



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Projekt

Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Querruderdimensionierung

Verfasser: Marcus Casper

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

Abgabedatum: 22.11.2004

Kurzreferat

Dieses Projekt versucht eine möglichst konkrete Hilfe im Flugzeugentwurf bei der Auslegung und Dimensionierung von Querrudern und den dazugehörigen Systemen zu geben. Es werden verschiedene Aspekte aufgeführt, die bei einer Auslegung berücksichtigt werden sollten. Eine allgemeine Erklärung dient zur Darstellung der Flugzeugsteuerung und der damit auftretenden Probleme. Grafiken veranschaulichen dies und bieten nebenbei die Möglichkeit die Theorien noch einmal nachzuvollziehen. Der Hauptteil der Arbeit beschäftigt sich mit dem durch E. Torenbeek definierten Querrudervolumenbeiwert, mit dessen Hilfe Querruder ausgelegt werden können. Dazu wird der Querrudervolumenbeiwert für viele existierende Flugzeuge bestimmt, um Erfahrungswerte zu schaffen. Sie werden anwenderfreundlich in Diagrammen und Tabellen dargestellt. Erst diese Erfahrungswerte ermöglichen die Nutzung des Querrudervolumenbeiwertes, welches schließlich am Beispiel einer Querruderauslegung einer Boeing B737-300 durchgeführt wird. Das Ergebnis der Untersuchung zeigt einen Zusammenhang zwischen dem Querrudervolumenbeiwert, der als Maß für die Wendigkeit eines Flugzeuges verstanden werden kann, und der maximalen Abflugmasse. Folglich liefert der Querrudervolumenbeiwert eine realistische Möglichkeit, die Querruder in der frühen Phase des Flugzeugentwurfs zu dimensionieren und zu positionieren.





Querruderdimensionierung

Aufgabenstellung zum *Projekt 2* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

Leitwerke werden im frühen Flugzeugentwurf mit Hilfe des Leitwerkvolumens (Produkt aus Leitwerksfläche und Hebelarm) ausgelegt. Das Leitwerkvolumen ist ein Maß für die Wirksamkeit des Leitwerks. Wird das Leitwerkvolumen mit Hilfe der Flügelfläche und einer charakteristischen Länge des Flugzeugs dimensionslos gemacht, so entsteht ein Parameter, der unabhängig von der Flugzeuggröße die (erforderliche) Wirksamkeit des Leitwerks beschreibt und Grundlage der Leitwerkdimensionierung ist.

Aufgabe

In dieser Arbeit soll ein Vorgehen beschrieben werden, mit dem die Querruder ausgelegt werden können, ganz analog zum Leitwerkvolumen. Folgende Schritte sind dabei zu bearbeiten:

- Prinzipien der Flugsteuerung, Rollsteuerung, Querruder; Anforderungen an Querruder.
- Auslegung nach dem Leitwerksvolumen.
- Querruder Auslegung.
- Statistik zur Querruderauslegung.
- Auslegungsbeispiel

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.....	5
Verzeichnis der Tabellen.....	6
Liste der Symbole.....	7
Griechische Symbole.....	8
Liste der Abkürzungen.....	9
1 Einleitung	10
1.1 Motivation	10
1.2 Begriffsdefinitionen.....	11
1.3 Ziel der Arbeit	12
1.4 Literaturübersicht	13
1.5 Aufbau der Arbeit.....	14
2 Prinzipien der Flugsteuerung	16
2.1 Nicken	17
2.2 Rollen	18
2.3 Gieren.....	19
3 Rollsteuerung	20
3.1 Querruder.....	20
3.2 Spoiler	21
3.3 Seitenruder	21
3.4 Höhenruder zur Unterstützung eines Rollmanövers	22
4 Probleme mit Querrudern	23
4.1 Querruderwirkungsumkehr	23
4.1.1 Querruderwirkungsumkehr durch einen Strömungsabriss.....	23
4.1.2 Querruderwirkungsumkehr durch Verwindung	23
4.1.3 Verhinderung der Querruderwirkungsumkehr	24
4.2 Negatives Rollgiermoment.....	25
5 Anforderungen an die Querruder und deren Stellsystem	27
5.1 Form und Lage	27
5.2 Funktion als Landeklappen	27
5.3 Stellgeschwindigkeiten.....	28
6 Auftriebsbeiwertverteilung	30
7 Auslegung nach dem Leitwerksvolumen	32

8	Auslegung des Querruders	33
9	Statistik zur Querruderauslegung	37
10	Auslegungsbeispiel	45
11	Zusammenfassung	49
	Literaturverzeichnis	50
	Anhang A Tabelle: Untersuchte Flugzeuge	52
	Anhang B Auswertungsdiagramme	55

Verzeichnis der Bilder

Bild 1.1	Ruderdefinition.....	11
Bild 2.1	Achsendefinition	16
Bild 2.2	Nickmoment	17
Bild 2.3	Rollmoment	18
Bild 2.4	Giermoment.....	19
Bild 3.1	Auftriebsverteilung bei einem Querruderausschlag.....	20
Bild 3.2	Strömungsveränderung durch einen Spoiler	21
Bild 3.3	Einfluss der V-Form auf den Kurvenflug.....	21
Bild 3.4	Einfluss der Pfeilung auf den Kurvenflug.....	22
Bild 4.1	Druckbeiwertverteilung einer ebenen Platte	24
Bild 4.2	Druckbeiwertverteilung einer ebenen Platte mit Klappenausschlag.....	24
Bild 4.3	Differential Querruder	25
Bild 4.4	Frise Querruder	26
Bild 6.1	Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit des Anstellwinkels.....	30
Bild 6.2	Auftriebsverteilung bei Rück- und Vorwärtspfeilung.....	31
Bild 6.3	Flügelverwindung.....	31
Bild 8.1	Querrudervolumen nach Torenbeek.....	33
Bild 8.2	Querruder.....	34
Bild 8.3	Querruderberechnung.....	35
Bild 9.1	Querrudervolumenbeiwert über MTOW.....	37
Bild 9.2	Flächenverhältnis über MTOW	37
Bild 9.3	Hebelarmverhältnis über MTOW.....	38
Bild 9.4	Very light aircraft	39
Bild 9.5	Agricultural	39
Bild 9.6	Aerobatic	40
Bild 9.7	Prop trainer.....	40
Bild 9.8	General aviation-single engine.....	41
Bild 9.9	General aviation-twin engine	41
Bild 9.10	Twin/four turboprop	42
Bild 9.11	Twin/four turbofan	42
Bild 9.12	Military transport.....	43
Bild B.1	Querrudervolumenbeiwert über MTOW.....	55
Bild B.2	Flächenverhältnis über MTOW.....	56
Bild B.3	Hebelarmverhältnis über MTOW.....	57

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 7.1	Leitwerksvolumenbeiwerte.....	32
Tabelle 9.1	Querrudervolumenbeiwerte	38
Tabelle A.1	Untersuchte Flugzeuge	52
Tabelle A.2	Untersuchte Flugzeuge	53
Tabelle A.3	Untersuchte Flugzeuge	54

Liste der Symbole

A	Streckung
b	Spannweite
b_a	Breite des Querruders
c_a	Auftriebsbeiwert
$C_{Aileron}$	Querrudervolumenbeiwert
$CG_{Aileron}$	Schwerpunkt des Querruders
C_H	Höhenrudervolumenbeiwert
c_{MAC}	Mittlere aerodynamische Flügeltiefe
$c_{t,a}$	Profiltiefe des Querruders an der Spitze
C_V	Seitenrudervolumenbeiwert
G	Gewichtskraft
l	Tiefe einer angeströmten Platte
l_a	Querruderhebelarm
L_H	Höhenruderhebelarm
L_t	Auftrieb des Höhenleitwerks
l_V	Seitenruderhebelarm
L_W	Auftrieb der Tragflächen
S	Flügelfläche
S_a	Querruderfläche
S_H	Höhenruderfläche
S_V	Seitenruderfläche
S_W	Flügelfläche
t	Zeit
v	Geschwindigkeit
v_{\min}	Geschwindigkeitsminimum
v_{∞}	Geschwindigkeit der Zuströmung
x_K	Tiefe bis zur Klappe

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel
δ	Querruderausschlag
$\bar{\delta}$	Amplitude eines Ausschlags einer Steuerfläche
$\dot{\delta}_{\max}$	Maximale Stellgeschwindigkeit
λ	Zuspitzung
ω	Frequenz
ω_B	Bandbreite
ω_{SP}	Kennkreisfrequenz der Anstellwinkelschwingung

Liste der Abkürzungen

ACJ	Advisory Circular, Joint
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
JAR	Joint Aviation Regulations
MIL-STD	Military standard
MTOW	Maximum take off weight
PIO	Pilot in in the loop oscillations
SAT	Satisfactory

1 Einleitung

1.1 Motivation

Im Flugzeugentwurf ist es üblich mit statistischen Größen zu arbeiten. So werden z.B. Leitwerke mit Hilfe des Volumenbeiwertes berechnet, für den es aus jahrelanger Erfahrung Standardwerte gibt. **Torenbeek 1976** schlägt in seinem Buch „Synthesis of subsonic airplane design“ eine ähnliche Methode für Querruder vor. Im Rahmen dieser Arbeit werden wichtige Informationen für den Entwurf der Querruder dargestellt und durch die Berechnung von Querrudervolumenbeiwerten gebauter Flugzeuge können die Ergebnisse sinnvoll in Statistiken und Diagrammen zusammengefasst werden. Mit Hilfe dieser statistischen Größen wird ein erster Anhaltspunkt bei der Auslegung der Querruder gegeben und die Arbeit ermöglicht so, die wichtigsten Parameter der Querruder schnell zu bestimmen. Das Ergebnis ist ein Vorschlag zur optimalen Vorgehensweise bei Querruderauslegungen und stellt dazu alle wichtigen Zusammenhänge übersichtlich in einer Arbeit dar.

1.2 Begriffsdefinitionen

Querruder

Querruder sind Flächen, die zur Steuerung des Flugzeuges dienen. Mit Hilfe dieser Steuerflächen kann das Flugzeug rollen. Es gibt zwei Arten von Querrudern. Es gibt die „normalen“ Querruder an den äußeren Bereichen der Tragflächen und die so genannten Hochgeschwindigkeits-Querruder. Diese werden bei höheren Geschwindigkeiten eingesetzt und befinden sich weiter innen an den Tragflächen. Dadurch verringert sich der Hebelarm, wodurch die Reaktion des Flugzeuges auf das Steuermanöver auf die hohe Geschwindigkeit angepasst wird.

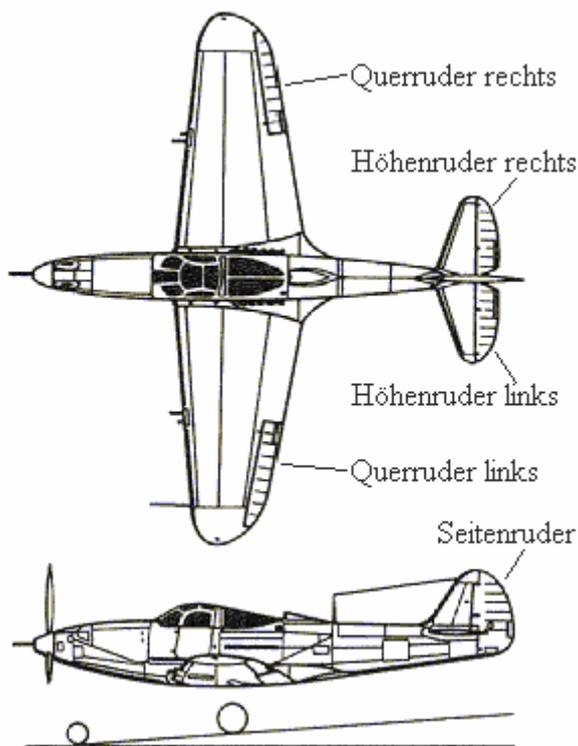


Bild 1.1 Ruderdefinition, Basis (Escalona 2004)

1.3 Ziel der Arbeit

Bei der Auslegung von Querrudern und deren Stellsystemen gibt es folgendes Problem. Die Zulassungsvorschriften treffen keine direkte Aussage darüber, wie ein Querruder auszusehen hat, sondern lediglich was es können muss. Dies kann jedoch erst in der Flugerprobung bewiesen werden oder es wären dafür teure und aufwendige Rechenverfahren notwendig. Da es genug zugelassene Flugzeuge gibt, gibt es somit auch genug Erfahrungswerte, um die Querruder zu dimensionieren. Für die Querruder bietet sich dafür der Querrudervolumenbeiwert an. Ziel dieser Arbeit ist es für den Querrudervolumenbeiwert Erfahrungswerte in brauchbarer Form darzustellen, wodurch mit den in dieser Arbeit dargestellten einfachen und vor allem schnellen Rechenverfahren ein erster Entwurf der Querruder ermöglicht wird. Darüber hinaus sollen die aufgeführten Eigenschaften der Querruder und der Rollsteuerung auf die im Flugzeugentwurf zu berücksichtigenden Punkte hinweisen.

1.4 Literaturübersicht

Die im folgenden Abschnitt erwähnte Literatur wurde zur Erstellung der Arbeit verwendet:

Das Buch „Synthesis of subsonic airplane design“ (**Torenbeek 1976**) dient als Grundlage für dieses Projekt, denn dort ist der Querrudervolumenbeiwert beschrieben. Mit dem darin dargestellten Bild lässt sich ein erster Wert für die Positionierung der Querruder errechnen. Es fehlen jedoch Zusammenhänge für unterschiedliche Flugzeugtypen und Erfahrungswerte, die es zu finden gilt.

Um eine Übersicht zu bekommen, welche Werte sich für den Querrudervolumenbeiwert und den Größen in der Formel bei verschiedenen Flugzeugen ergeben, war das Buch „Jane’s – ALL THE WORLD’S AIRCRAFT“ von Paul Jackson 1996-97 (**Jane’s 1996**) ausschlaggebend. Die darin aufgeführten Flugzeuge hatten detaillierte Angaben zu ihren Abmaßen und darüber hinaus halfen die maßstabsgetreuen Zeichnungen bei der Ermittlung der benötigten Größen. So ließen sich statistische Größen für den Querrudervolumenbeiwert ermitteln, die die Basis für den Entwurf der Querruder bilden.

Als Grundlage für die Flugsteuerung und deren Zusammenhänge mit verschiedenen Flugeigenschaften eignete sich das Skript zur Vorlesung „Flugzeugentwurf“ (**Scholz 1999**) sehr gut. Es beschreibt die Vor- und Nachteile verschiedener Flugzeugkonfigurationen und verdeutlicht somit viele Zusammenhänge. Darüber hinaus wird auch das Auslegen der Leitwerke mit Hilfe der Leitwerksvolumenbeiwerte dargestellt, jedoch gibt es keine Aussagen über den Querrudervolumenbeiwert.

