

AUSLEGUNG DER PRIMÄREN STEUERFLÄCHEN IM FLUGZEUGVORENTWURF

K. Franz
Institut für Luft- und Raumfahrt der RWTH Aachen
Wüllnerstraße 7, 52062 Aachen, Deutschland

Zusammenfassung

Die primären Steuerflächen sind für die Steuerbarkeit und Manövrierbarkeit eines Flugzeugs unabdingbar. Im Flugzeugvorentwurf werden zur Bestimmung der Steuerflächengeometrie und -lage oft Erfahrungswerte und statistische Ansätze verwendet. Diese stehen für klassische Flugzeugkonfigurationen in der Regel zur Verfügung, bei unkonventionellen Flugzeugentwürfen fehlt jedoch eine entsprechende Datenbasis. Ein flugmechanischer Ansatz unter Berücksichtigung von Steuerbarkeitsforderungen ermöglicht dagegen eine anforderungsspezifische Steuerflächenauslegung, unabhängig von der Verfügbarkeit von Erfahrungswerten. Dieser Beitrag stellt eine Methodik zur Dimensionierung der Steuerflächen vor, die auf einem flugmechanischen Ansatz unter Verwendung der flugmechanischen Bewegungsgleichungen basiert. Die Auslegung der primären Steuerflächen erfolgt anhand ausgewählter Flugmanöver, die jeweils für ein Ruder im Speziellen dimensionierend sind. Der Fokus liegt dabei auf den Steuerbarkeitsanforderungen an die primären Steuerflächen. Diesbezüglich liefern die Zulassungsvorschriften maßgebende Aussagen, auf deren Grundlage die dimensionierenden Manöver ausgewählt werden können. Die Auslegungsmethodik wurde in ein Programm implementiert, welches einen automatisch ablaufenden Auslegungsprozess ermöglicht. Dieses Programm stellt einen Teil der Flugzeugvorentwurfsumgebung des Instituts für Luft- und Raumfahrt (ILR) dar, mithilfe derer ausgehend von festgelegten Entwurfsanforderungen und Entwurfsspezifikationen in einem automatisch ablaufenden Prozess ein Flugzeug entworfen und bewertet werden kann. Die Methodik zur Steuerflächenauslegung erweitert diesen Entwurfsprozess um einen anforderungsspezifischen Entwurf der Ruder. Das Programm zur Auslegung der Steuerflächen wurde anhand verschiedener Flugzeuge verifiziert. In dem vorliegenden Paper wird die Anwendung des Programms anhand eines Beispielflugzeuges vorgestellt.

Nomenclature

α	Anstellwinkel [°]	I	Massenträgheitsmoment [kgm^2]
$\bar{q}$	Staudruck [N/m^2]	i_F	Einstellwinkel des Triebwerks [°]
δ	Ruderausschlag [°]	L	Rollmoment [Nm]
η	Höhenruderausschlag [°]	L_p	Rolldämpfung [$1/s$]
ϕ	Hängewinkel [°]	m	Masse [kg]
ρ	Luftichte [kg/m^3]	Ma	Machzahl [-]
φ	Pfeilwinkel [°]	MAC	mittlere Flügeltiefe (Mean Aerodynamic Chord) [m]
ξ	Querruderausschlag [°]	MLW	Maximale Landemassee (Maximum Landing Weight) [kg]
ζ	Seitenruderausschlag [°]	$MTOW$	Maximale Startmassee (Maximum Take-off Weight) [kg]
b	Spannweite [m]	N	Giermoment [Nm]
C	Beiwert, Derivat [-]	q	Nickgeschwindigkeit [m/s]
c	Sehrentiefe [m]	r	Giergeschwindigkeit [m/s]
F	Schub [N]	S	Fläche, Bezugsflügelfläche [m]
g	Gravitationskonstante [m/s^2]	s	Halbspannweite [m]
H	Flughöhe [m]		

t	Zeit [s]
V	Anströmungsgeschwindigkeit [m/s]
V_S	Überziehggeschwindigkeit (stall speed) [m/s]
V_{min}	minimal zulässigen Geschwindigkeit (minimum operating speed) [m/s]
V_{MO}	maximal zulässige Geschwindigkeit (maximum operating speed) [m/s]
V_{SR1}	Reference stall speed [m/s]
W	Widerstand [N]
x	Abstand von der x-Achse des flugzeugfesten Koordinatensystems [m]
Y	Resultierende Kraft in y-Richtung, aerodynamische Seitenkraft [N]
y	Abstand von der y-Achse des flugzeugfesten Koordinatensystems [m]

1. EINLEITUNG

Die primären Steuerflächen werden in der Vorentwurfsphase meist mit Erfahrungswerten oder statistischen Methoden abgeschätzt. Erst in späteren Entwurfsphasen werden die an sie gestellten Stabilitäts- und Steuerbarkeitsanforderungen betrachtet. Zum einen kann die Ruderauslegung mithilfe allgemeiner Richtwerte [1, 2] erfolgen, die die Rudergeometrien in Abhängigkeit der Flügel- und Leitwerksgeometrien beschreiben. Zum anderen ist ein gängiges Verfahren die Verwendung von Volumenkoeffizienten [3], die die Flugphysik stark vereinfacht mit in den Auslegungsprozess einbeziehen. In der Praxis ist dies für Flugzeugkonfigurationen, für die eine umfangreiche Datenbasis verfügbar ist, oftmals ausreichend. Für unkonventionelle Entwürfe ist solch eine Datenbasis jedoch meist nicht vorhanden. Zudem kann mit den angesprochenen (semi-)empirischen Methoden keine anforderungsspezifische Auslegung der Steuerflächen erfolgen, da die Auslegung allein anhand der gegebenen Flugzeuggeometrie erfolgt, ohne spezifische Anforderungen an die Ruder in die Auslegung mit einzubeziehen.

Eine Alternative stellen die „entwurfsorientierten Stabilitäts- und Steuerbarkeitsmethoden“ [4] dar. Mithilfe dieser Methoden werden neben der Flugzeuggeometrie auch die aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeugs mit in den Auslegungsprozess einbezogen und die Steuerflächen gemäß der an sie gestellten Stabilitäts- und Steuerbarkeitsanforderungen dimensioniert. So können z.B. auch unkonventionelle Flugzeugkonfigurationen, für die keine Datenbasis zur Verfügung steht, betrachtet werden.

Das prinzipielle Vorgehen der drei angesprochenen Auslegungsmethoden - der Verwendung von Richtwerten, der Volumenkoeffizienten-Methode und der entwurfsorientierten Stabilitäts- und Steuerbarkeitsmethode - ist in Abbildung 1 skizziert. Bei der Verwendung von allgemeinen Richtwerte (gestrichelte Linie) und der Volumenkoeffizienten-Methode (gepunktete Linie) wird mit der Vorgabe einer Flugzeuggeometrie anhand einer empirischen Datensammlung von Rudergrößen verschiedener

Flugzeugkonfigurationen auf die Rudergeometrie und -lage des betrachteten Flugzeugentwurfs geschlossen. Im Fall der entwurfsorientierten Stabilitäts- und Steuerbarkeitsmethoden (durchgezogene Linie) wird neben der Flugzeuggeometrie auch die Aerodynamik des betrachteten Flugzeugentwurfs in den Auslegungsprozess mit einbezogen. Mithilfe von Stabilitäts- und Steuerbarkeitsanalysen wird die Rudergeometrie und -lage ermittelt, mit welcher die an das Ruder gestellten flugmechanischen Anforderungen erfüllt werden.

In der vorliegenden Arbeit wird eine am Institut für Luft- und Raumfahrt (ILR) der RWTH Aachen entwickelte Methodik zur Dimensionierung der primären Steuerflächen im Flugzeugvorentwurf vorgestellt, die auf dem Ansatz der entwurfsorientierten Stabilitäts- und Steuerbarkeitsmethoden basiert und eine Auslegung hinsichtlich der flugmechanischen Anforderungen ermöglicht. Diese Methode wurde in ein Programm implementiert, welches einen automatisch ablaufenden Auslegungsprozess ermöglicht und in die am ILR entwickelte Flugzeugvorentwurfsumgebung „ILR Preliminary Aircraft Design Suite“ (IPADS) integriert wurde. Die Anwendung des Programms zur Steuerflächenauslegung wird anschließend anhand eines Beispielflugzeuges vorgestellt.

