



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

## **Masterarbeit**

Kalle Beleites

# **Entwicklung von Rollsteuerungskonzepten für Transportflugzeuge in Verbindung mit der Strukturdimensionierung des Flügelkastens**

*Fakultät Technik und Informatik  
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

*Faculty of Engineering and Computer Science  
Department of Automotive and  
Aeronautical Engineering*

**Kalle Beleites**

**Entwicklung von  
Rollsteuerungskonzepten für  
Transportflugzeuge in Verbindung mit  
der Strukturdimensionierung des  
Flügelkastens**

Masterarbeit eingereicht im Rahmen der Masterprüfung

im Studiengang Flugzeugbau  
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau  
der Fakultät Technik und Informatik  
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)  
Institut für Aeroelastik  
Bunsenstr. 10  
37073 Göttingen  
Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Hartmut Zingel  
Zweitprüfer : Dr.-Ing. Thomas Klimmek

Abgabedatum: 21.11.16

# Zusammenfassung

## Name des Studierenden

Kalle Sebastian Beleites

## Thema der Masterarbeit

Entwicklung von Rollsteuerungskonzepten für Transportflugzeuge in Verbindung mit der Strukturdimensionierung des Flügelkastens

## Stichworte

Ruderumkehr, Querruderwirksamkeit, Querruder, Querrudervolumenbeiwert, MONA, ModGen, Aeroelastic Tailoring, Aeroelastik, Strukturdimensionierung Common Research Model, FERMAT, Querrudergeometrie, flexibler Flügel, steifer Flügel

## Kurzzusammenfassung

Diese Arbeit umfasst aeroelastische Untersuchungen am Common Research Model Flügel. Für diese Untersuchungen wird der Einfluss verschiedener Parameter auf das Rollverhalten des CRMs untersucht. Es wird mit dem MONA Prozess aufgebaut. Schwerpunkt der Untersuchungen ist ein Rollkonzept mit einem teilweise flexiblen Flügel, das heißt die äußeren Querruder sollen im Hochgeschwindigkeitsbereich Ruderumkehr bewirken. Hierfür müssen die Parameter so gewählt werden, dass die inneren Querruder eine geringe und die äußeren Querruder eine möglichst große Verwindung und Durchbiegung beim Rollen bewirken. Als Parameter wurden untersucht, die Querrudergeometrie, das Flügelkastenmaterial, sowie verschiedene Randbedingungen bei der Dimensionierung des Flügelkastens.

Diese Arbeit hat ergeben, dass für dieses Rollkonzept durch eine gezielte Auslegung des Flügels eine ausreichende Querruderwirksamkeit für jeden Flugbereich gewährleistet werden kann und somit ein leichter Flügel gestaltet werden kann als für einen rein steif ausgelegten Flügel.

## Name of Student

Kalle Sebastian Beleites

## Title of the paper

Development of a roll concept for cargo aircraft with regards to the structural design of the wing box

## Keywords

Aileron reversal, aileron efficiency, Aileron, MONA, ModGen, Aeroelastic Tailoring, aeroelasticity, structural design, CRM, FERMAT, aileron geometry, flexible wing, stiff wing

## Abstract

Inside this report different aeroelastic variants of the Common Research Model wing were studied. Therefore several parameters were analysed with regards to the rolling properties. The model is build up with the MONA process. The focus is on a rolling concept with a partial stiff and partial flexible wing. That means the outer ailerons use control reversal in high speed flight for the rolling. For the stiff wing the inner ailerons need to cause little twist and bending for the roll in order to act as a stiff wing, while the outer ailerons need to provide a large twist and bending in order to create control reversal. The studied parameters are the aileron geometry, the wing box materials and constraints for the sizing of the wing box. This thesis shows, that the studied roll concept can be realized with the right parameters to have a lighter, more flexible wing compared to the stiff wing, using control reversal for the outer ailerons for high speeds.

**Inhalt**

<b>ABBILDUNGSVERZEICHNIS</b>	<b>II</b>
<b>TABELLENVERZEICHNIS</b>	<b>V</b>
<b>SYMBOLVERZEICHNIS</b>	<b>VI</b>
<b>1 EINLEITUNG</b>	<b>1</b>
1.1 MOTIVATION UND ZIELSETZUNG	1
1.2 AUFGABENSTELLUNG	3
1.3 LITERATURÜBERSICHT	6
<b>2 ENTWURFSSTUDIEN MIT DEM MONA PROZESS</b>	<b>7</b>
2.1 GEOMETRIEMODELL	8
2.2 SIMULATIONSMODELL	13
<b>3 THEORETISCHE GRUNDLAGEN</b>	<b>15</b>
3.1 QUERRUDERWIRKSAMKEIT DER STATISCHEN AEROELASTIK	15
3.2 GLOBALE MATERIALEIGENSCHAFTEN VON FASERVERBUNDWERKSTOFFEN	19
3.3 STRUKTUROPTIMIERUNG	21
<b>4 QUERRUDER UNTERSUCHUNGEN</b>	<b>24</b>
4.1 DAS CRM UND DIE FERMAT KONFIGURATION	24
4.2 RAHMENBEDINGUNGEN DER UNTERSUCHTEN FLUGZUSTÄNDE	26
4.3 VARIATION DER QUERRUDERPOSITIONEN UND GRÖÖE	29
4.4 CRM FLÜGELKASTENFÖRMUNGEN	38
4.5 QUERRUDERVOLUMENBEIWERT	43
4.6 VARIATION DER MATERIALEIGENSCHAFTEN	45
<b>5 DISKUSSION UND ERGEBNISSE</b>	<b>66</b>
5.1 VARIATION DER QUERRUDERPOSITIONEN UND GRÖÖE	66
5.2 VARIATION DER MATERIALEIGENSCHAFTEN	67
<b>6 FAZIT UND AUSBLICK</b>	<b>71</b>

