

fachhochschule hamburg
FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK
Studiengang Flugzeugbau

Berliner Tor 5
D - 20099 Hamburg

theoretische Arbeit
- Flugzeugbau -

Anpassung von Statistik- Gleichungen des Flugzeugentwurfs an neue Flugzeugtypen

Sicherheitsstartstrecke, Schub-Gewichtsverhältnis,
Geometrieparameter von Steuerflächen

Verfasser: Tim Gröncke

Abgabedatum: 15.09.1999

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

Anpassung von Statistik-Gleichungen des Flugzeugentwurfs an neue Flugzeugtypen

- Sicherheitsstartstrecke, Schub-Gewichtsverhältnis, Geometrieparameter von Steuerflächen-

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:

- Sicherheitsstartstrecke (evtl. getrennt für Strahlflugzeuge und Propellerflugzeuge),
- Schub-Gewichtsverhältnis ($T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$),
- Geometrieparameter von Steuerflächen:
 - für Querruder, Höhenruder, Seitenruder: Anzahl, Anteil der Rudertiefe an MAC, Anteil der Länge der Hinterkante des Ruders an der Halbspannweite.
 - für Spoiler: Anzahl, Lage, Größe.

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.

Kurzreferat

In dieser theoretischen Arbeit wird der Versuch unternommen, für folgende Parameter statistische Zusammenhänge mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfs zu finden. Bei den Parametern handelt es sich um die Sicherheitsstartstrecke, das Schub-Gewichtsverhältnis sowie um Geometrieparameter von Steuerflächen.

In der ersten Aufgabe wird die Sicherheitsstartstrecke mit Hilfe einer linearen Regression in Abhängigkeit verschiedener Parameter dargestellt. Es stellte sich heraus, daß es recht schwierig ist die Sicherheitsstartstrecke nur über einen Parameter zu beschreiben. Bessere, d.h. genauere Aussagen können getroffen werden, wenn die Startstrecke in Abhängigkeit von mehreren Parametern des Flugzeugentwurfs beschrieben werden kann. Eine so ermittelte Regression lieferte Werte, welche durchschnittlich nur 8,68% Abweichung aufwiesen. Für Propellerflugzeuge konnte ein enger Zusammenhang zwischen der Sicherheitsstartstrecke und der Flächenbelastung ermittelt werden, so daß nach der Regression eine durchschnittliche Abweichung von 10,13% vorlag.

Das Schub-Gewichtsverhältnis wurde im zweiten Teil der theoretischen Arbeit am treffendsten als eine Funktion der benetzten Fläche ermittelt. Mit einer durchschnittlichen Abweichung von knapp 6% scheint diese Funktion recht gut geeignet zu sein.

In der letzten Aufgabe der Arbeit wurden Geometrieparameter von Steuerflächen gesammelt und ausgewertet. Die Auswertung der Daten bestätigte die statistischen Zusammenhänge die der Literatur entnommen werden können.

Inhaltsverzeichnis

Liste der Formelzeichen.....	1	
Liste der Abkürzungen.....	1	
1	Einleitung	2
2	Sicherheitsstartstrecke	3
2.1	Sicherheitsstartstrecke für Strahlflugzeuge.....	3
2.2	Spezielle Parameter zur Startstrecke.....	12
2.3	Sicherheitsstartstrecke für Propellerflugzeuge	16
3	Antriebsparameter	22
3.1	Schub-Gewichtsverhältnis	22
3.2	Leistungs-Gewichtsverhältnis.....	29
4	Geometrieparameter von Steuerflächen	35
4.1	Querruder und Spoiler.....	35
4.2	Höhen- und Seitenruder.....	47
5	Zusammenfassung	53
	Literaturverzeichnis	54
Anhang	Ausgleichs- oder Regressionsgerade	55

Liste der Formelzeichen

A	Streckung
$C_{D;P}$	Profilwiderstand
$C_{D,0}$	Nullauftriebswiderstand
C_L	Auftriebsbeiwert
$C_{L,max,TO}$	maximaler Auftriebsbeiwert, Klappen in Startstellung
$C_{L,LOF}$	Auftriebsbeiwert während des Abhebens
d	Durchmesser
d_F	Äquivalenter Rumpfdurchmesser
D	Widerstand
g	Erdbeschleunigung
l	Länge
l_F / d_F	Schlankheitsgrad des Rumpfes
L/D	Gleitzahl
$(L/D)_{max}$	maximale Gleitzahl (Reiseflug)
m/S_w	Flächenbelastung (allgemein)
N	Anzahl (Triebwerk)
P	Leistung
S_{TOFL}	Sicherheitsstartstrecke
S_{TOG}	Startrollstrecke
S	Fläche
$T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)$	Schub-Gewichtsverhältnis (Standardangabe: beim Start mit MTOW)
V	Fluggeschwindigkeit

Griechische Formelzeichen

θ	Bahnneigungswinkel
σ	relative Luftdichte

Liste der Abkürzungen

AEO	all engines operative
FAR	Federal Aviation Regulations
JAR	Joint Aviation Requirements
OEI	one engine inoperative

1 Einleitung

In dieser Aufgabe werden bekannte statistische Zusammenhänge des Flugzeugentwurfs über die Sicherheitsstartstrecke S_{TOFL} (*take-off field length*), das Schub-Gewichtsverhältnis $T_{TO} / m_{MTO \cdot g}$, sowie Geometrieparameter von Steuerflächen überprüft und gegebenenfalls unter Einbeziehung von Entwurfsdaten neuerer Flugzeuge auf den heutigen Stand gebracht.

Da es im Flugzeugentwurf sehr wichtig ist, speziell in der Vordimensionierung, Aussagen über bestimmte Parameter treffen zu können, kann auch schon eine grobe Aussage über spezielle Entwurfparameter sehr hilfreich sein. Genau diese Aussagen sollen in dieser theoretischen Arbeit ausgearbeitet werden.

Wie genau die Berechnungen tatsächlich sind, ist in den folgenden Abschnitten zusammenfassend dargestellt. Hierin sind die einzelnen Sicherheitsstartstrecken auf Abweichungen zur realen Strecke für unterschiedliche Flugzeugmuster untersucht worden. Außerdem wird das Schub-Gewichtsverhältnis mittels weiterer Parameter statistisch beschrieben u.a. über die maximale Gleitzahl im Reiseflug. Dieses geschieht getrennt für Strahl- und Propellerflugzeuge.

In der abschließenden Aufgabe werden Rudergeometrien neuerer Flugzeugtypen zusammengetragen und mit statistischen Werten aus vorherigen Untersuchungen [ROSKAM II], [TORENBEEK 88] verglichen.

2 Sicherheitsstartstrecke

2.1 Sicherheitsstartstrecke für Strahlflugzeuge

In dieser Aufgabe werden bekannte statistische Zusammenhänge des Flugzeugentwurfs über die Sicherheitsstartstrecke überprüft und gegebenenfalls unter Einbeziehung von Entwurfsdaten neuer Flugzeuge auf den heutigen Stand gebracht.

Der hier zu untersuchende Parameter der Sicherheitsstartstrecke S_{TOFL} (*take-off field length*) ergibt sich aus einem Vergleich der *balanced field length* und der Startstrecke ohne Triebwerkausfall (*take-off distance AEO*). AEO steht dabei für *all engines operating*. Dabei ist als Sicherheitsstartstrecke die größere der beiden anzunehmen.

Unter der *balanced field length* ist die Startstrecke mit Triebwerkausfall zu verstehen, bei der ein Startabbruch erfolgt oder der Startvorgang weiter fortgesetzt wird. Ausschlaggebend hierfür ist die Entscheidungsgeschwindigkeit V_1 (*take-off decision speed*).

Die Startstrecke ohne Triebwerkausfall, die sogenannte *take-off distance AEO* beträgt nach JAR 25.113 (a)(2) 115% der Strecke, die zum Überfliegen eines Hindernisses von 35ft erforderlich ist.

In einer ersten Untersuchung wird eine Proportionalität der Sicherheitsstartstrecke S_{TOFL} und der Startrollstrecke S_{TOG} (*take-off ground roll*) angenommen, wobei alle Widerstände vernachlässigt werden. Weiterhin wird der Auftriebsbeiwert $C_{L,LOF}$, der sich während des Abhebens ergibt, durch den maximalen Auftriebsbeiwert mit Klappen in Startstellung $C_{L,max,TO}$ ersetzt.

Es ergibt sich für die Sicherheitsstartstrecke [SCHOLZ 98]:

$$\frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} = \frac{k_{TO}}{S_{TOFL} \cdot \mathbf{s} \cdot C_{L,max,TO}} \quad (2.1)$$

$T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)$	Schub-Gewichtsverhältnis
m_{MTO} / S_W	Flächenbelastung
$C_{L,max,TO}$	maximaler Auftriebsbeiwert, Klappen in Startstellung
S_{TOFL}	Sicherheitsstartstrecke
\mathbf{s}	relative Luftdichte
k_{TO}	$2,34m^3/kg$ nach [LOFTIN 80]

Umgestellt nach S_{TOFL} , sowie unter der Annahme $k_{TO} = 2,34m^3/kg$ [LOFTIN 80] kann nun die Sicherheitsstartstrecke berechnet werden. Als schwierig kann sich aber die Abschätzung des Auftriebsbeiwertes $C_{L,max,TO}$ erweisen.

Dieser Wert liegt laut [ROSKAM II] für Transport Jets bei $C_{L,max,TO} = 1,6 \dots 2,2$. Für die hier durchgeführten Ermittlungen wird ein optimistischer Wert von $C_{L,max,TO} = 2,0$ angenommen, da es sich hier um modernere Flugzeugtypen mit einem effektiven Hochauftriebssystem handelt.

Tabelle 2.1 Parameter für neuere Flugzeugmuster im Zusammenhang mit der Startstrecke

Typ	TTO [KN]	mMTO [kg]	Sw [m ²]	STOFL [m] [Jane´s]	STOFL [m] [GL(2.1)]
A300-600	524,8	165000	260	2384	2290
A310-200	476	142000	219	1860	2220
A310-300	476	150000	219	2408	2477
A320-100	209	68000	122,4	1970	2075
A320-200	222,4	73500	122,4	2340	2278
A321-100	266,8	82200	123	2285	2363
A330-300	632	217000	362	2190	2362
A340-200	604	257000	362	2900	3467
B737-300	177,94	56472	105,4	2027	1952
B747-400	1030	362875	524,88	3475	2796
B757-200	340	99790	185,25	1646	1815
B757-200ER	340	113395	185,25	2134	2343
B767-300ER	515	204120	283,3	2956	3278
MD-11	800,7	273300	338,9	2926	3159
B717	249,1	74160	112,32	2195	2256
Fokker 100	123,2	44450	93,5	1720	1969
Canadair RJ	82	23133	48,31	1600	1550

Ø=8,68%

In **Bild 2.1** ist die Sicherheitsstartstrecke für Strahlflugzeuge nach Gl. (2.1) in Abhängigkeit des Schub-Gewichtsverhältnisses dargestellt. Zusätzlich wurde versucht die einzelnen Ergebnisse mittels einer linearen Regression¹ zu beschreiben.

¹Herleitung Regression siehe Anhang A

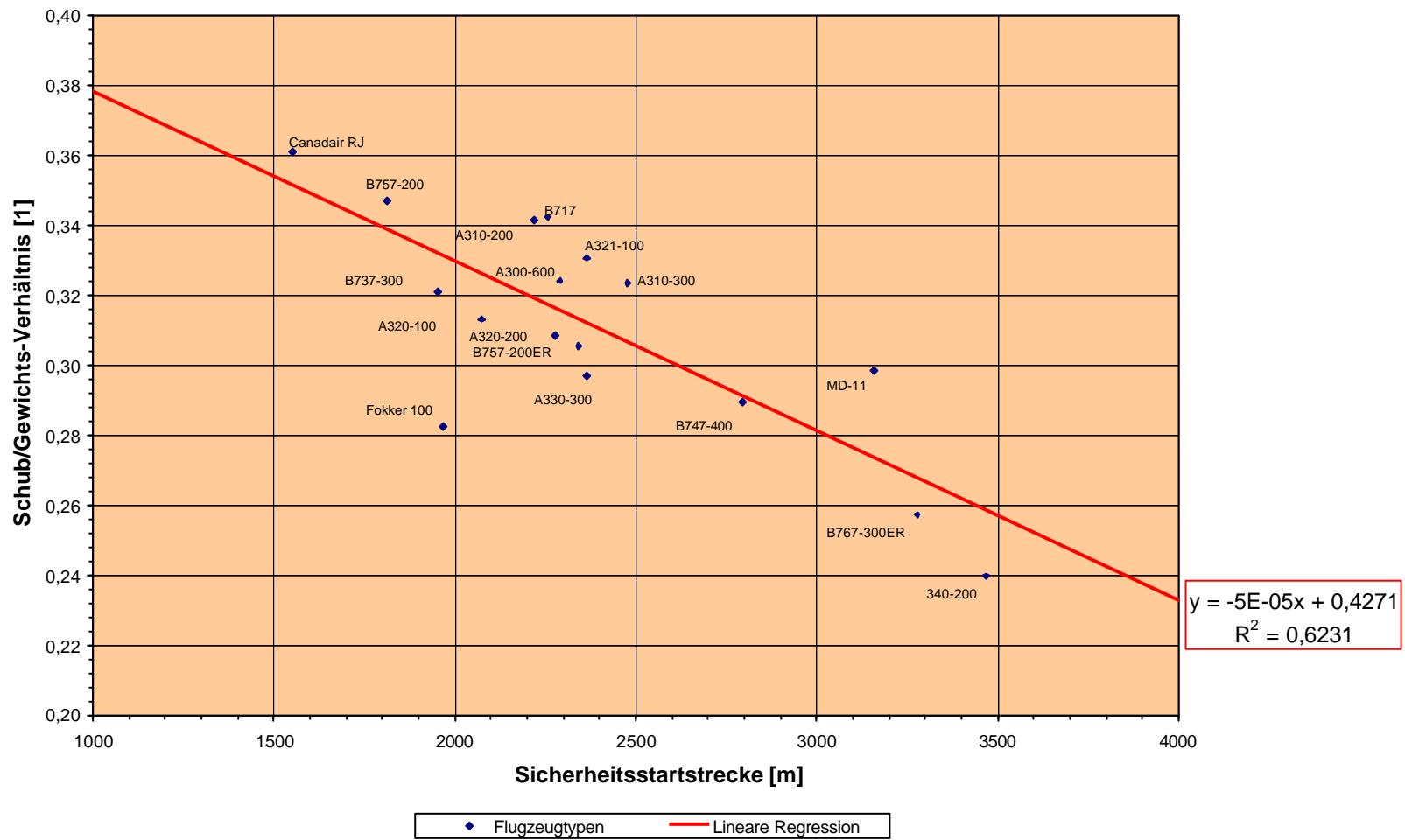


Bild2.1: Sicherheitsstartstrecke nach Gl. (2.1)

Um Vergleichsdaten zu erhalten, werden in einer weiteren Untersuchung Entwurfsdaten neuerer Flugzeugtypen ermittelt und graphisch dargestellt. Als Informationsquelle wird das Jahrbuch [JANE'S 95/96] herangezogen, da hier in der Regel auch die Sicherheitsstartstrecken angegeben sind.

Im **Bild 2.2** ist die Sicherheitsstartstrecke ebenfalls in Abhängigkeit des Schub-Gewichtsverhältnisses aufgetragen. Auch hier wird eine lineare Regression durchgeführt.

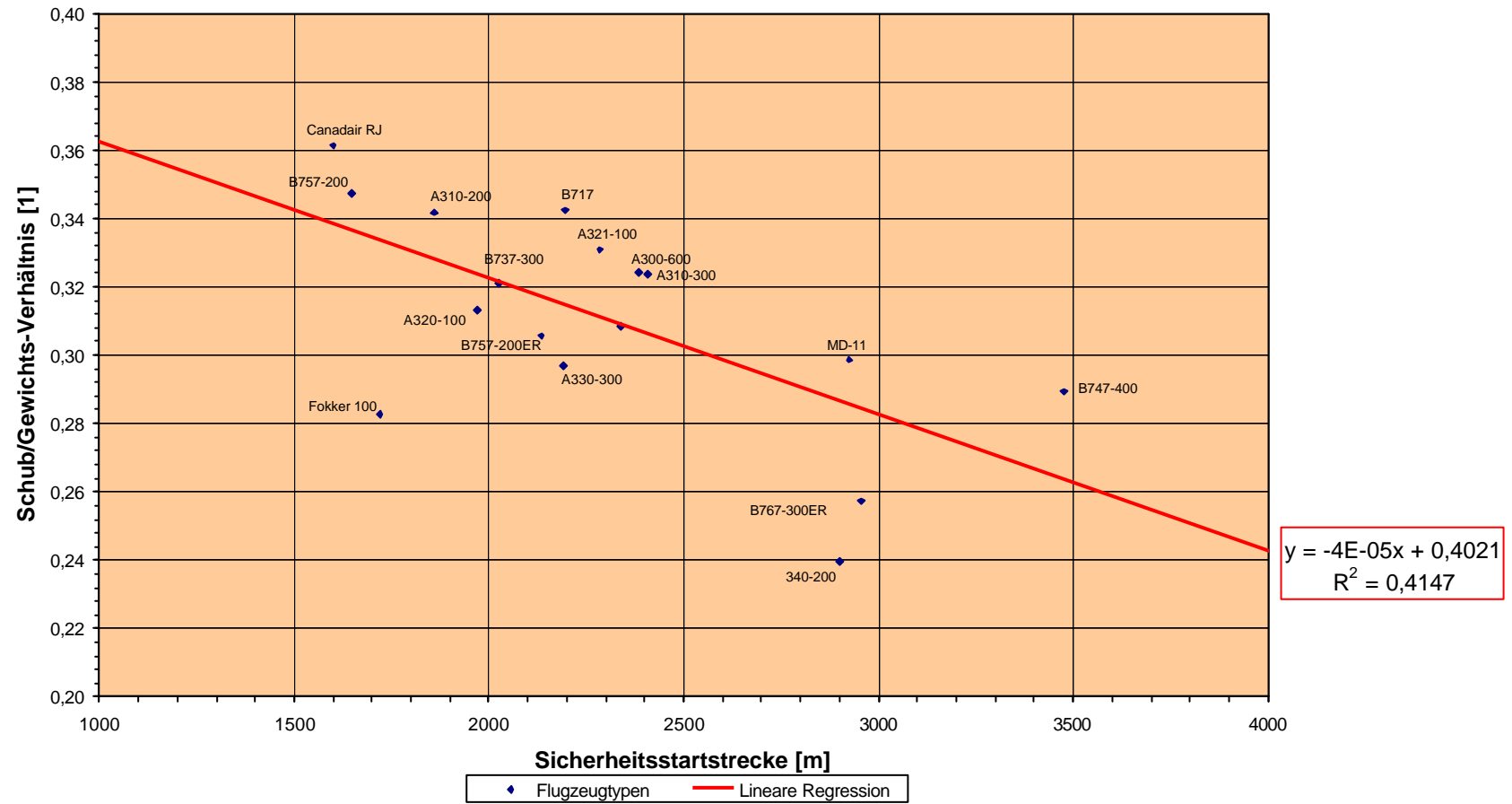


Bild2.2: Sicherheitsstartstrecke nach [Jane's...]