1.5 Aufbau der Arbeit

Der Hauptteil dieser Schrift enthält folgende Abschnitte:

- Abschnitt 2** beschreibt allgemein die Flugsteuerung
- Abschnitt 3** beschäftigt sich mit den Ausführungen zu den Stellgeschwindigkeiten der Querruder.
- Abschnitt 4** widmet sich mit den Eigenschaften und Möglichkeiten der Rollsteuerung.
- Abschnitt 5** gibt Hinweise zu den Problemen, die sich durch Rollsteuerung und der Aerodynamik ergeben.
- Abschnitt 6** führt die Anforderungen an die Querruder und die daraus resultierenden Ergebnisse auf.
- Abschnitt 7** vermittelt wichtige Informationen zur Auftriebsverteilung
- Abschnitt 8** beschreibt die Auslegung nach dem Leitwerksvolumen als Übergang zum Querrudervolumen.
- Abschnitt 9** stellt die Auslegung nach dem Querrudervolumenbeiwert dar.
- Abschnitt 10** erörtert die erarbeiteten Grafiken und Tabellen verschiedener Flugzeuge.
- Abschnitt 11** zeigt ein Rechenbeispiel zum Querrudervolumenbeiwert
- Abschnitt 12** Fasst noch mal die wichtigsten Erkenntnisse dieser Arbeit zusammen

Anhang A enthält eine Liste mit den benötigten Daten für die Berechnung der Querru-
dervolumenbeiwerte

Anhang B enthält noch mal alle für die Berechnung benötigten Diagramme in DIN A4

2 Prinzipien der Flugsteuerung

Hier soll auf die Prinzipien der Flugzeugsteuerung eingegangen werden, wobei die Manöver Nicken, Rollen und Gieren betrachtet werden. Dieses stelle ich zum besseren Verständnis Anhand einer Standard Flugzeugkonfiguration dar (siehe **Bild 2.1**).

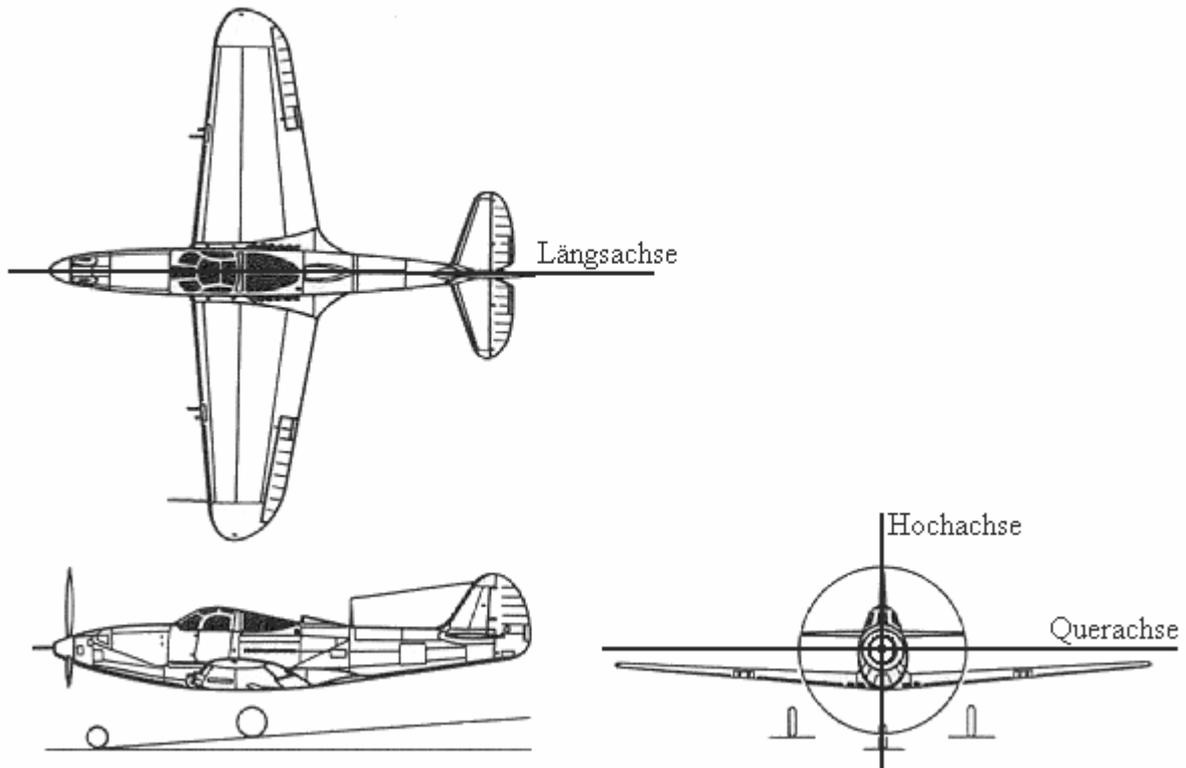


Bild 2.1 Achsendefinition, Basis (Escalona 2004)

2.1 Nicken

Ist eine *Bewegung um die Querachse*. Sie wird mit dem Höhenleitwerk beeinflusst.

Momentengleichgewicht:

Das Nicken bedeutet die Änderung des stationären Flugzustandes um die Querachse, d.h. es werden der Moment um den Schwerpunkt aus dem Gleichgewicht gebracht. Um dieses zu erreichen, ändert der Pilot das Gleichgewicht der Kraft L_t (siehe **Bild 2.2**) mit der Veränderung des am Höhenleitwerk erzeugtem Abtrieb. Mehr Abtrieb am Höhenleitwerk bedeutet ein Aufnicken des Flugzeugs und einen größeren Anstellwinkel an den Tragflächen. Das Flugzeug beginnt zu steigen. Eine Verringerung des Abtriebs am Höhenleitwerk erzeugt genau das Gegenteil.

Steuerung:

Die Änderung des Abtriebs am Höhenleitwerk entsteht mit dem Ausschlag der Höhenruder. Drückt der Pilot das Steuerhorn nach vorne, wird das Höhenruder nach unten Ausgeschlagen. Dadurch wird die Wölbung des Profils erhöht und mehr Auftrieb bzw. weniger Abtrieb erzeugt. Das Flugzeug senkt die Nase.

Beim Anziehen des Steuerhorns wird wiederum die Profilwölbung verringert und dadurch mehr Abtrieb erzeugt. Das Flugzeug hebt die Nase.

Schwerpunkt \odot

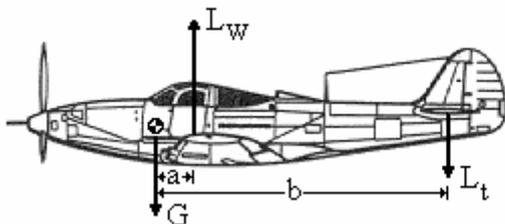


Bild 2.2 Nickmoment, Basis (Escalona 2004)

Anwendung:

Anwendung findet das Nicken für den Steig- und Sinkflug. Im Kurvenflug hilft das Höhenruder beim Halten der Höhe. Indem das Höhenleitwerk mehr Abtrieb erzeugt, wird die Flugzeugnase angehoben. Dies ist notwendig, da in der Kurve sich das Flugzeug zur Seite neigt, wodurch sich die Kraft L_W in zwei Komponenten aufteilt (eine Kraft nach oben und eine Kraft zur Seite). Der Kraftanteil zur Seite fehlt nun um die Höhe zu halten.

2.2 Rollen

Ist eine *Bewegung um die Längsachse*. Sie wird überwiegend mit den Querrudern beeinflusst.

Momentengleichgewicht:

Beim Rollen wird das Momentengleichgewicht um die Längsachse des Flugzeugs geändert. Dieses erreicht der Pilot durch Veränderung des Auftriebs an den Tragflächen (siehe **Bild 2.3**). Erzeugt der Pilot auf der einen Tragfläche mehr Auftrieb, so drückt diese Tragfläche nach oben und das Flugzeug beginnt zu rollen. Da der Auftrieb senkrecht auf der Tragfläche wirkt, besitzt er nun eine Kraftkomponente zur Seite, wodurch das Flugzeug eine Kurve fliegt.

Steuerung:

Bewegt der Pilot das Steuerhorn nach rechts, so schlägt das linke Querruder nach unten aus. Auf dieser Tragfläche verstärkt sich nun die Profilwölbung und somit auch der erzeugte Auftrieb. Die Tragfläche hebt sich. Um diesen Effekt zu verstärken, schlägt das Querruder der anderen Tragfläche nach oben aus, wodurch sich die Profilwölbung verringert. Es wird nun weniger Auftrieb auf dieser Seite erzeugt.

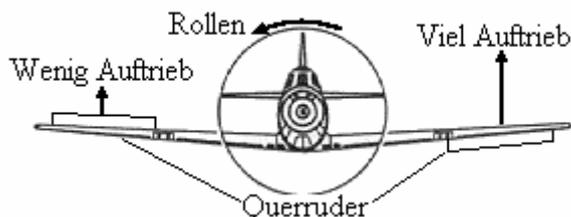


Bild 2.3 Rollmoment, Basis (Escalona 2004)

Anwendung:

Dies findet Anwendung im Kurvenflug.

2.3 Gieren

Ist eine Bewegung *um die Hochachse*. Sie wird überwiegend mit dem Seitenleitwerk beeinflusst.

Momentengleichgewicht:

Für das Seitenleitwerk verwendet man ein symmetrisches Profil, welches allein keinen Auftrieb erzeugt. Um mit einem symmetrischen Profil Auftrieb bzw. Abtrieb zu erzeugen, muss entweder ein Anstellwinkel eingestellt werden oder die Profilverwölbung verändert werden.

Diesen Effekt nutzt man nun beim Seitenleitwerk, nur das eigentlich kein Auftrieb erzeugt wird, sondern viel mehr eine Kraft zu Seite. Beim Gieren wird eine Kraft hinten am Seitenleitwerk erzeugt (siehe **Bild 2.4**), welche ein Moment um die Hochachse im Schwerpunkt des Flugzeuges erzeugt. Je nach Wirkungsrichtung der Kraft ändert sich die Drehrichtung.

Steuerung:

Das Gieren wird über die Seitenruderpedale eingeleitet. Tritt der Pilot das linke Pedal, schlägt das Seitenruder nach links aus und die Luftkräfte drücken auf diese Ruderfläche. Das Heck des Flugzeuges dreht sich nach rechts bis ein Gleichgewicht der Kräfte wieder hergestellt ist.

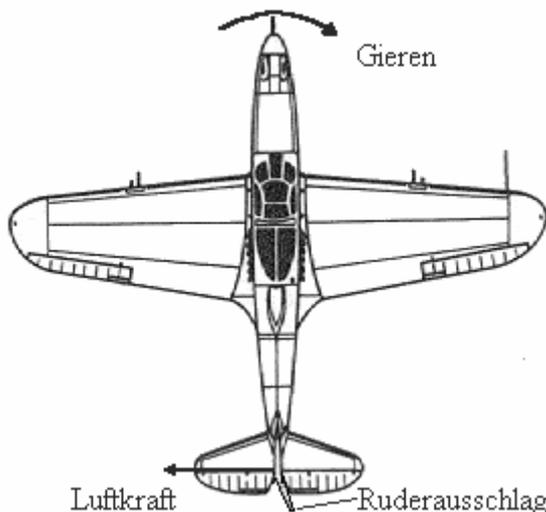


Bild 2.4 Giermoment, Basis (Escalona 2004)

Anwendung:

Im Schiebeflug findet das Gieren Anwendung. Darüber hinaus dient das Seitenruder im Kurvenflug dazu, die Flugzeugnase in die Kurve hineinzudrücken. Ansonsten neigt das Flugzeug dazu aus der Kurve hinausgetragen zu werden.

3 Rollsteuerung

Da diese Arbeit die auf Querruderdimensionierung eingeht, sollte man die Rollsteuerung genauer betrachten. Im **Abschnitt 2.2** bin ich zwar schon auf die theoretische Steuerung eingegangen, aber für die Praxis ergeben sich weitere Punkte, die beachtet werden müssen. So kann ein Rollen auch anders eingeleitet werden und es ergeben sich durch z.B. Grenzen der Technik weitere Probleme.

3.1 Querruder

Auf diese Methode der Steuerung mit Querrudern bin ich schon kurz im **Abschnitt 2.2** eingegangen. Nun möchte ich allerdings dieses Thema genauer darstellen. Betrachtet man eine elliptische Auftriebsverteilung ohne Querruderausschlag über die Spannweite (gestrichelte Linie) im Vergleich zu einer mit Querruderausschlag, so ergibt sich folgendes Bild.

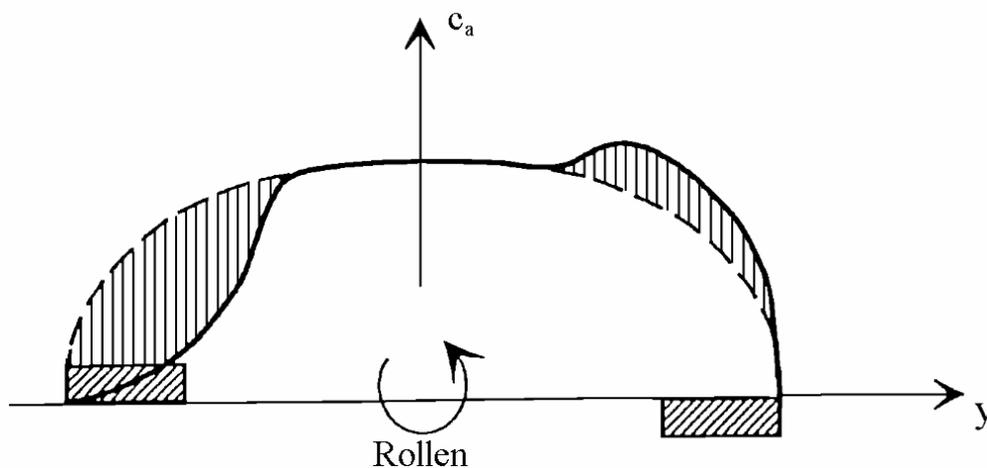


Bild 3.1 Auftriebsverteilung bei einem Querruderausschlag (TU-Berlin 2000)

Da auf der rechten Seite das Querruder nach unten ausschlägt, wird auf dieser Seite mehr Auftrieb erzeugt. Auf der linken Seite schlägt das Querruder nach oben aus und verringert somit die Auftriebserzeugung. Das Flugzeug rollt nach links.

3.2 Spoiler

Eine weitere Methode ein rollen des Flugzeuges einzuleiten, ist die Nutzung von Rollspoilern (Spoil = zerstören). Die Spoiler befinden sich auf den Tragflächen meist am Hinterholm und sind normaler Weise eingefahren. Werden nun die Spoiler ausgefahren zerstören sie den Auftrieb am Flügel durch Ablenken der Grenzschicht. Nun senkt sich die Tragfläche mit den ausgefahrenen Spoilern und das Rollen ist eingeleitet.



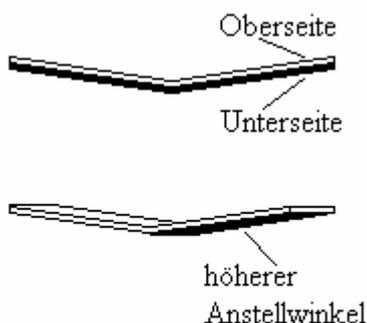
Bild 3.2 Strömungsveränderung durch einen Spoiler

3.3 Seitenruder

Auch das Seitenleitwerk ist in der Lage ein Rollen einzuleiten. Schlägt das Seitenruder nach links aus, dreht sich das Flugzeugheck nach rechts und der rechte Flügel wird durch die Bewegung nach Vorne schneller angeströmt. Dabei erzeugt er mehr Auftrieb und der rechte Tragflügel hebt sich. Diese Art der Rollsteuerung kann zusätzlich noch durch eine Positive V-Form und einer Pfeilung der Tragflächen verstärkt werden:

V-Form

Durch die V-Form hat der nach vorne zeigende Flügel einen höheren Anstellwinkel (siehe **Bild 3.3**) und erzeugt so mehr Auftrieb als der nach hinten zeigende Flügel.



☒ Strömungsrichtung

Bild 3.3 Einfluss der V-Form auf den Kurvenflug

Pfeilung

Durch die Pfeilung der Tragflächen verringert sich „der Pfeilwinkel“ des nach vorne geschobenen Flügels. Er erzeugt dadurch mehr Auftrieb als die andere Tragfläche (Siehe **Bild 3.4**).