Abbildungsverzeichnis	ii
<b>6.1 FAZIT</b>	<b>71</b>
<b>6.2 AUSBLICK</b>	<b>73</b>
<b>7 LITERATURVERZEICHNIS</b>	<b>76</b>
<b>ANHANG A GEOMETRIEVARIANTEN</b>	<b>77</b>
<b>ANHANG B FLÜGELKASTENVERFORMUNG</b>	<b>83</b>
<b>ANHANG C MODGEN INPUT</b>	<b>84</b>
<b>ANHANG D NASTRAN INPUT UND OUTPUT</b>	<b>87</b>
<b>ABBILDUNGSVERZEICHNIS</b>	
Abbildung 1.1: Rollrate aufgrund von sprungartigem Querruderausschlag ( <i>Phillips 2010</i> )..5	
Abbildung 1.2: Spoiler zum Rollen genutzt ( <i>Phillips 2010</i> ) .....	5
Abbildung 2.1: Globaler Ablauf des Geometrieentwurfsprozesses ( <i>Klimmek 2016</i> ).....	9
Abbildung 2.2: Konstruktion Holmgeometrie ( <i>Klimmek 2016</i> ).....	10
Abbildung 2.3: Konstruktion Rippengeometrie ( <i>Klimmek 2016</i> ).....	11
Abbildung 2.4: Konstruktion Stringergeometrie ( <i>Klimmek 2016</i> ) .....	12
Abbildung 2.5: CRM Geometrievariation 01 mit Makropanels (Fett) und aerodynamischen Boxen (Fein) .....	14
Abbildung 3.1: Zwei-Dimensionales Profil ( <i>Försching 1974</i> ) .....	16
Abbildung 3.2: Querruderwirksamkeit über dem Staudruck ( <i>MSC.NASTRAN Version 68 2004</i> ) .....	18
Abbildung 3.3: Koordinatensystem für UD-Schicht ( <i>Schürmann 2007</i> ) .....	19
Abbildung 3.4: Ablauf dreistufiger Dimensionierungsprozess ( <i>Klimmek 2016</i> ).....	23
Abbildung 4.1: CRM mit von Herrn Klimmek entwickelten Baugruppen ( <i>Klimmek 2016</i> ) ..	25
Abbildung 4.2: Flugenveloppe für Flughöhe über Machzahl.....	28

Abbildung 4.3: CRM Flügel Geometrievariation 01 .....	29
Abbildung 4.4: Querruderausschlag CRM Geometrievariation 01 für Rollrate 8,57°/s .....	30
Abbildung 4.5: Querruderwirksamkeit CRM Geometrievariation 01 für Rollrate 8,57°/s....	31
Abbildung 4.6: CRM Flügel Geometrievariationen für die Rollrate 8,57°/s .....	32
Abbildung 4.7: CRM Flügel Geometrievariation 02.....	34
Abbildung 4.8: Querruderausschlag CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s .....	35
Abbildung 4.9: Querruderwirksamkeit CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s....	35
Abbildung 4.10: CRM Flügel Geometrievariation 03.....	36
Abbildung 4.11: Querruderwirksamkeit CRM Flügel Geometrievariation 03 Flughöhe für Rollrate 8,57°/s.....	37
Abbildung 4.12: CRM Flügel Geometrievariation 01 mit Flügelkasten.....	38
Abbildung 4.13: Elastische Verformung über der Spannweite, Flügelkastenvorderkantenpunkt.....	39
Abbildung 4.14: Einfluss auf den Anstellwinkel über der Spannweite, Flügelkastenvorderkantenpunkt.....	40
Abbildung 4.15: Elastischer Verdrehungswinkel über der Spannweite, Flügelkastenvorderkantenpunkt.....	40
Abbildung 4.16: Einfluss auf den Anstellwinkel über der Spannweite, Flügelkastenvorderkantenpunkt.....	41
Abbildung 4.17: CRM Flügelkastenverformung, a) Ausschlag inneres Querruder, b) Ausschlag äußeres Querruder.....	42
Abbildung 4.18: Flügel- und Querruderbemaßung ( <i>Torenbeek 1976</i> ).....	43
Abbildung 4.19: Querruderausschlag CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s ....	47

Abbildung 4.20: Querruderausschlag CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s ....	49
Abbildung 4.21: CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s.....	53
Abbildung 4.22: Querruderausschlag CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s ....	54
Abbildung 4.23: Querruderausschlag CRM Flügel Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s .....	57
Abbildung 4.24: Querruderausschlag CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s ....	59
Abbildung 4.25: CRM Flügel Geometrievariation 02.....	62
Abbildung 4.26: CRM Flügel Geometrievariation 02.....	64
Abbildung 4.27: CRM Flügelvariationen und Materialvariationen für die Rollrate 8,57°/s..	65
Abbildung 0.1: CRM Flügel Geometrievariation 04.....	77
Abbildung 0.2: CRM Flügel Geometrievariation 05.....	77
Abbildung 0.3: CRM Flügel Geometrievariation 06.....	78
Abbildung 0.4: CRM Flügel Geometrievariation 07 .....	78
Abbildung 0.5: CRM Flügel Geometrievariation 08.....	79
Abbildung 0.6: CRM Flügel Geometrievariation 09.....	79
Abbildung 0.7: CRM Flügel Geometrievariation 10.....	80
Abbildung 0.8: CRM Flügel Geometrievariation 11 .....	80
Abbildung 0.9: CRM Flügel Geometrievariation 12.....	81
Abbildung 0.10: CRM Flügel Geometrievariation 13.....	81
Abbildung 0.11: CRM Flügel Geometrievariation 15.....	82
Abbildung 0.12: CRM Flügel Geometrievariation 16.....	82
Abbildung 0.1: Translation in z-Richtung Flügelkastenvorderkanten für Rollrate 8,57°/s ..	83

