarer Vergleich möglich, bei dem eventuelle Abhängigkeiten aufgezeigt werden. Die untersuchten Flugzeugtypen sind in den drei bearbeiteten Kapiteln in Tabellenform zu finden. Auffallend ist, daß alle hier verwendeten Flugzeuge, aus dem zivilen Verkehrsflugzeugbau stammend, im hohen Unterschallbereich fliegen und sich daraus der Wegfall der Geschwindigkeitkomponente ergibt.

2 Flächenbelastung

Dieser Parameter ist heute, wie auch in der Vergangenheit, einer der wichtigsten im Flugzeugentwurf. Bei der Betrachtung der Flugleistungen, Dimensionierung und speziell bei Manövern wird auf die Flächenbelastung zurückgegriffen.

2.1 Bisherige statistische Zusammenhänge

Grundlage, nach Skript **Scholz 1998**:

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{\frac{m_{ML}}{S_W}}{\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}}$$

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = kl \cdot \sigma \cdot c_{L,max,L} \cdot s_{LFL} ; \text{ mit: } kl = 0.107 \frac{kg}{m^3} \text{ und } \sigma = 1, \text{ da sich die Berechnung auf die}$$

Standardatmosphäre bezieht. Auftriebsbeiwert und Sicherheitslandestrecke sind Vorgabe-
größen vom Flugzeughersteller.

$$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} - \text{Werte mit Tabelle 3.1, nach } \mathbf{Loftin 1980}$$

Es besteht weiterhin die Möglichkeit die Flächenbelastung nach **Raymer 1989** anzunehmen:

$$\text{Flächenbelastung für Strahlverkehrsflugzeuge nach } \mathbf{Raymer 1989} : \frac{m_{MTO}}{S_W} = 586 \frac{kg}{m^2}$$

Des weiteren hat **Torenbeek 1988** die Flächenbelastung als Funktion der Startmasse untersucht, welches aus Bild 2.1 auf Seite 11 zu entnehmen ist.

Die zugehörigen Werte der Flächenbelastung sind in Tabelle 2.1 auf Seite 12 je Flugzeugtyp aufgelistet.

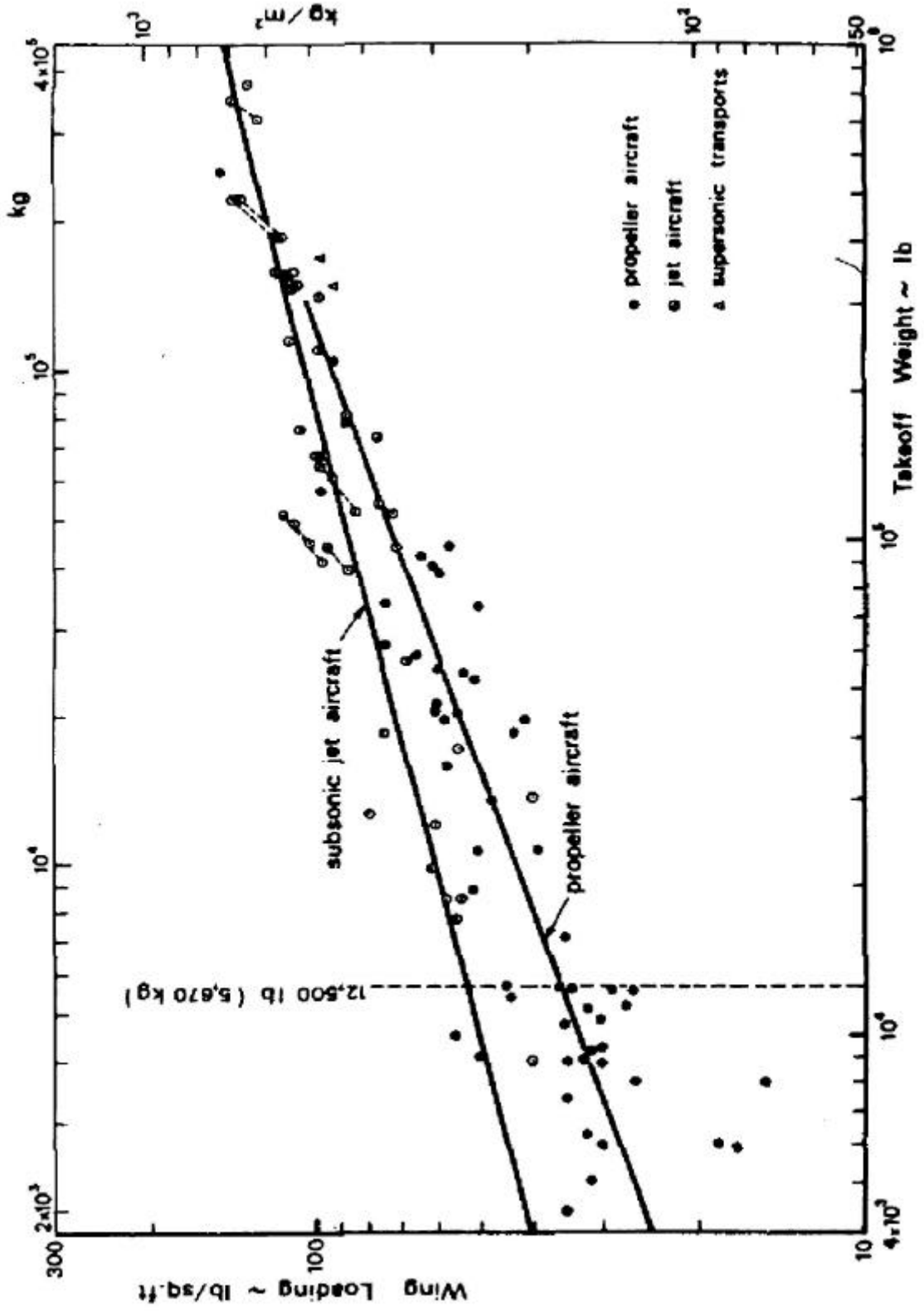


Bild 2.1 Flächenbelastung als Funktion der Startmasse nach [Torenbeek 1988]

Tabelle 2.1 Flächenbelastung¹

Flugzeugtyp	$\frac{m_{MTO}}{S_w}$ $\frac{kg}{m^2}$
B737-700	480
B757-200	550
B767-300	590
B777-300	660
B747-400	710
A300-600R	590
A310-300	580
A318-100	450
A319-200	470
A320-200	480
A321-100	490
A321-200	500
A330-200	620
A330-300	610
A340-200	630
A340-300	650

¹ Werte aus Bild 2.1 entnommen, mit dem Vorgabewert der original Startmasse

2.2 Ermittlung der neuen statistischen Zusammenhänge

Die Auswahl der Transportflugzeuge beschränkt sich in Abschnitt 2.2 auf die 11 ausgewählten moderneren Airbustypen. An dieser Stelle wird darauf hingewiesen, dass die Boeingttypen mit aufgelistet werden. Hinweis ist notwendig, da die Boeing-Corporation die fehlenden Parameter wie Sicherheitslandstrecke und Auftriebsbeiwert nicht zur Verfügung gestellt hat, die zur Berechnung von kl mit von Bedeutung sind. Dem entsprechend sind die Modelle der Boeing-Palette nur in Tabelle 2.2 und 2.3 verwendbar.

Tabelle 2.2 Original Flächenbelastung

Flugzeugtyp	S_w m^2	m_{MTO} kg	$\frac{m_{MTO}}{S_w}$ $\frac{kg}{m^2}$
B737-700	125,5	70000	558
B757-200	183,4	115700	631
B767-300	287,2	186900	651
B777-300	444,5	299400	674
B747-400	548,8	397000	723
A300-600R	260,0	171700	660
A310-300	219,0	164900	753
A318-100	122,4	61500	503
A319-200	122,4	73500	601
A320-200	122,4	77000	629
A321-100	126,0	85000	675
A321-200	126,0	89000	706
A330-200	361,6	230000	636
A330-300	361,6	217000	600
A340-200	361,6	257000	711
A340-300	361,6	271000	749

Der folgenden Tabelle sind die Mittelwerte der Flächenbelastung zu entnehmen:

Tabelle 2.3 Mittelwert der Flächenbelastung

Flugzeugkategorie	$\frac{m_{MTO}}{S_W}$ $\frac{kg}{m^2}$
Die ausgewählten Flugzeugtypen, Airbus	657
Die Flugzeugtypen, Airbus und Boeing	653

Bestimmung des Faktors kl mit den Daten nach Tabelle A1:

$$kl = \frac{m_{ML}}{c_{L,max,L} \cdot s_{LFL} \cdot S_W}$$

Tabelle 2.4 Faktor kl nach Berechnungsmethode [Scholz 1998]

Typ	S_W	$c_{L,max,L}$	s_{LFL}	m_{ML}	kl
A300-600R	260	2,68	1524	140000	0,132
A310-300	219	2,65	1494	124000	0,143
A318-100	122,4	2,49	1326	56000	0,139
A319-200	122,4	2,49	1417	61000	0,141
A320-200	122,4	2,49	1494	64500	0,142
A321-100	126	2,87	1554	74500	0,133
A321-200	126	2,87	1570	75500	0,133
A330-200	361,6	2,47	1722	180000	0,117
A330-300	361,6	2,47	1707	179000	0,117
A340-200	361,6	2,54	1844	182000	0,107
A340-300	361,6	2,54	1920	190000	0,108

Mittelwert $kl = 0,118$ nur mit Airbus-Werten. Bezogen auf die Airbusflotte kann der neue Mittelwert in dem Kapitel 5 des Skriptes nach **Scholz 1998** verwendet werden. Dies wird im Abschnitt 2.3 verdeutlicht.

Bestimmung von $\frac{m_{ML}}{S_W}$:

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = kl \cdot s \cdot c_{L,max,L} \cdot s_{LFL}$$

Tabelle 2.5 Verhältnis $\frac{m_{ML}}{S_w}$ nach Berechnungsgrundlage [Scholz 1998]

Typ	S_{LFL}	$C_{L,max,L}$	$\frac{m_{ML}}{S_w}$ kl = 0.107 $\frac{kg}{m^3}$, $\frac{kg}{m^2}$	$\frac{m_{ML}}{S_w}$ mit A1- Werten, $\frac{kg}{m^2}$
A300-600R	1524	2,68	437	538
A310-300	1494	2,65	424	566
A318-100	1326	2,49	353	458
A319-200	1417	2,49	378	498
A320-200	1494	2,49	398	527
A321-100	1554	2,87	477	591
A321-200	1570	2,87	482	599
A330-200	1722	2,47	455	498
A330-300	1707	2,47	451	495
A340-200	1844	2,54	501	503
A340-300	1920	2,54	522	525

Das Verhältnis von maximaler Landmasse und Flügelfläche $\frac{m_{ML}}{S_w}$ wird in Spalte 4 mit dem bisher bekannten kl berechnet, aus dem Skript **Scholz 1998**. Spalte 5 zeigt das Verhältnis $\frac{m_{ML}}{S_w}$ durch die tatsächlich, bekannten Werte.

2.3 Vergleich zwischen den bisherigen und neuen statistischen Zusammenhängen

Tabelle 2.6 Relative Abweichung bezogen auf $\frac{m_{ML}}{S_w}$, mit kl = 0.107 $\frac{kg}{m^3}$:

Typ	$\frac{m_{ML}}{S_w}$, kl = 0.107 $\frac{kg}{m^3}$, $\frac{kg}{m^2}$	$\frac{m_{ML}}{S_w}$, direkt ermittelt, $\frac{kg}{m^2}$	Relative Abweichung %
A300-600R	437	538	23.1
A310-300	424	566	33.5
A318-100	353	458	29.7
A319-200	378	498	31.8
A320-200	398	527	32.4
A321-100	477	591	23.9
A321-200	482	599	24.3
A330-200	455	498	9.5
A330-300	451	495	9.8
A340-200	501	503	0.4
A340-300	522	525	0.6

Die Werte der originalen weichen im Bereich A300 bis A321 um die 28% im Mittel von den werten mit $kl = 0.107 \frac{kg}{m^3}$ ab. Auffällig sind die Ergebnisse von A340 (beide Versionen) und A330 (beide Versionen). Hier zeigt sich ein minimaler Unterschied. An dieser Stelle ist es möglich zur weiteren Dimensionierung die Werte aus der Ermittlung der Flächenbelastung nach [Scholz 1998] zu verwenden.

