



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
*Hamburg University of Applied Sciences*

## Projekt

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

### **Das Giermoment eines gepfeilten Flügels im Schiebeflug und die Auswirkung auf die Seitenleitwerksauslegung**

Verfasser: Philipp Wimmel

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

Tutor: Dipl.-Ing. Philip Krammer

Abgabedatum: 15.03.2010



DEPARTMENT OF AUTOMOTIVE AND AERONAUTICAL ENGINEERING

# Das Giermoment eines gepfeilten Flügels im Schiebeflug und die Auswirkung auf die Seitenleitwerksauslegung

Aufgabenstellung zum *Projekt 2* gemäß Prüfungsordnung

## Hintergrund

Der Flugzeugentwurf ist gekennzeichnet durch eine oftmals empirische Vorgehensweise. Aus diesem Grund ergeben sich viele Methoden im Flugzeugentwurf nicht einfach aus einer mathematischen Herleitung, sondern aus einer intensiven Betrachtung von erfolgreich gebauten Flugzeugen und deren Parametern, empirischen Gleichungen und eigenen Nachentwürfen. In dieser Projektarbeit geht es um eine nähere Betrachtung des Giermomentes eines gepfeilten Flügels im Schiebeflug und die Auswirkung auf die Seitenleitwerksauslegung. Die Flügel Pfeilung und das Seitenleitwerk stabilisieren das Flugzeug um die Hochachse. Die richtige Abschätzung des (stabilisierenden) Giermomentes durch einen gepfeilten Flügel bei einem Flug mit Schiebewinkel ist daher auch für die Seitenleitwerksauslegung von Bedeutung.

## Aufgabe

- Durchführung einer Literaturrecherche zum Thema.
- Abschätzung des (stabilisierenden) Giermomentes durch einen gepfeilten Flügel bei einem Flug mit Schiebewinkel mit Hilfe von Gleichungen aus der Literatur, graphische Darstellung und Vergleich der Ergebnisse.
- Berechnung der erforderlichen Seitenleitwerksfläche für statische Stabilität um die Hochachse mit und ohne Berücksichtigung des (stabilisierenden) Giermomentes am Beispiel ausgewählter Passagierflugzeuge.
- Ableitung einer allgemeinen Vorgehensweise zur Berechnung der erforderlichen Seitenleitwerksfläche aus den Ergebnissen.
- Integration der Gleichungen in das Programm *Preliminary Sizing Tool* „PreSTo“ der Aircraft Design and Systems Group

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

## Kurzreferat

Diese Projektarbeit stellt den Zusammenhang zwischen dem Giermoment des gepfeilten Flügels und der Seitenleitwerksauslegung dar. Eine Aufgabe des Seitenleitwerks ist es, Stabilität um die Hochachse zu liefern. In dieser Funktion wird das Seitenleitwerk vom gepfeilten Flügel unterstützt. Das vorliegende Dokument klärt, wie stark der gepfeilte Flügel zur Gierstabilität beiträgt. In der Literatur wurden Berechnungsmethoden für das Giermoment des gepfeilten Flügels gefunden, die analysiert und bewertet werden. Ferner wurde an Hand der Eingabedaten dreier Flugzeuge beispielhaft das Seitenleitwerk nach Stabilitätsforderung ausgelegt. Da die Seitenleitwerksfläche sowohl mit, als auch ohne den Beitrag des Pfeilflügelgiermoments berechnet wurde, kann eine Aussage über die Größe dieses Beitrags gemacht werden. Aus den gewonnen Erkenntnissen wird eine allgemeine Vorgehensweise zur Seitenleitwerksauslegung vorgeschlagen. Damit die Ergebnisse dieser Schrift auch praktische Anwendung finden wurden sie in das Flugzeugdimensionierungstool PreSTo integriert.



# Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder.....	6
Verzeichnis der Tabellen.....	7
Liste der Symbole.....	8
Liste der Abkürzungen .....	10
<b>1 Einleitung</b> .....	<b>11</b>
1.1 Motivation .....	11
1.2 Begriffsdefinitionen.....	12
1.3 Ziel der Arbeit .....	14
1.4 Aufbau der Arbeit.....	15
<b>2 Flugzeugentwurf</b> .....	<b>16</b>
2.1 Seitenleitwerksauslegung .....	16
2.2 Parameter der Seitenleitwerksauslegung.....	19
2.2.1 Giermomentenbeiwert .....	19
2.2.2 Giermomentenbeiwert des Rumpfes .....	21
2.2.3 Giermomentenbeiwert des Flügels .....	22
2.2.4 Giermomentenbeiwert des Seitenleitwerks .....	23
<b>3 Literaturrecherche zum Thema</b> .....	<b>24</b>
3.1 Berechnungsmethoden aus der Literatur .....	25
3.2 Berechnung der Giermomente des gepfeilten Flügels.....	28
3.3 Vergleich der Ergebnisse.....	28
<b>4 Berechnung der Seitenleitwerksfläche</b> .....	<b>30</b>
4.1 Eingabedaten ausgewählter Flugzeuge.....	30
4.2 Berechnung der Seitenleitwerksfläche .....	32
4.3 Diskussion der Ergebnisse.....	34
4.4 Seitenleitwerksauslegung mittels einer allgemeinen Vorgehensweise.....	35
<b>5 Preliminary Sizing Tool (PreSTo)</b> .....	<b>36</b>
5.1 Funktionsweise .....	36
5.2 Einarbeitung der Berechnungsmethoden.....	37
<b>6 Zusammenfassung</b> .....	<b>40</b>
<b>Literaturverzeichnis</b> .....	<b>41</b>

# Verzeichnis der Bilder

<b>Bild 1.1</b>	Das körperfeste Achsenkreuz mit Flugwindachse und Schiebewinkel.....	12
<b>Bild 1.2</b>	Pfeilwinkel.....	13
<b>Bild 1.3</b>	Stabilität, Instabilität, Indifferenz.....	13
<b>Bild 2.1</b>	Zusammenhang, Giermomentenbeiwert und Schiebewinkel.....	19
<b>Bild 2.2</b>	$C_{N,\beta}$ aufgetragen über der Machzahl.....	20
<b>Bild 2.3</b>	Destabilisierendes Giermoment des Rumpfes im Schiebeflug.....	21
<b>Bild 3.1</b>	Komponenten der Geschwindigkeit bei einem Flug ohne und mit Schiebewinkel.....	24
<b>Bild 3.2</b>	Giermomentenbeiwert des gepfeilten Flügels in Abhängigkeit des Pfeilwinkels.....	29
<b>Bild 4.1</b>	Airbus A319-100.....	30
<b>Bild 4.2</b>	Airbus A340-300.....	30
<b>Bild 4.3</b>	Boeing B747-400.....	30
<b>Bild 5.1</b>	Aufbau von PreSTo.....	36
<b>Bild 5.2</b>	Seitenleitwerksauslegung nach Stabilitätsforderung innerhalb von PreSTo.....	37
<b>Bild 5.3</b>	Auswahl eines Giermomentenbeiwerts in PreSTo.....	38
<b>Bild 5.4</b>	Auswahl einer Berechnungsmethode für den Giermomentenbeiwert des gepfeilten Flügels in PreSTo.....	38
<b>Bild 5.5</b>	Anzeige der Werte der Hilfsparameter des Rumpfgiermomentenbeiwerts in PreSTo.....	38
<b>Bild 5.6a</b>	Wertanzeige in PreSTo, mit der zur Berechnung erforderlichen Formel hinterlegt.....	39
<b>Bild 5.6b</b>	Wertanzeige in PreSTo, mit Bildinformation hinterlegt.....	39
<b>Bild A1</b>	Bestimmung des empirischen Faktors $k_N$ .....	44
<b>Bild A2</b>	Bestimmung des empirischen Faktors $k_{R,I}$ .....	45

## Verzeichnis der Tabellen

<b>Tabelle 2.1</b>	Phasen der Flugzeugentwicklung.....	16
<b>Tabelle 3.1</b>	Beispielwerte für die Berechnung des Giermomentenbeiwerts des gefeilten Flügels .....	28
<b>Tabelle 3.2</b>	Ergebnisse der Berechnung des Giermomentenbeiwerts des gefeilten Flügels .....	28
<b>Tabelle 4.1a</b>	Eingabedaten ausgewählter Flugzeuge, Allgemein .....	31
<b>Tabelle 4.1b</b>	Eingabedaten ausgewählter Flugzeuge, Flügel .....	31
<b>Tabelle 4.1c</b>	Eingabedaten ausgewählter Flugzeuge, Seitenleitwerk .....	31
<b>Tabelle 4.1d</b>	Eingabedaten ausgewählter Flugzeuge, Rumpf .....	31
<b>Tabelle 4.2</b>	Ergebnisse, Seitenleitwerksauslegung ohne Giermomentenbeiwert des gefeilten Flügels .....	32
<b>Tabelle 4.3</b>	Ergebnisse, Seitenleitwerksauslegung mit Giermomentenbeiwert des gefeilten Flügels .....	32
<b>Tabelle 4.4</b>	Abweichung der errechneten Seitenleitwerksflächen vom Original.....	33

## Liste der Symbole

$A$	Streckung (aspect ratio)
$A_V$	Streckung des Seitenleitwerks
$b$	Spannweite
$C_D$	Widerstandsbeiwert
$C_L$	Auftriebsbeiwert
$C_{L,\alpha}$	Auftriebsgradient
$C_{N,\beta,F}$	Giermomentenbeiwert des Rumpfs
$C_{N,\beta,W}$	Giermomentenbeiwert des Flügels
$C_V$	Volumenbeiwert des Seitenleitwerks
$C_{Y,\beta,V}$	Stabilitätsbeiwert des Seitenleitwerks
$d_F$	Rumpfdurchmesser
$e$	Oswald-Faktor
$k_N$	Empirischer Faktor
$k_{R,l}$	Empirischer Faktor
$H$	Reiseflughöhe
$l_F$	Länge des Rumpfes
$Y_V$	Seitenkraft des Seitenleitwerks
$l_V$	Hebelarm des Seitenleitwerks
$M$	Machzahl
$N_{CG}$	Gesamtgiermoment am Schwerpunkt
$N_F$	Giermoment des Rumpfes
$N_W$	Giermoment des Flügels
$q$	dynamischer Druck
$Re$	Reynoldszahl
$S_V$	Seitenleitwerksfläche
$S_W$	Flügelfläche
$T$	Temperatur
$V$	Geschwindigkeit (velocity)
$x_m$	Schwerpunkt gemessen von der Flugzeugnase



## Griechische Symbole

$\alpha$	Anstellwinkel
$\beta$	Schiebewinkel
$\varphi_{25}$	Pfeilwinkel der Einviertelpunktlinie
$\varphi_{25,V}$	Pfeilwinkel der Einviertelpunktlinie des Seitenleitwerks
$\varphi_{50,V}$	Pfeilwinkel der 50%-Linie des Seitenleitwerks
$\lambda_v$	Zuspitzung des Seitenleitwerks
$\nu$	V-Winkel
$\rho$	Dichte

## Indizes

$( )_{AC}$	Neutralpunkt (aerodynamic center)
$( )_{CG}$	Schwerpunkt (center of gravity)
$( )_D$	Widerstand (drag)
$( )_F$	Rumpf (fuselage)
$( )_i$	induziert (induced)
$( )_L$	Auftrieb (lift)
$( )_n$	normal
$( )_t$	tangential
$( )_V$	Seitenleitwerk (vertical tail)
$( )_w$	Flügel (wing)

## Liste der Abkürzungen

CS	Certification Specification
EASA	European Aviation Safety Agency
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
ICAO	International Civil Aviation Organization
LN	Luftfahrt Norm
PC	Personal Computer
PDF	Portable Document Format
PreSTo	Preliminary Sizing Tool
URL	Universal Resource Locator
WWW	World Wide Web

