

fachhochschule hamburg

FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK

Studiengang Flugzeugbau

Berliner Tor 5

D - 20099 Hamburg

theoretische Arbeit

- Flugzeugbau -

Anpassung von Statistik-Gleichungen des Flugzeugentwurfs an neue Flugzeugtypen

Betriebsleermassenanteil, Schlankheitsgrad des Rumpfes, Leitwerksdaten

Verfasser: Jürgen Kallmeyer

Abgabedatum: 10.09.99

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

Kurzreferat

Der Flugzeugentwurf ist eine Teildisziplin des Flugzeugbaus. Bevor ein Flugzeug gebaut werden soll, wird in aller Regel ein Flugzeugentwurf stattfinden. Im Flugzeugentwurf tritt oft die unangenehme Situation auf, mehr Unbekannte als Gleichungen zu deren Lösung zu haben. Aus diesem Grunde greift der „Flugzeugentwerfer“ auf schon vorhandene Erfahrungen in Form von statistischen Abhängigkeiten zurück. Sicher ist einzusehen, dass sich diese statistischen Zusammenhänge infolge der, mit der Zeit fortschreitenden, technischen Entwicklung ändern. Diese Arbeit unternimmt nun den Versuch bereits bestehende Zusammenhänge zu überprüfen, gegebenenfalls zu aktualisieren und möglicherweise neue Zusammenhänge zu finden. Konkret werden hier der Betriebsleermassenanteil, der Schlankheitsgrad des Rumpfes und ausgewählte Leitwerksdaten betrachtet.



Anpassung von Statistik-Gleichungen des Flugzeugentwurfs an neue Flugzeugtypen

- Betriebsleermassenanteil, Schlankheitsgrad des Rumpfes, Leitwerksdaten -

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

Hintergrund

Der Flugzeugentwurf "lebt" von der 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:

- Betriebsleermassenanteil (m_{OE} / m_{MTO}),
- Schlankheitsgrad des Rumpfes (l_F / d_F),
- Leitwerksdaten: Streckung, Zuspitzung, Pfeilung, V-Form (beim Höhenleitwerk), Leitwerksvolumenbeiwert.

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	8
Liste der Symbole und Abkürzungen	9
1 Einleitung	10
2 Der Betriebsleermassenanteil	12
2.1 Allgemeines und bisherige Zusammenhänge	12
2.2 Ermittlung der neuen statistischen Zusammenhänge.....	13
2.3 Vergleich der alten und neuen Zusammenhänge.....	17
2.4 Statistische Zusammenhänge mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfs	18
3 Schlankheitsgrad des Rumpfes	20
3.1 Allgemeines und bisherige Zusammenhänge	20
3.2 Ermittlung der neuen statistischen Zusammenhänge.....	20
3.3 Vergleich der alten und neuen Zusammenhänge.....	21
3.4 Statistische Zusammenhänge mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfs	22
4 Leitwerkdaten	22
4.1 Allgemeines und bisherige Zusammenhänge	22
4.2 Ermittlung der neuen statistischen Zusammenhänge.....	23
4.3 Vergleich der alten und neuen Zusammenhänge.....	23
4.4 Statistische Zusammenhänge mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfs	24
5 Zusammenfassung	26
Literaturverzeichnis	27
Anhang A Flugzeugbezugsdaten	28
Anhang B Diagramme zur Ergebnisverdeutlichung	31

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Betriebsleermassenanteil über der Reichweite.....	17
Bild 2.2	Betriebsleermassenanteil über dem Schlankheitsgrad	19
Bild 2.3	Betriebsleermassenanteil über der Flügelfläche.	19
Bild 3.1	Schlankheitsgrad über Passagieranzahl (mit $n_{SA} = 8$).....	21
Bild 4.1	C_h über Schlankheitsgrad.....	24
Bild B.1	Betriebsleermassenanteil über Schub-Gewichtsverhältnis.....	31
Bild B.2	Betriebsleermassenanteil über Startgewicht	32
Bild B.3	Betriebsleermassenanteil über Reichweite.....	32
Bild B.4	Betriebsleermassenanteil über Flügelfläche	33
Bild B.5	Betriebsleermassenanteil über Schlankheitsgrad.....	33
Bild B.6	Schlankheitsgrad über Passagierzahl (mit $n_{SA} = 6$)	34
Bild B.7	Schlankheitsgrad über Passagierzahl (mit $n_{SA} = 8$)	34
Bild B.8	Schlankheitsgrad über max Startgewicht (mit $n_{SA} = 6$).....	35
Bild B.9	Schlankheitsgrad über max Startgewicht (mit $n_{SA} = 8$).....	35
Bild B.10	Schlankheitsgrad über Reichweite (mit $n_{SA} = 6$)	36
Bild B.11	Schlankheitsgrad über Reichweite (mit $n_{SA} = 8$)	36
Bild B.12	Schlankheitsgrad über Schub-Gewichtsverhältnis (mit $n_{SA} = 6$)	37
Bild B.13	Schlankheitsgrad über Schub-Gewichtsverhältnis (mit $n_{SA} = 8$)	37
Bild B.14	Streckung über Schlankheitsgrad.....	38
Bild B.15	Streckung über Betriebsleermasse	38
Bild B.16	Streckung über Reichweite.....	39
Bild B.17	V-Form über Reichweite.....	39
Bild B.18	V-Form über Schlankheitsgrad.....	40
Bild B.19	V-Form über Betriebsleermasse	40
Bild B.20	C_h über Schlankheitsgrad	41
Bild B.21	Höhenleitwerksvolumenbeiwert über Reichweite.....	41
Bild B.22	Höhenleitwerksvolumenbeiwert über Betriebsleermasse	42
Bild B.23	Zuspitzung über Schlankheitsgrad	42
Bild B.24	Zuspitzung über Reichweite	43
Bild B.25	Zuspitzung über Betriebsleermasse.....	43
Bild B.26	Pfeilung über Schlankheitsgrad.....	44
Bild B.27	Pfeilung über Reichweite.....	44
Bild B.28	Pfeilung über Betriebsleermasse	45
Bild B.29	Streckung über Schlankheitsgrad.....	46
Bild B.30	Streckung über Reichweite.....	46
Bild B.31	Streckung über Betriebsleermasse.....	47
Bild B.32	Zuspitzung über Schlankheitsgrad.....	47
Bild B.33	Zuspitzung über Reichweite.....	48

Bild B.34	Zuspitzung über Betriebsleermasse.....	48
Bild B.35	Pfeilung über Schlankheitsgrad.....	49
Bild B.36	Pfeilung über Reichweite.....	49
Bild B.37	Pfeilung über Betriebsleermasse.....	50
Bild B.38	C_v über Schlankheitsgrad.....	50
Bild B.39	C_v über Reichweite.....	51
Bild B.40	C_v über Betriebsleermasse.....	51
Bild B.41	reziproker Schlankheitsgrad über Passagieranzahl nach Marckwardt 98	52

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 2.1	Flugzeugdaten nach Torenbeek 88	12
Tabelle 2.2	Ausgewählte Daten zum Abschnitt 2.1	13
Tabelle 2.3	Wertevergleich zum Betriebsleermassenverhältnis.....	16
Tabelle 3.1	Werte zum Thema Schlankheitsgrad.....	18
Tabelle 3.2	Vergleich der Werte zum Schlankheitsgrad	21
Tabelle 3.3	Ergebnisse zur Untersuchung Schlankheitsgrad	22
Tabelle 4.1	Ausgewählte Leitwerkdaten	23
Tabelle 4.2	Leitwerkdaten heutiger Flugzeuge.....	23
Tabelle 4.3	Ergebnisse der Leitwerkanalyse.....	25
Tabelle 4.4	Ergebnisse der Leitwerkanalyse (Seitenleitwerk).....	25
Tabelle A	Datengrundlage für Untersuchungen	28

Liste der Symbole und Abkürzungen

A	Streckung	
A/C	Flugzeug (a ircraft)	
C_h	Höhenleitwerksvolumenbeiwert	
C_v	Seitenleitwerksvolumenbeiwert	
d	Durchmesser	
FE	Flugzeugentwurf	
g	Erdbeschleunigung	
l	Länge	
m	Masse	
n	Anzahl	
N	Anzahl	
NM	Seemeile (nautical mile)	$1NM = 1,852 \text{ km}$
r	Korrelationskoeffizient	
R	Reichweite (R ange)	
S_w	Flügelfläche (surface w ing)	
T	Schub (T hrust)	
\sum	Summe	
I	Zuspitzung	
\tilde{S}_{AM}	Mittlerer quadratischer Fehler oder Standardabweichung	

Indizes

AM	arithmetischer Mittelwert
f	Rumpf (f uselage)
w	Flügel (w ing)
e	Triebwerk (e ngine)
sa	Sitzreihe (seats a breast)
PAX	Passagiere (passenger)
OE	Betriebsleer (o perating e mpy)
MPL	max. Nutzlast (m aximum p ay l oad)
MTO	max. Startmasse (m aximum t ake o ff)
F	Treibstoff (f uel)
V	V ertikal (d.h. Seitenleitwerk)
H	H orizontal (d.h. Höhenleitwerk)
TO	Start (T ake- O ff)

1 Einleitung

Beim Lesen des Themas stellen sich zwangsläufig zwei Fragen. Erstens, warum Statistikgleichungen im Flugzeugentwurf, und zweitens, warum Anpassung dieser an neue Flugzeugtypen?

Zur ersten Frage, hier sollte zuerst erwähnt werden, welche Aufgabe der Flugzeugentwurf eigentlich hat. Beim Flugzeugentwurf geht es darum ein neues Flugzeug zu beschreiben, obwohl dieses Flugzeug noch gar nicht existiert. Beschrieben wird ein Flugzeug durch eine Vielzahl von Parametern wie z.B. maximales Abfluggewicht, Länge, Spannweite, Flügelfläche oder Schubkraft der Triebwerke. Die Eingangswerte für die Problemlösung gehen lediglich aus den Anforderungen hervor, die das Flugzeug im späteren Einsatz erfüllen muss. Sie sind im Lastenheft beschrieben. Leider sind dies nur wenige Parameter, die zu einer analytischen Lösung des Entwurfsproblems nicht ausreichend sind. Überall in der Technik, und nicht nur hier, versucht man in solchen Fällen Konstruktionen zu finden, die ähnlichen Anforderungen gerecht werden mußten. Im Flugzeugentwurf sind das bereits vorhandene Flugzeuge. Wenn man nun die vorhandenen Flugzeuge untersucht, stellt man vielfach ähnliche Abhängigkeiten fest, die man dann in Form von statistischen Gleichungen für eine Neukonstruktion nutzen kann.

Die zweite Frage ist relativ einfach beantwortet. Würde man stets die Parameter so realisieren, wie sie die Statistikgleichungen liefern, dann würde man zwangsläufig immer gleiche Flugzeuge bauen, die sich nur noch in Details unterscheiden. Da aber diese Werte nur als Anhalt zu verstehen sind, und durch neue Technologien und Werkstoffe immer neue Arten der Konstruktionsausführung, die in den vorangegangenen Konstruktionen unmöglich waren, realisierbar werden, verschieben sich solche Statistikgleichungen ständig. Es ist deshalb notwendig diese von Zeit zu Zeit anzugleichen.

Nun noch kurz zur Vorgehensweise und den bei dieser Arbeit betrachteten Parametern. Zum Vorgehen ist zu sagen, dass zuerst die derzeit bekannten statistischen Zusammenhänge aufgezeigt werden, dann aufgrund der gewählten Flugzeugtypen, im Wesentlichen die Airbus- und die Boeing-Flotte, die neuen statistischen Zusammenhänge ermittelt werden. Danach findet je betrachtetem Parameter ein Vergleich statt und am Ende jedes Abschnitts wird versucht Abhängigkeiten mit anderen Parametern zu finden. Da der Studienschwerpunkt im Verkehrsflugzeugbau zu finden ist, bezieht sich auch diese Arbeit ausschließlich auf solche Flugzeugtypen. Da alle Flugzeuge im hohen Unterschallbereich fliegen, fiel der Parameter Fluggeschwindigkeit respektive Machzahl als Abhängigkeitsparameter heraus. Die hier konkret untersuchten Parameter sind der Betriebsleermassenanteil, der Schlankheitsgrad des Rumpfes und die Leitwerksparameter Streckung, Zuspitzung, Pfeilung, V-Form und Volumenbeiwert. Der Betriebsleermassenanteil wird zur Berechnung der maximalen Startmasse benötigt, der Schlankheitsgrad zur Auslegung der Kabinenmaße z.B. Durchmesser, Länge, Passagieranzahl und Anzahl der Sitzreihen. Die Leitwerksparameter dienen der Leitwerksdimensionierung.

2 Der Betriebsleermassenanteil

2.1 Allgemeines und bisherige statistische Zusammenhänge

Wie schon in der Einleitung erwähnt, wird der Betriebsleermassenanteil zur Berechnung der maximalen Abflugmasse benötigt. Dies ist aus der nachfolgenden Gleichung ersichtlich.

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}}$$

Nach **Torenbeek 88** ergeben sich die Zusammenhänge gemäß Tabelle 2.1. Man sieht aus Tabelle 2.1, dass es eine Abhängigkeit des Betriebsleermassenanteils von der Reichweite geben muß.

Tabelle 2.1 Flugzeugmassenanteile nach **Torenbeek 88**

AIRPLANE CATEGORY	PERCENTAGE OF MTOW			
	airframe structure	propulsion group	fixed eq. and serv.	empty weight
PASSENGER TRANSPORT				
short-haul jets	31.5	8.0	13.5	53.0
turboprops	32.0	12.5	13.5	58.0
pistons	29.5	20.5	13.5	63.5
long-haul jets	24.5	8.5	9.0	42.0
turboprops	27.0	12.0	12.0	51.0
pistons	25.5	17.5	11.0	54.0
FREIGHTERS				
short-haul turboprops	35.0	13.0	8.0	56.0
long-haul turboprops	26.5	10.0	7.0	43.5
EXECUTIVE JETS				
	27.5	8.0	13.5	51.0

Loftin 80 liefert die Abhängigkeit mit dem Schub-Gewichtsverhältnis in nachfolgender, schon umgestellter, Formel.

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0,23 + 1,04 \cdot \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$$

Und schließlich kann man anhand einer Formel aus **Marckwardt 98** eine weitere Abhängigkeit des Betriebsleermassenanteils von der Triebwerksanzahl und dem Abfluggewicht feststellen.

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0,591 \cdot \left(\frac{R[km]}{1000} \right)^{-0,113} \cdot \left(\frac{m_{MTO}[kg]}{1000} \right)^{0,0572} \cdot n_E^{-0,206}$$

2.2 Ermittlung der neuen statistischen Zusammenhänge

Extrahiert aus der Tabelle im Anhang A ergibt sich die neue Tabelle 2.2 .

Tabelle 2.2 Ausgewählte Daten zum Abschnitt 2

Typ	m _{MTO} [t]	m _{OE} [t]	T _{TO} [kN]	m _{OE} / m _{MTO}	T _{TO} / m _{MTO} *g	R [NM]	S _W [m ²]	d _f [m]	l _f [m]
A300-600R	171,7	90,3	516,0	0,526	0,306	4150	260,0	5,64	53,3
A310-300	164,9	80,8	476,0	0,490	0,294	4800	219,0	5,64	45,9
A318-100	61,5	39,0	199,6	0,634	0,331	1950	122,4	3,95	31,5
A319-200	73,5	40,4	213,2	0,550	0,296	3100	122,4	3,95	33,8
A320-200	77,0	41,8	235,8	0,543	0,312	2900	122,4	3,95	37,6
A321-100	85,0	47,9	266,9	0,564	0,320	2350	126,0	3,95	44,5
A321-200	89,0	48,7	292,6	0,547	0,335	2700	126,0	3,95	44,5
A330-200	230,0	119,5	600,6	0,520	0,266	6450	361,6	5,64	59,0
A330-300	217,0	120,6	640,6	0,556	0,301	4850	361,6	5,64	63,7
A340-200	257,0	123,1	566,8	0,479	0,225	7450	361,6	5,64	59,4
A340-300	271,0	129,3	605,0	0,477	0,228	7200	361,6	5,64	63,7
B737-700	70,0	38,6	177,9	0,551	0,259	3150	125,5	3,76	33,6
B757-200	115,7	59,5	340,2	0,514	0,300	3900	183,4	3,76	47,3
B767-300	186,9	89,8	467,0	0,480	0,255	6100	287,2	5,03	54,9
B777-300	299,4	161,5	871,9	0,539	0,297	5200	444,5	6,20	73,9
B747-400	397,0	181,4	1032,0	0,457	0,265	7100	520,3	6,50	68,6

Um jetzt neue statistische Zusammenhänge zu finden wird eine Regressionsanalyse nach **Hundt 82** durchgeführt. Der Ansatz ist hier die lineare Regression. Beispielhaft wird jetzt der Rechengang für die Abhängigkeit des Betriebsleermassenanteils von der Reichweite durchgeführt. Mit den Werten aus Tabelle 2.2 ergibt sich dann folgendes.

Regressionsansatz : $y = a + bx$

Mit : $S_x = \sum_{i=1}^N x_i$

Wird : $S_x = 4150 + 4800 + 1950 + 3100 + 2900 + 2350 + 2700 + 6450 + 4800 +$

$$7450 + 7200 + 3150 + 3900 + 6100 + 5200 + 7100$$

$$S_x = 73350$$

Mit :
$$S_y = \sum_{i=1}^N y_i$$

Wird :
$$S_y = 0,526 + 0,490 + 0,634 + 0,550 + 0,543 + 0,654 + 0,547 + 0,520 +$$

$$0,556 + 0,479 + 0,477 + 0,551 + 0,514 + 0,480 + 0,539 + 0,457$$

$$S_y = 8,427$$

Mit :
$$S_{x^2} = \sum_{i=1}^N x_i^2$$

Wird :
$$S_{x^2} = 4150^2 + 4800^2 + 1950^2 + 3100^2 + 2900^2 + 2350^2 + 2700^2 +$$

$$6450^2 + 4800^2 + 7450^2 + 7200^2 + 3150^2 + 3900^2 + 6100^2 +$$

$$5200^2 + 7100^2$$

$$S_{x^2} = 3,871575 \cdot 10^8$$

Mit :
$$S_{y^2} = \sum_{i=1}^N y_i^2$$

Wird :
$$S_{y^2} = 0,526^2 + 0,490^2 + 0,634^2 + 0,550^2 + 0,543^2 + 0,564^2 +$$

$$0,547^2 + 0,520^2 + 0,556^2 + 0,479^2 + 0,477^2 + 0,551^2 +$$

$$0,514^2 + 0,480^2 + 0,539^2 + 0,457^2$$

$$S_{y^2} = 4,467459$$

Mit :
$$S_{xy} = \sum_{i=1}^N x_i \cdot y_i$$

$$S_{xy} = 4150 \cdot 0,526 + 4800 \cdot 0,490 + 1950 \cdot 0,634 + 3100 \cdot 0,550 +$$

$$2900 \cdot 0,534 + 2350 \cdot 0,564 + 2700 \cdot 0,547 + 6450 \cdot 0,520 +$$

$$4850 \cdot 0,556 + 7450 \cdot 0,479 + 7200 \cdot 0,477 + 3150 \cdot 0,551 +$$

$$3900 \cdot 0,514 + 6100 \cdot 0,480 + 5200 \cdot 0,539 + 7100 \cdot 0,457$$

Wird :
$$S_{xy} = 37622,5$$

Mit :
$$S_{\bar{x}\bar{x}} = Sx^2 - \frac{(S_x)^2}{N}$$

Wird :
$$S_{\bar{x}\bar{x}} = 3,871575 \cdot 10^8 - \frac{73350^2}{16}$$

$$S_{\bar{x}\bar{x}} = 50893594$$

Mit :
$$S_{1y} = S_{xy} - \frac{S_x \cdot S_y}{N}$$

Wird :
$$S_{1y} = 37622,5 - \frac{(73350 \cdot 8,427)}{16}$$

$$S_{1y} = -1010,03$$

Mit :
$$S_{\bar{y}\bar{y}} = S_y^2 - \frac{(S_y)^2}{N}$$

Wird :
$$S_{\bar{y}\bar{y}} = 4,467459 - \frac{8,427^2}{16}$$

$$S_{\bar{y}\bar{y}} = 0,02906$$

Mit :
$$b = \frac{S_{1y}}{S_{\bar{x}\bar{x}}}$$

Wird :
$$b = \frac{-1010,03}{50893594}$$

$$b = -1,985 \cdot 10^{-5}$$

Mit :
$$\bar{x} = \frac{S_x}{N}$$

Wird :
$$\bar{x} = \frac{73350}{16}$$

$$\bar{x} = 4584,375$$

Und :
$$\bar{y} = \frac{S_y}{N}$$

Wird :
$$\bar{y} = \frac{8,472}{16}$$

$$\bar{y} = 0,526688$$

Mit :
$$a = \bar{y} - b \cdot x$$

Wird :
$$a = 0,526688 - (-1,985 \cdot 10^{-5}) \cdot 4584,375$$

$$a = 0,6177$$

Mit dem gewählten Ansatz ergibt sich dann als Regressionsgerade

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0,6177 - 1,985 \cdot 10^{-5} \cdot R.$$

Abgeschlossen wird die Rechnung durch die Bestimmung des Korrelationskoeffizienten.

Mit :
$$r = \sqrt{\frac{(S_{1y})^2}{S_{x\bar{x}} \cdot S_{y\bar{y}}}}$$

$$r = \sqrt{\frac{(-1010,03)^2}{50893594}}$$

Wird :
$$r = 0,831$$

Werden die Werte und anschließend die gefundene Gerade in ein Diagramm eingetragen, so ergibt sich Folgendes.