Tabelle 2.7 Relative Abweichung bezogen auf $\frac{m_{ML}}{S_w}$, $kl = 0.118 \frac{kg}{m^3}$:

Typ	$\frac{m_{ML}}{S_w}, kl = 0.118 \frac{kg}{m^3}$, $\frac{kg}{m^2}$	$\frac{m_{ML}}{S_w}$, direkt ermittelt, $\frac{kg}{m^2}$	Relative Abweichung %
A300-600R	482	538	11.6
A310-300	467	566	21.2
A318-100	390	458	17.4
A319-200	416	498	19.7
A320-200	439	527	20.0
A321-100	526	591	12.3
A321-200	532	599	12.6
A330-200	502	498	0.8
A330-300	498	495	0.6
A340-200	553	503	9.0
A340-300	575	525	8.7

Mit dem neuen Mittelwert $kl = 0.118 \frac{kg}{m^3}$, wie in Abschnitt 2. 2 ermittelt, ist es die Annäherung an die originalen Werteparameter durchschnittlich bis gut. Die Werte der originalen weichen im Bereich A300 bis A321 um die 16% im Mittel von den Werten mit $kl = 0.118 \frac{kg}{m^3}$ ab. Auffällig sind die Ergebnisse von A340 (beide Versionen) und A330 (beide Versionen). Hier zeigt sich ein minimaler Unterschied. Folglich trifft dieser Mittelwert im Vergleich mit dem aus Tabelle 2.6 besser ,mit weniger Abweichung, das wirkliche Verhältnis $\frac{m_{ML}}{S_w}$, welches als positiv gewertet werden kann.

Tabelle 2.8 Mittelwertvergleich der Flächenbelastung

Verkehrsflugzeuge	Nach Raymer	Originale Werte	Abweichung %
	$\frac{m_{MTO}}{S_w}$	$\frac{m_{MTO}}{S_w}$	
	$\frac{kg}{m^2}$	$\frac{kg}{m^2}$	
Flächenbelastung	586	653	11,4

Aus Tabelle 2.8 ist zu erkennen, daß eine 11%ige relative Abweichung vorliegt. **Raymer 89** setzt also eine niedrigere Flächenbelastung zur Dimensionierung an.

Tabelle 2.9 Wertevergleich der Flächenbelastung

Flugzeugtyp	Nach Torenbeek	Original Werte	Abweichung %
B737-700	480	558	16
B757-200	550	631	14,7
B767-300	590	651	10,3
B777-300	660	674	2,1
B747-400	710	723	1,8
A300-600R	590	660	11,9
A310-300	580	753	29,8
A318-100	450	503	11,8
A319-200	470	601	27,9
A320-200	480	629	31,0
A321-100	490	675	37,8
A321-200	500	706	41,2
A330-200	620	636	2,6
A330-300	610	600	1,6
A340-200	630	711	12,9
A340-300	650	749	15,2

Auffallend beim Wertevergleich der Flächenbelastung nach Tabelle 2.9 ist die teilweise, genaue Übereinstimmung der Werte, wie zu erkennen bei der B777, B747 und A330 beide Versionen. Auf der anderen Seite ist bei den Mittelstreckenflugzeugen im Mittel eine 34%ige relative Abweichung zu erkennen. Anzumerken ist hier, die Gefahr der Ablesefehler aus dem Bild 2.1 Flächenbelastung. Die Werte werden von den logarithmischen Achsen abgelesen.

Fazit: Zur Dimensionierung wird auch hier eine niedrigere Flächenbelastung angenommen

2.4 Statistische Zusammenhänge mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfs

Gewählt: Flächenbelastung bezogen auf die Betriebsleermasse:

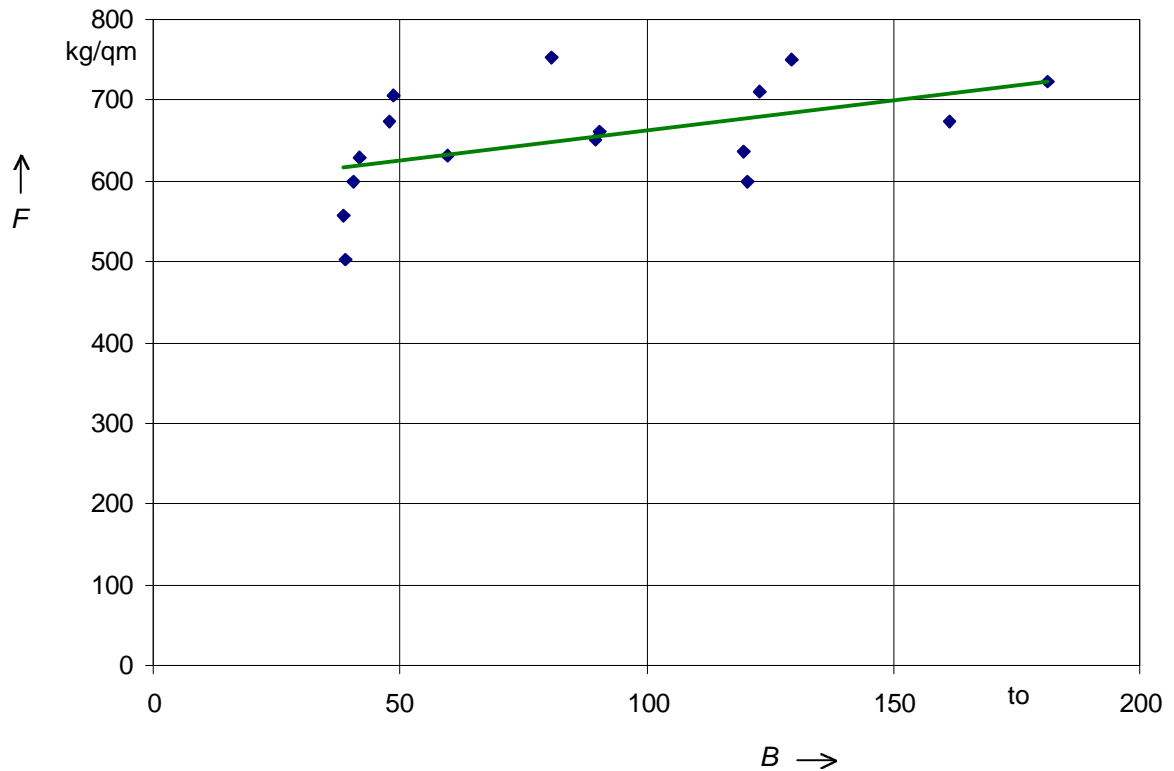


Bild 2.2 Flächenbelastung über Betriebsleermasse

$$F = \frac{m_{MTO}}{S_w} \text{ in } \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

B Betriebsleermasse in Tonnen

Regressionsgerade:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = 0.756 \cdot \text{Betriebsleermasse} + 586.96$$

Korrelationskoeffizient:

$$k = 0.514$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 51,4%ige, mittelstarke Abhängigkeit erkennen.

Gewählt: Flächenbelastung bezogen auf den Auftriebsbeiwert:

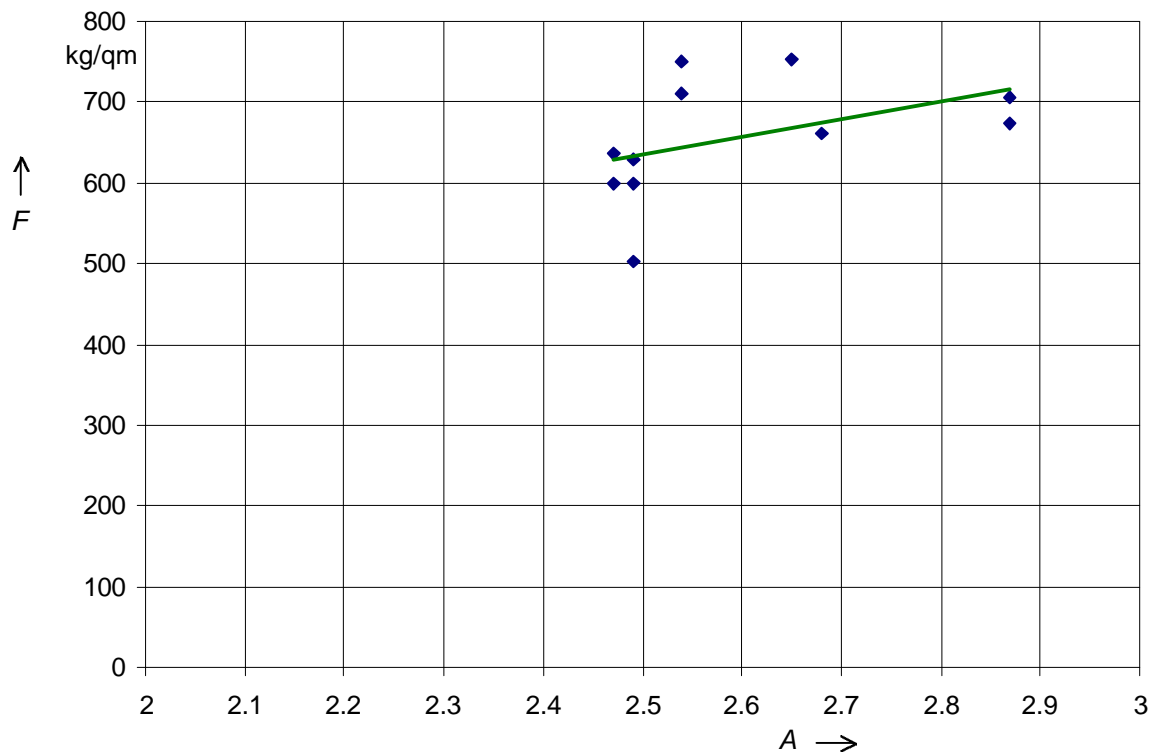


Bild 2.3 Flächenbelastung über Auftriebsbeiwert bei maximaler Landklappenstellung

$$F = \frac{m_{MTO}}{S_w} \text{ in } \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

$$A = c_{L, \max, Lg}$$

Regressionsgerade:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = 218.95 \cdot \text{Auftriebsbeiwert} + 88.132$$

Korrelationskoeffizient:

$$k = 0.45$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 45.0%ige, schwache Abhängigkeit erkennen.

Gewählt: Flächenbelastung bezogen auf die Pfeilung:

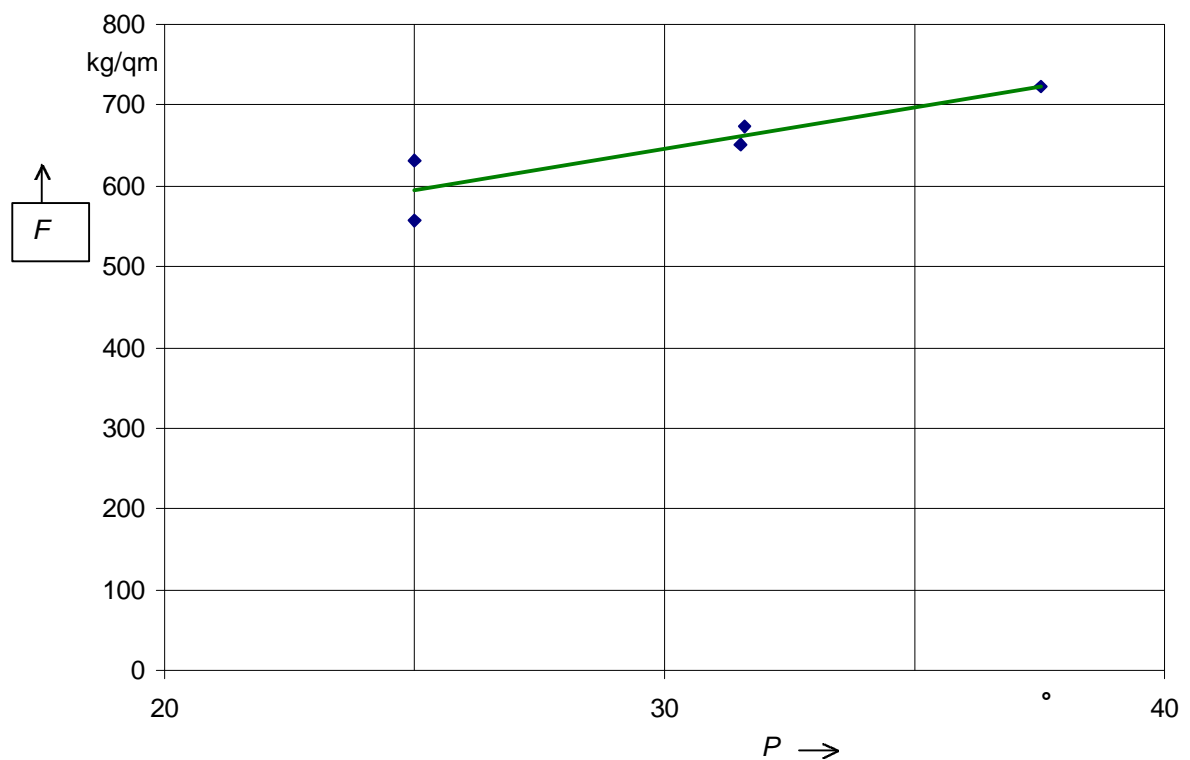


Bild 2.4 Flächenbelastung über Pfeilung

$$F = \frac{m_{MTO}}{S_w} \text{ in } \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

$$P \quad \text{Pfeilung in } ^\circ$$

Regressionsgerade:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = 10.342 \cdot \text{Pfeilung} + 335.78$$

Korrelationskoeffizient:

$$k = 0.896$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 89.6%ige, starke Abhängigkeit erkennen.