**TABELLENVERZEICHNIS**

Tabelle 4.1: geometrischen Parameter des CRM ( <i>Klimmek 2016</i> ).....	25
Tabelle 4.2: Materialeigenschaften des Flügelmodells .....	26
Tabelle 4.3: Machzahlen mit zugehörigen Staudrücken für die untersuchten Flughöhen..	27
Tabelle 4.4: Querrudervolumenbeiwerte für CRM Flügel.....	44
Tabelle 4.5: Materialeigenschaften des Faserverbundwerkstoffes .....	45
Tabelle 4.6: Übersicht der Parameterstudie am CRM Flügel.....	51
Tabelle 4.7: Dimensionierungsvariante des in Abbildung 4.21 dargestellten Flügels .....	52
Tabelle 4.8: Dimensionierungsvariante des in Abbildung 4.22 dargestellten Flügels .....	55
Tabelle 4.9: Dimensionierungsvariante des in Abbildung 4.23 dargestellten Flügels .....	58
Tabelle 4.10: Dimensionierungsvariante des in Abbildung 4.25 dargestellten Flügels .....	61
Tabelle 4.11: Dimensionierungsvariante des in Abbildung 4.26 dargestellten Flügels .....	63

## SYMBOLVERZEICHNIS

Symbol	Bedeutung	Einheit
$A$	Auftriebskraft	N
$A_R$	Auftriebskraft mit ausgeschlagenen Querruder	N
$b$	Spannweite	m
$c$	Profiltiefe	$m$
$C_A$	Querrudertiefe	
$c_{AR}$	Auftriebsbeiwert des steifen Flügels	
$c_{MR}$	Auftriebsbeiwert des verformten Flügels	
$C_{Querruder}$	Querrudervolumenbeiwert	
$\frac{dc_A}{d\alpha}$	Auftriebsgradient	
$\frac{dc_A}{d\eta}$	Auftriebsgradienten infolge Querruderausschlages	
$\frac{dc_{M_0}}{d\eta}$	Nullauftriebsmomentengradienten infolge Querruderausschlages	
$E$	Elastizitätsmodul	$\frac{N}{m^2}$
$F_z$	Kraft in z-Richtung	N
$g$	Erdbeschleunigung	$\frac{m}{s^2}$
$G$	Schubmodul	$\frac{N}{m^2}$
$H$	Flughöhe	$m$
$l_a$	Geometrischer Schwerpunkt der Querruderspannweite	$m$
$M$	Masse	$kg$
$Ma$	Machzahl	
$M_R$	Moment aufgrund Querruderausschlag	$Nm$
$M_x$	Moment um die x-Achse	$Nm$

$M_y$	Moment um die y-Achse	$Nm$
$p$	Rollrate	$\frac{\circ}{s}$
$q$	Staudruck/Dynamischer Druck	$\frac{kg}{m * s^2}$
$q_R$	Kritischer Staudruck	$\frac{kg}{m * s^2}$
$Re$	Reynolds-Zahl	
$R_{p0,2}$	Dehngrenze	$\frac{N}{mm^2}$
$S$	Flügelfläche	$m^2$
$S_a$	Querruderfläche	$m^2$
$t$	Schichtdicke	$mm$
$v$	Strömungsgeschwindigkeit	$m/s$
$x$	Koordinate	$m$
$y$	Koordinate	$m$
$\alpha$	Anstellwinkel	$\circ$
$\rho$	Dichte	$\frac{kg}{m^3}$
$\varepsilon$	Dehnung	
$\eta$	Querruderanstellwinkel	$\circ$
$\eta_{eff}$	Querruderwirksamkeit	
$\theta$	Elastische Verwindung	$\frac{rad}{m}$
$\sigma$	Spannung	$\frac{N}{m^2}$

## 1 EINLEITUNG

### 1.1 MOTIVATION UND ZIELSETZUNG

Für Flugzeuge in der klassischen Drachenkonfiguration wird eine Rollbewegung durch das Ausschlagen der Querruder außen an den Flügeln erzeugt. Während die Querruder auf der einen Seite des Flugzeuges den Auftrieb vermindern, erhöhen sie ihn auf der anderen. Aufgrund aeroelastischer Effekte kann sich der Flügel beim Ausschlagen der Querruder so stark verwinden und verbiegen, dass das Flugzeug in der Rollbewegung nicht mehr ausreichend manövrierbar ist. Dies ist für hohe Fluggeschwindigkeiten und eine hohe Dichte der Luft der Fall, da diese einen größeren Staudruck bewirken. In der Geschichte der Luftfahrt führten diese größeren Staudrücke zum Beispiel für den Flügel der Supermarine Spitfire dazu, dass er neu ausgelegt werden musste, um das Flugzeug für die neuen, höheren maximalen Fluggeschwindigkeiten steif genug zu gestalten. Ein steiferer und schwererer Flügel ermöglichte es, die Ruderumkehrgeschwindigkeit von  $v = 580 \text{ mph}$  auf  $v = 825 \text{ mph}$  zu erhöhen (*Morgan Shacklady 2000*).