Um beide Diagramme besser beurteilen zu können, wird jeweils eine lineare Regression durchgeführt, welche sich mathematisch als lineare Funktion beschreiben läßt. Es ergibt sich für das **Bild 2.1** der Sicherheitsstartstrecke nach Gl.(2.1):

$$Y = -5 \cdot 10^{-5} \cdot X + 0,4271$$

Für das **Bild 2.2** folgt:

$$Y = -4 \cdot 10^{-5} \cdot X + 0,4021$$

Da es im Flugzeugentwurf sehr wichtig ist, speziell in der Vordimensionierung, Aussagen über bestimmte Parameter treffen zu können, ist es nun möglich eine grobe Aussage über die Sicherheitsstartstrecke zu machen, vorausgesetzt das Schub-Gewichtsverhältnis ist bekannt.

Wie genau die Berechnungen tatsächlich sind, ist in **Tabelle 2.2** zusammenfassend dargestellt. Hierin sind die einzelnen Sicherheitsstartstrecken auf Abweichungen zur realen Strecke für unterschiedliche Flugzeugmuster untersucht worden.

Tabelle 2.2: Sicherheitsstartstrecke für Strahlflugzeuge

Typ	STOFL [m] [Jane´s]	Lin.Reg.-Jane´s [m]	Abweichung [%]	STOFL [m] [Gl.(2.1)]	Abweichung [%]	Lin.Reg.-Loftin [m]	Abweichung [%]
A300-600	2384	1947	18,33	2290	3,94	2058	13,67
A310-200	1860	1510	18,82	2220	19,36	1708	8,17
A310-300	2408	1966	18,38	2477	2,88	2072	13,95
A320-100	1970	2220	12,68	2075	5,31	2276	15,53
A320-200	2340	2341	0,06	2278	2,66	2373	1,41
A321-100	2285	1781	22,06	2363	3,42	1925	15,75
A330-300	2190	2630	20,11	2362	7,87	2604	18,90
A340-200	2900	4063	40,11	3467	19,56	3751	29,34
B737-300	2027	2023	0,22	1952	3,72	2118	4,49
B747-400	3475	2819	18,88	2796	19,55	2755	20,72
B757-200	1646	1370	16,79	1815	10,25	1596	3,04
B757-200ER	2134	2411	13,00	2343	9,80	2429	13,82
B767-300ER	2956	3623	22,56	3278	10,88	3398	14,95
MD-11	2926	2586	11,61	3159	7,97	2569	12,20
B717	2195	1492	32,01	2256	2,78	1694	22,82
Fokker 100	1720	2989	73,79	1969	14,46	2891	68,08
Canadair RJ	1600	1019	36,31	15550	3,09	1315	17,81
durch. Abw.			22,10		8,68		17,33

Die Tabelle verdeutlicht, daß es sehr schwierig ist alle Flugzeuge „unter einen Hut zu bekommen“. So sind für einige Muster gute Ergebnisse der Sicherheitsstartstrecke zu erzielen, andere hingegen sind nur als grobe Annäherung zu betrachten. Die Abweichungen liegen je nach Regression durchschnittlich zwischen 17,34% und 22,1%.

Wird die Sicherheitsstartstrecke nach Gl. (2.1) bestimmt, ist mit einer durchschnittlichen Abweichung von 8,68 % zu rechnen. Die Regressionsverfahren fallen mit bis zu 22,1 % sogar deutlich höher aus, so daß das Bestimmungsverfahren nach Gl. (2.1) vorzuziehen ist. Hierbei muß aber neben dem Schub/Gewichts-Verhältnis T_{TO} / m_{MTO} , auch noch die Flügelfläche S_W bekannt sein. Nach diesem Verfahren ist für $k_{TO} = 2,34m^3/kg$ anzunehmen. Dieser Wert kann aber für neuere Flugzeugmuster „verfeinert“ werden. Es stellte sich heraus, daß ein $k_{TO} = 2,23m^3/kg$ das Ergebnis verbesserte, welches in **Tabelle 2.3** dargestellt ist.

$$s_{TOFL} = \frac{\frac{m_{MTO} \cdot k_{TO}}{S_W}}{\mathbf{s} \cdot C_{L,max,TO} \cdot \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}}$$

mit: $k_{TO} = 2,23m^3/kg$

$\mathbf{s} = 1$

$C_{L,max,TO} = 2,0$

Tabelle 2.3: s_{TOFL} nach GL.(2.1) mit $k_{TO} = 2,23m^3/kg$

Typ	TTO [KN]	mMTO [kg]	Sw [m²]	STOFL [m] [Jane´s]	STOFL [m] [GL(2.1)]	Abweichung [%]
A300-600	524,8	165000	260	2384	2182	8,45
A310-200	476	142000	219	1860	2116	13,75
A310-300	476	150000	219	2408	2361	1,96
A320-100	209	68000	122,4	1970	1977	0,36
A320-200	222,4	73500	122,4	2340	2171	7,23
A321-100	266,8	82200	123	2285	2252	1,44
A330-300	632	217000	362	2190	2251	2,80
A340-200	604	257000	362	2900	3304	13,94
B737-300	177,9	56472	105,4	2027	1860	8,24
B747-400	1030	362875	524,88	3475	2664	23,33
B757-200	340	99790	185,25	1646	1729	5,06
B757-200ER	340	113395	185,25	2134	2233	4,64
B767-300ER	515	204120	283,3	2956	3124	5,67
MD-11	800,7	273300	338,9	2926	3011	2,90
B717	249,1	74160	112,32	2195	2150	2,05
Fokker 100	123,2	44450	93,5	1720	1876	9,08
Canadair RJ	82	23133	48,31	1600	1478	7,65

Ø=6,79%

Da die Ergebnisse der beiden Regressionen doch eher enttäuschend ausfallen, wird ein weiterer Versuch unternommen, die Sicherheitsstartstrecke über einen anderen Parameter auszudrücken. Als Parameter wird die Flächenbelastung m_{MTO}/S_w gewählt, die aus den Datenblättern der unterschiedlichen Flugzeugmuster berechnet werden kann.

Aus **Tabelle 2.4** folgt **Bild 2.3**

Tabelle 2.4: Sicherheitsstartstrecke als Funktion der Flächenbelastung

Typ	Flächenbelastung [kg/m ²]	STOFL [m] [Jane´s]	Lin.Regression [m]	Abweichung [%]
A300-600	635	2384	2366	0,76
A310-200	648	1860	2465	32,53
A310-300	685	2408	2727	13,25
A320-100	556	1970	1799	8,68
A320-200	600	2340	2121	9,36
A321-100	668	2285	2607	14,09
A330-300	599	2190	2114	3,47
A340-200	710	2900	2906	0,21
B737-300	536	2027	1657	18,25
B747-400	691	3475	2773	20,20
B757-200	539	1646	1678	1,94
B757-200ER	612	2134	2204	3,28
B767-300ER	721	2956	2928	0,95
MD-11	806	2926	3598	22,97
B717	660	2195	2550	16,17
Fokker 100	475	1720	1224	28,84
Canadair RJ	479	1600	1248	22,00

Ø=12,7...%

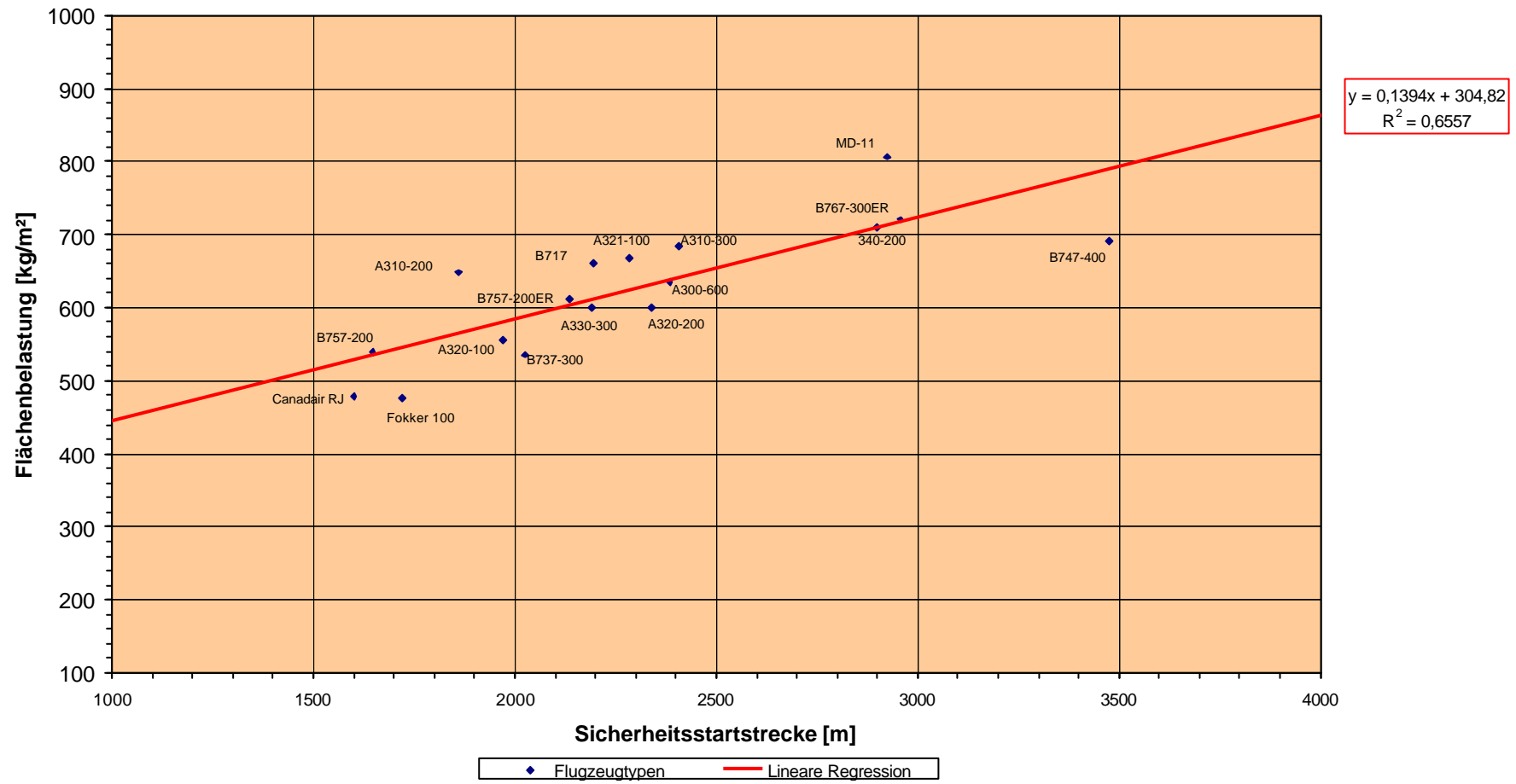


Bild 2.3: Sicherheitsstartstrecke in Abhängigkeit der Flächenbelastung

Zusammenfassend ist festzuhalten, daß es hier keinen „goldenen Weg“ zur Bestimmung der realen Sicherheitsstartstrecke gibt. Es sind zum Teil gute Annäherungen zu erzielen, auf der anderen Seite sind die Ergebnisse aber wirklich nur als sehr grobe Annäherung zu betrachten.

Die besten Ergebnisse, das heißt, die mit der durchschnittlich geringsten Abweichung, sind nach GL.(2.1) zu erzielen. Aber auch hier ist zu bedenken, daß für einige Flugzeugmuster mit Abweichungen mit bis zu 19%, das Ergebnis nur schlecht dargestellt wird (siehe Airbus A321-100). Für den Airbus A320-200 ist mit einer Differenz von 2,88% das Ergebnis hingegen gut brauchbar, ähnlich dem das der Boeing B717 mit einer Abweichung von 2,78%. Der Versuch brauchbare statistische Zusammenhänge mittels einer linearen Regression zu finden gestaltet sich sogar noch schwieriger, da die Ergebnisse noch schwankender ausfallen.

So ist bei einer linearen Regression, welche sich aus den realen Startstrecken laut [JANE'S 95/96] ergeben, von einer durchschnittlichen Abweichung von 22,1% auszugehen (**Bild 2.2**). Auch hier sind einige gute Ergebnisse mit minimal 0,22% Abweichung (Boeing B737-300), aber leider auch Ergebnisse mit bis zu 40% Abweichung (siehe Airbus A340-200) festzustellen. Den Höhepunkt stellt die Fokker 100 dar, welche eine S_{TOFL} von 1720m besitzt, nach der linearen Regression aber auf eine Sicherheitsstartstrecke von 2989m kommt. Erstaunlich ist, daß auch nach der linearen Regression der GL.(2.1) dieser Flugzeugtyp eine außergewöhnlich hohe Abweichung von knapp 68% aufweist (siehe **Bild 2.1**).

Insgesamt liegt die durchschnittliche Abweichung, die sich aus der Regression aus GL(2.1) ergibt, bei 17,34%. Etwas günstiger fällt die Regression der Sicherheitsstartstrecke in Abhängigkeit der Flächenbelastung aus (siehe **Bild 2.3**). Hier liegt die durchschnittliche Abweichung bei 12,76%, so daß mit der Geradengleichung $Y = 0,1394 \cdot X + 304,82$ die Vorabschätzung der Sicherheitsstartstrecke am ehesten ermittelt werden kann. Dabei ist für den Y-Wert die Flächenbelastung einzusetzen, woraus sich dann der X-Wert bestimmen läßt. Dieser steht für die Sicherheitsstartstrecke. Genauso ist bei den zuvor erwähnten Regressionen zu verfahren, nur daß hier der Y-Wert für das Schub-Gewichtsverhältnis T_{TO} / m_{MTO} steht.

2.2 Spezielle Parameter zur Startstrecke

Wie bereits erwähnt wird in Gleichung (2.1) zur Bestimmung der Sicherheitsstartstrecke von einem durchschnittlichen $C_{L,max,TO} = 2,0$ ausgegangen [ROSKAM II]. Gleichzeitig gilt die Annahme $k_{TO} = 2,34 m^3/kg$. Um die zuvor ermittelten Ergebnisse der S_{TOFL} überhaupt einzuschätzen, wird nun der Versuch unternommen, die oben erwähnten Annahmen näher zu überprüfen. Das Problem hierbei ist, daß sowohl $C_{L,max,TO}$ als auch k_{TO} zur Bestimmung der Sicherheitsstartstrecke nach GL.(2.1) als unbekannt angesehen werden müssen. Aus Gl. (2.1) folgt

$$S_{TOFL} = \frac{k_{TO}}{C_{L,max,TO}} \cdot \frac{m_{MTO} / S_W}{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}$$

Dabei wird der Quotient $k_{TO} / C_{L,max,TO}$ als Konstante a betrachtet, so daß die Sicherheitsstartstrecke nur über das Verhältnis der Flächenbelastung zum Schub-Gewichtsverhältnis ($\frac{m_{MTO} / S_W}{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}$) dargestellt wird. Durch eine anschließend durchgeführte lineare Regression, läßt sich damit die Konstante a bestimmen, welche sich als Steigungsfaktor des Graphen ergibt. Zusätzlich werden die Randgebiete durch Veränderung der Steigung mit einbezogen. Dieses ist in **Bild 2.4** dargestellt.

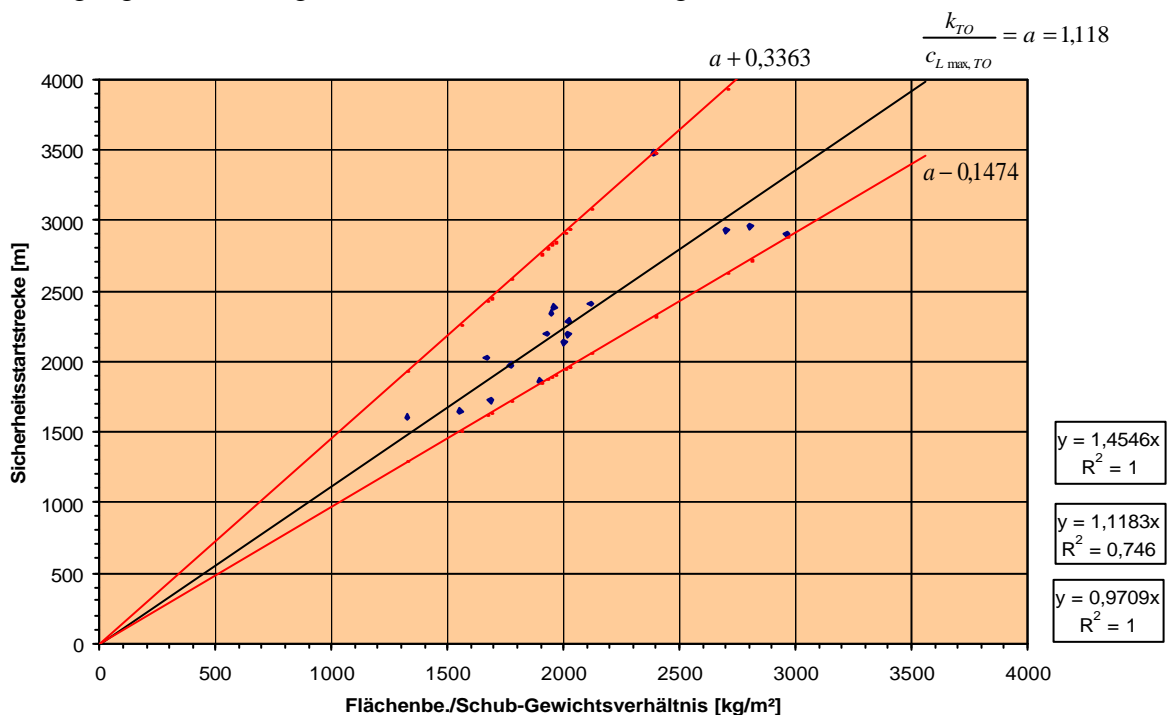


Bild 2.4: S_{TOFL} als Funktion von $\frac{m_{MTO} / S_W}{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}$

Um einen statistischen Vergleich zu ermöglichen, ist es zwingend erforderlich ein $C_{L,max,TO}$ zu bestimmen. Damit ließe sich dann auch das k_{TO} beurteilen. Im folgenden Verlauf ist eine Möglichkeit dargestellt einen Auftriebsbeiwert für den Startfall zu berechnen.

Laut Gl.(2.2) gilt ein Mindest Schub-Gewichtsverhältnis für eine Anzahl von N Triebwerken [SCHOLZ 98]:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{N}{N-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin g \right) \quad (2.2)$$

Umgestellt nach L/D folgt somit:

$$L/D = \frac{1}{\left(\frac{N-1}{N} \right) \cdot \left(\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) - \sin g} \quad (2.3)$$

Der Steigwinkel g wird dabei nach JAR 25.121 festgelegt. Es gilt für die Steigrate im 2.Segment mit einem Ausfall eines Triebwerkes, sowie eingefahrenen Fahrwerk:

2,4% für Flugzeuge mit zwei Triebwerken

2,7% für Flugzeuge mit drei Triebwerken

3,0% für Flugzeuge mit vier Triebwerken

Weiter gilt für L/D :

$$L/D = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{p \cdot A \cdot e}} \quad (2.4)$$

Dabei stellt $C_{D,P}$ den Profilwiderstand dar, welcher sich aus dem Nullauftriebswiderstand und den Zusatzwiderständen durch das Hochauftriebssystem und Fahrwerk zusammen setzt.

$$C_{D,P} = C_{D,0} + DC_{D,flap} + DC_{D,slat} + DC_{D,gear}$$

Es werden zur Abschätzung für Passagierflugzeuge folgende Annahmen getroffen:

$e = 0,7$ wegen ausgefahrener Klappen und Vorflügel

$C_{D,0} = 0,02$

$\Delta C_{D,flap}$ für $C_L = 1,3$: Klappen $15^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,01$

$C_L = 1,5$: Klappen $25^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,02$

$C_L = 1,7$: Klappen $35^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,03$

$\Delta C_{D,slat}$ vernachlässigt

$DC_{D,gear} = 0,015$ sofern das Fahrwerk ausgefahren ist

Da die Gleitzahl zuvor für das 2. Segment mit einem Triebwerksausfall und eingefahrenen Fahrwerk bestimmt wurde, soll der Zusatzwiderstand durch das Fahrwerk nicht berücksichtigt werden. Außerdem wird von einer 15° Klappenstellung für den Startfall ausgegangen, so daß für den Profilwiderstand $C_{D,P}$ folgt:

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap}$$

$$C_{D,P} = 0,02 + 0,01 = 0,03$$

Wird Gl.(2.4) zu Null gesetzt, ist nach Lösung der quadratischen Gleichung eine Bestimmung von $C_{L,max,TO}$ möglich. Denn es gilt für den Steigflug nach dem Start $C_{L,max,TO} = 1,44 \cdot C_L$.

$$C_L^2 \cdot \frac{L/D}{\rho \cdot A \cdot e} - C_L + L/D \cdot C_{D,P} = 0$$

$$C_{L,max,TO} = 1,44 \cdot C_{L1}$$

$$C_{L,max,TO} = 1,44 \cdot C_{L2}$$

Es wird dabei der realistischere Wert für die weitere Berechnung gewählt, dieser sollte schätzungsweise in der Nähe von 2,0 liegen [Loftin 80]. Durch die zuvor gewonnene Erkenntnis, kann nun k_{TO} näher untersucht werden, indem Gl.(2.1), ergänzt um $C_{L,max,TO}$, erneut graphisch dargestellt wird (**Bild 2.5**).