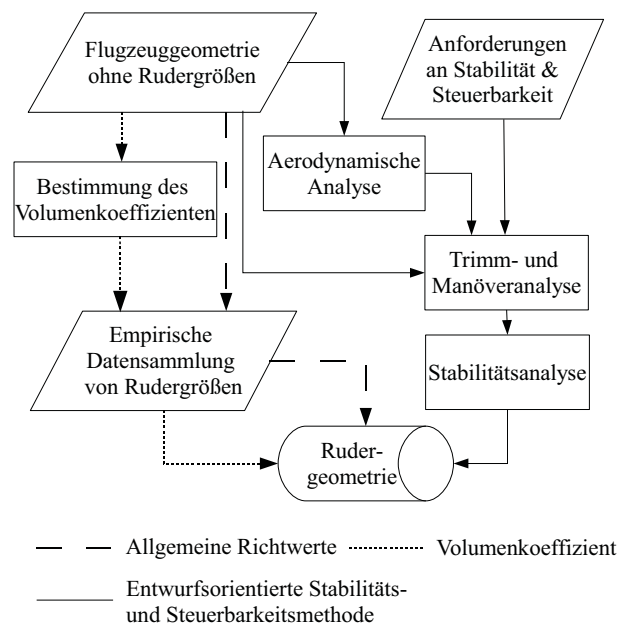


Abbildung 1. Prinzipielle Vorgehensweisen verschiedener Vorentwurfsmethoden zur Steuerflächenauslegung.

2. METHODISCHER ANSATZ

Die entwickelte Methodik zur Auslegung der primären Steuerflächen im Vorentwurf ist Teil des Vorentwurfprozesses am ILR. Bevor im Detail auf die entwickelte Methodik zur Steuerflächenauslegung eingegangen wird, wird zunächst kurz IPADS vorgestellt, um einen Gesamtüberblick über den Entwurfsprozess zu erhalten.

2.1. ILR Flugzeugvorentwurfsumgebung

Am Institut für Luft- und Raumfahrt (ILR) der RWTH Aachen wurde in den letzten Jahren eine Flugzeugvorentwurfsumgebung entwickelt, die „ILR Preliminary Aircraft Design Suite“ (IPADS) [5, 6, 7, 8, 9]. Einen schematischen Überblick über den Entwurfsprozess gibt Abbildung 2.

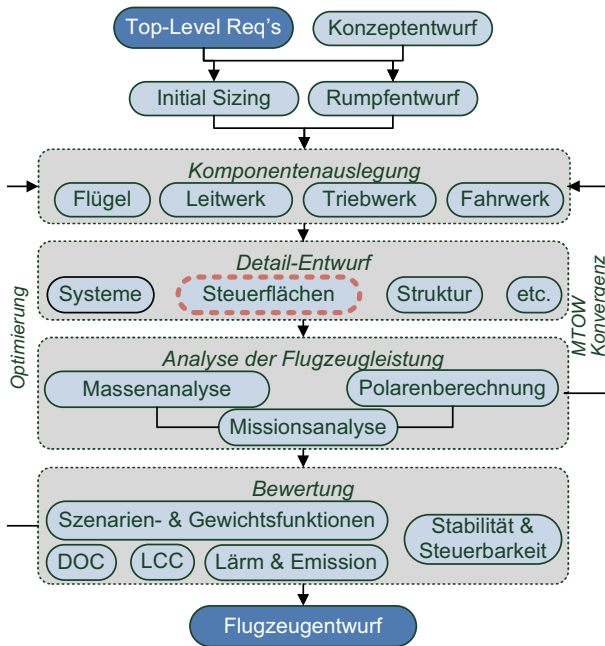


Abbildung 2. ILR Preliminary Design Suite.

Ausgehend von festgelegten Entwurfsanforderungen (Top-Level Requirements, TLARs) und Entwurfsspezifikationen wird in einem automatisch ablaufenden Prozess ein Flugzeug entworfen. Zunächst werden die Flugzeughauptkomponenten Rumpf, Flügel, Leitwerk, Triebwerk und Fahrwerk gemäß den gestellten Anforderungen ausgelegt. Im Anschluss daran folgt der spezifische Entwurf, welcher z.B. die Auslegung von Systemen sowie die hier betrachtete Auslegung von Steuerflächen beinhaltet. Mithilfe von Analyseprogrammen werden dann die Masse und die Aerodynamik des Flugzeugentwurfs abgeschätzt. Basierend auf dem Flugzeugentwurf, dessen Aerodynamik und eines thermodynamischen Triebwerksmodells wird der Kraftstoffverbrauch für eine Entwurfsmission in einer Missionssimulation [10] ermittelt. Zusätzlich ergibt sich hieraus die maximale Startmasse (MTOW, Maximum Take-Off Weight). Der Entwurfsprozess wird bis zur Konvergenz des MTOW wiederholt. Dieser Prozess dauert bei einer komplett neu aufgesetzten Entwurfsaufgabe zwischen 10 und 15 Minuten. Nachdem der Flugzeugentwurf konvergiert ist, kann dieser anhand verschiedener Kriterien, wie z.B. Kraftstoffverbrauch, Lärm, Emissionen oder Kosten, bewertet werden. Abschließend kann der Flugzeugentwurf nach bestimmten, frei wählbaren Parametern oder gewichteten Zielfunktionen optimiert werden.

2.2. Vorentwurfsmethodik zur Steuerflächenauslegung

Teil des Flugzeugvorentwurfes ist die Auslegung von Steuerflächen, so dass die Steuerbarkeit und Manövrierbarkeit des Flugzeugs gewährleistet ist. Der Anspruch an eine Vorentwurfsmethodik sollte eine möglichst allgemeingültige Anwendung sein. Dies wird z.B. über eine anforderungsspezifische Auslegung unter Verwendung von analytischen Methoden erreicht.

In der vorliegenden Arbeit wird der Ansatz verfolgt, die Steuerflächen anhand der an sie gestellten Steuerbarkeitsanforderungen zu entwerfen. Die Auslegung der primären Steuerflächen erfolgt anhand ausgewählter Flugmanöver, die jeweils für ein Ruder im Speziellen dimensionierend sind. Diesbezüglich liefern die Zulassungsvorschriften für zivile Flugzeuge [11, 12] maßgebende Aussagen, auf deren Grundlage die dimensionierenden Manöver ausgewählt werden können. Mithilfe der flugmechanischen Beschreibung dieser Manöver lassen sich die jeweiligen Steuerderivative bestimmen, die die Ruder zur Ausführung der Manöver aufweisen müssen. Aus den ermittelten Steuerderivativen ergeben sich in einem iterativen Prozess der aerodynamischen Analyse die erforderlichen Rudergeometrien und -positionierungen. Für die aerodynamische Analyse werden in dieser Arbeit das in IPADS zur aerodynamischen Analyse implementierte, am ILR entwickelte Programm „calculatePolar“ [13] sowie, für alle Derivative, die nicht mit „calculatePolar“ bestimmt werden können, das Programm DATCOM+ [14] verwendet.

Der hier verfolgte Ansatz zur Steuerflächenauslegung entspricht im Wesentlichen den von Coleman [15] herausgearbeiteten Basisschritten der entwurfsorientierten Stabilitäts- und Steuerbarkeitsmethoden, wobei die Punkte 5 und 6 nicht in den Auslegungsprozess mit einbezogen wurden [15]:

1. **Erste Geometrieabschätzung:** Abschätzung der Rudergeometrie mit Volumenkoeffizienten und empirischen Daten
2. **Manöverauswahl:** Auswahl der dimensionierenden Manöver und der zu betrachtenden Flugzustände
3. **Aerodynamische Analyse:** Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte und Derivative
4. **Trimm- und Manöveranalyse:** Bestimmung der für einen sicher steuer- und manövrierbaren Flug notwendigen Steuerderivative oder Steuerflächenausschläge
5. Statische Stabilitätsanalyse
6. Dynamische Stabilitäts- und Steuerbarkeitsanalyse
7. **Geometriebestimmung der Steuerflächen**

Da IPADS bereits Module besitzt, die die statische Stabilität untersuchen, kann bei der Auslegung der Steuerflächen von einem statisch stabilen Flugzeug ausgegangen werden. Die Dynamik des Flugzeugs kann im Anschluss an die Ruderauslegung mit dem am ILR entwickelten und in IPADS integrierten Programm PASCAP (Preliminary Aircraft design Stability and Control Analysis Program) [8] untersucht werden. Somit werden die Punkte 5 und 6 innerhalb der Auslegungsmethodik nicht weiter betrachtet.

Weiterhin werden aufgrund der Betrachtung ausschließlich symmetrischer Flugzeugkonfigurationen, die vorerst als ausreichend angesehen wird, die Bewegungsgleichungen auf 1 bzw. 3 Freiheitsgrade reduziert. Die dargestellte Methodik kann bei Verwendung eines 6-Freiheitsgrad-Modells auf unsymmetrische Konfigurationen erweitert werden.

3. FLUGMANÖVER UND AUSLEGUNGSKRITERIEN

Eine der grundlegenden Flugeigenschaften ist die Steuerbarkeit. Diese muss das Flugzeug auch in kritischen Situationen aufweisen, wie z.B. bei einem Triebwerksausfall. Welche Eigenschaften ein Flugzeug besitzen muss, um für den Flugbetrieb zugelassen zu werden, ist in den Zulassungsvorschriften festgelegt. Zur Auslegung der primären Steuerflächen müssen deshalb die Paragraphen identifiziert werden, die sich auf die Steuerbarkeit des Flugzeugs beziehen.