Der Erfolg eines Flugzeugentwurfs wird in der zivilen Luftfahrt zu einem großen Teil an dem Gewicht des Flugzeuges gemessen, da der Kraftstoffverbrauch ungleich stärker als bei anderen Verkehrsmitteln von dem Gewicht des Flugzeuges abhängt. Der zusätzliche Verbrauch ist durch die Tatsache begründet, dass das Flugzeug, zusätzlich zu der zu überbrückenden Entfernung, Energie aufbringen muss, um sich in der Luft zu halten. Daher bedeutet jede Gewichtseinsparung in der Struktur eine zusätzliche Gewichtseinsparung an Kraftstoff, welcher sonst benötigt würde, um die zusätzliche Struktur für die Dauer der zurückzulegenden Entfernung in der Luft zu halten. Die Möglichkeit, auf einen schwereren Flügel aufgrund einer geschickten Auslegung des Flügels zu verzichten, führt somit direkt zu einer Kraftstoffersparnis, welche es aus Kosten- und Umweltgründen zu untersuchen gilt.

Solange die Kräfte und Momente, die durch die Steuerflächen entstehen, größer als die Kräfte und Momente des Anstellwinkels des verformten Flügels – ohne ausgeschlagene Steuerflächen – sind, spricht man trotz Verformungen des Flügels im Bezug auf das Rollverhalten von einem steifen Flügel (*Phillips 2010*). Im Bereich der zivilen Luftfahrt wird ausschließlich nach diesem Rollkonzept geflogen. Durch das Ausschlagen des Querruders nach unten können die aerodynamischen Kräfte den Flügel im Flug mit

hohen Machzahlen so stark verformen, dass der aus dem negativen Anstellwinkels des Flügels resultierende negative Auftrieb größer wird als der aus den Steuerflächen resultierende Auftrieb, wodurch das Flugzeug in die entgegengesetzte Richtung rollt. Dieser Effekt heißt Ruderumkehr. Es handelt sich um einen Flugzustand, der manuell nicht geflogen werden kann. Um dies zu verhindern, muss ein Flügel nach herkömmlicher Auslegung so weit versteift werden, bis eine ausreichende Querruderwirksamkeit in allen vorgesehenen Flugzuständen gewährleistet ist.

Da diese erhöhte Torsions- und Biegesteifigkeit zwangsläufig mit einer Gewichtserhöhung einhergeht, wird in dieser Arbeit untersucht, inwieweit die Querruderwirksamkeit bei einer geschickten Anordnung der Querruder und gezielter Nutzung der Materialeigenschaften des Flügels sowie Nutzung der Ruderumkehr ohne eine zusätzliche Versteifung des Flügels in allen relevanten Flugzuständen gewährleistet werden kann. Eine gezielte Auslegung des Flügels durch richtungsorientierte Steifigkeiten zur Kontrolle von aeroelastischen Verformungen bei minimiertem Flügelgewicht nennt sich Aeroelastic Tailoring. In dieser Arbeit werden somit Aspekte des Aeroelastic Tailoring für den Entwurf der Flügelstruktur berücksichtigt. Durch das Fly-by-Wire System können die Querruder so ausgeschlagen werden, dass sie die geforderte Rollrate auch für Flugzustände, in denen aufgrund von Ruderumkehr nicht mehr manuell geflogen werden kann, erzeugen.

Ein weiterer Grund, die Nutzung der Ruderumkehr zu berücksichtigen, ist die Kombination von Flügeln mit hoher Streckung und positiver Pfeilung, das heißt nach hinten gefeilt Flügeln. Flügel mit hoher Streckung sind aus aerodynamischer Sicht von Vorteil, da sie einen geringeren induzierten Widerstand als Flügel mit einer geringeren Streckung haben. Flügel mit einer hohen Pfeilung haben einen geringeren aerodynamischen Widerstand, welcher sich bei hohen Machzahlen deutlich bemerkbar macht. Des Weiteren steigt die kritische Machzahl. Für Flügel mit positiver Pfeilung führt diese Kombination zu einem negativen Anstellwinkel für den äußeren Flügelbereich, welcher ohne Nutzung der Ruderumkehr eine hohe Versteifung des Flügels erfordert und somit das Gewicht des Flügels signifikant erhöht. Gleichzeitig werden immer elastischer werdende Strukturen durch die zusätzliche Versteifung in ihrer Masseneinsparung begrenzt. Obwohl das Fliegen im Machzahlbereich von  $0,80 \leq Ma \leq 0,95$  einen höheren Treibstoffverbrauch als bei niedrigeren Machzahlen hat, ist es aus Sicht der Flugzeug-

betreiber wirtschaftlich attraktiver, da die Reisedauer ein Verkaufsargument ist und sich pro Tag so mehr Flüge realisieren lassen. Daher ist zu untersuchen, wo diese Gewichtserhöhung aufgrund dieser höheren Machzahlen durch die Nutzung der Ruderumkehr vermieden werden kann.

## 1.2 AUFGABENSTELLUNG

Bei der Dimensionierung des Flügelkastens eines Transportflugzeugs sind neben den strukturmechanischen Restriktionen auch Vorgaben aus der Aeroelastik zu berücksichtigen, so auch ausreichende Querruderwirksamkeit. Üblicherweise ist die Querrudergeometrie vorgegeben, so dass bei unzureichender Querruderwirksamkeit eine Erhöhung der Steifigkeit bei isotropem Material durch bereichsweise Aufdickung der tragenden Struktur nötig ist. Bei Flügeln aus kohlefaserverstärktem Kunststoff können dazu noch die Materialeigenschaften (z.B. Lagenaufbau) als Entwurfsparameter hinzugenommen werden. Die Bearbeitung entsprechender Entwurfsaufgaben mit Methoden der Strukturoptimierung ist „State of the Art“.