Durch eine lineare Regression läßt sich somit auch ein durchschnittliches k_{TO} bestimmen, welches durch den Steigungsfaktor des Graphen ausgedrückt wird.

Durch die Ermittlung von $C_{L,max,TO}$ und k_{TO} kann über Gl.(2.1) noch einmal die Sicherheitsstartstrecke zurück gerechnet werden. Entscheidend ist aber zu wissen, ob die Annahme von $C_{L,max,TO} = 2,0$ für Transport Jets auch auf neuere Flugzeugtypen übertragbar ist. Interessant wäre auch, ob k_{TO} mit dem Wert $2,34m^3/kg$ richtig angesetzt ist, oder ob es eventuell verbessert werden könnte.

Leider stellte sich heraus, daß durch dieses Verfahren nicht die erhofften $C_{L,max,TO}$, sowie k_{TO} Werte bestimmt werden können. Ursache hierfür ist offensichtlich die relativ „lasche“ Bedingung mit Triebwerksausfall, wodurch sich ein kleiner Steigwinkel g und eine kleine

Gleitzahl ergibt. Wären hingegen weitere Parameter, wie zum Beispiel die Abhebegeschwindigkeit, oder aber der Steiggradient ohne Triebwerksausfall bekannt, könnte das $C_{L,max,TO}$ vielleicht genauer bestimmt werden.

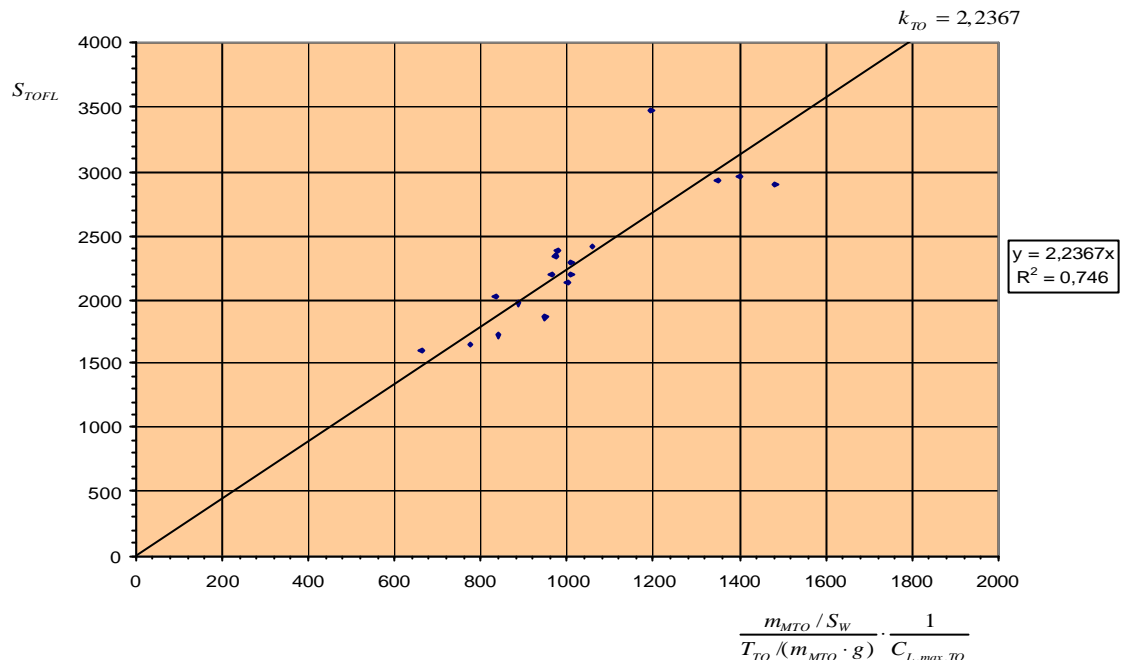


Bild 2.5: Bestimmung von k_{TO} mit $C_{L,max,TO} = 2,0$

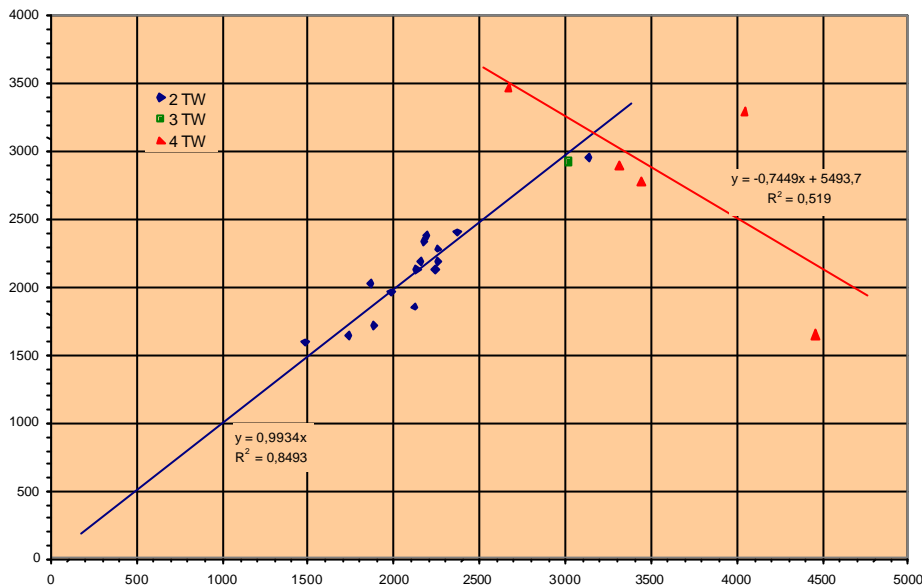
So aber, ist lediglich das Verhältnis $a = \frac{k_{TO}}{C_{L,max,TO}}$ für neuere Flugzeugtypen zu ermitteln.

Dieses liegt durchschnittlich bei $a = 1,118m^3/kg$. Nun ist es schwierig aus diesem Verhältnis Rückschlüsse auf die einzelnen Quotienten zu ziehen, ohne entsprechend einen von beiden festzulegen. Wird die Konstante k_{TO} auf den Wert $2,34m^3/kg$ gesetzt, ließe sich für den Auftriebsbeiwert $C_{L,max,TO}$ ein Wert von $2,09$ errechnen. Umgekehrt ließe sich bei einer Festlegung von $C_{L,max,TO} = 2,0$ (wie zuvor angenommen) ein $k_{TO} = 2,2367$ bestimmen.

Zum Abschluß dieser Untersuchung wird die Sicherheitsstartstrecke noch einmal als Funktion von $\frac{m_{MTO}/S_W}{T_{TO}/(C_{L,max,TO} \cdot g)}$ dargestellt, wobei zwischen Flugzeugen mit zwei, drei und vier

Triebwerken unterschieden werden soll **Bild 2.6**.

S_{TOFL}



$$\frac{m_{MTO} / S_W}{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)} \cdot \frac{k_{TO}}{C_{L,max,TO}}$$

Bild 2.6: S_{TOFL} mit $a = 1,118m^3/kg$

2.3 Sicherheitsstartstrecke für Propellerflugzeuge

Ähnlich wie im vorherigen Kapitel, werden statistische Gleichungen ermittelt, um die Sicherheitsstartstrecke durch andere Parameter auszudrücken. In diesem Kapitel werden diese Verfahren nun auf Propellerflugzeuge bezogen. Aus der Literatur [JANE'S 95/96] lassen sich für folgende Flugzeuge entsprechende Werte bestimmen: **Tab. 2.5**

Tabelle 2.5: Sicherheitsstartstrecke nach [JANE'S 95/96]

Typ	P_{TO} [kN]	m_{MTO} [kg]	S_W [m ²]	S_{TOFL} [m] [Jane's]	Flächenbelastung [kg/m ²]
ATR 42	2684	16700	54,5	1040	306
ATR72	3222	21500	61	1408	352
Fokker 50	3728	19950	70	1200	285
SAAB 340B	2788	12927	41,81	1364	309
SAAB 2000	5444	21320	55,74	1640	382
DHC-8 Dash8	2982	15650	54,38	1000	288
DO328-120	2706	12500	40	1006	313

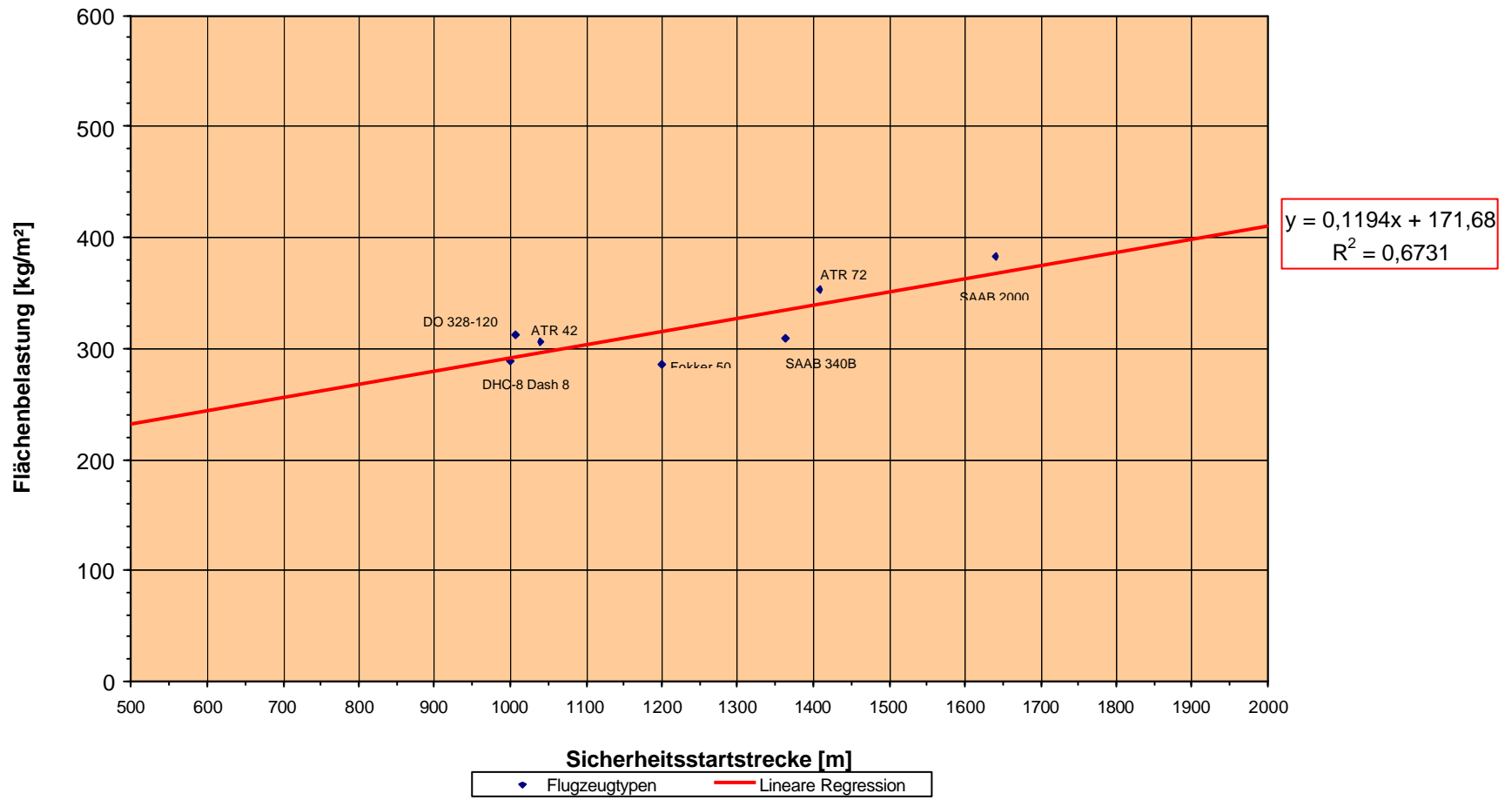


Bild 2.7: Sicherheitsstartstrecke in Abhängigkeit der Flächenbelastung [Prop.-Flugzeuge]

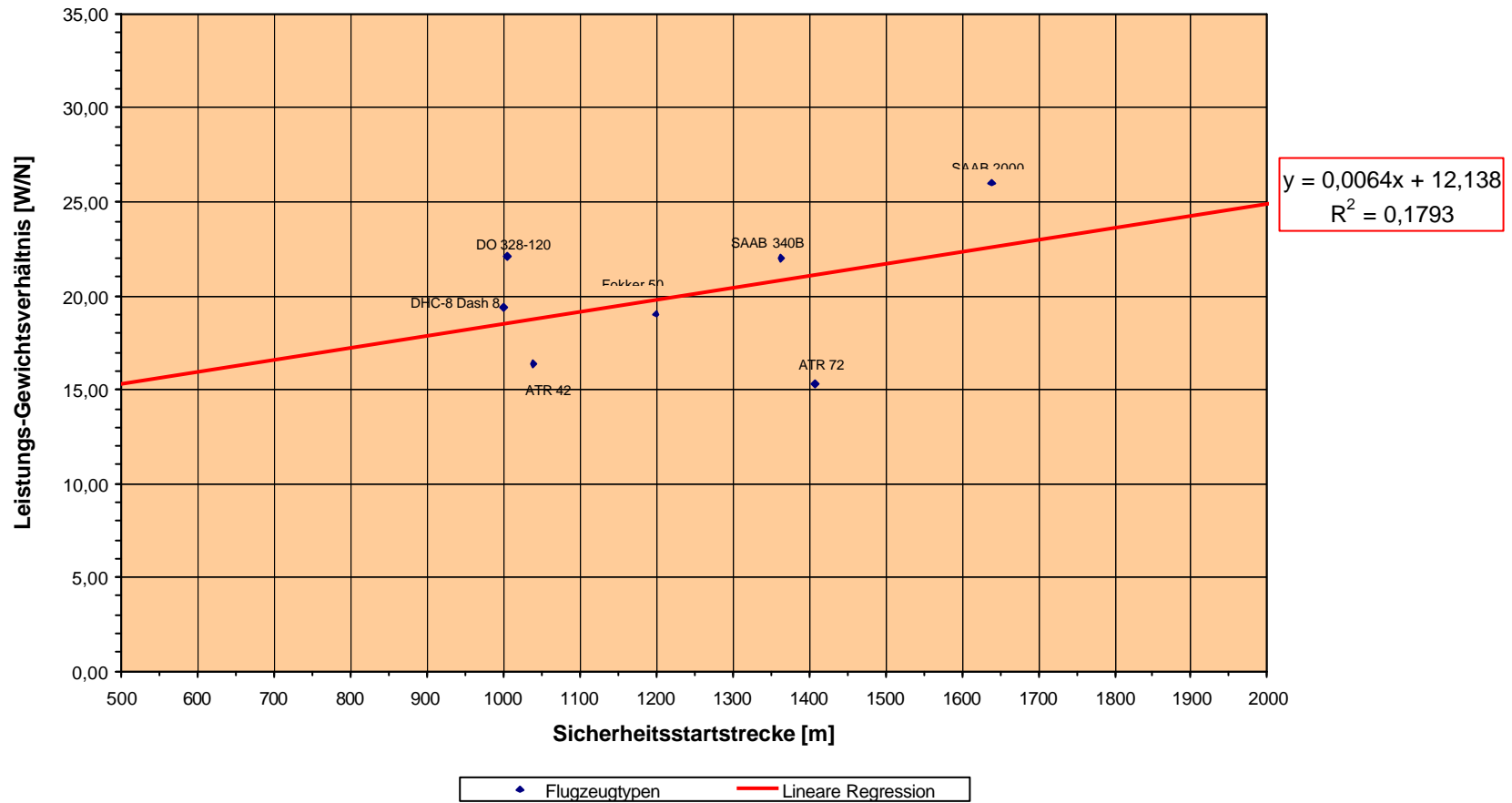
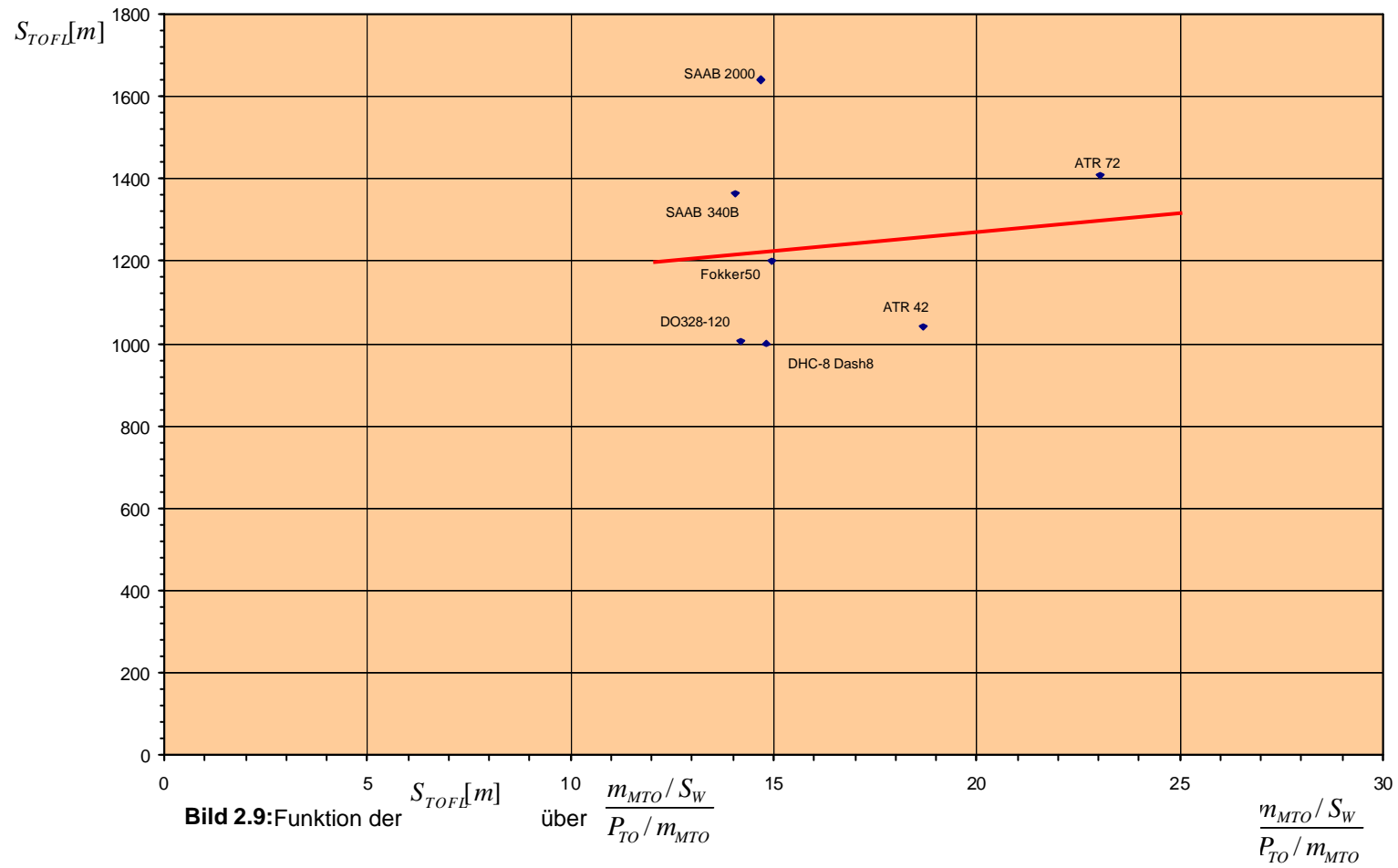


Bild2.8: Sicherheitsstartstrecke in Abhängigkeit des Leistungs-Gewichtsverhältnis [Prop.-Flugzeuge]



In den **Bildern 2.7, 2.8, 2.9** ist die Sicherheitsstartstrecke in Abhängigkeit der Flächenbelastung m_{MTO}/S_w , dem Leistungs-Gewichtsverhältnis P_{TO}/m_{MTO} sowie über $\frac{m_{MTO}/S_w}{P_{TO}/S_w}$ dargestellt.