# 1 Einleitung

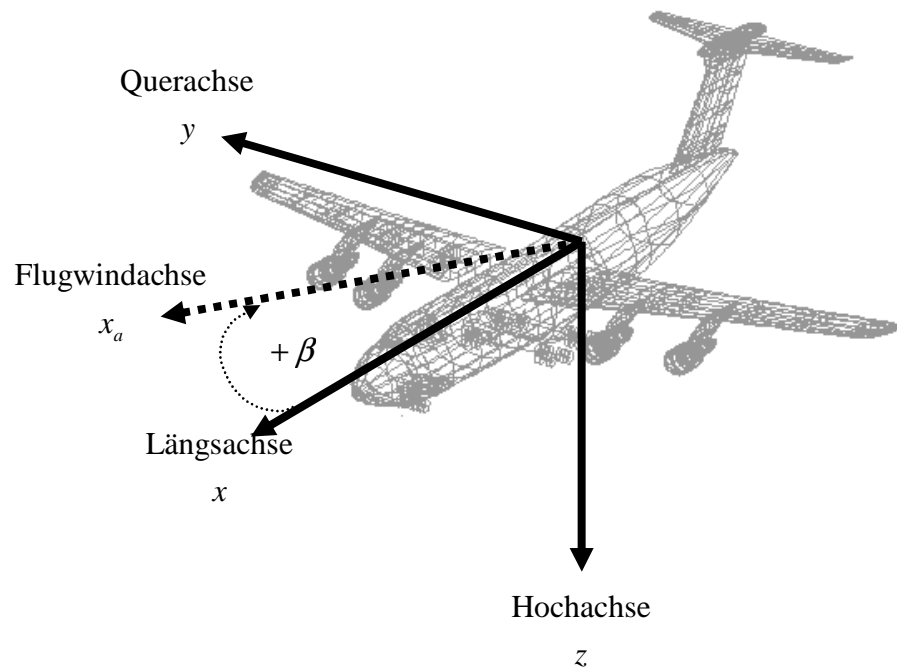
## 1.1 Motivation

Die Hauptaufgabe des Flugzeugseitenleitwerks ist es, ein Moment um die Flugzeughochachse zu erzeugen. Dabei soll das Seitenleitwerk unsymmetrische Momentenverteilungen ausgleichen und das Flugzeug so um seine Hochachse stabilisieren. In dieser Funktion wird das Seitenleitwerk von der Flügelpfeilung unterstützt. Im Schiebeflug erzeugt der rückwärts gepfeilte Flügel ein stabilisierendes Giermoment. Es scheint jedoch schwierig dieses Giermoment bereits in der Projektphase der Flugzeugentwicklung zu bestimmen, weshalb es häufig vernachlässigt wird. Das wiederum bedeutet jedoch zwangsläufig, dass die berechnete Seitenleitwerksfläche zu groß ist. Auch wenn im Flugzeugentwurf nicht der Anspruch erhoben wird, alle Parameter exakt bestimmen zu können, so wird doch versucht, die spätere Realität im Vorhinein möglichst gut abzubilden. Da der Flugzeugentwerfer ein wenig zwischen den flugzeugbauspezifischen Fachdisziplinen steht, muss er sich behelfen und mit vereinfachten Methodiken Werte abschätzen, um damit weiterzurechnen. Es ist also wünschenswert, eine Aussage über den Beitrag des gepfeilten Flügels zur Gierstabilität zu machen, um die Seitenleitwerksauflegung noch genauer zu machen. Denn, je genauer die mit den vorliegenden Berechnungsmethoden abgeschätzte Seitenleitwerksfläche, desto genauer die abgeschätzte Seitenleitwerksmasse bzw. die abgeschätzte Flugzeugmasse, usw. Kaum ein berechneter Parameter steht für sich selbst, sondern findet Anwendung in vielen anderen Formeln. Daher ist der Flugzeugentwerfer ständig auf der Suche nach geeigneten Berechnungsmethoden, um Schneeballeffekte zu verhindern und die Forschung noch effektiver zu machen. Ob eine Berechnungsmethode geeignet ist, kann an Hand eines Vergleichs der Berechnungsmethodenergebnisse mit den Parametern erfolgreich gebauter Flugzeuge entschieden werden.

## 1.2 Begriffsdefinitionen

### Körperfestes Achsenkreuz

Das *körperfeste Achsenkreuz* hat seinen Ursprung im Schwerpunkt des Flugzeugs. In Bild 1.1 sind Hoch-, Längs- und Querachse mit ihrer definierten Orientierung dargestellt.



**Bild 1.1** Das körperfeste Achsenkreuz mit Flugwindachse und Schiebewinkel

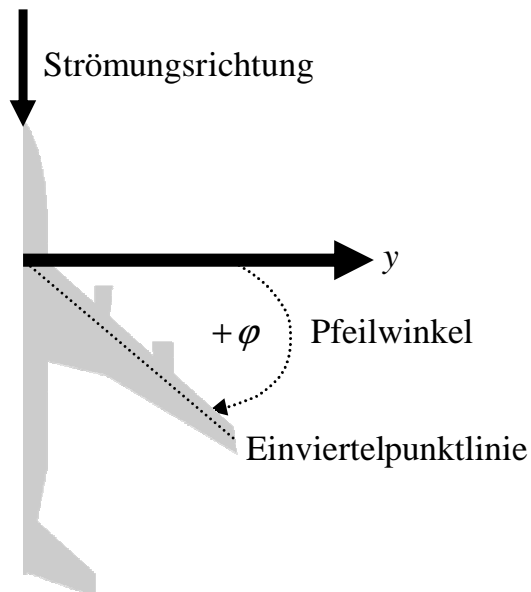
### Schiebewinkel, Schiebeflug

Nach **LN 9300 1970** wird mit dem *Schiebwinkel* des Luftfahrzeugs der Winkel zwischen der Flugwindachse und der  $x,z$ -Ebene des körperfesten Achsenkreuzes bezeichnet. Wie in Bild 1.1 zu sehen, ist der Schiebewinkel positiv, wenn der Einheitsvektor der Flugwindachse eine positive Komponente in der  $y$ -Richtung des körperfesten Achsenkreuzes besitzt. Fliegt ein Flugzeug mit Schiebewinkel, befindet es sich im *Schiebeflug*. **LN 9300 1970** gibt den Hinweis, dass der Schiebewinkel im deutschsprachigen Raum bis in das Jahr 1959 in die entgegengesetzte Richtung als positiv definiert wurde. In dieser Projektarbeit wurden daher ältere Formeln der aktuellen Vorzeichenkonvention angepasst, um Unklarheiten zu vermeiden.

### Einviertelpunktlinie, Pfeilwinkel, Pfeilung, gepfeilter Flügel

Verbindet man die Punkte der Flügelprofile, die sich bei einem Viertel der Profilsehnenlänge in Strömungsrichtung befinden, so ergibt sich die *Einviertelpunktlinie*. Nach **Schulze 2008** spricht man von *positiver Pfeilung*, wenn sich die Einviertelpunktlinie gegenüber der körperfesten  $y$ -Achse in Strömungsrichtung geneigt befindet. Befindet sich die Einviertelpunktlinie gegenüber der körperfesten  $y$ -Achse entgegen der Strömungsrichtung geneigt, so spricht man hingegen von *negativer Pfeilung*. Der *Pfeilwinkel* ist laut **LN 9300 1970** definiert als "Winkel zwischen  $y,z$ -Ebene [des körperfesten Achsenkreuzes, Anm. d. Verf.] und der Projektion der

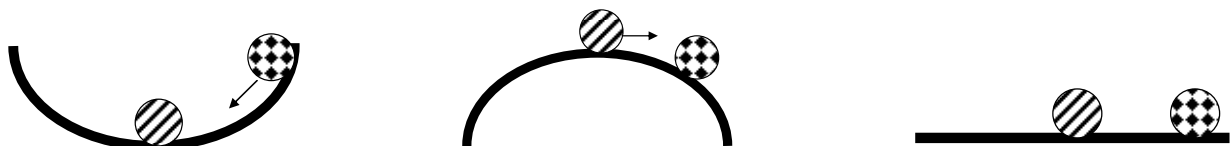
gepfeilten Linie auf die  $x,y$ -Ebene [des körperfesten Achsenkreuzes, Anm. d. Verf.]“. Positive Pfeilung bedeutet positiver Pfeilwinkel und negative Pfeilung bedeutet negativer Pfeilwinkel. Spricht man von einem rückwärts gepfeilten Flügel, handelt es sich um positive Pfeilung, spricht man von einem vorwärts gepfeilten Flügel, bedeutet dies negative Pfeilung. Ein Flügel der eine Pfeilung aufweist ist ein *gepfeilter Flügel*. Zum Verständnis dient auch Bild 1.2.



**Bild 1.2** Pfeilwinkel

### Stabilität

*Stabilität* bezeichnet die Eigenschaft eines Körpers, nach einer Störung von außen wieder in seinen Ausgangszustand zurück zu gelangen. Bild 1.3 verdeutlicht den Unterschied zwischen Stabilität, Instabilität und Indifferenz.



**Bild 1.3** Stabilität, Instabilität, Indifferenz

### 1.3 Ziel der Arbeit

Das vorliegende Dokument gibt einen Überblick über die in der Literatur vorhandenen Berechnungsmethoden zur Ermittlung des Giermoments des gepfeilten Flügels und analysiert diese an Hand der Seitenleitwerksauslegung.

Es gestaltet sich schwierig mehrere verschiedene Formeln zur Berechnung des Giermoments des gepfeilten Flügels aufzuspüren. Dies ist die Folge vor allem zweier Gründe:

1. Das Giermoment des gepfeilten Flügels wird bei der Berechnung der Stabilität um die Hochachse häufig vernachlässigt. Grund dafür ist, dass es einen geringen Wert besitzt und der entstehende Fehler in der Projektphase der Flugzeugentwicklung hingenommen wird.
2. Die Berechnung ist nicht möglich, da die Formel Werte benötigt, die in der Projektphase noch nicht verfügbar sind.

Das vorliegende Dokument soll eine Antwort auf die Frage liefern, wie wichtig der Beitrag des Giermoments des gepfeilten Flügels für die Seitenleitwerksauslegung ist, indem ...

- ... das Giermoment des gepfeilten Flügels mit Hilfe der vorhandenen Berechnungsmethoden abgeschätzt wird,
- ... Seitenleitwerksflächen mit den abgeschätzten Werten nach Stabilitätsforderung ausgelegt werden,
- ... die errechneten Seitenleitwerksflächen mit den Seitenleitwerksflächen tatsächlich gebauter Flugzeuge verglichen werden,
- ... eine Aussage über die Güte der Berechnungsmethoden getroffen wird.

Dieses Dokument bereitet die gewonnen Erkenntnisse auf und liefert eine schrittweise Anleitung zur Seitenleitwerksauslegung nach Stabilitätsforderung. Zudem werden die Ergebnisse in das Berechnungstool PreSTo integriert und so die praktische Anwendung möglich gemacht.

Ziel dieser Arbeit ist daher, ein gutes Verständnis über das Thema, Giermoment des gepfeilten Flügels im Bezug auf die Seitenleitwerksauslegung in der Projektphase der Flugzeugentwicklung zu vermitteln.

## 1.4 Aufbau der Arbeit

Der Verlauf der Projektarbeit soll zunächst die nötigen Grundkenntnisse vermitteln, um darauf aufbauend das Thema verständlich darstellen zu können.

- Die Eingabe der Ergebnisse dieser Schrift in PreSTo soll die Verbindung zwischen theoretischen Überlegungen und praktischer Anwendung schaffen.
- Der Hauptteil dieser Schrift enthält **die Ausführungen** zum Thema:

**Abschnitt 2** erklärt die theoretischen Grundlagen dieser Projektarbeit.

**Abschnitt 3** stellt die in der Literatur gefundenen Berechnungsmethoden dar, berechnet mit diesen das Giermoment des gepfeilten Flügels und vergleicht die Ergebnisse.

**Abschnitt 4** berechnet die Seitenleitwerksfläche nach Stabilitätsforderung mit und ohne Berücksichtigung der Berechnungsmethoden aus der Literatur, diskutiert die Ergebnisse und gibt eine allgemeine Vorgehensweise an.

**Abschnitt 5** erläutert die Funktionsweise von PreSTo und dokumentiert die Eingabe der Berechnungsmethoden in das Programm.

**Anhang A** enthält Diagramme zur Bestimmung des Rumpfgiermomentenbeiwerts.

## 2 Flugzeugentwurf

Es ist ein Ziel des zivilen Flugzeugbaus, mit einem neuen Fluggerät Gewinn zu erwirtschaften. Nachdem mit Hilfe einer Bedarfsanalyse ein konkreter Bedarf ermittelt wurde, ist es nun wichtig die Flugzeugentwicklung möglichst kostengünstig zu realisieren. Der Flugzeugentwurf als Teil der Flugzeugentwicklung gliedert sich in verschiedene Phasen, wobei diese nicht einheitlich voneinander getrennt sind. Nach **Scholz 1999** macht es jedoch Sinn, die in Tabelle 2.1 zu sehende Unterscheidung der einzelnen Entwicklungsschritte vorzunehmen.

**Tabelle 2.1** Phasen der Flugzeugentwicklung

Phase	Projektphase	Definitionsphase	Entwicklungsphase
Aktivität	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Dimensionierung (preliminary sizing)</li> <li>• Entwurf (conceptual design)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Vorentwicklung (preliminary design)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Entwicklung (detail design)</li> </ul>
Beispiele durchzuführender Arbeiten	Marktanalysen Konfigurationsfindung Triebwerksauswahl	Strukturvorentwicklung Bauweisen, Fertigungsverfahren Systemdefinition flugmechanische Simulation	Konstruktion Systementwicklung Triebwerksintegration Strukturversuche Systemversuche Flugerprobung

Diese Projektarbeit beschäftigt sich in Anlehnung an **Scholz 1999** ausschließlich mit der Projektphase der Flugzeugentwicklung.