3.1. Zulassungsvorschriften

Die Auswahl der auslegungsrelevanten Flugzustände und Manöver ist für die Qualität des Entwurfsprozesses ein kritischer und entscheidender Schritt. In der vorgestellten Auslegungsmethodik werden die US-amerikanischen¹ und europäischen² Zulassungsvorschriften für zivile Flugzeuge berücksichtigt. Der in dieser Arbeit untersuchte Teil der Zulassungsvorschriften „FAR/CS 25“ [11, 12] gilt für große Flugzeuge mit Turbinenantrieb der „transport category“, die ein Abfluggewicht größer als 5.670 kg besitzen [16]. Für die Auslegung der Steuerflächen ist „Subpart B - Flight“ von Interesse. Die für die Steuerbarkeit und Manövrierfähigkeit eines Flugzeugs ausschlaggebenden Zulassungsvorschriften sind:

- § 25.143: Steuerbarkeit allgemein
- § 25.145: Steuerbarkeit der Längsbewegung
- § 25.147: Steuerbarkeit der Seitenbewegung
- § 25.161: Trimmung
- § 25.233: Richtungsstabilität und -steuerung
- § 25.255: „Out-of-Trim“-Charakteristiken

In den zivilen Zulassungsforderungen sind viele Forderungen eher qualitativer Art. In § 25.143 wird z.B. gefordert, dass ein Flugzeug in allen Flugphasen sicher steuer- und manövrierbar sein muss. Diese qualitativen Angaben lassen dem Konstrukteur zwar eine große Designfreiheit, erschweren jedoch die analytische Herangehensweise im Flugzeugentwurf, die ein Entwurfsprogramm verlangt. Zur Bestimmung von quantitativen Angaben stellen die „Acceptable Means of Compliance“ (AMC) in „Book 2“ der CS 25 [12], in denen eine detaillierte Erläuterung der Zulassungsvorschriften zu finden ist, ein geeignetes Hilfsmittel dar. In vielen Fällen liefern sie eine Methode, durch die der Nachweis der Zulassungsvorschrift erbracht werden

kann [17]. Zur Auslegung der Steuerflächen von Verkehrsflugzeugen liefern sie zusammen mit den Zulassungsvorschriften FAR/CS 25 ausreichend quantitative Aussagen.

3.2. Dimensionierende Manöver

Die für die Auslegung der Steuerflächen kritischen Manöver gemäß der ausgewählten Zulassungsvorschriften sind nach Coleman [15] für das Seitenruder der stationäre Horizontalflug mit Richtungsänderung sowie der Kurvenflug bei ausgefallenem kritischem Triebwerk (CEI, Critical Engine Inoperative), für das Höhenruder das Abfangmanöver und die Take-Off Rotation und für das Querruder das Rollmanöver. Zusätzlich zu diesen fünf Basismanövern wird im Folgenden zur Seitenruderauslegung noch der Take-Off mit Seitenwind betrachtet, so dass alle in Kapitel 3.1 aufgelisteten Zulassungsvorschriften in die Steuerflächenauslegung eingebunden sind. Tabelle 1 gibt eine kurze Übersicht über die betrachteten Manöver und die dazugehörigen Zulassungsvorschriften.

Seitenruder	
Richtungsänderung bei CEI	§ 25.143, § 25.147
Kurvenflug bei CEI	§ 25.143, § 25.147
Take-Off mit Seitenwind	§ 25.233, § 25.237
Höhenruder	
Take-Off Manöver	§ 25.143
Abfangmanöver	§ 25.145, § 25.255
Querruder	
Rollmanöver	§ 25.147

Tabelle 1. Dimensionierende Manöver und die dazugehörigen Paragraphen der Zulassungsvorschriften FAR/CS 25 [11, 12].

Fast alle betrachteten Manöver können als stationär oder quasistationär angesehen werden. Die Verwendung von (quasi-) stationären Manövern bietet im Vergleich zu dynamischen Vorgängen den Vorteil, dass die Manöver durch algebraische Gleichungen beschrieben werden können [18], was zu einer geringeren Rechenzeit führt. Ausnahmen stellen das Take-Off Manöver und das Rollmanöver dar. Der Flugzustand beim Take-Off Manöver, bei dem eine Nickbeschleunigung auftritt ($\dot{q} \neq 0$), kann jedoch trotzdem als stationär behandelt werden, da der Moment der Rotation betrachtet wird, in dem die Nickgeschwindigkeit noch Null ist ($q = 0$) [4]. Im Gegensatz zu allen anderen Manövern ist das Rollmanöver aufgrund seiner Zeitabhängigkeit ein dynamischer Vorgang und wird daher durch Differentialgleichungen beschrieben.

Die Längs- und die Seitenbewegung werden hier als entkoppelt voneinander betrachtet und auch die Gier-Roll-Kopplung in der Seitenbewegung wird vernachlässigt. Da die Manöver, die für die Steuerflächen dimensionierend sind, meist den Ausgleich von Störmomenten mit einem rotatorischen Freiheitsgrad fordern, können die Koppelwirkungen bei der Steuerflächenauslegung zunächst vernachlässigt werden. Mithilfe der Manövergleichungen lassen sich bei gegebener Flugzeuggeometrie und gegebenen Flugzustand die notwendigen Steuerderivative analytisch bestim-

¹FAR (Federal Aviation Regulations) [11]

²CS (Certification Specifications) [12] bzw. früheren JAR (Joint Aviation Requirements)

men. Anschließend können mit dem in IPADS integrierten Stabilitäts- und Steuerbarkeitsanalyse-Tool PASCAP die ausgelegten Steuerflächen noch mit einem 6-Freiheitsgrad-Modell verifiziert werden, so dass alle Koppelleffekte einbezogen werden.

Im Folgenden werden beispielhaft die Manövergleichungen des Kurvenfluges bei ausgefallenem Triebwerk und des Rollmanövers aufgeführt. Detaillierte Beschreibungen aller dimensionierenden Manöver finden sich in [19].

3.2.1 Kurvenflug bei Triebwerksausfall

Eine Forderung an ein Flugzeug im Fall eines Triebwerksausfalls ist die Durchführbarkeit eines 20° geneigten Kurvenfluges. Bei Betrachtung des idealen Kurvenfluges gelten die Bedingungen des stationären Flugzustands (konstante Flug- und Drehgeschwindigkeiten) sowie zusätzlich, dass die Windgeschwindigkeiten und der Schiebewinkel gleich Null sind [18].

In Abbildung 3 werden die beim Kurvenflug angreifenden Kräfte am Flugzeug skizziert. Das Seitenkraftgleichgewicht ($Y = 0$) ergibt sich damit aus der Flugzeugmasse m , der Fluggeschwindigkeit V , der Giergeschwindigkeit r , der Gravitationskonstante g und dem Hängewinkel ϕ . Zusätzlich müssen bei Triebwerksausfall die auftretenden Störkräfte und -momente (das Roll- und Giermoment erzeugt durch den einseitigen Schub ermittelt aus der Schubdifferenz ΔF und dem Abstand des Triebwerks zur y-Achse y_F sowie der vom ausgefallenem Triebwerk erzeugte Windmilling-Widerstand W_{wm}) mit in die Kräfte- und Momentengleichgewichte einbezogen werden. Dies führt mit dem Anstellwinkel α , den durch die Giergeschwindigkeit r und dem Querruderausschlag ξ erzeugten Rollmomenten L_r und L_ξ sowie den durch die Giergeschwindigkeit r und den Seitenruderausschlag ζ erzeugten Giermomenten N_r und N_ζ zu folgenden Kraft- und Momentengleichgewichten:

$$\begin{aligned} (1) \quad Y : \quad & -mVr + mg \sin \phi = 0 \\ (2) \quad L : \quad & L_r r - \Delta F y_F \sin \alpha + L_\xi \xi = 0 \\ (3) \quad N : \quad & N_r r - \Delta F y_F \cos \alpha - W_{wm} y_F + N_\zeta \zeta = 0. \end{aligned}$$

Durch Umformung des Seitenkraftgleichgewichts (1) nach der Giergeschwindigkeit r , folgt aus der Giermomentengleichung (3) mit der Spannweite b und dem Staudruck $\bar{q}$ das Giermomentenderivativ, welches das Seitenruder notwendigerweise erzeugen muss:

$$(4) \quad C_{n\zeta} \zeta = - C_{nr} \frac{bg}{2V^2} \sin \phi + \frac{\Delta F y_F}{\bar{q} S} \cos \alpha + \Delta C_{W_{wm}} \frac{y_F}{b}.$$