Auch hier ist wieder zuerkennen, daß die Regression der Flächenbelastung wesentlich näher an der realen Sicherheitsstartstrecke liegt (siehe **Tabelle 2.6**)

Tabelle 2.6: Sicherheitsstartstrecke u.a. als Funktion der Flächenbelastung durch Regression

Typ	S _{TOFL} [m] [Jane´s]	Lin.Reg.-Jane´s [m]	Abweichung [%]	Lin.Reg.[m]-Fläch.	Abweichung [%]
ATR 42	1040	463	55,43	1180	13,48
ATR72	1408	238	83,12	1466	4,14
Fokker 50	1200	1007	16,04	1047	12,75
SAAB 340B	1364	1607	17,80	1197	12,22
SAAB 2000	1640	2432	48,30	1653	0,79
DHC-8 Dash8	1000	1084	8,40	1064	6,44
DO328-120	1006	1624	61,38	1218	21,07

$\emptyset = 41,49\%$
 $\emptyset = 10,13\%$

3 Antriebsparameter

3.1 Schub-Gewichtsverhältnis

Das Schub-Gewichtsverhältnis $T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$ ist das Verhältnis aus Startschub (*take-off thrust*) und Startmasse (*maximum take-off mass*) multipliziert mit der Erdbeschleunigung $g = 9,81m/s^2$. Über diesen Parameter wurde bereits in der vorherigen Aufgabe die Sicherheitsstartstrecke S_{TOFL} beschrieben. Es werden hier weitere Parameter untersucht.

Im einzelnen wird das Schub-Gewichtsverhältnis als Funktion der Gleitzahl $(L/D)_{max}$ (*lift-to-drag ratio*) und der relativen benetzten Oberfläche S_{WET}/S dargestellt. Anhand einer ausführlich durchgeführten Berechnung soll der Weg beschrieben werden, wie zu entsprechenden Parametern zu gelangen ist. Dazu werden Unterlagen, sowie Formeln aus dem Vorlesungsskript Flugzeugentwurf [SCHOLZ 98] verwendet. Bei der folgenden Beispielrechnung wird als Flugzeugtyp eine Boeing 737-300 gewählt.

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR}/T_{TO}) \cdot (L/D)_{max}} \quad (3.1)$$

$$\Rightarrow \frac{T_{CR}}{T_{TO}} = \frac{m_{MTO} \cdot g}{T_{TO} \cdot (L/D)_{max}}$$

Die Gleitzahl für den Reiseflug $(L/D)_{max}$ läßt sich für zivile Flugzeuge in etwa wie folgt berechnen:

$$(L/D)_{max} = 7,5 \cdot \frac{A}{S_{WET}/S} + 8 \quad (3.2)$$

Die benetzte Oberfläche folgt:

$$S_{WET}/S = \frac{\mathbf{p} \cdot d_F^2}{S_W} \cdot \left(\frac{l_F}{d_F} - 1\right) + 2 \cdot \left(1 + \frac{S_H + S_V}{S_W}\right) + \frac{S_N}{S_W} \quad (3.3)$$

Nach [Loftin 80] folgt für: $\frac{S_N}{S_W} = 0,47$ und $\frac{S_H + S_V}{S_W} = 0,44$

Berechnung des äquivalenten Rumpfdurchmessers d_F :

$$\Delta d = d_{F,O} - d_{F,I} = 0,084 + 0,045 \cdot d_{F,I} = 0,239m$$

$$\underline{\text{mit:}} \quad d_{F,I} = 3,45m$$

$$\Rightarrow d_F = d_{F,I} + \Delta d = 3,45m + 0,239m = 3,69m \quad (3.4)$$

$l_F = 33,4m$	Rumpflänge
$S_W = 105,4m^2$	Flügelfläche
S_{WET}	benetzte Fläche
$S_H = 31,31m^2$	Fläche des Höhenleitwerks
$S_V = 23,13m^2$	Fläche des Seitenleitwerks
S_N	Fläche der benetzten Triebwerksgondeln

Daraus ergibt sich:

$$\frac{S_H + S_V}{S_W} = \frac{31,31m + 23,13m}{105,4m} = 0,5165$$

Für die benetzte Fläche folgt dann:

$$S_{WET} / S = \frac{\rho \cdot (3,69m)^2}{105,4m^2} \cdot \left(\frac{33,4m}{3,69m} - 1 \right) + 2 \cdot (1 + 0,5165) + 0,47 = 6,77$$

sowie für die Gleitzahl im Reiseflug mit $A = b^2 / S = (28,88m)^2 / 105,4m^2 = 7,913$

$$(L/D)_{max} = 7,5 \cdot \frac{7,913}{6,77} + 8 = 16,766$$

Es folgt das Verhältnis : Reiseschub/ Startschub

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = \frac{m_{MTO} \cdot g}{T_{TO} \cdot (L/D)_{max}} = \frac{56.472kg \cdot 9,81m/s^2}{2 \cdot 88,97 \cdot 10^3N \cdot 16,766} = 0,1857$$

Für das Schub-Gewichtsverhältnis folgt dann:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR} / T_{TO}) \cdot (L / D)_{max}} = \frac{1}{0,1857 \cdot 16,766} = 0,3211$$

In der **Tabelle 3.1** sind für weitere Flugzeuge die Gleitzahl, sowie die benetzte Oberfläche bestimmt worden. Außerdem ist die prozentuale Abweichung der entsprechenden Regressionen dargestellt. Im Anschluß darauf folgen die graphischen Darstellungen (siehe **Bild 3.1, 3.2, und 3.3**).

Es stellte sich heraus, daß das Schub-Gewichtsverhältnis für Strahlflugzeuge am besten über die Funktion der benetzten Fläche zu beschreiben ist. Die durchschnittliche Abweichung liegt in diesem Fall bei 5,89%. Andere Regressionen fallen mit größeren Abweichungen etwas schlechter aus.

Tabelle 3.1: Benetzte Fläche, Gleitzahl und Streckung für Strahlflugzeuge

Typ	S/SWET	1/(L/D)max	A	TTO/mMTO	Lin.Reg.S/SW	Abweichung[%]	Lin.Reg.1/(L/D)max	Abweichung[%]	Lin.Reg.A	Abweichung[%]
A300-600	6,72	0,0601	7,7	0,324	0,306	5,50	0,322	0,73	0,309	4,68
A310-200	6,91	0,0570	8,8	0,342	0,314	8,05	0,306	10,53	0,301	12,11
A310-300	6,91	0,0570	8,8	0,323	0,314	2,64	0,306	5,26	0,301	6,93
A320-200	6,74	0,0542	9,4	0,308	0,307	0,30	0,292	5,22	0,296	3,86
A321-100	7,41	0,0569	9,5	0,331	0,336	1,59	0,306	7,67	0,295	10,77
A319	6,36	0,0521	9,5	0,318	0,290	8,65	0,281	11,55	0,295	7,12
A330-200	5,95	0,0485	10,0	0,280	0,273	2,64	0,263	5,96	0,292	4,14
A340-300	6,18	0,0496	10,0	0,227	0,283	24,51	0,269	18,53	0,292	28,46
B737-300	6,99	0,0606	7,9	0,321	0,318	0,95	0,324	1,02	0,307	4,25
B737-800	6,68	0,0538	9,4	0,306	0,304	0,51	0,290	5,27	0,296	3,24
B747-400	5,99	0,0560	7,9	0,289	0,274	5,06	0,301	4,11	0,307	6,35
B757-300	6,82	0,0602	7,8	0,308	0,311	0,83	0,322	4,63	0,308	0,03
B767-300ER	6,13	0,0562	8,0	0,257	0,280	9,13	0,302	17,62	0,307	19,30
B767-400	6,45	0,0529	9,4	0,303	0,294	2,83	0,285	5,79	0,296	2,28
B777-300	6,29	0,0545	8,7	0,297	0,287	3,22	0,294	1,11	0,301	1,46
MD-11	6,39	0,0580	7,9	0,299	0,292	2,41	0,311	4,00	0,307	2,79
FOKKER100	6,92	0,0583	8,4	0,283	0,315	11,28	0,313	10,53	0,304	7,28
CANADAIR RJ	7,13	0,0539	8,4	0,361	0,324	10,23	0,291	19,50	0,304	15,90
AVRO RJ100	7,29	0,0583	8,9	0,287	0,331	15,35	0,313	8,99	0,300	4,48
IL 96-300	5,68	0,0520	8,5	0,257	0,261	1,50	0,281	9,40	0,303	17,84
durch. Abw.						5,86		7,87		8,16

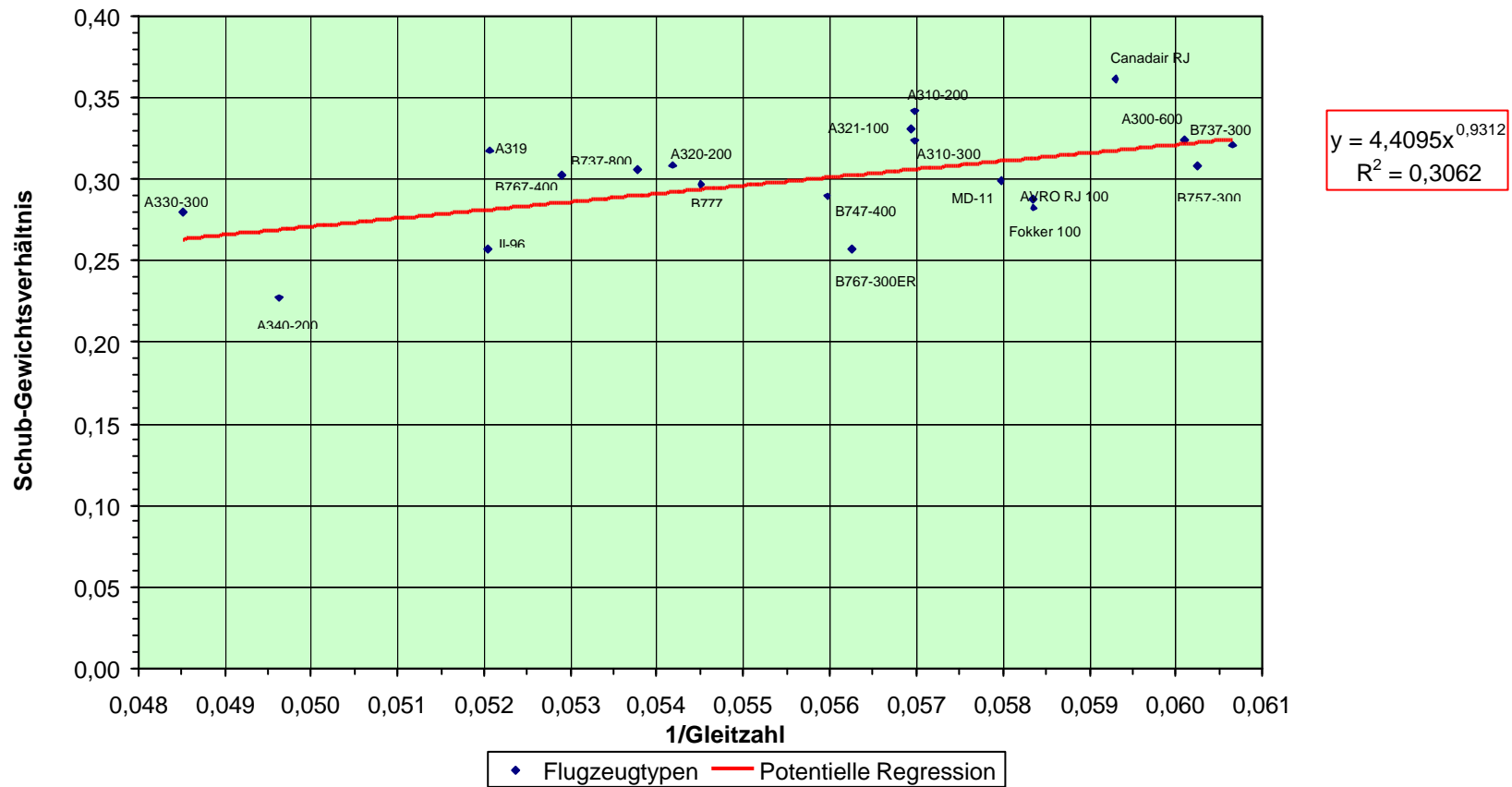


Bild 3.1: Schub-Gewichtsverhältnis als Funktion der Gleitzahl für Strahlflugzeuge

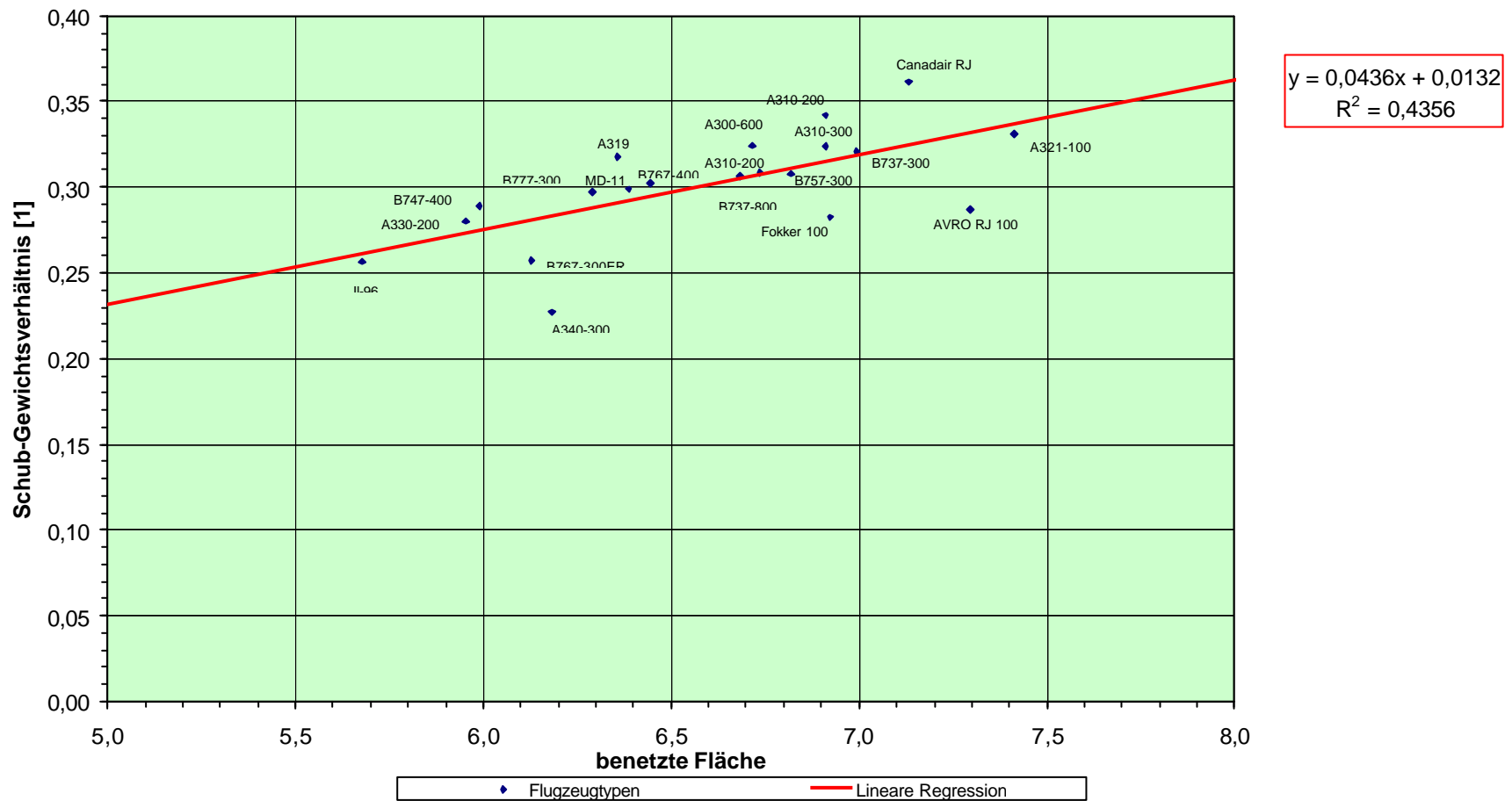


Bild 3.2: Schub-Gewichtsverhältnis als Funktion der benetzten Fläche für Strahlflugzeuge

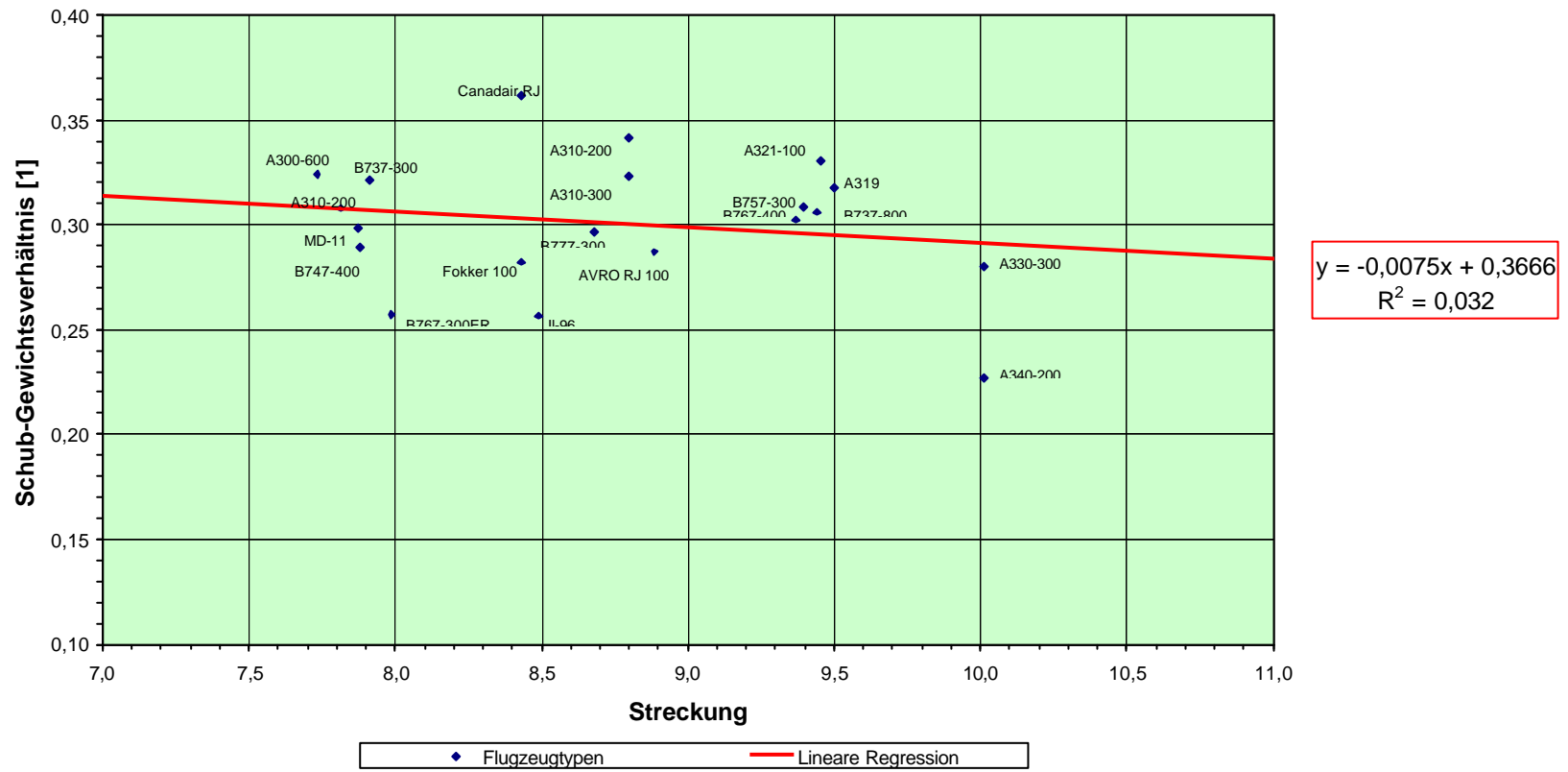


Bild 3.3: Schub-Gewichtsverhältnis als Funktion der Streckung für Strahlflugzeuge

3.2 Leistungs-Gewichtsverhältnis

Wie bereits zuvor für die Strahlflugzeuge, erfolgt nun die Untersuchung für Propellerflugzeuge. Dabei wird das Leistungs-Gewichtsverhältnis als Funktion der benetzten Fläche S/S_{WET} , der Gleitzahl $(L/D)_{max}$, der Flügelstreckung A sowie der balanced field length dargestellt. In Tabelle 3.2 sind entsprechende Werte zusammen gestellt.