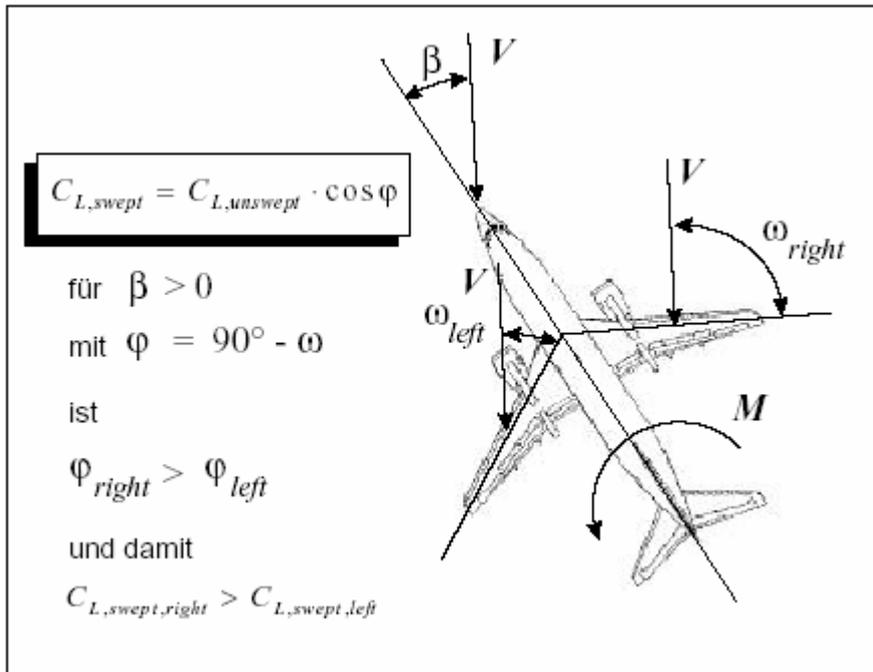


Bild 3.4 Einfluss der Pfeilung auf den Kurvenflug (Scholz 1999)

3.4 Höhenruder zur Unterstützung eines Rollmanövers

Das Höhenruder kann ebenfalls zur Unterstützung einer Rollbewegung genutzt werden. Dazu schlagen die Ruder des Höhenleitwerks wie die Querruder aus. Dieses steigert die Manövrierbarkeit und wird hauptsächlich für Kampfflugzeuge verwendet.

4 Probleme mit Querrudern

4.1 Querruderwirkungsumkehr

Durch verschiedene Problematiken kann es während des Fluges dazu kommen, dass die Wirkung der Querruder genau entgegengesetzt ist. Dieses kann passieren durch Strömungsabriss und/oder durch Verwindung des Flügels.

4.1.1 Querruderwirkungsumkehr durch einen Strömungsabriss

Da durch einen Klappenausschlag nach unten die Wölbung erhöht wird, kann es bei hohen Anstellwinkeln dazu kommen, dass die Grenzschicht der Profilwölbung nicht mehr folgen kann und sich vom Profil ablöst. Es wird weniger Auftrieb erzeugt und die Tragfläche senkt sich anstatt sich zu heben.

4.1.2 Querruderwirkungsumkehr durch Verwindung

Schlägt das Querruder aus, wirken auf den Flügel Torsionskräfte. Bei einem Ausschlag nach unten stellt sich die Querruderklappe in den Wind, welcher auf die Klappe drückt bzw. der Angriffspunkt des Auftriebs verschiebt sich nach hinten (siehe **Bild 4.2**). Dadurch leitet diese einen Moment in den Tragflügel ein. Das Moment verwindet bei zu geringer Steifigkeit des Flügels die Tragfläche und verringert somit den Anstellwinkel. Es wird weniger Auftrieb erzeugt und ein Entgegengesetztes Rollen wird eingeleitet.

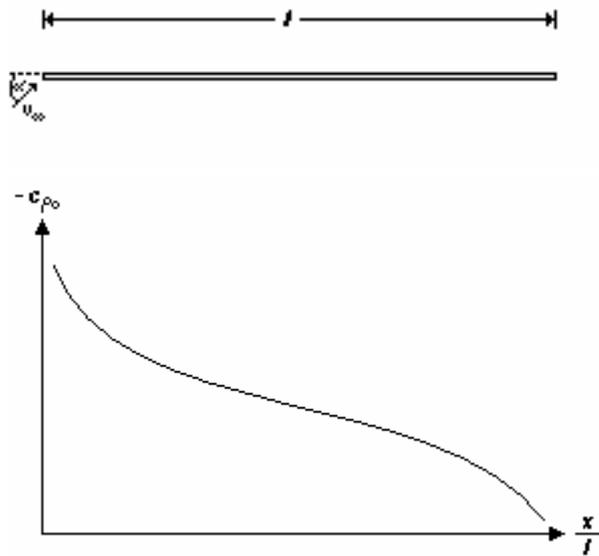


Bild 4.1 Druckbeiwertverteilung einer ebenen Platte (Zingel 2002)

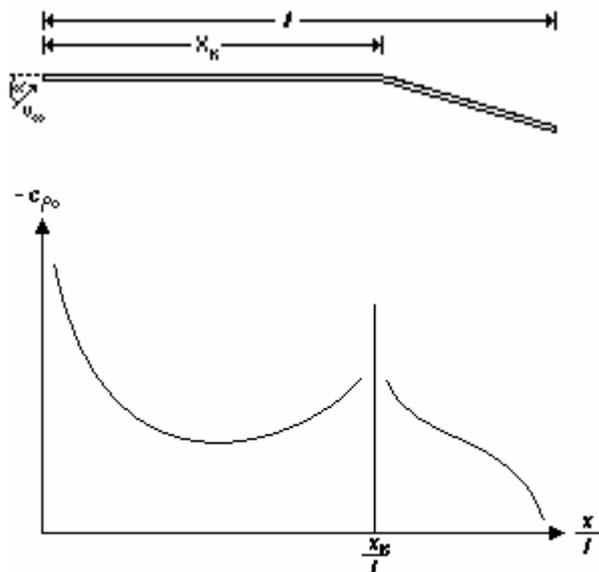


Bild 4.2 Druckbeiwertverteilung einer ebenen Platte mit Klappenausschlag (Zingel 2002)

4.1.3 Verhinderung der Querruderwirkungsumkehr

Es gibt mehrere Möglichkeiten die Verwindung der Tragfläche zu verhindern. Entweder einen sehr steifen und schweren Flügel verwenden oder die Querruder weiter an die Flügelwurzel verlegen. Da diese Problematik eher bei hohen Geschwindigkeiten auftritt, besteht die Möglichkeit bei hohen Geschwindigkeiten innere Querruder zu benutzen und bei langsameren Geschwindigkeiten die Äußeren und evtl. dazu auch die Inneren. Als letzte Möglichkeit bietet sich auch eine Begrenzung des Ausschlagwinkels in Abhängigkeit der Geschwindigkeit.

4.2 Negatives Rollgiermoment

Negatives Rollgiermoment ist ein Effekt, bei dem die Querruder durch einen hohen Profilwiderstand ein der Bewegung Entgegengesetztes Giermoment erzeugen, d.h. wenn das Flugzeug nach links fliegen soll, giert es zunächst nach rechts. Ursache dafür ist, dass das nach unten ausgeschlagene Ruder mehr Widerstand erzeugt. Zur Behebung dieses Problems werden folgende Techniken angewendet.

Differential Querruder

Bei dieser Lösung schlagen die Querruder nach unten weniger aus als nach oben (siehe **Bild 4.3**), wodurch durch das Flugzeug in die richtige Richtung giert. Für eine Linkskurve schlägt das linke Querruder nach oben aus und erzeugt somit mehr Widerstand als das rechte Querruder mit dem Effekt, dass das Flugzeug in Richtung der Kurve giert.

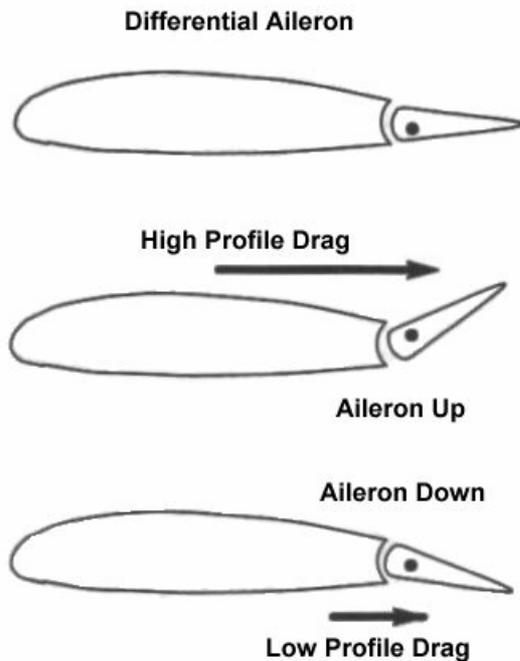


Bild 4.3 Differential Querruder (Yoon 2001)

Frise Querruder

Bei der zweiten Lösung wird dem Problem so entgegen gewirkt indem der Drehpunkt des Querruders so modifiziert (siehe **Bild 4.4**), dass es bei einem Ausschlag nach oben genügend Widerstand erzeugt und somit ein negatives Rollgiermoment vermeidet.

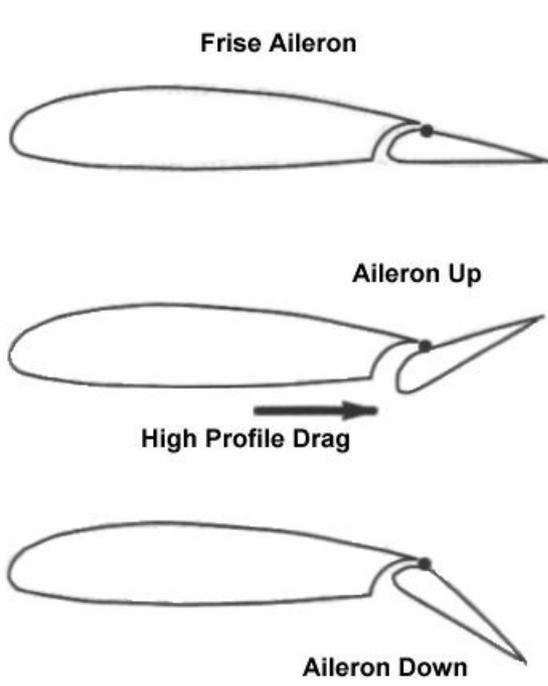


Bild 4.4 Frise Querruder (Yoon 2001)

5 Anforderungen an die Querruder und deren Stellsystem

Dieses Kapitel beschäftigt sich genauer mit den Anforderungen an die Querruder, denn neben den Zulassungsvorschriften gibt es praktische Erfahrungen, die in einer Auslegung berücksichtigt werden sollten. Die Querruder müssen so dimensioniert werden, dass die Anforderungen an die Steuerbarkeit und Stabilität erfüllt werden. Dabei müssen verschiedene Flugzustände wie Start, Reiseflug und Landeanflug berücksichtigt werden.

5.1 Form und Lage

Die Querruder konkurrieren mit den Landeklappen um die Position an der Hinterkante des Flügels. Die Landeklappen sollen über möglichst viel Flügelbreite die Wölbung erhöhen, um so viel Auftrieb wie möglich zu erzeugen. Die Querruder dagegen, sollen eine möglichst hohe Rollrate erzeugen. Da sich beide Klappensysteme voneinander unterscheiden, muss eine möglichst optimale Kombination gefunden werden. Aus diesem Grund sollte man sich folgendes überlegen.

Da die Landestrecke des Flugzeugs nicht zu lang werden darf, muss das Flugzeug bei langsamen Geschwindigkeiten möglichst viel Auftrieb erzeugen. Deswegen sollten sich die Landeklappen über eine große Spannweite erstrecken. Die Querruder müssen dagegen ein großes Moment um die Längsachse des Flugzeugs erzeugen und das geht entweder über eine große Fläche (= viel Auftriebskraft) oder über einen langen Hebelarm. Deswegen bekommen Querruder eine Position außen am Flügel. Die Spannweite der Querruder kann nun möglichst klein gewählt werden, so lange es den Anforderungen genügt.

5.2 Funktion als Landeklappe

Querruder können zusätzlich die Landeklappen als Wölbklappe (plain flap) unterstützen, indem sie zum Teil ausschlagen und somit mehr Auftrieb erzeugen. Sie können dabei natürlich nicht bis zum Maximum ausgefahren werden, da sie noch die Funktion als Querruder übernehmen müssen.

5.3 Stellgeschwindigkeit

Bei der Auslegung von Querrudern ist die Stellrate des Stellsystems von entscheidender Bedeutung, sobald kein reines reversibles Steuerungssystem verwendet wird. Die Bedeutung der Stellgeschwindigkeit sollte nachfolgender Auszug aus **Scholz 1997** der Zulassungsvorschriften verdeutlichen. JAR 25/ FAR 25 fordern mit §25.147(c) "*Lateral control: one engine inoperative*" und (e) "*Lateral control: all engines operating*" quantifiziert durch ACJ 25.147(e):

"An acceptable method of demonstrating that...roll rates are adequate for compliance with JAR 25.147(e) is as follows. It should be possible in the conditions specified... to roll the aeroplane from steady 30° banked turn through an angle of 60° so as to reverse the direction of the turn in not more 7 seconds..." Die Aktuatoren müssen, den Anforderungen entsprechend, die Querruder schnell genug verstellen können.

Dieses Manöver soll in maximal 7 Sekunden geflogen werden. Daher müssen die Aktuatoren und deren Energiesysteme die Querruder möglichst schnell zum maximalen Ausschlag bringen. Darüber hinaus ist natürlich die Stellgeschwindigkeit im Landeanflug bis zum Aufsetzen des Flugzeuges besonders wichtig, da hier schnell Richtungskorrekturen durchgeführt werden müssen. Als Faustformel (siehe **Gleichung (5.1)**) für die Stellgeschwindigkeit kann ca. 1 Sekunde von der Neutralstellung zum Vollausschlag angenommen werden.

$$\dot{\delta}_{\max} = \frac{|\delta_{\max}|}{\Delta t} \quad (5.1)$$

mit $\Delta t = 1s$

Zur Auslegung des Stellsystems müssen dazu folgende Anforderungen berücksichtigt werden

1.) Manövrierfähigkeit

Die Manövrierfähigkeit ist abhängig von der Wirksamkeit der Steuerflächen um die Rollachse und von der Stellgeschwindigkeit der Querruder. Die Wirksamkeit der Steuerflächen lässt sich nach **Hoack 1978** mit den Daten des Flugzeugentwurfs berechnen.

2.) PIO

Praktische Erfahrungen mit Steuerungssystemen zeigten, dass schwere PIO-Vorfälle häufig durch Begrenzung der Stellrate begleitet wurden. Ist bei einem Flugzeug die Stellrate zu gering bzw. ungenügend schnell, vergeht von der Eingabe des Steuerbefehls bis zur Reaktion des Flugzeugs zu viel Zeit. In diesem Fall kann es zu einer Verstärkung der Schwingung kommen.

3.) Dynamisch Anforderungen

Dynamisch Anforderungen (siehe **Gleichung (5.2)**), z.B. mehrfaches Ausschlagen der Querruder hintereinander, haben nur bei größeren Amplituden $\bar{\delta}$ (Ausschlag der Klappe) eine Auswirkung auf die Aktuatoren der Querruder. In diesem Fall müssen die Flugsteuerungsaktuatoren ihren maximalen Ausschlag innerhalb kürzester Zeit erreichen. Die Bandbreite ω_B kann unter Beachtung der geforderten Stabilitätsreserve durch die Reglerverstärkung eingestellt werden.

$$\dot{\delta}_{\max} = \bar{\delta} \cdot \omega \quad (5.2)$$

4.) Flutterunterdrückung

Werden die Steuerflächen zur aktiven Flutterunterdrückung genutzt, sind wieder die Amplitude des Ausschlags und die zur Unterdrückung notwendige Frequenz zur Bestimmung der Stellgeschwindigkeit von Bedeutung (siehe **Gleichung (5.2)**).