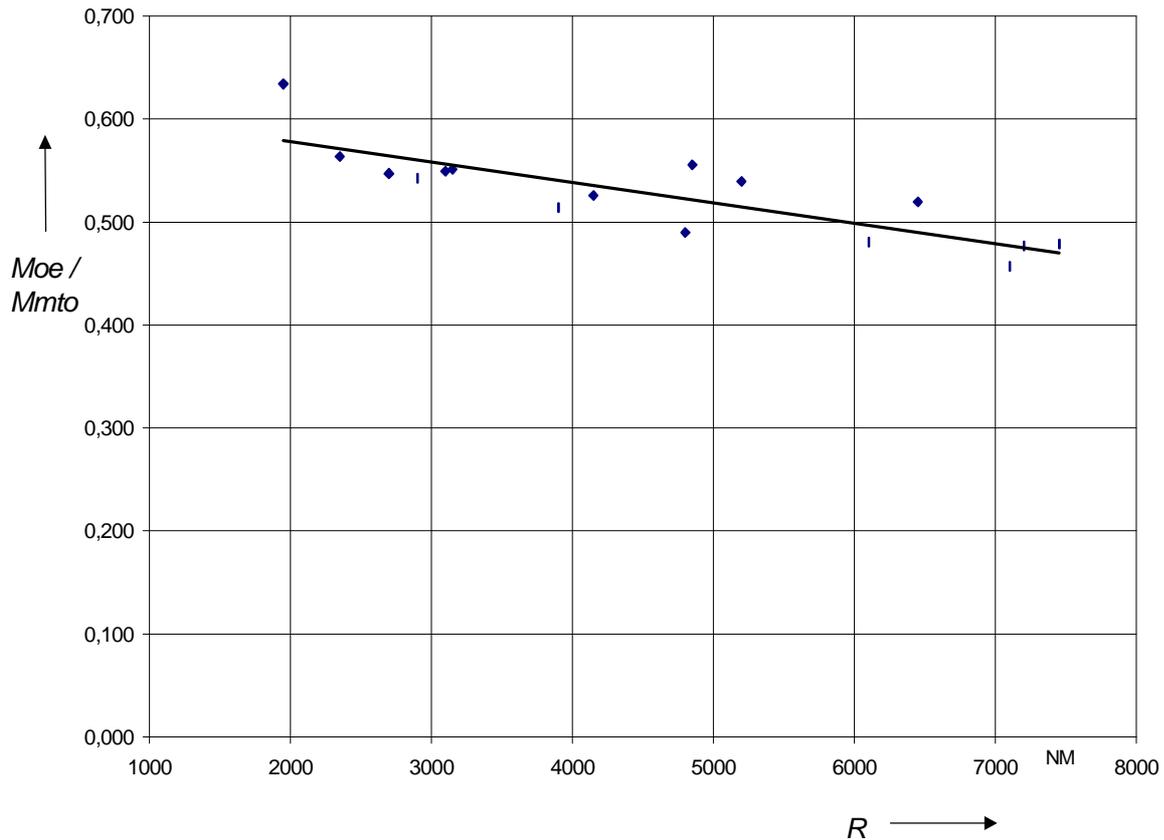


Bild 2.1 Betriebsleermassenanteil über der Reichweite

2.3 Vergleich der alten und neuen Zusammenhänge

Um jetzt den gefundenen Zusammenhang mit den schon vorhandenen vergleichen zu können, wurde eine Berechnung der Betriebsleermassenanteile mit den Werten aus der Tabelle A, und den jeweiligen Formeln, vorgenommen. Die Werte, welche sich dabei ergaben sind in Tabelle 2.3 wiedergegeben. Weiterhin erfolgt die Angabe des Fehlers in Prozent bezogen auf den tatsächlich vorhandenen Wert.

FORMEL für den Fehler in Prozent :

$$Fehler = \left| \left[\frac{\left(\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} \right)_{WAHR}}{\left(\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} \right)_{Statistik}} - 1 \right] \cdot 100 \right|$$

Die Standardabweichung berechnete sich nach **Bronstein 97** mit der nachfolgenden Formel.

$$\tilde{s}_{AM} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (\bar{x} - x_i)^2}{N \cdot (N - 1)}}$$

Tabelle 2.3 Wertevergleich zum Betriebsleermassenverhältnis

m_{OE}/m_{MTO}	m_{OE}/m_{MTO} Markwardt	Fehler in %	m_{OE}/m_{MTO} Loftin	Fehler in %	m_{OE}/m_{MTO} neu	Fehler in %
0,526	0,546	3,8	0,549	4,3	0,535	1,8
0,490	0,536	9,4	0,536	9,4	0,522	6,6
0,634	0,561	11,6	0,574	9,5	0,579	8,7
0,550	0,538	2,2	0,538	2,2	0,556	1,2
0,543	0,543	0,1	0,555	2,2	0,560	3,2
0,564	0,559	0,7	0,563	0,1	0,571	1,3
0,547	0,552	0,9	0,579	5,7	0,564	3,1
0,520	0,528	1,7	0,507	2,5	0,490	5,8
0,556	0,544	2,1	0,543	2,3	0,521	6,2
0,479	0,454	5,3	0,464	3,2	0,470	1,9
0,477	0,457	4,3	0,467	2,2	0,475	0,5
0,551	0,535	2,9	0,499	9,4	0,555	0,7
0,514	0,538	4,6	0,542	5,3	0,540	5,1
0,480	0,525	9,4	0,495	3,0	0,497	3,4
0,539	0,550	1,9	0,539	0,1	0,514	4,6
0,457	0,467	2,3	0,506	10,6	0,477	4,3
Standardabweichung nach Bronstein 97		3,3	3,4		2,3	

Das ein linearer Zusammenhang besteht konnte man schon am Regressionskoeffizienten von $r = 0,83$ erkennen. In Tabelle 2.3 sieht man aber deutlich, dass auch die anderen Zusammenhänge so gut sind, weniger als 3,5 Standardabweichungen, dass es nicht von Nöten ist diese anzupassen. Zusätzlich muß noch gesagt werden, dass es abzusehen war, dass der neue Zusammenhang die besten Ergebnisse liefert, wurde er doch aus der Grundgesamtheit generiert mit der er dann verglichen wurde.

2.4 Statistische Zusammenhänge mit anderen FE-Parametern

In diesem Abschnitt wird versucht Abhängigkeiten des Betriebsleermassenanteils mit anderen FE-Parametern zu finden. Die zur Untersuchung, in Form einer Regressionsanalyse, gewählten Parameter sind die Flügelfläche und der Schlankheitsgrad des Rumpfes. Den Schlankheitsgrad erhält man, indem man die Flugzeuglänge durch den Rumpfdurchmesser teilt. Als erstes werden die Parameter in einem Diagramm aufgetragen und danach die Regressionsanalyse durchgeführt. Anschließend wird die Regressionsgerade in das Diagramm eingezeichnet.

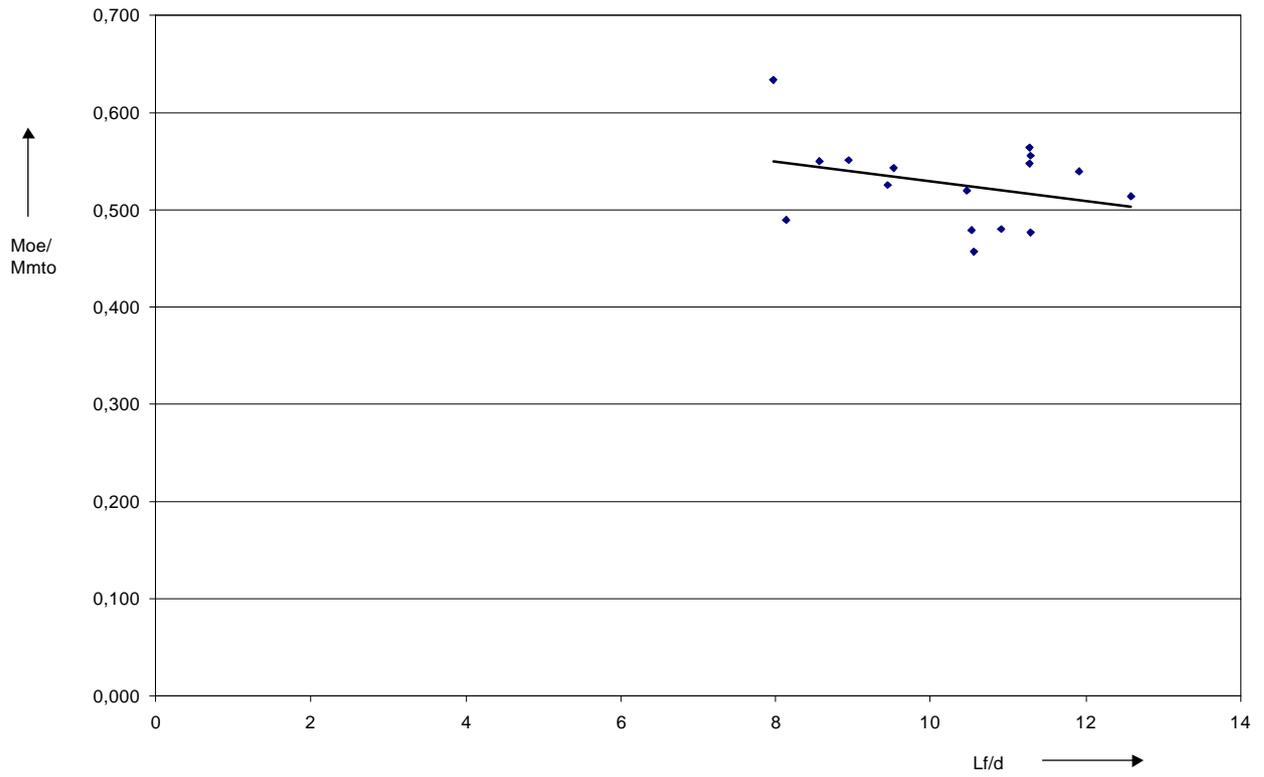


Bild 2.2 Betriebsleermassenanteil über dem Schlankheitsgrad
 $m_{OE}/m_{MTO} = -0,0101 l_f/d_f + 0,6305$ und $r = 0,32$

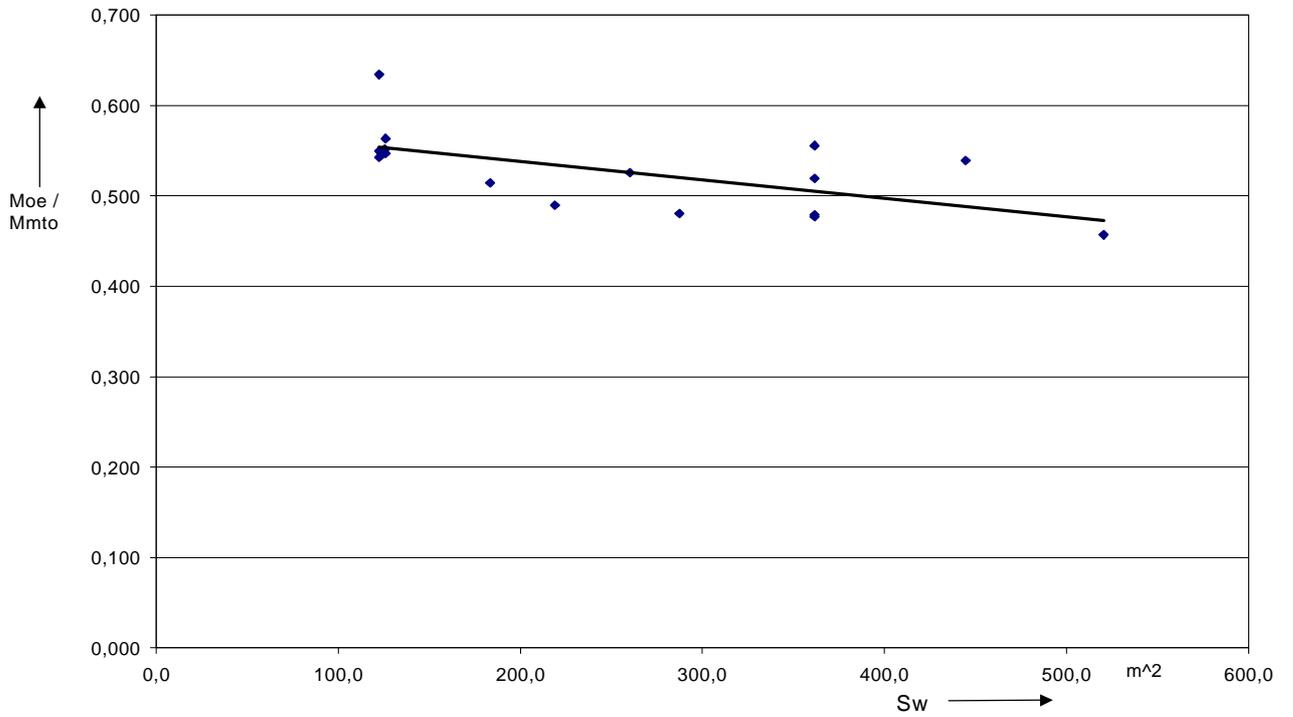


Bild 2.3 Betriebsleermassenanteil über der Flügelfläche
 $m_{OE}/m_{MTO} = -0,0002 S_w + 0,579$ und $r = 0,61$

Man kann erkennen, dass zwischen Betriebsleermassenanteil und Flügelfläche lediglich ein mittelstarker Zusammenhang besteht, dokumentiert durch einen Korrelationskoeffizienten von $r = 0,61$. Dieses reicht nicht aus um von einer Abhängigkeit sprechen zu können. Im Diagramm Betriebsleermassenanteil über Schlankheitsgrad ist nur eine Punktwolke zu erkennen, so dass man sofort sagen kann, dass hier keinerlei Zusammenhänge bestehen. Bestätigt wird dies durch den Korrelationskoeffizienten von $r = 0,32$.

3 Schlankheitsgrad des Rumpfes

3.1 Allgemeines und bisherige statistische Zusammenhänge

Der Schlankheitsgrad des Rumpfes ist entscheidend für seinen Widerstand und damit für den des Flugzeugs. Der Widerstand der Rumpfröhre hat Minimum bei einem Schlankheitsgrad von etwa 6. Da aber ein längerer Rumpf zu einem längeren Leitwerkshebelarm führt, und kleinere Leitwerke zu einem niedrigeren Widerstand führen, wird nach **Roskam 80** ein Schlankheitsgrad von 8 als optimal angesehen. Nach **Scholz 98** liegt der durchschnittliche Schlankheitsgrad bei Passagierflugzeugen bei rund 9. Der Schlankheitsgrad bewegt sich bei den unterschiedlichen Flugzeugversionen zwischen 6 und 14. Man kann den Schlankheitsgrad zur Dimensionierung der Kabine benutzen. Verwiesen sei auf das Diagramm von **Marckwardt 98** in dessen Skript.

Jetzt erfolgt die Regressionsanalyse und danach der Vergleich mit den entsprechenden Werten aus dem **Marckwardt 98** Diagramm (siehe Anhang Bild B.41)

3.2 Ermittlung der neuen statistischen Zusammenhänge

Tabelle 3.1 Werte zum Thema Schlankheitsgrad

Typ	m_{OE} t	R NM	n_{PAX}	n_{SA}	l_f/d_f	$T_{TO}/m_{TO} * g$	m_{MTO} t
A300-600R	90,3	4150	266	8	9,5	0,306	171,7
A310-300	80,8	4800	220	8	8,1	0,294	164,9
A318-100	39,0	1950	110	6	8,0	0,331	61,5
A319-200	40,4	3100	124	6	8,6	0,296	73,5
A320-200	41,8	2900	150	6	9,5	0,312	77,0
A321-100	47,9	2350	185	6	11,3	0,320	85,0
A321-200	48,7	2700	197	6	11,3	0,335	89,0
A330-200	119,5	6450	293	8	10,5	0,266	230,0
A330-300	120,6	4850	335	8	11,3	0,301	217,0
A340-200	123,1	7450	293	8	10,5	0,225	257,0
A340-300	129,3	7200	335	8	11,3	0,228	271,0
B737-700	38,6	3150	139	6	8,9	0,259	70,0
B757-200	59,5	3900	194	6	12,6	0,300	115,7
B767-300	89,8	6100	224	7	10,9	0,255	186,9
B777-300	161,5	5200	375	8	11,9	0,297	299,4
B747-400	181,4	7100	420	10	10,6	0,265	397,0

Der Mittelwert der Schlankheitsgrade beträgt 10,3. Mit den Werten aus der Tabelle 3.1 ergibt sich beispielhaft folgendes Diagramm mit der entsprechenden Regressionsgeraden. Die weiteren Diagramme sind im Anhang angefügt.

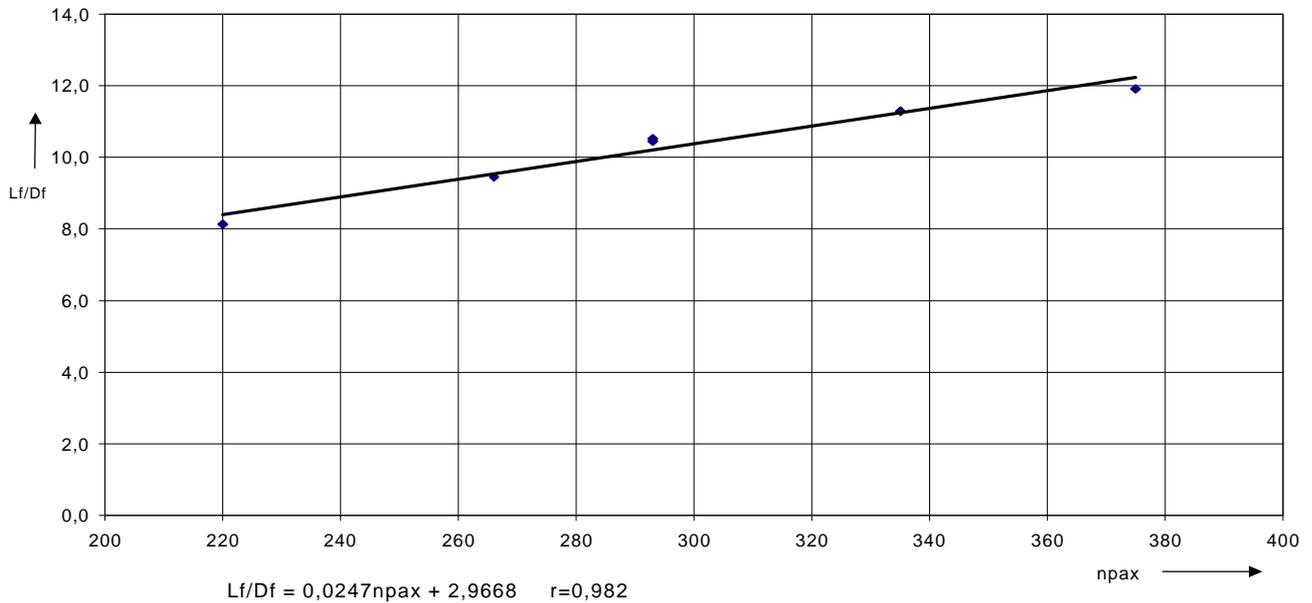


Bild 3.1 Schlankheitsgrad über Passagieranzahl (mit $n_{SA} = 8$)

3.3 Vergleich der alten und neuen Zusammenhänge

Ein gemittelter Schlankheitsgrad von 10,3 weicht nur um $10,3/9 = 1,14$ also 14% ab, wenn man einen Wert von 9 zur Basis legt.

Nach **Marckwardt 98** kann man für einen Schlankheitsgrad von 10 was einem d_f/l_f von 0,1 entspricht für $n_{SA} = 6$ ein $n_{pax} = 157$ ablesen, für $n_{SA} = 8$ ergibt sich n_{pax} zu rund 312. Mit den ermittelten Regressionsgleichungen lassen folgende Werte berechnen, mit $n_{SA} = 6$ folgt $n_{pax} = 156,8$, was eine erstaunlich gute Übereinstimmung ist. Für $n_{SA} = 8$ folgt $n_{pax} = 285$, dies entspricht einer Abweichung von 8,65%, also auch einer guten Annäherung weitere Vergleiche in Tabelle 3.2 .

Tabelle 3.2

l_f/d_f [d_f/l_f]	n_{SA}	Vergleich der Werte zum Schlankheitsgrad			
		Werte aus der Regres- sion	Korrelations- koeffizient	Marck- wardt 98	Abwei- chung in %
10 [0,1]	6	156,8	0,965	157	0,13
	8	285	0,982	312	8,65
8,33 [0,12]	6	121	0,965	120	0,83
	8	217	0,982	241	9,96
12 [0,0833]	6	199	0,965	202	1,49
	8	366	0,982	400	8,50

Anhand der Korrelationskoeffizienten kann man gut erkennen, dass es fast eine lineare Abhängigkeit zwischen Schlankheitsgrad und Passagieranzahl gibt, wenn als Parameter die n_{SA} gleich konstant gehalten werden.

3.4 Statistische Zusammenhänge mit anderen FE-Parametern

Weitere Abhängigkeiten, die untersucht werden sind die Relation von Schlankheitsgrad zur maximalen Abflugmasse, zur Reichweite und zum Schub-Gewichtsverhältnis. Die Diagramme mit den Regressionsgerade befinden sich im Anhang. Hier sollen die Ergebnisse nur in Tabellenform, Tabelle 3.3, dargestellt werden.

Tabelle 3.3		Ergebnisse zur Untersuchung Schlankheitsgrad	
Unabhängige Variable	n_{SA}	Regressionsgerade	Korrelationskoeffizient
m_{MTO}	6	$l_f/d_f = 0,0909 m_{MTO} + 2,5893$	0,94
	8	$l_f/d_f = 0,0243 m_{MTO} + 4,4236$	0,71
R	6	$l_f/d_f = 0,0013 R + 6,3354$	0,47
	8	$l_f/d_f = 0,0004 R + 8,3917$	0,36
T_{TO}/m^*g	6	$l_f/d_f = 12,381 T_{TO}/m^*g + 6,2065$	0,19
	8	$l_f/d_f = -9,0206 T_{TO}/m^*g + 12,912$	0,25

Die Korrelationskoeffizienten bei der Relation l_f/d_f zu m_{MTO} liegen unerwartet hoch, war doch im Voraus nicht so ohne Weiteres abzusehen, dass zwischen Schlankheitsgrad und Abflugmasse ein Zusammenhang bestehen sollte. Dabei muß natürlich bedacht werden, dass die Grundgesamtheit sehr gering ist und die somit gewonnenen Erkenntnisse mit großen Fehlern behaftet sein können. Die Abhängigkeit im Fall der Reichweite kann als schwach eingestuft werden und im Fall Schub-Gewichtsverhältnis zeigt das Schaubild (Anhang, Bild B.12) gar nur eine Punktwolke. Alle weiteren Untersuchungen erübrigen sich damit.

4 Leitwerkdaten

4.1 Allgemeines und bisherige statistische Zusammenhänge

Leitwerke haben die Aufgabe Momente zu erzeugen. Das tun sie indem sie eine aerodynamische Kraft erzeugen, welche dann an einem Hebelarm (Abstand zum Schwerpunkt) angreift. Sie gleichen damit die Momente aus, welche das Flugzeug während des Fluges generiert, und sorgen damit für einen kontrollierten Flug. Die Leitwerke werden ähnlich wie Tragflächen von einer Vielzahl von Parametern beschrieben. Das sind z.B. Streckung, Pfeilung, Zuspitzung, V-Form und der Volumenbeiwert. Tabelle 4.1 zeigt diese Daten, wie sie z.Z. bei **Raymer 89** und **Roskam 80** zu finden sind.

Tabelle 4.1 Ausgewählte Leitwerkdaten

Leitwerk	V-Form in °	Streckung	Zuspitzung	Pfeilung in °	Volumen koeff.
HöhenLW	0° bis 11°	3,4 bis 6,1	0,27 bis 0,62	18° bis 37°	1,00
SeitenLW	X	0,7 bis 2,0	0,26 bis 0,73	33° bis 53°	0,09

4.2 Ermittlung der neuen statistischen Zusammenhänge

Aus der Tabelle im Anhang A sind hier der Übersichtlichkeit wegen nur die relevanten Leitwerksdaten herausgenommen worden und in Tabelle 4.2 zusammengefaßt. Sie spiegeln den heutigen Stand der Dinge im Bereich Leitwerke wieder. Die Statistische Untersuchung reduziert sich hier auf die Bildung eines arithmetischen Mittels, welches dann unter Durchschnitt in der Tabelle angegeben ist.