Tabelle 3.2: Benetzte Fläche, Gleitzahl und Streckung für Propellerflugzeuge

Typ	S/SWET	(L/D)max	A	PTO/mMTO	Lin.Reg.S/SW	Abweichung[%]	Lin.Reg.(L/D)max	Abweichung[%]	Lin.Reg.A	Abweichung[%]
ATR 42	6,34	21,11	11,1	16,072	19,551	21,65	20,31	26,36	20,999	30,66
ATR72	6,59	21,65	12,0	14,986	19,850	32,46	19,22	28,23	17,969	19,91
FOKKER 50	6,16	22,62	12,0	18,687	19,343	3,51	17,27	7,57	17,906	4,18
SAAB 340B	6,69	20,32	11,0	21,567	19,973	7,39	21,89	1,49	21,271	1,37
SAAB 2000	6,59	20,52	11,0	25,535	19,848	22,27	21,49	15,86	21,257	16,75
DHC-8 Dash8	6,54	22,15	12,3	19,054	19,792	3,87	18,21	4,43	16,814	11,76
DO 328-120	6,04	21,67	11,0	21,648	19,193	11,34	19,18	11,41	21,239	1,89
durch. Abw.						14,64		13,62		12,36

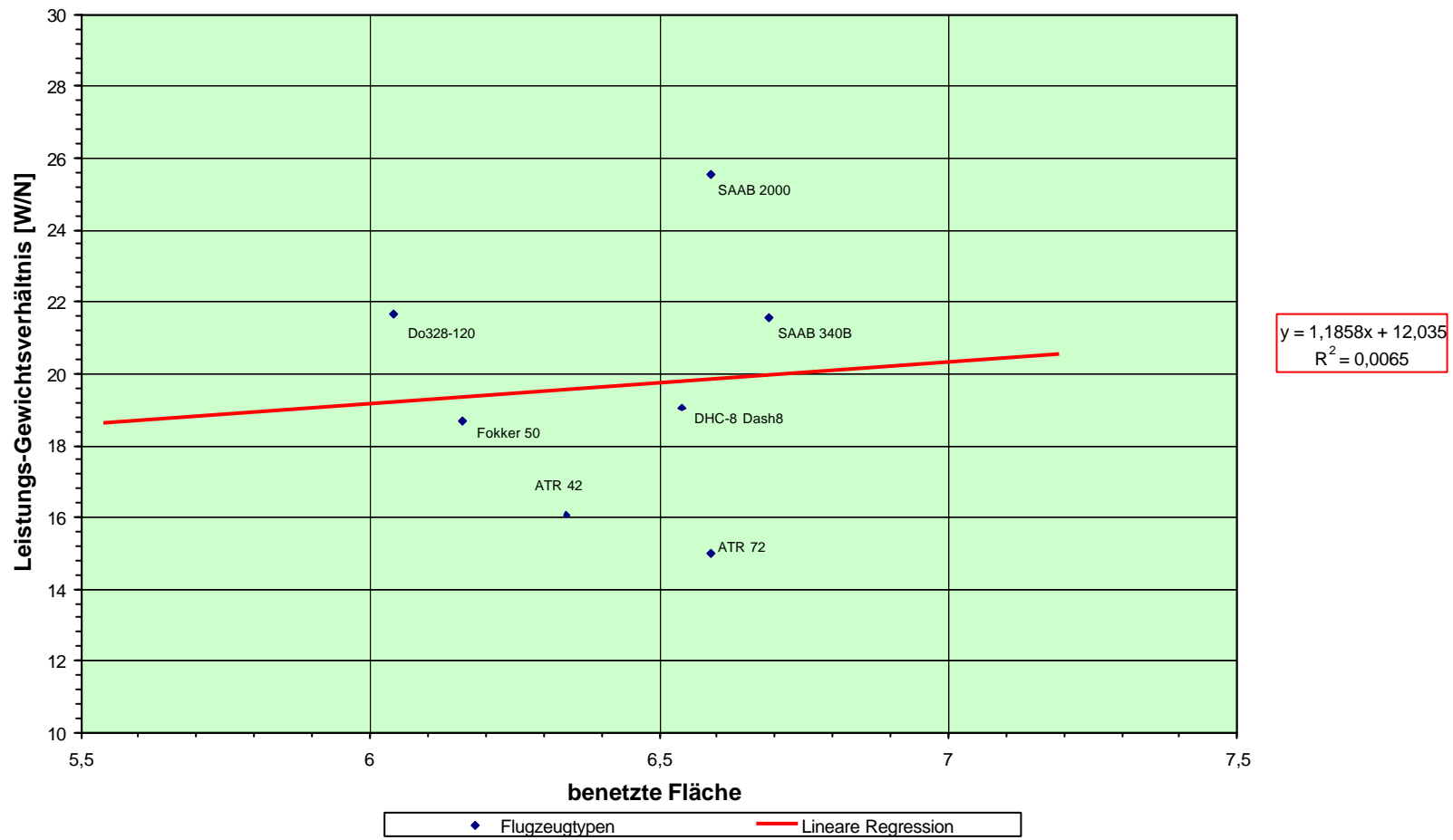


Bild 3.4: Leistungs-Gewichtsverhältnis als Funktion der benetzten Fläche für Propellerflugzeuge

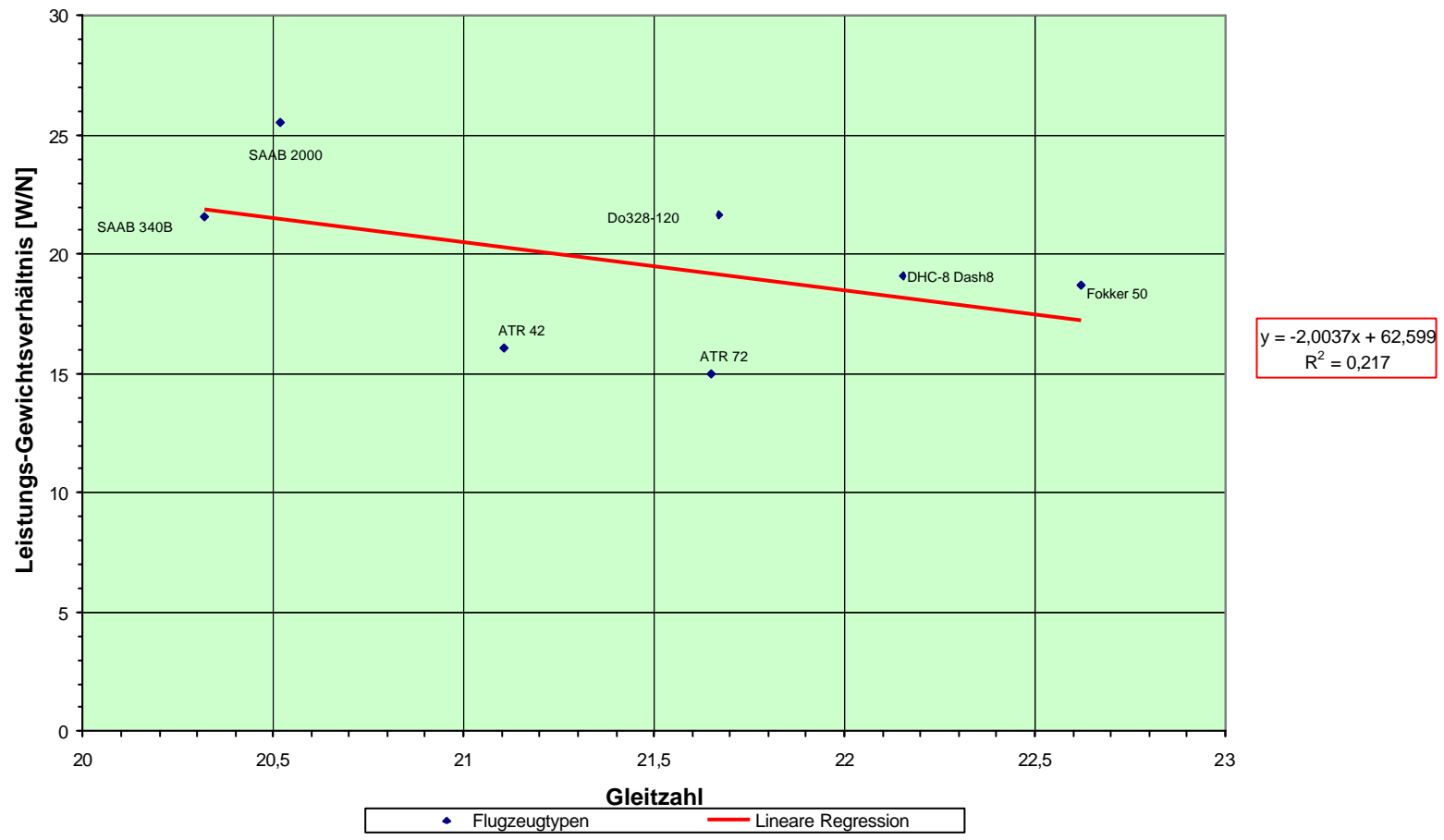


Bild 3.5: Leistungs-Gewichtsverhältnis als Funktion der Gleitzahl für Propellerflugzeuge

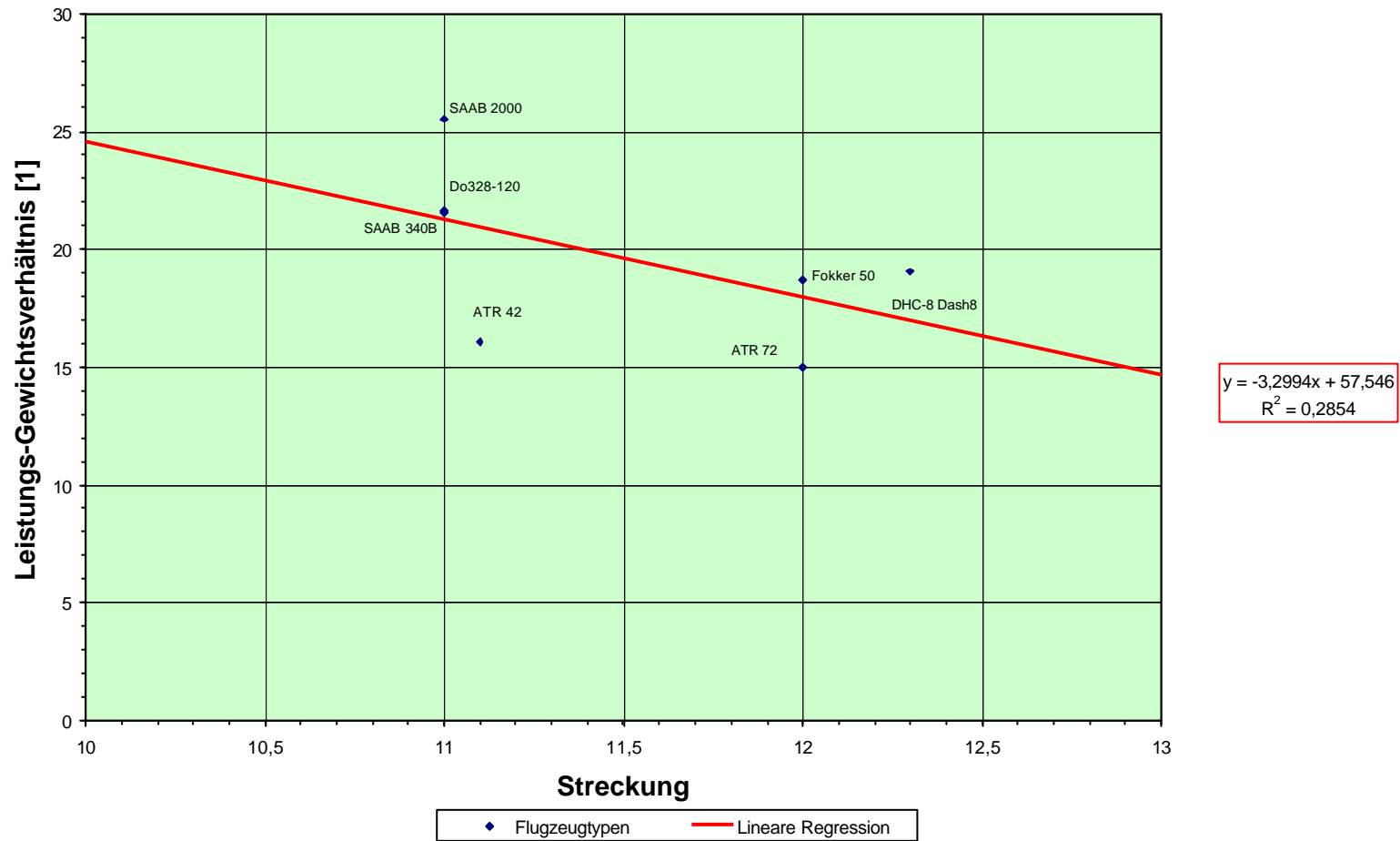


Bild 3.6: Leistungsgewichtsverhältnis als Funktion der Streckung für Propellerflugzeuge

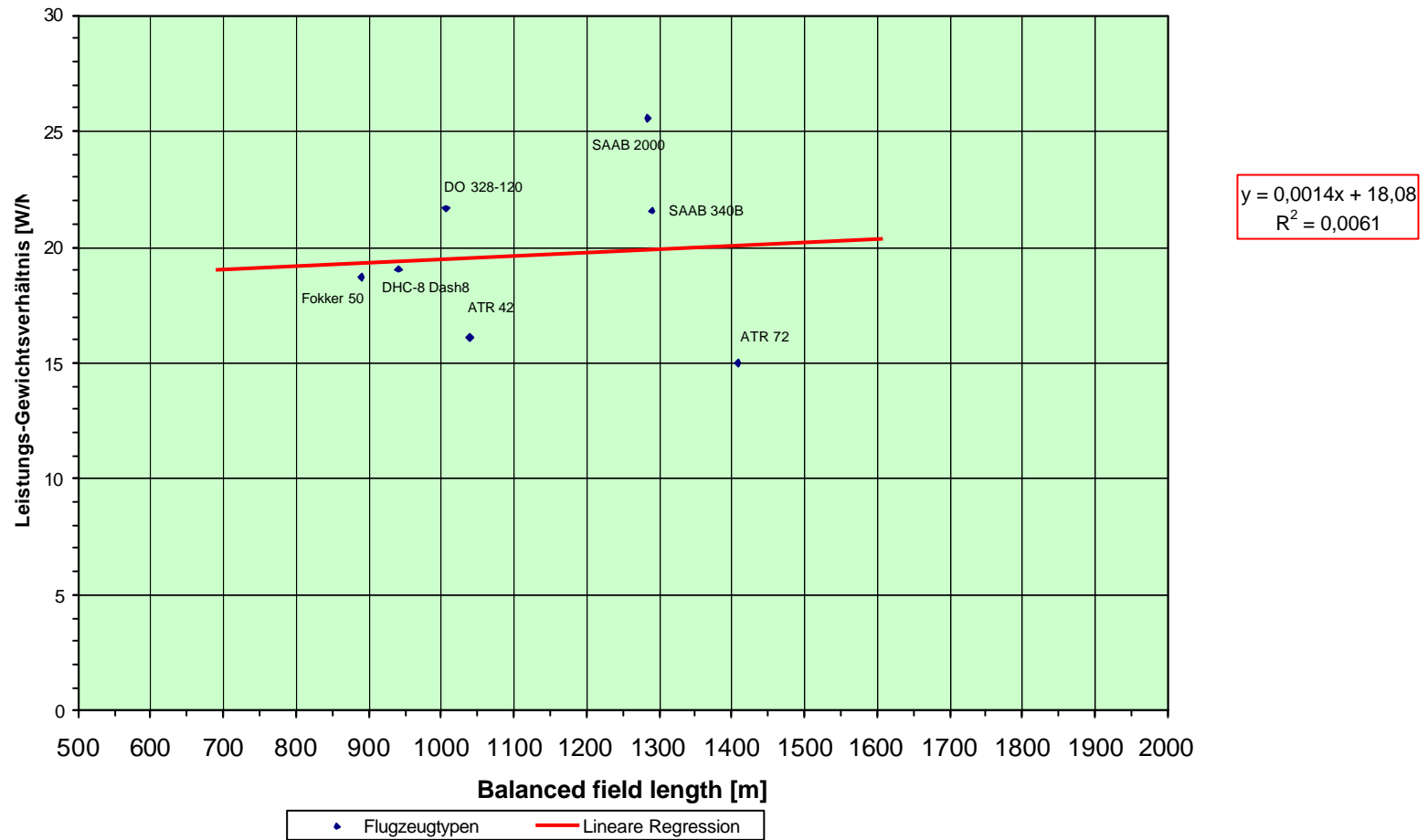


Bild3.7: Leistungs-Gewichtsverhältnis in Abhängigkeit der Balanced field length [Prp.-Flugzeuge]

4 Geometrieparameter von Steuerflächen

In dieser Aufgabe werden Geometrieparameter von Steuerflächen näher untersucht. Im einzelnen sollen Querruder, Höhenruder sowie Seitenruder und Spoiler einzelner Flugzeuge auf Anzahl, Anteil der Rudertiefe zur Profiltiefe, Anteil der Querruder zur Halbspannweite ermittelt, und mit bekannten Statistiken verglichen werden.