### 2.1 Seitenleitwerksauslegung

Um einen groben Richtwert in einem frühen Stadium des Flugzeugentwurfs zu erhalten, werden Leitwerksflächen mit dem sogenannten Leitwerksvolumenbeiwert abgeschätzt. Es gilt für den Volumenbeiwert des Seitenleitwerks, dass

$$C_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S_W \cdot b} \quad (2.1)$$

und somit,

$$S_V = \frac{C_V \cdot S_W \cdot b}{l_V} \quad (2.2)$$



Der Hebelarm und der Volumenbeiwert des Seitenleitwerks werden hierbei an Hand von Erfahrungswerten abgeschätzt. Auch um Kosten wegen aufwendiger Nacharbeit zu sparen, ist das Ziel jedoch ein Seitenleitwerk in der Projektphase so auszulegen, dass es dem späteren Original möglichst nahe kommt. Das wird auch in der Einleitung von **Scholz 1999** verdeutlicht:

*Ein guter Entwurf zeichnet sich dadurch aus, dass Detailuntersuchungen durch Spezialisten keine oder nur kleine Änderungen am Entwurf verlangen und diese kleinen Änderungen keine Rückwirkungen auf die Arbeiten anderer Spezialisten haben.*

Um die spätere Realität im Vorhinein abzubilden, muss ich die an das Bauteil gestellten Anforderungen möglichst genau kennen. Leitwerke sorgen für Stabilität und Steuerbarkeit. Das bedeutet, dass ein Seitenleitwerk auch nach diesen beiden Gesichtspunkten ausgelegt werden muss. Für die Seitenleitwerksauslegung nach Steuerbarkeitsforderung, die in dieser Projektarbeit nicht näher betrachtet werden soll, ist vor allem ein Triebwerksausfall beim Start von Bedeutung. Die Seitenleitwerksauslegung nach Stabilitätsforderung ist im Weiteren Gegenstand der Untersuchung.

Da das Seitenleitwerk Stabilität um die Hochachse liefert, wird die Summe der Momente um die Hochachse im Flugzeugschwerpunkt aufgestellt. Im Schiebeflug liefern das Seitenleitwerk, der Rumpf und der Flügel hierfür den Hauptbeitrag. Rumpf und Flügel liefern die Giermomente  $N_F$  bzw.  $N_W$ , das Seitenleitwerk eine Seitenkraft  $Y_V$ , die multipliziert mit dem Hebelarm  $l_V$  ebenfalls ein Moment um die Hochachse erzeugt. Schubeffekte werden nach **Nicolai 1975** vernachlässigt, da sie für gewöhnlich nicht vom Schiebewinkel abhängen. Nun gilt

$$N_{CG} = N_F + N_W - Y_V \cdot (l_V - x_{CG-AC}) \quad . \quad (2.3)$$

Bei  $x_{CG-AC}$  handelt sich um den Abstand des Schwerpunkts zum Neutralpunkt des Flügels in x-Richtung des körperfesten Achsensystems. Da der Schwerpunkt, sowie der Neutralpunkt des Flügels aber dynamische Parameter sind, denen man nur schwer feste Werte zuweisen kann, wird ihr Abstand in den folgenden Berechnungen vernachlässigt.

Es ist zweckmäßig die Giermomente in dimensionslose Beiwerte umzurechnen. Man erhält:

$$N_{CG} = \frac{\partial C_N}{\partial \beta} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b = C_{N,\beta} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b \quad , \quad (2.4)$$

$$N_F = \frac{\partial C_{N,F}}{\partial \beta} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b = C_{N,\beta,F} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b \quad , \quad (2.5)$$

$$N_W = \frac{\partial C_{N,W}}{\partial \beta} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b = C_{N,\beta,W} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b \quad , \quad (2.6)$$

$$Y_V = \frac{\partial C_{Y,V}}{\partial \beta} \cdot \beta \cdot q \cdot S_V = C_{Y,\beta,V} \cdot \beta \cdot q \cdot S_V \quad , \quad (2.7)$$

und damit wird Gleichung 2.3 zu:

$$C_{N,\beta} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b = C_{N,\beta,F} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b + C_{N,\beta,W} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b - C_{Y,\beta,V} \cdot \beta \cdot q \cdot S_V \cdot l_V \quad . \quad (2.8)$$

Nach teilen durch  $\beta, q, S_W$  und  $b$  sowie umstellen der Gleichung lässt sich die Seitenleitwerksfläche schließlich mit

$$S_V = S_W \cdot \left( \frac{C_{N,\beta} - C_{N,\beta,F} - C_{N,\beta,W} \cdot \frac{b}{l_V}}{-C_{Y,\beta,V}} \right) \quad (2.9)$$

berechnen.

## 2.2 Parameter der Seitenleitwerksauslegung

### 2.2.1 Giermomentenbeiwert

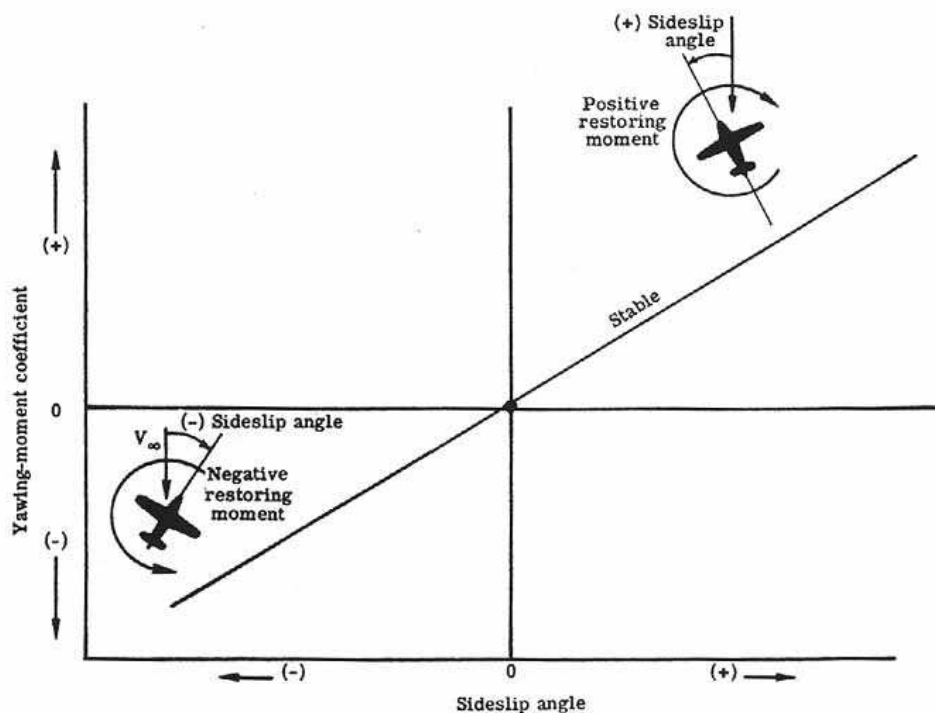
Nach CS 25.177 wird für Stabilität um die Hochachse, die sogenannte Richtungsstabilität, gefordert:

- a) *The static directional stability (as shown by the tendency to recover from a skid with the rudder free) must be positive for any landing gear and flap position and symmetrical power condition... .*

Es muss also gelten, dass

$$C_{N,\beta} > 0 \quad (2.10)$$

ist. Den Zusammenhang zwischen dieser Forderung und dem Schiebwinkel liefert Bild 2.1. Die geneigte Gerade deutet den gierstabilen oder gierinstabilen Fall an. Es wird deutlich, Stabilität um die Hochachse besitzt ein Flugzeug, wenn es nach einer Störung, durch beispielsweise einen Seitenwind, den entstehenden Schiebewinkel wieder zu Null setzt. Das Flugzeug sollte die Fähigkeit besitzen sich von selbst wieder in den Flugwind hinein zu drehen. Aus diesem Grund wird die Richtungsstabilität auch als Windfahnenstabilität bezeichnet.



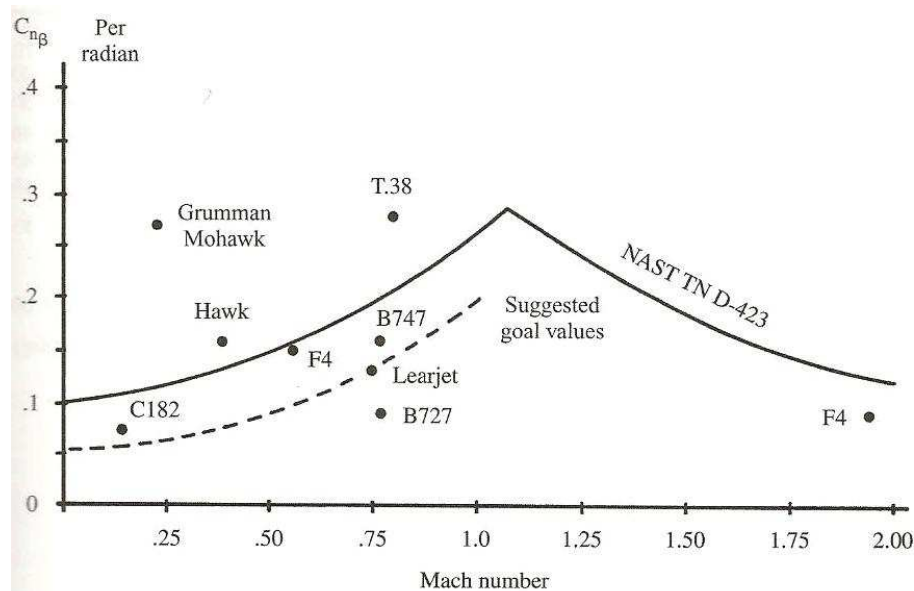
**Bild 2.1** Zusammenhang, Giermomentenbeiwert und Schiebwinkel

Für eine ausreichendes  $C_{N,\beta}$  werden in der Literatur verschiedene Werte angegeben. **Roskam II 1997** fordert, dass für ausreichende Richtungsstabilität

$$C_{N,\beta} \geq 0.0571 / \text{rad} \quad (2.11)$$

gelten muss. Wie in dem Diagramm in Bild 2.2 zu sehen geht **Raymer 1996** ebenfalls etwa von diesem Wert als Minimalwert aus, führt jedoch zusätzlich eine Abhängigkeit von der Machzahl ein. Des Weiteren gibt er verschiedene Werte für einzelne Flugzeuge an und schlägt eine Kurve vor, auf der in Abhängigkeit der Machzahl die Werte für  $C_{N,\beta}$  abzulesen sind.

**Raymer 1996** gibt jedoch auch den Hinweis, dass exakte Werte für  $C_{N,\beta}$  erst über dynamische Analysen mittels Windkanalversuchen zu erhalten sind. Denn, so führt er weiter aus, selbst nach den Testflügen eines Prototyps ist es nicht ungewöhnlich, dass die Seitenleitwerksfläche erneut geändert wird.



**Bild 2.2**  $C_{N,\beta}$  aufgetragen über der Machzahl

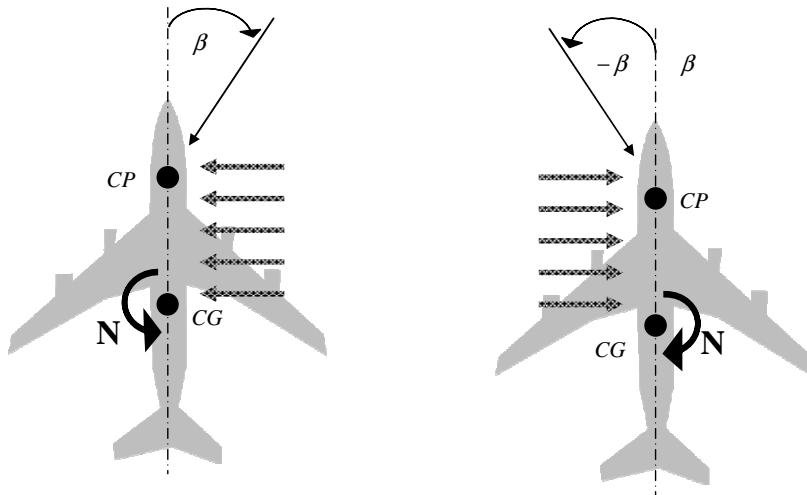
**Nelson 1998** gibt wieder einen konstanten Wert für den Gierrmomentenbeiwert an und setzt

$$C_{N,\beta} = 0.071 / \text{rad} \quad (2.12)$$

**Torenbeck 1988** wiederum liefert Wertebereiche für  $C_{N,\beta}$  einzelner Flugzeugtypen und gibt den Hinweis, dass der Gierrmomentenbeiwert von Flugzeugen mit Flügel Pfeilung eine Funktion des Auftriebsbeiwerts ist.