Tabelle 4.2 Leitwerkdaten heutiger Flugzeuge

Typ	Streckung H	Zuspitzung H	Pfeilung bei 25% H	V-Form	C _h	Streckung V	Zuspitzung V	Pfeilung bei 25% V	C _v
A300-600R	4,1	0,44	33,0	6,0	0,95	1,5	0,40	40,0	0,094
A310-300	4,1	0,44	33,0	6,0	1,07	1,5	0,40	40,0	0,094
A318-100	5,0	0,33	28,0	6,0	0,84	1,9	0,27	35,0	0,073
A319-200	5,0	0,33	28,0	6,0	0,93	1,6	0,35	35,0	0,076
A320-200	5,0	0,33	28,0	6,0	1,06	1,6	0,35	35,0	0,087
A321-100	5,0	0,33	28,0	6,0	1,15	1,6	0,35	35,0	0,097
A321-200	5,0	0,33	28,0	6,0	1,15	1,6	0,35	35,0	0,097
A330-200	5,3	0,38	30,0	6,0	0,73	1,6	0,32	40,0	0,072
A330-300	5,3	0,38	30,0	6,0	0,79	1,5	0,40	40,0	0,057
A340-200	5,3	0,38	30,0	6,0	0,73	1,5	0,40	40,0	0,052
A340-300	5,3	0,38	30,0	6,0	0,79	1,5	0,40	40,0	0,057
B737-700	6,2	0,20	30,2	7,4	0,91	1,9	0,27	35,0	0,080
B757-200	4,5	0,35	30,0	5,0	0,99	1,6	0,35	40,0	0,097
B767-300	4,5	0,25	32,6	7,3	0,90	1,8	0,30	40,0	0,079
B777-300	4,6	0,33	35,0	7,0	0,84	1,8	0,31	40,5	0,068
B747-400	3,6	0,25	37,5	7,0	0,77	1,3	0,34	45,0	0,070
Durchschnitt	4,9	0,34	30,7	6,2	0,91	1,6	0,35	38,5	0,078

4.3 Vergleich der alten und neuen Zusammenhänge

Wenn man die in Tabelle 4.2 angegebenen Werten mit denen aus Tabelle 4.1 vergleicht stellt man fest, dass alle Werte in den angegebenen Bereichen liegen. Somit ist auch kein Bedarf einer Aktualisierung gegeben.

4.4 Statistische Zusammenhänge mit anderen FE-Parametern

Die Unabhängigen Variablen, die hier zur Grundlage der Untersuchung gemacht werden sind Reichweite, Schlankheitsgrad und Betriebsleermasse. Wieder wird dabei die Vorgehensweise anhand eines Parameters aufgezeigt. Bei allen anderen wird das Ergebnis in Tabellenform, Tabelle 4.3 angegeben, wobei die Schaubilder mit den Regressionsgeraden im Anhang B zu finden sind. Als Beispiel dient hier die Relation Höhenleitwerksvolumenkoeffizient über Schlankheitsgrad. Zuerst werden die Wertepaare gebildet indem die entsprechenden Daten aus Tabelle A im Anhang A geholt werden. Danach wird mit diesen eine lineare Regression durchgeführt und das Ergebnis, die Regressionsgerade, in das Diagramm (hier beispielhaft in Bild 4.1) eingetragen.

Ergebnis: $C_h = -0,0066 l_f/d_f + 0,9801$ mit $r = 0,065$.

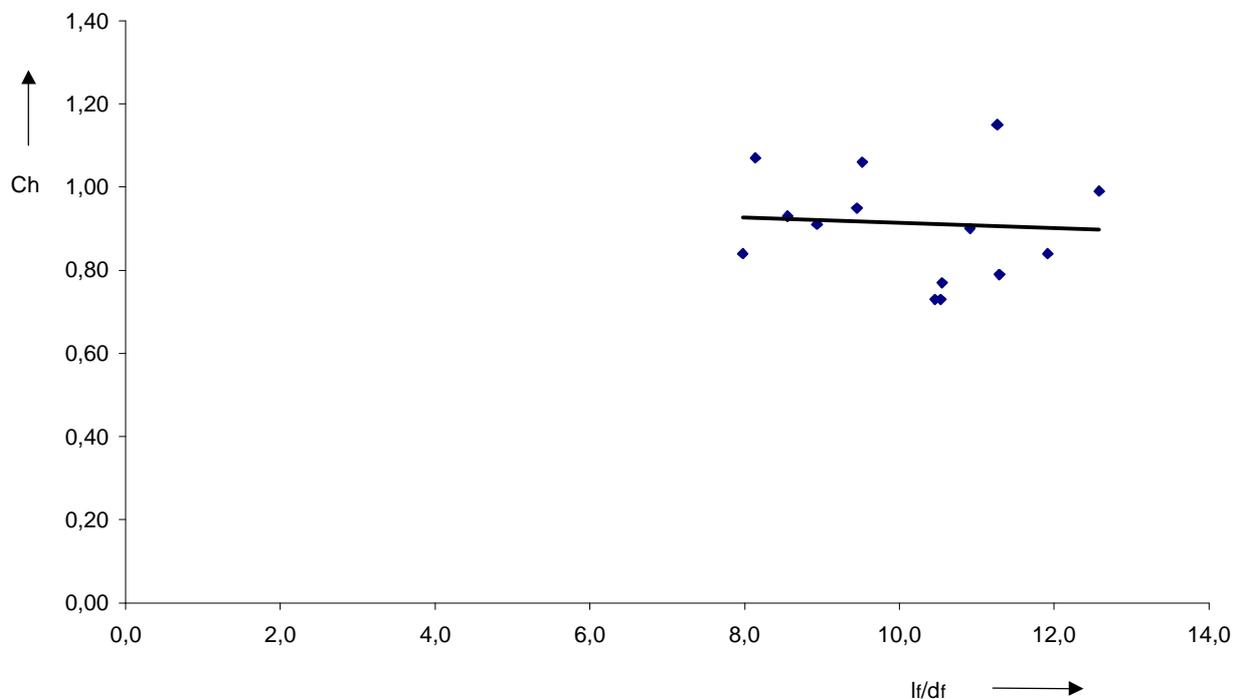


Bild 4.1 C_h über dem Schlankheitsgrad

Wenn man sich hier den Korrelationskoeffizienten anschaut, stellt man fest was schon vorher aus dem Schaubild hervorging, es gibt keine Abhängigkeit (Punktwolke). Der Korrelationskoeffizienten liegt bei $r = 0,065$.

Tabelle 4.3 Ergebnisse der Leitwerkanalyse (Höhenleitwerk)

Unabhängige Variable	Abhängige Variable	Regressionsgerade	Korrelationskoeffizient
R	V-Form	$= 7 \cdot 10^{-5} R + 5,891$	0,22
	C_h	$= -5 \cdot 10^{-5} R + 1,1586$	0,71
	Streckung H	$= -7 \cdot 10^{-5} R + 5,171$	0,20
	Zuspitzung H	$= 4 \cdot 10^{-6} R + 0,3207$	0,12
	Pfeilung H	$= 0,0009 R + 26,672$	0,58
l_f/d_f	V-Form	$= -0,0521 l_f/d_f + 6,7672$	0,12
	C_h	$= -0,0066 l_f/d_f + 0,9801$	0,065
	Streckung H	$= -0,0239 l_f/d_f + 5,1088$	0,053
	Zuspitzung H	$= -0,002 l_f/d_f + 0,3601$	0,042
	Pfeilung H	$= 0,2888 l_f/d_f + 27,734$	0,14
m_{OE}	V-Form	$= 0,0039 m_{OE} + 5,8835$	0,29
	C_h	$= -0,002 m_{OE} + 1,0923$	0,68
	Streckung H	$= -0,0049 m_{OE} + 5,2957$	0,39
	Zuspitzung H	$= 0,0001 m_{OE} + 0,3266$	0,10
	Pfeilung H	$= 0,046 m_{OE} + 26,647$	0,76

Die Ergebnisse der Untersuchungen am Seitenleitwerk zeigt Tabelle 4.4

Tabelle 4.4 Ergebnisse der Leitwerkanalyse (Seitenleitwerk)

Unabhängige Variable	Abhängige Variable	Regressionsgerade	Korrelationskoeffizient
R	C_v	$= -5 \cdot 10^{-6} R + 0,1022$	0,64
	Streckung V	$= -4 \cdot 10^{-5} R + 1,8018$	0,47
	Zuspitzung V	$= 8 \cdot 10^{-6} R + 0,3096$	0,34
	Pfeilung V	$= 0,0014 R + 32,193$	0,83
l_f/d_f	C_v	$= -0,001 l_f/d_f + 0,0887$	0,093
	Streckung V	$= -0,023 l_f/d_f + 1,8492$	0,20
	Zuspitzung V	$= 0,0053 l_f/d_f + 0,2925$	0,16
	Pfeilung V	$= 0,8166 l_f/d_f + 30,066$	0,37
m_{OE}	C_v	$= -0,0002 m_{OE} + 0,0957$	0,61
	Streckung V	$= -0,0016 m_{OE} + 1,7568$	0,47
	Zuspitzung V	$= 0,0003 m_{OE} + 0,3252$	0,26
	Pfeilung V	$= 0,0577 m_{OE} + 33,377$	0,89

Man kann sagen, dass es, betrachtet man die Korrelationskoeffizienten, welche in den Tabellen 4.3 und 4.4 zu finden sind, mehrere interessante Abhängigkeiten gibt. Da die Grundgesamtheit der betrachteten Parameter eher als gering einzustufen ist, und somit eine große Unsicherheit angenommen wird, sollen hier nur die Abhängigkeiten betrachtet werden, die nach **Hundt 82** mindestens einen starken Zusammenhang aufweisen. In der Tabelle 4.3 findet man dann die Beziehung PfeilungH von Betriebsleermasse, die einen Korrelationskoeffizienten von $r=0,76$ besitzt. In Tabelle 4.4 finden sich wie in der Tabelle 4.3 PfeilungV von Betriebsleermasse mit $r=0,89$, außerdem noch PfeilungV von Reichweite mit $r=0,83$. Es kann daher dem Leser empfohlen werden, die genannten Regressionen zur Datengewinnung zu benutzen. Für die anderen untersuchten Zusammenhänge kann festgestellt werden, dass sie eher unabhängig vom jeweiligen Parameter sind.

5 Zusammenfassung

Welche Ergebnisse wurden durch diese Arbeit nun erzielt? Man kann erstens festhalten, dass die Zusammenhänge nicht neu sind, aber in dieser Form vielleicht noch nicht dargestellt wurden. Das Ergebnis erstaunt schon, denn es ist nicht ohne weiteres zu erkennen, dass es eine Abhängigkeit von Pfeilung und Betriebsleermasse resp. Pfeilung und Reichweite gibt. Der Autor war bisher der Meinung, dass bereits alle Abhängigkeiten aufgedeckt wären, und, da es in den letzten Jahren ja keine bahnbrechenden Neuerungen im Bereich Flugzeugbau, die sich so schnell in einer Statistik hätten niederschlagen können, gab, das keine Abhängigkeiten hinzukämen.

Zweitens muß man konstatieren, dass die Grundgesamtheit der betrachteten Objekte doch sehr gering war und die somit erhaltenen Ergebnisse, so sie nicht eindeutig und plausibel zu erklären sind, eher als fragwürdig einzustufen sind. Die geringe Grundgesamtheit kam dadurch zustande, dass der Markt ziviler Verkehrsflugzeuge von nur noch zwei Akteuren geteilt wird und somit die Anzahl der Objekte sich auf zwei Flotten beschränkte. Innerhalb dieser Flotten gibt es nun auch wieder große Gemeinsamkeiten, da die Hersteller besonderen Wert auf Austauschbarkeit bzw. Ähnlichkeit legen. Dies tun sie im Hinblick auf Musterumschulung, Teiletausch, Bevorratung und Servicevereinheitlichung, also auf Kostengesichtspunkten.

Literaturverzeichnis

- Brassey`s 99** TAYLOR, M.L.: *Airforce Insignia illustrations: World Aircraft & Systems Director*. London UK : Taylor Ltd & Brassey`s Ltd, 1999
- Bronstein 97** BRONSTEIN, I.N.; SEMENDJAJEW K.A.; MUSIOL G.; MÜHLIG H.: *Taschenbuch der Mathematik*. Frankfurt am Main : Verlag Harri Deutsch, 1997
- Dasa** EZA : Segment für Entwicklung und Vordimensionierung bei der DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH / Standort Hamburg
- Hundt 82** HUNDT, E.: *Schülerduden „Die Mathematik“*. Mannheim : Bibliographisches Institut, 1982
- Loftin 80** LOFTIN, L.K.: *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of size to Performance*. NASA Reference Publication 1060, 1980
- Marckwardt 98** MARCKWARDT, K.: *Unterlagen zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, 1998
- Raymer 89** RAYMER, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA Education Series, Washington D.C. : AIAA, 1989
- Scholz 98** SCHOLZ, D.: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, 1998
- Torenbeek 88** TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft : Delft University Press, 1988

Anhang A

Flugzeugbezugsdaten

Tabelle A		Datengrundlage für Untersuchungen nach Brassey's 99 und Dasa					
Parameter	A300-600R	A310-300	A318-100	A319-200	A320-200	A321-100	
Gewichte							
m_{OE} (t)	90,3	80,8	39	40,4	41,8	47,9	
m_{MTO} (t)	171,7	164,9	61,5	73,5	77	85	
Leistungen							
Reichweite (NM)	4150	4800	1950	3100	2900	2350	
Allgem. Abmessungen							
Spannweite (m)	44,8	43,6	33,9	33,9	33,9	33,9	
Max. Länge (m)	53,3	45,9	31,5	43,8	37,6	44,5	
Rumpfdurchmesser (m)	5,64	5,64	3,95	3,95	3,95	3,95	
Tragwerk							
Flügelfläche (m ²)	260	219	122,4	122,4	122,4	126	
MAC (m)	23,6	20,3	13,9	14,7	16,3	20,6	
Leitwerke							
Streckung (horizontal) [-]	4,1	4,1	5	5	5	5	
Zuspitzung (horizontal) [-]	0,44	0,44	0,33	0,33	0,33	0,33	
Pfeilung bei 25% (horizontal) [°]	33	33	28	28	28	28	
V-Form [°]	6	6	6	6	6	6	
Fläche (horizontal) [m ²]	64	64	31	31	31	31	
Abstand von 25% wing AMC zu 25% tail AMC (horizontal) [m]	25,4	21,4	13,9	15,5	17,6	20,2	
C_h	0,95	1,07	0,84	0,93	1,06	1,15	
Streckung (vertical) [-]	1,5	1,5	1,9	1,6	1,6	1,6	
Zuspitzung (vertical) [-]	0,4	0,4	0,27	0,35	0,35	0,35	
Pfeilung bei 25% (vertical) [°]	40	40	35	35	35	35	
Fläche (vertical) [m ²]	45,2	45,2	23,1	21,5	21,5	21,5	
Abstand von 25% wing AMC zu 25% tail AMC (vertical) [m]	24,2	20,1	13,2	14,6	16,7	19,4	
C_v	0,094	0,094	0,073	0,076	0,087	0,097	
Triebwerkszahl							
Schub (ein Triebwerk)	2	2	2	2	2	2	
n_{PAX}	258	238	99,8	106,6	117,9	133,5	
n_{SA}	266	220	110	124	150	185	
	8	8	6	6	6	6	

Tabelle A		Datengrundlage für Untersuchungen nach Brassey's 99 und Dasa				
Parameter	A321-200	A330-200	A330-300	A340-200	A340-300	
Gewichte						
m_{OE} (t)	48,7	119,5	120,6	123,1	129,3	
m_{MTO} (t)	89	230	217	257	271	
Leistungen						
Reichweite (NM)	2700	6450	4850	7450	7200	
Allgem. Abmessungen						
Spannweite (m)	33,9	60,3	60,3	60,3	60,3	
Max. Länge (m)	44,5	57,5	62,8	58,6	62,8	
Rumpfdurchmesser (m)	3,95	5,64	5,64	5,64	5,64	
Tragwerk						
Flügelfläche (m ²)	126	361,6	361,6	361,6	361,6	
MAC (m)	20,6	26,8	30	27,8	30	
Leitwerke						
Streckung (horizontal) [-]	5	5,3	5,3	5,3	5,3	
Zuspitzung (horizontal) [-]	0,33	0,38	0,38	0,38	0,38	
Pfeilung bei 25% (horizontal) [°]	28	30	30	30	30	
V-Form [°]	6	6	6	6	6	
Fläche (horizontal) [m ²]	31	71,4	71,4	71,4	71,4	
Abstand von 25% wing AMC zu 25% tail AMC (horizontal) [m]	20,2	26,9	29	26,8	29	
C_h	1,15	0,73	0,79	0,73	0,79	
Streckung (vertical) [-]	1,6	1,6	1,5	1,5	1,5	
Zuspitzung (vertical) [-]	0,35	0,32	0,4	0,4	0,4	
Pfeilung bei 25% (vertical) [°]	35	40	40	40	40	
Fläche (vertical) [m ²]	21,5	52,9	45,2	45,2	45,2	
Abstand von 25% wing AMC zu 25% tail AMC (vertical) [m]	19,4	25,6	27,4	25,2	27,4	
C_v	0,097	0,072	0,057	0,052	0,057	
Triebwerkszahl	2	2	2	4	4	
Schub (ein Triebwerk)	146,3	300,3	320,3	141,7	151,2	
n_{PAX}	197	293	335	293	335	
n_{SA}	6	8	8	8	8	

Tabelle A		Datengrundlage für Untersuchungen nach Brassey's 99 und Dasa				
Parameter	B737-700	B757-200	B767-300	B777-300	B747-400	
Gewichte						
m _{OE} (t)	38,6	59,5	89,8	161,5	181,4	
m _{MTO} (t)	70	115,7	186,9	299,4	397	
Leistungen						
Reichweite (NM)	3150	3900	6100	5200	7100	
Allgem. Abmessungen						
Spannweite (m)	34,3	38,2	47,6	60,9	64,4	
Max. Länge (m)	23,2	46,9	53,7	73,1	68,7	
Rumpfdurchmesser (m)	3,76	3,76	5,03	6,2	6,5	
Tragwerk						
Flügelfläche (m ²)	125,5	183,4	287,2	444,5	548,8	
MAC (m)	15,7	22,4	25,5	34,7	31,3	
Leitwerke						
Streckung (horizontal) [-]	6,2	4,5	4,5	4,6	3,6	
Zuspitzung (horizontal) [-]	0,2	0,35	0,25	0,33	0,25	
Pfeilung bei 25% (horizontal) [°]	30,2	30	32,6	35	37,5	
V-Form [°]	7,4	5	7,3	7	7	
Fläche (horizontal) [m ²]	33,1	50,3	77,1	101,3	136,6	
Abstand von 25% wing AMC zu 25% tail AMC (horizontal) [m]	14,8	20,5	23,9	32,9	31,7	
C _h	0,91	0,99	0,9	0,84	0,77	
Streckung (vertical) [-]	1,9	1,6	1,8	1,8	1,3	
Zuspitzung (vertical) [-]	0,27	0,35	0,3	0,31	0,34	
Pfeilung bei 25% (vertical) [°]	35	40	40	40,5	45	
Fläche (vertical) [m ²]	26,6	34,4	46,1	59,3	77,1	
Abstand von 25% wing AMC zu 25% tail AMC (vertical) [m]	12,9	19,5	23,2	30,7	30,7	
C _v	0,08	0,097	0,079	0,068	0,07	
Triebwerkszahl						
Schub (ein Triebwerk)	88,97	170,1	233,5	435,93	258	
n _{PAX}	139	194	224	375	420	
n _{SA}	6	6	7	8	10	