4.1 Querruder und Spoiler

Bei den Querrudern handelt es sich um einfache Wölbklappen, die sich im allgemeinen an den Flügelspitzen der Tragfläche befinden (*outboard aileron*). Zusätzlich können auch noch innere Querruder (*inboard aileron*) verwendet werden. Diese werden bei höheren Fluggeschwindigkeiten verwendet, um das Phänomen der Querruderwirkungsumkehr (*aileron reversal*) zu vermeiden, welches durch eine Flügelverwindung bei Außenquerruderausschlag entstehen kann.

Da die Flügelhinterkante aber noch weiteren Klappensystemen Platz bieten muß, um zum Beispiel ein effektives Hochauftriebssystem zu erzeugen, können die Querruder auch die Landeklappen (*trailing edge flaps*) mit unterstützen, indem sie symmetrisch mit nach unten ausfahren. Einige Flugzeugtypen, wie zum Beispiel der Airbus A310 benötigt kein äußeres Querruder mehr. Die Aufgabe der Querruder kann auch von den sogenannten "*flight spoilers*" übernommen werden. Damit kann die hintere Flügelkante besser für die Landeklappen (*trailing edge flaps*) ausgenutzt werden, und nebenbei entfällt das negative Rollgiermoment (*advers yaw*), welches durch Betätigung der Querruder entsteht.

Neben dem *flight spoiler*, der speziell für die Steuerung verwendet wird, verfügen schwerere und schnellere Flugzeuge zusätzlich noch über „*ground spoiler*“, die das Flugzeug nach der Landung sicher am Boden halten sollen, indem sie den Auftrieb verringern.

Die Bezeichnung und Differenzierung der Spoiler ist je nach Flugzeughersteller unterschiedlich, so daß entweder nur vom *spoiler* gesprochen wird oder aber vom „*airbrake*“ (Airbus), „*lift dumper*“ (Fokker), „*flight / ground spoiler*“ (Boeing). Die Funktionsweise bzw. der Einsatz ist bei allen ähnlich.

Im weiteren Verlauf dieser Arbeit sind unter den *ground spoilers*, die *spoilers* zu verstehen, die nur am Boden gefahren werden können, d.h. *inboard* und *outboard* (*i.d.R. bei der Landung bzw. beim Startabbruch*). Die *flight spoilers* werden im Flugbetrieb mit zur Steuerung des Flugzeuges genutzt. Im allgemeinen kommen hier die *outboard spoilers* zum Einsatz. Der Flugzeughersteller Boeing bezeichnet sogar die inneren *spoilers* (*innboard*

spoilers) als *ground spoilers*, sowie die äußeren *spoilers* (*outboard spoilers*) als *flight spoilers*. Dieses kann ein wenig irreführend sein, denn schließlich werden nach dem Aufsetzen des Flugzeuges **alle** spoilers (inb. und outboard spoilers) eingesetzt. In **Tabelle 4.1** sind für einige neuere Flugzeugtypen Querruder- und Spoilergeometrien zusammen getragen [JANE'S 95/96]. In **Bild 4.1a** und **Bild 4.1b** sind die Anteile der Querruderlängen zur Halbspannweite für Strahl- und Propellerflugzeuge aufgetragen.

Interpretation der Ergebnisse (Bild 4.1a und 4.1b):

Ein Vergleich der Statistik nach [ROSKAM II] bestätigt die Werte der **Tabelle 4.1**. Hierin liegt die Profiltiefe der Querruder in der Regel bei 20...40 % der Flügeltiefe. Die Anordnung der Querruder befindet sich im Bereich von 40 % bis 100 % der Halbspannweite und erstrecken sich von 65 % bis 95 % der Halbspannweite.

Nach **Tabelle 4.1** liegt die durchschnittliche Profiltiefe der Querruder für Strahlflugzeuge bei 26,5 % der Flügeltiefe, für Propellerflugzeuge fällt dieser Wert mit 31,2 % etwas höher aus.

Weiter kann für Strahlflugzeuge festgestellt werden, daß sich die durchschnittliche Breite der Querruder bei 67,2 % der Halbspannweite befinden, und sich für *inboard ailerons* durchschnittlich von 30,9 % bis 37,8 % erstrecken, sowie für *outboard ailerons* von 71,3% bis 92,9 % (siehe **Bild 4.1a**).

Bei den Propellerflugzeugen liegen die Querruder in der Regel außen, so daß hier eine durchschnittliche Anordnung bei 81,3 % der Halbspannweite angenommen werden kann. Dabei erstrecken sich die äußeren Querruder von 64,1 % bis 98,4 % der Halbspannweite (siehe **Bild 4.1b**).

In **Bild 4.2a** und **Bild 4.2b** ist der Anteil der Querrudertiefe zur Profiltiefe dargestellt, wobei zwischen inneren und äußeren Querruder differenziert wird.

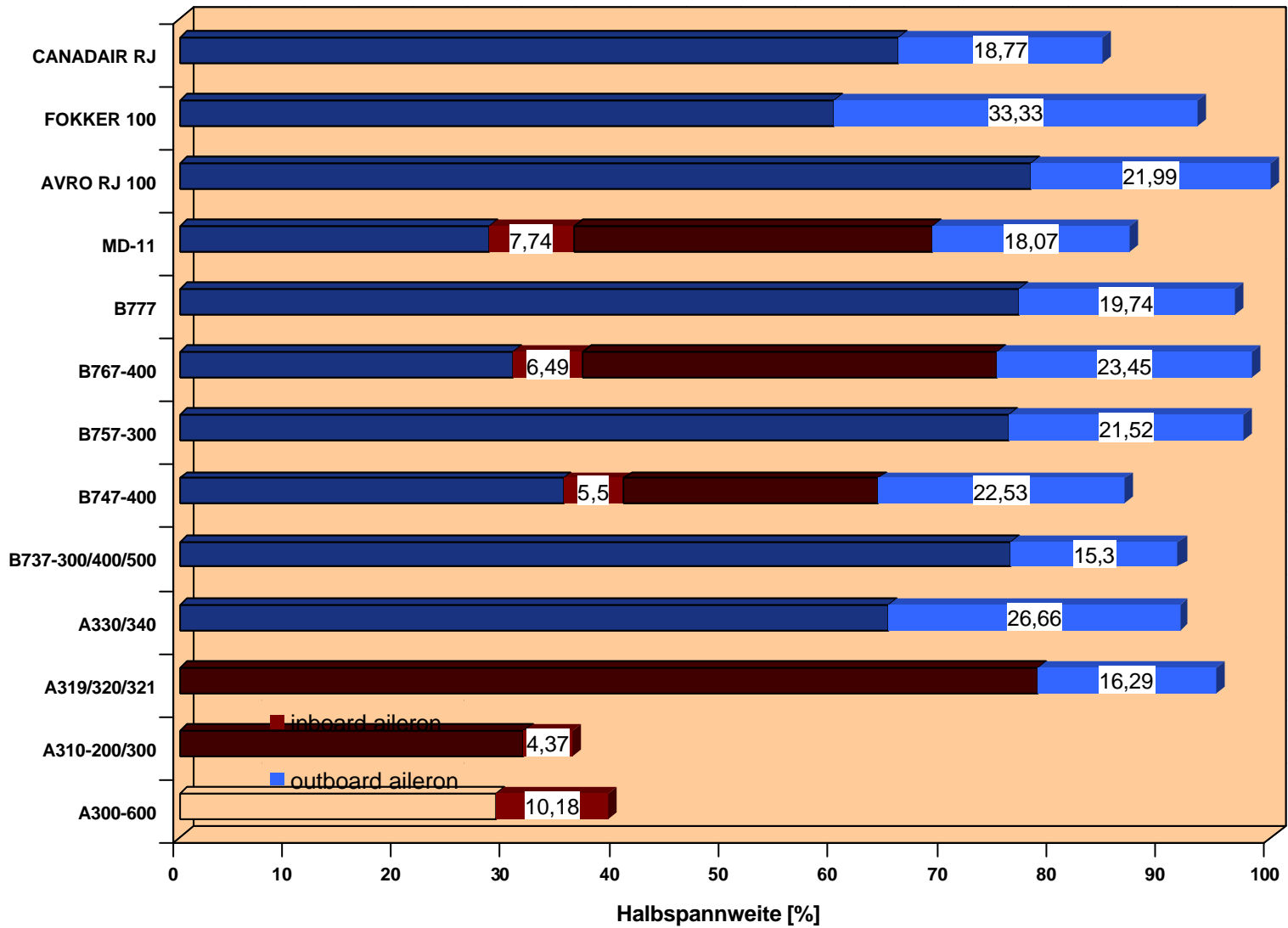


Bild 4.1a: Verhältnis der Querruderlänge zur Halbspannweite von Strahlflugzeugen

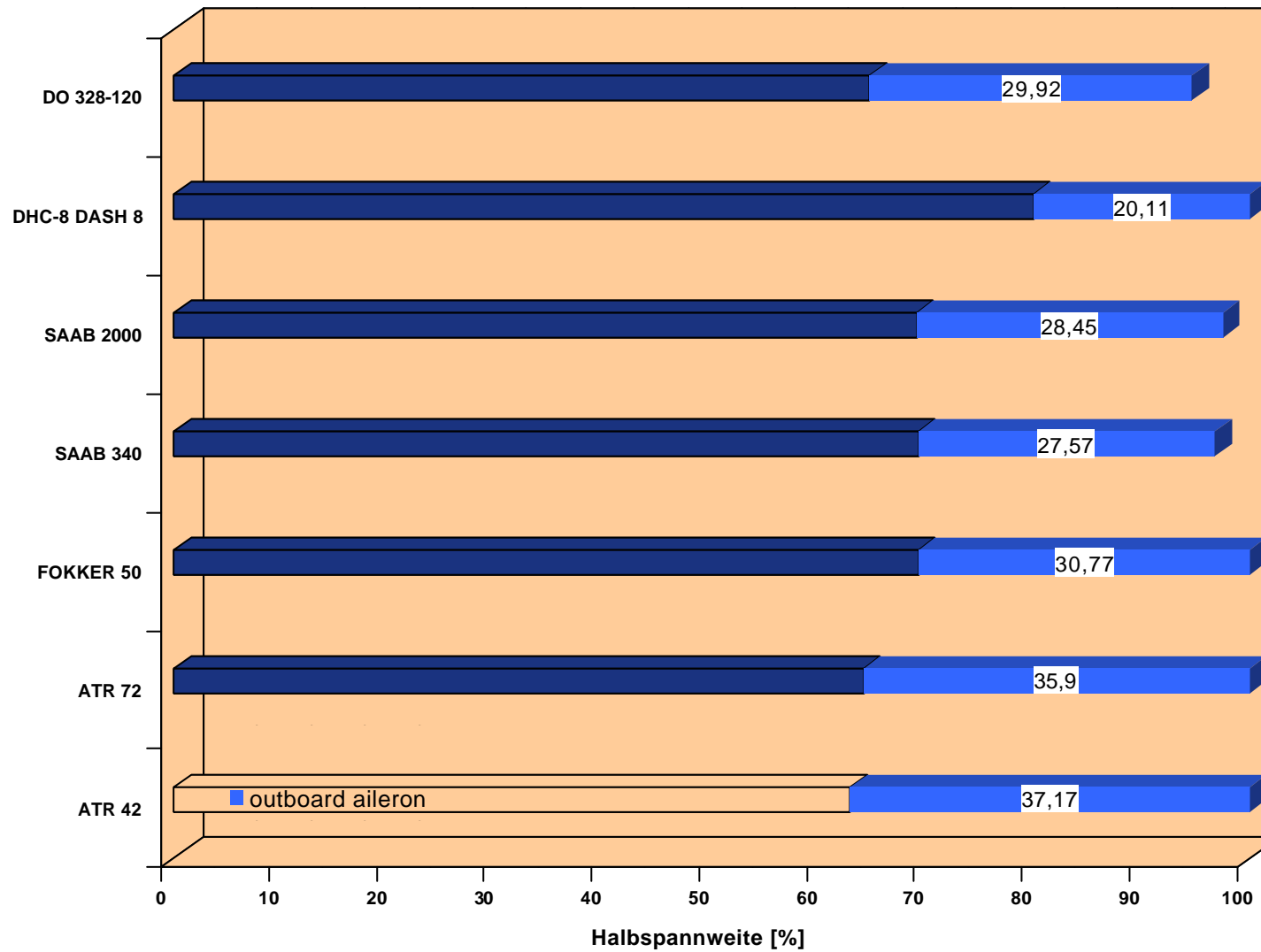


Diagramm 4.1b: Verhältnis der Querruderlänge zur Halbspannweite von Propellerflugzeugen

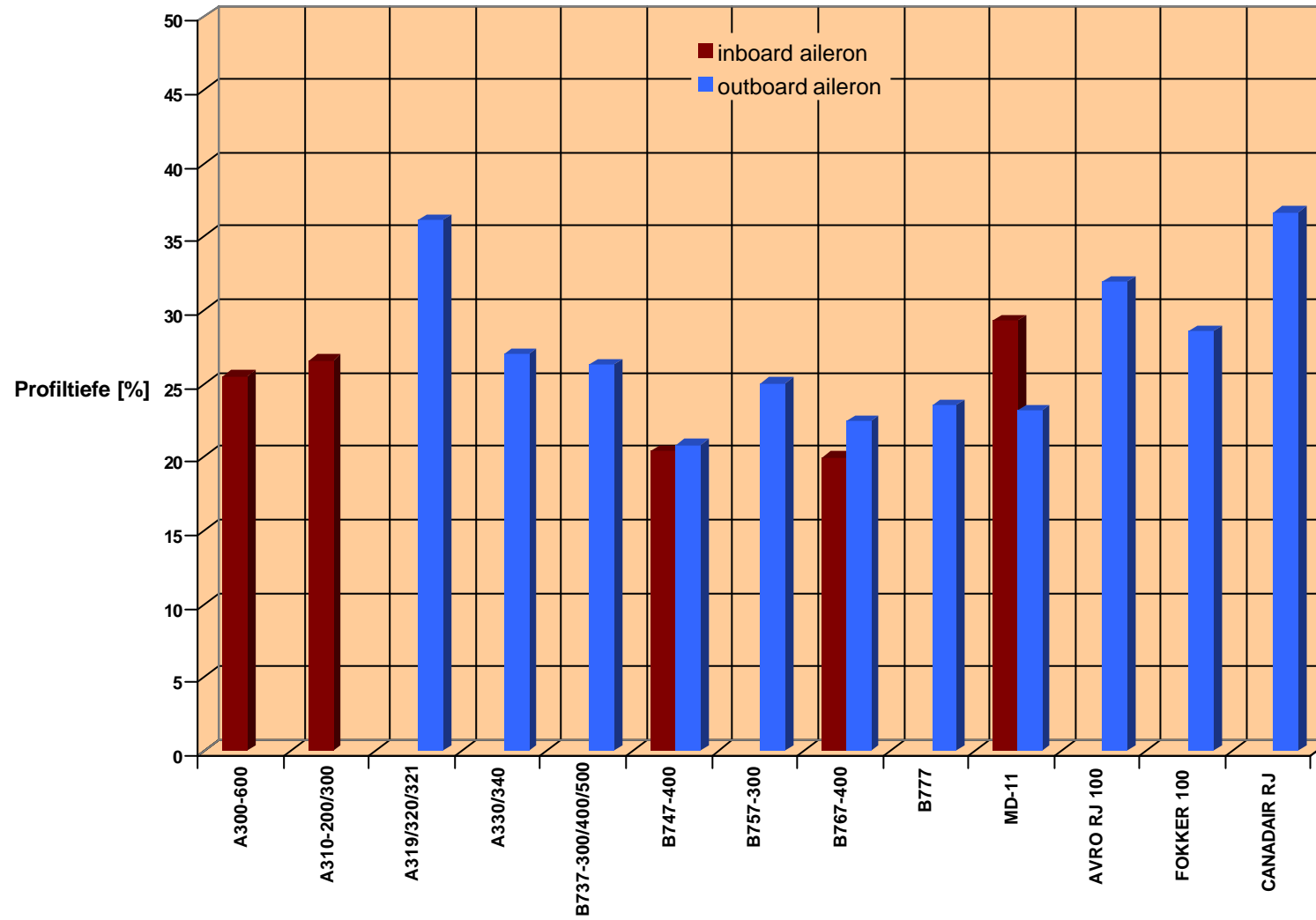


Bild 4.2a: Verhältnis der Querrudertiefe zur Profiltiefe von Strahlflugzeugen

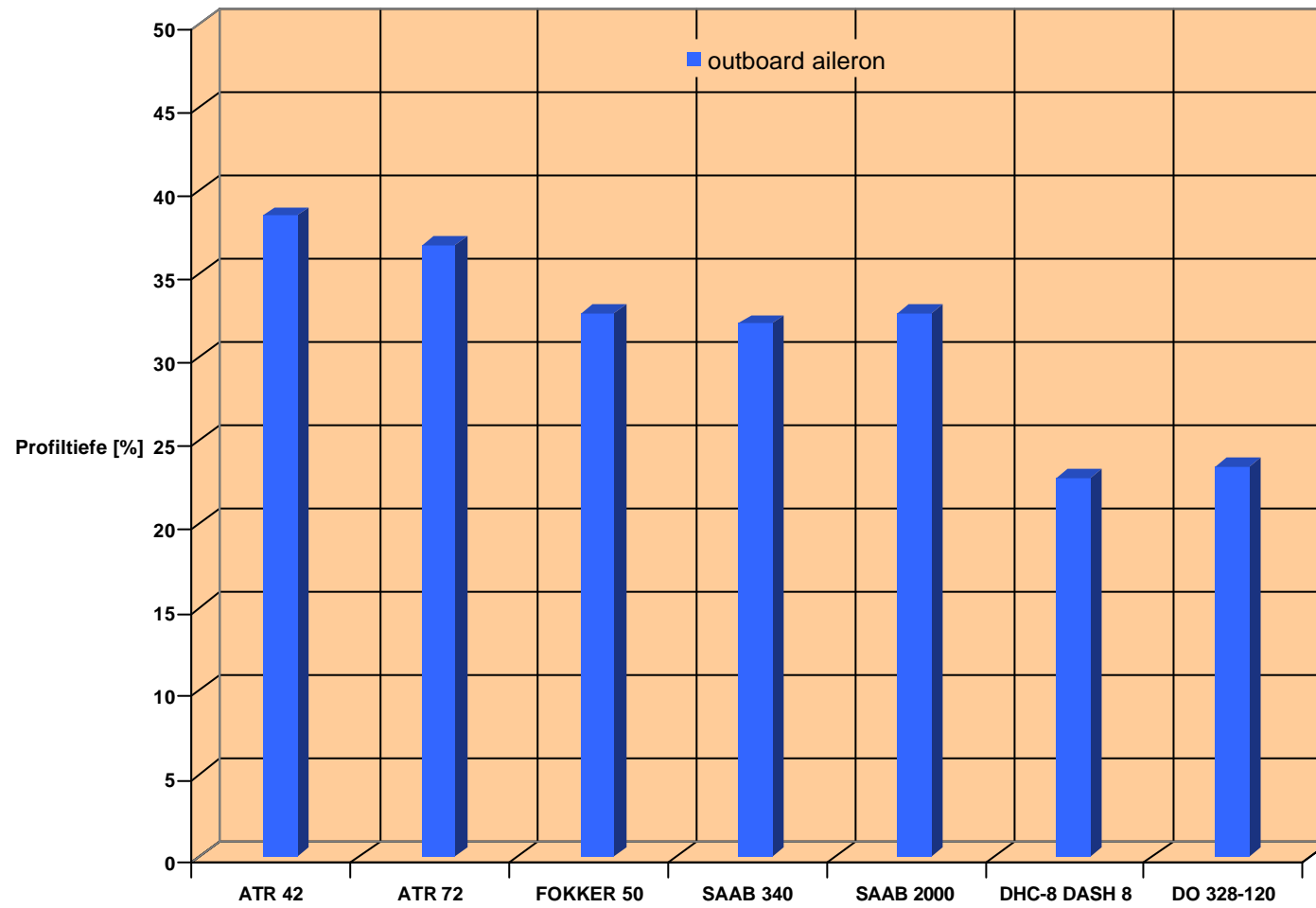


Bild 4.2b: Verhältnis der Querrudertiefe zur Profiltiefe von Propellerflugzeugen

Interpretation der Ergebnisse (Bild 4.2a und 4.2b)

Wie schon zuvor erwähnt, liegt der Anteil der durchschnittlichen Tiefe der Querruder bei 26,5% der Profiltiefe. Wird zwischen inneren und äußeren Querruder unterschieden, so können für die Profiltiefen folgende Werte festgestellt werden.