3.2.2 Rollmanöver

Im Gegensatz zu den anderen bei der Steuerflächenauslegung betrachteten Manövern (vgl. Tabelle 1) beschreibt das Rollmanöver keinen Gleichgewichtszustand, sondern einen dynamischen Bewegungsvorgang, der mithilfe von Differentialgleichungen (DGL) beschrieben werden kann [18]. Wird der Schiebe- und Gieranteil des Rollmoments sowie das

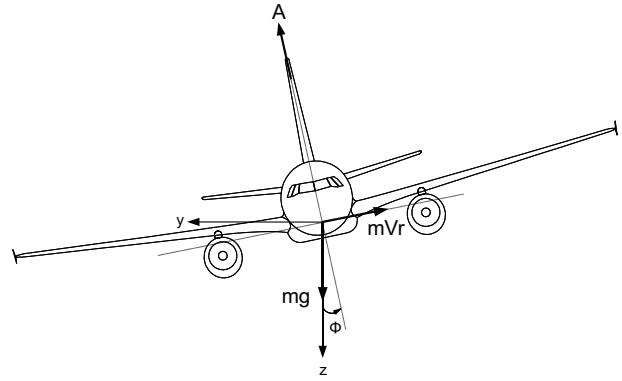


Abbildung 3. Angreifende Kräfte bei idealem Kurvenflug (in Anlehnung an Alles [18]).

Rollmoment durch das Seitenruder vernachlässigt, ist die Rollbewegung (mit der Rollgeschwindigkeit p) eine reine Rotation um die x-Achse mit dem Querruder als Steuerelement [20].

Diese Annahme vereinfacht die Bewegungsgleichung der Seitenbewegung zu folgender Zustand-Differentialgleichung:

$$(5) \quad \dot{p} = L_p p + L_\xi \xi.$$

Die Faktoren L_p und L_ξ sind dabei Ersatzgrößen der linearisierten Seitenbewegung, die bei Annahme eines starren und symmetrischen Flugzeugs sowie bei Vernachlässigung des Schiebe- und Gieranteils wie folgt definiert sind³:

$$(6) \quad L_p = \frac{\bar{q} S b^2 C_{lp}}{2 V I_{xx}}$$

$$(7) \quad L_\xi = \frac{\bar{q} S b C_{l\xi}}{V I_{xx}}.$$

I_{xx} beschreibt dabei das Massenträgheitsmoment um die x-Achse.

Als Lösung von Gleichung (5) erhält man den Hängewinkel ϕ als Funktion der Zeit t , den ein Flugzeug je nach Flugzustand und Flugeigenschaften erreicht:

$$(8) \quad \int p dt = \phi(t) = -\frac{2V}{b} \frac{C_{l\xi}}{C_{lp}} \left[t + \frac{1}{L_p} (1 - e^{L_p t}) \right]$$

Gemäß § 25.147 (f) muss ein Flugzeug in der Lage sein, innerhalb von sieben Sekunden den Hängewinkel von 30° auf -30° zu ändern. Dies ist nach Howe [22] „äquivalent mit der Eigenschaft, eine Hängewinkeländerung von 30° innerhalb von 3,5 Sekunden einzuleiten“ [22]. Mithilfe dieser Angabe lässt sich das dafür notwendige Querruder-Rollmoment bestimmen.

3.3. Kritische Flugzustände

Zur Lösung der Manövergleichungen werden neben der Flugzeuggeometrie und den notwendigen flugmechanischen Anforderungen aus den Zulassungsvorschriften (wie z.B. die Angabe von Hängewinkel und Zeit aus § 25.147 (f)

³Die Herleitung und Auflistung aller Ersatzgrößen sind bei Brockhaus [21] zu finden.

für das Rollmanöver, siehe Kapitel 3.2.2) auch die zu betrachtenden Flugzustände benötigt, für die die aerodynamische Analyse erfolgen soll.

Die Flugeigenschaften eines Flugzeugs sind von einer Vielzahl von Parametern abhängig, wie z.B. der Flughöhe und -geschwindigkeit, dem Anstellwinkel, dem Flugzeuggewicht und der aerodynamischen Flugzeugkonfiguration (Klappen, Fahrwerk usw.). Zur vollständigen Bewertung der Flugeigenschaften müssen diese für jedes Manöver für die verschiedenen Variationen dieser Parameter bestimmt und ausgewertet werden. Für den Vorentwurf ist es empfehlenswert und generell ausreichend, statt der zahlreichen Parametervariationen die kritischen Flugzustände zu untersuchen, die abhängig sind von den betrachteten Manövern. Die benötigten Werte sind oft bereits durch die CS oder die AMC vorgegeben. Die Fluggeschwindigkeiten sind dann in Abhängigkeit der Überziehgeschwindigkeit V_S (stall speed), der Reference stall speed V_{SR1} , der minimal zulässigen Geschwindigkeit V_{min} oder der maximal zulässigen Geschwindigkeit V_{MO} (maximum operating speed) angegeben, wie z.B. für den Kurvenflug bei ausgefallenem Triebwerk. Gemäß § 25.147 muss dieses Flugmanöver bei einer Geschwindigkeit von $1,3 \cdot V_{SR1}$ mit Hochauftriebsklappen in „Climb“-Position, ein- und ausgefahrenem Fahrwerk, maximaler Dauerleistung der funktionierenden Triebwerke sowie maximalem Abfluggewicht ausgeführt werden können [12]. Bei Mangel an einer eindeutigen Vorgabe des Flugzustandes aus den CS, wie z.B. im Fall des Abfang- und Rollmanövers, lässt sich der kritische Flugzustand oftmals durch physikalische Analyse der Ruderwirksamkeit sowie der Manöververgleichen bestimmen. Die Ruderwirksamkeit wächst mit steigendem Staudruck $\bar{q} = \rho/2 \cdot V^2$, so dass sich im Allgemeinen der dimensionierende Flugzustand für die Ruder bei geringer Geschwindigkeit und großen Flughöhe ($H \sim 1/\rho$) ergibt [21]. In dieser Arbeit werden deshalb die Manöver, für die in den CS keine Vorgaben zum Flugzustand gemacht werden, zunächst für minimale Geschwindigkeiten und maximale Höhen betrachtet. Ist die Ermittlung eines kritischen Flugzustandes nicht möglich, werden verschiedene Punkte in der „flight envelope“ untersucht und so der für das Ruder kritische Flugzustand ermittelt werden.

4. AUSLEGUNGSPROGRAMM

Der Programmablauf von „controlSizing“, das Programm in welches die Methode zur Steuerflächenauslegung implementiert wurde, ist in Abbildung 5 skizziert. Er lässt sich in die folgenden sechs Schritte unterteilen:

1. Erste Geometrieabschätzung der Ruder
2. Auswahl der dimensionierenden Manöver
3. Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte
4. Manöveranalyse
5. Bewertung der Ergebnisse
6. Iterative Bestimmung der Steuerflächengeometrie

Als Eingabeparameter werden die Flugzeuggeometrie (ohne Ruder), die Massenverteilung, der Schub sowie die Flugzeugpolare benötigt. Ausgabeparameter des Programms sind die geometrischen Ruderparameter, die die Form und

die Position der Ruder beschreiben. Dies sind das relative Sehnentiefenverhältnis c_r/c der Ruderinnen- (Index i) und -außenkante (Index a)⁴ und die spannweite Position der Ruderinnenkante y_{ri}/s und der Ruderaußenkante y_{ra}/s (vgl. Abbildung 4 am Beispiel des Höhenruders (Index H)).

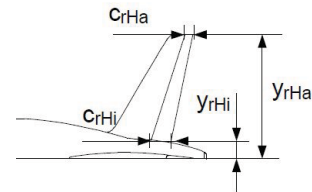


Abbildung 4. Geometrieparameter des Höhenruders (H).

Der Programmablauf ist im Vorentwurfstool „controlSizing“ automatisiert worden. Dabei wurde die Programmiersprache C++ verwendet, die ein objektorientiertes Programmieren ermöglicht. Dies bietet den Vorteil, dass Objekte nach dem Baukastenprinzip in andere Programme implementiert werden können. Das Programm stellt für den Benutzer eine Art Black-Box dar, in die die Flugzeugparameter aus der Entwurfsumgebung IPADS eingehen sowie die vom Benutzer vorgegebenen geometrischen Randbedingungen (z.B. maximal erlaubte Rudertiefe). Als Ergebnis wird dann entweder die Rudergeometrie oder die Warnung, dass die vorgegebenen, einschränkenden Rudergrößen oder gegebenenfalls das betrachtete Flugzeug (z.B. Leitwerksgröße und -position) angepasst werden müssen, ausgegeben.