Anhang B

Diagramme zur Ergebnisverdeutlichung

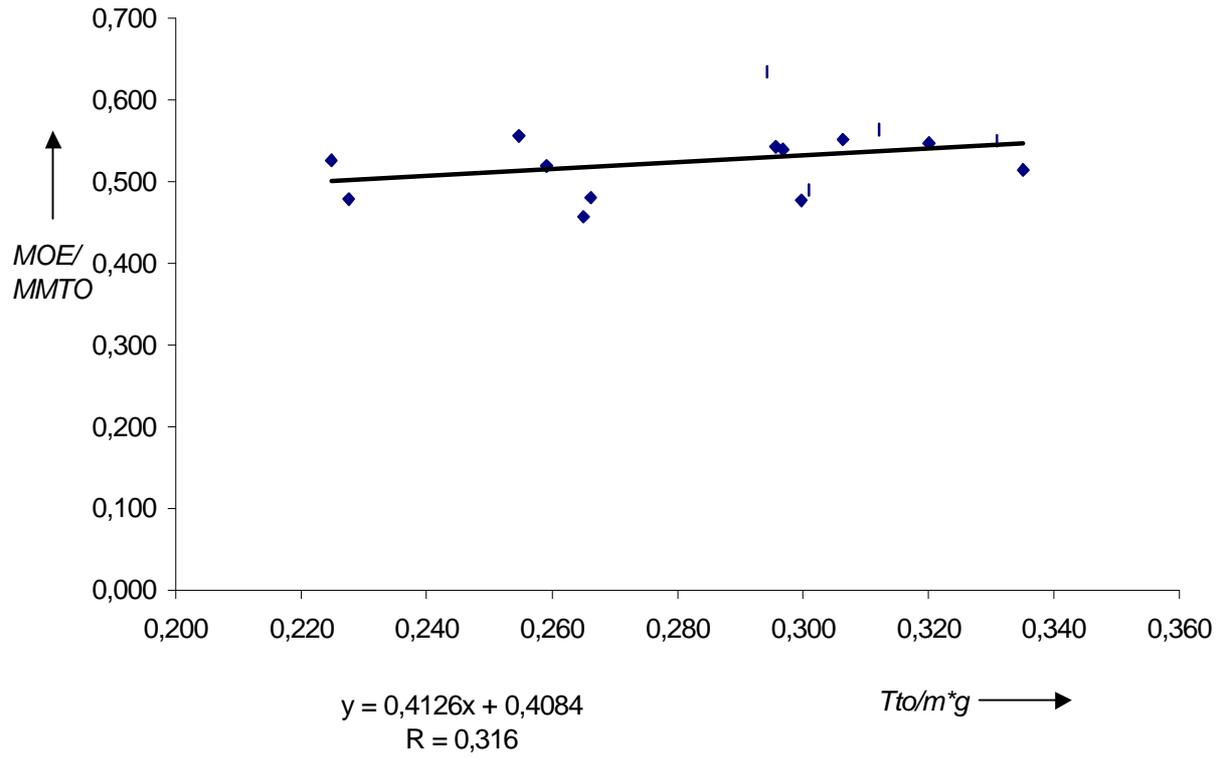


Bild B.1

Betriebsleermassenanteil über Schub-Gewichtsverhältnis

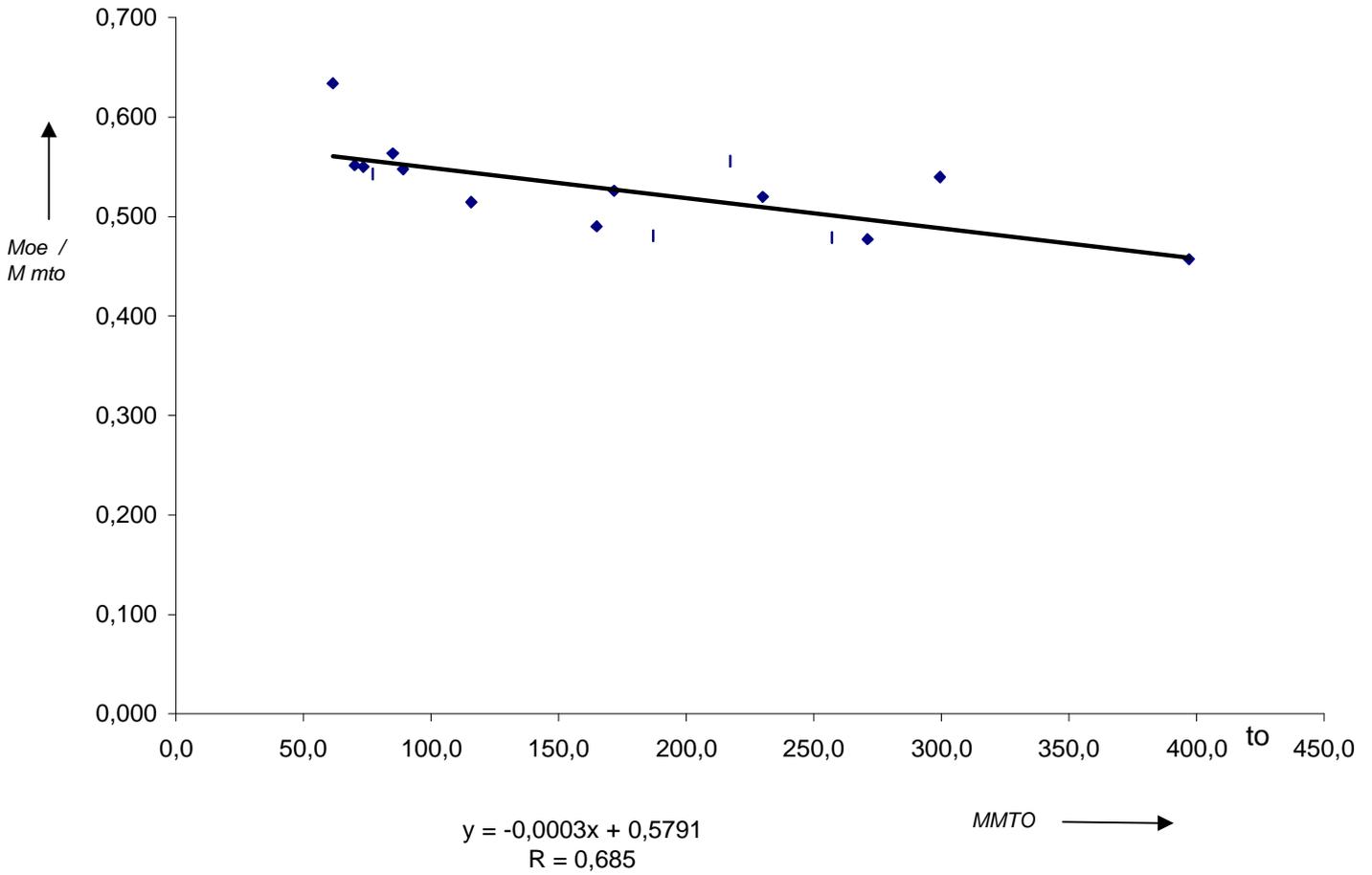


Bild B.2

Betriebsleermassenanteil über max. Startgewicht

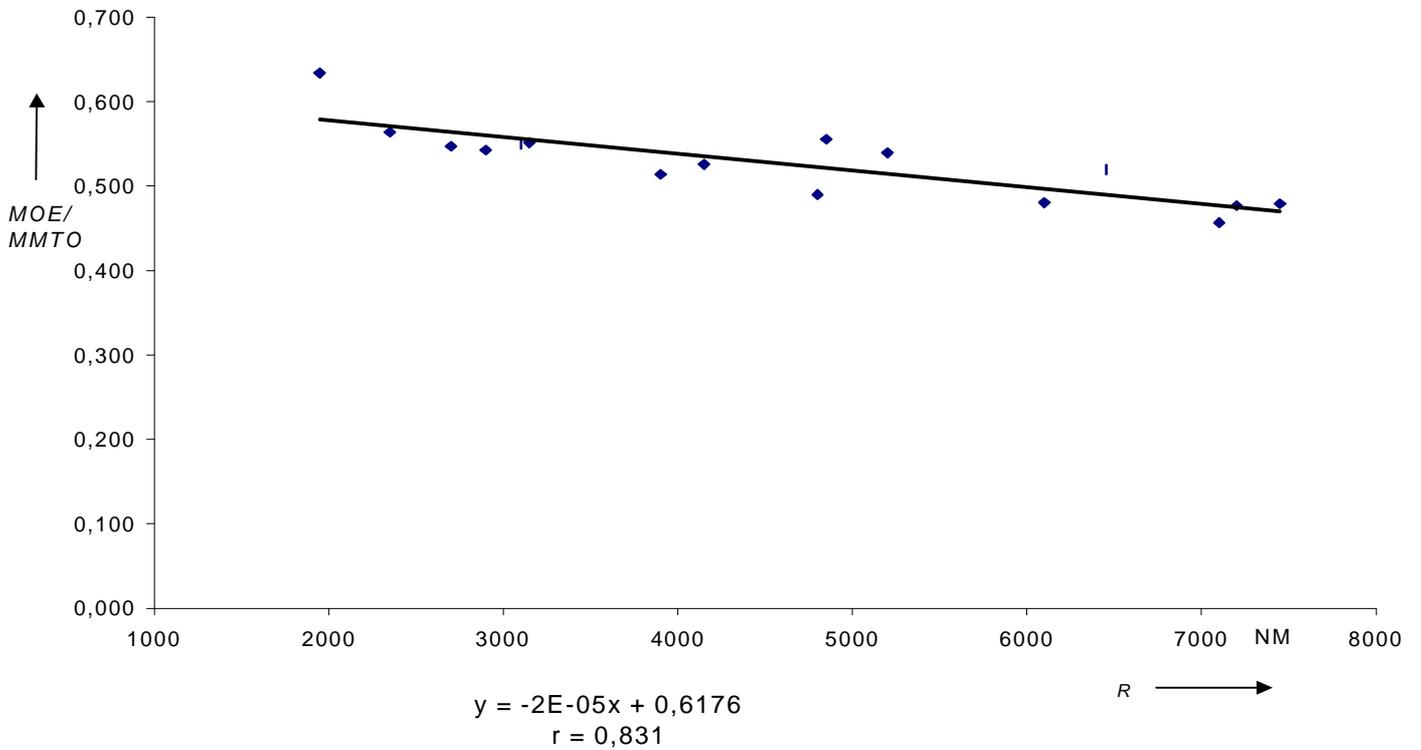


Bild B3

Betriebsleermassenanteil über Reichweite

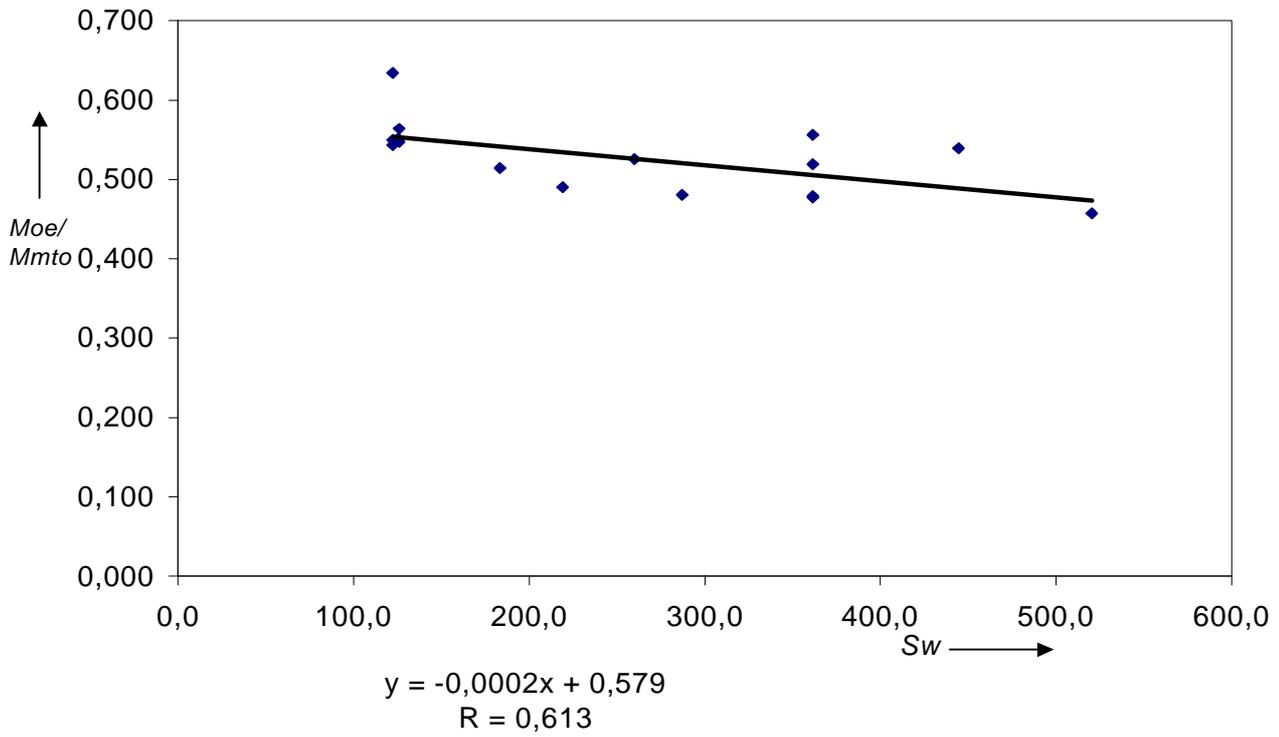


Bild B4

Betriebsleermassenanteil über Flügelfläche

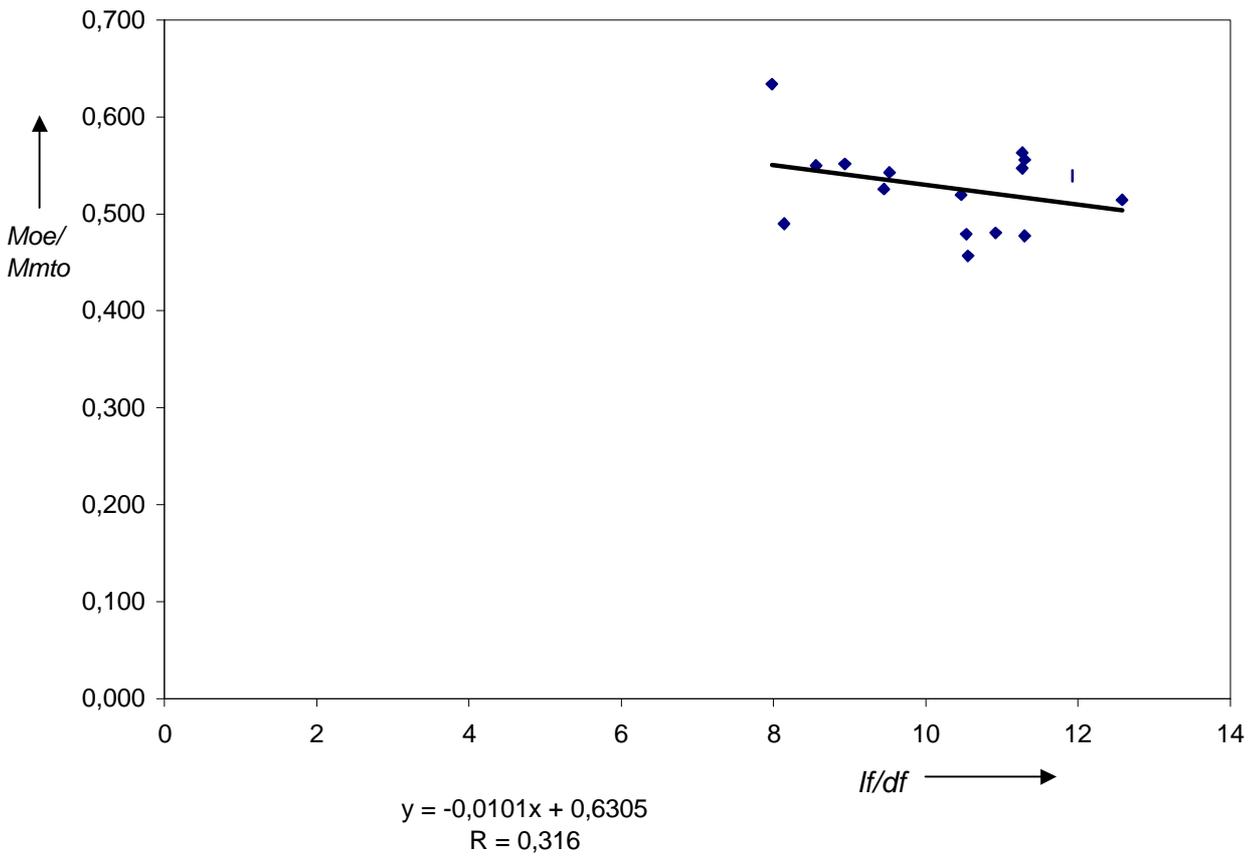


Bild B5

Betriebsleermassenanteil über Schlankheitsgrad

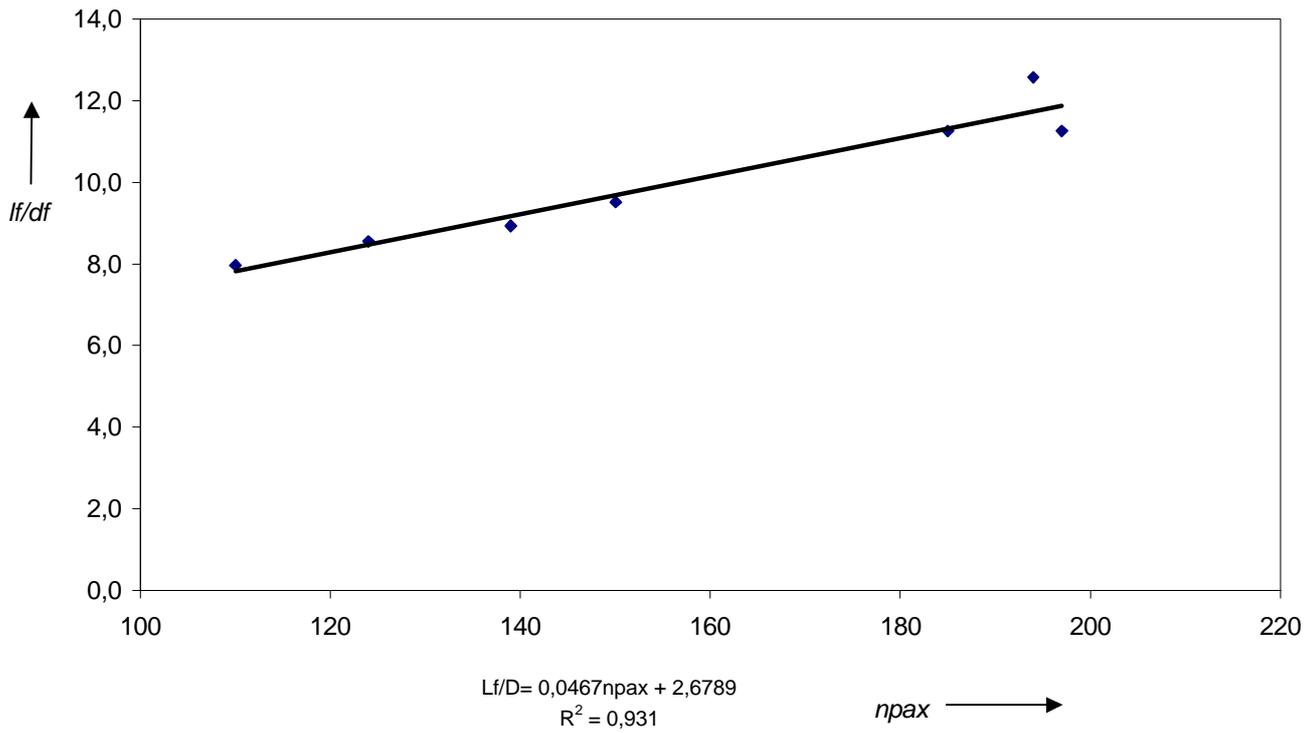


Bild B6 Schlankheitsgrad über Passagierzahl (mit $n_{SA} = 6$)

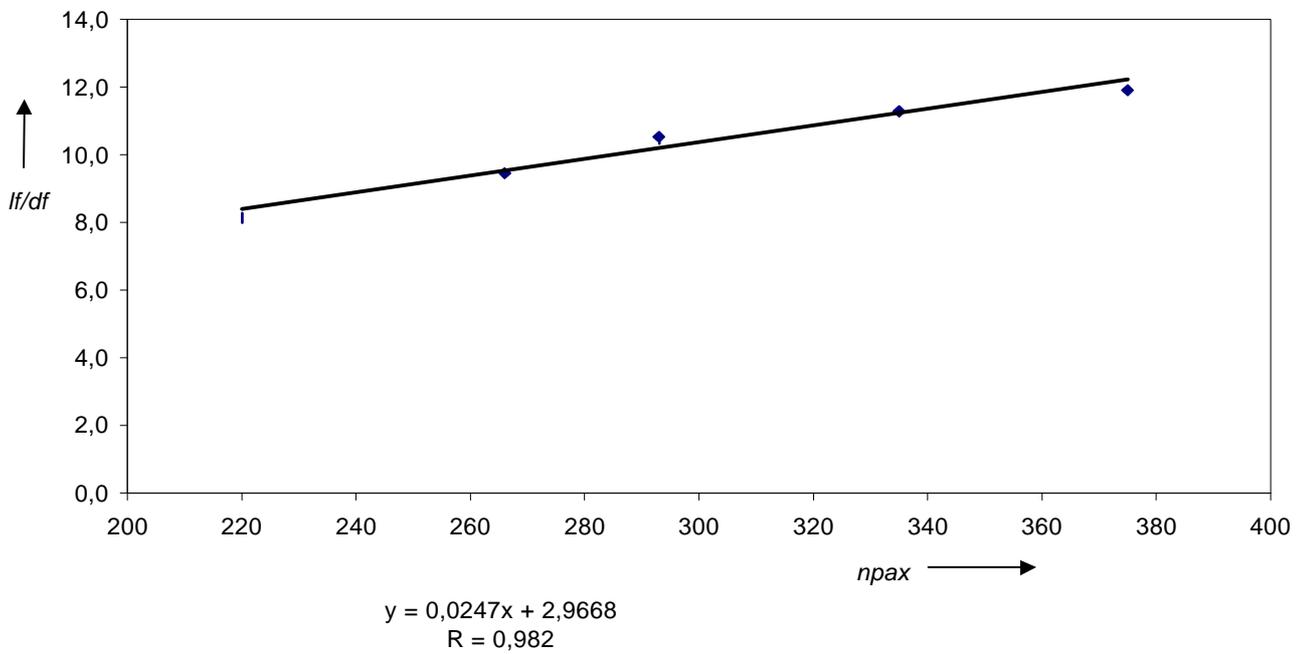


Bild B7 Schlankheitsgrad über Passagierzahl (mit $n_{SA} = 8$)

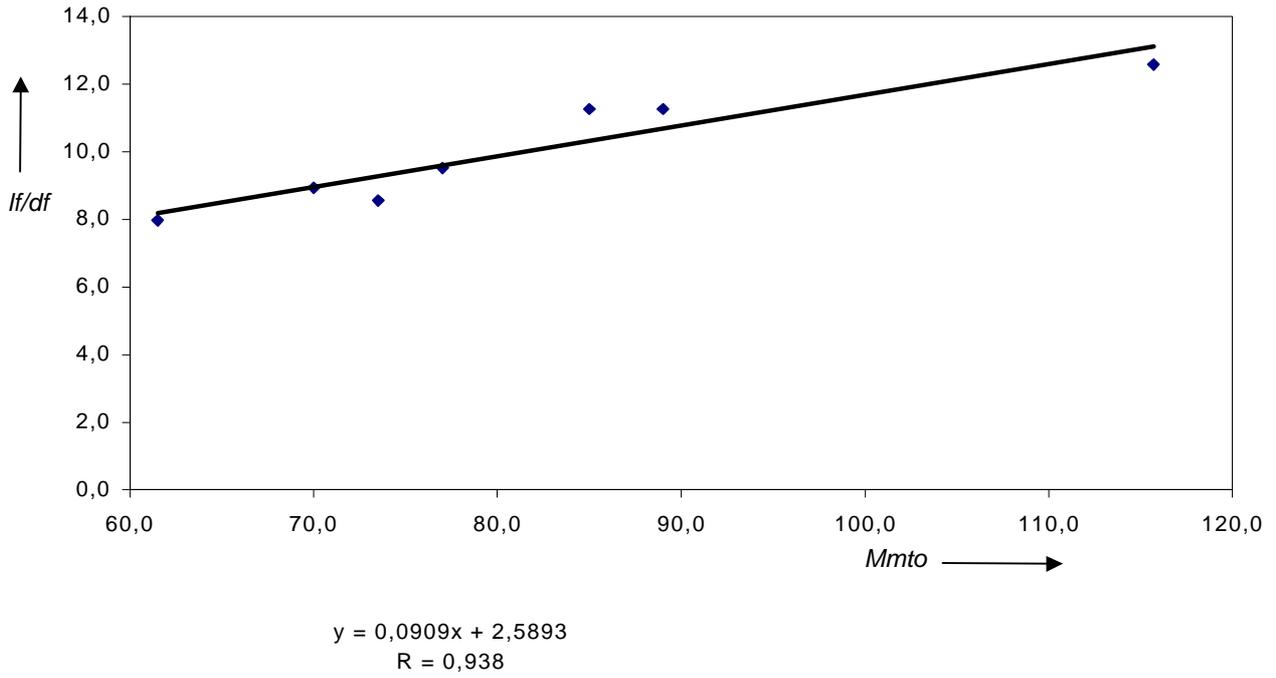


Bild B8 Schlankheitsgrad über max Startgewicht (mit $n_{SA} = 6$)

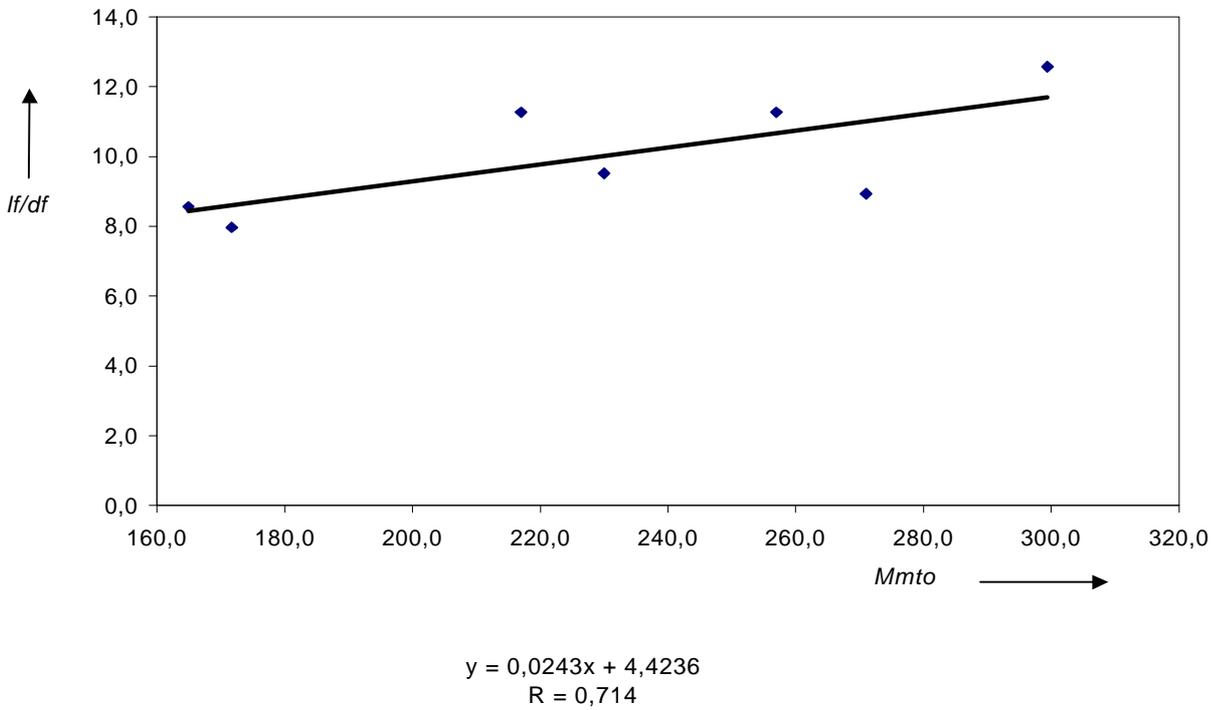


Bild B9 Schlankheitsgrad über max Startgewicht (mit $n_{SA} = 8$)