### 2.2.2 Giermomentenbeiwert des Rumpfes $C_{N,\beta,F}$

Von der Flugzeugnase aus gesehen liegt der Druckpunkt des Rumpfes ungefähr bei einem Viertel der Rumpflänge und somit vor dem Flugzeugschwerpunkt. Im Flug mit positivem oder negativem Schiebewinkel erzeugt der Rumpf daher immer ein destabilisierendes Giermoment, da sich das Flugzeug nicht in den Flugwind hinein, sondern weiter aus dem Flugwind heraus dreht. Zum Verständnis dient Bild 2.3.



**Bild 2.3** Destabilisierendes Giermoment des Rumpfes im Schiebeflug

Zur Berechnung von  $C_{N,\beta,F}$  gibt **DATCOM 1978** folgende Formel an, die allerdings vereinfachend nur für zylindrische Rumpfe gilt.

$$C_{N,\beta,F} = -\frac{360}{2 \cdot \pi} \cdot k_N \cdot k_{R,l} \cdot \frac{l_F^2 \cdot d_F}{S_w \cdot b} \quad 1/\text{rad} \quad (2.13)$$

Bei dem Parameter  $k_N$  handelt es sich um einen empirischen Faktor, der die Flügel-Rumpf-Interferenz berücksichtigt und laut **Pamadi 1998** eine Funktion der Rumpfgeometrie und der Flugzeugschwerpunktsposition ist. Mit Hilfe des Diagramms in Bild A1 im Anhang lässt sich  $k_N$  ablesen. **DATCOM 1978** liefert jedoch auch eine Gleichung zur Berechnung und setzt

$$k_N = 0.01 \cdot \left[ 0.27 \cdot \frac{x_m}{l_F} - 0.168 \cdot \ln\left(\frac{l_F}{d_F}\right) + 0.416 \right] - 0.0005 \quad , \quad (2.14)$$

wobei  $x_m$  den Abstand des Schwerpunkts von der Flugzeugnase anzeigt. Aus Mangel an geeigneten Daten wird  $x_m$  der halben Rumpflänge gleichgesetzt.

Der Parameter  $k_{R,l}$  ist ebenfalls ein empirischer Faktor und stellt eine Funktion der Reynoldszahl des Rumpfes da.  $k_{R,l}$  ist sowohl aus dem Diagramm in Bild A2 im Anhang abzulesen, als auch in Form der Gleichung

$$k_{R,l} = 0.46 \cdot \log\left(\frac{\text{Re}}{10^{+6}}\right) + 1 \quad (2.15)$$

verfügbar. Für die Reynoldszahl gilt bezogen auf die Rumpflänge, dass

$$\text{Re} = \frac{\rho \cdot l_F \cdot V}{\mu} \quad (2.16)$$

ist. Für eine gegebene Reise Flughöhe zwischen 11 km bis 20 km<sup>1</sup> lassen sich die Dichte  $\rho$  und die Viskosität  $\mu$  wie folgt berechnen. Für die Dichte gilt,

$$\rho = \frac{0.3639 \cdot e^{[-0.000157688 \cdot (H-11000)]}}{\rho_0} \text{ kg/m}^3 \quad , \quad (2.17)$$

wobei  $H$  die Reise Flughöhe und  $\rho_0$  die Standarddichte nach ICAO bezeichnet. Nach **Schulze 2008** lässt sich die Viskosität  $\mu$  mit dem Gesetz von Sutherland berechnen. Man erhält

$$\mu = 1.458 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{216.65^{1.5}}{216.65 + 110.4} \text{ kg/(m s)} \quad . \quad (2.18)$$

### 2.2.3 Giermomentenbeiwert des Flügels $C_{N,\beta,w}$

Der Einfluss des Flügels auf die Stabilität um die Hochachse wird gesondert in Abschnitt 3 beschrieben.

---

<sup>1</sup> Es handelt sich hier um eine isotherme atmosphärische Schicht, d.h. die Temperatur ist konstant.

## 2.2.4 Giermomentenbeiwert des Seitenleitwerks $C_{Y,\beta,V}$

Den mit Abstand größten Beitrag zur Gierstabilität des Flugzeugs liefert das Seitenleitwerk. Bei einem Flug mit Schiebewinkel entsteht am Seitenleitwerk eine Seitenkraft  $Y_F$ , die ein großes Moment um die Hochachse erzeugt. Da der Schiebewinkel der Anstellwinkel des Seitenleitwerks ist, schlägt **Scholz 1999** vereinfachend vor  $C_{Y,\beta,V}$  wie den Auftriebsgradienten des Flügels zu berechnen. Die Berechnungsmethode ist **DATCOM 1978** entnommen, wobei sie vereinfacht wurde, da die Einflüsse von Rumpf, Höhenleitwerk, seitlichem Abwind und Abminderung auf das Seitenleitwerk vernachlässigt wurden. Es ist

$$C_{Y,\beta,V} = -(C_{L,\alpha})_V = -1 \cdot \left( \frac{2 \cdot \pi \cdot A_V}{2 + \sqrt{A_V^2 \cdot (1 + \tan^2 \varphi_{50,V} - M^2) + 4}} \right) \text{ 1/rad.} \quad (2.19)$$

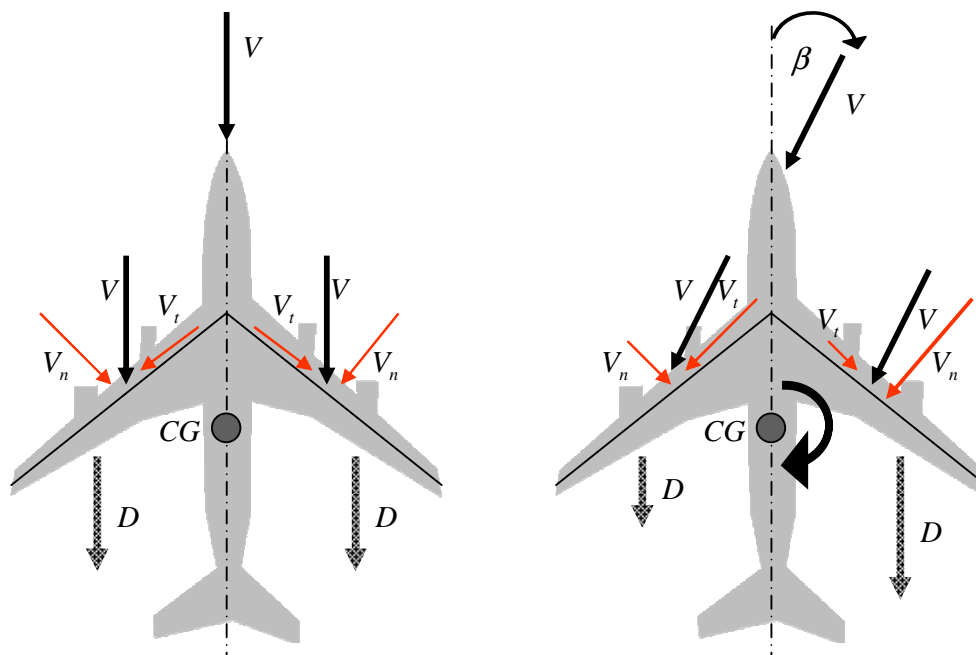
Aus der häufig gegebenen Pfeilung um die Einviertelpunktlinie kann die Pfeilung um die 50%-Linie des Seitenleitwerks mit der nachfolgenden Formel berechnet werden.

$$\varphi_{50,V} = \arctan \left[ \tan \varphi_{25,V} - \frac{4}{A_V} \cdot \left( \frac{1}{4} \cdot \frac{1 - \lambda_V}{1 + \lambda_V} \right) \right] \quad (2.20)$$

### 3 Literaturrecherche zum Thema

Es wurde festgestellt, dass hingegen der Erwartungen, recht viel Literatur zu einem Thema zur Verfügung steht, wenn man die Stichworte kennt. Je mehr sich mit der Literatur beschäftigt wurde, desto mehr wurde erkannt, dass viele Veröffentlichungen einen sehr ähnlichen Aufbau besitzen. Ausgehend von dieser Erkenntnis gestaltet sich die Recherche sehr effizient, man weiß genau, wo nach man sucht und wo sich die benötigte Information verbirgt.

In der Literatur wurden viele Werke in englischer und deutscher Sprache gefunden, die sich mit dem Thema der Flugzeugstabilität auseinandersetzen. Die Richtungsstabilität, um die es in dieser Projektarbeit vornehmlich geht, wird dabei bis auf **Hale 1984** und **Ohja 1995** von allen Autoren berücksichtigt. Über einen Beitrag des Flügels zur Richtungsstabilität ist bei **Asselin 1997**, **Anderson 2008**, **Etkin 1966**, **MacCormick 1995**, **Richter 1965** und **Russell 1996** allerdings nichts zu finden. Anders ist es bei **Babister 1961**, **Nelson 1998** und **Torenbeck 1988**, die dem Flügel zumindest einen gewissen Effekt zugestehen. Sie geben jedoch mit dem Hinweis, dass dieser Effekt auf Grund seiner geringen Größe zu vernachlässigen sei, keine Berechnungsformel an. Tatsächlich besteht innerhalb der gefundenen Literatur große Einigkeit darüber, dass der Giermomentenbeiwert des Flügels nur einen sehr kleinen Beitrag zur Stabilität um die Hochachse liefert. Auch ist Konsens, dass das Giermoment des ungepfeilten Flügels im Schiebeflug für den Flugzeugentwurf gänzlich zu vernachlässigen ist. Der Beitrag den ein gepfeilter Flügel zur Richtungsstabilität liefert wird jedoch von vielen Autoren berücksichtigt. Es wird festgestellt, dass ein rückwärts gepfeilter Flügel das Flugzeug um seine Hochachse stabilisiert und ein vorwärts gepfeilter Flügel das Flugzeug destabilisiert. Zur Erklärung dient Bild 3.1.



**Bild 3.1** Komponenten der Geschwindigkeit bei einem Flug ohne und mit Schiebewinkel



Im Flug ohne Schiebewinkel liegen der rechte und der linke Tragflügel mit derselben Orientierung in der Strömung. Der Geschwindigkeitsvektor der Strömung zerteilt sich an der Flügelvorderkante in eine tangentielle und eine normale Komponente. Die Normalkomponente greift am rechten und linken Tragflügel mit demselben Betrag an und ist für die Auftriebskraftberechnung maßgeblich. Auf Grund des rückwärts gepfeilten Flügels steigt der Betrag der Normalkomponente des rechten Tragflügels proportional zum Schiebewinkel, während der Betrag der Normalkomponente des linken Tragflügels proportional zum Schiebewinkel sinkt. Im Schiebeflug wird der rechte Tragflügel also mit einer größeren Geschwindigkeit umströmt als der linke. Diese höhere Umströmungsgeschwindigkeit hat zur Folge, dass der rechte Tragflügel nicht nur einen größeren Auftrieb erzeugt, sondern auch einen größeren Widerstand. Gleichung 3.1 verdeutlicht diesen Zusammenhang, am Beispiel der Berechnung des Beiwerts des induzierten Widerstands aus dem Auftriebsbeiwert.

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (3.1)$$

Durch den erhöhten Widerstand erzeugt der rechte Tragflügel ein nach Vorzeichenkonvention positives Moment um den Schwerpunkt, das das Flugzeug in die Flugwindachse hinein dreht und damit stabilisierend wirkt. Bei einem vorwärts gepfeilten Flügel wäre der Effekt umgekehrt. Hier würde die linke Tragfläche auf Grund der höheren Geschwindigkeit einen höheren Widerstand erzeugen und das entstehende Moment wäre gierinstabil.

### 3.1 Berechnungsmethoden aus der Literatur

Im Folgenden werden die in der Literatur gefundenen Berechnungsmethoden<sup>2</sup> für den Giermomentenbeiwert des gepfeilten Flügels  $C_{N,\beta,W}$  dargestellt.

Gleichung 3.2 zeigt die Berechnungsmethode nach **DATCOM 1978**, auf die in der Literatur mit Abstand am häufigsten verwiesen wird. Zur Abschätzung von  $C_{N,\beta,W}$  ziehen diese Berechnungsmethode auch **Ly 1997**, **Nicolai 1975**, **Raymer 1996** und **Roskam VI 1990** heran. Wobei Letzterer zu bedenken gibt, dass es sich hier nur um eine grobe Abschätzung handelt, die im Flugzeugentwurf zu Null zu setzen sei.