5.) Flugerprobung

Für die Flugerprobung ist es notwendig das Flugzeug über die Querruder anzuregen. Dabei wird bei einer geforderten Amplitude und Frequenz eine Schwingung des Flugzeuges erreicht. Die daraus resultierende Stellgeschwindigkeit sollte nicht dimensionierend sein, da das Stellsystem dann extra für den Flugversuch und nicht für den Flugbetrieb ausgelegt werden würde.

6.) Bauformen

Ist ein Flugzeug nur schwach gedämpft oder sogar instabil konfiguriert, so hat dies auf die Dimensionierung der Stellgeschwindigkeit Einfluss, wenn der Pilot nicht in der Lage ist das Flugzeug den Anforderungen entsprechend zu steuern. Dies kann auf Flugzeuge mit hoher Manövrierbarkeit zu treffen, da Stabilität auf Kosten der Manövrierbarkeit geht.

6 Auftriebsbeiwertverteilung

Überschreitet der Auftriebsbeiwert sein Maximum, reißt die Strömung ab (siehe **Bild 6.1**). Aus diesem Grund ist es von großem Interesse die Strömung möglichst lange an den Querruder aufrecht zu erhalten. So bleibt das Flugzeug möglichst lange kontrollierbar. Das Ziel ist es, da sich die Querruder an den äußeren Bereichen des Flügels befinden, die Strömung erst am Innenflügel abreißen zu lassen. Es haben einige verschiedene Gestaltungsmöglichkeiten Einfluss auf die Auftriebsbeiwertverteilung über die Spannweite. Da wären Pfeilung und Flügelverwindung.

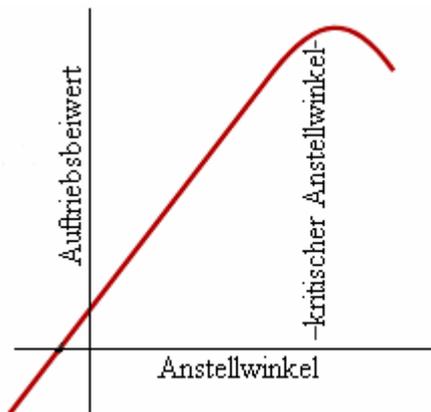


Bild 6.1 Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit des Anstellwinkels (Zingel 2002)

Pfeilung

Vergleicht man (siehe **Bild 6.2**) die Auftriebsverteilung eines nach vorn gepfeilten Flügels mit der eines nach hinten gepfeilten, so erkennt man deutlich den Vorteil eines nach vorn gepfeilten Flügels. Hier reißt die Strömung zuerst am inneren Flügelbereich ab. Ein nach hinten gepfeilter Flügel ist leichter als ein nach vorn gepfeilter Flügel, da sich der Anstellwinkel mit zunehmendem Auftrieb erhöht, d.h. die Unterseite des Flügels richtet sich in den Wind. Dies führt zu hohen Luftkräften, die durch eine entsprechende Flügelstruktur ertragen werden muss. Bei einem nach hinten gepfeilten Flügel verhält es sich umgekehrt. Aus diesem Grund sollte der Gewichtsvorteil genutzt werden und der nach hinten gepfeilte Flügel aerodynamisch optimiert werden. Hier kommt die Flügelverwindung ins Spiel.

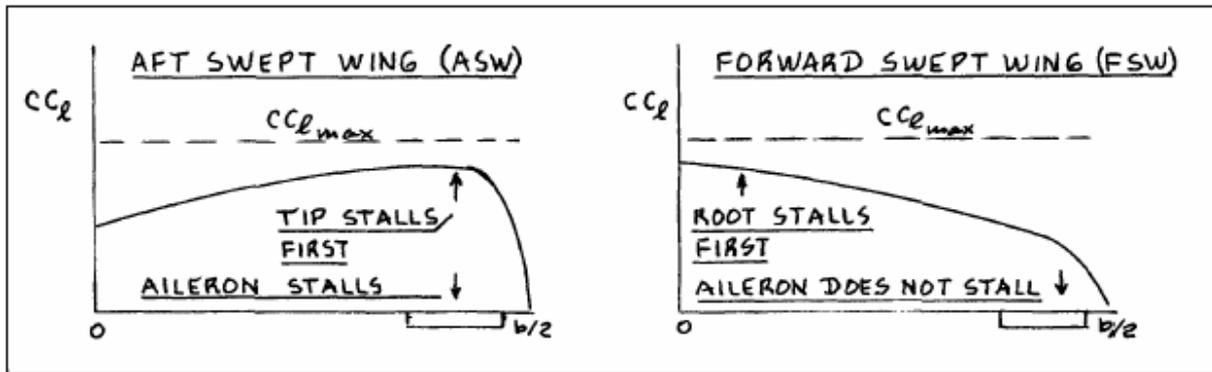


Bild 6.2 Auftriebsverteilung bei Rück- und Vorwärtspfeilung (Scholz 1999)

Flügelverwindung

Es gibt zwei Arten von Flügelverwindung, die geometrische Flügelverwindung (siehe **Bild 6.3** links) und die aerodynamische Flügelverwindung (siehe **Bild 6.3** rechts). Mit Hilfe der Flügelverwindung kann der Flügel so verändert werden, dass Außen ein geringerer Auftriebsbeiwert erreicht wird als Innen.

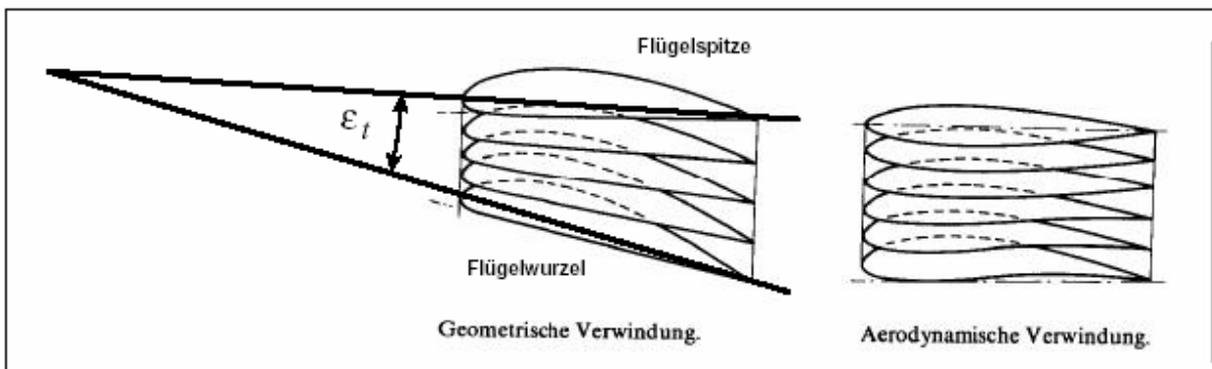


Bild 6.3 Flügelverwindung (Scholz 1999)

7 Auslegung nach dem Leitwerksvolumen

In diesem Kapitel wird dargestellt, wie man ein Leitwerk nach dem Leitwerksvolumen auslegt. Dieses dient als Grundlage für die spätere Umsetzung auf eine Querruderauslegung. Das Leitwerksvolumen ist kein „wirkliches Volumen“, es ist vielmehr die Fläche des Leitwerks multipliziert mit dem dazugehörigen Hebelarm. Es entsteht lediglich die Einheit eines Volumens. Macht man dieses Volumen zu einem dimensionslosen Wert (siehe **Gleichung (7.1)** und **(7.2)**), so sagt dieser Parameter aus, wie wirksam ein Leitwerk ist. Um eine klare Aussage zu treffen, benötigt man allerdings eine Vergleichsmöglichkeit. Diese steht einem in Form von schon fertigen Flugzeugen zur Verfügung. **Raymer 1989** machte sich das zu nutze und hat Volumenbeiwerte fertiger Flugzeuge analysiert. Sein Ergebnis steht uns in Form einer Tabelle in **Scholz 1999** zur Verfügung.

Tabelle 7.1 Leitwerksvolumenbeiwerte (**Scholz 1999**)

Aircraft	Horizontal C_H	Vertical C_V
Sailplane	0,5	0,02
Homebuilt	0,5	0,04
General aviation-single engine	0,7	0,04
General aviation-twin engine	0,8	0,07
Agricultural	0,5	0,04
Twin turboprop	0,9	0,08
Flying boat	0,7	0,06
Jet trainer	0,7	0,06
Jet fighter	0,4	0,07
Military cargo/bomber	1,0	0,08
Jet transport	1,0	0,09

Die Formeln der Leitwerksvolumenbeiwerte lauten:

Für das Höhenleitwerk

$$C_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S_W \cdot c_{MAC}} \quad (7.1)$$

Für das Seitenleitwerk

$$C_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S_W \cdot b} \quad (7.2)$$

8 Auslegung des Querruders

In diesem Abschnitt erfolgt nun die Umsetzung des Leitwerksvolumens auf das Querruder. Anwendung fand diese Methode schon einmal in der Klausur (**Scholz 2003**) von Prof. Dr. Scholz durch Ausmessen der Hebelarme. Die Größe des Querrudervolumenbeiwertes gibt Aufschluss über die Manövrierbarkeit eines Flugzeuges. So spricht ein großer Beiwert für hohe Manövrierbarkeit, welches durch verhältnismäßig großen Querrudern und einem dazugehörigen großen Hebelarm erreicht werden kann (siehe **Gleichung (8.1)**). **Torenbeek 1976** definiert den Querrudervolumenbeiwert folgendermaßen:

The area of conventional ailerons may be estimated in the preliminary design stage from statistical data of the parameter

$$\frac{S_a \cdot l_a}{S \cdot b}$$

(Bild 8.1), which is a measure of the rolling moment, for a given aileron deflection.

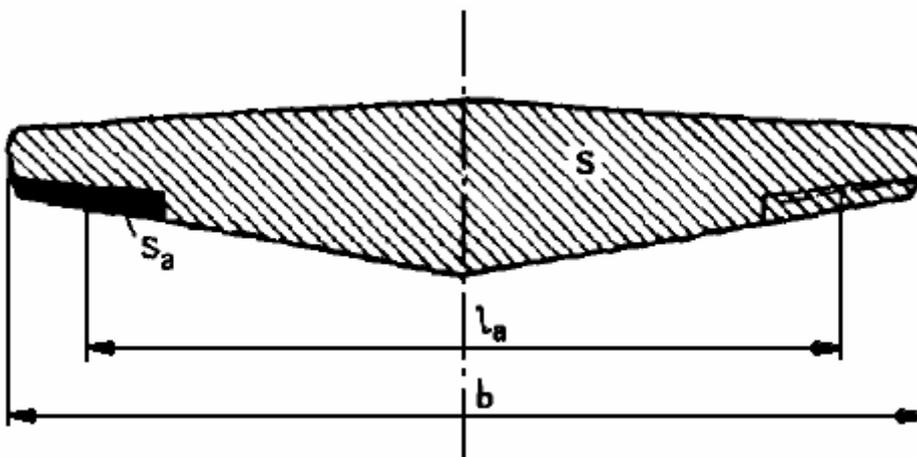


Bild 8.1 Querrudervolumen nach **Torenbeek 1976**

- S_a : Fläche eines Querruders (Aileron)
- l_a : Abstände der Querruder zueinander (vom Schwerpunkt aus)
- S : Gesamt Flügelfläche
- b : Spannweite des Flügels

Demnach ist:

$$C_{Aileron} = \frac{S_a \cdot l_a}{S \cdot b} \quad (8.1)$$

Dieses ist die Formel zur Berechnung des Querrudervolumenbeiwertes. Misst man nun das **Bild 8.1** aus, so erhält man für l_a/b einen Wert von ca. 0,81. Während des Flugzeugentwurfs werden die Parameter Flügelfläche und Spannweite bestimmt, wodurch uns diese Werte für die Berechnung zur Verfügung stehen. $C_{Aileron}$ ist der Wert den wir erreichen wollen, um mit dem Flugzeug gut manövrieren zu können. Als weitere Vorgabe sollte beachtet werden, dass die Flaps möglichst viel Platz an der Hinterkante benötigen (für optimalen Auftrieb in Landekonfiguration), wodurch sich ein möglichst großes l_a bei kleinen S_a ergibt. Aus diesem Grund sollte der Erfahrungswert für l_a/b nicht unterschritten werden. Die Tiefe der Querruder ist begrenzt durch den Hinterholm. Mit diesen Vorgaben kann man die benötigten geometrischen Daten der Querruder bestimmen:

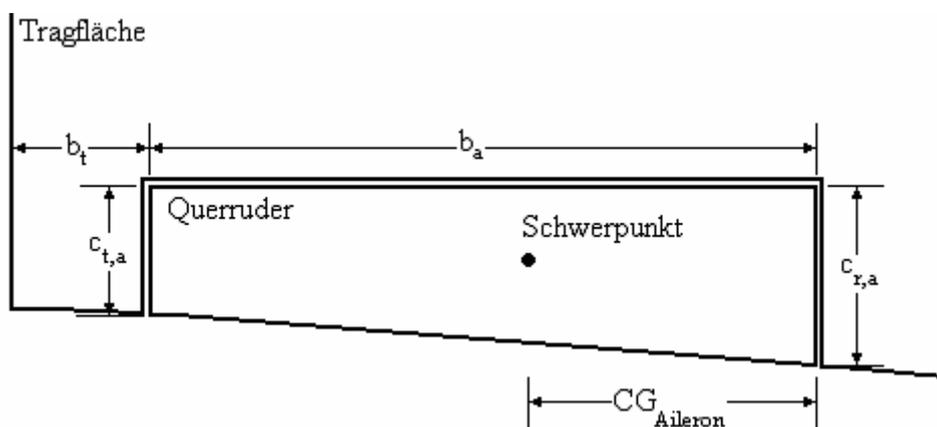


Bild 8.2 Querruder

Schritt 1: Bestimmen des Hebelarms l_a

Hier soll die Auswertung der statistischen Größen den optimalen Wert liefern

$$\frac{l_a}{b} = (\text{siehe Kapitel 9})$$

b ist aus der Flügelauslegung des Flugzeugentwurfs bekannt, wodurch sich der Wert für l_a bestimmen lässt. Dieser Wert für l_a dient uns im Schritt 4 als Fixpunkt für die Positionierung am Flügel.

Schritt 2: Bestimmung der Querruderfläche

Nach den Erfahrungswerten aus **Bild 9.1** oder **Tabelle 9.1** und **Schritt 1**

$$C_{Aileron} = \frac{S_a \cdot l_a}{S \cdot b}$$

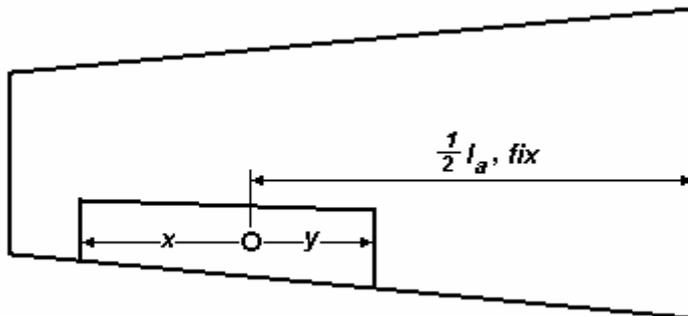
$C_{Aileron}$ ist der Wert den wir erreichen wollen. S ist aus der Flügelauslegung im Flugzeugentwurf bekannt, wodurch sich S_a bestimmen lässt.