Um den Entwurfsraum zu erweitern, soll in der Arbeit neben der Dimensionierung von Flügelkastenstrukturen unter Berücksichtigung der Querruderwirksamkeitsanforderungen das Rollsteuerungskonzept insgesamt mit einbezogen werden. Dies beinhaltet u.a. die Querrudergeometrie (spannweitige Lage, Querruderlänge, Teilungsparameter bei mehreren Querrudern). Zudem sollen dabei auch verschiedene Konzepte zum Einsatz der Querruder im Flugbereich beim Entwurf berücksichtigt werden. Dabei sind u.a. die Vorgaben der Zulassungsvorschriften (z.B. CS25) hinsichtlich der geforderten Rolleigenschaften zu beachten.

Die Entwurfsaufgabe soll an der generischen Flugzeugkonfiguration CRM (Common Research Model) durchgeführt werden, für die im Institut für Aeroelastik bereits ein Strukturmodell mit dem MONA-Prozess aufgebaut wurde. Der MONA Prozess ist ein parametrischer Entwurfsprozess mit Lastanalyse und Strukturdimensionierung mit den Computerprogrammen ModGen und MSC.NASTRAN. ModGen ist das im Institut für Aeroelastik entwickelte Computerprogramm zum parametrischen Aufbau von Flugzeugstrukturmodellen für die Last- und Aeroelastikanalyse sowie die Dimensionierung.

Für die Zulassung eines großen zivilen Flugzeugs müssen die Zulassungsvorschriften der ESAS eingehalten und ausreichend nachgewiesen werden. Die für diese Arbeit relevanten Anforderungen sind in der AMC 25.147(f) und der CS 25.629 zu finden.

„AMC 25.147(f)

*Lateral Control: All Engines Operating*

*An acceptable method of demonstrating that roll response and peak roll rates are adequate for compliance with CS 25.147 (f) is as follows:*

*It should be possible in the conditions specified below to roll the aeroplane from a steady 30° banked turn through an angle of 60° so as to reverse the direction of the turn in not more than 7 seconds. In these demonstrations the rudder may be used to the extent necessary to minimise sideslip. The demonstrations should be made rolling the aeroplane in either direction, and the manoeuvres may be unchecked.“ (CS25 2015).*

Die Geforderte Rollrate ergibt sich somit aus:

$$p = \frac{60^\circ}{7s} = \frac{8,57^\circ}{s} \quad (1.1)$$

Diese Rollrate muss bis zu der Bahnneigungsflugmachzahl  $Ma_D = 0,99$  eingehalten werden (CS25 2015).

Für die Ruderumkehr steht in der CS25 in § 25.629 *Aeroelastic stability requirements*, dass die maximale zu fliegende Machzahl mit aeroelastischer Stabilität auf  $1,15 * Ma_D = 1,0$  begrenzt werden darf, wenn  $Ma_D < 1,0$  CS25 2015.

Ausgehend von einem konstanten Geradeausflug bewirkt ein sprunghafter Querruderausschlag eine Zunahme in der Rollrate, wie sie in Abbildung 1.1 zu sehen ist. Die Rollrate nimmt nach einer kurzen Zeit einen konstanten Wert an. Für eine genauere Berechnung müsste diese Phase der Sättigung in der Rollrate berücksichtigt werden, wird aber im Folgenden aufgrund der geringen Abweichung vernachlässigt.

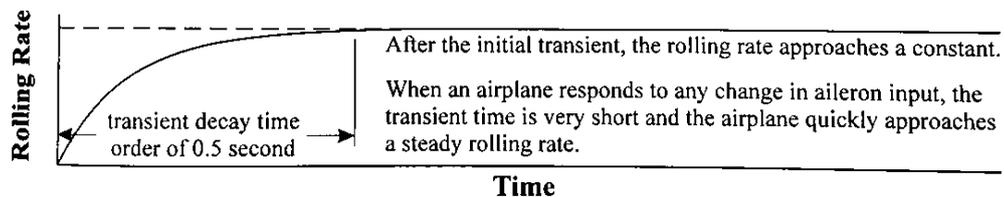


Abbildung 1.1: Rollrate aufgrund von sprunghaftem Querruderausschlag (*Phillips 2010*)

In der zivilen Luftfahrt werden üblicherweise Spoiler zur Unterstützung der Querruderer beim Rollen verwendet. Spoiler sind Klappen auf der Flügeloberseite, die ausgeklappt einen zusätzlichen Widerstand und ein stärkeres Ablösen der Strömung erzeugen. Durch das Ablösen der Strömung wird der Auftrieb vermindert und der Widerstand erhöht. Der Spoiler wird, wie in Abbildung 1.2 zu sehen ist, nur auf dem sich nach unten bewegenden Flügel ausgeklappt.