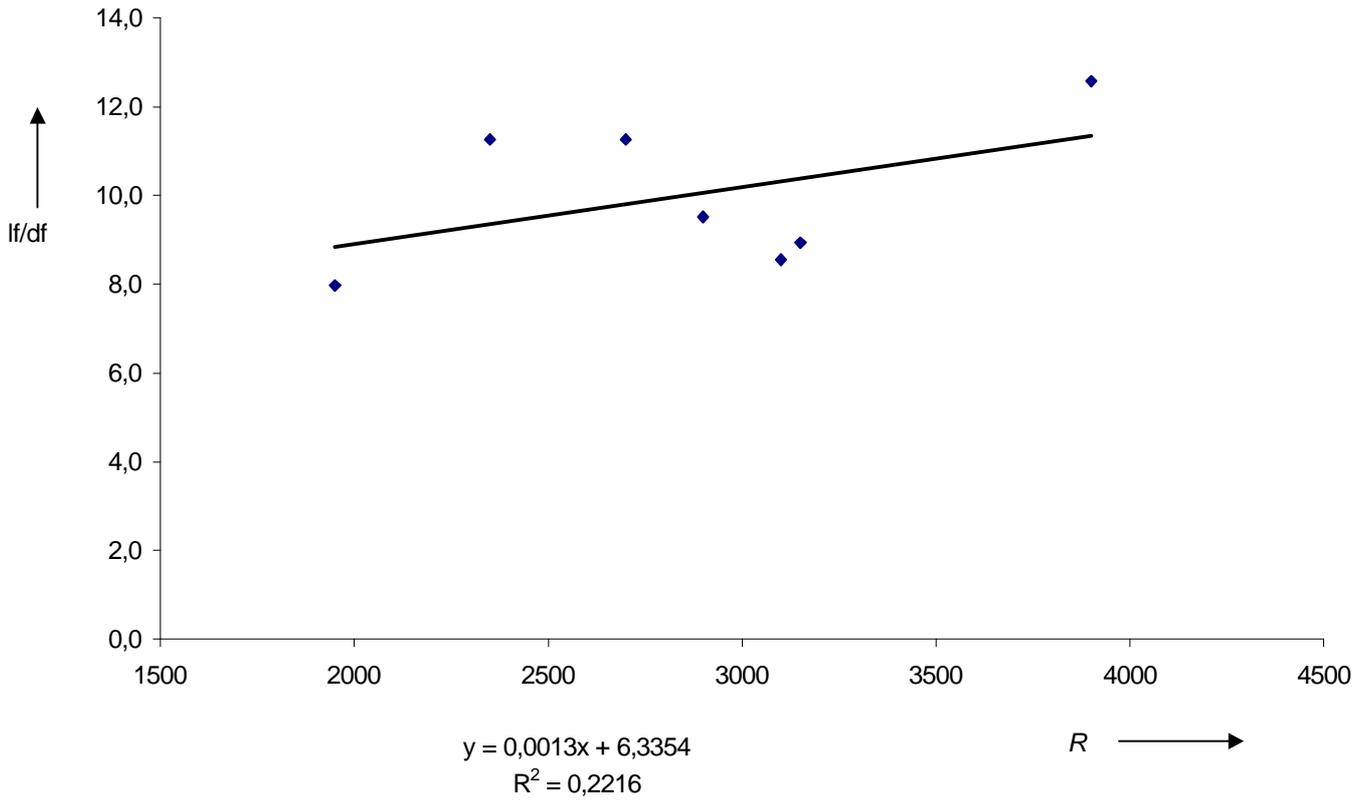


Bild B10

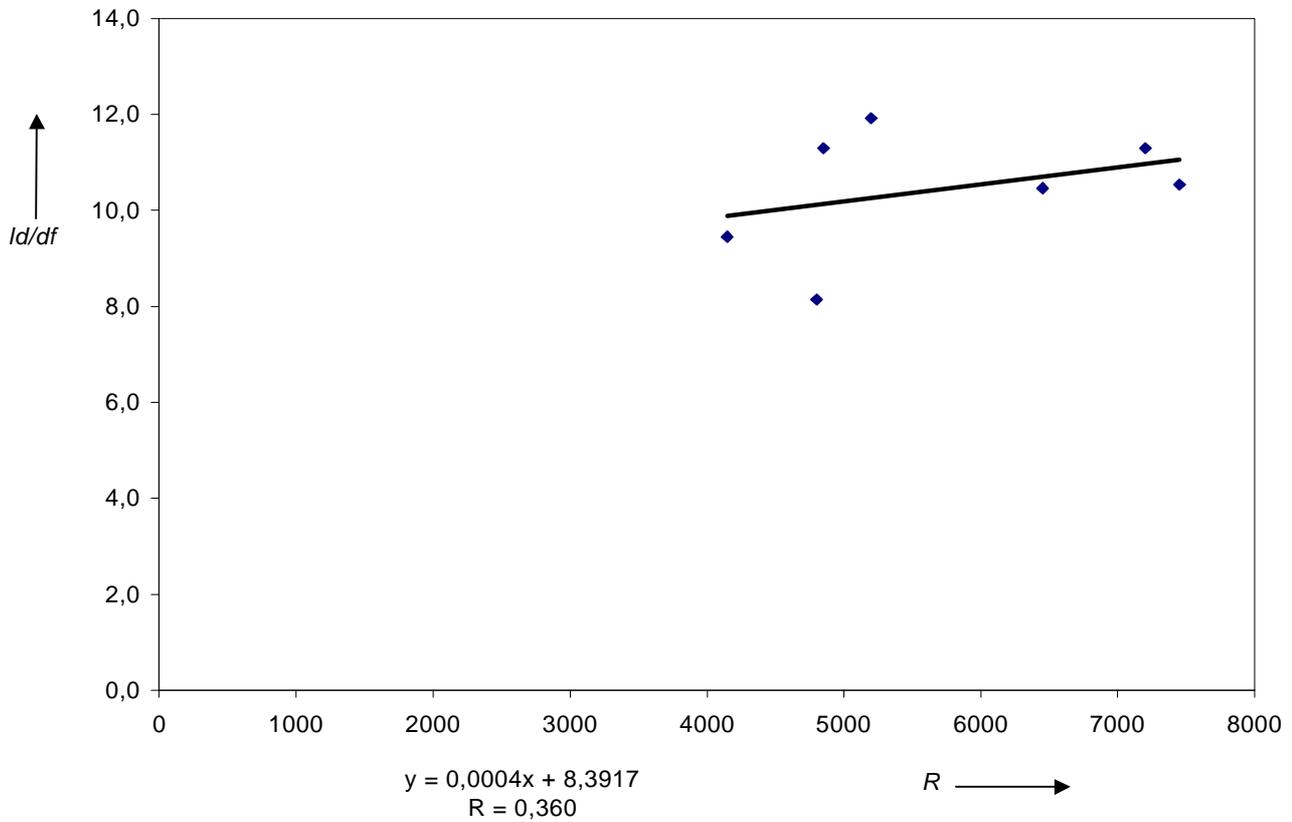
Schlankheitsgrad über Reichweite (mit $n_{SA} = 6$)

Bild B11

Schlankheitsgrad über max Reichweite (mit $n_{SA} = 8$)

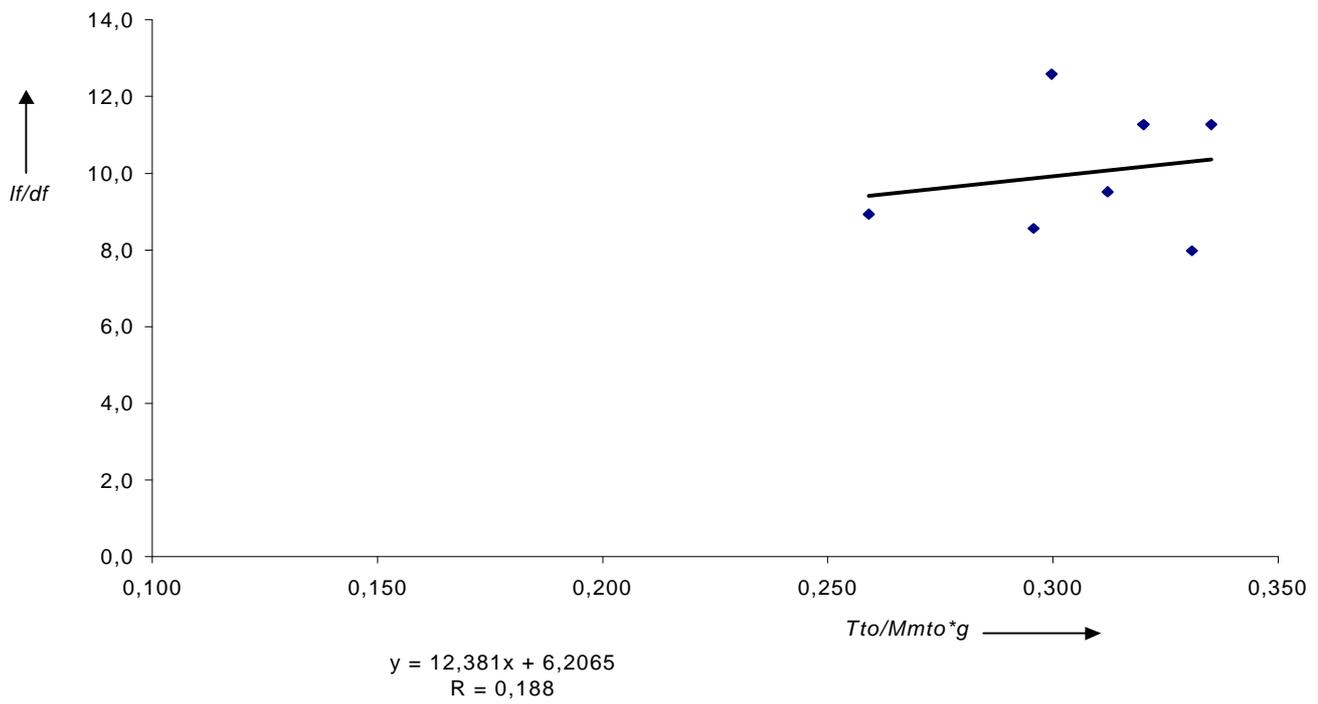


Bild B12

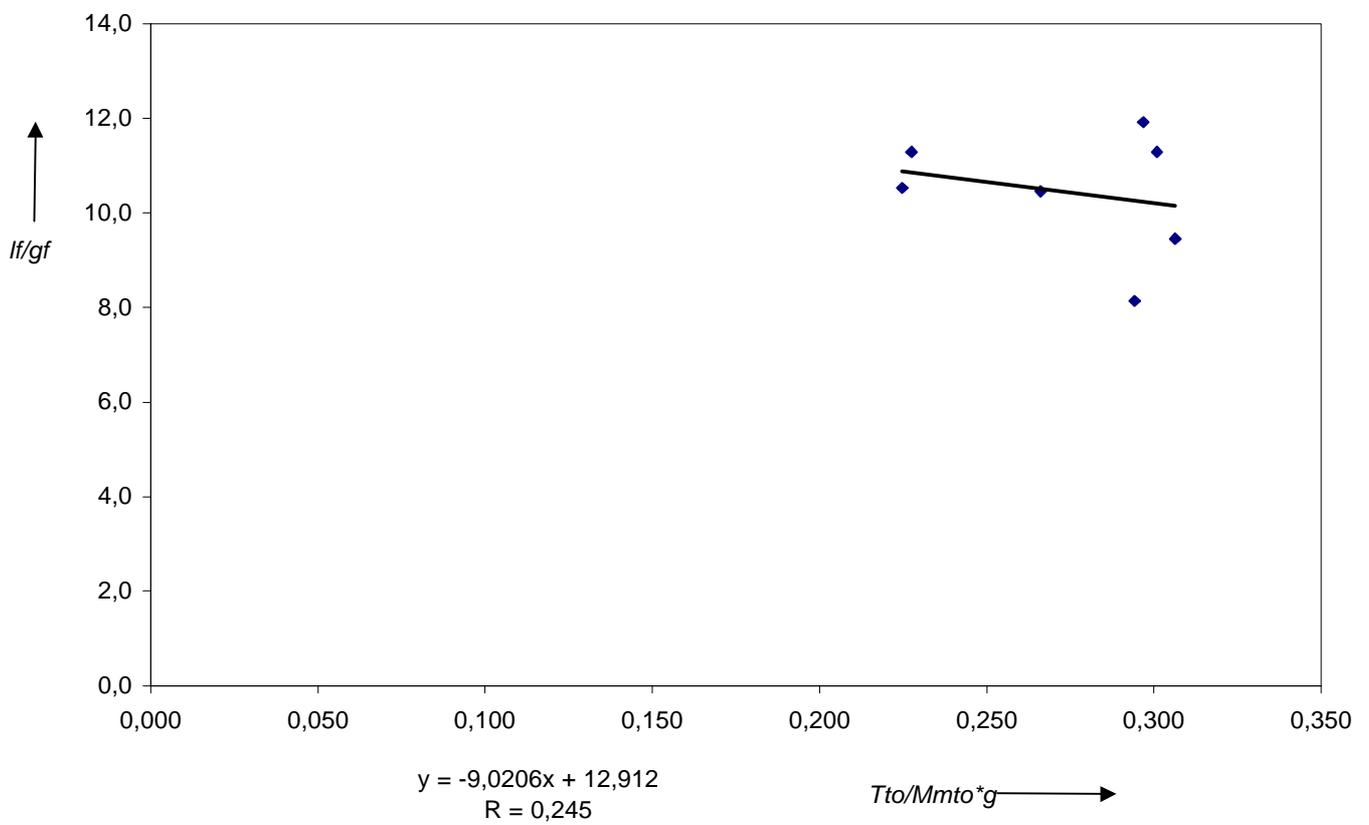
Schlankheitsgrad über Schub-Gewichtsverhältnis (mit $n_{SA} = 6$)

Bild B13

Schlankheitsgrad über Schub-Gewichtsverhältnis (mit $n_{SA} = 8$)