Schritt 3: Wählen der Querrudertiefe als $x\%$ der Flügeltiefe c_{wing}

Das Querruder beginnt ungefähr am Hinterholm des Biegetorsionskastens der Tragfläche. Nach **Scholz 1999** und **Göncke 1999** liegt der übliche Wert für die Querrudertiefe bei 20% bis 40% der Flügeltiefe.

Schritt 4: Lösen des Gleichungssystems nach b_a

In den vorherigen Schritten konnten wir zwar die Größe der Querruder und den benötigten Hebelarm bestimmen, allerdings ist noch unbekannt wo die Querruder genau sitzen. Sie müssen genau so positioniert werden, so dass deren Angriffspunkt der Luftkraft (Schwerpunkt) den gewünschten Hebelarm bilden. Man entwickelt „sozusagen“ das Querruder um diese Position. Zum Lösen des Gleichungssystems stehen uns folgende Gleichungen zur Verfügung.



○ Schwerpunkt, fix x, y werden angepasst

Bild 8.3 Querruderberechnung

Gleichung (8.2) liefert die äußere Querrudertiefe an der Stelle b_t von der Flügelspitze

$$c_{t,a} = x \cdot \left(c_t + b_t \frac{c_r - c_t}{\frac{b}{2}} \right) \quad (8.2)$$

Gleichung (8.3) liefert die innere Querrudertiefe an der Stelle $b_t + b_a$ von der Flügelspitze

$$c_{r,a} = x \cdot \left(c_t + (b_t + b_a) \frac{c_r - c_t}{\frac{b}{2}} \right) \quad (8.3)$$

Gleichung (8.4) bestimmt die Querruderfläche S_a als Trapez

$$S_a = \frac{c_{r,a} + c_{t,a}}{2} \cdot b_a \quad (8.4)$$

Gleichung (8.5) ermittelt den Flächenschwerpunkt $CG_{Aileron}$ und somit den Angriffspunkt der Kraft auf das Querruder

$$CG_{Aileron} = \frac{b_a(c_{r,a} + 2c_{t,a})}{3(c_{r,a} + c_{t,a})} \quad (8.5)$$

Gleichung (8.6) definiert l_a

$$l_a = b - 2b_t - 2(b_a - CG_{Aileron}) \quad (8.6)$$

9 Statistik zur Querruderauslegung

In dem nun folgendem Abschnitt werden für verschiedene Flugzeuge die Volumenbeiwerte ermittelt und in Diagrammen zusammengefasst (größere Darstellung siehe **Anhang B**). Um ein möglichst aussagekräftiges Ergebnis zu erhalten, wurden möglichst viele Flugzeuge verschiedener Flugzeugklassen untersucht (siehe **Anhang A**). **Bild 9.1** bis **Bild 9.3** sind das Ergebnis. Die Trendlinien mit den dazugehörigen Formeln und Regressionskoeffizienten wurden mit Hilfe von „Microsoft Excel“ eingefügt. Im **Bild 9.1** und **Bild 9.2** ist sie vom Regressionstyp Potenzfunktions und im **Bild 9.3** vom Regressionstyp Linear.

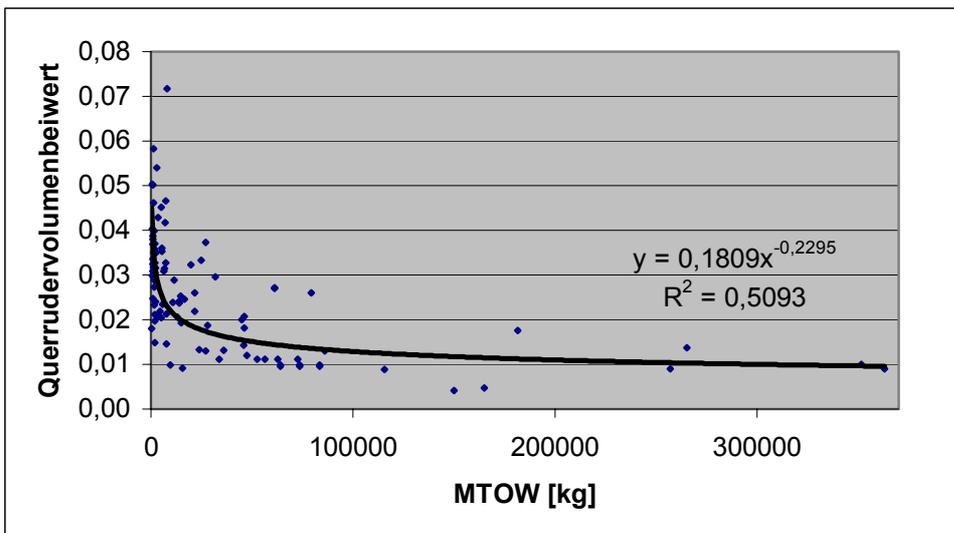


Bild 9.1 Querrudervolumenbeiwert über MTOW

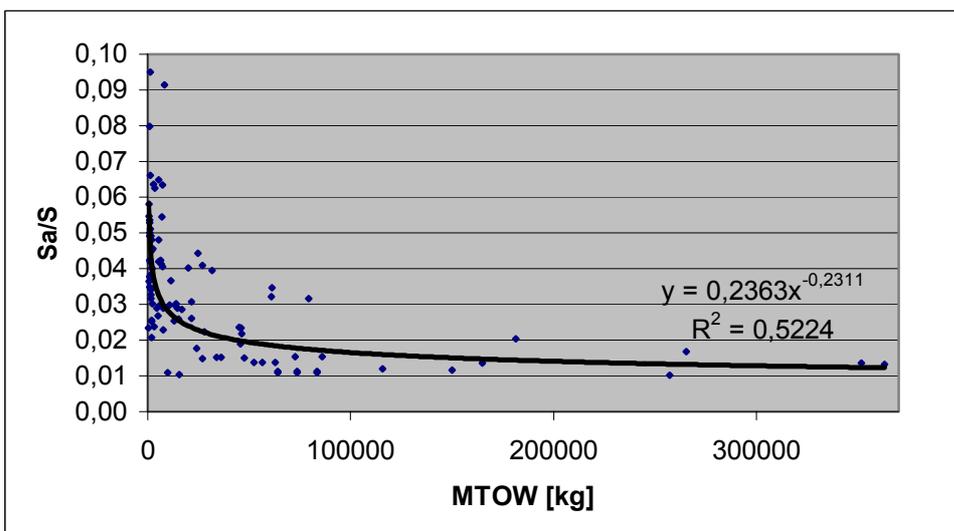


Bild 9.2 Flächenverhältnis über MTOW

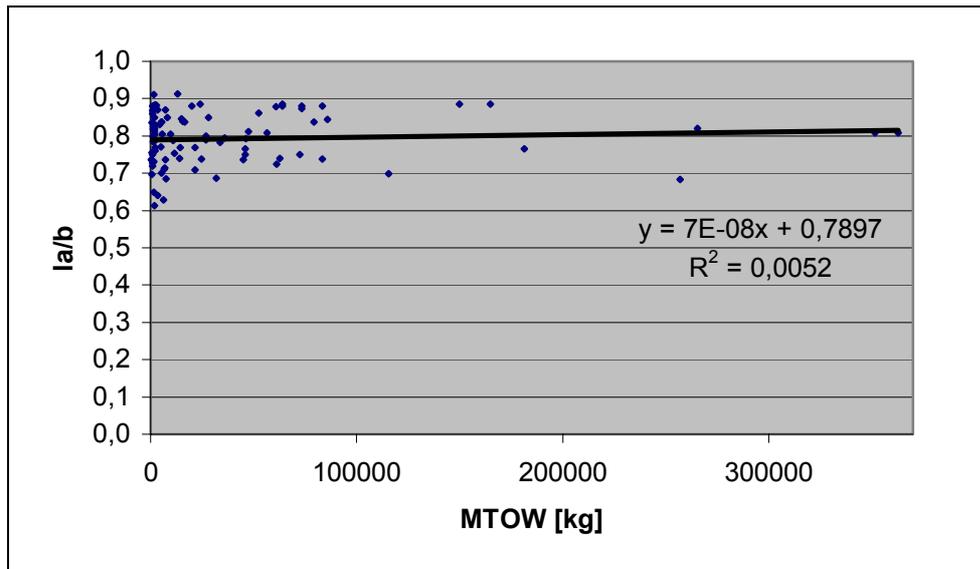


Bild 9.3 Hebelarmverhältnis über MTOW

Die **Tabelle 9.1** zeigt die Mittelwerte für verschiedene Flugzeugklassen. Die **Bilder 9.4 bis 9.12** zeigen, wie sich diese Mittelwerte zusammensetzen. Die dort dargestellten Trendlinien sind entweder vom Typ linear oder potentiell, welches sich anhand der angegebenen Gleichungen unterscheiden lässt. Für eine gute Vergleichbarkeit zeigen alle Bilder den gleichen Bereich.

Tabelle 9.1 Querrudervolumenbeiwerte

Aircraft	$C_{Aileron}$
Very light aircraft	0,0346
Agricultural	0,0369
Aerobatic	0,0406
Prop trainer	0,0349
General aviation-single engine	0,0274
General aviation-twin engine	0,0318
Twin/four turboprop	0,0252
Twin/four turbofan	0,0115
Military transport	0,0288