Gewählt: Flächenbelastung bezogen auf die Reichweite:

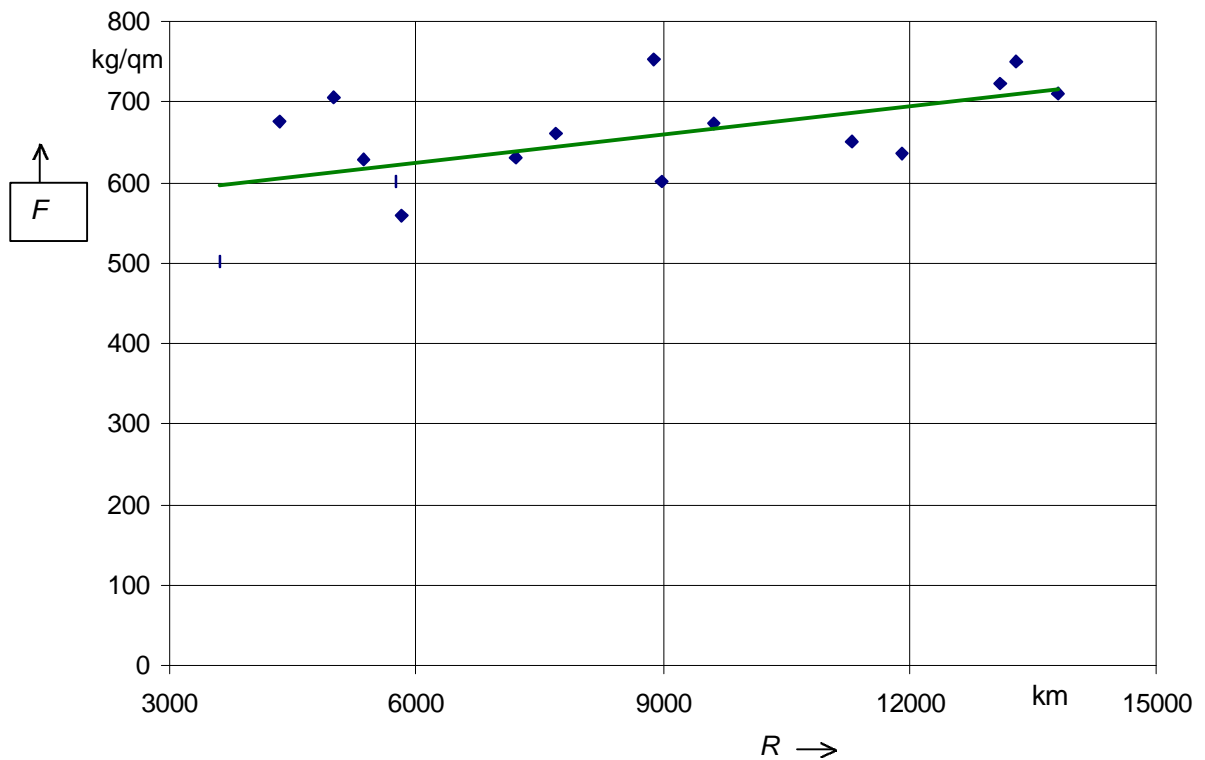


Bild 2.5 Flächenbelastung über Reichweite

$$F = \frac{m_{MTO}}{S_w} \text{ in } \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

R Reichweite in km

Regressionsgerade:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = 0.011651 \cdot \text{Reichweite} + 554.87$$

Korrelationskoeffizient:

$$k = 0.580$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 58.0%ige, mittelstarke Abhängigkeit erkennen.

Überraschend ist das Ergebnis der Pfeilung (Abhängigkeit beträgt 89.6%). Dieses ist nicht im voraus zu erkennen. Ob dieser Parameter in Zukunft intensiv für $\frac{m_{MTO}}{S_w}$ zu verwenden ist, bleibt unbestimmt.

3 Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse

Dieser Parameter wird zur Gewichtsbehandlung zu Rate gezogen, um eine Aussage zur Nutzlast zu machen. In diesem Fall hat der Anteil des Kraftstoffs über eine bestimmte Reichweite die tragende Rolle. Hierauf baut die Kosten-Nutzen-Analyse auf, die bei der Beurteilung von Neuentwicklungen entscheidet.

In diesem Kapitel wird nachvollziehbar die komplette Berechnung zur Korrelations- und Regressionsanalyse nach **Hundt 1982** angewendet.

3.1 Bisherige statistische Zusammenhänge

Grundlage bei **Loftin 1980** ist die Reichweite, wie in der folgenden Tabelle zu erkennen:

Tabelle 3.1 Statistische Mittelwerte für Transportflugzeuge [**Loftin 1980**]

Reichweitenklassifikation	Reichweite NM	Reichweite Km	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$
Kurzstrecke	bis 2000	bis 3700	0,91
Mittelstrecke	2000 bis 3000	3700 bis 5600	0,82
Langstrecke	mehr als 3000	mehr 5600	0,73

Abhängigkeitparameter ist die Reichweite. Aus der Tabelle 3.1 ist zu entnehmen, daß drei Unterteilungen der Werte bezüglich des $\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$ - Verhältnisses gemacht werden. Dieses

Verhältnis sinkt mit zunehmender Reichweite, da die maximale Landemasse durch die größere Menge an verbrauchtem Kraftstoff kleiner wird, wie das folgende Bild grafisch verdeutlicht.

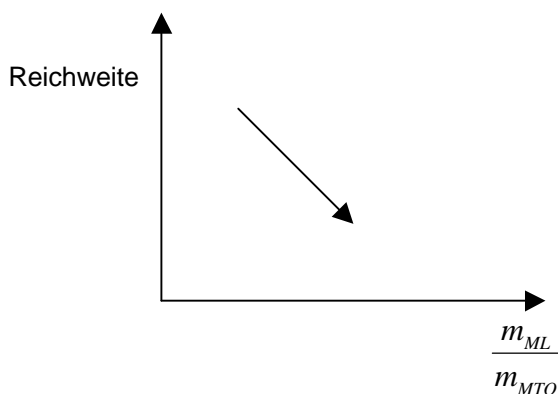


Bild 3.1 Quantitative Abhängigkeit des Massenverhältnisses von der Reichweite

Anders ist der Vorgang zur Dimensionierung nach **Roskam I**, wie in der folgenden Tabelle zu erkennen:

Tabelle 3.2 Statistische Mittelwerte für Transportflugzeuge [Roskam I]

Flugzeugtyp	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$
Transportflugzeuge	0.84

Abhängigkeitparameter ist der Flugzeugtyp. Hier ist das zu wählende Verhältnis ohne weitere Informationen zum Flugzeugtypen angegeben. Eine spezielle Unterteilung wäre angebracht.

Tabelle 3.3 Reichweitenklassifizierung der Strecken

Klassifizierung	Typ	Reichweite ¹ Km	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$
Kurzstrecke	A318-100	$x \leq 5556$	0,868
	A320-200		
	A321-100		
Mittelstrecke	A321-200	$5556 < x \leq 10186$	0,816
	B737-700		
	B757-200		
	B777-300		
	A300-600R		
	A310-300		
	A319-200		
Langstrecke	A330-300	$10186 < x$	0,738
	B767-300		
	B747-400		
	A330-200		
	A340-200		
	A340-300		

¹ Die Einteilung ist nach **Schmitt 98** gewählt

Als Vorlage dieser Tabelle 3.3 dient die Reichweitenklassifizierung nach **Schmitt 98**. Es werden an dieser Stelle schon die original Werte der Massenverhältnisse gewählt, um diese mit **Loftin 80** unter Abschnitt 3.3 vergleichen zu können.

3.2 Ermittlung der neuen statistischen Zusammenhänge

Grundlage, nach Skript **Scholz 1998**, es werden original Daten aus Tabelle A1 verwendet:

Tabelle 3.4 Reichweite und Massenverhältnis ausgewählter Flugzeuge

Typnummer	Typ	Reichweite Mm	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$
1	B737-700	5,83	0,869
2	B757-200	7,22	0,824
3	B767-300	11,30	0,777
4	B777-300	9,63	0,794
5	B747-400	13,1	0,720
6	A300-600R	7,69	0,815
7	A310-300	8,89	0,752
8	A318-100	3,61	0,911
9	A319-200	5,74	0,830
10	A320-200	5,37	0,838
11	A321-100	4,35	0,876
12	A321-200	5,00	0,848
13	A330-200	11,9	0,783
14	A330-300	8,98	0,825
15	A340-200	13,8	0,708
16	A340-300	13,3	0,701

Nachfolgend erfolgt die Berechnung der Regressionsgeraden und des Korrelationskoeffizienten bezugnehmend auf die Tabelle 3.4, die Übersicht läßt keine Einheiten zu:

$$\begin{aligned}
 S_R &= \sum_{i=1}^{N=16} R_i = (5830 + 7220 + 11300 + 9630 + 13100 + 7690 + 8890 + 3610 + 5740 + 5370 \\
 &\quad + 4350 + 5000 + 11900 + 8980 + 13800 + 13300) \\
 &= \underline{135710}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 S_{R^2} &= \sum_{i=1}^{N=16} R_i^2 = (5830^2 + 7220^2 + 11300^2 + 9630^2 + 13100^2 + 7690^2 + 8890^2 + 3610^2 + 5740^2 \\
 &\quad + 5370^2 + 4350^2 + 5000^2 + 11900^2 + 8980^2 + 13800^2 + 13300^2) \\
 &= \underline{1324641900}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 S_M &= \sum_{i=1}^{N=16} M_i = (0,869 + 0,824 + 0,777 + 0,794 + 0,720 + 0,815 + 0,752 + 0,911 + 0,830 \\
 &\quad + 0,838 + 0,876 + 0,848 + 0,783 + 0,825 + 0,708 + 0,701) \\
 &= \underline{12,871}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 S_{M^2} &= \sum_{i=1}^{N=16} M_i^2 = (0,869^2 + 0,824^2 + 0,777^2 + 0,794^2 + 0,720^2 + 0,815^2 + 0,752^2 + 0,911^2 \\
 &\quad + 0,830^2 + 0,838^2 + 0,876^2 + 0,848^2 + 0,783^2 + 0,825^2 + 0,708^2 + 0,701^2) \\
 &= \underline{10,41036}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 S_{RM} &= \sum_{i=1}^{N=16} R_i \cdot M_i = (5830 \cdot 0,869 + 7220 \cdot 0,824 + 11300 \cdot 0,777 + 9630 \cdot 0,794 \\
 &\quad + 13100 \cdot 0,720 + 7690 \cdot 0,815 + 8890 \cdot 0,752 + 3610 \cdot 0,911 + 5740 \cdot 0,830 \\
 &\quad + 5370 \cdot 0,838 + 4350 \cdot 0,876 + 5000 \cdot 0,848 + 11900 \cdot 0,783 + 8980 \cdot 0,825 \\
 &\quad + 13800 \cdot 0,708 + 13300 \cdot 0,701) \\
 &= \underline{106249,97}
 \end{aligned}$$

$$S_{R\bar{R}} = S_{R^2} - \frac{S_R^2}{16} = 1324641900 - \frac{135710^2}{16} = \underline{173566643,8}$$

$$S_{M\bar{M}} = S_{M^2} - \frac{S_M^2}{16} = 10,41036 - \frac{12,871^2}{16} = \underline{0,056439938}$$

$$S_{1M} = S_{RM} - \left[\frac{(S_R \cdot S_M)}{16} \right] = 106249,97 - \left[\frac{(135710 \cdot 12,871)}{16} \right] = \underline{-2920,243125}$$

$$b = \frac{S_{1M}}{S_{R\bar{R}}} = \frac{-2920,243125}{173566643,8} = \underline{-0,000016825}$$

$$\bar{R} = \frac{S_R}{16} = \frac{135710}{16} = \underline{8481,875}$$

$$\bar{M} = \frac{S_M}{16} = \frac{12,871}{16} = \underline{0,8044375}$$

$$a = \bar{M} - b \cdot \bar{R} = 0,8044375 - (-0,000016825) \cdot 8481,875 = \underline{0,947145047}$$