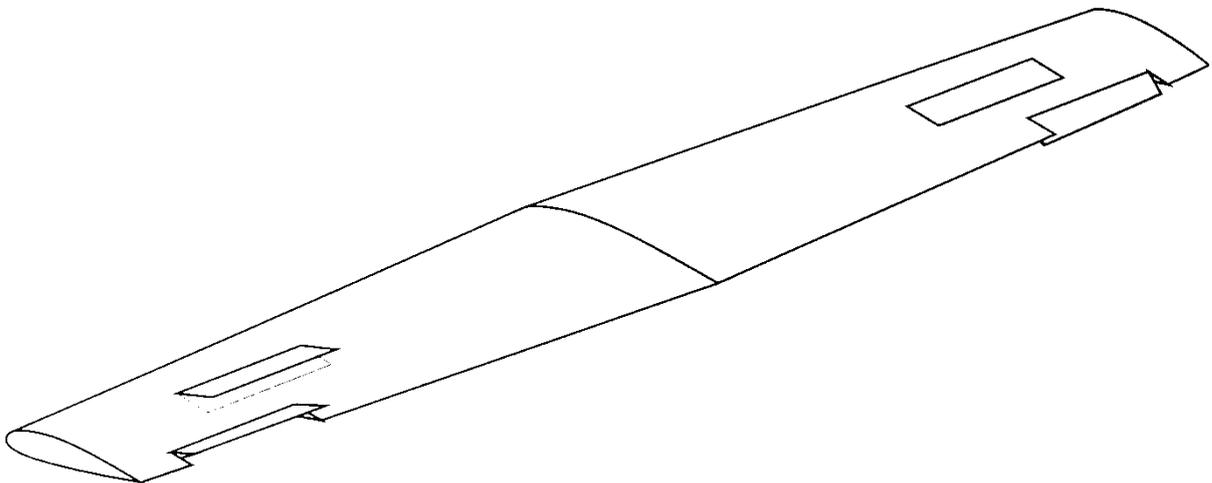


Abbildung 1.2: Spoiler zum Rollen genutzt (*Phillips 2010*)

Der erhöhte Widerstand des Flügels mit dem ausgeklappten Spoiler kann genutzt werden, um den erhöhten Widerstand des - in der Kurvenbewegung - äußeren Flügels mit erhöhtem Auftrieb auszugleichen. Nachteile von Spoilern sind, dass sie bei großen

Anstellwinkeln ihre Wirkung verlieren und ein nichtlineares Rollmoment erzeugen. Zudem erzeugen sie eine Hysterese beim Ansteuern, da sich die Strömung zwar schnell von der Flügeloberseite trennen lässt, sich aber nach dem Zurückfahren der Spoiler nur langsam wieder anlegt. Auch wenn diese Nachteile durch eine computergesteuerte Flugregelung (Fly-by-Wire) behoben werden können, werden in dieser Arbeit Flügel analysiert, die ausschließlich aufgrund von Querrudern rollen.

### 1.3 LITERATURÜBERSICHT

In der Dissertation *Klimmek 2016* wird u.a. die Querruderwirksamkeit des CRM Flügels behandelt. Das auf dem 2009 für den AIAA 4th Drag Prediction Workshop (DPW) von der NASA entwickelte Common Research Model wurde für die Dissertation von Herrn Klimmek u.a. um ein Strukturmodell für den Flügelkasten erweitert. In einem ersten Ansatz wurde die Möglichkeit der Nutzung der Querruder zum Rollen durch Ruderumkehr untersucht. Dafür wurde eine Untersuchung zum Strukturentwurf des Flügelkastens für die Rollsteuerung im Hochgeschwindigkeitsbereich durchgeführt.

Die CS25 ist ein von der European Aviation Safety Agency (EASA) herausgegebenes Dokument für Bauvorschriften über die Bauartzulassung für die zivile Luftfahrt. Sie bezieht sich auf Großflugzeuge der Größe des CRM. Die EASA ist die Flugsicherheitsbehörde der Europäischen Union. Die CS25 beschreibt die Anforderungen welche zur Musterzulassung nötig sind und die Flugbedingungen bei denen diese Anforderungen erreicht werden müssen. Darunter fallen die Anforderungen an die Manövrierbarkeit um die Längsachse des Flugzeuges (Rollen), die dafür nötige minimale Rollrate und das nutzen von Ruderumkehr beim Rollen (*CS25 2015*).

## 2 ENTWURFSSTUDIEN MIT DEM MONA PROZESS

In diesem Kapitel wird der im DLR entwickelte MONA Prozess beschrieben. Die in diesem Kapitel beschriebenen Prozesse stammen aus der Dissertation *Klimmek 2016*. Der Begriff MONA ist eine Zusammensetzung der Programme ModGen und NASTRAN. Das entwickelte Programm Modellgenerator (ModGen) ist eine Alternative zu PATRAN um ein Modell zu erstellen welches mit NASTRAN berechnet werden kann. Es ist ein auf Fortran77 basierendes Programm zur Erzeugung von Flugzeugkomponenten wie Flügel und Rumpf aus finiten Elementen in MSC:Nastran. Des Weiteren können mit ModGen Karten für die strukturelle Optimierung (SOL200) und die aeroelastische Analyse (SOL144) erzeugt werden (*Klimmek 2014b*). Mit ModGen kann eine Vordimensionierung durchgeführt werden, dabei werden FORCE, MOMENT und GRID Karten genutzt. Das Material wird in MAT2 Karten und PSHELL Karten angegeben. Für die Faserverbundwerkstoffe werden zunächst MAT8 Karten mit PCOMP Karten erzeugt um einen detaillierten Lagenaufbau modellieren zu können. Anhand eines simplen Rechteckflügels werden für den Lagenaufbau zu den MAT8 Karten und PCOMP Karten äquivalente MAT2 Karten und PSHELL Karten erzeugt. Die Ermittlung globaler Materialeigenschaften für einen Lagenaufbau mit unterschiedlichen lokalen Materialeigenschaften wird im Kapitel 3.2 Globale Materialeigenschaften von Faserverbundwerkstoffen beschrieben.