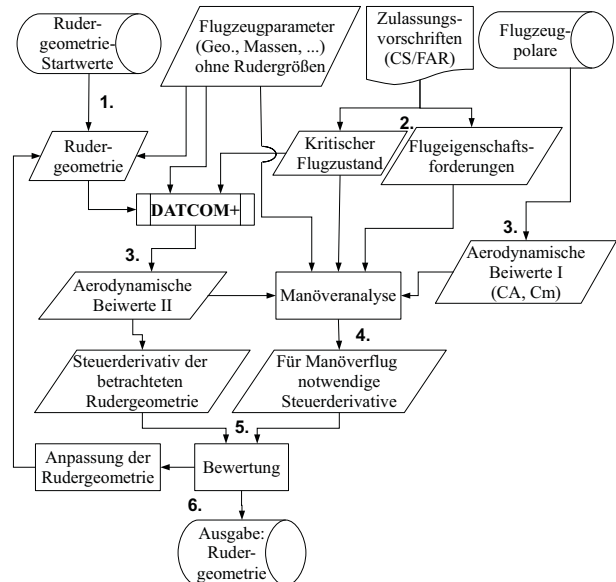


Abbildung 5. Prinzipieller Ablauf zur Steuerflächenauslegung.

Im Folgenden werden die sechs Programmschritte, wie in Abbildung 5 dargestellt, kurz näher erläutert.

⁴Das relative Sehnentiefenverhältnis wird für die jeweiligen Ruder als konstant angenommen.

4.1. Erste Geometrieabschätzung

Zu Beginn (Punkt 1 in Abbildung 5) werden Startwerte für das Sehnentiefenverhältnis c_r/c und die Lage der Ruderinnenkante y_{ri}/s bestimmt. Diese ergeben sich aus dem Mittelwert der aus der Literatur [2] entnommenen minimalen und maximalen Richtwerte. Diese vorgegebenen Default-Werte können vom Programm benutzer auch verändert werden. Die mögliche Lage der Ruderinnenkante wird im Fall des Querruders zudem bezüglich der ggf. schon entworfenen Hochauftriebshilfen ausgerichtet. Die einzige feste Größe ist die Lage der Ruderaußenkante y_{ra}/s , die mit Festsetzen der maximalen Außenkantenposition $(y_{ra}/s)_{max}$ vorgegeben ist.

4.2. Auswahl der dimensionierenden Manöver

Die Auswahl der dimensionierenden Manöver anhand der Zulassungsvorschriften FAR/CS 25 [11, 12] sowie der zu betrachtenden kritischen Flugzustände (Punkt 2 in Abbildung 5) wurde in Kapitel 3 beschrieben.

4.3. Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte

Die zur Manöveranalyse notwendigen Auftriebs- und Momentenbeiwerte (Punkt 3 in Abbildung 5) ergeben sich aus den Flugzeugpolaren ($C_A = f(\alpha)$, $C_m = f(\alpha)$), die mithilfe des am ILR entwickelten Programms „calculatePolar“ [13] für verschiedene aerodynamische Konfigurationen (z.B. „Clean“, „Take-Off“) ermittelt werden. Die restlichen benötigten aerodynamischen Beiwerte, wie z.B. den Rolldämpfungsbeiwert C_{lp} (vgl. Gleichung (8)) sowie die Steuerderivative der im iterativen Prozess aktuell betrachteten Ruder, werden mithilfe der Digital Datcom Version DATCOM+ berechnet. Das in den 1970er Jahren entwickelte Programm Digital Datcom bietet eine automatisierte Version der im „Data Compendium“ (DATCOM) der United States Air Force (USAF) [23] zusammengefassten Handbuchmethoden an, die für eine vorgegebene Flugzeuggeometrie eine große Anzahl statischer, dynamischer und Steuerderivative für bestimmte Flugzustände liefert. Bei jeder Änderung des betrachteten Flugzustandes sowie jede Veränderung der Flugzeuggeometrie, wie z.B. bei der iterativen Bestimmung der notwendigen Rudergeometrie, werden die aerodynamischen Beiwerte und Derivative erneut bestimmt.

4.4. Manöveranalyse und Bewertung

Nach Festlegung der dimensionierenden Manöver und der Flugzustände sowie der Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte werden mithilfe der flugmechanischen Beschreibungen der einzelnen Manöver (vgl. Kapitel 3.2) die zu deren Ausführung notwendigen Steuerderivative bestimmt (Punkt 4 in Abbildung 5). Diese werden mit dem jeweiligen mit DATCOM+ bestimmten Steuerderivativ der aktuellen Rudergeometrie verglichen (Punkt 5 in Abbildung 5) und dann im iterativen Prozess die Rudergeometrie ermittelt, für die das mit DATCOM+ ermittelte Steuerderivativ mit dem zur Ausführung des Manövers notwendigen Steuerderivativ übereinstimmt (Punkt 6 in Abbildung 5). Falls meh-

rere Manöver zur Dimensionierung eines primären Ruders untersucht werden, stellt das Manöver, welches das größte Ruder erfordert, das kritische dar und bestimmt die finale Rudergeometrie. Das gleiche gilt für die Betrachtung mehrerer Flugzustände.

4.5. Algorithmus zur Bestimmung der Steuerflächengeometrie

Bei Abweichung des notwendigen vom aktuellen Steuerderivativ bzw. bei Über- oder Unterschreiten der vorgegebenen Grenzwerte für die Rudergeometrie ist eine Anpassung der Rudergrößen erforderlich. Die Anpassung der Rudergeometrie bis zur Übereinstimmung des aktuellen mit dem notwendigen Steuerderivativ erfolgt in der Abfolge, dass, ausgehend von den ermittelten Startwerten, das Ruder so breit wie möglich gewählt wird. Grund dafür ist, dass eine Vergrößerung der Ruderbreite effektiver bezüglich des erreichten Steuermoments ist als eine Erhöhung der Rudertiefe. In Abbildung 6 ist der Einfluss der Änderung der Höhenrudergeometrie bei konstanter Ruderfläche auf das vom Ruder erzeugte Steuermoment $C_{m\eta}\eta$ dargestellt. Bei einer Erhöhung der Ruderbreite, die bei konstanter Ruderfläche eine Verringerung der Rudertiefe zur Folge hat, erhöht sich $C_{m\eta}\eta$. Dagegen bewirkt eine Erhöhung der Rudertiefe eine Verringerung von $C_{m\eta}\eta$. Damit zeigt sich, dass sich die minimale Ruderfläche durch die Maximierung der Ruderbreite erreichen lässt.

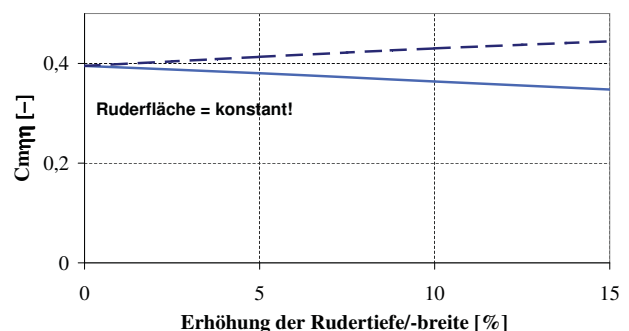


Abbildung 6. Einfluss der Rudergeometrie auf das erzeugte Steuermoment.

4.6. Limitationen des Programms

Die Limitationen des Programms „controlSizing“ ergeben sich zum einen aus der Verwendung der linearisierten Zustandsgleichungen, die z.B. nur für symmetrische Flugzeuge gelten [21]. Die Betrachtung von unsymmetrischen Konfigurationen erfordert die Verwendung eines 6-Freiheitsgrad-Modells, welches für den Vorentwurf einen unüblich hohen Komplexitätsgrad zur Folge hat, um welches das Auslegungsprogramm jedoch bei Bedarf erweitert werden kann. Zum anderen gibt es Einschränkungen durch die Verwendung von DATCOM+, wie z.B. den Referenzflügel des Flugzeugs, der die gleichen aerodynamischen Bezugslängen wie der reale Flügel besitzt, verwenden zu müssen. Für den Vorentwurf sind diese Einschränkungen tole-

rierbar, jedoch können durch den modularen Programmaufbau auch komplexere Methoden zur Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte und Derivative eingebaut werden, um somit die Anwendungsmöglichkeiten zu erweitern.

Die vorgestellte und in das Programm implementierte anforderungsspezifische Auslegungsmethodik - die Steuerflächenauslegung über die Ermittlung der Steuerderivative, welche für die dimensionierenden Manöver notwendig sind - ist damit für jede beliebige Flugzeugkonfiguration anwendbar. Allein die Komplexität der verwendeten Zustandsgleichungen und Methoden zur Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte entscheidet darüber, ob das Auslegungsprogramm uneingeschränkt einsetzbar ist oder nicht.