Regressionsgerade:

$$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = a + b \cdot R_i = 0,947145047 + (-0,000016825) \cdot \text{Reichweite}_i$$

Gewählt: Massenverhältnis bezogen auf die Reichweite:

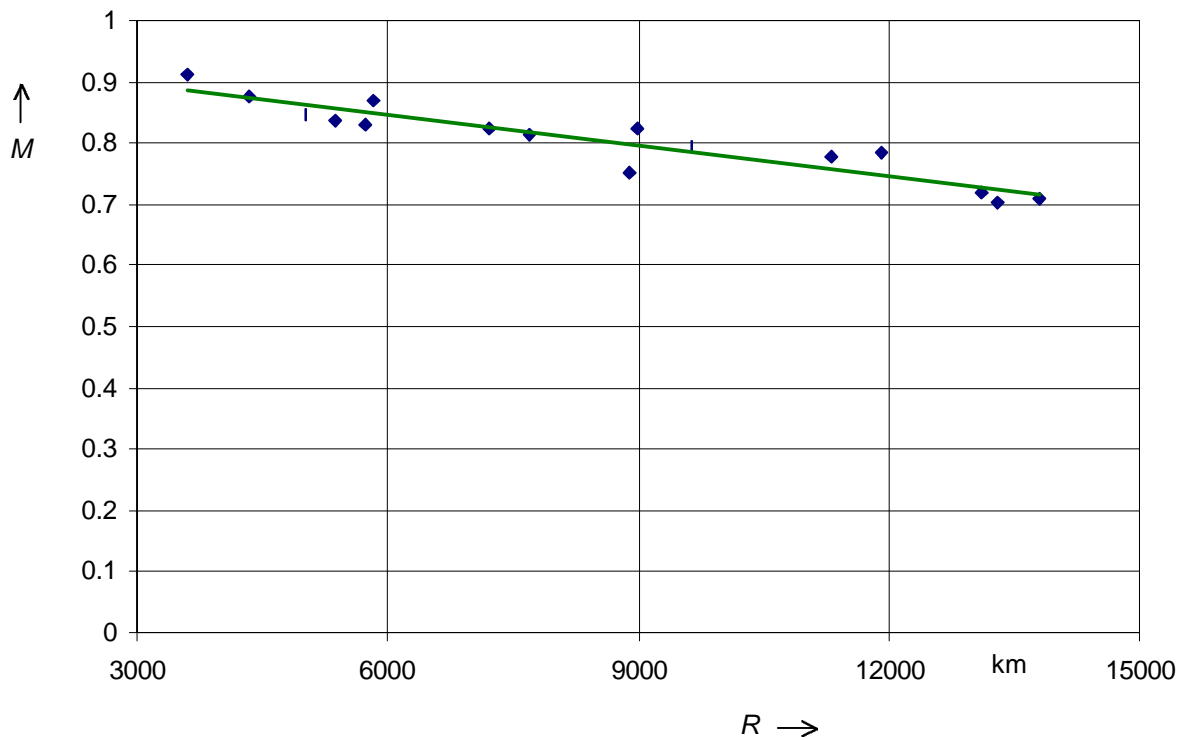


Bild 3.2 Massenverhältnis über Reichweite

$$M = \frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$$

R Reichweite

Korrelationskoeffizient:

$$r = \sqrt{\frac{S_{LM}^2}{S_{RR} \cdot S_{MM}}} = \sqrt{\frac{(-2920,243125)^2}{173566643,8 \cdot 0,056439938}} = \underline{\underline{0,933}}$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 93,3%ige, starke Abhängigkeit erkennen.

3.3 Vergleich der bisherigen und der neuen Zusammenhänge

In der folgenden Tabelle wird das Verhältnis $\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$ klassifiziert in Kurz-, Mittel- und Langstrecke:

Tabelle 3.5 Vergleich des Massenverhältnisses

Klassifizierung	Typ	Reichweite ¹ km	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$ ²	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$
Kurzstrecke	A318-100	$x \leq 3700$	0,91	0,911
Mittelstrecke	A320-200 A321-100 A321-200	$3700 < x \leq 5600$	0,82	0,854
Langstrecke	B737-700 B757-200 B767-300 B777-300 B747-400 A300-600R A310-300 A319-200 A330-200 A330-300 A340-200 A340-300	$5600 < x$	0,73	0,783

¹ Einteilung nach **Loftin 80**

² Ermittelte Werte nach **Loftin 80**

Mit den Vorgabewerten von **Loftin 1980** ist eine Dimensionierung möglich, die unterhalb der originalen Werte liegt, aber so auf der sicheren Seite.

Bei der direkten Gegenüberstellung vom Mittelwert nach **Roskam I** ist eine 4%ige, relative Abweichung festzustellen:

Tabelle 3.6 Vergleich statistischer Mittelwerte für Transportflugzeuge

Flugzeugtyp	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$ nach Roskam I	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$
Transportflugzeuge	0,84	0,804

An dieser Stelle ist der Vorgabewert von **Roskam I** ein akzeptabler. Eine Unterteilung der Flugzeugtypen ist aber übersichtlicher, wie es **Loftin 1980** und **Schmitt 1998** bevorzugen.

Tabelle 3.7 Vergleich zwischen [**Loftin 80**] und [**Schmitt 98**]

Klassifizierung	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$, nach Loftin	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$, nach Schmitt	Abweichung %
Kurzstrecke	0,91	0,868	5
Mittelstrecke	0,82	0,816	0,5
Langstrecke	0,73	0,738	0,1

Nur in der Kurzstrecke Tabelle 3.7 weicht der Wert von **Schmitt 98** von dem Wert nach **Loftin 80** ab. Dies zeigt keine entscheidende Änderung des Vorgabewertes trotz anderer Streckeneinteilung.

3.4 Statistische Zusammenhänge mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfs

Gewählt: Massenverhältnis bezogen auf die Betriebsleermasse:

Tabelle 3.8 Betriebsleermasse und Massenverhältnis ausgewählter Flugzeuge

Numerierung	Flugzeug	m_{OE}	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$
		to	
1	B737-700	38,6	0,869
2	B757-200	59,5	0,824
3	B767-300	89,8	0,777
4	B777-300	161,5	0,794
5	B747-400	181,4	0,720
6	A300-600R	90,3	0,815
7	A310-300	80,8	0,752
8	A318-100	39,0	0,911
9	A319-200	40,4	0,830
10	A320-200	41,8	0,838
11	A321-100	47,9	0,876
12	A321-200	48,7	0,848
13	A330-200	119,5	0,783
14	A330-300	120,6	0,825
15	A340-200	123,1	0,708
16	A340-300	129,3	0,701

Nachfolgend erfolgt die Berechnung der Regressionsgeraden und des Korrelationskoeffizienten bezugnehmend auf die Tabelle 3.8, die Übersicht läßt keine Einheiten zu:

$$\begin{aligned}
 S_B &= \sum_{i=1}^{N=16} B_i = (38,6 + 59,5 + 89,5 + 161,5 + 181,5 + 90,3 + 80,8 + 39,0 + 40,4 + 41,8 + 47,9 \\
 &\quad + 48,7 + 119,5 + 120,6 + 123,1 + 129,3) \\
 &= \underline{1412,2}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 S_{B^2} &= \sum_{i=1}^{N=16} B_i^2 = (38,6^2 + 59,5^2 + 89,8^2 + 161,5^2 + 181,4^2 + 90,3^2 + 80,8^2 + 39,0^2 + 40,4^2 + 41,8^2 \\
 &\quad + 47,9^2 + 48,7^2 + 119,5^2 + 120,6^2 + 123,1^2 + 129,3^2) \\
 &= \underline{157028,4}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 S_{M^2} &= \sum_{i=1}^{N=16} M_i^2 = (0,869^2 + 0,824^2 + 0,777^2 + 0,794^2 + 0,720^2 + 0,815^2 + 0,752^2 + 0,911^2 \\
 &\quad + 0,830^2 + 0,838^2 + 0,876^2 + 0,848^2 + 0,783^2 + 0,825^2 + 0,708^2 + 0,701^2) \\
 &= \underline{10,41036}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 S_{BM} &= \sum_{i=1}^{N=16} B_i \cdot M_i = (38,6 \cdot 0,869 + 59,5 \cdot 0,824 + 89,8 \cdot 0,777 + 161,5 \cdot 0,794 \\
 &\quad + 181,4 \cdot 0,720 + 90,3 \cdot 0,815 + 80,8 \cdot 0,752 + 39,0 \cdot 0,911 + 40,4 \cdot 0,830 \\
 &\quad + 41,8 \cdot 0,838 + 47,9 \cdot 0,876 + 48,7 \cdot 0,848 + 119,5 \cdot 0,783 + 120,6 \cdot 0,825 \\
 &\quad + 123,1 \cdot 0,708 + 129,3 \cdot 0,701) \\
 &= \underline{1103,7461}
 \end{aligned}$$

$$S_{\bar{B}\bar{B}} = S_{B^2} - \frac{S_B^2}{16} = 157028,4 - \frac{1412,2^2}{16} = \underline{32384,0975}$$

$$S_{\bar{M}\bar{M}} = S_{M^2} - \frac{S_M^2}{16} = 10,41036 - \frac{12,871^2}{16} = \underline{0,056439938}$$

$$S_{1M} = S_{BM} - \left[\frac{(S_B \cdot S_M)}{16} \right] = 1103,7461 - \left[\frac{(1412,2 \cdot 12,871)}{16} \right] = \underline{-32,2805375}$$

$$b = \frac{S_{1M}}{S_{\bar{B}\bar{B}}} = \frac{-32,2805375}{32384,0975} = \underline{-0,000996802}$$

$$\bar{B} = \frac{S_B}{16} = \frac{1412,2}{16} = \underline{88,2625}$$

$$\bar{M} = \frac{S_M}{16} = \frac{12,871}{16} = \underline{0,8044375}$$

$$a = \bar{M} - b \cdot \bar{B} = 0,8044375 - (-0,000996802) \cdot 88,2625 = \underline{0,892417748}$$

Regressionsgerade:

$$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = a + b \cdot B_i = 0,892417748 + (-0,000996802) \cdot \text{Betriebsleermasse}_i$$

Korrelationskoeffizient:

$$r = \sqrt{\frac{S_{1M}^2}{S_{BB} \cdot S_{MM}}} = \sqrt{\frac{(-32,2805375)^2}{32384,0975 \cdot 0,056439938}} = 0,7551$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 75,51%ige, starke Abhängigkeit erkennen.

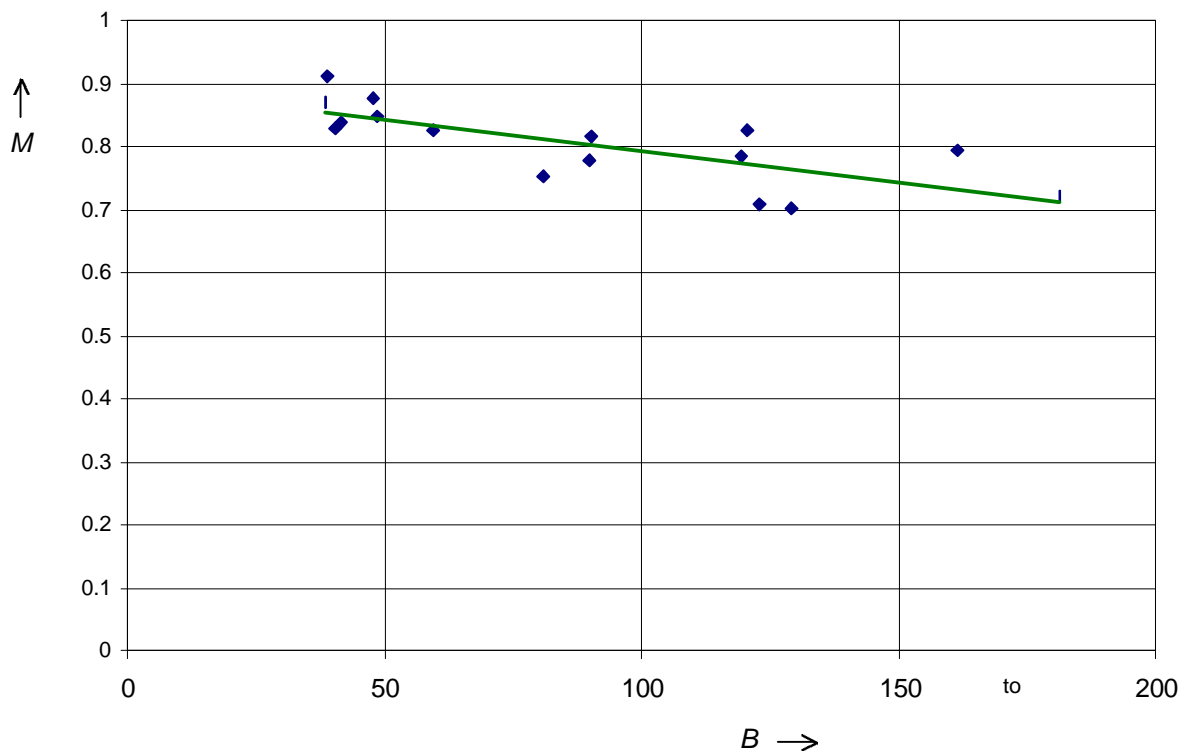


Bild 3.3 Massenverhältnis über Betriebsleermasse

$$M = \frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$$

B Betriebsleermasse

Gewählt: Massenverhältnis bezogen auf den Triebwerksschub:

Tabelle 3.9 Startschub [Brassey`s 99] und Massenverhältnis ausgewählter Flugzeuge

Numerierung	Flugzeug	Triebwerkstyp	Anzahl	Startschub kN	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$
1	B737-700	CFM 56-3	1	104,53	0,869
2	B757-200	PW2037	1	170,14	0,824
3	B767-300	CF6-80C2	1	233,53	0,777
4	B777-300	GE90-B4	1	388,77	0,794
5	B747-400	RB211-524G	1	258,07	0,720

Nachfolgend erfolgt die Berechnung der Regressionsgeraden und des Korrelationskoeffizienten bezugnehmend auf die Tabelle 3.9, die Übersicht läßt keine Einheiten zu:

$$S_C = \sum_{i=1}^{N=5} C_i = (104,53 + 170,14 + 233,53 + 388,77 + 258,07)$$

$$= \underline{1155,04}$$

$$S_{C^2} = \sum_{i=1}^{N=5} C_i^2 = (104,53^2 + 170,14^2 + 233,53^2 + 388,77^2 + 258,07^2)$$

$$= \underline{312152,6392}$$

$$S_M = \sum_{i=1}^{N=5} M_i = (0,869 + 0,824 + 0,777 + 0,794 + 0,720)$$

$$= \underline{3,984}$$

$$S_{M^2} = \sum_{i=1}^{N=5} M_i^2 = (0,869^2 + 0,824^2 + 0,777^2 + 0,794^2 + 0,720^2)$$

$$= \underline{3,186702}$$

$$S_{CM} = \sum_{i=1}^{N=5} C_i \cdot M_i = (104,53 \cdot 0,869 + 170,14 \cdot 0,824 + 233,53 \cdot 0,777 + 388,77 \cdot 0,794$$

$$+ 258,07 \cdot 0,720)$$

$$= \underline{906,97852}$$

$$S_{\overline{C\overline{C}}} = S_{C^2} - \frac{S_C^2}{5} = 312152,6392 - \frac{1155,04^2}{5} = \underline{45329,15888}$$

$$S_{\overline{M\overline{M}}} = S_{M^2} - \frac{S_M^2}{5} = 3,186702 - \frac{3,984^2}{5} = \underline{0,0122508}$$

$$S_{1M} = S_{CM} - \left[\frac{(S_C \cdot S_M)}{5} \right] = 906,97852 - \left[\frac{(1155,04 \cdot 3,984)}{5} \right] = \underline{-13,357352}$$

$$b = \frac{S_{1M}}{S_{\overline{C\overline{C}}}} = \frac{-13,357352}{45329,15888} = \underline{-0,000294675}$$

$$\overline{C} = \frac{S_C}{5} = \frac{1155,04}{5} = \underline{231,008}$$

$$\overline{M} = \frac{S_M}{5} = \frac{3,984}{5} = \underline{0,7968}$$

$$a = \overline{M} - b \cdot \overline{C} = 0,7968 - (-0,000294675) \cdot 231,008 = \underline{0,8648723}$$

Regressionsgerade:

$$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = a + b \cdot C_i = 0,8648723 + (-0,000294675) \cdot \text{Startschub}_i$$

Korrelationskoeffizient:

$$r = \sqrt{\frac{S_{1M}^2}{S_{\overline{C\overline{C}}} \cdot S_{\overline{M\overline{M}}}}} = \sqrt{\frac{(-13,357352)^2}{45329,15888 \cdot 0,0122508}} = \underline{0,5668}$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 56,68%ige mittelstarke Abhängigkeit erkennen.

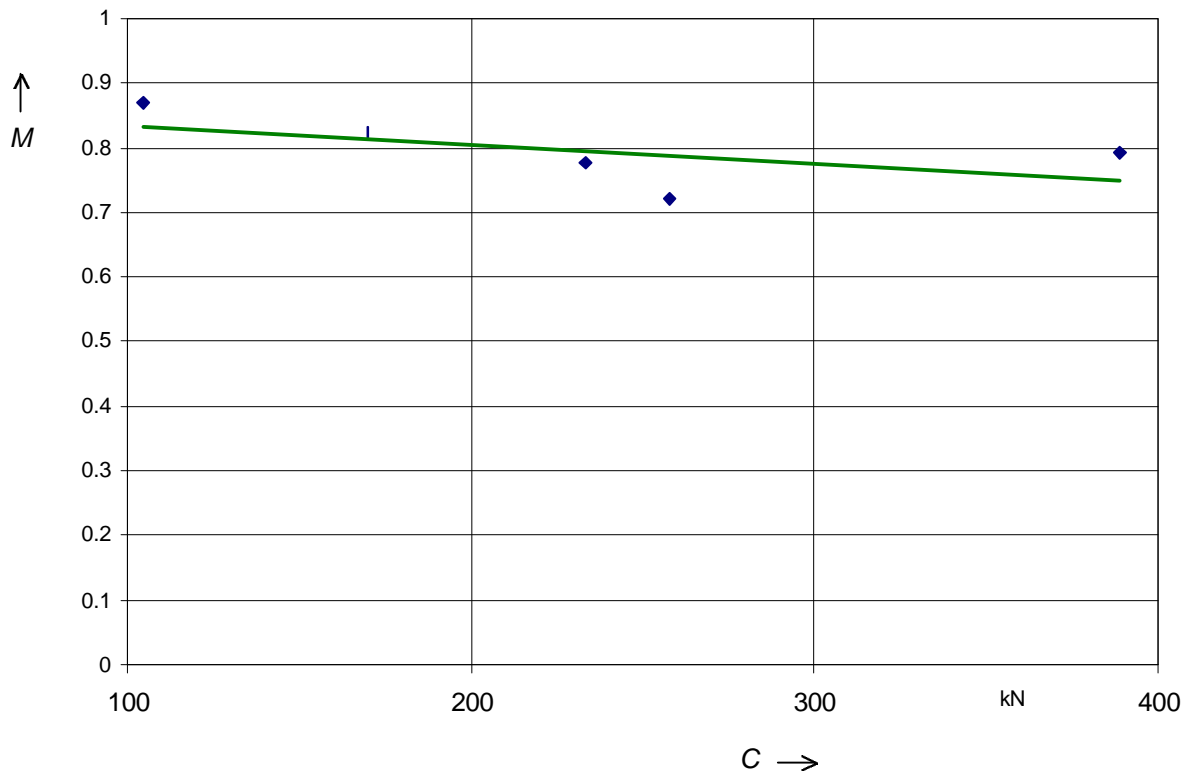


Bild 3.4 Massenverhältnis über Startschub

$$M = \frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$$

C Startschub

Gewählt: Massenverhältnis bezogen auf die Pfeilung:

Tabelle 3.10 Pfeilung und Massenverhältnis ausgewählter Flugzeuge

Numerierung	Flugzeug	Pfeilung °	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$
1	B737-700	25,0	0,869
2	B757-200	25,0	0,824
3	B767-300	31,5	0,777
4	B777-300	31,6	0,794
5	B747-400	37,5	0,720
6	A300-600R	28,0	0,815

Nachfolgend erfolgt die Berechnung der Regressionsgeraden und des Korrelationskoeffizienten beziehend auf die Tabelle 3.10, die Übersicht läßt keine Einheiten zu:

$$S_D = \sum_{i=1}^{N=6} D_i = (25,0 + 25,0 + 31,5 + 31,6 + 37,5 + 28,0) \\ = \underline{178,6}$$

$$S_{D^2} = \sum_{i=1}^{N=6} D_i^2 = (25,0^2 + 25,0^2 + 31,5^2 + 31,6^2 + 37,5^2 + 28,0^2) \\ = \underline{5431,06}$$

$$S_M = \sum_{i=1}^{N=6} M_i = (0,869 + 0,824 + 0,777 + 0,794 + 0,720 + 0,815) \\ = \underline{4,799}$$

$$S_{M^2} = \sum_{i=1}^{N=6} M_i^2 = (0,869^2 + 0,824^2 + 0,777^2 + 0,794^2 + 0,720^2 + 0,815^2) \\ = \underline{3,850927}$$

$$S_{DM} = \sum_{i=1}^{N=6} D_i \cdot M_i = (25,0 \cdot 0,869 + 25,0 \cdot 0,824 + 31,5 \cdot 0,777 + 31,6 \cdot 0,794 \\ + 37,5 \cdot 0,720 + 28,0 \cdot 0,815) \\ = \underline{141,709}$$

$$S_{D\bar{D}} = S_{D^2} - \frac{S_D^2}{6} = 5431,06 - \frac{178,6^2}{6} = \underline{114,7\bar{3}}$$

$$S_{M\bar{M}} = S_{M^2} - \frac{S_M^2}{6} = 3,850927 - \frac{4,799^2}{6} = \underline{0,012526833}$$

$$S_{1M} = S_{DM} - \left[\frac{(S_D \cdot S_M)}{6} \right] = 141,709 - \left[\frac{(178,6 \cdot 4,799)}{6} \right] = \underline{-1,1412\bar{3}}$$

$$b = \frac{S_{1M}}{S_{D\bar{D}}} = \frac{-1,1412\bar{3}}{114,7\bar{3}} = \underline{-0,009946833}$$

$$\bar{D} = \frac{S_D}{6} = \frac{178,6}{6} = \underline{29,7\bar{6}}$$

$$\bar{M} = \frac{S_M}{6} = \frac{4,799}{6} = \underline{0,7998\bar{3}}$$

$$a = \bar{M} - b \cdot \bar{D} = 0,7998\bar{3} - (-0,009946833) \cdot 29,7\bar{6} = \underline{1,0959174}$$

Regressionsgerade:

$$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = a + b \cdot D_i = 1,0959174 + (-0,009946833) \cdot \text{Pfeilung}_i$$

Korrelationskoeffizient:

$$r = \sqrt{\frac{S_M^2}{S_{DD} \cdot S_{MM}}} = \sqrt{\frac{(-1,1412\bar{3})^2}{114,7\bar{3} \cdot 0,012526833}} = \underline{0,952}$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 95,2%ige indirekt lineare Abhängigkeit erkennen.