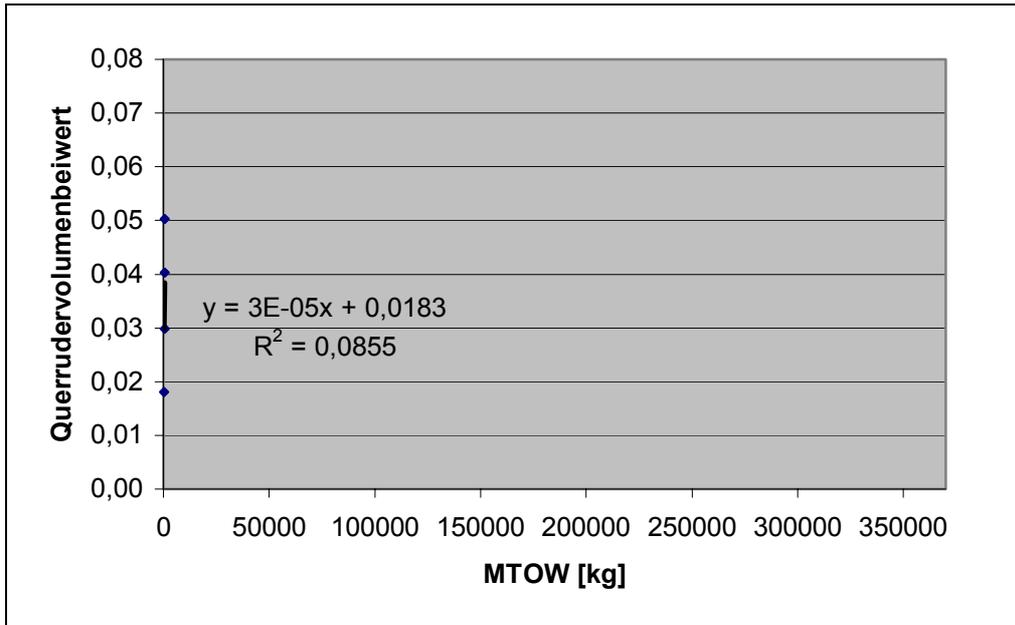


Bild 9.4 Very light aircraft

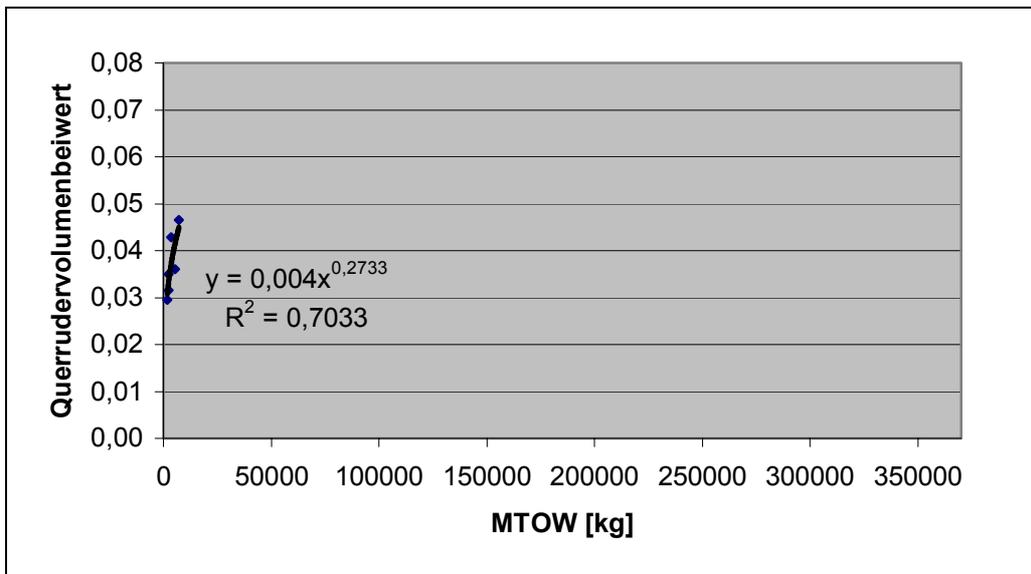


Bild 9.5 Agricultural

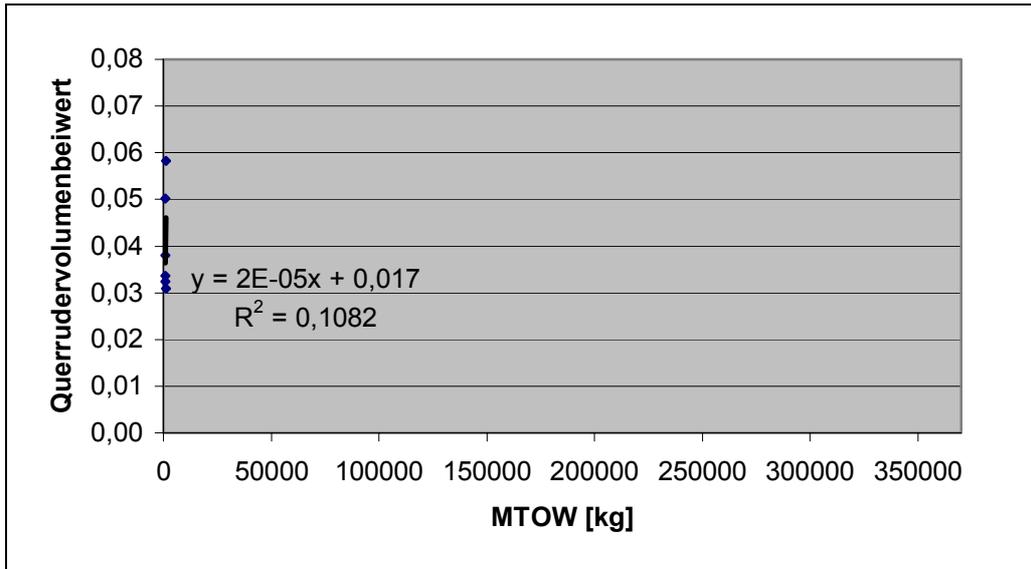


Bild 9.6 Aerobatic

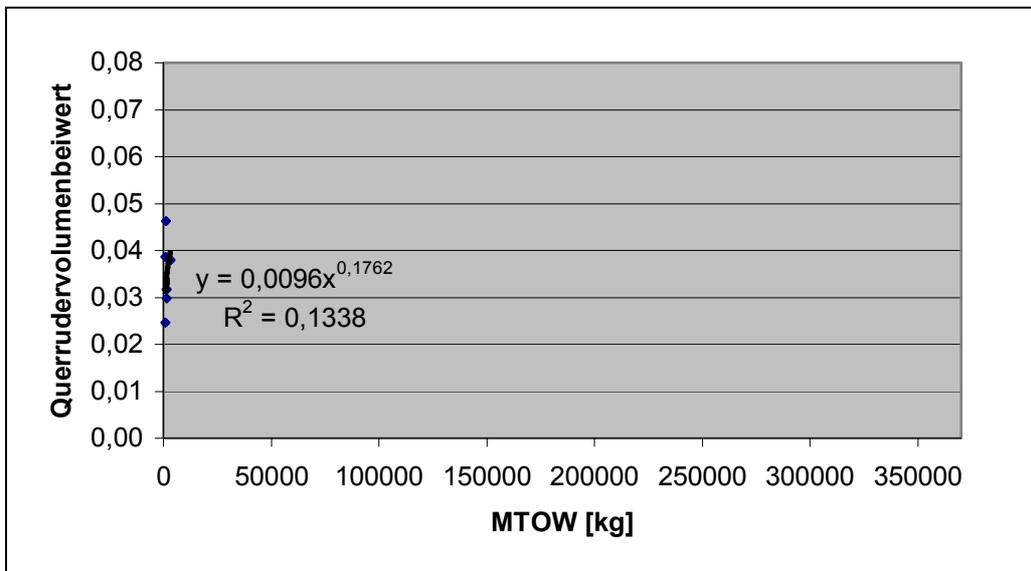


Bild 9.7 Prop trainer

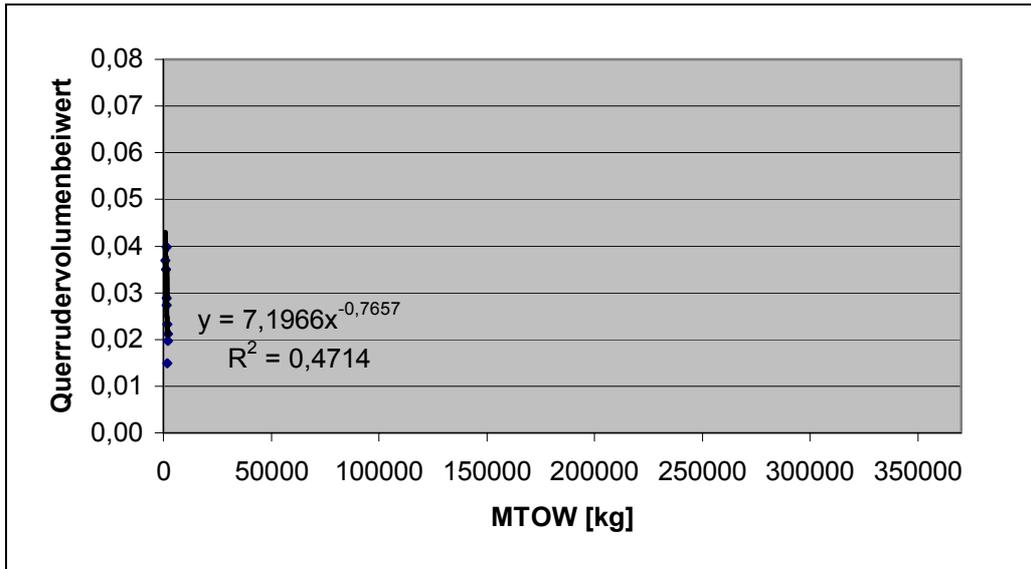


Bild 9.8 General aviation-single engine

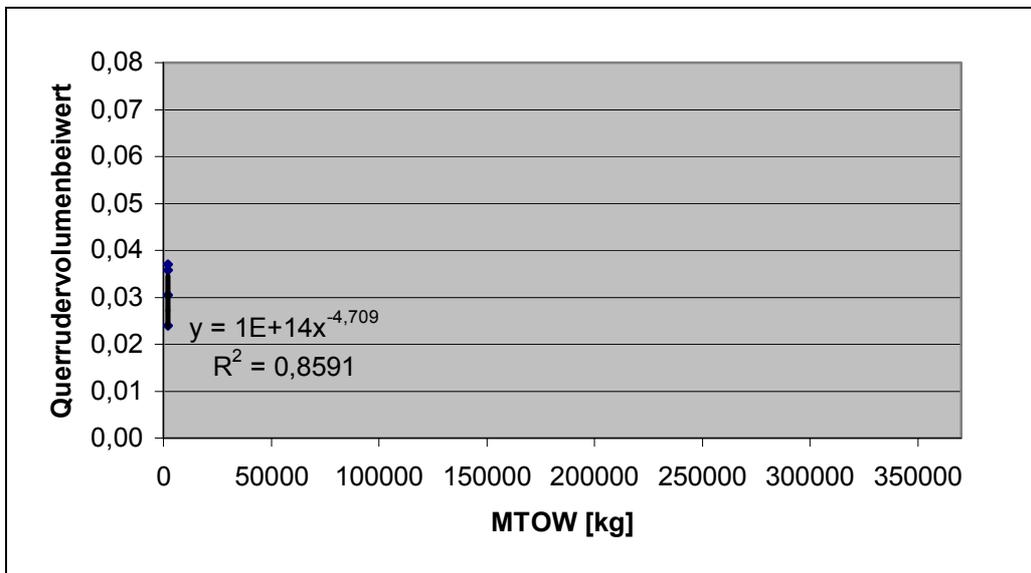


Bild 9.9 General aviation-twin engine

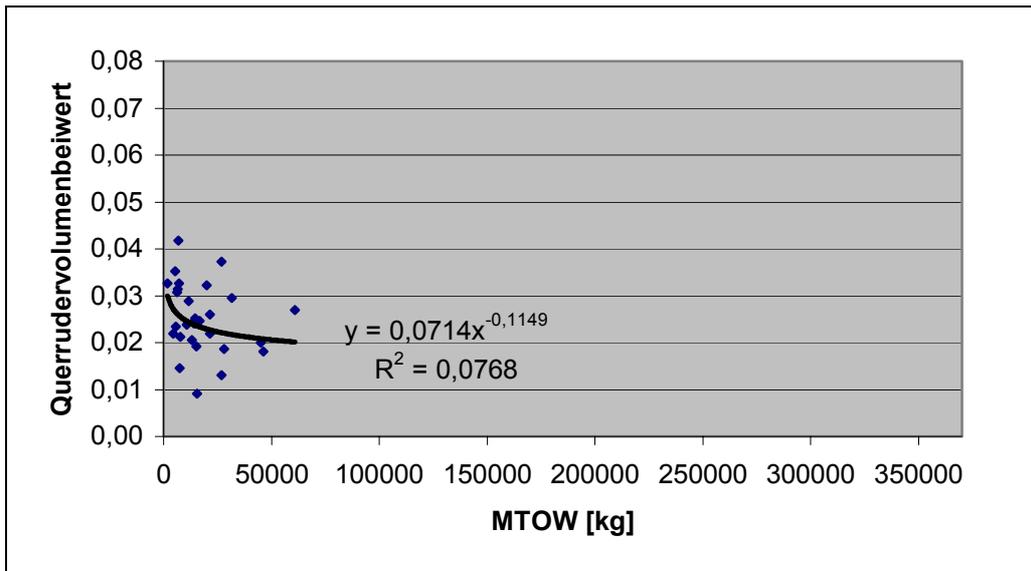


Bild 9.10 Twin/four turboprop

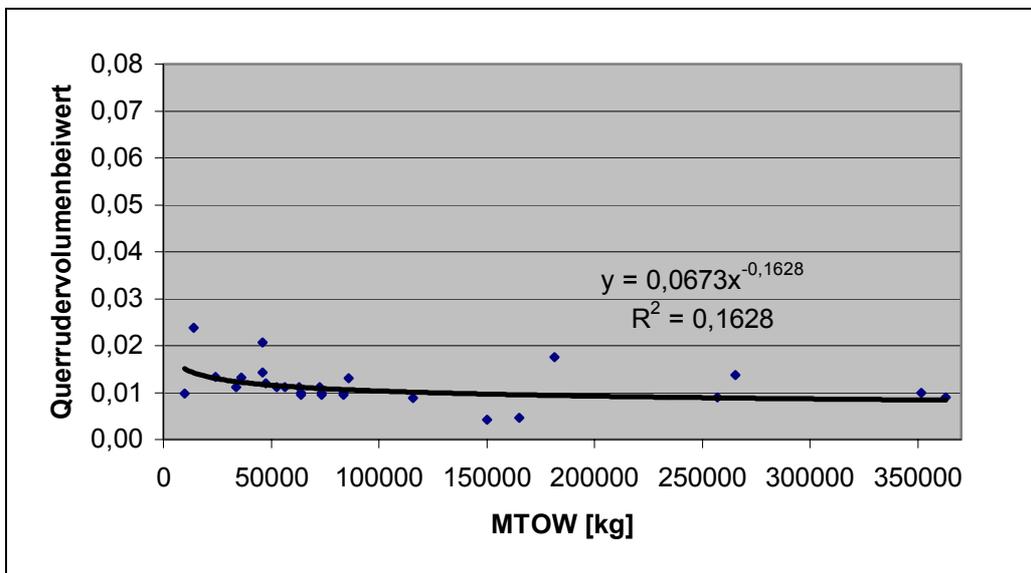


Bild 9.11 Twin/four turbofan

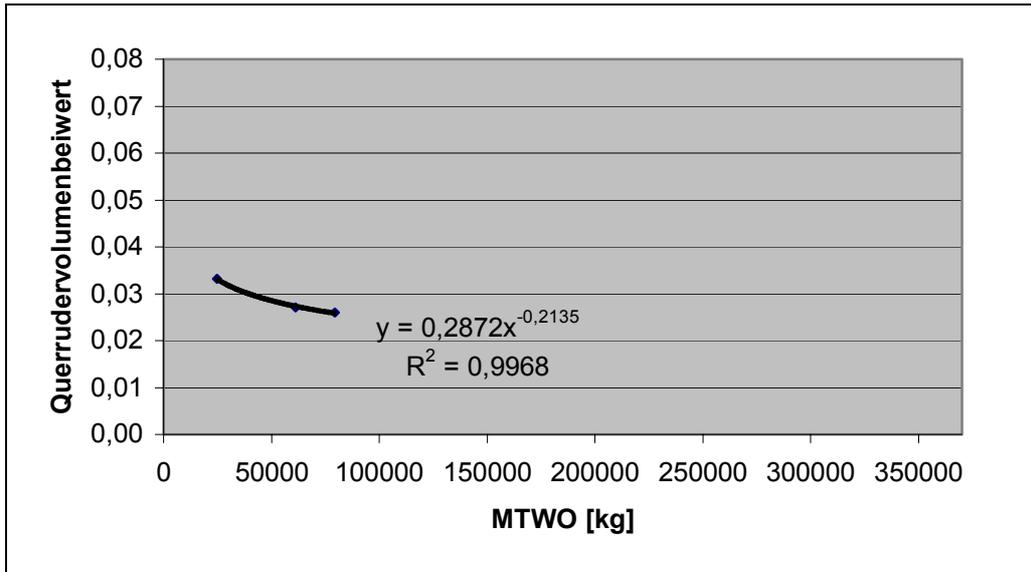


Bild 9.12 Military transport

Fazit

Die Untersuchung der verschiedenen Flugzeuge zeigt, dass tendenziell mit sinkendem maximalem Startgewicht des Flugzeuges der Querrudervolumenbeiwert steigt (siehe Trendlinie **Bild 9.1**). So sind leichte Flugzeuge häufig auch wendiger, welches wohl mit dem Anwendungsgebiet des Flugzeuges zusammenhängt. Aus diesem Grund sollte man beim Entwurf das Anwendungsgebiet des Flugzeuges berücksichtigen. Unterscheidet man nun verschiedene Flugzeugklassen, so lassen sich die in der **Tabelle 9.1** aufgeführten Querrudervolumenbeiwerte mitteln. Diese Werte können zusätzlich zu den Diagramm genutzt werden, da bei geringem maximalen Startgewicht die Querrudervolumenbeiwerte stark streuen.

Die nächste wichtige zu untersuchende Größe war das Verhältnis l_a/b . Wie in **Abschnitt 8** erwähnt, ergibt das Ausmessen des **Bildes 8.1** einen Wert von 0,81. Die Auswertung der statistischen Größen kann diesen Wert für Flugzeuge mit hohem MTOW durchaus bestätigen. Bei leichteren Flugzeugen tendiert der Wert jedoch gegen 0,79, wie es anhand der Trendlinie aus **Bild 9.3** zu ersehen ist. Als Mittelwert aller Flugzeuge ergibt sich jedoch ein Hebelarmverhältnis von 0,79. Somit ist der Zusammenhang zwischen Theorie und Anwendung durchaus hergestellt. **Bild 9.2** bildet die Verbindung zwischen **Bild 9.1** und **Bild 9.3**.

10 Auslegungsbeispiel

Mit den zuvor gewonnenen Daten und entwickelten Formeln lässt sich nun eine Querruderauslegung nach dem Volumenbeiwert durchführen.

Flugzeug:

Für die Querruderauslegung nutze ich von **Wolgast 2002** „Flugzeugnachentwurf am Beispiel einer Boeing B737-300“. Da die Querruderauslegung im Flugzeugentwurf im Kapitel 6 stattfindet, lassen sich die bis dahin errechneten Daten verwenden und diese Beispielrechnung als Rechenschema nutzen.

Flugzeugdaten:

MTOW (aus Kapitel 2.6): 60931 kg

Flügelfläche S (aus Kapitel 2.7): 102 m²

Flügelstreckung A (aus Kapitel 4): 7,91

Zuspitzung λ (aus Kapitel 4): 0,24

$$A = \frac{b^2}{S}$$

$$\Rightarrow b = \sqrt{A \cdot S} = \sqrt{7,91 \cdot 102 \text{m}^2} = 28,4 \text{m}$$

$$S = \frac{b}{2} c_r (1 + \lambda)$$

$$\Rightarrow c_r = \frac{2 \cdot S}{b \cdot (1 + \lambda)} = \frac{2 \cdot 102 \text{m}^2}{28,4 \text{m} \cdot 1,24} = 5,8 \text{m}$$

$$c_t = c_r \cdot \lambda = 5,8 \text{m} \cdot 0,24 = 1,4 \text{m}$$

Schritt 1

Bestimmen des Hebelarms l_a unter Nutzung des **Bildes 9.3**

$$\frac{l_a}{b} = 0,8$$

$$\Rightarrow l_a = 0,8 \cdot b = 22,72 \text{m}$$

Schritt 2

Mit dem maximalen Startgewicht kann ein Wert für den Querrudervolumenbeiwert aus **Bild 9.1** bzw. **Tabelle 9.1** entnommen werden, um S_a zu berechnen. Da es sich um ein Flugzeug mit zwei Turbofans handelt, habe ich das Diagramm und die Tabelle berücksichtigt

$$C_{Aileron} = 0,012$$

$$\frac{S_a}{S} = C_{Aileron} \cdot \frac{b}{l_a} = 0,012 \cdot 1,25 = 0,015 \quad (8.1)$$

$$\Rightarrow S_a = 0,015 \cdot S = 1,53m^2$$

Schritt 3

Nach **Scholz 1999** und **Göncke 1999** liegt der übliche Wert für die Querrudertiefe bei 20% bis 40% der Flügeltiefe. Aus diesem Grund wird für die Querrudertiefe zunächst ein Wert von 25% der Flügeltiefe angenommen.