5. ANWENDUNGSBEISPIEL

In diesem Kapitel wird anhand eines Beispielflugzeuges die Anwendung von „controlSizing“ im Flugzeugvorentwurf vorgestellt. Zur Verifikation des Programms wird als Beispielflugzeug ein konventioneller Flugzeugentwurf ausgewählt, für den die notwendigen Eingangsdaten wie Flugzeuggeometrie und Flugzeugmasse sowie die, für den Vergleich mit den berechneten Rudergeometrien notwendige, Rudergeometrie zur Verfügung stehen. Es sei darauf hingewiesen, dass die Funktionalität von „controlSizing“ stark von der Validität der Ergebnisse der verwendeten Methoden zur Bestimmung der aerodynamischen Parameter abhängt. Deshalb sollten auch diese Werte vor ihrer Verwendung auf ihre Plausibilität hin überprüft werden.

5.1. Beispielflugzeug

Als Beispielflugzeug wird eine mit IPADS entworfene typische Single-Aisle-Konfiguration (basierend auf einer A320-200 Konfiguration) verwendet. Die für das Beispielflugzeug ermittelten Steuerflächengrößen werden mit denen der A320-200 gegenübergestellt. Es muss berücksichtigt werden, dass manche der zur Steuerflächendimensionierung notwendigen flugzeugspezifischen Parameter, wie z.B. die Massenverteilung, nicht zur Verfügung standen, so dass diese sinnvoll abgeschätzt werden mussten.

5.1.1 Geometrieaufbereitung

Die geometrischen Flugzeugparameter des Beispielflugzeuges wurden anhand von Herstellerangaben sowie einer verfügbaren Dreiseitenansicht der A320-200, die als CAD-Zeichnung vorliegt, bestimmt. Wie bereits erwähnt, ist zur Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte mithilfe von DATCOM+ die Verwendung des Referenzflügels notwendig, der die gleichen aerodynamischen Bezugslängen wie der reale Flügel besitzt. In Tabelle 2 sind die Referenzflügelparameter für das Beispielflugzeug aufgelistet.

b [m]	c_i [m]	c_a [m]	S [m ²]	MAC [m]	φ [°]
34,1	5,83	1,49	124,81	4,3	27

Tabelle 2. Referenzflügelparameter.

Die Geometrie des mit IPADS entworfenen Beispielflugzeuges ist in Abbildung 7 dargestellt.

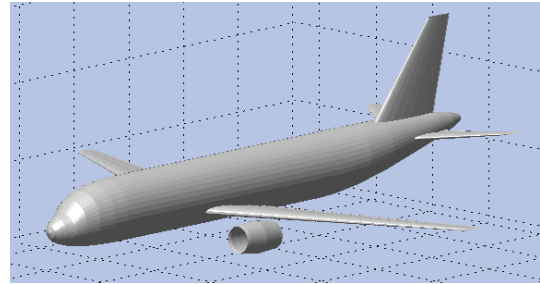


Abbildung 7. Mit IPADS modelliertes Entwurfsflugzeug (basierend auf der Flugzeugkonfiguration einer A320-200).

5.1.2 Massenverteilung

Neben der Flugzeuggeometrie ist vor allem die Massenverteilung des Flugzeugs entscheidend für die Steuerbarkeitsbetrachtung. Für die hier durchgeführten Beispielrechnungen werden für das maximale Abfluggewicht $MTOW$, das maximale Landegewicht MLW und die Massenträgheitsmomente⁵ (I_{xx} , I_{yy}) die in Tabelle 3 aufgeführten Werte verwendet.

Das Flugzeug wurde für den jeweiligen Reiseflugzustand bezüglich des Momentenhaushalts mithilfe des Polarenprogramms „calculatePolar“ [13] des ILR durch Festsetzen geeigneter Werte für den Höhenleitwerkseinstellwinkel und den Schwerpunkt ausgetrimmt, so dass sich für das Beispielflugzeug die in Tabelle 3 aufgeführte Schwerpunktlage x_G ergab.

$MTOW$ [kg]	MLW [kg]	I_{xx} [kgm ²]	I_{yy} [kgm ²]	x_G [m]
68.000	64.500	1.278.370	3.781.268	17

Tabelle 3. Massen und Schwerpunktlagen.

5.2. Auslegung der Steuerflächen

Die Auslegung der primären Steuerflächen mit dem Programm „controlSizing“ wird im Folgenden exemplarisch für das Quer- und Höhenruder vorgestellt. Für die Seitenruderauslegung sei auf [19] verwiesen. Als Eingabeparameter für die Auslegung des Querruders (QR) und des Höhenruders (HR) werden die im Programm hinterlegten und in Tabelle 4 aufgelisteten Default-Werte verwendet. Es sei darauf hingewiesen, dass für die Ruderauslegung nicht die in der Tabelle angegebenen maximal möglichen Ruderauslässe δ_{max} verwendet werden, sondern ein auf 80% reduzierter Ruderausschlag, um somit die Ruder zum sicheren Bereich hin auszulegen⁶.

⁵Die Trägheitsmomente der A320-200 wurden aus [8] entnommen.

⁶Die im Folgenden verwendeten Bezeichnungen ξ_{max} und η_{max} beziehen sich auf den auf 80 % reduzierten Ruderausschlag ($\xi_{max} = 0,8 \cdot (\delta_{max})_{QR}$, $\eta_{max} = 0,8 \cdot (\delta_{max})_{HR}$)

	QR	HR
$(y_{ri}/s)_{min}$	0,45	0
$(y_{ra}/s)_{max}$	0,95	1,0
$(c_r/c)_{min}$	0,15	0,25
$(c_r/c)_{max}$	0,3	0,5
δ_{max}^*	20°	20°

Tabelle 4. Eingabewerte der Rudergeometrie zur Bestimmung der Startwerte.

Die mithilfe von „controlSizing“ ermittelten Ruder werden den Referenzrudern, die der CAD-Zeichnung der A320-200 entnommen wurden, gegenübergestellt. Zudem werden die Steuermomente, die zur Ausführung der dimensionierenden Manöver notwendig sind, mit denen der Referenzruder und denen der ausgelegten Ruder verglichen.

5.2.1 Querruderauslegung

Das dimensionierende Manöver für das Querruder ist das Rollmanöver (siehe Tabelle 1). Die sich aus der Anforderung, 30° innerhalb von 3,5 Sekunden zu rollen, ergebenden Querrudergrößen sind in Tabelle 5 im Vergleich zu den aus der CAD-Zeichnung entnommenen Referenzrudergrößen aufgelistet und in Abbildung 8 grafisch gegenübergestellt. Die Querrudergeometrie wird durch das innere und äußere Sehnentiefenverhältnis $((c_{rQ}/c)_i, (c_{rQ}/c)_a)$ sowie die spannweite Position der Ruderinnen- und Ruderaußenkante (y_{rQi}, y_{rQa}) bezogen auf die Flügelhalbspannweite s beschrieben. Zusammen mit der Referenzflügelgeometrie ergibt sich aus diesen Parametern die Ruderfläche S_{rQ} . Das durch die grüne, durchgezogene Linie dargestellte Ruder ist das aus der CAD-Zeichnung entnommene Referenzruder, die blau schraffierte Fläche stellt das mithilfe von „controlSizing“ ermittelte Ruder dar.

	Referenz	Entwurf
$(c_{rQ}/c)_i$	0,33	0,222
$(c_{rQ}/c)_a$	0,33	0,222
(y_{rQi}/s)	0,78	0,78
(y_{rQa}/s)	0,96	0,95
$S_{rQ} [m^2]$	3,92	2,67
ΔS_{rQ}		-31,9%

Tabelle 5. Berechnete Querruderwerte („Entwurf“) im Vergleich zu den Referenzruderwerten („Referenz“).

Das Diagramm in Abbildung 9 zeigt, welcher Rollmomentenbeiwert $C_{l\xi\xi_{max}}$ durch einen maximalen Querruderausschlag erreicht werden muss, um innerhalb der auf der x-Achse aufgetragenen Zeit t einen Hängewinkel ϕ von 30° aufzubauen. Nach den Zulassungsvorschriften CS/FAR muss dieser Winkel in mindesten 3,5 Sekunden erreicht werden. Da das Ruder gemäß dieser Anforderung dimensioniert wurde, erzeugt es exakt das Rollmoment, das für das Erreichen von $\phi = 30^\circ$ in 3,5 Sekunden notwendig ist. Das Referenzruder der Airbus A320-200, welches größer ist als das Entwurfsruder (vgl. Tabelle 5), erfüllt und übertrifft

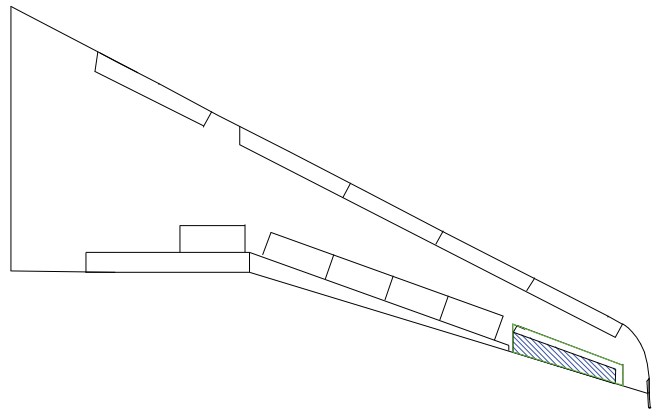


Abbildung 8. Gegenüberstellung der berechneten Querrudergeometrie (blau schraffiert) zur Geometrie des Referenzruders (grün umrandet).

sogar die Steuerbarkeitsanforderung und ermöglicht somit ein Rollen auf 30° in unter 3,5 Sekunden.