---

<sup>2</sup> Zum besseren Verständnis wurden die in den Berechnungsmethoden verwandten Größen entsprechend dem Symbolverzeichnis dieser Projektarbeit vereinheitlicht.

$$C_{N,\beta,W} = C_L^2 \cdot \left[ \frac{1}{4 \cdot \pi \cdot A} - \frac{\tan(\varphi_{25})}{\pi \cdot A \cdot (A + 4 \cdot \cos(\varphi_{25}))} \cdot \left( \cos(\varphi_{25}) - \frac{A}{2} - \frac{A^2}{8 \cdot \cos(\varphi_{25})} + 6 \cdot \overline{x_{CG-AC}} \cdot \frac{\sin(\varphi_{25})}{A} \right) \right] \quad (3.2)$$

1/rad

Es ist:

$$\overline{x_{CG-AC}} = \frac{x_{CG-AC}}{c_{MAC}} \quad (3.3)$$

Per Definition ist  $\overline{x_{CG-AC}}$  positiv, wenn der Schwerpunkt hinter dem Neutralpunkt des Flügels liegt. Wie in Abschnitt 2 erläutert, wird dieser Abstand in den folgenden Rechnungen mangels Daten vernachlässigt, bzw. zu Null gesetzt. Gleichung 3.2 verkürzt sich daher zu

$$C_{N,\beta,W} = C_L^2 \cdot \left[ \frac{1}{4 \cdot \pi \cdot A} - \frac{\tan(\varphi_{25})}{\pi \cdot A \cdot (A + 4 \cdot \cos(\varphi_{25}))} \cdot \left( \cos(\varphi_{25}) - \frac{A}{2} - \frac{A^2}{8 \cdot \cos(\varphi_{25})} \right) \right] \quad 1/\text{rad.} \quad (3.4)$$

**Pamadi 1998** erläutert, dass der Beitrag des Flügels zur Richtungsstabilität, abgesehen von der Flügelpfeilung auch von der V-Stellung des Flügels abhängt. Wie in Gleichung 3.5 zu sehen, kombiniert **Pamadi 1998** daher Gleichung 3.4 mit einer empirischen Formel, die die V-Stellung berücksichtigt.

$$C_{N,\beta,W} = (C_{N,\beta,W})_v + (C_{N,\beta,W})_\varphi$$

$$C_{N,\beta,W} = (-0,075 \cdot \nu \cdot C_L) + \left( C_L^2 \cdot \left[ \frac{1}{4 \cdot \pi \cdot A} - \frac{\tan(\varphi_{25})}{\pi \cdot A \cdot (A + 4 \cdot \cos(\varphi_{25}))} \cdot \left( \cos(\varphi_{25}) - \frac{A}{2} - \frac{A^2}{8 \cdot \cos(\varphi_{25})} \right) \right] \right) \quad 1/\text{rad} \quad (3.5)$$

Wie Gleichung 3.6 zeigt, liefert auch **Just 1965** eine Berechnungsmethode, die sowohl Flügelpfeilung, als auch Flügel V-Stellung berücksichtigt. Es sind hier entsprechend der Summanden, die einzelnen Beiträge zur Gierstabilität des Flügels gut erkennbar aufgeführt. Die Gleichung beginnt mit einer positiven Konstante, um die generell stabilisierende Eigenschaft des Flügels zu berücksichtigen. Der zweite Summand, zeigt den ebenfalls stabilisierenden Effekt des Widerstandanstiegs im Schiebeflug an. Subtrahiert wird der Einfluss des Flügel V-Winkels, da dieser die Gierbewegung destabilisiert. Schließlich findet der stabilisierende Beitrag der Flügelpfeilung einzeln Eingang in die Gleichung.

$$C_{N,\beta,W} = 0.01 + \left( 0.013 + \frac{0,17}{A} \right) \cdot C_L^2 - (0.1 + 0.015 \cdot A) \cdot C_L \cdot \nu + 0.1 \cdot \tan(\varphi_{25}) \cdot C_L^2 \quad 1/\text{rad} \quad (3.6)$$

**Perkins/Hage 1960** spricht von einer ersten Annäherung zur Abschätzung von  $C_{N,\beta,W}$  und stellt Gleichung 3.7 zur Verfügung, auf die sich aus **Smetana 2001** bezieht. Es ist klar ersichtlich, dass **Perkins/Hage 1960** den Beitrag des Flügels zur Gierstabilität für sehr gering hält.

$$C_{N,\beta,W} = 0.00006 \cdot (\varphi_{25})^{\frac{1}{2}} \quad 1/\text{rad} \quad (3.7)$$

Beim betrachten der Berechnungsmethoden wird erneut deutlich, dass ein Flügel mit einem nach Vorzeichenkonvention positiven Pfeilwinkel einen positiven Giermomentenbeiwert erzeugt.

Eine Abschätzung, die auf analytischen Studien beruht, ist bei **Stengel 2004** zu finden und in Gleichung 3.8 dargestellt. Erneut fließen hier sowohl Pfeilung, als auch V-Stellung des Flügels in die Gleichung ein.

$$C_{N,\beta,W} = k_0 \cdot C_L \cdot \nu + k_1 \cdot C_L^2 \quad 1/\text{rad} \quad (3.8)$$

Bei Flügeln großer Streckung wird 0,075 für  $k_0$  angegeben.  $k_1$  ist eine Funktion der Flügelpfeilung und Streckung und liegt in einem Bereich zwischen 0,15 und 0,2. Da keine Möglichkeit besteht diese Funktion aufzulösen, wird in den folgenden Berechnungen mit dem Mittelwert des Bereichs von  $k_1$  gerechnet. Gleichung 3.8 wird dann zu

$$C_{N,\beta,W} = 0.075 \cdot C_L \cdot \nu + 0.175 \cdot C_L^2 \quad 1/\text{rad} \quad (3.9)$$

Hier gilt es zu bedenken, dass der Einfluss des V-Winkels nicht als destabilisierender, sondern als stabilisierender Faktor in die Gleichung mit einfließt.

Abschließend sei hier auf eine Berechnungsmethode verwiesen, die **Philips 2004** darbietet. Es wird der Hinweis gegeben, dass Gleichung 3.10 auf Grund ihrer Komplexität nicht aufgelöst werden kann. Das Integral beschreibt die Summe aller Teilflächen des Tragflügels, multipliziert mit dem jeweiligen Widerstandsderivativ. Somit ist das Derivat in Abhängigkeit der Spannweitenkoordinate angegeben und wird durch Teilen durch die Gesamtflügelfläche dimensionslos gemacht.

$$C_{N,\beta,W} = \frac{1}{S_W \cdot b_W} \cdot \int_{-\frac{b_W}{2}}^{\frac{b_W}{2}} y \cdot c_W \cdot \frac{\partial \tilde{C}_{D_W}}{\partial \beta} dy + \frac{\tan A}{S_W \cdot b_W} \cdot \int_{-\frac{b_W}{2}}^{\frac{b_W}{2}} y \cdot c_W \cdot \tilde{C}_{D_W} \cdot dy \quad 1/\text{rad} \quad (3.10)$$

### 3.2 Berechnung der Giermomente des gepfeilten Flügels

Es sollen nun die Giermomente des gepfeilten Flügels mit den Berechnungsmethoden aus der Literatur berechnet werden. In Tabelle 3.1 werden die dafür benötigten Beispielwerte dargestellt.

**Tabelle 3.1** Beispielwerte für die Berechnung des Giermomentenbeiwerts des gepfeilten Flügels

A	$C_A$	$\varphi_{25}$ [°]	$\beta$ [°]	$v$ [°]
10	0,5	25	10	5

Tabelle 3.2 zeigt die Ergebnisse der Berechnungen. Die Ergebnisse sind auf fünf Stellen nach dem Komma gerundet.

**Tabelle 3.2** Ergebnisse der Berechnung des Giermomentenbeiwerts des gepfeilten Flügels

Berechnungsmethode	$C_{N,\beta,W}$ [1/rad]	$C_{N,W}=C_{N,\beta,W} \cdot \beta$
DATCOM 1978	0,00686	0,00120
Pamadi 1998	0,00359	0,00063
Just 1965	0,01825	0,00319
Perkins/Hage 1960	0,00004	0,000007
Stengel 2004	0,04702	0,00821

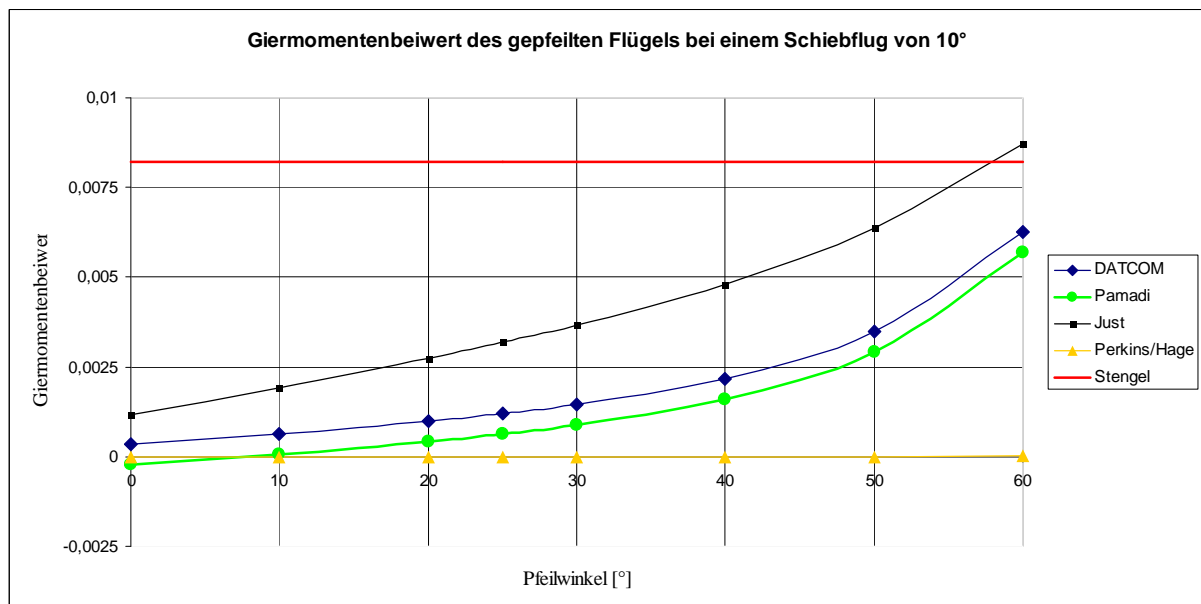
### 3.3 Vergleich der Ergebnisse

Vergleicht man die errechneten Giermomentenbeiwerte, so wird deutlich, dass große Unterschiede bestehen. Der Giermomentenbeiwert der nach **Stengel 2004** bestimmt wurde ist beispielsweise um den Faktor 1000 größer als der nach **Perkins/Hage 1960** bestimmte Wert. Denkt man an die Forderung für ausreichende Richtungsstabilität nach Gleichung 2.11, so ist der nach **Perkins/Hage 1960** berechnete Wert tatsächlich zu vernachlässigen. Da die Berech-

nungsmethode von **Stengel 2004**, die V-Stellung nicht als destabilisierend berücksichtigt, ist der ausgerechnete Wert am größten.

Deutlich bemerkbar macht sich auch der Unterschied zwischen den nach **DATCOM 1978** und **Pamadi 1998** errechneten Ergebnissen. **DATCOM 1978** bestimmt einen Giermomentenbeiwert der doppelt so groß ist. Bei den vorliegenden Eingabedaten schlägt der destabilisierende Effekt des V-Winkels also stark zu Buche.

Bild 3.2 zeigt den Giermomentenbeiwert des gepfeilten Flügels in Abhängigkeit des Pfeilwinkels. Der Schiebewinkel von  $10^\circ$  wurde beibehalten. Auf eine Variation des Schiebewinkels wurde an dieser Stelle verzichtet, da das Pfeilflügelgiermoment linear mit dem Schiebewinkel zusammenhängt. Unabhängig vom Schiebewinkel würde sich qualitativ immer dasselbe Diagramm ergeben.



**Bild 3.2** Giermomentenbeiwert des gepfeilten Flügels in Abhängigkeit des Pfeilwinkels

Da **Stengel 2004** für die Abhängigkeit des Giermomentenbeiwerts vom Pfeilwinkel eine Konstante vorgesehen hat, besteht nur eine Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert. Der auf diese Art berechnete Giermomentenbeiwert weist dem Flügel mit Pfeilung einen stark stabilisierenden Charakter zu. Schön zu sehen ist, wie die nach **DATCOM 1978** und **Pamadi 1998** bestimmten Geraden parallel laufen. Das macht Sinn, da **Pamadi 1998**, abzüglich des destabilisierenden Einflusses des V-Winkels, die Berechnungsmethode nach **DATCOM 1978** verwendet. Bei einem konstanten V-Winkel hat die nach **Pamadi 1998** bestimmte Gerade daher einen konstanten Abstand in vertikaler Richtung, gegenüber der nach **DATCOM 1978** bestimmten Gerade.