Äußeres Querruder: 27,4% der Profiltiefe

Inneres Querruder : 24,4% der Profiltiefe

Bei den Propellerflugzeugen liegt dieser Anteil in etwa bei 31,2 % (siehe **Bild 4.2b**)

Die Lage der Spoiler über der Halbspannweite wird in den folgenden Diagrammen dargestellt. Dieses geschieht getrennt für Strahl- und Propellerflugzeuge, wobei letztere (ATR 42 und 72) nur selten über *ground spoiler* verfügen und daher mit den Strahlflugzeugen innerhalb eines Bildes dargestellt werden.

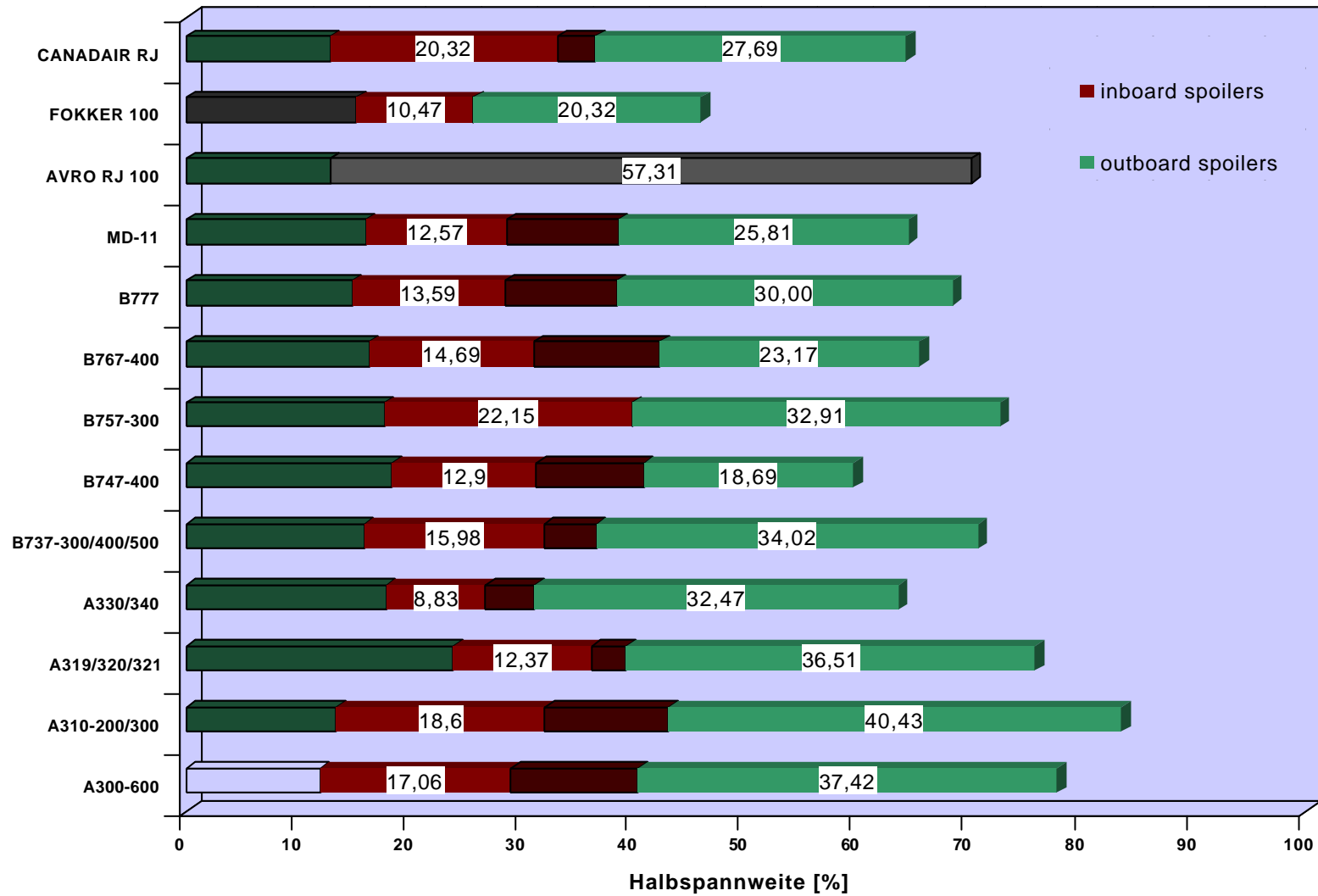


Bild 4.3a: Verhältnis der Spoilerlänge zur Halbspannweite von Strahlflugzeugen

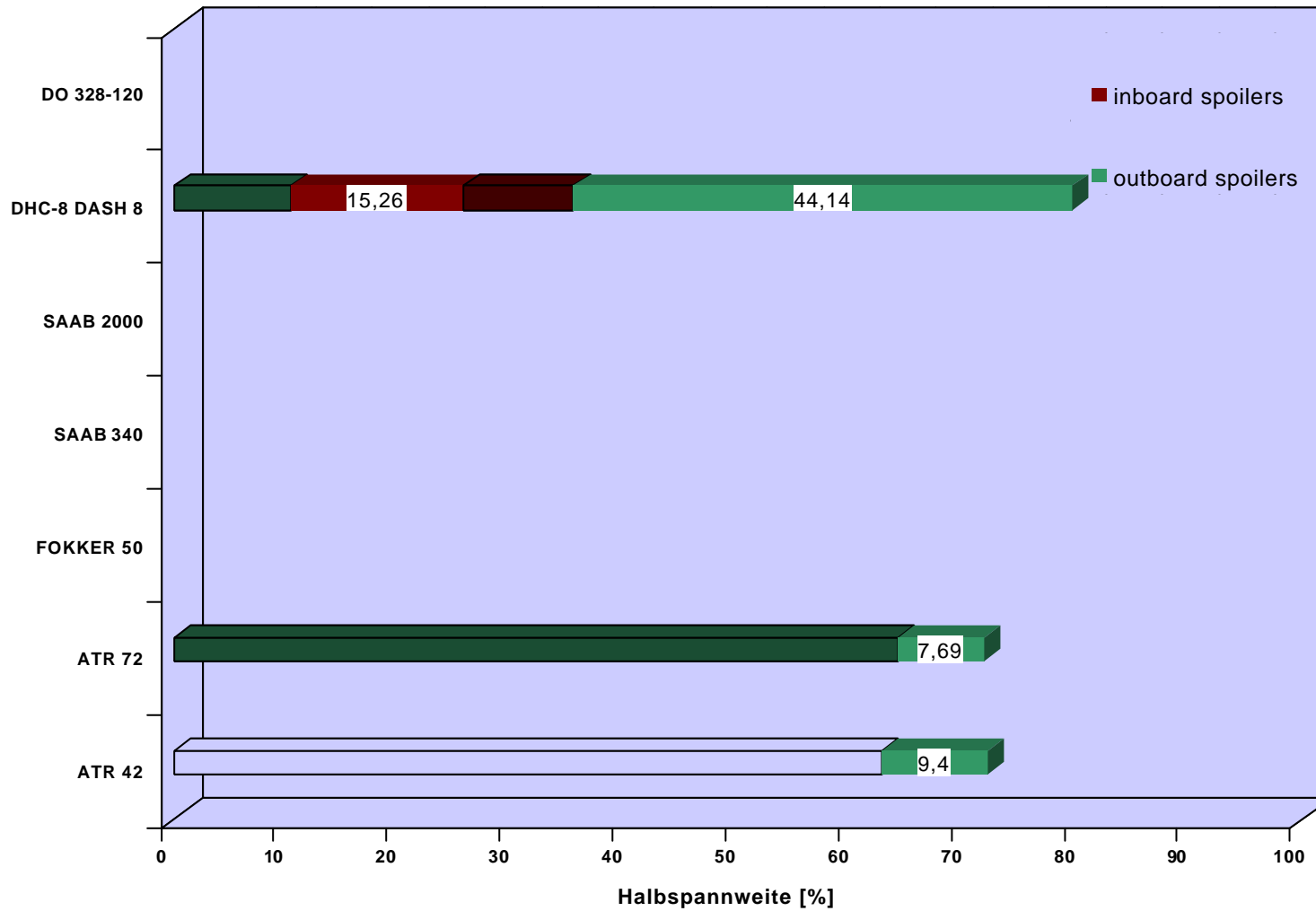


Bild 4.3b: Verhältnis der Spoilerlänge zur Halbspannweite von Propellerflugzeugen

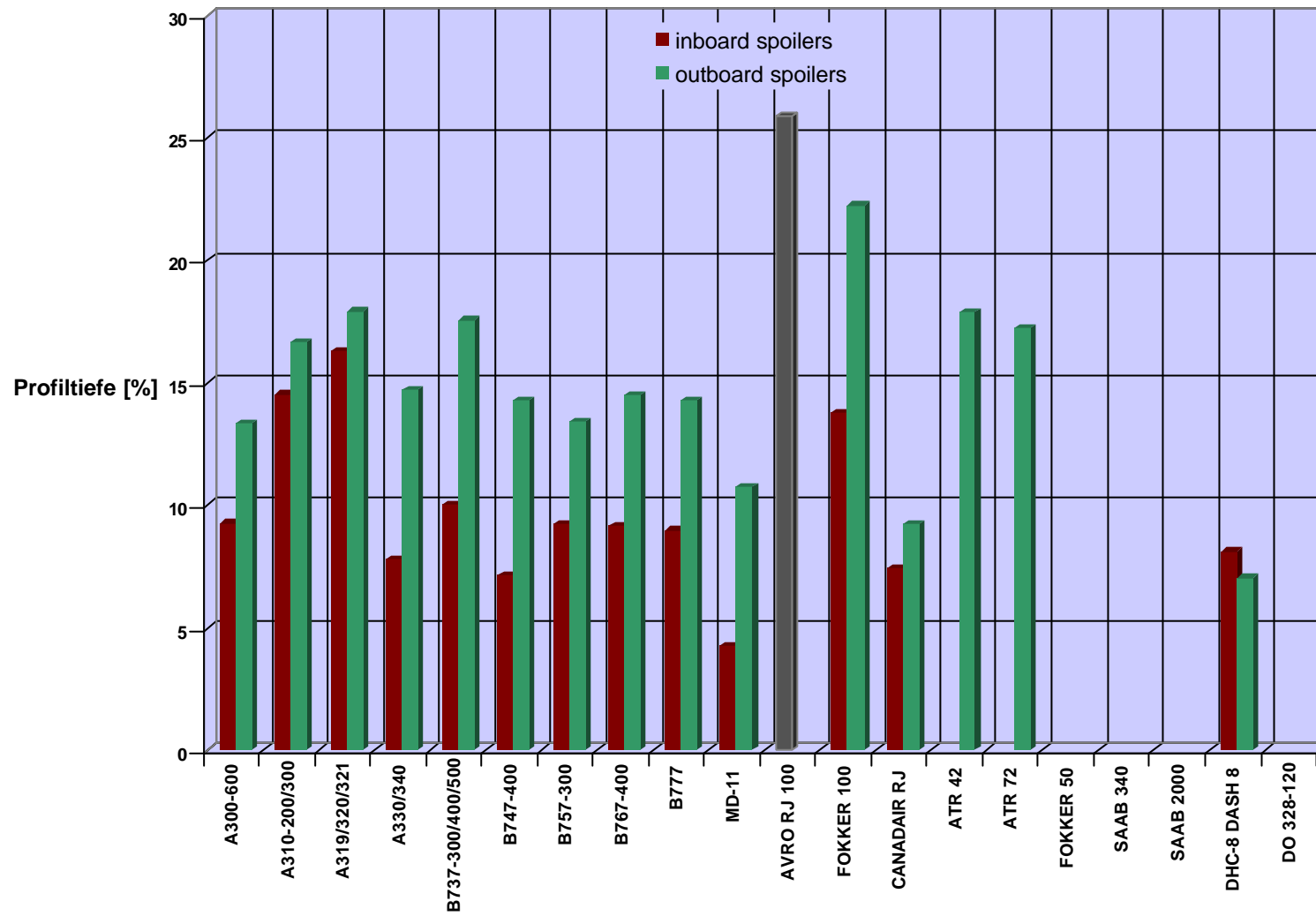


Bild 4.4: Verhältnis der Spoilertiefe zur Profiltiefe von Strahl- und Propellerflugzeugen

4.2 Höhen- und Seitenruder

Laut Statistik [TORENBEEK 88] und [ROSKAM II] beginnen die Höhen- und Seitenruder am Rumpf und erstrecken sich bis zu 90% der (Halb-) Spannweite des Leitwerks beziehungsweise bis zur Spitze des Leitwerks. Die Profiltiefe der Ruder liegt bei etwa 25...40% der Profiltiefe des Leitwerks. Für neuere Flugzeuge werden diese Aussagen im folgenden untersucht. In **Tabelle 4.2** sind einige Rudergeometrien dargestellt.

Tabelle 4.2: Höhen- und Seitenrudergeometrien

Strahlflugzeuge								
Höhenruder					Seitenruder			
Typ	Profiltiefe [%]	Halbspannweite [%]	Anzahl	Fläche	Profiltiefe [%]	Halbspannweite [%]	Anzahl	Fläche [m²]
A300-600	33,33	9,76 - 100,00	1	19,20	34,61	0 - 100,00	1	13,57
A310-200/300	33,33	9,76 - 100,00	1	19,20	34,61	0 - 100,00	1	13,57
A319/320/321	35,42	10,45 - 100,00	1	k.A.	36,71	0 - 100,00	1	k.A.
A330/340	36,36	6,67 - 88,33	1	k.A.	36,36	0 - 100,00	1	k.A.
B737-300/400/500	30,23	3,10 - 86,82	1	6,55	30,30	0 - 96,96	1	5,22
B747-400	33,33	4,80 - 84,80	2	32,50	37,14	0 - 86,96	2	22,90
B757-300	30,93	11,20 - 100,00	1	12,54	38,46	0 - 100,00	1	11,61
B767-400	33,96	4,18 - 91,21	1	17,81	38,46	0 - 100,00	1	15,95
B777	36,00	9,3-96,67	1	k.A.	39,06	0-97,14	2	k.A.
MD-11	36,17	4,63 - 100,00	2	k.A.	40,81	40,00 - 100,00	2	k.A.
AVRO RJ 100	42,37	5,67 - 100,00	1	10,03	30,30	0 - 83,97	1	5,30
FOKKER 100	35,42	3,48 - 100,00	1	3,96	28,57	5,56 - 72,22	1	2,30
CANADAIK RJ	23,40	4,17 - 83,33	1	2,15	33,33	1,00 - 81,82	1	2,03
Propellerflugzeuge								
Höhenruder					Seitenruder			
Typ	Profiltiefe [%]	Halbspannweite [%]	Anzahl	Fläche	Profiltiefe [%]	Halbspannweite [%]	Anzahl	Fläche [m²]
ATR 42	40,82	0 - 100,00	1	3,92	57,14	0 - 100,00	1	4,00
ATR 72	37,50	0 - 100,00	1	3,92	57,14	0 - 100,00	1	4,00
FOKKER 50	33,33	2,16 - 100,00	1	3,17	35,00	0 - 100,00	1	3,17
SAAB 340	38,46	10,00 - 96,00	1	3,29	45,00	0 - 100,00	1	2,76
SAAB 2000	38,46	10,00 - 96,00	1	3,29	45,00	0 - 100,00	1	k.A
DHC-8 DASH8	41,67	0 - 100,00	1	k.A	33,33	0 - 100,00	1	k.A
DO 328-120	36,36	0 - 100,00	1	k.A	34,48	2,78 - 100,00	1	k.A

Die Werte für neuere Flugzeugtypen aus **Tabelle 4.2** scheinen die Statistik zu bestätigen, denn für den durchschnittlichen Anteil der Ruder zur Profiltiefe des Leitwerks ergeben sich folgende Werte:

Strahlflugzeuge:

Höhenruder: 33,9% der Profiltiefe des Leitwerks

Seitenruder: 35,3% der Profiltiefe des Leitwerks

Propellerflugzeuge:

Höhenruder: 38,1% der Profiltiefe des Leitwerks

Seitenruder: 43,9% der Profiltiefe des Leitwerks

Festzustellen ist, daß die Rudertiefen der Propellerflugzeuge etwas größer ausfallen als die der Strahlflugzeuge. Der Grund dafür ist die kleinere Fluggeschwindigkeit dieser Flugzeuge, denn um eine ausreichend Steuerbarkeit zu erzielen, müssen die Rudertiefen entsprechend groß ausfallen. Bei den Strahlflugzeugen genügen, aufgrund der Dimensionierung über den Triebwerksausfall beim Start, kleinere Rudertiefen. Weiter fällt auf, das nur Flugzeuge mit sehr großen Leitwerken, wie zum Beispiel die B747/200/300/400, MD-11 sowie die Ilyushin Il-96 über jeweils 2 Seiten- und Höhenruder (*low /highspeed rudder bzw. elevator*) verfügen.

Zum Schluß folgt nun eine Untersuchung, inwiefern die Geometrieparameter der Steuerflächen mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfes statistisch beschrieben werden können. Dazu sind in den folgenden Diagrammen die Fläche der Ruder auf die Halbspannweite, Flügelfläche sowie die Flächenbelastung bezogen. Weiter wird der Versuch unternommen eine Verbindung aus der Summe der Steuerflächen zur Startmasse des Flugzeuges herzustellen.