Die Dimensionierung der Flügelstruktur erfolgt in drei Dimensionierungsschritten. Dabei wird hauptsächlich der Flügelkasten dimensioniert. Im ersten Dimensionierungsschritt werden die Struktureigenschaften in folge der Schnittlasten im Flügel bestimmt (*Klimmek 2013*). Die Schnittlasten entstehen aus ermittelten Lasten und setzen sich aus der Schnittkraft  $F_z$  und den Schnittmomenten  $M_x$  und  $M_y$  zusammen. Es werden abschnittsweise die Wanddicke der Deckhäute, Rippen und Holme sowie die Querschnittsgeometrien der Versteifungen festgelegt (*Klimmek 2016*). Die so ermittelte Geometrie dient als Ausgangsgeometrie für den zweiten Dimensionierungsschritt.

Um einen möglichst leichten Flügel zu erhalten wird die Flügelkastenmasse als Zielfunktion gewählt. In dem zweiten Dimensionierungsschritt wird die Struktur der Aluminiumlegierung auf die zulässigen Materialspannungen und lokale Beulstabilität ausgelegt (im Folgenden wird auf die Aluminiumlegierung als Aluminium verwiesen). Da sich die

Spannungen von Faserverbundwerkstoffen über die einzelnen UD-Schichten sprunghaft ändern können, werden für den zweiten Dimensionierungsschritt für die Faserverbundbauteile Dehnungen und nicht Spannungen als zulässige Materialeigenschaften angegeben. Für das Rollkonzept dieser Arbeit entfällt der dritte Dimensionierungsschritt des MONA Prozesses. Dieser dritte Dimensionierungsschritt dient der Einhaltung von zwei Anforderungen für die Aeroelastik aus den Zulassungsvorschriften. Für einen nach vorne gefeiltten Flügel betrifft das die Vermeidung von Divergenz und für einen nach hinten gefeiltten Flügel wie den CRM Flügel betrifft das die Einhaltung einer minimalen Querruderwirksamkeit des Flügels.

## 2.1 GEOMETRIEMODELL

### Profil

Der in Abbildung 2.1 dargestellte schrittweise Prozess zum Geometriemodellaufbau mit ModGen ist aus der Praxis des Flugzeugbaus entnommen. Die Profilkordinaten, welche als Stützpunkte gegeben sind, werden über B-Spline Kurven interpoliert, um so einen durchgängigen Profilschnitt zu erzeugen. B-Splines sind parametrische Ansatzfunktionen. Mit ihnen können glatte Kurven und Flächen Abgebildet werden, da sie aufgrund einer Interpolation oder Approximation von Stützpunkten zu einer geringen Oszillation führen. Eine ausführliche Beschreibung der beiden Verfahren ist nachzulesen in *Klimmek 2016*. Die Profilkurven werden zu den Oberflächen des Flügels interpoliert. Um ungewollte Rundungen der Oberfläche zu vermeiden, muss ab jedem Knick im Flügel eine neue Interpolation beginnen.