## 4 Berechnung der Seitenleitwerksfläche

In diesem Abschnitt werden Seitenleitwerke mit den Daten ausgewählter Flugzeuge nach Stabilitätsforderung ausgelegt. Ziel soll sein, eine Aussage darüber zu treffen, wie groß und bedeutsam der Beitrag des Pfeilflügelgiermoments für die Seitenleitwerksauslegung ist. Hierfür werden die Seitenleitwerke einmal mit und einmal ohne Berücksichtigung des Giermomentenbeiwerts des gepfeilten Flügels ausgelegt. Anschließend werden die errechneten Seitenleitwerksgrößen mit den tatsächlichen Seitenleitwerksgrößen der ausgewählten Flugzeuge verglichen.

### 4.1 Eingabedaten ausgewählter Flugzeuge

In den Bildern 4.1 bis 4.3 sind die für die Seitenleitwerksauslegung ausgewählten Flugzeuge dargestellt. Die Tabellen 4.1a bis 4.1d führen die Daten auf, die **Datenbank 1999** entnommen wurden und für die nachfolgenden Berechnungen verwendet werden.



**Bild 4.1** Airbus A319-100 (Nach Lufthansa 2010)



**Bild 4.2** Airbus A340-300 (Nach Lufthansa 2010)



**Bild 4.3** Boeing B747-400 (Nach Lufthansa 2010)

**Tabelle 4.1a** Eingabedaten ausgewählter Flugzeuge, Allgemein

Flugzeug	Allgemein				
	Machzahl	Geschwindigkeit [m/s]	Dienstgipfel- höhe [m]	Schwerpunkt [m]	Auftriebs- beiwert
<b>Airbus</b>					
A319-100	0,89	196	12500	13,69	0,492
A340-300	0,82	180	12500	27,12	0,515
<b>Boeing</b>					
B747-400	0,85	188	13715	28,20	0,429

**Tabelle 4.1b** Eingabedaten ausgewählter Flugzeuge, Flügel

Flugzeug	Flügel				
	Spannweite [m]	Fläche [m <sup>2</sup> ]	Streckung	Pfeilwinkel $\varphi_{25}$ [°]	V-Winkel [°]
<b>Airbus</b>					
A319-100	33,91	123,66	9,30	24,967	5,11
A340-300	60,30	363,00	10,02	29,800	4,97
<b>Boeing</b>					
B747-400	64,44	587,60	7,07	37,500	7,00

**Tabelle 4.1c** Eingabedaten ausgewählter Flugzeuge, Seitenleitwerk

Flugzeug	Seitenleitwerk			
	Fläche [m <sup>2</sup> ]	Streckung	Hebelarm [m]	Pfeilwinkel $\varphi_{50}$ [°]
<b>Airbus</b>				
A319-100	21,50	6,35	10,67	30,79
A340-300	45,20	5,90	25,50	37,41
<b>Boeing</b>				
B747-400	77,10	5,16	32,50	42,13

**Tabelle 4.1d** Eingabedaten ausgewählter Flugzeuge, Rumpf

Flugzeug	Rumpf		
	Länge [m]	Durchmesser [m]	Reynoldszahl
<b>Airbus</b>			
A319-100	27,38	4,14	$8,84 \cdot 10^7$
A340-300	54,23	5,64	$1,68 \cdot 10^8$
<b>Boeing</b>			
B747-400	56,39	6,80	$1,54 \cdot 10^8$

## 4.2 Berechnung der Seitenleitwerksfläche

Mit den Formeln aus Abschnitt 2 und 3 und den Eingabedaten der ausgewählten Flugzeuge, soll nun die Seitenleitwerksfläche nach Stabilitätsforderung berechnet werden.

In Tabelle 4.2 sind die Ergebnisse der Rechnung ohne Berücksichtigung des Giermomentenbeiwerts des gepfeilten Flügels aufgeführt. Es sind zwei Seitenleitwerksflächen dargestellt, da die Rechnung einmal mit dem Giermomentenbeiwert nach **Roskam II 1997** und einmal mit dem Giermomentenbeiwert nach **Nelson 1998** durchgeführt wurde.

**Tabelle 4.2** Ergebnisse, Seitenleitwerksauslegung ohne Giermomentenbeiwert des gepfeilten Flügels

Berechnungsparameter	Airbus A319-100	Airbus A340-300	Boeing B747-400
$C_{N,\beta,1}$	0,0571	0,0571	0,0571
$C_{N,\beta,2}$	0,0710	0,0710	0,0710
$C_{N,\beta,F}$	-0,14759	-0,10608	-0,09488
$C_{Y,\beta,V}$	-2,56344	-2,45877	-2,37554
$S_{V1}$	31,4	57,0	74,6
$S_{V2}$	33,5	61,8	81,4

Tabelle 4.3 zeigt die Ergebnisse der berechneten Seitenleitwerksauslegung unter Berücksichtigung des Giermomentenbeiwerts des gepfeilten Flügels. Es wird erneut mit beiden Richtwerten für den Giermomentenbeiwert gerechnet und daher jeweils auf zwei Leitwerksflächen verwiesen.

**Tabelle 4.3** Ergebnisse, Seitenleitwerksauslegung mit Giermomentenbeiwert des gepfeilten Flügels

Berechnungsmethode	Airbus A319-100			Airbus A340-300			Boeing B747-400		
	$C_{N,\beta,W}$	$S_{V1}$	$S_{V2}$	$C_{N,\beta,W}$	$S_{V1}$	$S_{V2}$	$C_{N,\beta,W}$	$S_{V1}$	$S_{V2}$
	[1/rad]	[m <sup>2</sup> ]	[m <sup>2</sup> ]	[1/rad]	[m <sup>2</sup> ]	[m <sup>2</sup> ]	[1/rad]	[m <sup>2</sup> ]	[m <sup>2</sup> ]
DATCOM 1978	0,00674	30,3	32,5	0,00873	53,9	58,8	0,00865	70,4	77,2
Pamadi 1998	0,00345	30,5	33,0	0,00538	55,1	59,9	0,00472	72,3	79,1
Just 1965	0,01831	28,6	30,7	0,02174	49,4	54,2	0,02011	64,7	71,5
Perkins/Hage 1960	0,00004	31,4	33,5	0,00004	57,0	61,8	0,00005	74,6	81,4
Stengel 2004	0,04557	24,4	26,5	0,04973	39,6	44,5	0,03607	56,9	64,0

Um eine bessere Übersicht und einen Vergleich der Ergebnisse zu ermöglichen, werden in Tabelle 4.4 die Abweichungen der errechneten Seitenleitwerksflächen von den Originalwerten in Prozent angegeben. In jeder Spalte ist die kleinste Abweichung fett gedruckt.



**Tabelle 4.4** Abweichung der errechneten Seitenleitwerksflächen vom Original

Berechnungsparameter	<b>Airbus A319-100</b>	<b>Airbus A340-300</b>	<b>Boeing B747-400</b>
	Abweichung [%]	Abweichung [%]	Abweichung [%]
<b>1. ohne <math>C_{N,\beta,w}</math></b>			
$S_{V1}$	46,0	26,0	3,3
$S_{V2}$	55,9	36,8	5,6
<b>2. mit <math>C_{N,\beta,w}</math></b>			
<b>DATCOM 1978</b>			
$S_{V1}$	41,2	19,3	8,8
$S_{V2}$	51,1	30,0	<b>1,0</b>
<b>Pamadi 1998</b>			
$S_{V1}$	43,5	21,9	6,3
$S_{V2}$	53,4	32,6	2,6
<b>Just 1965</b>			
$S_{V1}$	32,9	9,3	16,1
$S_{V2}$	42,8	20,0	7,2
<b>Perkins/Hage 1960</b>			
$S_{V1}$	46,0	26,0	3,3
$S_{V2}$	55,9	36,7	5,6
<b>Stengel 2004</b>			
$S_{V1}$	<b>13,5</b>	12,4	26,2
$S_{V2}$	23,4	<b>1,7</b>	17,0

### 4.3 Diskussion der Ergebnisse

Die Ergebnisse in den Tabellen 4.2 bis 4.4 liefern einige Erkenntnisse. Zum einen wird deutlich, dass der nach **Perkins/Hage 1960** berechnete Giermomentenbeiwert des Flügels tatsächlich zu vernachlässigen ist. Die Giermomentenbeiwerte des Flügels, die mit Hilfe der anderen Berechnungsmethoden bestimmt wurden, lassen hingegen erkennen, dass der stabilisierende Effekt des Flügels berücksichtigt werden sollte. Nach Gleichung 2.9 müsste eine Seitenleitwerksauslegung, die den Giermomentenbeiwert des Flügels nicht berücksichtigt, zu groß werden. Genau das ist in Tabelle 4.4 klar zu sehen. Mit den nach **Stengel 2004** bestimmten Giermomentenbeiwerten des Flügels, ist im Falle der Beispiele der Airbusse A319-100 und A340-300 die Abweichung von den Original Seitenleitwerksflächen mit Abstand am geringsten. Im Falle des Beispiels der Boeing 747-400 jedoch, zeigen die über **Stengel 2004** berechneten Seitenleitwerksflächen die größten Abweichungen. Auch die über **Just 1965** bestimmten Seitenleitwerksflächen, die in den anderen beiden Fällen kleinere Abweichungen besaßen, sind in diesem Fall deutlich größer. Es scheint, als ob bei den Berechnungsmethoden, die die Pfeilung stark berücksichtigen, der Flügelbeitrag, bei großer Pfeilung, für die Gierstabilität zu groß und für die Seitenleitwerksfläche zu klein berechnet wird. Dies würde auch erklären, warum im Falle der Boeing B747-400, die einen großen Pfeilwinkel besitzt, die Berechnung der Seitenleitwerksfläche ohne Berücksichtigung des Giermomentenbeiwerts des gepfeilten Flügels gute Ergebnisse liefert. Trotz der positiven Erkenntnis, dass der Giermomentenbeiwert des gepfeilten Flügels nicht vernachlässigt werden sollte treten teilweise recht hohe Abweichungen von bis zu 55% auf. Gründe hierfür könnten mit den vereinfachten Methodiken zur Berechnung des Rumpf- und Seitenleitwerksgiermoments zusammenhängen. Eine Untersuchung der verschiedenen, in der Literatur dargebotenen Berechnungsmethoden dieser Giermomentenbeiwerte, sowie ihrer Berücksichtigung in der Seitenleitwerksauslegung, würde sicher interessante Ergebnisse liefern. Vielleicht lassen die Abweichungen auch vermuten, dass ein Seitenleitwerk eher nach Steuerbarkeitsforderung ausgelegt werden sollte.

## 4.4 Seitenleitwerksauslegung mittels einer allgemeinen Vorgehensweise

An Hand der gewonnenen Erkenntnisse wird hier eine allgemeine Vorgehensweise zur Seitenleitwerksauslegung nach Stabilitätsforderung formuliert.

Die Wahl des Giermomentenbeiwerts, sowie des Giermomentenbeiwerts des Pfeilflügels sollte in Abhängigkeit des Pfeilwinkels erfolgen.

Bei Pfeilwinkeln bis  $25^\circ$ , sollte

- für den Giermomentenbeiwert, der Richtwert nach **RoskamII 1997** ausgewählt werden.
- der Giermomentenbeiwert des Pfeilflügels mit der Methode nach **Stengel 2004** berechnet werden

Bei Pfeilwinkeln ab  $25^\circ$  bis  $30^\circ$ , sollte

- für den Giermomentenbeiwert, der Richtwert nach **Nelson 1998** ausgewählt werden.
- der Giermomentenbeiwert des Pfeilflügels mit der Methode nach **Stengel 2004** berechnet werden

Bei Pfeilwinkeln ab  $30^\circ$  und größer

- für den Giermomentenbeiwert, der Richtwert nach **Nelson 1998** ausgewählt werden.
- der Giermomentenbeiwert des Pfeilflügels mit der Methode nach **DATCOM 1978** berechnet werden

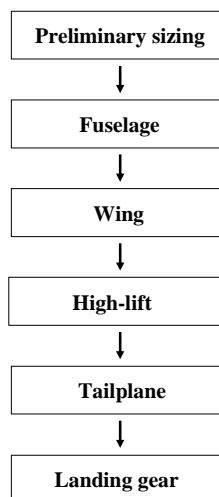
Sind die entsprechenden Parameter ausgewählt, kann die Seitenleitwerksfläche wie in Abschnitt 2 erläutert nach Stabilitätsforderung ausgelegt werden. Es empfiehlt sich dennoch, die errechnete Seitenleitwerksfläche mit den Seitenleitwerksflächen erfolgreich gebauter Flugzeuge, ähnlicher Größe und Flügel Pfeilung zu vergleichen.

## 5 Preliminary Sizing Tool (PreSTo)

### 5.1 Funktionsweise

Das Tool PreSTo wurde in Anlehnung an die Vorlesung Flugzeugentwurf von Prof. Dr. Scholz im Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) entwickelt. Es handelt sich um ein Tool, das in Microsoft Excel erstellt wurde und zur Dimensionierung von konventionellen Strahlverkehrsflugzeugen im Unterschallbereich dient. Es wurden die Luftfahrtvorschriften der CS-25 von der EASA und die FAR 25 der FAA berücksichtigt.