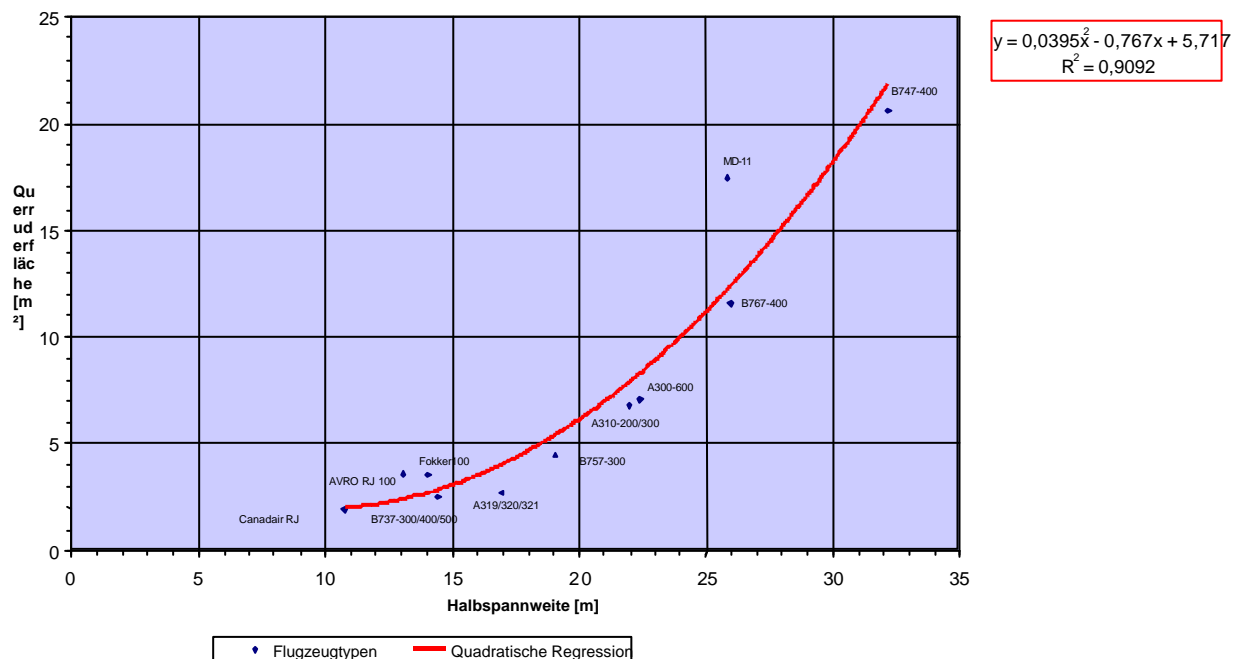


Bild 4.5: Querruderfläche als Funktion der Halbspannweite

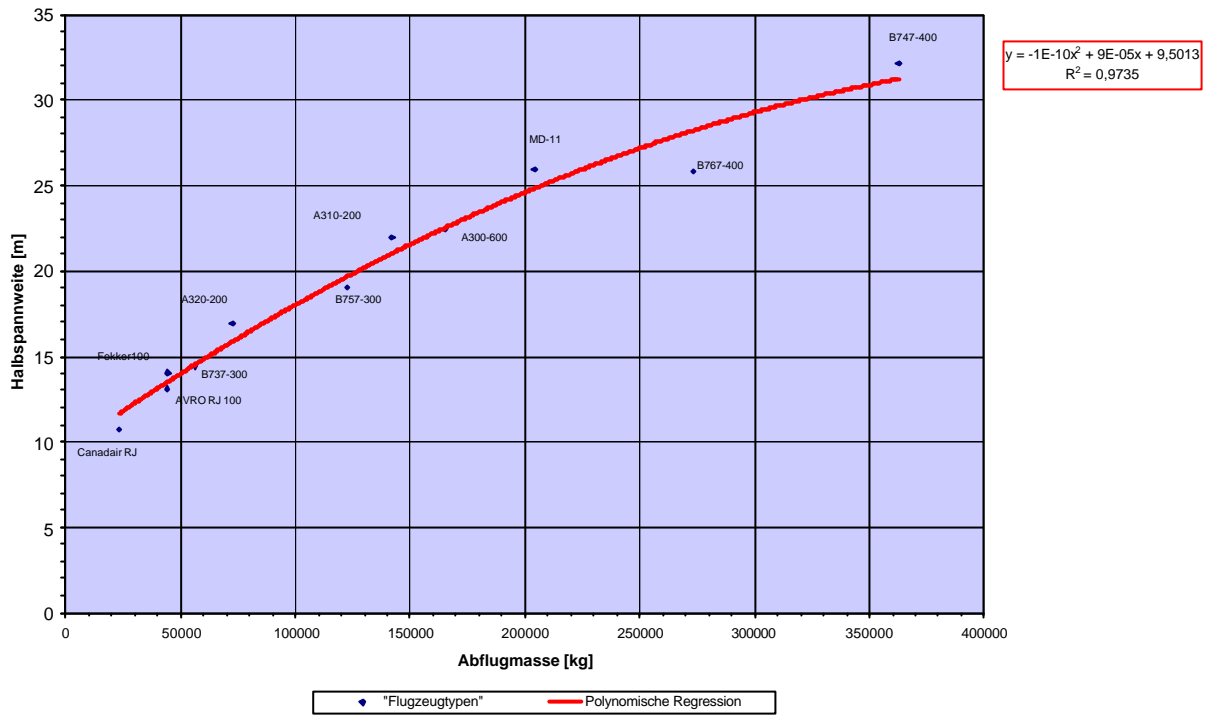


Bild 4.6: Halbspannweite als Funktion Abflugmasse

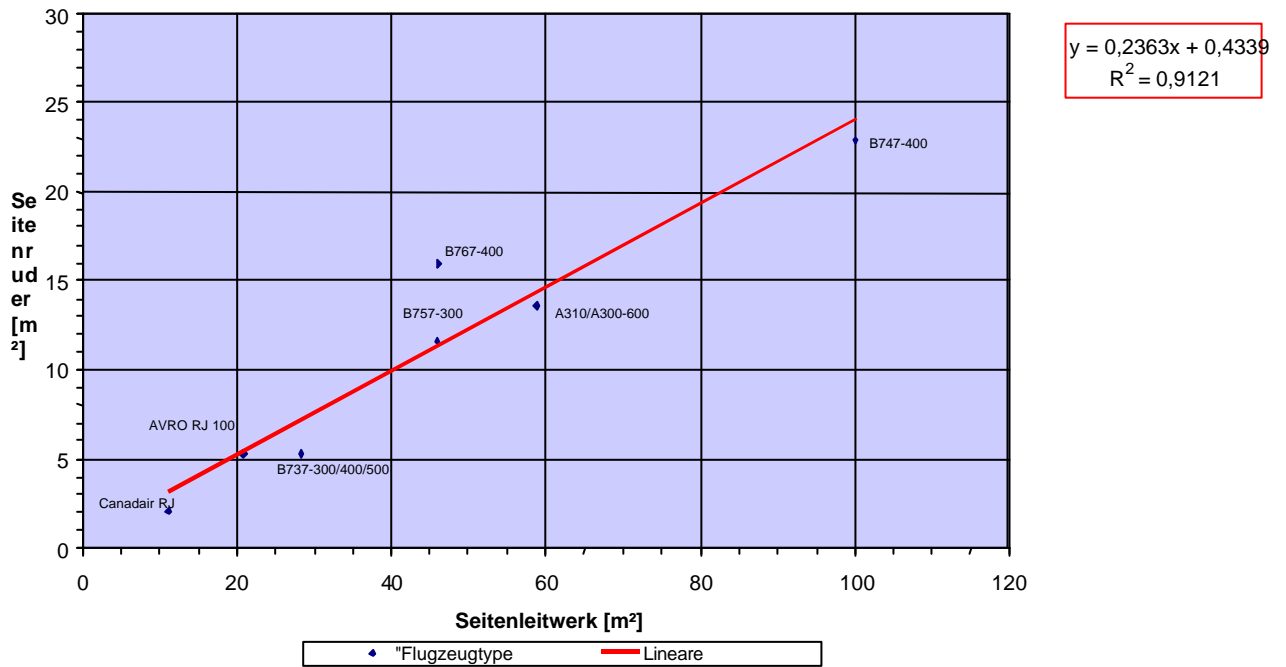


Bild 4.7: Seitenruderfläche als Funktion der Seitenleitwerksfläche

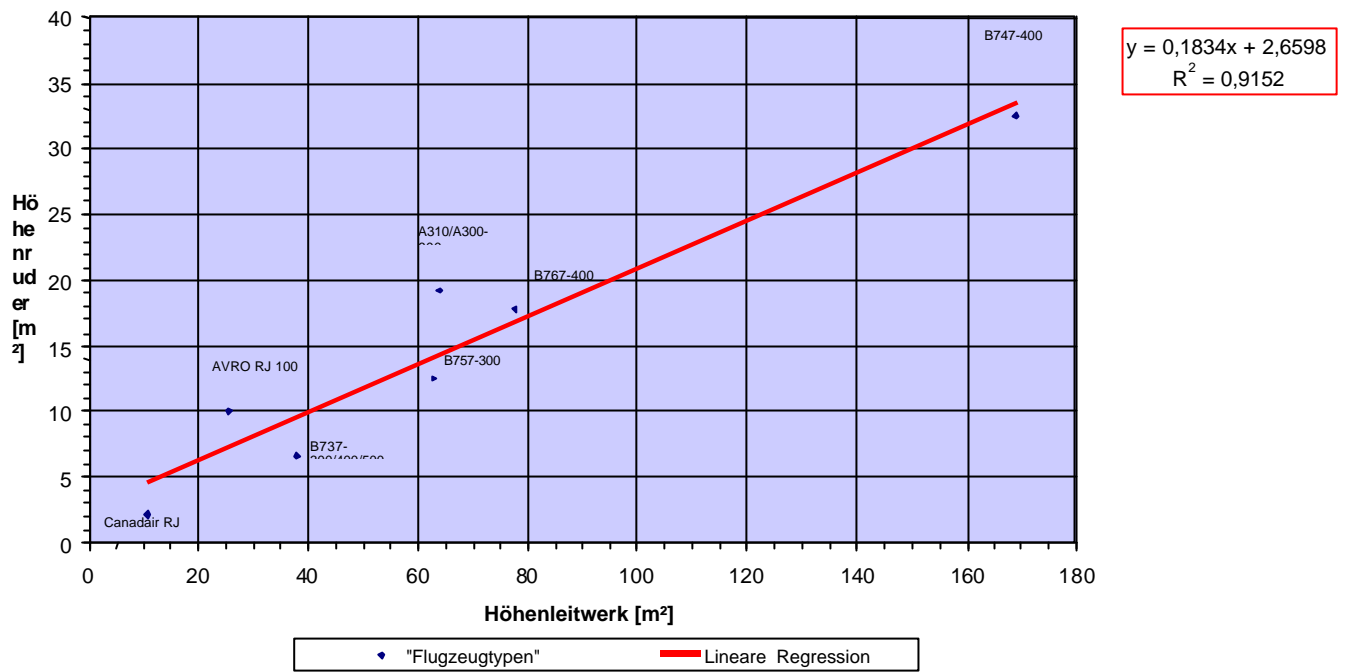


Bild 4.8: Höhenruder als Funktion der Höhenleitwerksfläche

Tabelle 4.3: Auswertung Bild 4.5

Typ	Halbspannweite [m]	Querruderfläche [m ²]	Quadr.Regression [m ²]	Abweichung [%]
A300-600	22,42	7,06	8,38	18,64
A310-200/300	21,945	6,86	7,91	15,27
B737-300/400/500	14,44	2,49	2,88	15,57
B747-400	32,155	20,6	21,89	6,29
B757-300	19,025	4,46	5,42	21,57
B767-400	25,96	11,58	12,43	7,30
MD-11	25,83	17,44	12,26	29,71
Fokker 100	14,04	3,528	2,73	22,49
AVRO RJ 100	13,105	3,62	2,45	32,34
Canadair RJ	10,72	1,93	2,03	5,39

durch.Abw.

17,46

Tabelle 4.4: Auswertung Bild 4.6

Typ	mMTO [kg]	Halbspannweite [m]	Poly.Regression [m]	Abweichung [%]
A300-600	165000	22,42	21,63	3,53
A310-200	142000	21,945	20,26	7,66
A320-200	73500	16,955	15,58	8,13
B737-300	56472	14,44	14,26	1,21
B747-400	362875	32,155	28,99	9,84
B757-300	122470	19,025	19,02	0,01
B767-400	204120	25,96	23,71	8,68
MD-11	273300	25,83	26,63	3,09
Fokker 100	44450	14,04	13,30	5,24
AVRO RJ 100	44225	13,105	13,29	1,38
Canadair RJ	23133	10,72	11,53	7,55

durch.Abw.

5,12

Tabelle 4.5: Auswertung Bild 4.7

Typ	Seitenleitwerk [m ²]	Seitenruder [m ²]	Lin.Regression [m ²]	Abweichung [%]
A310/A300	58,77	13,57	14,32	5,54
B737-300/400/500	28,35	5,22	7,13	36,65
B747-400	100	22,9	24,06	5,08
B757-300	45,98	11,61	11,30	2,68
B767-400	46,14	15,95	11,34	28,92
AVRO RJ 100	20,81	5,3	5,35	0,97
Canadair RJ	11,21	2,03	3,08	51,86

durch.Abw.

18,81

Tabelle 4.6: Auswertung Bild 4.8

Typ	Höhenleitwerk [m ²]	Höhenruder [m ²]	Lin.Regression [m ²]	Abweichung [%]
A310/A300	64	19,2	14,40	25,01
B737-300/400/500	37,86	6,55	9,60	46,62
B747-400	169,1	32,5	33,67	3,61
B757-300	62,89	12,54	14,19	13,19
B767-400	77,69	17,81	16,91	5,06
AVRO RJ 100	25,64	10,03	7,36	26,60
Canadair RJ	10,74	2,15	4,63	115,33

durch.Abw.

33,63

5 Zusammenfassung

In dieser theoretischen Arbeit werden folgende Parameter unter statistischen Aspekten näher untersucht.

- Sicherheitsstartstrecke S_{TOFL} (take-off field length)
- Schub-Gewichtsverhältnis $\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$
- Geometrieparameter von Steuerflächen

Im ersten Teil der Untersuchung wird die Sicherheitsstartstrecke mittels verschiedener Regressionen über unterschiedliche Parameter dargestellt. Es zeigte sich, daß mit relativ einfachen Gleichungen Ergebnisse zu erzielen sind, die zur Vordimensionierung im Flugzeugentwurf verwendet werden könnten. Die entscheidende Frage jedoch, ob statistische Zusammenhänge mit anderen Parametern des Flugzeugentwurfs auf den heutigen Stand gebracht werden können, konnte nur peripher beantwortet werden. Ein Vergleich der Ergebnisse, zum Beispiel mit [Loftin 80], setzt voraus, daß auf vorherige Untersuchungen vertraut wird. So ist es sehr schwierig, an die wahren maximalen Auftriebsbeiwerte für den Startfall zu gelangen. Ein Versuch diese rechnerisch zu ermitteln mißlang. Daher wurden die benötigten Daten aus vorherigen Studien [ROSKAM II] entnommen. Nur so konnten zum Beispiel eine Konstante k_{TO} nach [Loftin 80] für neuere Flugzeugtypen angeglichen werden. Das Problem könnte vielleicht in einer weiteren Untersuchung gelöst werden.

Das Schub-Gewichtsverhältnis wurde im zweiten Teil der theoretischen Arbeit am besten über die Funktion der benetzten Fläche ermittelt. Mit einer durchschnittlichen Abweichung von knapp 6% scheint diese Funktion am ehesten geeignet.

In der letzten Aufgabe wurden Geometrieparameter gesammelt und ausgewertet. Diese bestätigen die statistischen Ergebnisse vorheriger Untersuchungen nach [TORENBEEK 88] und [ROSKAM II].

Literaturverzeichnis

Zitierte Quellen

- [JANE'S 95/96] *Jane's all the World's Aircraft*, Jane's Information Group Limited, Sentinel House, 163 Brighton Road, Coulsdon, Surrey CR5 2NH, UK
- [LOFTIN 80] LOFTIN, L.K.: *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of size to Performance*, NASA Reference Publication 1060, 1980
- [ROSKAM II] ROSKAM, J.: *Airplane Design. Bd. 2: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*. Ottawa, Kansas, 1989
- [SCHOLZ 98] SCHOLZ, D.: *Flugzeugentwurf*. Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, 1998
- [TORENBEEK 88] TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft : Delft University Press, 1988

Weitere Quellen

- [GREEN/SWANBOROUGH/MOWINSKI] GREEN, W., SWANBOROUGH, G., MOWINSKI, J.: *Modern Commercial Aircraft*. London : Salamander Books, 1987
- [SCHÜLERDUNDEN] HUNDT, E (Red.): *Schülerduden "Die Mathematik"*. Mannheim : Bibliographisches Institut, 1982
- [JAR 25] JOINT AVIATION AUTHORITIES: *Joint Aviation Requirements - JAR-25, Large Aeroplanes*
- [MÜLLER 97] MÜLLER, C: *Flugzeuge der Welt*. Stuttgart : Motobuchverlag, 1997
- [MÜLLER 98] MÜLLER, C: *Flugzeuge der Welt*. Stuttgart : Motobuchverlag, 1998
- [MÜLLER 99] MÜLLER, C: *Flugzeuge der Welt*. Stuttgart : Motobuchverlag, 1999

Anhang

Ausgleichs- oder Regressionsgerade

Diejenige Gerade $y = ax + b$, die sich n vorgegebenen Meßpunkten $P_i = (x_i; y_i)$ optimal anpaßt, wird *Ausgleichs-* oder *Regressionsgerade* ($n > 2$) genannt. Dabei wird die Steigung a und der Achsenabschnitt b wie folgt berechnet:

$$a = \frac{n \cdot \sum_{i=1}^n x_i y_i - \left(\sum_{i=1}^n x_i \right) \cdot \left(\sum_{i=1}^n y_i \right)}{\Delta}$$

$$b = \frac{\left(\sum_{i=1}^n x_i^2 \right) \cdot \left(\sum_{i=1}^n y_i \right) - \left(\sum_{i=1}^n x_i \right) \cdot \left(\sum_{i=1}^n x_i y_i \right)}{\Delta}$$

$$\Delta = n \cdot \sum_{i=1}^n x_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n x_i \right)^2$$

Anhand eines Beispiels soll die Thematik nun noch einmal verdeutlicht werden. Es wird die Ausgleichsgerade durch folgende 5 Punkte

$P_1 = (0; 0,7)$, $P_2 = (2; 4)$, $P_3 = (3,9; 6)$, $P_4 = (5; 10)$, $P_5 = (8,5; 15)$ bestimmt.

i	x_i	y_i	x_i^2	$x_i y_i$
1	0	0,7	0	0
2	2	4	4	8
3	3,9	6	15,21	23,4
4	5	10	25	50
5	8,5	15	72,25	127,5
\sum	19,4	35,7	116,46	208,9

$$\Delta = 5 \cdot \sum_{i=1}^5 x_i^2 - \left(\sum_{i=1}^5 x_i \right)^2 = 5 \cdot 116,46 - 19,4^2 = 205,94$$

$$a = \frac{n \cdot \sum_{i=1}^n x_i y_i - \left(\sum_{i=1}^n x_i \right) \cdot \left(\sum_{i=1}^n y_i \right)}{\Delta} = \frac{5 \cdot 208,9 - 19,4 \cdot 35,7}{205,94} = 1,709$$

$$b = \frac{\left(\sum_{i=1}^n x_i^2 \right) \cdot \left(\sum_{i=1}^n y_i \right) - \left(\sum_{i=1}^n x_i \right) \cdot \left(\sum_{i=1}^n x_i y_i \right)}{\Delta} = \frac{116,46 \cdot 35,7 - 19,4 \cdot 208,9}{205,94} = 0,510$$

Somit lautet die Ausgleichsgerade: $y = 1,709x + 0,510$

Über die Güte einer linearen Regression gibt das empirische Bestimmtheitsmaß r^2 Auskunft. Es gilt:

$$r^2 = \frac{\left(\sum x_i y_i - n \cdot \overline{x_i} \cdot \overline{y_i}\right)^2}{\left(\sum x_i^2 - n \cdot \overline{x_i}^2\right) \cdot \left(\sum y_i^2 - n \cdot \overline{y_i}^2\right)}$$

mit:

$$\overline{x} = \frac{1}{n} \cdot \sum x_i = 3,88$$

und

$$\overline{y} = \frac{1}{n} \cdot \sum y_i = 7,14$$

sowie $\sum y_i^2 = 377,49$

$$\sum x_i^2 = 116,46$$

folgt : $r^2 = 0,981$

Faustformel: Für $r^2 \geq 0,8$ gilt die Regression als „brauchbar“.