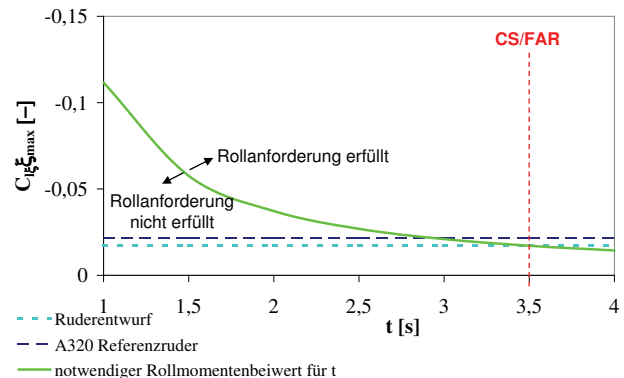


Abbildung 9. Vergleich des für das Rollmanöver notwendigen Steuermoments mit den durch das Referenzruder bzw. des ermittelten Ruders erreichten Steuermomenten.

5.2.2 Höhenruderauslegung

Zur Auslegung des Höhenruders werden das Abfangmanöver sowie die Take-Off Rotation betrachtet. Das Abfangmanöver ergibt sich als das kritische Manöver, welches das größte Ruder erfordert. Die ermittelten Höhenrudergrößen, mit welchen der geforderte Lastfaktor n von 2,5 erreicht wird, sind den Rudergrößen des Referenzruders in Tabelle 6 sowie in graphischer Form in Abbildung 10 gegenübergestellt. Die Höhenrudergeometrie wird durch das innere und äußere Sehnentiefenverhältnis $((c_{rH}/c)_i, (c_{rH}/c)_a)$ sowie die spannweite Position der Ruderinnen- und Ruderaußenkante (y_{rHi}, y_{rHa}) bezogen auf die Höhenleitwerkshalbspannweite s_H beschrieben (vgl. Abbildung 4). Mit den ermittelten Parametern ergibt sich zusammen mit der Höhenleitwerksgeometrie die Ruderfläche S_{rH} .

Wie aus Tabelle 6 hervorgeht, ist das Höhenruder um nur 3,5 % kleiner als das Referenzruder. Während das Sehnentiefenverhältnis c_{rH}/c des Ruderentwurfes etwas größer ist,

liegt die Ruderinnenkante weiter außen ($(y_{rHi}/s_H)_{Sizing} > (y_{rHi}/s_H)_{CAD}$), so dass die Ruderbreite geringer ist.

	Referenz	Entwurf
$(c_{rH}/c_H)_i$	0,32	0,38
$(c_{rH}/c_H)_a$	0,34	0,38
(y_{rHi}/s_H)	0,17	0,27
(y_{rHa}/s_H)	1,0	1,0
$S_{rH} [m^2]$	7,89	7,61
ΔS_{rH}	-3,5%	

Tabelle 6. Berechnete Höhenruderwerte („Entwurf“) im Vergleich zu den Referenzruderwerten („Referenz“).

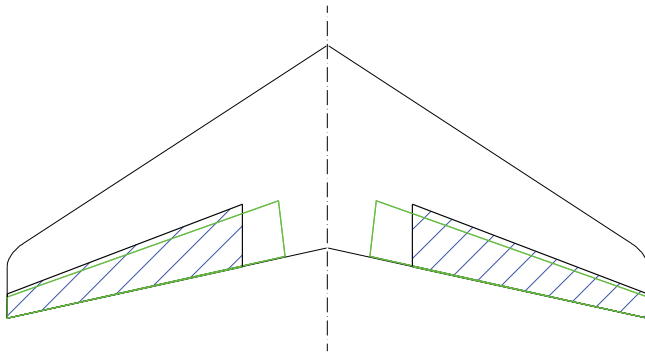


Abbildung 10. Gegenüberstellung der berechneten Höhenrudergeometrie (blau schraffiert) zur Geometrie des Referenzruders (grün umrandet).

Das Diagramm in Abbildung 11 zeigt, welcher Nickmomentenbeiwert $C_{m\eta\eta_{max}}$ durch einen maximalen Höhenruderausschlag erreicht werden muss, um ein Abfangmanöver mit einem Lastvielfachen von 2,5 auszuführen. Wie schon bei der Querruderdimensionierung erzeugt der Ruderentwurf exakt das notwendige Nickmoment, da er gemäß dieser Anforderung dimensioniert wurde. Das Referenzruder der Airbus A320-200 erreicht für $C_{m\eta\eta_{max}}$ einen höheren Wert als der Ruderentwurf und ermöglicht somit höhere Lastvielfache.

5.2.3 Diskussion der Ergebnisse

Bei der Ruderauslegung des Beispielflugzeugs konnten, wie in den vorherigen Kapitel gezeigt, ein Quer- und Höhenruder bestimmt und in die Flügel- und Leitwerksfläche integriert werden, mithilfe derer das Flugzeug gemäß der Zulassungsvorschriften sicher steuerbar ist. Die betrachteten Referenzruder der A320-200 sind jeweils größer als die Ruderentwürfe und erfüllen somit auch bzw. übertreffen sogar, wie in Abbildung 9 und 11 dargestellt, jeweils die an sie gestellten Steuerbarkeitsanforderungen. In [19] wird die Auslegung des Seitenruders des hier betrachteten Beispielflugzeugs sowie die Auslegung aller drei primärer Steuerflächen für weitere Beispielflugzeuge vorgestellt. Die Ergebnisse ähneln derer der vorgestellten Quer- und Höhenruderauslegung; der Ruderentwurf ist jeweils immer etwas kleiner als das betrachtete Referenzruder, welches die Steuerbarkeitsanforderungen übertrifft, während

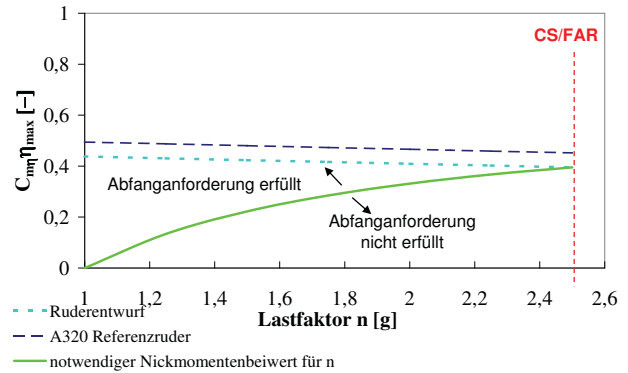


Abbildung 11. Vergleich des für das Abfangmanöver notwendigen Steuermoments mit den durch das Referenzruder bzw. des ermittelten Ruders erreichten Steuermomenten.

der Ruderentwurf diese exakt erfüllt. Der hier durchgeführte Ruderentwurf anhand von Steuerbarkeitsanforderungen zeigt sich damit als eine plausible Entwurfsmethodik für den Vorentwurf. Die Funktionalität ist natürlich abhängig von der Validität der, mit den Methoden zur aerodynamischen Analyse ermittelten, aerodynamischen Beiwerte und Derivative, da diese in die Gleichungen der Manöveranalyse eingehen und damit stark die Ergebnisse der Ruderauslegung beeinflussen. Mit der Verwendung valider Methoden zur Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte, oder sogar, falls vorhanden, realer aerodynamischer Werte, ist auch die Funktionalität des vorgestellten Programms zur Ruderauslegung gewährleistet.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Gegenstand der vorliegenden Arbeit ist die Entwicklung einer Methodik, die die Steuerflächen eines gegebenen Flugzeugs ausgehend von den relevanten Steuerbarkeitsanforderungen dimensioniert. Die entwickelte Auslegungsmethodik wurde in das Vorentwurfstool „controlSizing“ umgesetzt, das in die Flugzeugvorentwurfsumgebung IPADS (ILR Preliminary Aircraft Design Suite) des ILR integriert wurde. Als Anwendungsbeispiel wurden das Quer- und Höhenruder eines Beispielflugzeugs (eine mit IPADS entworfene typische Single-Aisle-Konfiguration, basierend auf einer A320-200 Konfiguration) mithilfe des Auslegungstools dimensioniert und die sich ergebende Rudergeometrie mit der der A320-200 verglichen. Weiterhin wurde die mit den flugmechanischen Gleichungen ermittelte notwendige Ruderwirksamkeit der jeweiligen dimensionierenden Manöver mit der durch das Referenzruder erreichten Ruderwirksamkeit verglichen.