Schritt 4

Um das Gleichungssystem zu lösen, werden alle bekannten Größen eingesetzt. Zuerst in die **Gleichung (8.2)** der äußeren Querrudertiefe $c_{t,a}$

$$c_{t,a} = x \cdot \left(c_t + b_t \frac{c_r - c_t}{\frac{b}{2}} \right) \quad (8.2)$$

$$c_{t,a} = 0,25 \left(1,4m + b_t \frac{5,8m - 1,4m}{14,2m} \right)$$

$$c_{t,a} = 0,35m + b_t \cdot 0,08$$

Und in **Gleichung (8.3)** zur Bestimmung der inneren Querrudertiefe der $c_{r,a}$

$$c_{r,a} = x \cdot \left(c_t + (b_t + b_a) \frac{c_r - c_t}{\frac{b}{2}} \right) \quad (8.3)$$

$$c_{r,a} = 0,35m + (b_t + b_a) \cdot 0,08$$

Dann für **Gleichung (8.4)**, mit der sich die Fläche S_a eines Querruders bestimmen lässt

$$S_a = \frac{c_{r,a} + c_{t,a}}{2} \cdot b_a \quad (8.4)$$

$$1,53m^2 = \frac{c_{r,a} + c_{t,a}}{2} \cdot b_a$$

Anschließend für **Gleichung (8.5)**, die den Schwerpunkt $CG_{Aileron}$ eines Querruders bestimmt

$$CG_{Aileron} = \frac{b_a(c_{r,a} + 2c_{t,a})}{3(c_{r,a} + c_{t,a})} \quad (8.5)$$

Und Zuletzt zur Bestimmung des Hebelarms l_a in die **Gleichung (8.6)**

$$l_a = b - 2b_t - 2(b_a - CG_{Aileron}) \quad (8.6)$$

$$22,72m = 28,4m - 2b_t - 2(b_a - CG_{Aileron})$$

Nun wird **Gleichung (8.2)** und **Gleichung (8.3)** in **Gleichung (8.4)** eingesetzt und ergibt **A**. So werden systematisch die Unbekannten $c_{r,a}$ und $c_{t,a}$ eliminiert.

$$1,53 = \frac{0,35m + 0,08 \cdot (b_t + b_a) + 0,35m + 0,08b_t}{2} \cdot b_a$$

$$b_t = -0,5b_a - 4,38m + 19,13m^2 \frac{1}{b_a}$$

Gleichung (8.2) und **Gleichung (8.3)** wird in **Gleichung (8.5)** eingesetzt und ergibt **B**. Hier werden ebenfalls die Unbekannten $c_{r,a}$ und $c_{t,a}$ eliminiert

$$CG_{Aileron} = \frac{b_a(c_{r,a} + 2c_{t,a})}{3(c_{r,a} + c_{t,a})}$$

$$CG_{Aileron} = \frac{b_a(0,35m + 0,08b_t + 0,08b_a + 2(0,35m + 0,08b_t))}{3(0,35m + 0,08b_t + 0,08b_a + 0,35m + 0,08b_t)}$$

$$CG_{Aileron} = \frac{1,05mb_a + 0,24b_ab_t + 0,08b_a^2}{2,1m + 0,48b_t + 0,24b_a}$$

Nun wird **A** in **B** eingesetzt und ergibt **C**, wodurch nur noch die Unbekannten b_a (Breite des Querruders) und der Schwerpunkt $CG_{Aileron}$ enthalten sind

$$CG_{Aileron} = \frac{1,05mb_a + 0,24b_a \left(-0,5b_a - 4,38m + 19,13m^2 \frac{1}{b_a} \right) + 0,08b_a^2}{2,1m + 0,48 \left(-0,5b_a - 4,38m + 19,13m^2 \frac{1}{b_a} \right) + 0,24b_a}$$

$$CG_{Aileron} = 0,5b_a - 0,004 \frac{1}{m^2} b_a^3$$

Zum Eliminieren der letzten Größen wird **A** und **C** in **Gleichung (8.6)** eingesetzt, um b_a zu bestimmen

$$l_a = b - 2b_t - 2(b_a - CG_{Aileron})$$

$$22,72m = 28,4m - 2 \left(-0,5b_a - 4,38m + 19,13m^2 \frac{1}{b_a} \right) - 2 \left(b_a - \left(0,5b_a - 0,004 \frac{1}{m^2} b_a^3 \right) \right)$$

$$0 = -0,008 \frac{1}{m^2} b_a^3 - 38,26m^2 \frac{1}{b_a} + 14,44m$$

$$b_{a,1} = 2,68m$$

$$b_{a,2} = 11,12m$$

Die zweite Lösung entfällt, da das Querruder dann fast über die gesamte Halbspannweite erstrecken würde. Für die geometrische Beschreibung der Querruder sind alle notwendigen Größen bestimmt und damit sind

$$b_t = 1,42m$$

$$c_{t,a} = 0,46m$$

$$c_{r,a} = 0,68m$$

11 Zusammenfassung

Die in dieser Arbeit aufgeführten Abschnitte zeigen wie umfangreich das Thema Querruder ist. Aus diesem Grund ist es wichtig in der frühen Phase des Flugzeugentwurfs eine einfache Auslegungsmöglichkeit zu geben. Die Untersuchung des Querrudervolumenbeiwertes bietet hierbei eine gute Basis. Die statistische Auswertung der Flugzeuge hat gezeigt, dass tendenziell mit sinkendem maximalem Startgewicht des Flugzeuges der Querrudervolumenbeiwert steigt. Dies bietet bei dem Entwurf die Möglichkeit eine erste geometrische Bestimmung der Querruder durchzuführen, da die maximale Abflugmasse in der Dimensionierungsphase abgeschätzt bzw. berechnet wird. Dabei sollte im Entwurf für die Bestimmung der Querruder das Anwendungsgebiet des Flugzeuges berücksichtigt werden.

Darüber hinaus ergab die Untersuchung der Größen l_a/b , dass diese ungefähr dem Wert aus der Theorie entsprechen. Somit ist auch der Zusammenhang zwischen Theorie und Anwendung hergestellt.

Die Anwendung des Querrudervolumenbeiwertes und der Größen l_a/b im **Abschnitt 10** zeigt, dass die statistischen Größen eine gute Basis geben, um eine erste Berechnung der geometrischen Querruderparameter durchzuführen. Die Abweichungen der Querruderfläche von $1,53\text{m}^2$ (Rechnung) gegenüber $1,25\text{m}^2$ (Boing 737-300) sind durch die Idealisierung gegeben. Allerdings existiert eine gewisse Bandbreite entlang der Trendlinien der entwickelten Diagramme, die dem Flugzeugentwickler genug Spielraum bietet, ein z.B. eher wendigeres Flugzeug zu entwickeln. Darüber hinaus werden ggf. noch Rollspoiler oder Hochgeschwindigkeitsquerruder unterstützend eingesetzt, die die Möglichkeit zur Senkung des Querrudervolumenbeiwertes entsprechend der Bandbreite. Folglich sollte diese Berechnungsmethode genutzt werden, um einen ersten Anhaltspunkt zu finden.

Literaturverzeichnis

- Escalona 2004** ESCALONA, Eduardo: *Airplane 3-View Drawings*, 2004. - URL: <http://www.fortunecity.com/marina/manatee/272/> (2004-10-29)
- Göncke 1999** GÖNCKE, Tim: *Anpassung von Statistiken – Gleichungen des Flugzeugentwurfs an neuen Flugzeugtypen*, Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Wahlpflichtenwurf, 1999, - URL: <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/arbeiten/TextGroencke.pdf> (2004-11-15)
- Hoack 1978** HOAK, D.E.: *USAF Stability and Control Datcom*, Wright-Patterson Air Force Base, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Division, Ohio, 1978. – Vertrieb: NTIS
- Jane's 1996** JACKSON, Paul: *Jane's All the world's Aircraft 1996-97*. Coulsdon: Jane 's Information Group, 1996
- Raymer 1989** RAYMER, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington D.C.: AIAA, 1992
- Scholz 1997** SCHOLZ, Dieter: Berechnung maximal erforderlicher Stellgeschwindigkeiten von Steuerflächen, (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, München, 14. – 17. Oktober 1997). In: BÜRGENER , G. (Hrsg.): *Jahrbuch 1997*. Bonn: Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 1997, S. 465-474. – Paper DGLR-JT97-083
- Scholz 1999** SCHOLZ, Dieter: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*, Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungsskript, 1999, - URL: <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/SkriptFE.html> (2003-10-1)
- Scholz 2003** SCHOLZ, Dieter: *Klausur Flugzeugentwurf*, Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Klausur, 2003, - URL: <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/KlausurFE.html> (2003-10-1)

- Torenbeek 1976** TORENBEEK, Egbert: *Synthesis of subsonic airplane design*. Rotterdam: Delft University Press, 1976
- TU-Berlin 2000** TU-BERLIN: *Skript zur Vorlesung Flugmechanik I*, Berlin, Technische Universität Berlin, Vorlesungsskript, 2000
- Wolgast 2002** WOLGAST, Philipp: *Flugzeugentwurf am Beispiel einer Boeing B737-300*, Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Wahlpflichtenwurf, 2002, - URL: <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/ArbeitenAbgegeben.html> (2004-08-12)
- Yoon 2001** YOON, Joe: *Adverse Yaw*, 2001. - URL: <http://www.aerospaceweb.org/question/dynamics/q0045.shtml> (2004-09-09)
- Zingel 2002** ZINGEL, Hartmut: *Vorlesungsunterlagen zur Strömungsmechanik mit Labor*, Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungsskript, 2002

Anhang A

Tabelle A.1 Untersuchte Flugzeuge aus **Jane's 1996**

Flugzeug	S [m ²]	b [m]	S_a [m ²]	$La/2$ [m]	la/b	$C_{Aileron}$	MTOW [kg]
A300-600	260	44,84	3,53	7,73	0,3448	0,0047	165000
A310-300	219	43,89	2,53	7,94	0,3618	0,0042	150000
A319-300 ohne Winglets	122,4	33,91	1,37	15,00	0,8847	0,0099	64000
A320-200 ohne Winglets	122,4	33,91	1,37	15,00	0,8847	0,0099	73500
A321-100 ohne Winglets	122,4	33,91	1,37	15,00	0,8847	0,0099	83500
A319-300 mit Winglets	126	34,1	1,37	15,00	0,8798	0,0096	64000
A320-200 mit Winglets	126	34,1	1,37	15,00	0,8798	0,0096	73500
A321-100 mit Winglets	126	34,1	1,37	15,00	0,8798	0,0096	83500
A340-300	361,63	60,3	3,70	26,33	0,8733	0,0089	257000
747-200	511	59,64	6,90	22,02	0,7384	0,0100	351534
747-400	525	64,44	6,90	22,02	0,6834	0,0090	362875
737-300	91,04	28,89	1,25	11,67	0,8079	0,0111	56470
737-400	91,04	28,89	1,25	11,67	0,8079	0,0111	62820
737-500	91,04	28,89	1,25	11,67	0,8079	0,0111	52390
757	185,25	38,05	2,23	14,06	0,7392	0,0089	115665
767	283,3	47,57	5,79	20,48	0,8611	0,0176	181435
AERO BOERO 115	17,41	10,78	0,92	3,766	0,6987	0,0369	802
LAASA IA 63 Pampa	16,63	9,69	0,445	3,705	0,7647	0,0205	5000
Gippsland GA-8 AIRVAN	19,32	12,37	0,4	4,447	0,7190	0,0149	1814
AVTECH Jabiru LSA	7,9	8,03	0,185	3,096	0,7711	0,0181	430
EMBRAER EMB-120 Brasilia	39,43	19,78	1,44	7,8	0,7887	0,0288	11500
EMBRAER EMB-202 IPANEMA	19,94	11,69	0,8	4,299	0,7355	0,0295	1800
CANADAIR Regional Jet	54,54	21,21	0,965	7,995	0,7539	0,0133	24040
CANADAIR CL-415	100,33	28,63	4,025	11,516	0,8045	0,0323	19890
DHC-8 Dash 8 Series100	54,35	25,91	0,56	11,46	0,8846	0,0091	15650
DHC-8 Dash 8 Series400	63,08	28,42	0,935	12,515	0,8807	0,0131	26989
HAMC Y-12 (II)	34,27	17,235	1,44	7,234	0,8395	0,0353	5300
NAMC N-5A	26	13,42	1,04	5,302	0,7902	0,0316	2250
SAC Y-8	121,86	38	3,92	15,913	0,8375	0,0269	61000
Gavilán 358	18,95	12,8	0,485	4,923	0,7692	0,0197	2041
AERO Ae 270 W Ibis	21	13,8	0,5	6,059	0,8781	0,0209	3300
Let L-410UVP-E	34,86	19,98	1,44	7,6	0,7608	0,0314	6600
Let L-610G	56	25,6	1,625	11,13	0,8695	0,0252	14500
Zlin Z-142	13,15	9,16	0,705	3,252	0,7100	0,0381	970
Zlin Z-137T Agro Turbo	26,69	13,63	1,215	5,242	0,7692	0,0350	2525
Campana AN4	14,31	11,08	0,83	4,807	0,8677	0,0503	540
Dassault Atlantique 2	120,34	37,42	2,63	15,51	0,8290	0,0181	46200
Reims F406	23,48	15,08	0,68	5,691	0,7548	0,0219	4468
Robin 200	12,5	8,33	0,53	3,302	0,7928	0,0336	800
SOCATA TB 21	11,9	9,76	0,455	4,05	0,8299	0,0317	1400
Dornier 228-212	32	16,97	1,355	6,171	0,7273	0,0308	6400
Dornier 328	40	20,98	1,21	8,365	0,7974	0,0241	13990
Extra 300 competition	10,7	8	0,855	2,512	0,6280	0,0502	820
Airtech CN-235	59,1	25,81	1,535	9,553	0,7403	0,0192	15100
ATR 42	54,5	24,57	1,56	10,553	0,8590	0,0246	16700