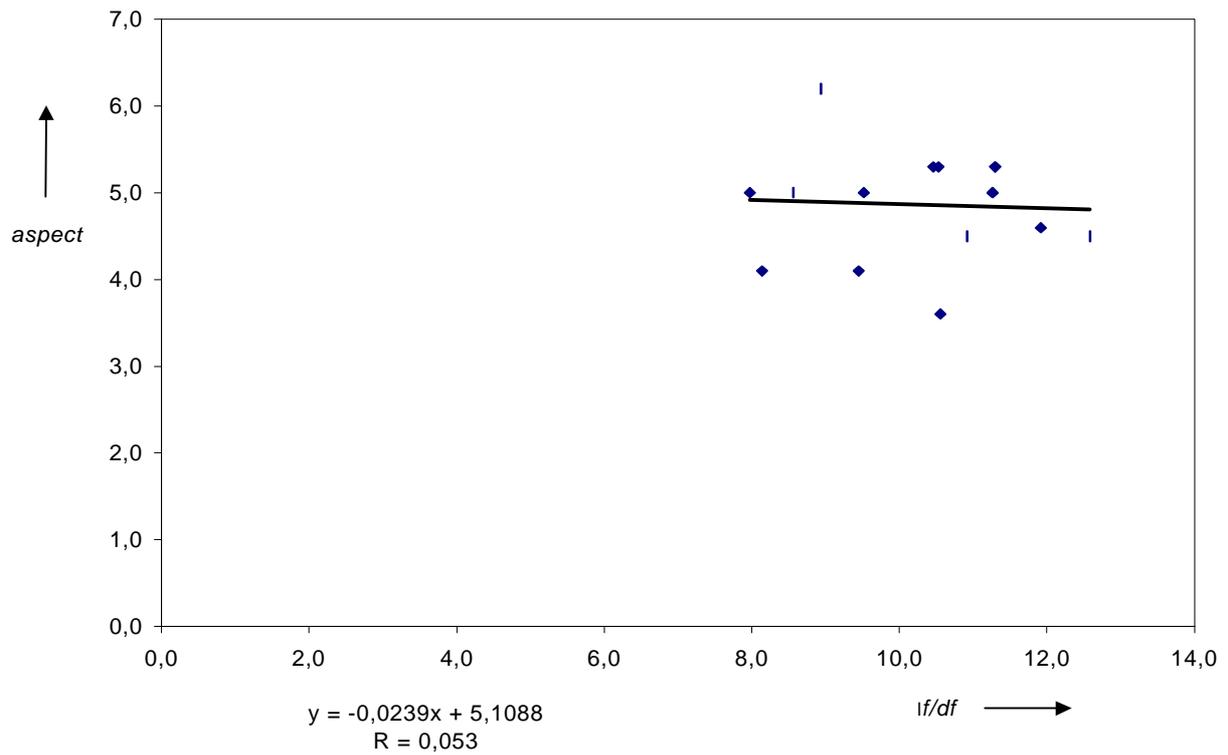


Bild 14

Streckung über Schlankheitsgrad

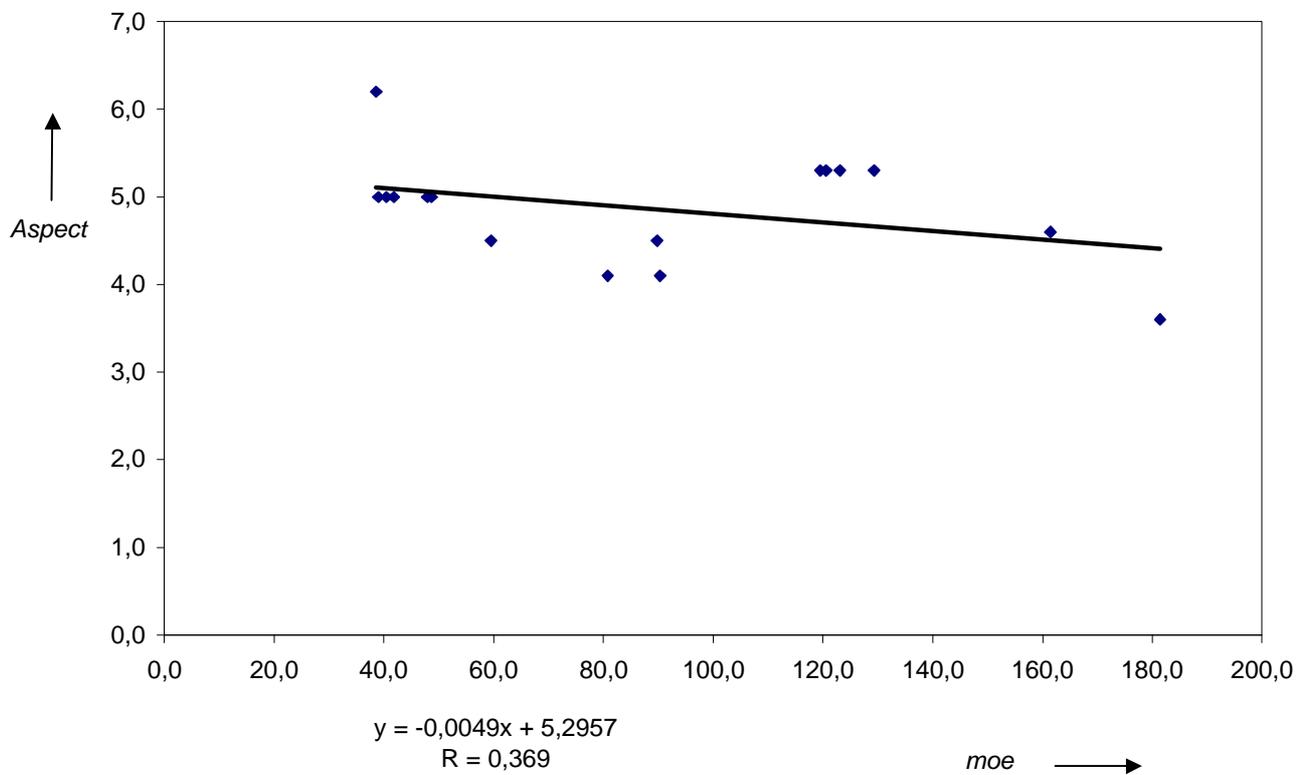


Bild B15

Streckung über Betriebsleermasse

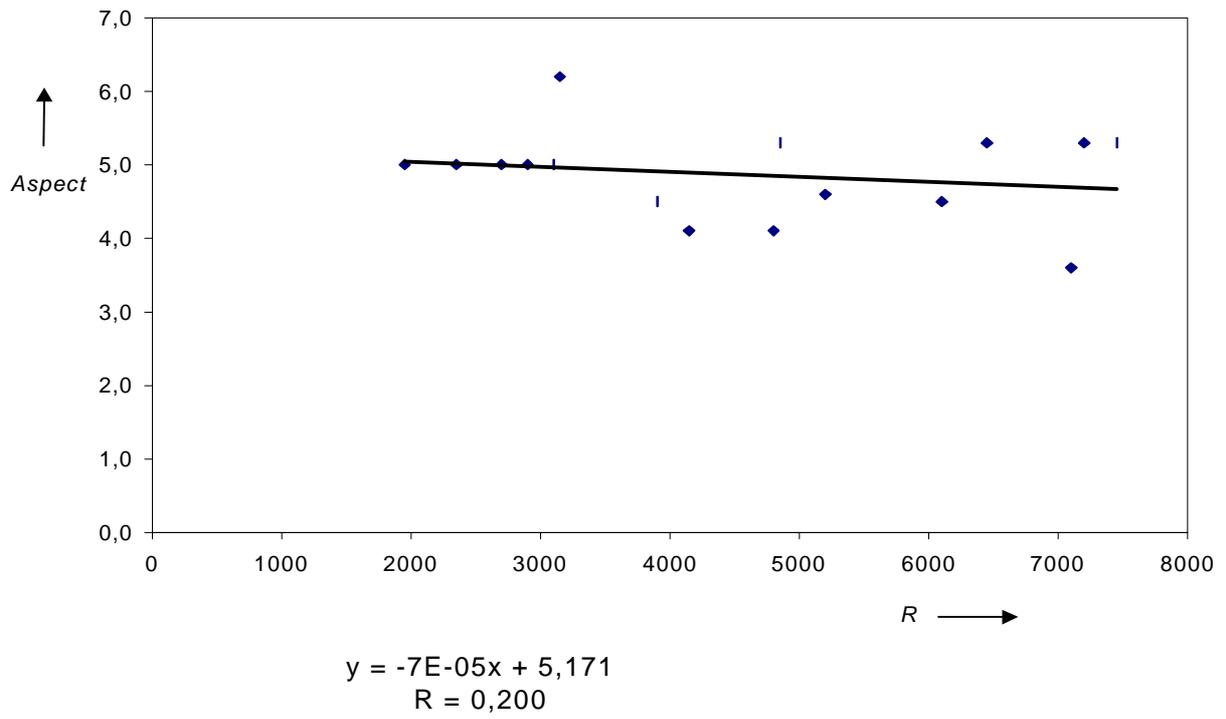


Bild B16

Streckung über Reichweite

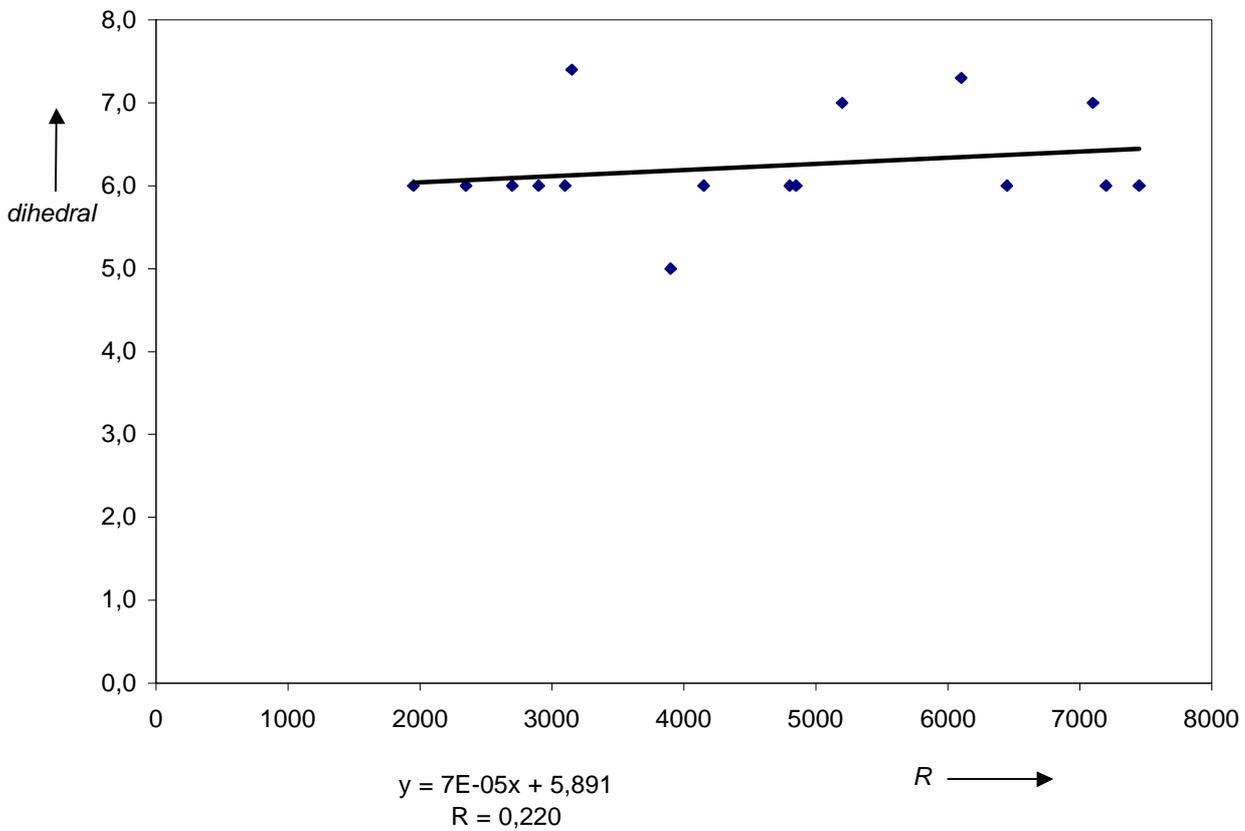


Bild B17

V-Form über Reichweite

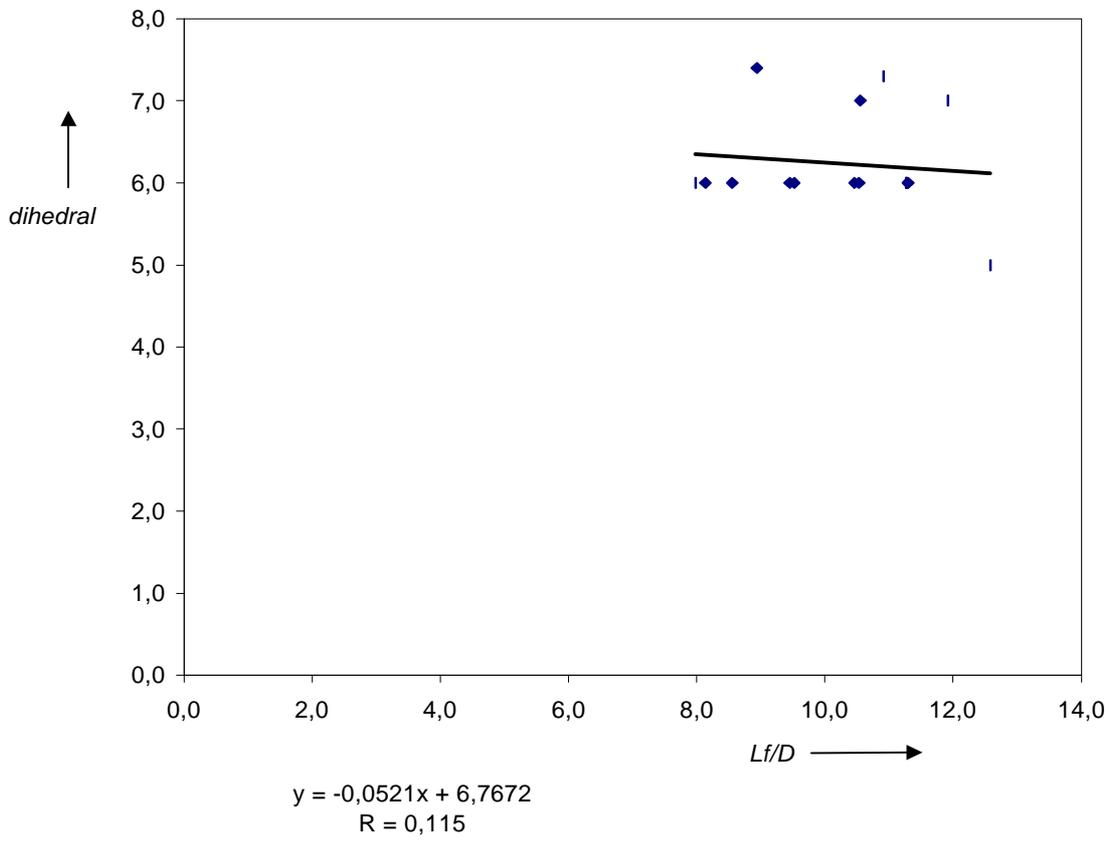


Bild 18

V-Form über Schlankheitsgrad

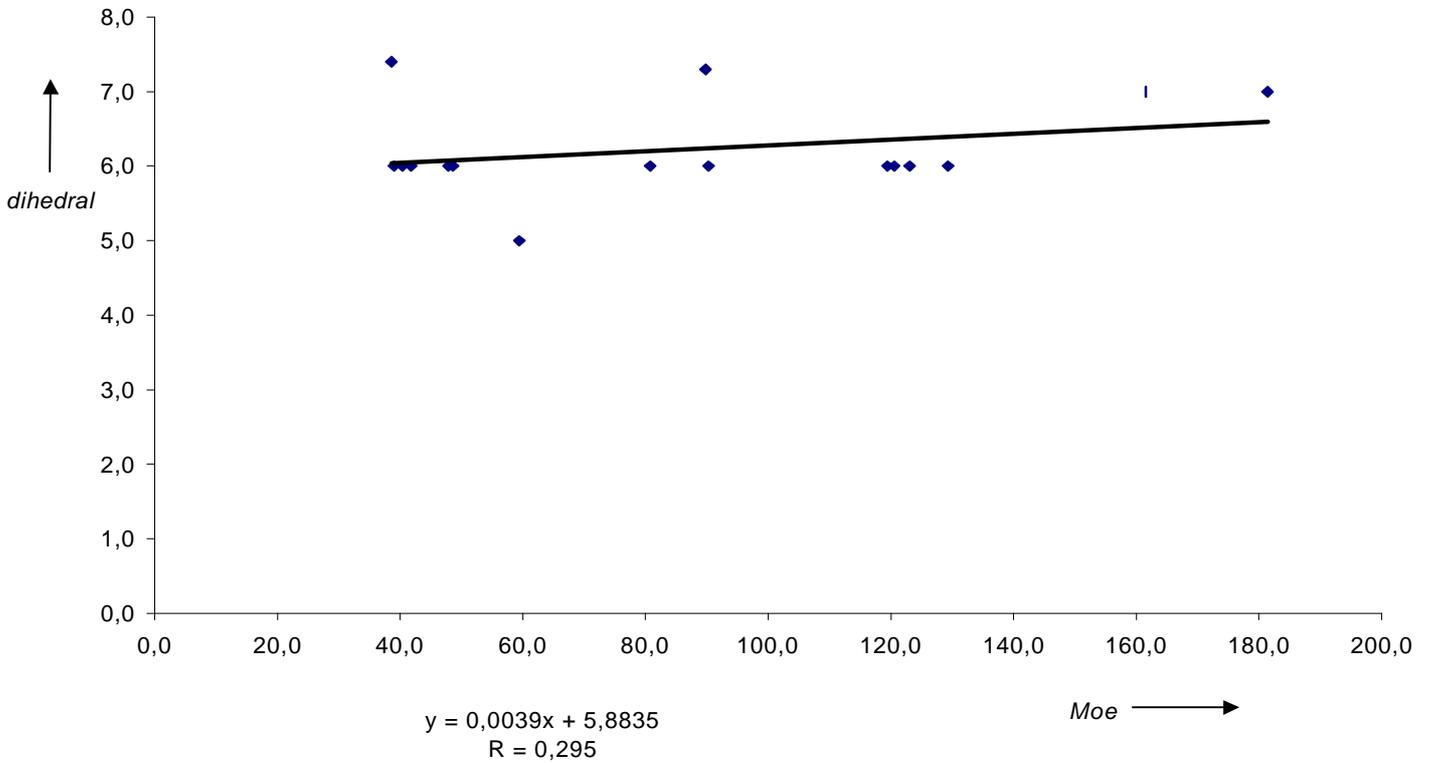


Bild B19

V-Form über Betriebsleermasse

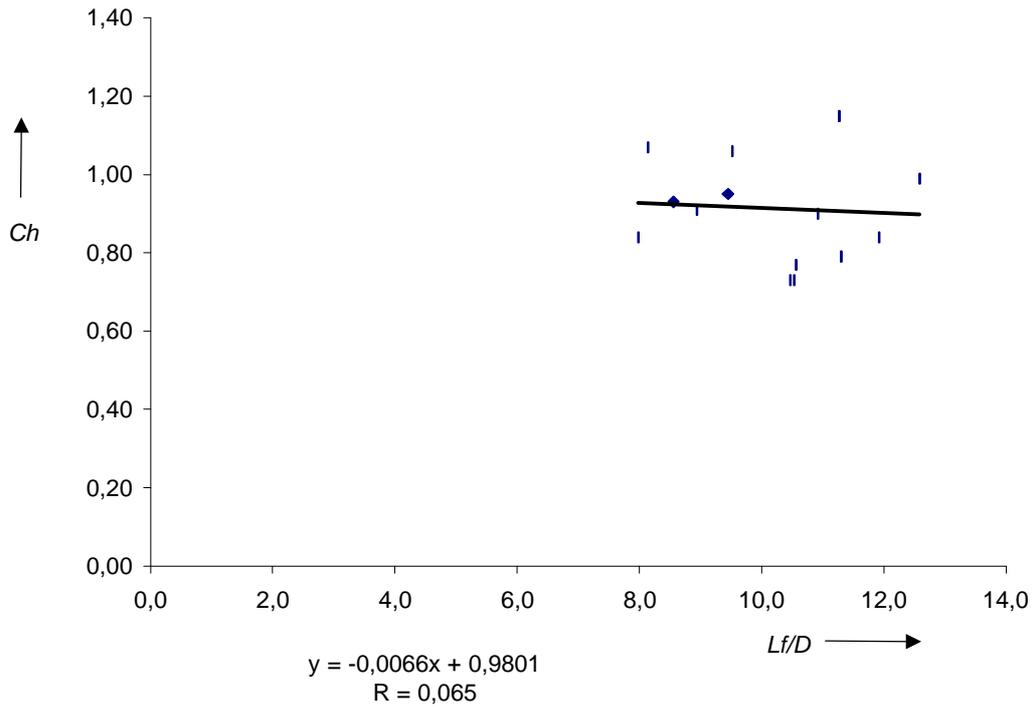


Bild B20 Höhenleitwerksvolumenbeiwert über Schlankheitsgrad

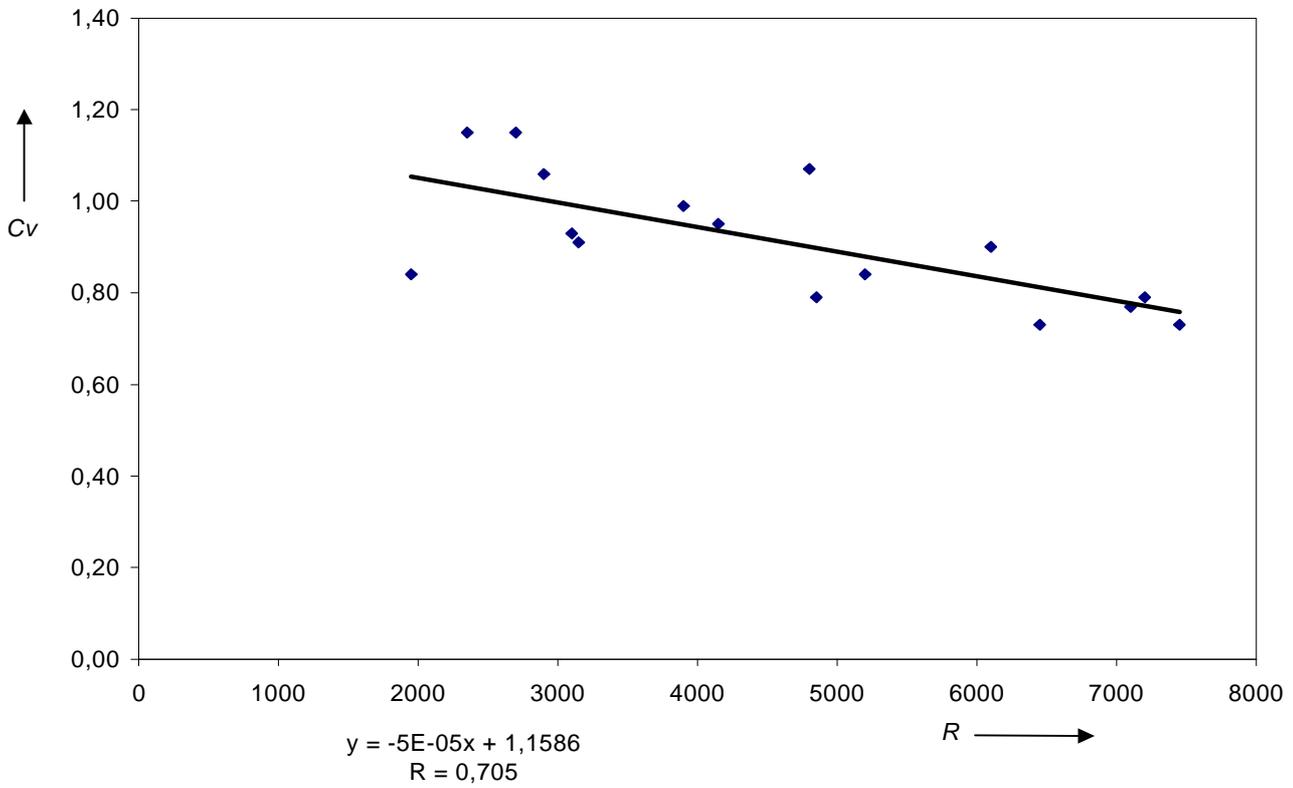


Bild B21 Höhenleitwerksvolumenbeiwert über Reichweite

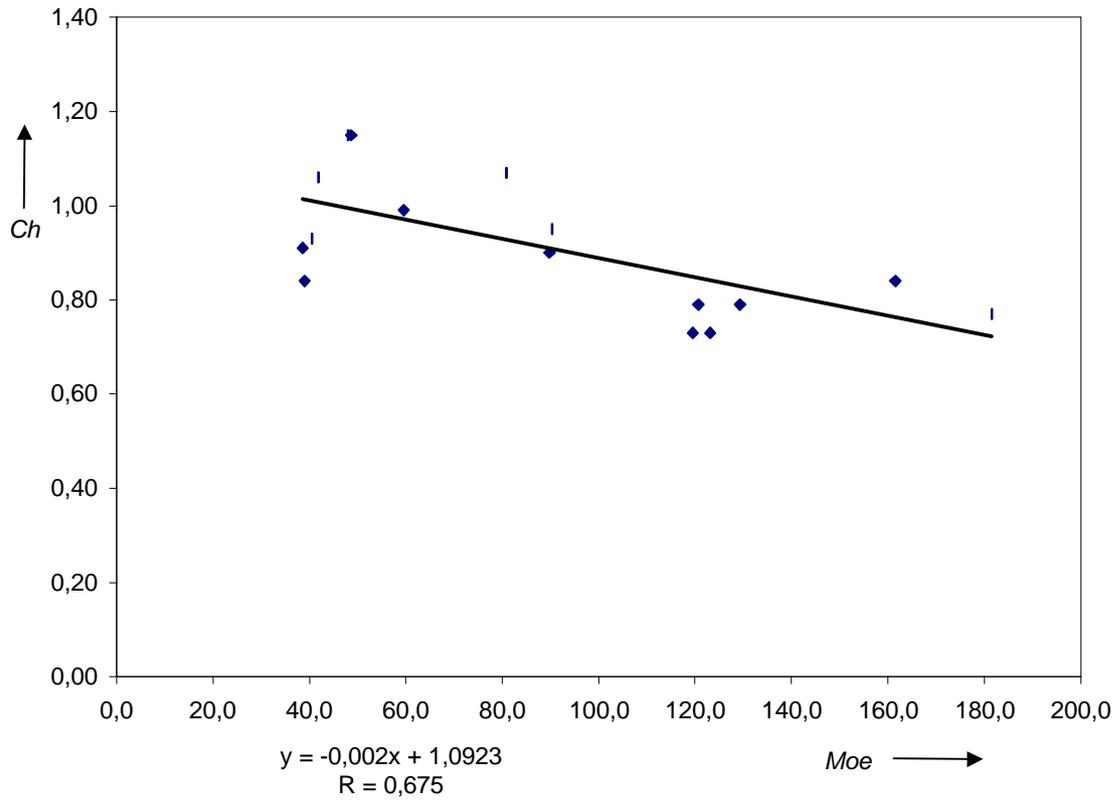


Bild B22 Höhenleitwerksvolumenbeiwert über Betriebsleermasse