Der Benutzer beginnt einen Entwurf mit PreSTo, indem er die Parameter eingibt, die je nach Anforderung gegeben sind. Anschließend kann sich der Benutzer durch mehrere Arbeitsblätter durcharbeiten, um das Flugzeug vollständig zu entwerfen. Fehlen dem Benutzer Eingabewerte, so kann er auf Werte aus der Statistik zurückgreifen, die ihm angeboten werden. Zu beachten ist, dass nur weiß hinterlegte Felder Eingabefelder für den Benutzer sind. Grau hinterlegte Felder enthalten Vorgaben, oder dienen der Anzeige von Zwischenschritten. Damit die einzelnen Schritte gut nachvollzogen werden können, sind viele Felder mit Kommentaren versehen, die nützliche Informationen angeben. Die einzelnen Arbeitsblätter innerhalb der Excelmappe sind nach Flugzeugkomponenten sortiert, wie in dem groben Ablauf in Bild 5.1 zu sehen ist.



**Bild 5.1** Aufbau von PreSTo

Zur Veranschaulichung der Entwurfsergebnisse, werden dem Benutzer viele Bilder und Diagramme dargeboten.

## 5.2 Einarbeitung der Berechnungsmethoden

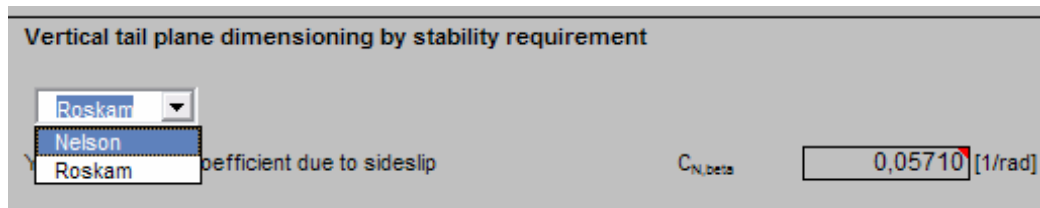
Im Weiteren wird die Einarbeitung der Ergebnisse dieser Projektarbeit in das Berechnungstool PreSTo dargestellt. Bisher wurde die Seitenleitwerksfläche innerhalb von PreSTo nur über den Volumenbeiwert abgeschätzt. Jetzt liefert PreSTo auch eine Angabe der Seitenleitwerksfläche, die nach Stabilitätsforderung ermittelt wurde. In das Arbeitsblatt "tailplane" wurden die Ergebnisse integriert. Bild 5.2 zeigt die Ansicht der Berechnungsergebnisse in PreSTo.

Vertical tail plane dimensioning by stability requirement		
Nelson ▾		
Yawing moment coefficient due to sideslip	$C_{N,\beta}$	0,07100 [1/rad]
Stengel ▾		
Wing yawing moment coefficient due to sideslip	$C_{N,\beta,W}$	0,05456 [1/rad]
Fuselage yawing moment coefficient due to sideslip	$C_{N,\beta,F}$	-0,09955 [1/rad]
Vertical tail side force coefficient due to sideslip	$C_{Y,\beta,V}$	-1,66491 [1/rad]
Vertical tail area	$S_V$	13,78 [m <sup>2</sup> ]
Vertical tail area		
Vertical tail area by volume coefficient Suggestion	$S_V$	13,53 [m <sup>2</sup> ]
Vertical tail area by stability requirement Suggestion	$S_V$	13,78 [m <sup>2</sup> ]
Vertical tail area	$S_V$	<input type="text"/> [m <sup>2</sup> ]

**Bild 5.2** Seitenleitwerksauslegung nach Stabilitätsforderung innerhalb von PreSTo

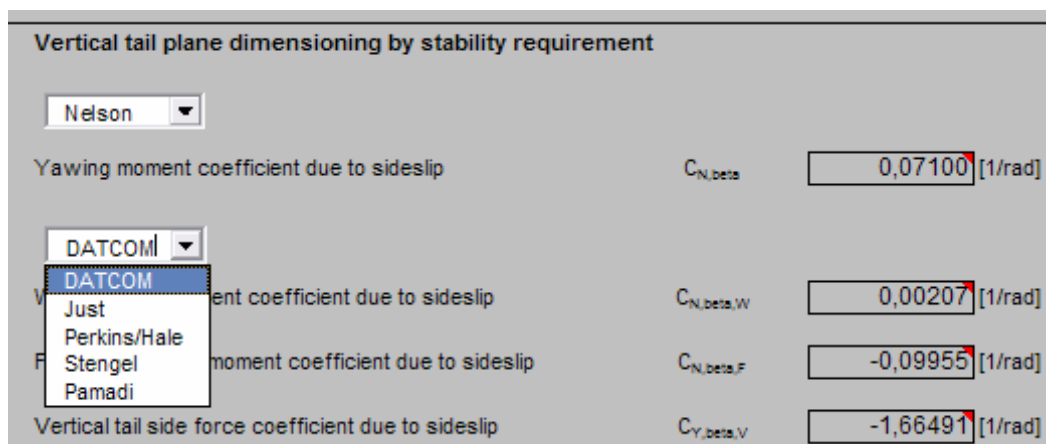
Da für die Berechnung der Giermomentenbeiwerte von Rumpf und Flügel nicht mehrere Berechnungsmethoden zur Verfügung stehen, sind diese Felder grau hinterlegt. Die verwendeten Formeln sind mit den Eingabedaten von PreSTo verknüpft und daher ändern sich die Parameter automatisch, wenn ein neuer Entwurf gestartet wird. Nachdem die Seitenleitwerksfläche mit der jeweiligen Berechnungsmethode bestimmt wurde, werden dem Benutzer nun diese und die über den Volumenbeiwert berechnete Seitenleitwerksfläche vorgeschlagen. Der Benutzer gibt in das weißhinterlegte Feld den Wert ein, mit dem er weiterrechnen möchte.

Durch Klicken auf das oberste weißhinterlegte Feld, kann der Benutzer für den Gesamtgiermomentenbeiwert eine Konstante auswählen. Wie Bild 5.3 verdeutlicht, hat der Benutzer hierbei die Wahl zwischen dem Richtwert nach **Nelson 1998** oder **Roskam II 1997**.



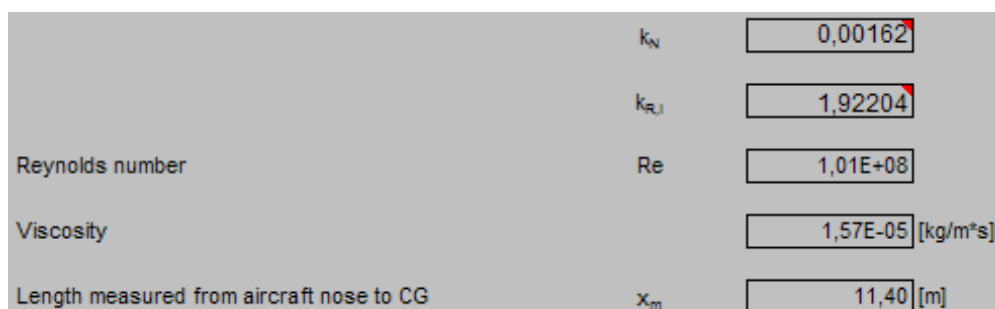
**Bild 5.3** Auswahl eines Giermomentenbeiwerts in PreSTo

Wie in Bild 5.4 ersichtlich wird kann der Benutzer durch klicken auf das nächste weißhinterlegte Auswahlfeld, eine Berechnungsmethode für den Giermomentenbeiwert des Flügels auswählen.



**Bild 5.4** Auswahl einer Berechnungsmethode für den Giermomentenbeiwert des gepfeilten Flügels in PreSTo

Damit die Seitenleitwerksauslegung gut nachvollzogen werden kann sind, wie in Bild 5.5 dargestellt, auch die Hilfsparameter für die Bestimmung des Rumpfgierrmomentenbeiwerts aufgeführt.



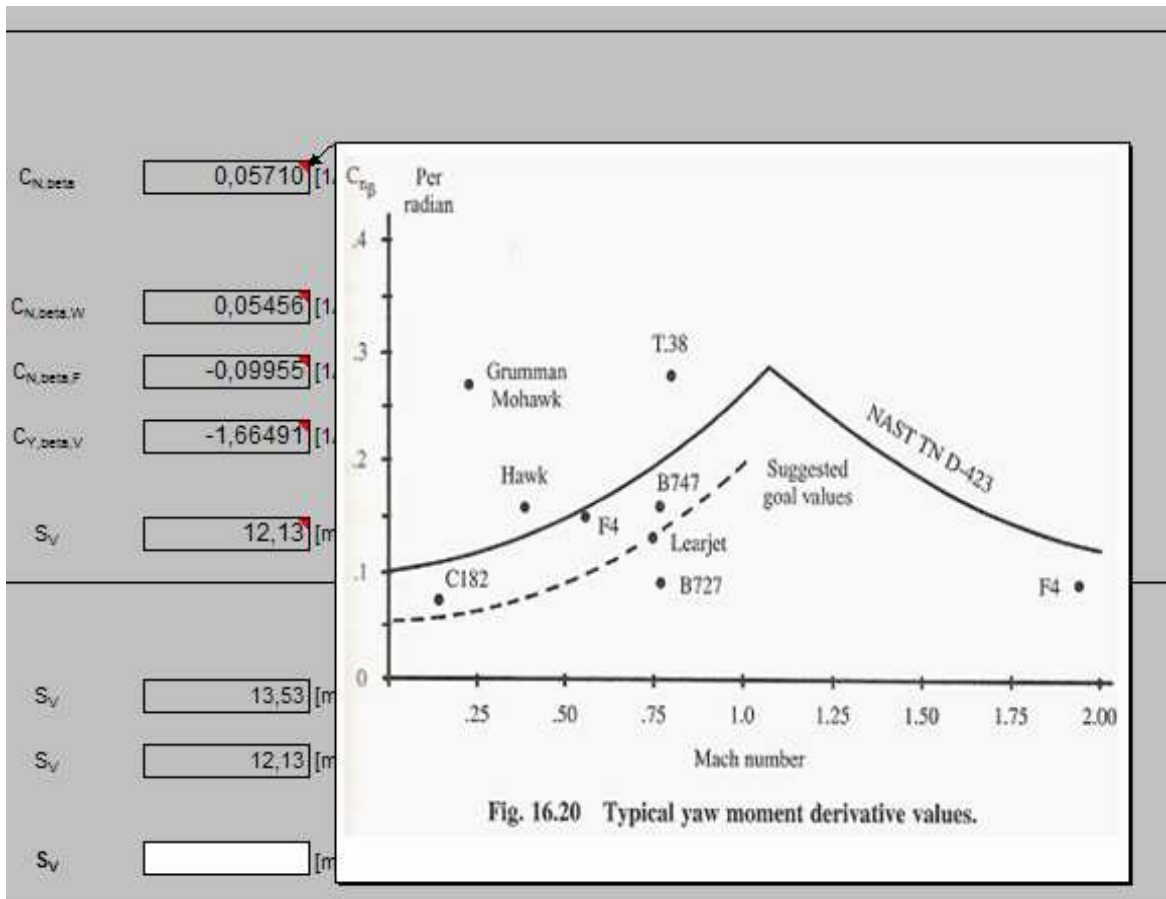
**Bild 5.5** Anzeige der Werte der Hilfsparameter des Rumpfgierrmomentenbeiwerts in PreSTo

Zum besseren Verständnis sind des weiteren alle Parameter mit einer hilfreichen Information, oder der zu ihrer Berechnung erforderlichen Formel hinterlegt, wie die Bilder 5.6a und 5.6b verdeutlichen.

$S_V$   [m]

$$S_V = S_W \cdot \left( \frac{C_{N,\beta} - C_{N,\beta,W} - C_{N,\beta,F} \cdot \frac{b_W}{l_V}}{-C_{Y,\beta,Y}} \right)$$

**Bild 5.6a** Wertanzeige in PreSTo, mit der zur Berechnung erforderlichen Formel hinterlegt



**Bild 5.6b** Wertanzeige in PreSTo, mit Bildinformation hinterlegt

## 6 Zusammenfassung

Es konnte gezeigt werden, dass der gepfeilte Flügel einen nicht zu vernachlässigenden Beitrag zur Flugzeugstabilität um die Hochachse leistet. In dieser Funktion unterstützt der gepfeilte Flügel das Seitenleitwerk, das hauptsächlich für die Gierstabilität verantwortlich ist.