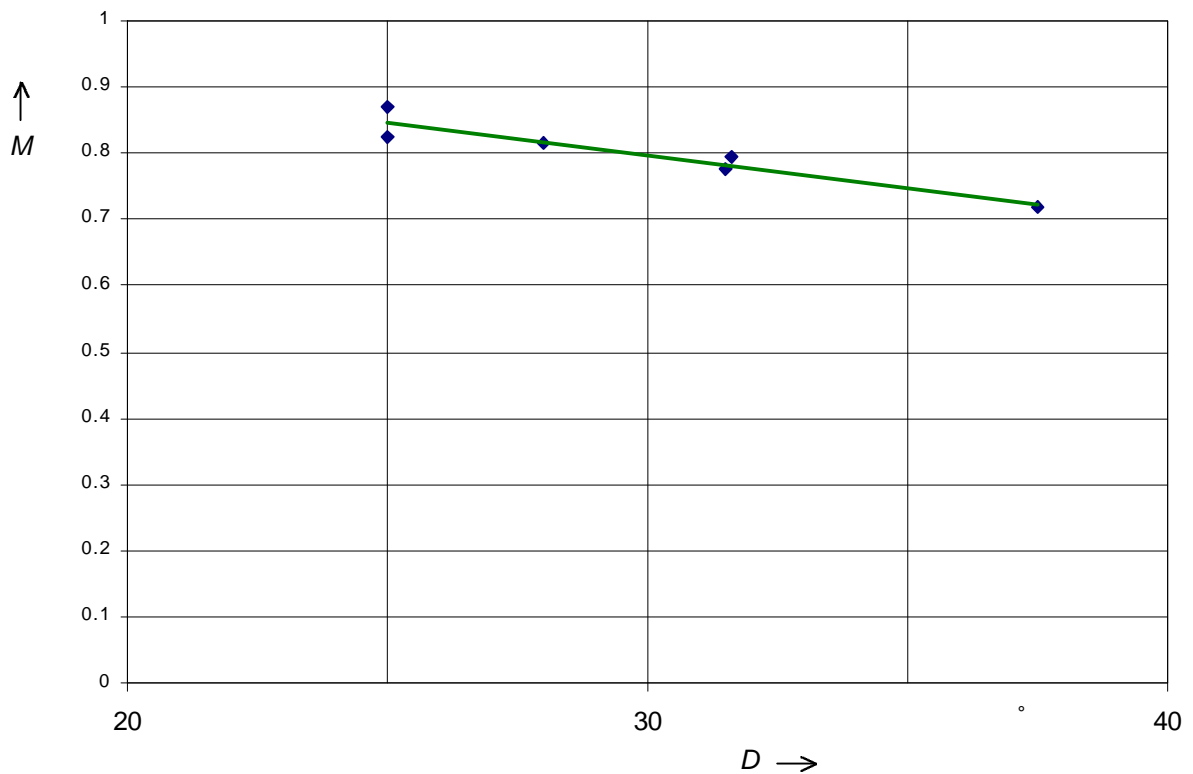


Bild 3.5 Massenverhältnis über Pfeilung

M	$\frac{m}{m_{MTO}}$
D	Pfeilung

Gewählt: Massenverhältnis bezogen auf die Flügelfläche:

Tabelle 3.11 Flügelfläche und Massenverhältnis ausgewählter Flugzeuge

Numerierung	Flugzeug	Flügelfläche m ²	$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$
1	B737-700	125,5	0,869
2	B757-200	183,4	0,824
3	B767-300	287,2	0,777
4	B777-300	444,5	0,794
5	B747-400	548,8	0,720
6	A300-600R	260,0	0,815
7	A310-300	219,0	0,752
8	A318-100	122,4	0,911
9	A319-200	122,4	0,830
10	A320-200	122,4	0,838
11	A321-100	126,0	0,876
12	A321-200	126,0	0,848
13	A330-200	361,6	0,783
14	A330-300	361,6	0,825
15	A340-200	361,6	0,708
16	A340-300	361,6	0,701

Nachfolgend erfolgt die Berechnung der Regressionsgeraden und des Korrelationskoeffizienten bezugnehmend auf die Tabelle 3.11, die Übersicht läßt keine Einheiten zu:

$$S_M = \sum_{i=1}^{N=16} M_i = (0,869 + 0,824 + 0,777 + 0,794 + 0,720 + 0,815 + 0,752 + 0,911 + 0,830 + 0,838 + 0,876 + 0,848 + 0,783 + 0,825 + 0,708 + 0,701)$$

$$= 12,871$$

$$S_{M^2} = \sum_{i=1}^{N=16} M_i^2 = (0,869^2 + 0,824^2 + 0,777^2 + 0,794^2 + 0,720^2 + 0,815^2 + 0,752^2 + 0,911^2 + 0,830^2 + 0,838^2 + 0,876^2 + 0,848^2 + 0,783^2 + 0,825^2 + 0,708^2 + 0,701^2)$$

$$= 10,41036$$

$$\begin{aligned}
 S_{EM} &= \sum_{i=1}^{N=16} E_i \cdot M_i = (125,5 \cdot 0,869 + 183,4 \cdot 0,824 + 287,2 \cdot 0,777 + 444,5 \cdot 0,794 \\
 &\quad + 548,5 \cdot 0,720 + 260,0 \cdot 0,815 + 219,0 \cdot 0,752 + 122,4 \cdot 0,911 + 122,4 \cdot 0,830 \\
 &\quad + 122,4 \cdot 0,838 + 126,0 \cdot 0,876 + 126,0 \cdot 0,848 + 361,6 \cdot 0,783 + 361,6 \cdot 0,825 \\
 &\quad + 361,6 \cdot 0,708 + 361,6 \cdot 0,701) \\
 &= \underline{3231,8\bar{3}}
 \end{aligned}$$

$$S_{E\bar{E}} = S_{E^2} - \frac{S_E^2}{16} = 1331048,5 - \frac{4134,0^2}{16} = \underline{262926,25}$$

$$S_{M\bar{M}} = S_{M^2} - \frac{S_M^2}{16} = 10,41036 - \frac{12,871^2}{16} = \underline{0,056444938}$$

$$S_{1M} = S_{EM} - \left[\frac{(S_E \cdot S_M)}{16} \right] = 3231,8\bar{3} - \left[\frac{(4134,0 \cdot 12,871)}{16} \right] = \underline{-93,711292}$$

$$b = \frac{S_{1M}}{S_{E\bar{E}}} = \frac{-93,711292}{262926,25} = \underline{-0,000356417}$$

$$\bar{E} = \frac{S_E}{16} = \frac{4134,0}{16} = \underline{258,375}$$

$$\bar{M} = \frac{S_M}{16} = \frac{12,871}{16} = \underline{0,8044375}$$

$$a = \bar{M} - b \cdot \bar{E} = 0,8044375 - (-0,000356417) \cdot 258,375 = \underline{0,8965267}$$

Regressionsgerade:

$$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = a + b \cdot E_i = 0,8965267 + (-0,000356417) \cdot \text{Flügelfläche}_i$$

Korrelationskoeffizient:

$$r = \sqrt{\frac{S_{IM}^2}{S_{EE} \cdot S_{MM}}} = \sqrt{\frac{(-93,711292)^2}{262926,25 \cdot 0,056444938}} = \underline{0,769}$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 76,9%ige starke Abhängigkeit erkennen.

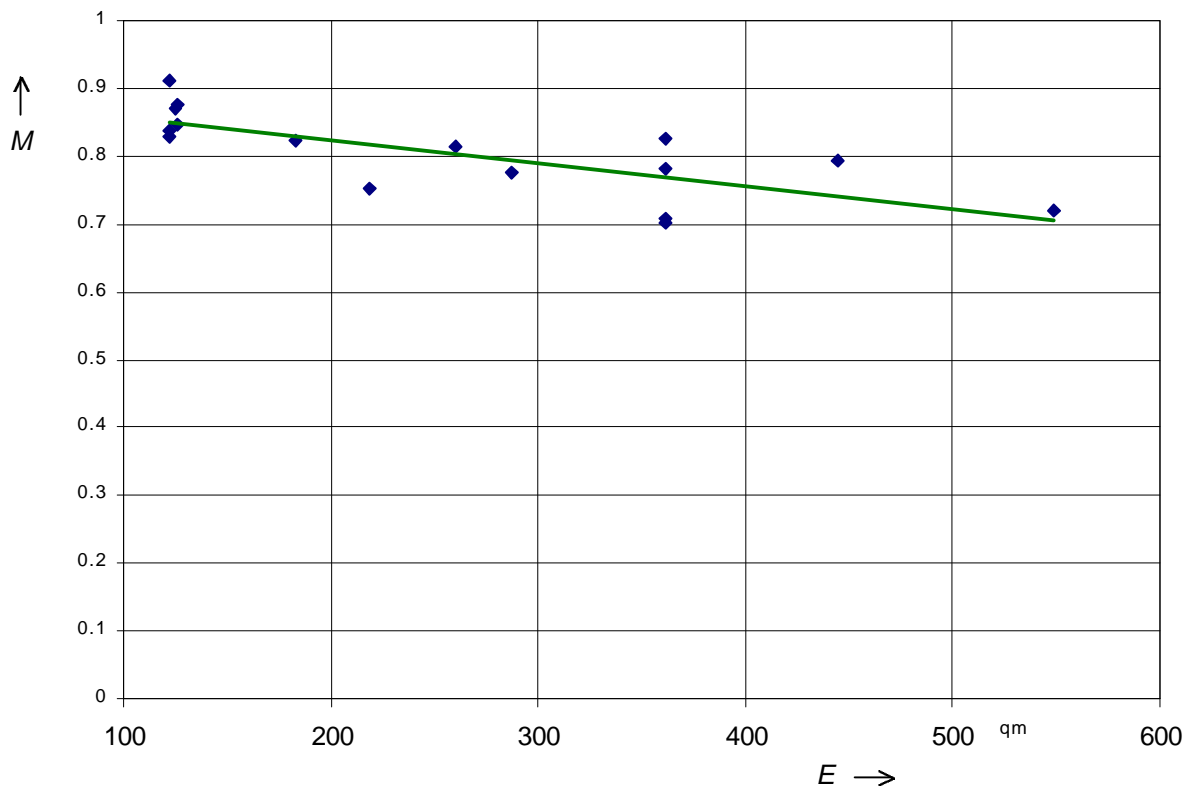


Bild 3.6 Massenverhältnis über Flügelfläche

$$M = \frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$$

E Flügelfläche

Der Parameter Startschub läßt keine wesentliche Abhängigkeit (56.7%) erkennen. Verwendbare Ergebnisse liefert die Pfeilung in erster Linie (95.2%), gefolgt von der Betriebsleermasse (75.5%) und Flügelfläche (76.9%).

4 Geometrische Parameter des Bug- und Heckbereichs

Bei der Gestaltung des Bugbereichs wird auf den optimalen Verlauf der Struktur (strömungsgünstig) geachtet. Ferner wird die Cockpitdimensionierung gewählt, die ausreichend Raum für Ausstattung und Mannschaft bietet, aber immer unter dem Gesichtspunkt möglichst viel Systemnutzlast unterzubringen.

Die Länge des Hecks wird kurz gewählt, um die Betriebsleermasse nicht zu erhöhen. Hierbei ist der Strömungsverlauf nicht zu vernachlässigen in Bezug auf den Widerstand.

Zusätzlich muß auf Heckabmessungen, im speziellen Winkel, Druckschottposition (Ende der Nutzlastunterbringung) geachtet werden.

In diesem Kapitel wird auf die Maße der Bug- und Hecksektionen nach **Schmitt 1998** und **Scholz 1998** eingegangen und mit den originalen Abmessungen verglichen.

4.1 Bisherige statistische Zusammenhänge

Die Länge von Cockpit, Rumpfbug, Kabine im Heck und Rumpfheck sind als Funktion des Rumpfdurchmessers nach **Schmitt 1998** wie folgt festgehalten:

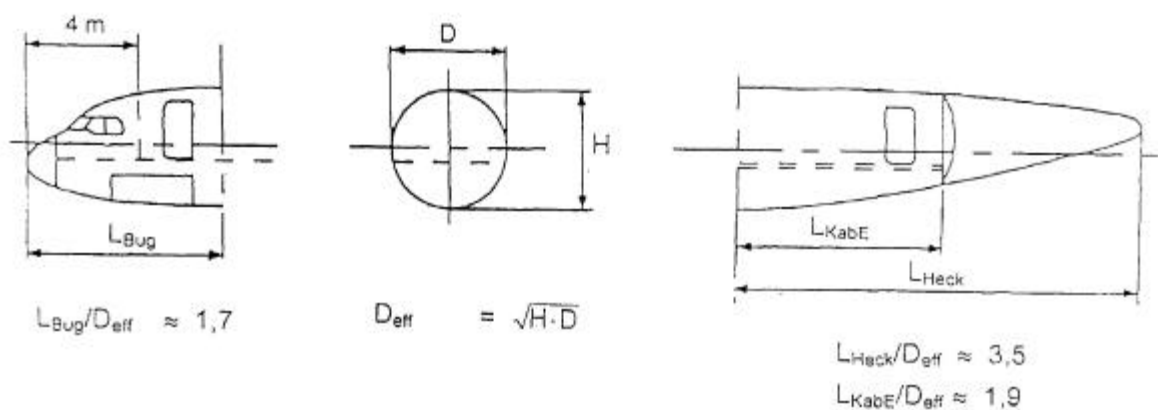


Bild 4.1 Maße von Bug- und Hecksektion nach [Schmitt 98]

Tabelle 4.1 Maße von Flugzeugsektionen¹

Bezeichnung	Rumpfbug	Rumpfheck	Kabine im Heck	Cockpit
Transportflugzeuge	$\frac{L_{\text{Bug}}}{D_{\text{eff}}} \approx 1,7$	$\frac{L_{\text{Heck}}}{D_{\text{eff}}} \approx 3,5$	$\frac{L_{\text{KabE}}}{D_{\text{eff}}} \approx 1,9$	4m

¹ Maße festgelegt durch **Schmitt 98**

mit: $D_{\text{eff}} = \sqrt{H \cdot D}$

Als Hintergrund dienten die originalen Abmessungen der Transportflugzeuge, ohne weitere Angaben des Autors zum Flugzeugtyp im speziellen.