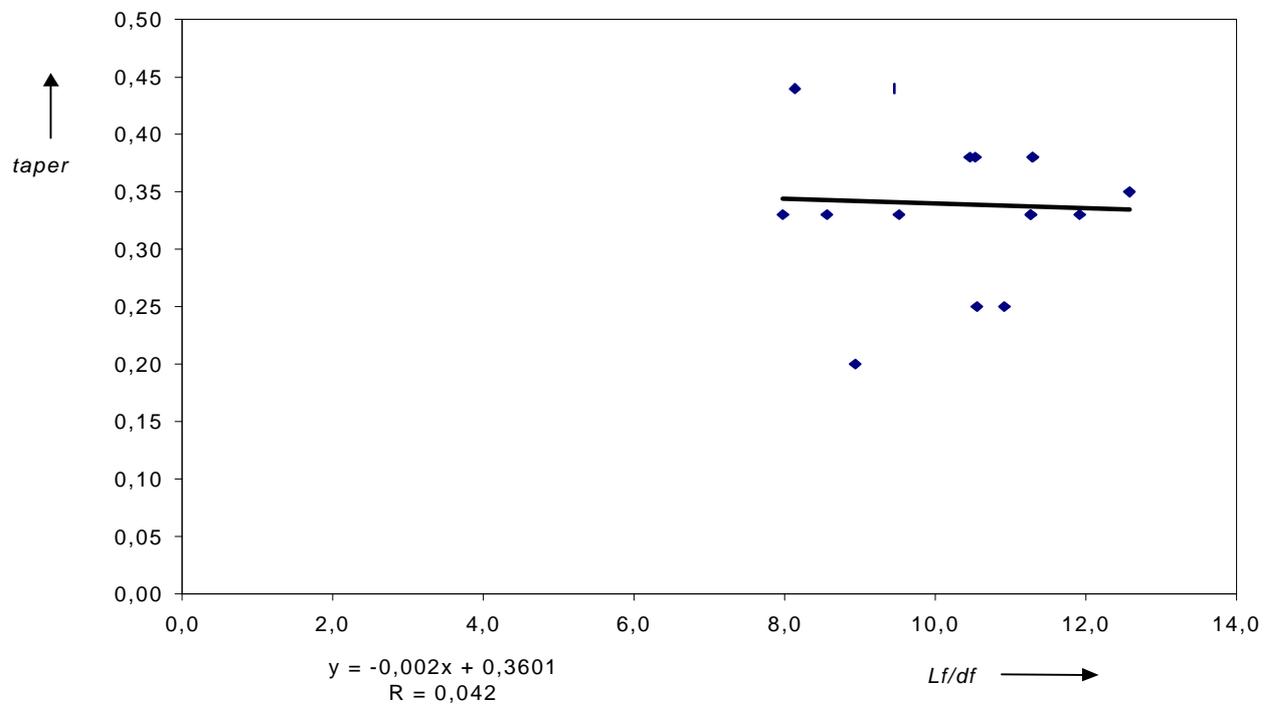


Bild B23 Zuspitzung über Schlankheitsgrad

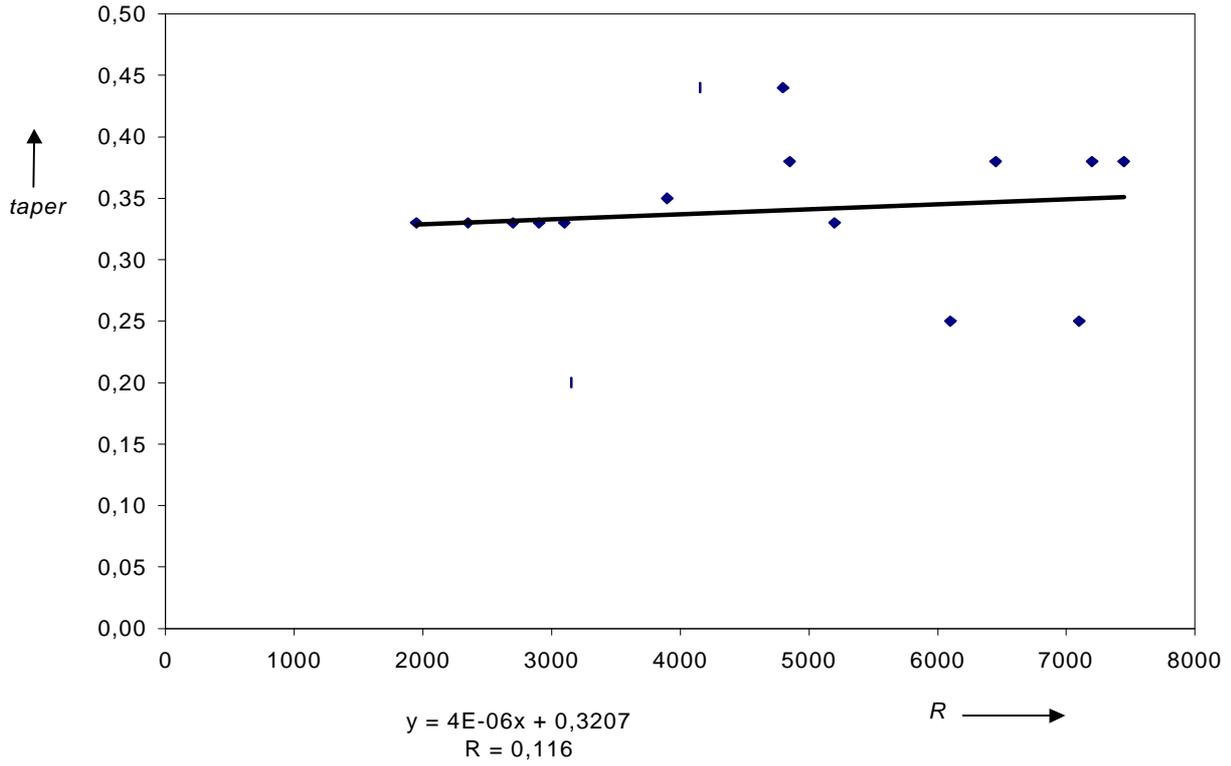


Bild B24

Zuspitzung über Reichweite

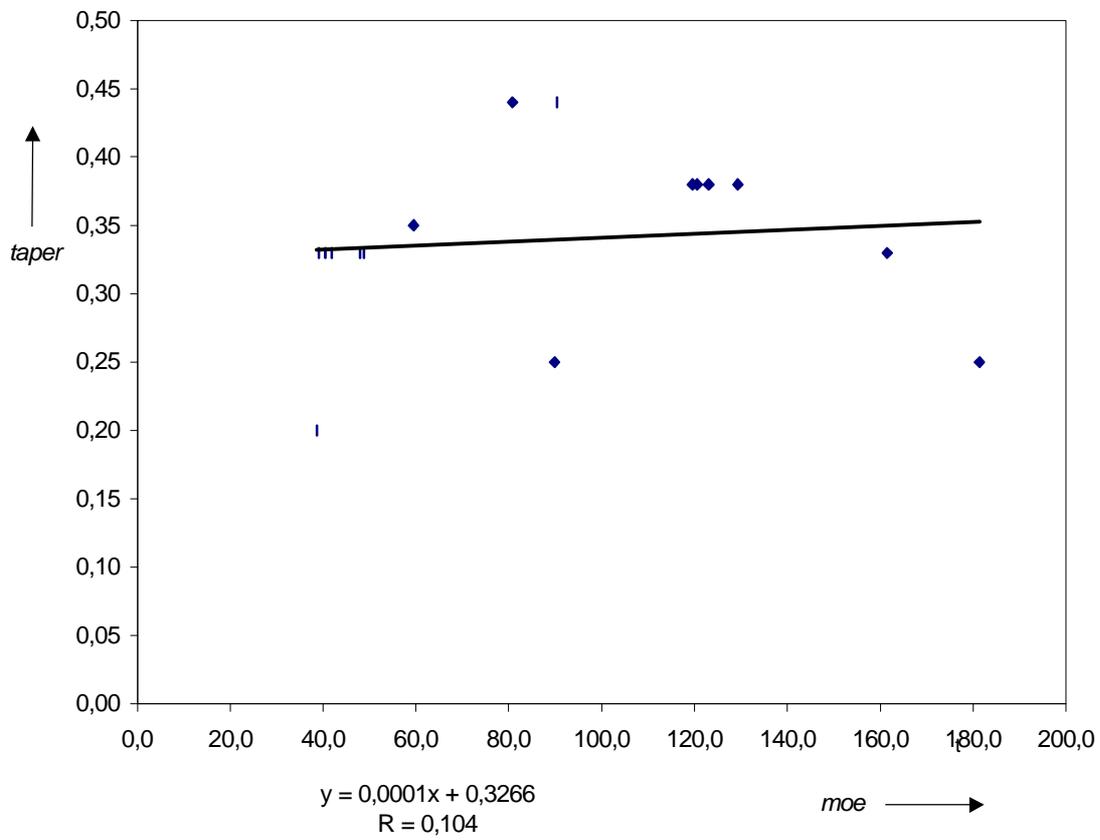


Bild B25

Zuspitzung über Betriebsleermasse

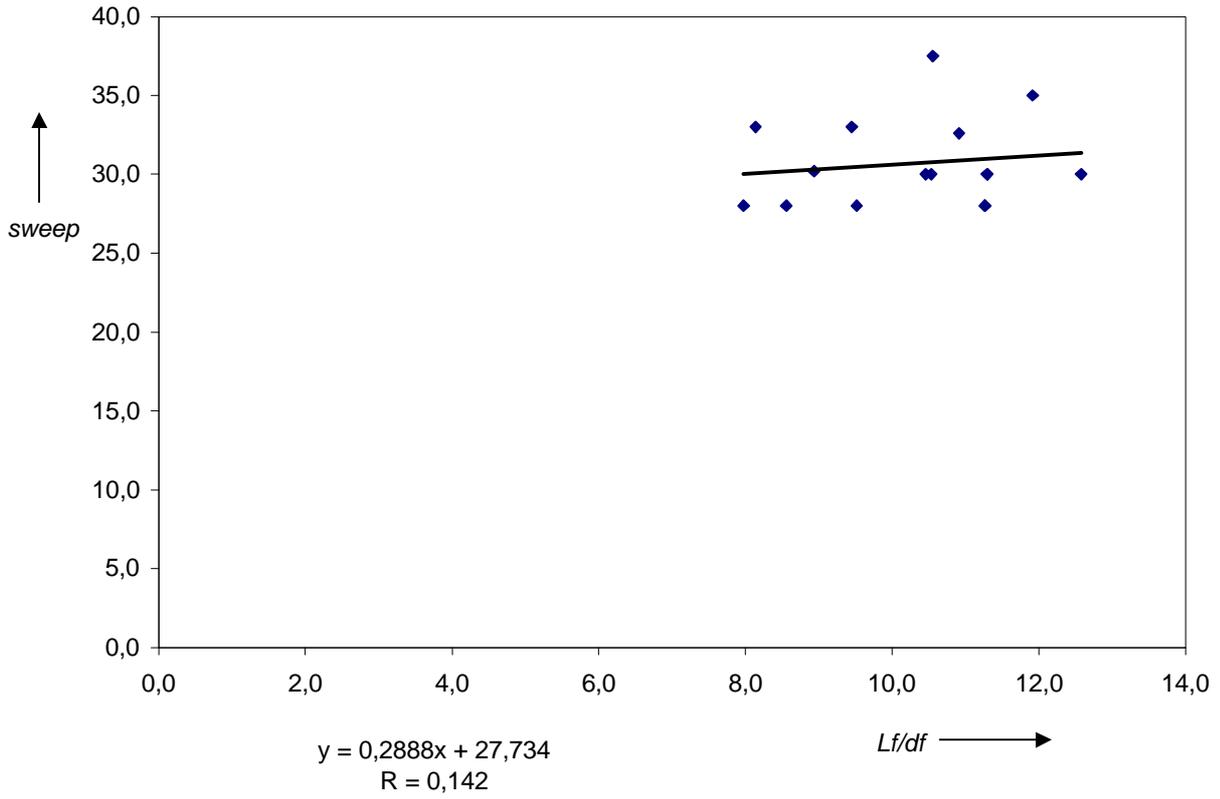


Bild B26 Pfeilung über Schlankheitsgrad

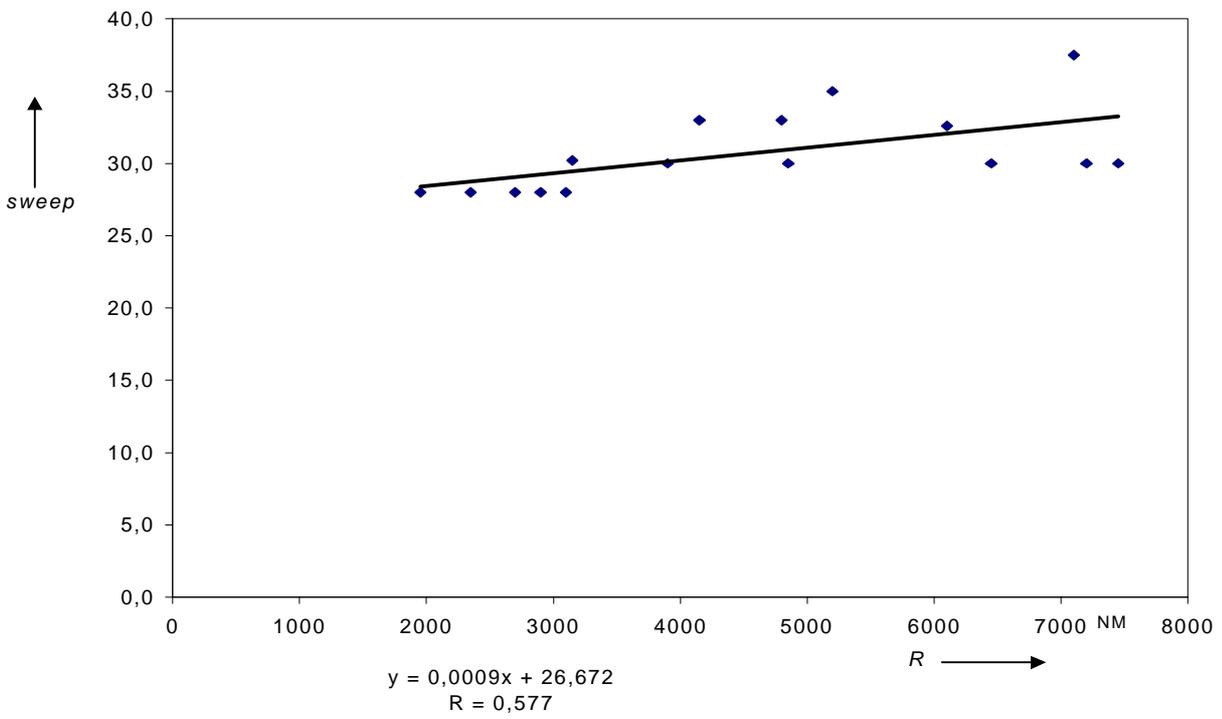


Bild B27 Pfeilung über Reichweite

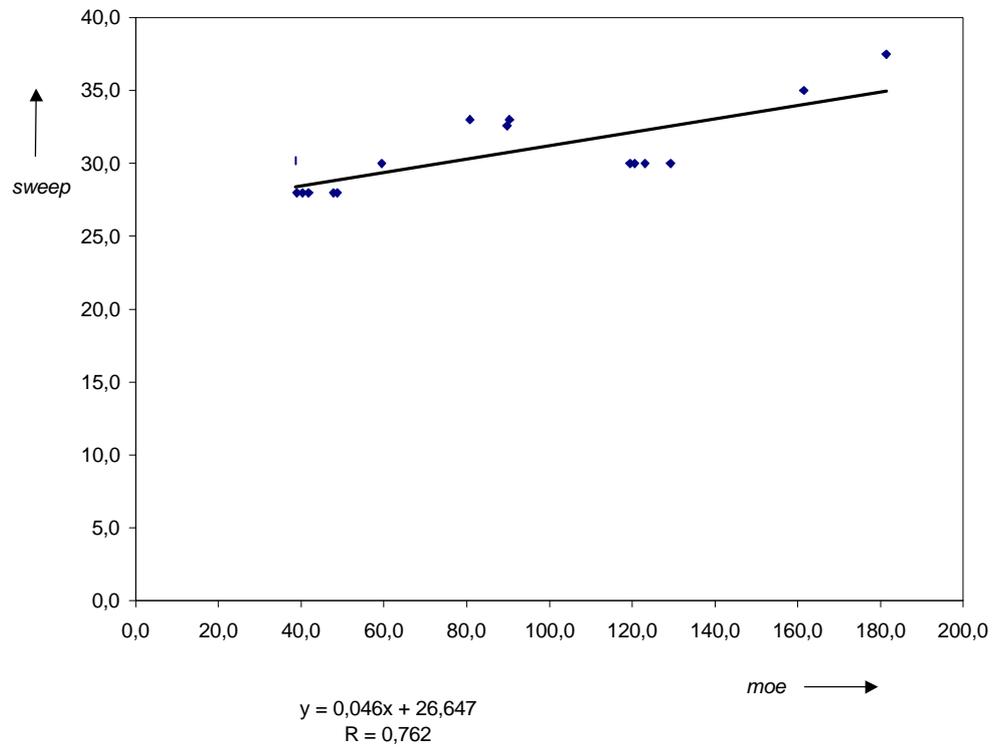


Bild B.28

Pfeilung über Betriebsleermasse

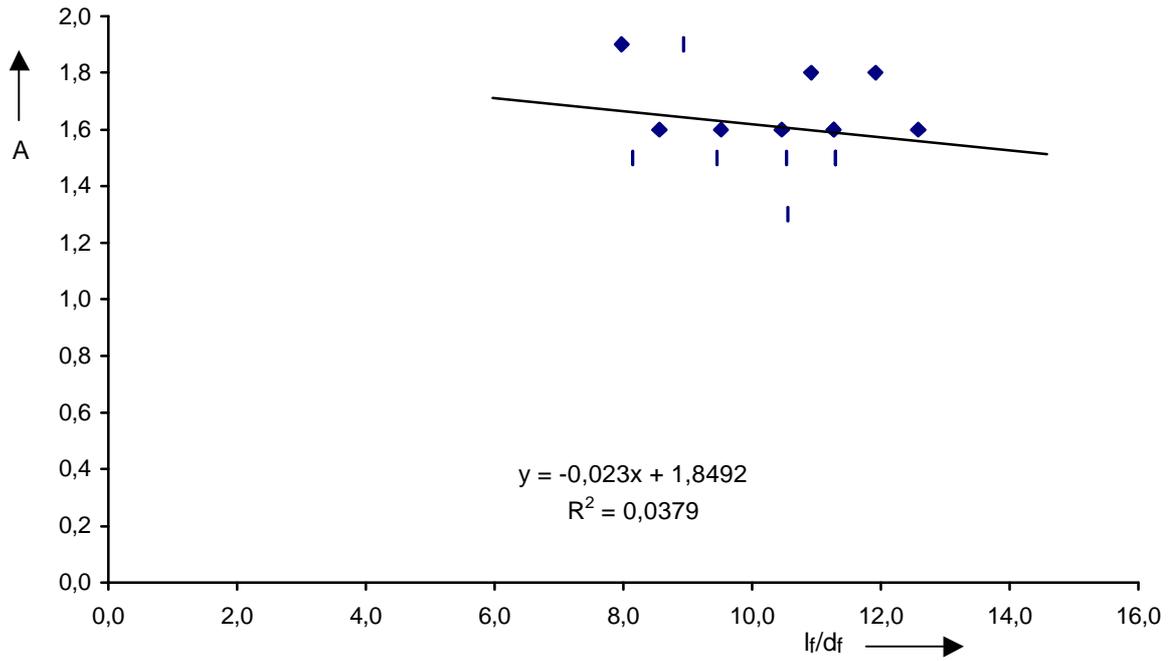


Bild B.29

Streckung über Schlankheitsgrad

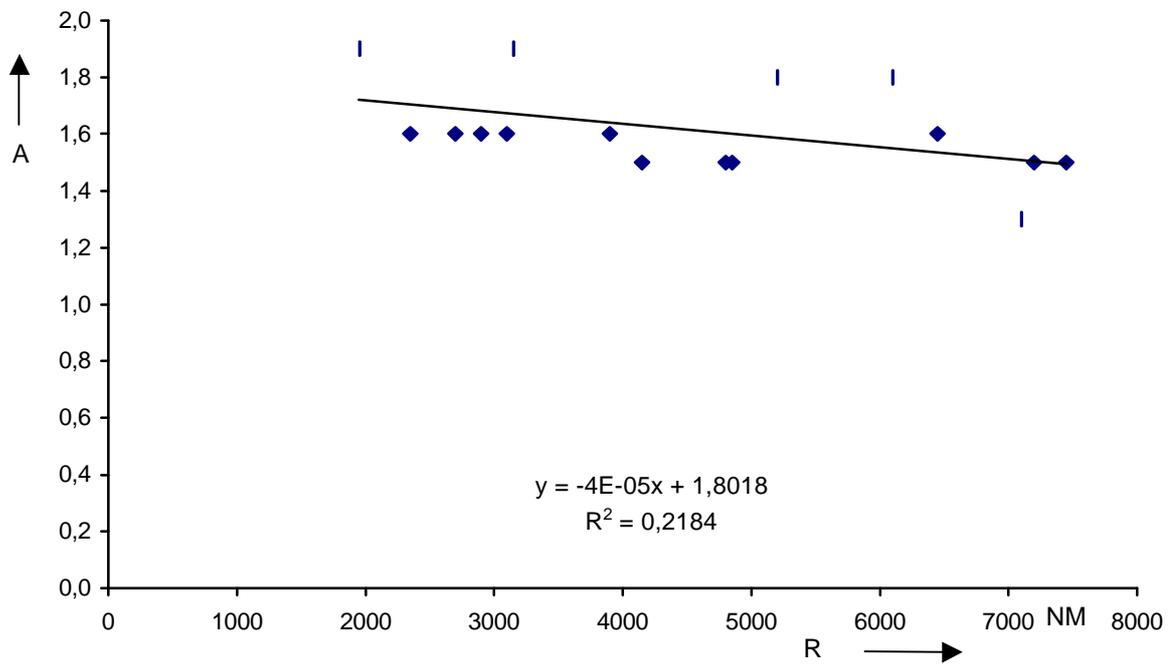


Bild B.30

Streckung über Reichweite

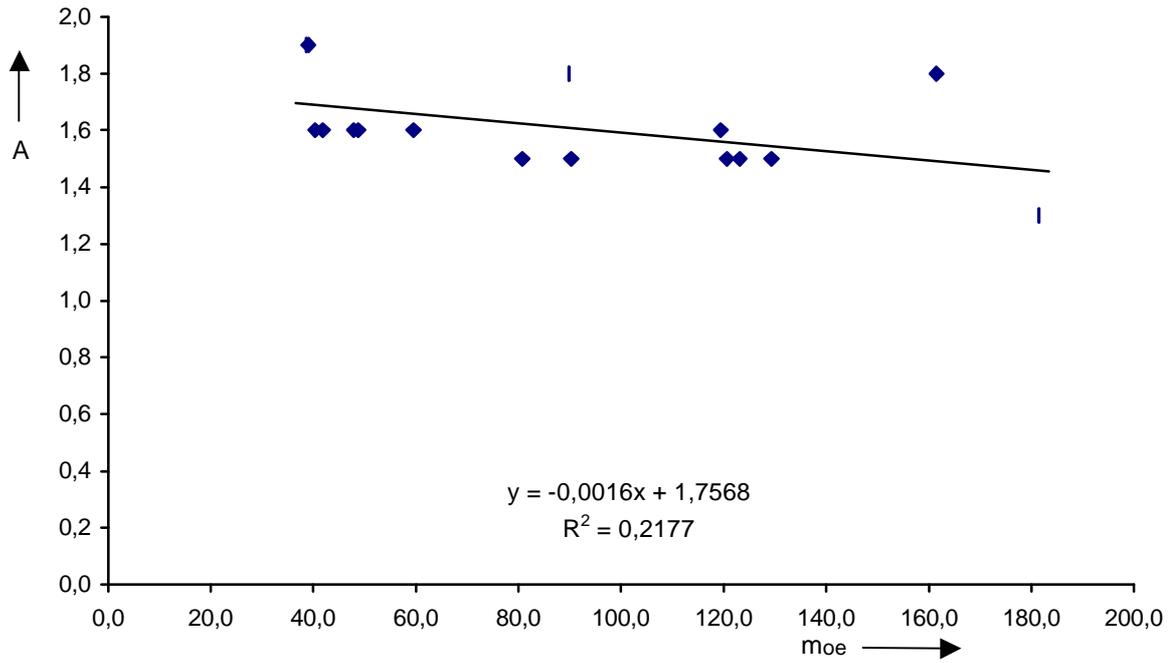


Bild B.31

Streckung über Betriebsleermasse

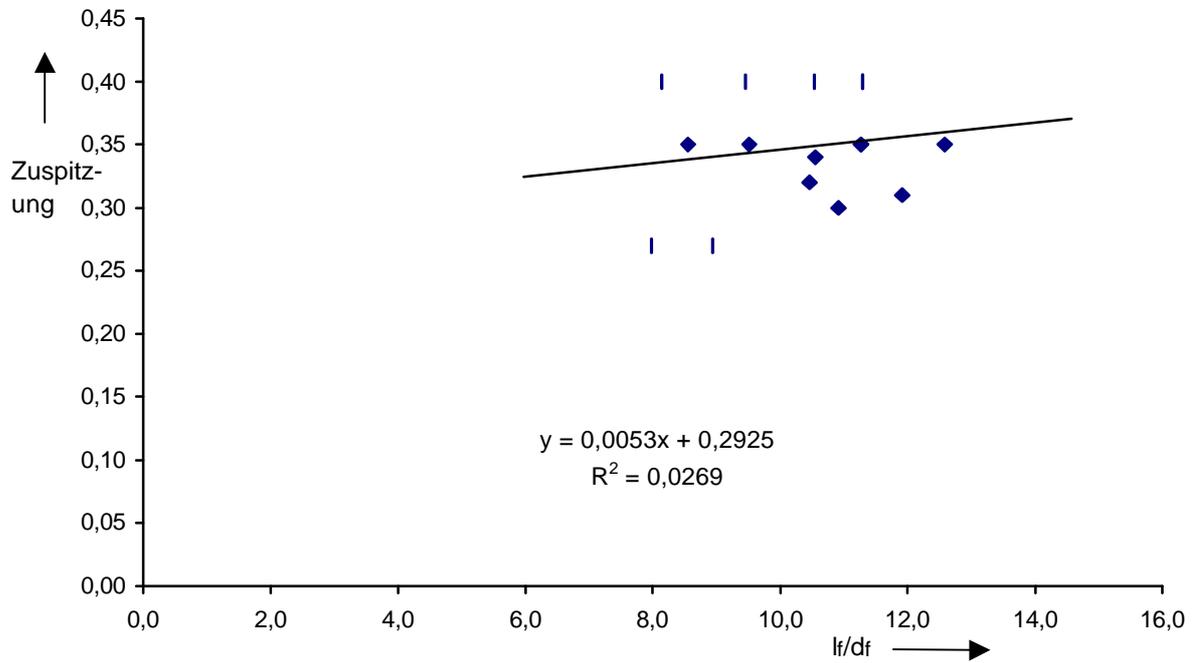


Bild B.32