Mit den in der Literatur gefundenen Berechnungsmethoden lässt sich das Giermoment des gepfeilten Flügels bereits in der Projektphase der Flugzeugentwicklung abschätzen. Es wurde gezeigt, dass bei Vernachlässigung des Flügelgiermoments bei der Seitenleitwerksauslegung deutlich schlechtere Ergebnisse erzielt werden, als es mit Berücksichtigung desselben der Fall ist. Der Flugzeugentwerfer kann also mit Hilfe der Berechnungsmethoden ein Seitenleitwerk nach Stabilitätsforderung deutlich genauer auslegen und kann so die spätere Realität im Vorhinein ein wenig besser abbilden.

Dennoch legt diese Projektarbeit dar, dass die mit den verschiedenen Berechnungsmethoden errechneten Pfeilflügelgiermomente in ihrem Betrag stark unterschiedlich ausfallen. Je nach dem, ob der V-Winkel des Flügels berücksichtigt wurde und ob er formelmäßig als stabilisierend oder destabilisierend angesehen wurde, sind sehr unterschiedliche Ergebnisse erzielt worden.

Auch um eine Antwort auf die Frage zu geben, welche Berechnungsmethode verwendet werden sollte, wurde eine allgemeine Vorgehensweise zur Seitenleitwerksauslegung vorgeschlagen. Es werden für drei Pfeilwinkelbereiche zwei Richtwerte für das Gesamtgiermoment, sowie zwei Berechnungsmethoden für das Giermoment des gepfeilten Flügels angegeben. Zusätzlich besteht die Möglichkeit die Berechnungen übersichtlich nachzuvollziehen, da die Erkenntnisse und Ergebnisse in das Berechnungstool PreSTo integriert wurden.

Eine gute Ergänzung dieses Dokuments wäre die Untersuchung, der in der Literatur zu findenden Berechnungsmethoden für die Giermomentenbeiwerte von Rumpf und Seitenleitwerk an Hand einer Seitenleitwerksauslegung. Darüber hinaus könnte der Leitwerksentwurf in PreSTo gut über eine Seitenleitwerksauslegung nach Steuerbarkeitsforderung erweitert werden.



## Literaturverzeichnis

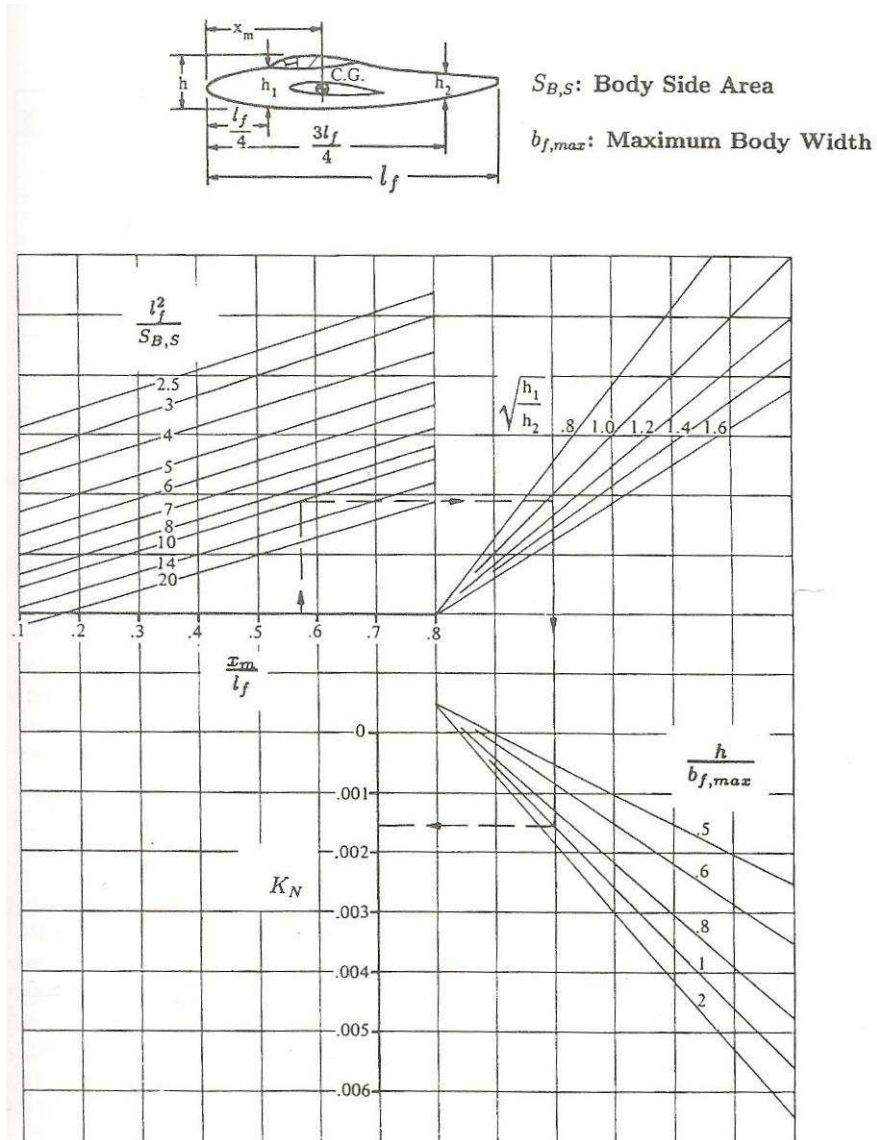
- Anderson 2008**      ANDERSON, John D.: *Introduction to Flight*. Boston : McGraw-Hill, 2008
- Asselin 1997**      ASSELIN, Mario: *An Introduction to Aircraft Performance*. Reston : AIAA Education Series, 1997
- Babister 1961**      BABISTER, Arthur W.: *Aircraft Stability and Control*. Oxford : R. Pergamon Press, 1961
- CS 25**              EUROPEAN AVIATION AND SAFETY AGENCY: *Certification Specifications, CS-25, Large Aeroplanes*. 2009. – URL: [http://easa.europa.eu/ws\\_prod/g/doc/Agency\\_Mesures/Certification\\_Spec/CS-25\\_Amendment\\_8.pdf](http://easa.europa.eu/ws_prod/g/doc/Agency_Mesures/Certification_Spec/CS-25_Amendment_8.pdf) (10.03.2010)
- DATCOM 1978**      HOAK, D. E. (Hrsg.): *USAF Stability and Control Datcom*. Ohio : Wright-Patterson Air Force Base, 1978
- Datenbank 1999**      NIEDERKLEINE, Marco; SCHLIEMANN, Karsten: *Datenbank mit Entwurfsdaten für Passagierflugzeuge*. Hamburg : Hochschule für Angewandte Wissenschaften, 1999. – URL: <http://profscholz.de/> (20.01.2010)
- Etkin 1966**        ETKIN, Bernard: *Flugmechanik und Flugregelung*. Stuttgart : Berliner Union, 1966
- Hale 1984**         HALE, Francis J.: *Introduction to Aircraft Performance, Selection and Design*. New York : Wiley, 1984
- Just 1957**         JUST, Walter: *Seitenstabilität und Seitensteuerung*. Stuttgart : Flugtechnik, 1957
- Just 1965**         JUST, Walter: *Flugmechanik: Steuerung und Stabilität von Flugzeugen*. Stuttgart : Flugtechnik, 1965
- LN9300 1970**      Luftfahrtnorm 9300 Dezember 1970. Flugmechanik, Begriffe, Benennungen, Zeichen, Grundlagen

- Lufthansa 2010** Offizielle Homepage der Deutschen Lufthansa AG – URL: <http://konzern.lufthansa.com/de/flotte.html> (11.03.2010)
- Ly 1997** LY, Uy-Loi: *Stability of Flight Vehicle*. Seattle : University of Washington, 1997
- MacCormick 1995** MACCORMICK, Barnes W.: *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. New York : Wiley, 1995
- Nelson 1998** NELSON, Robert C.: *Flight Stability and Automatic Control*. Boston : McGraw Hill, 1998
- Nicolai 1975** NICOLAI, Leland M.: *Fundamentals of Aircraft Design*. Xenia : METS, 1975
- Ojha 1995** OJHA, Shiva K.: *Flight Performance of Aircraft*. Washington DC : AIAA Education Series, 1995
- Pamadi 1998** PAMADI, Bandu N.: *Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes*. Reston : AIAA Education Series, 1998
- Perkins/Hage 1960** PERKINS, Courtland D.; HAGE, Robert E.: *Airplane Performance Stability and Control*. New York : Wiley, 1960
- Phillips 2004** PHILLIPS, Warren F.: *Mechanics of Flight*. Hoboken : Wiley, 2004
- Raymer 1996** RAYMER, Daniel P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington D.C. : AIAA Education Series, 1996
- Roskam II 1997** ROSKAM, Jan: *Airplane Design*. Bd. 2 : *Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corp., 1997
- Roskam VI 1990** ROSKAM, Jan: *Airplane Design*. Bd. 6 : *Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corp., 1990
- Richter 1959** RICHTER, Wilhelm: *Flugmechanik*. Leibzig : Teubner, 1959
- Russell 1996** RUSSELL, J., B.: *Performance & Stability of Aircraft*. London : Arnold, 1996

- Scholz 1999** SCHOLZ, Dieter: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hamburg : Hochschule für Angewandte Wissenschaften, 1999
- Schulze 2008** SCHULZE, Detlef: *Aerodynamik mit Labor Vorlesungsskript*. Hamburg : Hochschule für Angewandte Wissenschaften, 2008
- Smetana 2001** SMETANA, Frederick O.: *Flight Vehicle Performance and Aerodynamic Control*. Reston : AIAA Education Series, 2001
- Stengel 2004** STENGEL, Robert F.: *Flight Dynamics*. Princeton : Princeton University Press, 2004
- Stinton 1998** STINTON, Darrol: *Flying Qualities and Flight Testing of the Airplane*. Reston : AIAA, 1998
- Torenbeck 1988** TORENBECK, Egbert: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft : University Press, 1988

# Anhang A

Im Anhang A werden die Diagramme zur Bestimmung der Parameter  $k_N$  und  $k_{R,l}$  des Rumpfmomentenbeiwerts dargeboten.



**Bild A1** Bestimmung des empirischen Faktors  $k_N$

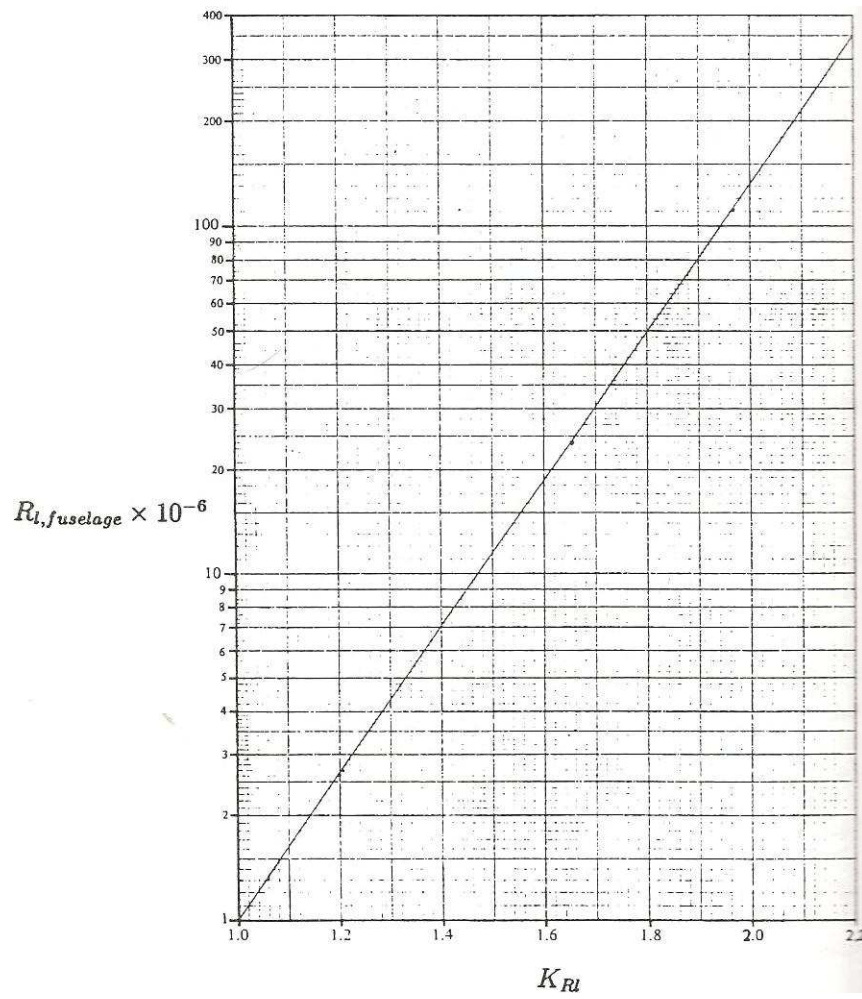


Bild A2

Bestimmung des empirischen Faktors  $k_{R,l}$