Das Rumpfheck ist nach **Roskam II** wie folgt angegeben:

Tabelle 4.2 Rumpfheck¹

Klassifizierung	$\frac{l_{fc}}{d_f}$
Transportflugzeuge	2.6 - 4

¹ Maß nach **Roskam II**

4.2 Ermittlung der neuen statistischen Zusammenhänge

In der folgenden Tabelle 4.3 werden die Daten zur Übersicht aufgezeigt.

Tabelle 4.3 Maße von der Bug- und Hecksektion nach original Flugzeugtyp

Typ	L _{COCK} m	L _{BUG} m	L _{HECK} M	L _{KabE} m	D _{eff} m	L _{max, A/c} m
B737-700	2,18	8,9	12,5	7,4	3,76	23,2
B757-200	2,37	6,8	15	7,7	3,76	46,9
B767-300	2,69	8,2	16	6,6	5,03	53,7
B777-300	2,52	10,9	18,9	7	6,2	73,1
B747-400	3,04	13,5	25,7	14,7	6,5	68,7
A300-600R	2,56	9,5	20,5	12,5	5,64	53,3
A310-300	2,56	9,5	20,5	12,5	5,64	45,9
A318-100	2,36	6,4	13,7	7,2	3,95	31,5
A319-200	2,36	6,4	13,7	7,2	3,95	43,8
A320-200	2,36	6,4	13,7	7,2	3,95	37,6
A321-100	2,36	6,4	13,7	7,2	3,95	44,5
A321-200	2,36	6,4	13,7	7,2	3,95	44,5
A330-200	2,56	9,4	20,5	12,5	5,64	57,5
A330-300	2,56	9,4	20,5	12,5	5,64	62,8
A340-200	2,56	9,4	20,5	12,5	5,64	58,6
A340-300	2,56	9,4	20,5	12,5	5,64	62,8

Zusätzlich werden die Verhältniswerte benötigt, wie in der folgenden Tabelle 4.4:

Tabelle 4.4 Verhältniswerte der Sektionen

Typ	$\frac{L_{BUG}}{D_{eff}}$	$\frac{L_{HECK}}{D_{eff}}$	$\frac{L_{KabE}}{D_{eff}}$
	B737-700	2,37	3,32
B757-200	1,81	3,99	2,05
B767-300	1,63	3,18	1,31
B777-300	1,76	3,05	1,13
B747-400	2,08	3,95	2,26
A300-600R	1,68	3,63	2,22
A310-300	1,68	3,63	2,22
A318-100	1,62	3,47	1,82
A319-200	1,62	3,47	1,82
A320-200	1,62	3,47	1,82
A321-100	1,62	3,47	1,82
A321-200	1,62	3,47	1,82
A330-200	1,67	3,62	2,21
A330-300	1,67	3,62	2,21
A340-200	1,67	3,62	2,21
A340-300	1,67	3,62	2,21

Es ist jetzt notwendig die Mittelwerte der Verhältnisse in der folgenden Tabelle 4.5 aufzuzeigen:

Tabelle 4.5 Mittelwerte der Rumpfsektionen

Klassifizierung	$\frac{L_{BUG}}{D_{eff}}$	$\frac{L_{HECK}}{D_{eff}}$	$\frac{L_{KabE}}{D_{eff}}$
	Transportflugzeuge	1.74	3.54

4.3 Vergleich zwischen den bisherigen und den neuen statistischen Zusammenhänge

Tabelle 4.6 Mittelwertvergleich der Schlankheitsgrade

Klassifizierung	$\frac{l_{fc}^1}{d_f}$	$\frac{L_{HECK}}{D_{eff}}$
	Transportflugzeuge	2.6 - 4

¹ Wert nach **Roskam II**

Hier zeigt sich, dass der Mittelwertbereich von **Roskam II** den originalen Wert mit einschließt. Es ist aber ein großer Streubereich, der genauer zu wählen ist mit einer exakteren Typenbezeichnung. Eine speziellere Gliederung der Transportflugzeuge wäre optimal.

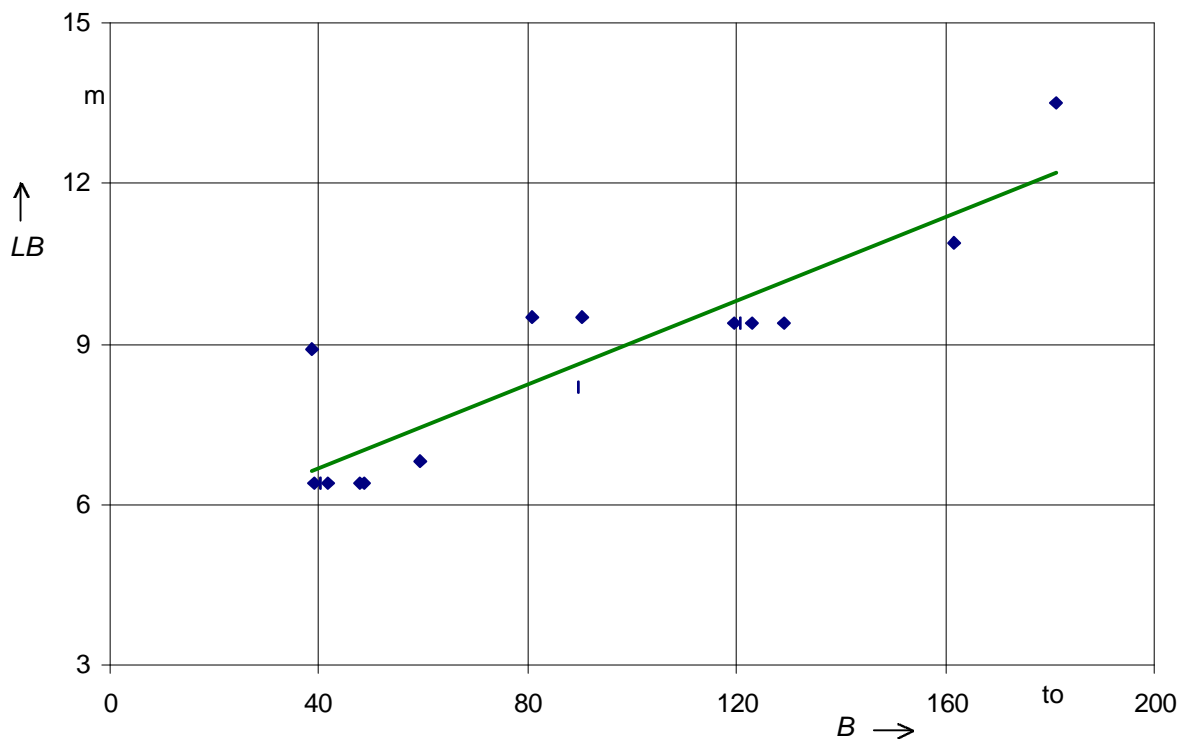
Tabelle 4.7 Vergleich des Verhältnisses Länge Heck/Rumpfdurchmesser

Klassifizierung	$\frac{L_{HECK}}{D_{eff}}$, nach Schmitt	$\frac{L_{HECK}}{D_{eff}}$, original Wert	Relative Abweichung %
Transportflugzeuge	3.5	3.54	1.14
	$\frac{L_{BUG}}{D_{eff}}$	$\frac{L_{BUG}}{D_{eff}}$	
	1.7	1.74	2.35
	$\frac{L_{KabE}}{D_{eff}}$	$\frac{L_{KabE}}{D_{eff}}$	
	1.9	1.94	2.11

Es ist klar zu erkennen, dass die Abweichungen keine Relevanz aufzeigen und die Dimensionierungsvorgaben nach **Schmitt 98** optimal getroffen sind.

4.4 Statistische Zusammenhänge mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfs

Gewählt: Rumpflänge bezogen auf die Betriebsleermasse:

**Bild 4.2** Rumpflänge über Betriebsleermasse

LB Rumpflänge
 B Betriebsleermasse

Regressionsgerade:

$$L_{Bug} = 0.0389 \cdot \text{Betriebsleermasse} + 5.124$$

Korrelationskoeffizient:

$$k = 0.895$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 89.5%ige, starke Abhängigkeit erkennen.

Gewählt: Rumpfdurchmesser bezogen auf die Betriebsleermasse:

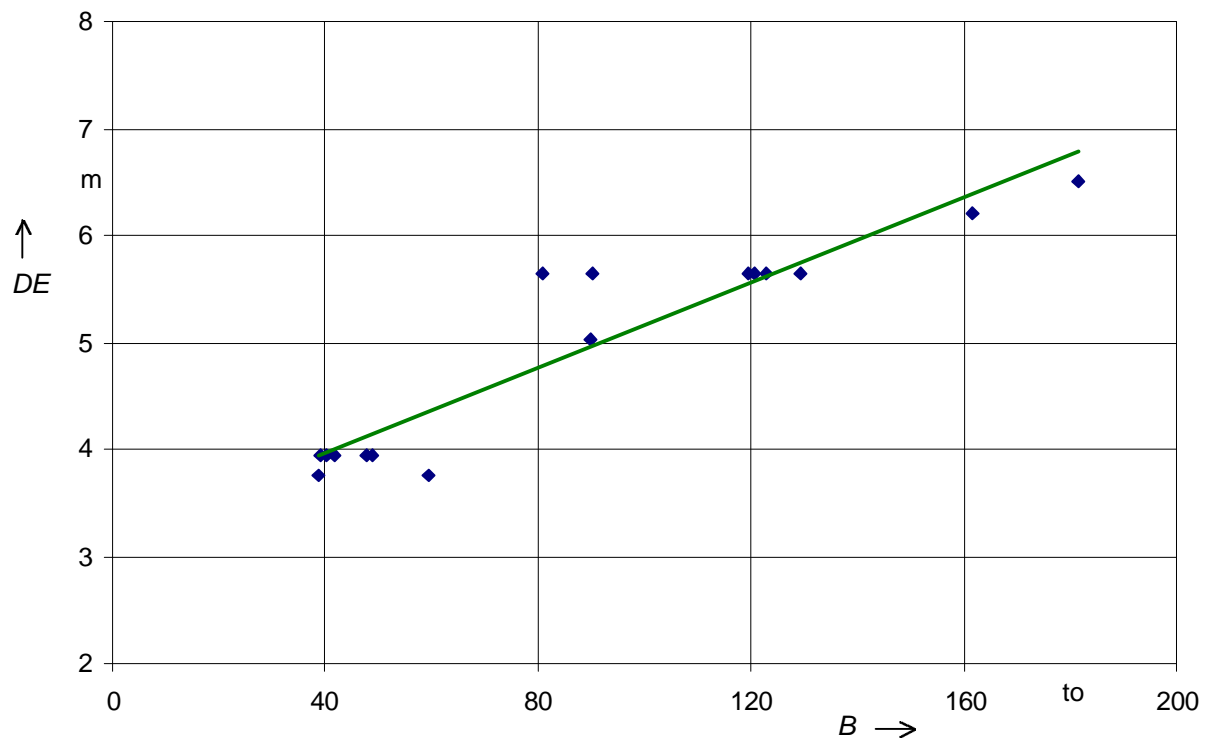


Bild 4.3 Rumpfdurchmesser über Betriebsleermasse

DE Rumpfdurchmesser
 B Betriebsleermasse

Regressionsgerade:

$$D_{eff} = 0.0199 \cdot \text{Betriebsleermasse} + 3.169$$

Korrelationskoeffizient:

$$k = 0.937$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 93.7%ige, starke Abhängigkeit erkennen.
Gewählt: Rumpfheck bezogen auf die Betriebsleermasse:

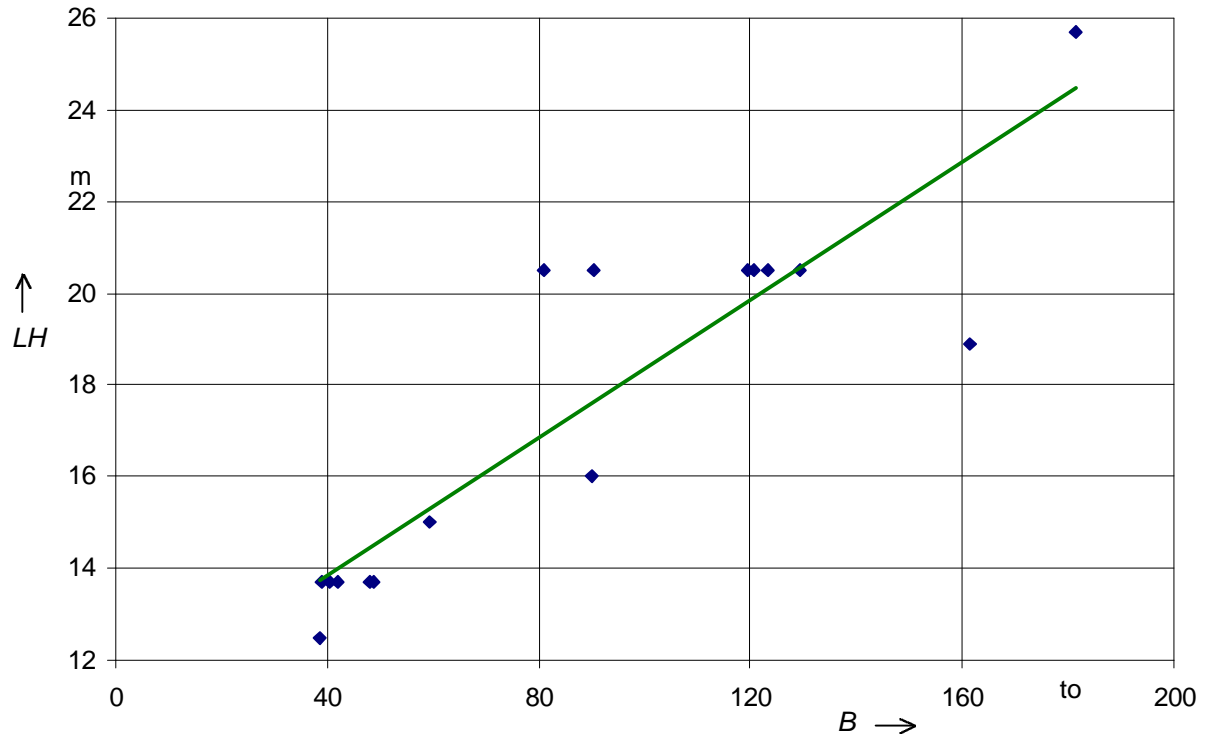


Bild 4.4 Rumpfheck über Betriebsleermasse

LH	Rumpfheck
B	Betriebsleermasse

Regressionsgerade:

$$L_{Heck} = 0.0752 \cdot \text{Betriebsleermasse} + 10.837$$

Korrelationskoeffizient:

$$k = 0.895$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 89.5%ige, starke Abhängigkeit erkennen.

Gewählt: Kabine im Heck bezogen auf die Betriebsleermasse:

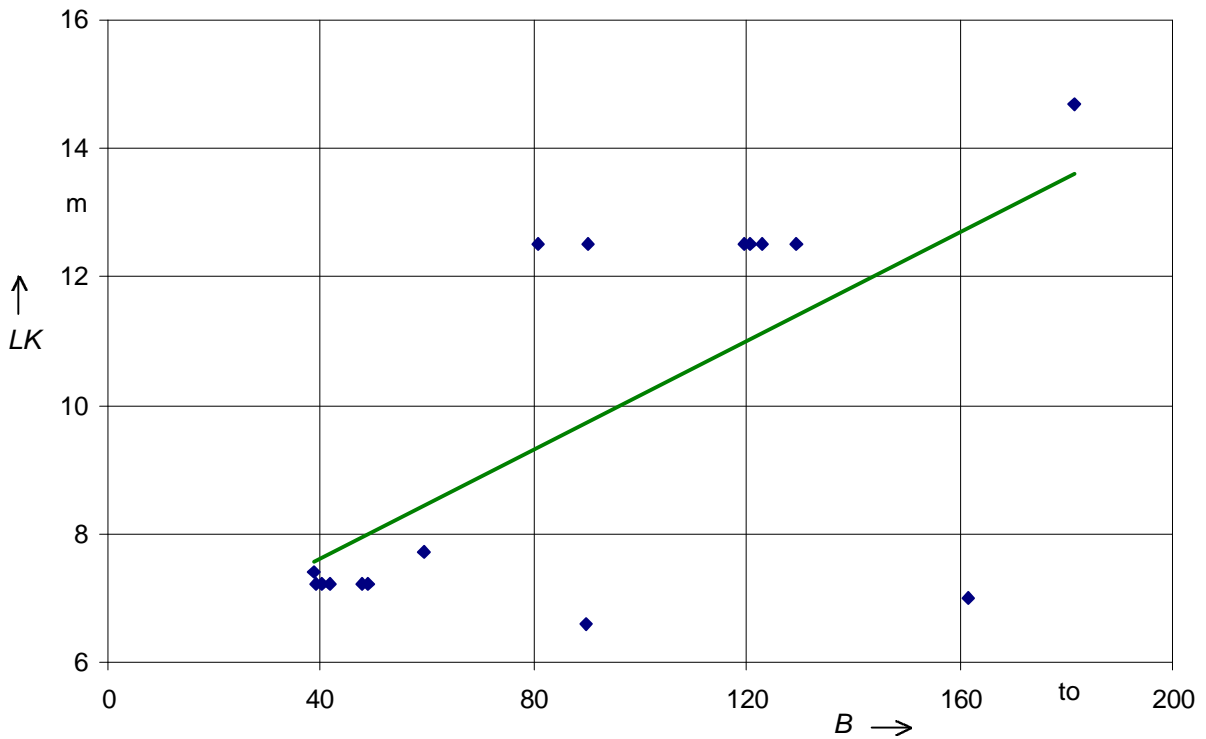


Bild 4.5 Kabine im Heck über Betriebsleermasse

LK Kabine im Heck
 B Betriebsleermasse

Regressionsgerade:

$$L_{KabE} = 0.0423 \cdot \text{Betriebsleermasse} + 5.92$$

Korrelationskoeffizient:

$$k = 0.669$$

Die Wertung des Korrelationskoeffizienten läßt eine 66.9%ige, mittelstarke Abhängigkeit erkennen.

Verwendbare Ergebnisse liefert der Rumpfdurchmesser in erster Linie (93.7%), gefolgt von Rumpfbug und Rumpfheck (89.5%).

5 Zusammenfassung

Mit geringen Änderungen sind die erhaltenen Ergebnisse für den Flugzeugentwurf anwendbar.

Im einzelnen ist bei der Flächenbelastung nur im Hinblick auf die Pfeilung eine starke Abhängigkeit gefunden worden. Zusätzlich zeigt der Faktor k_l , der im Skript **Scholz 98** verwendet wird, eine geringe Änderung von etwa 10% bei aktuellen Flugzeugtypen.

Bei dem Verhältnis von maximaler Landemasse zur maximalen Startmasse ist eine starke Abhängigkeit zur Reichweite und Betriebsleermasse gefunden worden. Bezogen auf die Pfeilung läßt sich eine direkte Abhängigkeit aufzeigen. Beim Startschub findet sich eher eine mittelstarke Abhängigkeit.

Die Abmaße im Rumpfbug, -heck und Rumpfdurchmesser zeigen eine starke Abhängigkeit im Hinblick auf die Betriebsleermasse, wobei bei der Kabine im Heck nur eine mittelstarke Abhängigkeit zu erkennen ist.

Anzumerken ist die gute Bestätigung dieser Entwurfsparameter nach **Schmitt 98** beim Vergleich mit den aktuellen originalen Parametern.

Literaturverzeichnis

- Brassey`s 1999** TAYLOR, M.L: *Airforce Insignia Illustrations: World Aircraft & Systems Directory*, London, Taylor Ltd & Brassey`s Ltd (UK), 1999
- Dasa 1999** FLUGZEUGHERSTELLER: *Parameter*, Hamburg Finkenwerder, 1999
- Hundt 1982** HUNDT, E. : *Schülerduden: Die Mathematik*, Mannheim, Bibliographisches Institut, 1982
- Loftin 1980** LOFTIN, L. K.: *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of size to Performance*. NASA Reference Publication 1060, 1980
- Raymer 1989** RAYMER, D.P: *Aircraft Design : A Conceptual Approach*. AIAA Education Series, Washington D.C. : AIAA, 1989
- Scholz 1998** SCHOLZ, D. : *Skript zur Vorlesung: Flugzeugentwurf*. Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, 1998
- Schmitt 1998** SCHMITT, D: *Luftfahrttechnik, Flugzeugentwurf*, Technische Universität München, Lehrstuhl für Luftfahrttechnik, Skript zur Vorlesung, 1988
- Torenbeek 1989** TORENBEEK, E: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft University Press, Niederlande : 1988

Anhang A

Flugzeugbezugsdaten

Tabelle A1 Parameter der Flugzeugtypen Airbus:

Flugzeugtyp	A300-600R	A310-300	A318-100	A319-200	A320-200	A321-100
Weights						
MOE (t)	90,3	80,8	39	40,4	41,8	47,9
MTOW (t)	171,9	164,9	61,5	73,5	77	85
MLW (t)	140,0	124	156	61	64,5	74,5
Performance						
Range (NM)	4150	4800	1950	3100	2900	2350
S _{LFL} (ft)	5000	4900	4350	4650	4900	5100
Principal Dimension						
Wing span (m)	44,8	43,6	33,9	33,9	33,9	33,9
Max. length (m)	53,3	45,9	31,5	43,8	37,6	44,5
Fuselage diam. (m)	5,64	5,64	3,95	3,95	3,95	3,95
Wings						
Area (qm)	260	219	122,4	122,4	122,4	126
Sweep back (°)	28					
C _{L, max., Lq}	2,68	2,65	2,49	2,49	2,49	2,87
Non Cylindrical Segment						
Cockpit length (m)	2,56	2,56	2,36	2,36	2,36	2,36
Nose length (m)	9,5	9,5	6,4	6,4	6,4	6,4
Tail length (m)	20,5	20,5	13,7	13,7	13,7	13,7
Tail cabin length (m)	12,5	12,5	7,2	7,2	7,2	7,2
Thrust (one engine) (kN)	258	238	99,8	106,6	117,9	133,5
Npax	266	220	110	124	150	185
n _{SA}	8	8	6	6	6	6

Tabelle A1 Parameter der Flugzeugtypen Airbus:

Flugzeugtyp	A321-200	A330-200	A330-300	A340-200	A340-300
Weights					
MOE (t)	48,7	119,5	120,6	123,1	129,3
MTOW (t)	89	230	217	257	271
MLW (t)	75,5	180	179	182	190
Performance					
Range (NM)	2700	6450	4850	7450	7200
S_{LFL} (ft)	5150	5650	5600	6050	6300
Principal Dimension					
Wing span (m)	33,9	60,3	60,3	60,3	60,3
Max. length (m)	44,5	57,5	62,3	58,6	62,8
Fuselage diam. (m)	3,95	5,64	5,64	5,64	5,64
Wings					
Area (qm)	126	361,6	361,6	361,6	361,6
Sweep back (°)					
$C_{L, max., Lq}$	2,87	2,47	2,47	2,54	2,54
Non Cylindrical Segment					
Cockpit length (m)	2,36	2,56	2,56	2,56	2,56
Nose length (m)	6,4	9,4	9,4	9,4	9,4
Tail length (m)	13,7	20,5	20,5	20,5	20,5
Tail cabin length (m)	7,2	12,5	12,5	12,5	12,5
Thrust (one engine) (kN)	146,3	300,3	320,3	141,7	151,2
Npax	197	293	335	293	335
n_{SA}	6	8	8	8	8

Tabelle A1 Parameter der Flugzeugtypen Boeing:

Flugzeugtyp	B737-700	B757-200	B767-300	B777-300	B747-400
Weights					
MOE (t)	38,6	59,5	89,8	161,5	181,4
MTOW (t)	70	115,7	186,9	299,4	397
MLW (t)	60,8	95,3	145,2	237,7	286
Performance					
Range (NM)	3150	3900	6100	5200	7100
S _{LFL} (ft)	4600	5070	5200	6100	7500
Principal Dimension					
Wing span (m)	34,3	38,2	47,6	60,9	64,4
Max. length (m)	23,2	46,9	53,7	73,1	68,7
Fuselage diam. (m)	3,76	3,76	5,03	6,2	6,5
Wings					
Area (qm)	125,5	183,4	287,2	444,5	548,8
Sweep back (°)	25	25	31,5	31,6	37,5
C _{L, max., Lq}					
Non Cylindrical Segment					
Cockpit length (m)	2,18	2,37	2,69	2,52	3,04
Nose length (m)	8,9	6,8	8,2	10,9	13,5
Tail length (m)	12,5	15	16	18,9	25,7
Tail cabin length (m)	7,4	7,7	6,6	7	14,7
Thrust (one engine) (kN)	88,97	170,1	233,5	435,93	258
N _{pax}	139	194	224	375	420
n _{SA}	6	6	7	8	10