Zuspitzung über Schlankheitsgrad

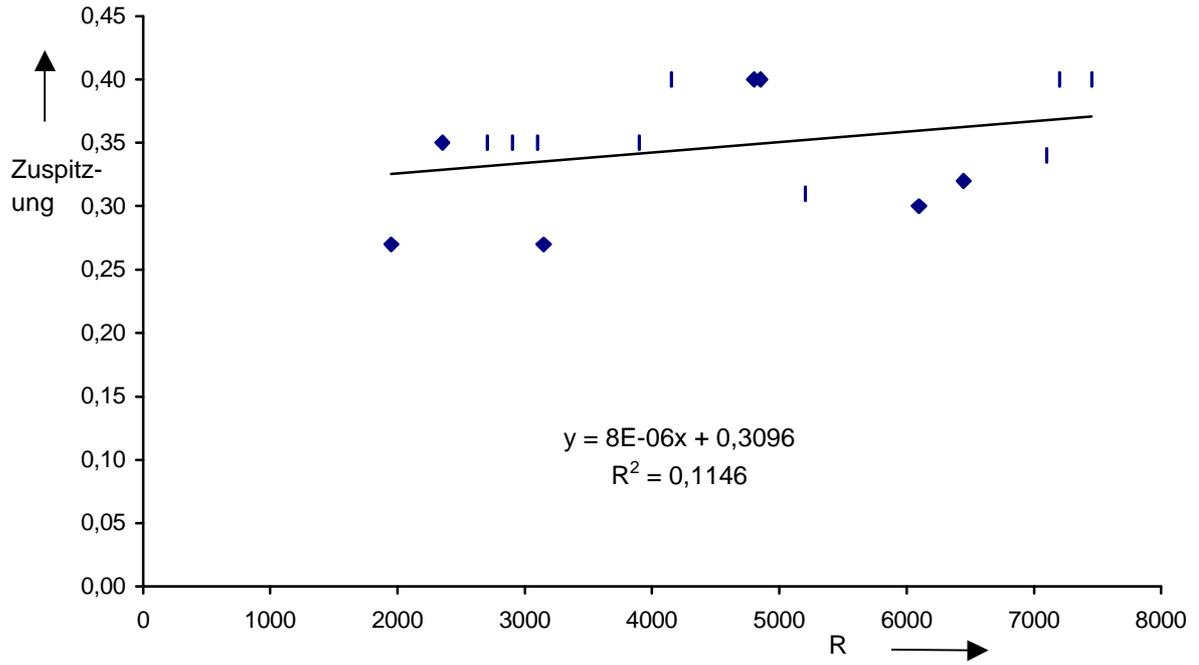


Bild B.33 Zuspitzung über Reichweite

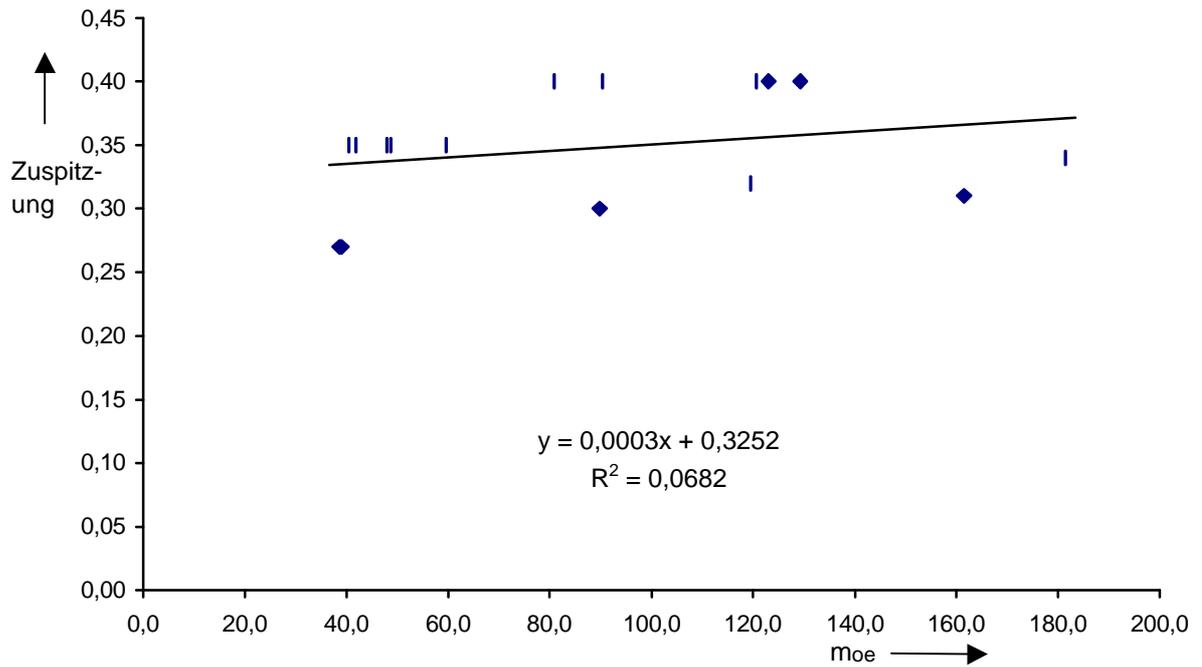


Bild B.34 Zuspitzung über Betriebsleermasse

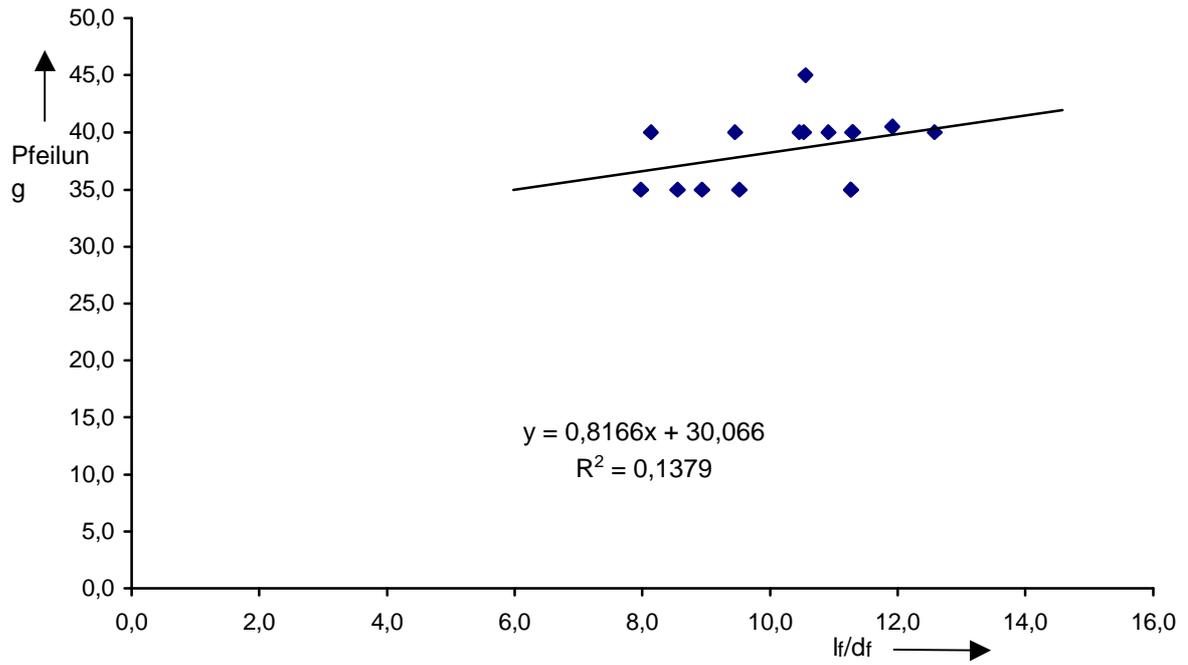


Bild B.35

Pfeilung über Schlankheit

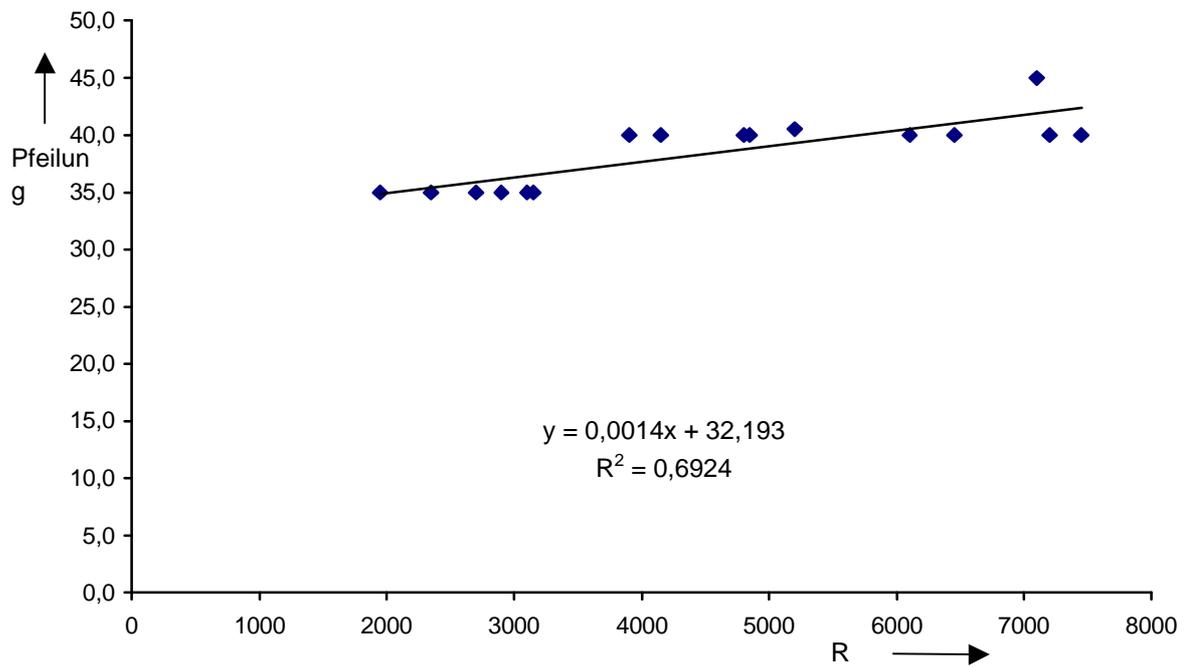


Bild B.36

Pfeilung über Reichweite

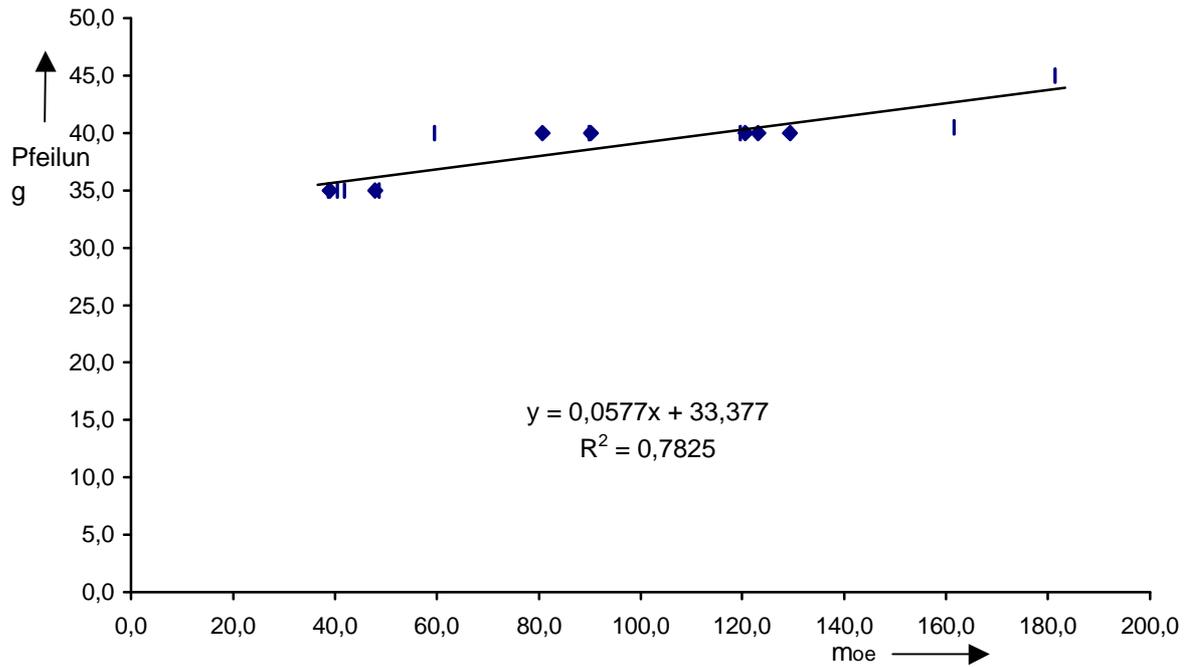


Bild B.37

Pfeilung über Betriebsleermasse

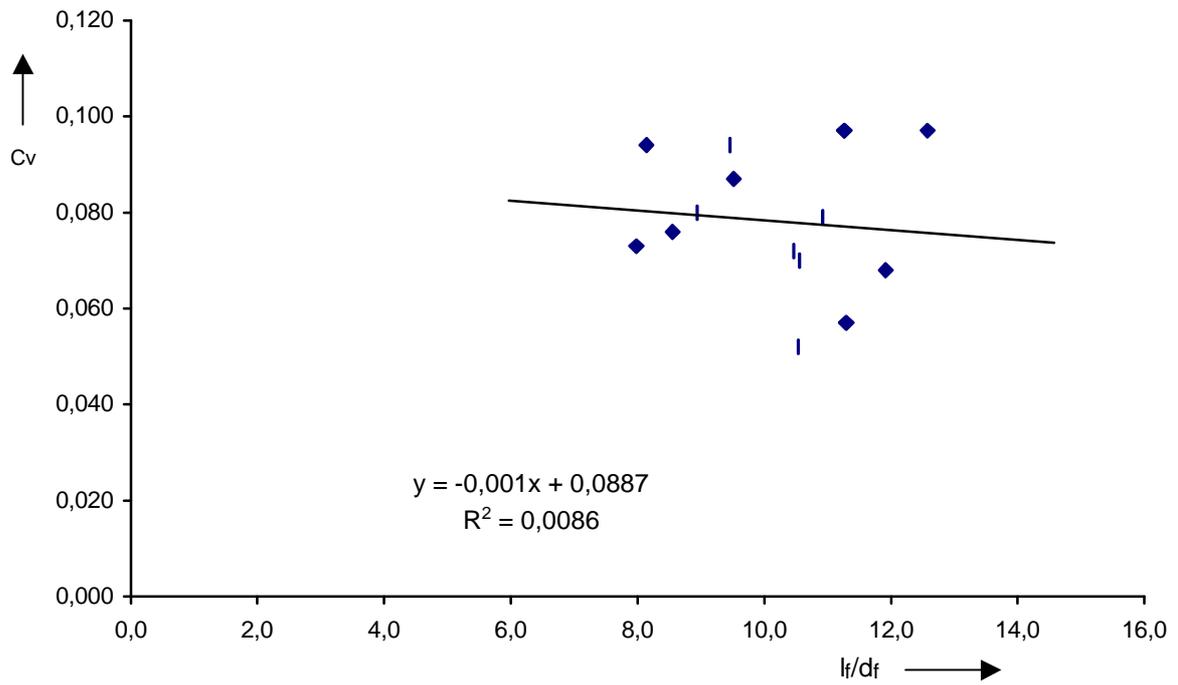


Bild B.38

 C_v über Schlankheitsgrad

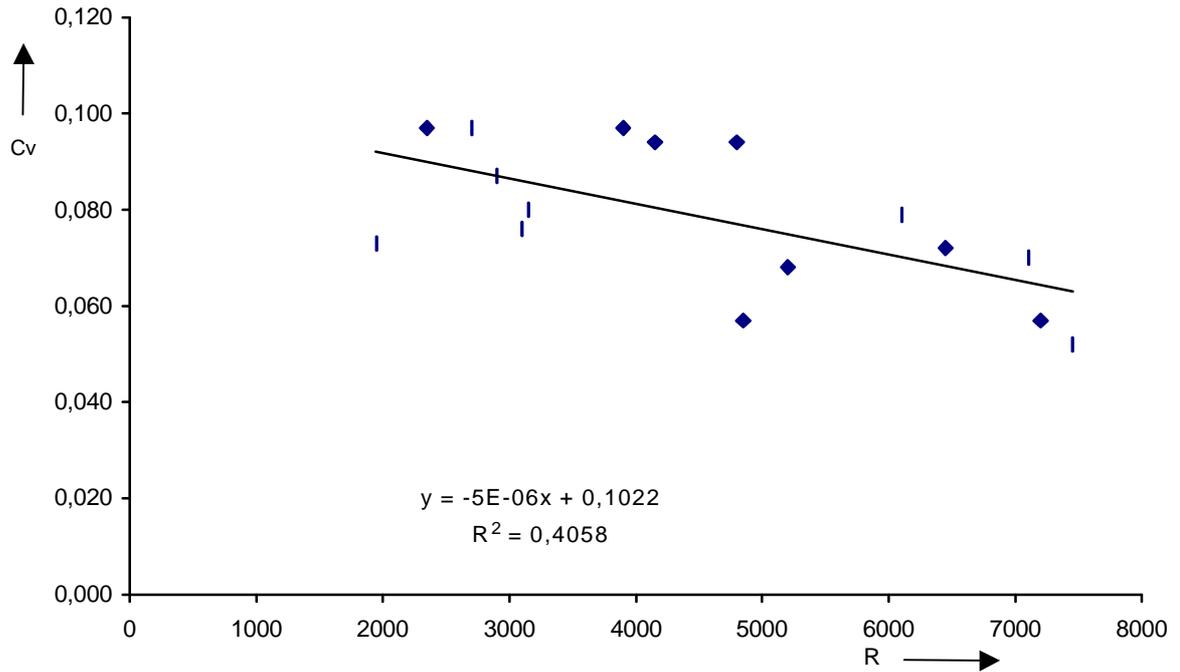


Bild B.39

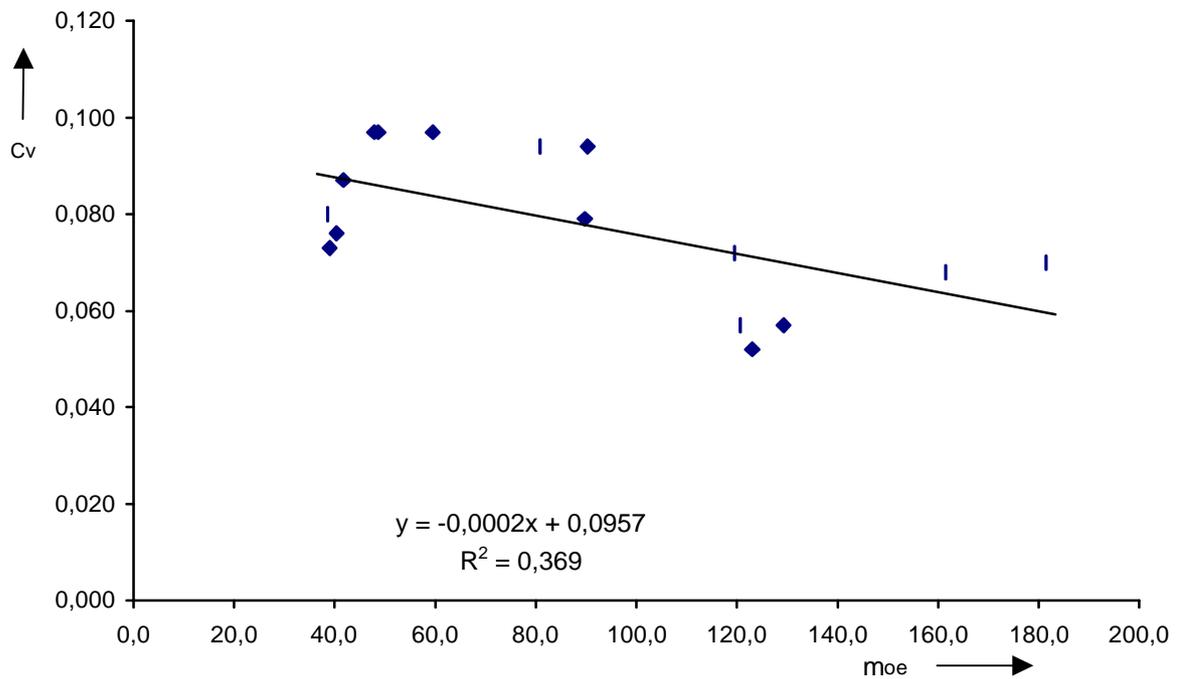
 C_v über Reichweite

Bild B.40

 C_v über Betriebsleermasse

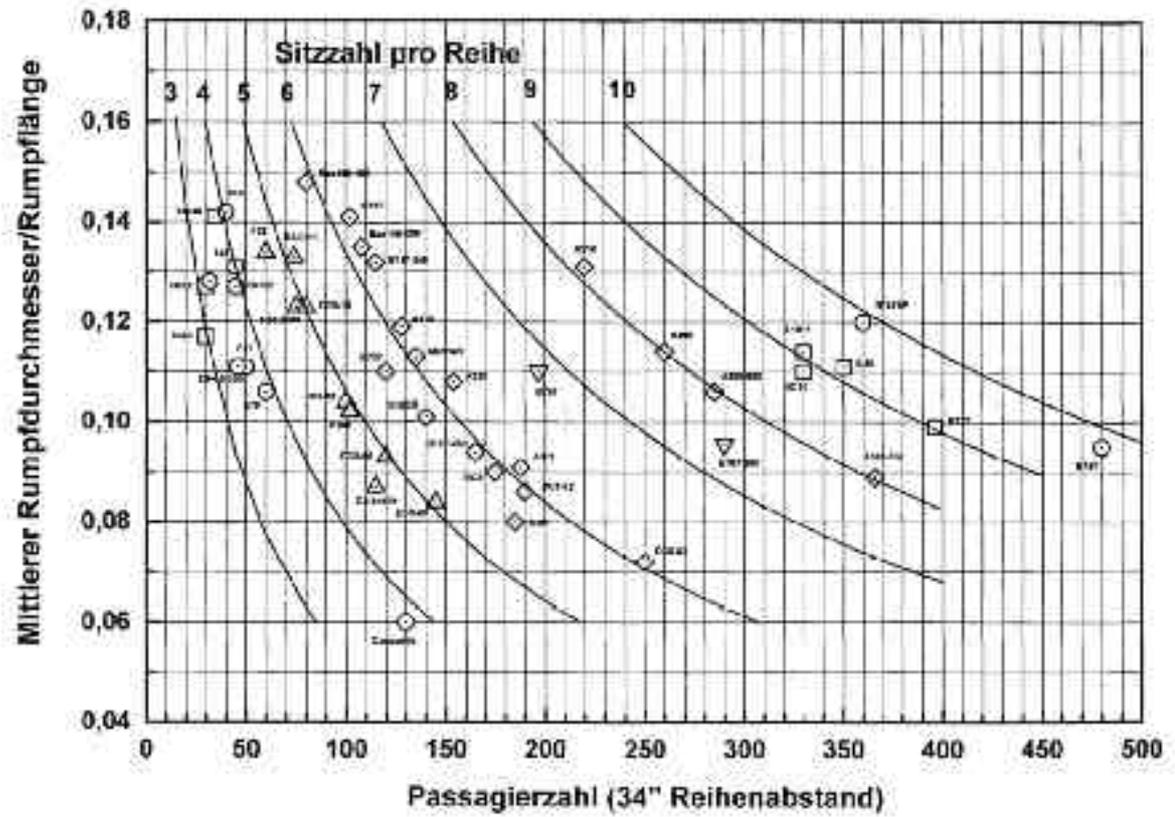


Bild B.41

reziproker Schlankheitsgrad über Passagieranzahl nach **Marckwardt 98**