Es wurde gezeigt, dass die betrachteten Ruder mit dem Programm so dimensioniert werden konnten, dass sie die jeweiligen Steuerbarkeitsanforderungen erfüllen und in die jeweilige Flügel- und Leitwerksfläche integriert werden konnten. Auch die Referenzruder erfüllten bzw. übertrafen die Steuerbarkeitsanforderungen, so dass sich die Ruderauslegung gemäß der Steuerbarkeitsanalyse als geeignet bewerten lässt. In [19] wurde die Auslegung des Sei-

tenruders des hier betrachteten Beispielflugzeugs sowie die Auslegung aller drei primärer Steuerflächen für weitere Beispielflugzeuge vorgestellt und die Ergebnisse sind vergleichbar mit denen der vorgestellten Quer- und Höhenruderauslegung.

Insgesamt betrachtet kann das entwickelte Programm „controlSizing“ als ein geeignetes Vorentwurfstool zur Bestimmung der Steuerflächen angesehen werden. Es ermöglicht die Auslegung der Ruder auf Grundlage der gemäß den Zulassungsvorschriften zu erfüllenden Steuerbarkeitsanforderungen. Damit wird die Steuerflächengeometrie im Vorentwurf nicht allein auf Erfahrungswerte gestützt, sondern basiert auf einer flugmechanischen Betrachtung. Dies bietet den Vorteil, dass in der Ruderauslegung spezifische Steuerbarkeitsanforderungen berücksichtigt werden können. Soll ein Flugzeug höhere Anforderungen als die in den Zulassungsvorschriften angegebenen erfüllen, können die Ruder speziell für diese ausgelegt werden. Vorteile bietet auch der modulare Programmaufbau, der eine Erweiterung des Vorentwurfstools leicht ermöglicht. So könnte eine Auslegung von sekundären Steuerflächen integriert werden, um z.B. die Rollsteuerung mithilfe von Spoilern mit einzubeziehen. Weiterhin besteht die Möglichkeit eine Analyse der dynamischen Flugeigenschaften einzugliedern, wofür sich das am ILR von Risse et al. [8] entwickelte Analysetool PASCAP anbietet. Auch die zusätzliche Betrachtung der strukturellen Anforderungen der Steuerflächen, z.B. über die Einbeziehung der Scharniermomente, wäre eine sinnvolle Erweiterung von „controlSizing“. Die vorgestellte Methodik zur Auslegung der Steuerflächen über die zur Erfüllung der geforderten Flugeigenschaften notwendigen Derivate lässt sich zudem auch auf die Auslegung von High-Lift-Systemen oder Leitwerken übertragen.

Je nach Komplexitätsgrad der verwendeten Gleichungssysteme und Methoden der aerodynamischen Analyse lassen sich mit der vorgestellten Auslegungsmethodik die Steuerelemente jedes beliebigen Flugzeugentwurfs auslegen. Die vorgestellte Methodik zur Steuerflächenauslegung erweitert somit den Vorentwurfsprozess von Flugzeugen, welcher am ILR mithilfe von IPADS durchgeführt wird, um einen anforderungsspezifischen Entwurf der Ruder.

Danksagung

Diese Arbeit entstand im Rahmen einer Diplomarbeit, bearbeitet am Institut für Luft- und Raumfahrt (ILR) der RWTH Aachen. Der Dank gilt Herrn Prof. Rolf Henke, Herrn Eckhard Anton, Herrn Kristof Risse und Herrn Alexander Schäfer für ihre fachliche und programmiertechnische sowie moralische Unterstützung bei der Bearbeitung dieser Arbeit.

Literatur

- [1] ANDERSON, J.D.: *Aircraft performance and design*. Boston : McGraw-Hill, 1999
- [2] RAYMER, D.P. ; PRZEMIENIECKI, J.S. (Hrsg.): *Aircraft design: a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992
- [3] ROSKAM, J. ; AVIATION, Roskam (Hrsg.) ; CORPORATION, Engineering (Hrsg.): *Airplane Design Part II: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*. Lawrence, Kansas : DARcorporation, 1985

- [4] CHUDOBA, B.: *Stability and Control of Conventional and Unconventional Aircraft Configurations: A Generic Approach*. Norderstedt : Books on Demand, 2001
- [5] ANTON, Eckhard ; LAMMERING, Tim ; HENKE, Rolf: Fast Estimation of Top-Level Requirement Impact on Conceptual Aircraft Designs. In: *AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO)* Bd. AIAA-2010-9220. Fort Worth : AIAA, September 2010
- [6] LAMMERING, Tim ; ANTON, Eckhard ; RISSE, Kristof ; FRANZ, Katharina: Impact of Systems Integration on Fuel Efficiency in Preliminary Aircraft Design. In: *3rd International Workshop on Aircraft System Technologies*. Hamburg : Shaker Verlag, März 2011. – ISBN 978–3–8322–9904–0, S. 171–180
- [7] LAMMERING, Tim ; ANTON, Eckhard ; HENKE, Rolf: Technology Assessment on Aircraft-Level: Modeling of Innovative Aircraft Systems in Conceptual Aircraft Design. In: *AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO)* Bd. AIAA-2010-9072. Fort Worth : AIAA, September 2010
- [8] RISSE, Kristof ; ANTON, Eckhard ; HENKE, Rolf: Methodology for Flying Qualities Prediction and Assessment in Preliminary Aircraft Design. In: *AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO)*. AIAA, September 2010
- [9] FRANZ, Katharina ; HOERNSCHEMEYER, Ralf ; BOECKMANN, Markus G. ; SCHMITT, Robert ; POLLMANN, Judith ; FELDHOUSEN, Joerg ; BUEKER, Kerstin ; REICHMUTH, Johannes ; PETZOLDT, Katja ; SAUTER, Tobias ; SCHNEIDER, Christoph ; EWERT, Arthur ; FROMHOLD-EISEBITH, Martina: A methodical approach to assess the aircraft life cycle. In: *2nd International Air Transport and Operations Symposium*. Delft, März 2011. – Type: Conference
- [10] ANTON, Eckhard ; LAMMERING, Tim ; HENKE, Rolf: A comparative analysis of operations towards fuel efficiency in civil aviation. In: *Applied Aerodynamics: Capabilities and Future Requirements*. Bristol, BS8 1TR, UK, Juli 2010
- [11] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Federal Aviation Regulations Part 25 - Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes*. Online. http://www.airweb.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgFAR.nsf/MainFrame?OpenFrameSet. Version: 1989
- [12] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: *Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25*
- [13] LAMMERING, Tim ; ANTON, Eckhard ; HENKE, Rolf: Validation of a Method for Fast Estimation of Transonic Aircraft Polars and its Application in Preliminary Design. In: *Applied Aerodynamics: Capabilities and Future Requirements*. Bristol, BS8 1TR, UK, Juli 2010
- [14] GALBRAITH, B.: *DATCOM+ User's Manual*. Online. <http://www.holy cows.net/datcom/>. Version: 2008

- [15] COLEMAN JR, G.J.: *A Generic Stability and Control Tool for Flight Vehicle Conceptual Design: AERO-MECH Software Development*, University of Texas at Arlington, Diplomarbeit, 2007
- [16] SCHEIDERER, J.: *Angewandte Flugleistung: Eine Einführung in die operationelle Flugleistung vom Start bis zur Landung*. Berlin : Springer, 2008
- [17] DE FLORIO, F.: *Airworthiness: An Introduction to Aircraft Certification. A Guide to Understanding JAA, EASA, and FAA Standards*. Butterworth-Heinemann, 2006
- [18] ALLES, W.: *Flugmechanik I: Flugdynamik*. Skript zur Vorlesung (RWTH Aachen), 2005
- [19] FRANZ, K.: *Auslegung der primären Steuerflächen im Flugzeugvorentwurf*, Institut für Luft- und Raumfahrt (ILR), RWTH Aachen, Diplomarbeit, 2010
- [20] WILHELM, K.: *Flugmechanik II - Dynamische Flugzustände der Längs- und Seitenbewegung*. Skript zur Vorlesung (TU Berlin, ILR), 2002
- [21] BROCKHAUS, R.: *Flugregelung*. Berlin : Springer, 2001
- [22] HOWE, D.: *Aircraft conceptual design synthesis*. London : Professional Engineering Pub., 2000
- [23] FINCK, R.D. ; HOAK, D.E.: *USAF Stability and Control Datcom*. Flight Control Division, Air Force Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, 1978