Tabelle A.2 Untersuchte Flugzeuge aus **Jane's 1996**

Flugzeug	S [m ²]	b [m]	Sa [m ²]	La/2 [m]	la/b	C _{Aileron}	MTOW [kg]
ATR 72	61	27,05	1,875	11,444	0,8461	0,0260	21500
Alenia G222	82	28,7	1,825	12,023	0,8378	0,0186	28000
Partenavia P.68C	18,6	12	0,895	4,61	0,7683	0,0370	1990
ShinMaywa US-1A	135,82	33,15	3,2	14,064	0,8485	0,0200	45000
C-17A Globemaster III	353,03	51,76	5,915	21,19	0,8188	0,0137	265352
Avia Baltika LAK-XE	10,05	10,68	0,55	3,935	0,7369	0,0403	720
SME MD3-160/Tiga basic	15	10	0,565	4,103	0,8206	0,0309	1060
Fokker 50	70	29	1,83	12,114	0,8354	0,0218	21545
Fokker 100	93,5	28,08	1,765	10,613	0,7559	0,0143	45810
AIEP Air Beetle	10,2	7,01	0,355	2,485	0,7090	0,0247	839
PZL Mielec M-28 Skytruck	39,72	22,06	2,165	8,445	0,7656	0,0417	7000
PZL Mielec M-18A Dromader	40	17,7	1,92	6,638	0,7501	0,0360	5300
PZL Mielec M-26 Iskierka	14	8,6	0,585	3,071	0,7142	0,0298	1400
Aerostar Iak-52	15	9,3	0,99	3,255	0,7000	0,0462	1305
CPCA DK-10 Dracula	10	8,38	0,365	3,428	0,8181	0,0299	750
Romaero Airstar 2500	95,78	28,5	1,43	11,4	0,8000	0,0119	47400
T101 Grach	43,63	18,2	2,83	6,341	0,6968	0,0452	5250
T-407	24,05	12,6	1,18	5,116	0,8121	0,0398	1600
T-433 Flamingo	20,68	14,2	0,522	5,946	0,8375	0,0211	2050
T-910 Kuryer	32,2	17	0,348	7,747	0,9114	0,0099	9700
Avia Accord-201	17	13,6	0,585	6,013	0,8843	0,0304	2000
Berier Be-32K	32	17	1,3	6,843	0,8051	0,0327	7300
Berier Be200	200	41,62	3,07	17,689	0,8500	0,0130	86000
Berier Be-42	117,44	32,7	1,78	14,227	0,8702	0,0132	36000
Khrunichev-T411 Pegasus	22,27	13,1	0,76	5,531	0,8444	0,0288	1550
Khrunichev-T420 CL Strizh CL	19,7	13,3	0,885	5,288	0,7952	0,0357	1990
Sukhoi Su-26M	11,8	7,8	0,59	2,53	0,6487	0,0324	1000
Sukhoi Su-29	12,2	8,2	1,16	2,515	0,6134	0,0583	1204
Sukhoi S-80	44	23,16	1,635	10,19	0,8800	0,0327	1900
CASA C-212 Series 300 Aviocar	41	20,28	3,75	7,958	0,7848	0,0718	8100
Saab 340B	41,81	21,44	1,06	8,692	0,8108	0,0206	13155
Pilatus PC-6/B2-H4	30,15	15,87	1,915	6,745	0,8500	0,0540	2800
Antonov An-32	74,98	29,2	3,06	13,324	0,9126	0,0372	27000
AVRO RJ 85	77,29	26,21	1,81	11,563	0,8823	0,0207	46039
Jetstream 41	32,59	18,29	0,97	7,316	0,8000	0,0238	10886
Pilatus Briten-Norman BN2T Turbine Islander	30,19	14,94	1,19	5,603	0,7501	0,0296	31750
Slingsby T67M MkII Firefly	12,63	10,59	0,62	4,17	0,7875	0,0387	975
Air Tractor AT-401B Air Tractor	28,43	15,57	1,775	5,343	0,6863	0,0428	3565
Air Tractor AT-802	36,33	17,68	2,305	6,483	0,7334	0,0465	7257
Fairchild 19/20 Seat Metro	28,71	17,37	0,655	5,567	0,6410	0,0146	7530
Gulfstream IV	88,29	23,72	1,34	8,73	0,7361	0,0112	33838
Jaran Tempest JA-184	16,35	11,07	0,835	3,787	0,6842	0,0349	1202
Lockheed P3	120,77	30,37	4,18	11,884	0,7826	0,0271	61235
Lockheed C-130H-30	162,12	40,41	5,11	16,669	0,8250	0,0260	79380
McDonnell Douglas MD-87	115,11	32,87	1,765	11,909	0,7246	0,0111	72575
Mooney MSE	16,26	11	0,53	4,605	0,8373	0,0273	1528
Grumman E-2C Hawkeye	65,03	24,56	2,88	9,21	0,7500	0,0332	24687

Tabelle A.3 Untersuchte Flugzeuge aus **Jane's 1996**

Flugzeug	S [m ²]	b [m]	S_a [m ²]	$L_a/2$ [m]	l_a/b	$C_{Aileron}$	MTOW [kg]
Piper Pa-34-220T SenacaIV	19,39	11,85	0,585	4,711	0,7951	0,0240	2154
Beech Bonanza A36	16,8	10,21	0,53	3,768	0,7381	0,0233	1661
Beech Super King Air B200	28,15	16,61	0,835	6,543	0,7878	0,0234	5670
Beech 1900D regional transport	28,8	17,67	0,835	6,465	0,7317	0,0212	7688
Hawker 1000	34,75	15,66	1,025	6,305	0,8052	0,0238	14060
EMBRAER EMB-312 Tucano	19,4	11,14	0,985	4,169	0,7485	0,0380	3175
CAC F-7M Airguard	23	7,15	0,59	2,451	0,6856	0,0176	7531

Anhang B

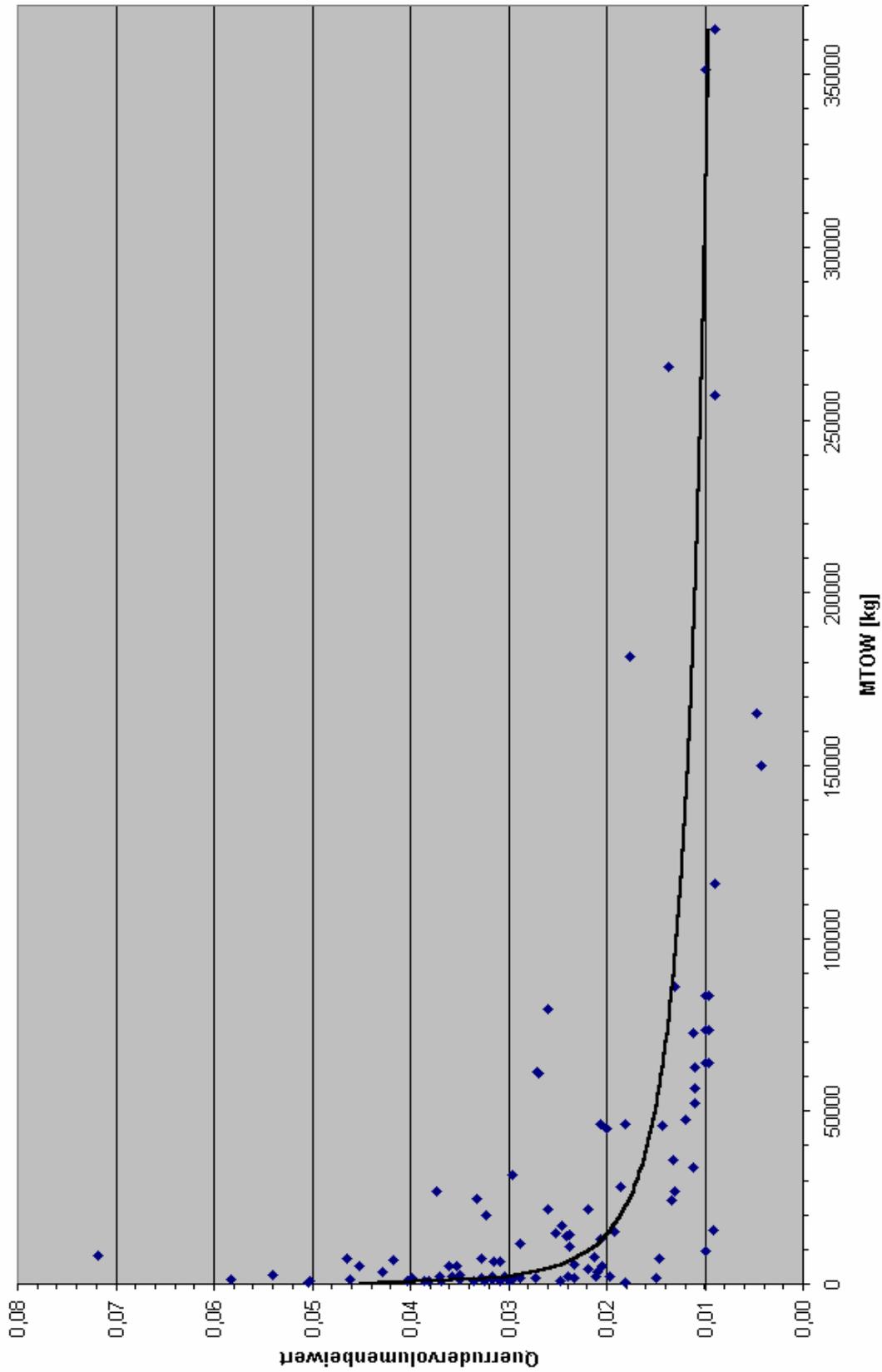


Bild B.1 Querrudervolumenbeiwert über MTOW

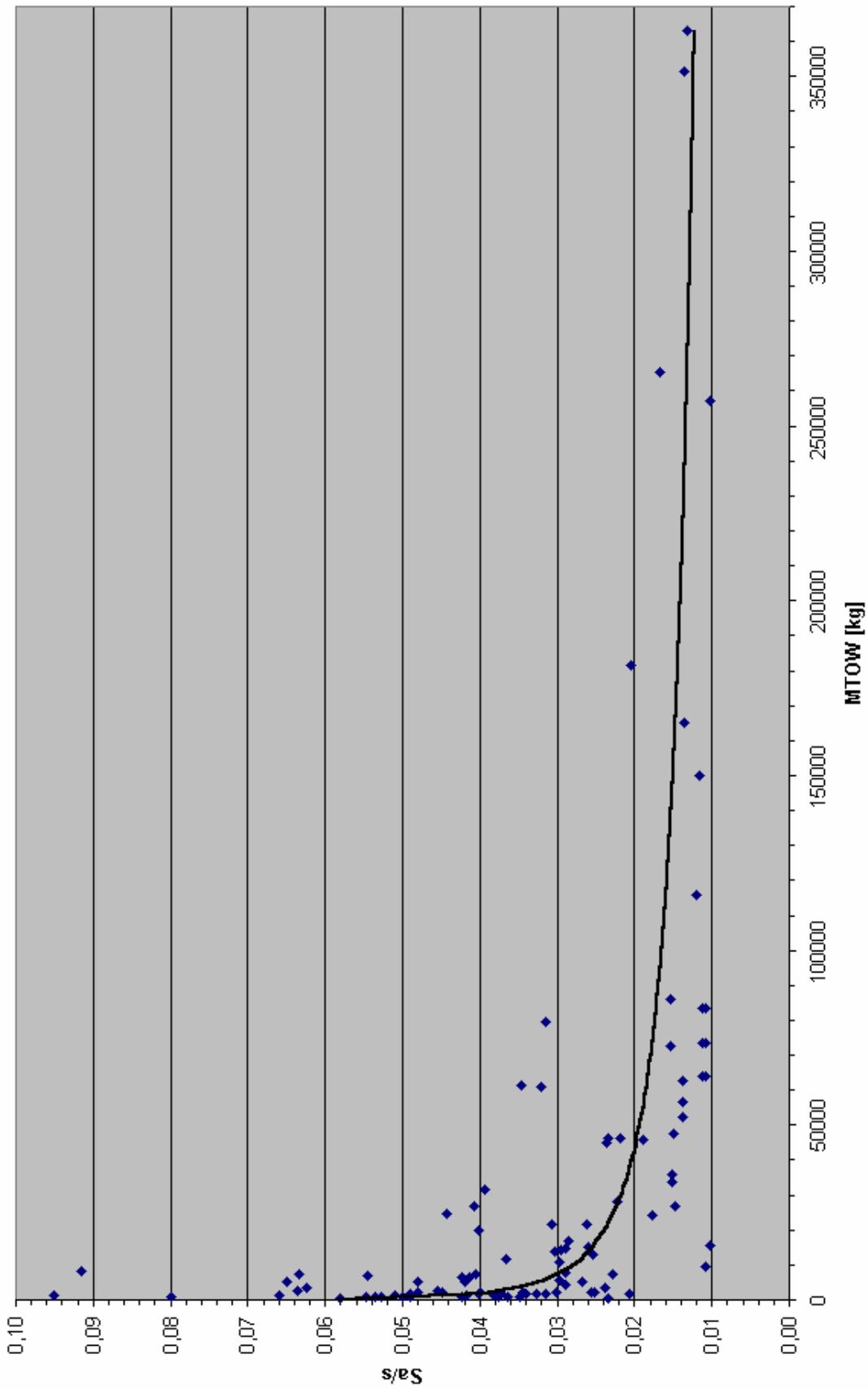


Bild B.2 Flächenverhältnis über MTOW

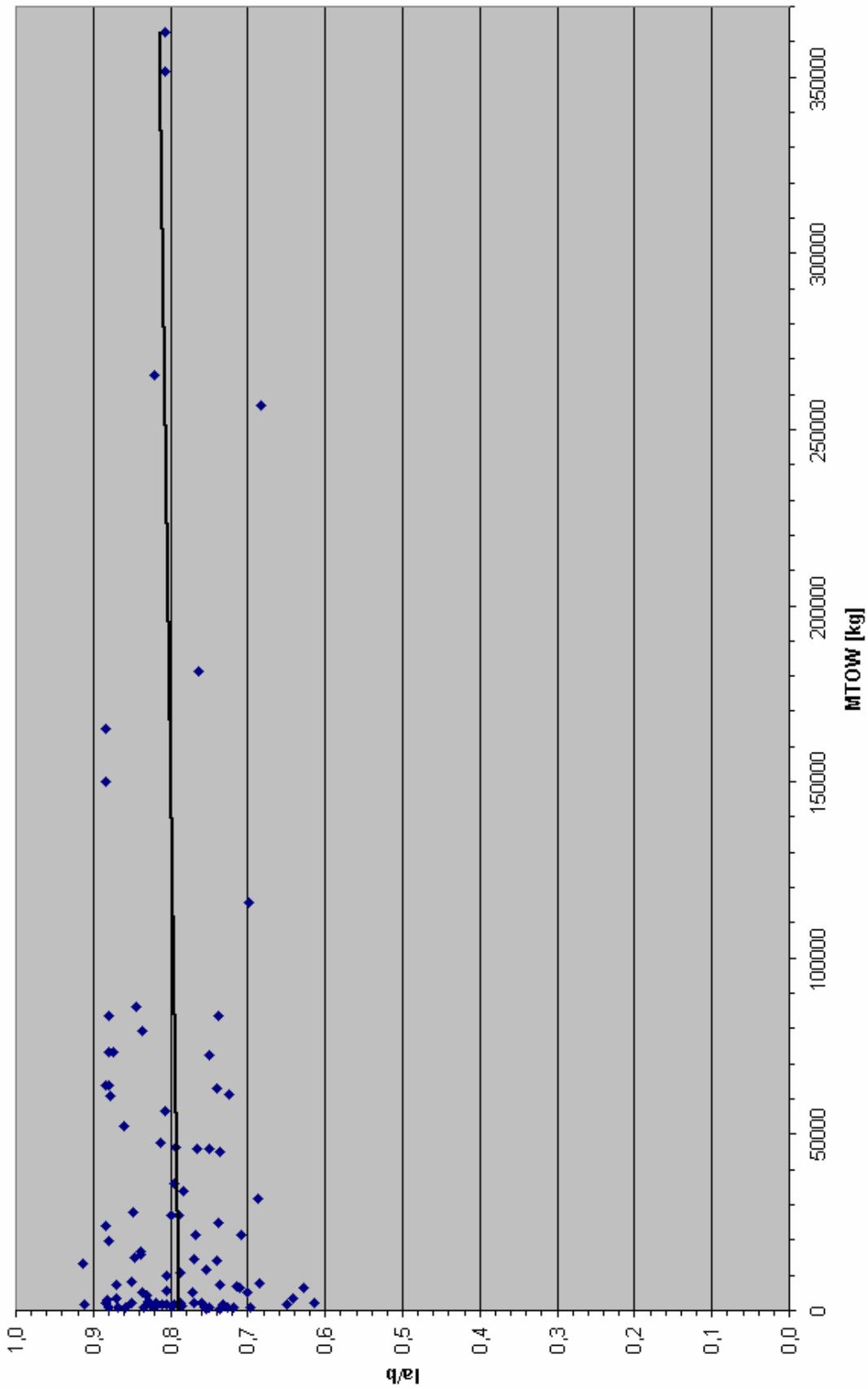


Bild B.3 Hebelarmverhältnis über MTOW