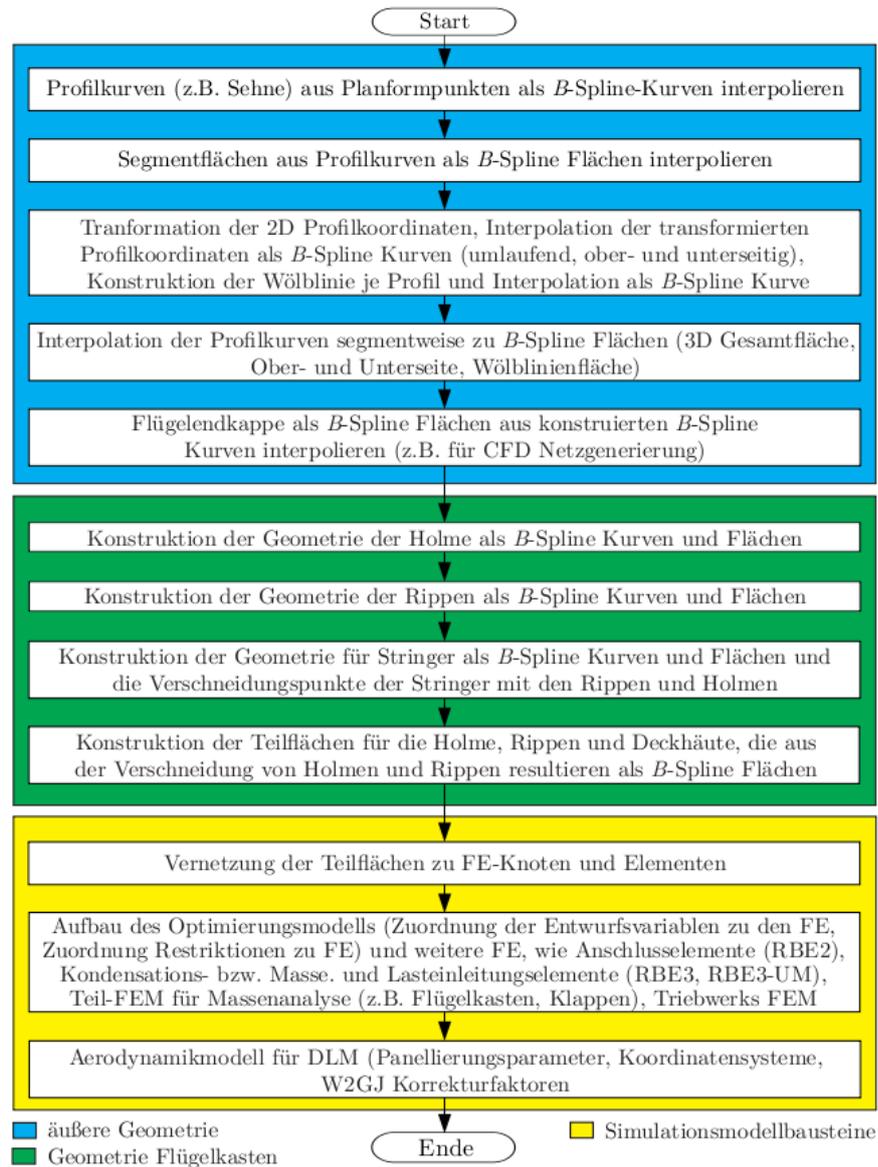


Abbildung 2.1: Globaler Ablauf des Geometrieentwurfsprozesses (Klimmek 2016)

## Holme

Die Lage der Holme wird prozentual zur Profelsehnenlänge der Profile definiert. Die Profelsehnen  $r_{PS1}$  und  $r_{PS2}$  sind die Grenzen des Holmes in Richtung normal zum Profil. Die beiden so ermittelten Punkte  $d_1$  und  $d_2$  sind in Abbildung 2.2 zu sehen. Von ihnen ausgehen wird die Holmlinie  $r_H$  als B-Spline Kurve interpoliert. In Abbildung 2.2 ist der rechte Flügel der iGREEN-Konfiguration zu sehen. Der Holmaufbau in Abbildung 2.2 entspricht prinzipiell dem Holmaufbau des CRM Flügels.

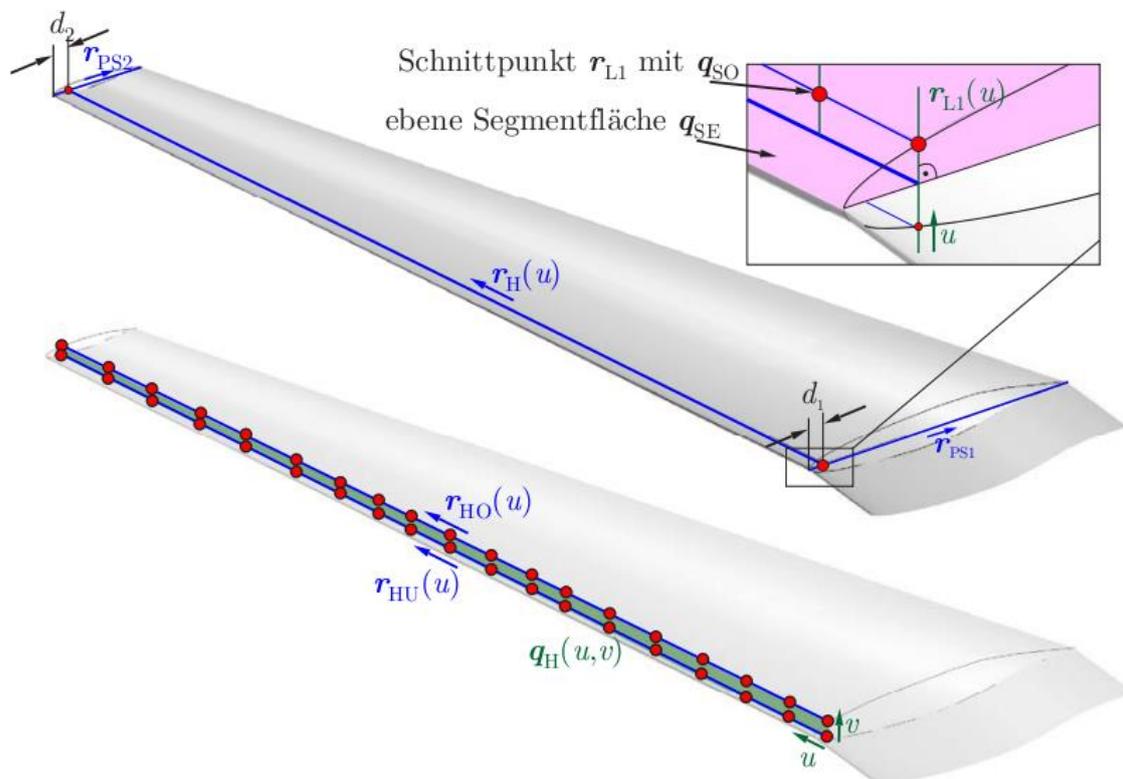


Abbildung 2.2: Konstruktion Holmgeometrie (Klimmek 2016)

Die B-Spline Kurven  $r_{HO}$  und  $r_{HU}$  werden zur B-Spline Fläche  $q_H$  interpoliert. Ausgehend von  $r_H$  liegen sie senkrecht zur ebenen Segmentfläche  $q_{SE}$  und auf der Profiloberseite  $q_{SO}$  sowie der Profilunterseite  $q_{SU}$ .



## Stringer

Für die Modellierung der Stringer wird eine Fläche, ausgehend von der so genannten Startrippe, orthogonal zur ebenen Segmentfläche erzeugt. Der in Abbildung 2.4 zu sehende Richtungswinkel  $\gamma$  liegt in der ebenen Segmentfläche und gibt die Stringerorientierung in Bezug zur Startrippe an.

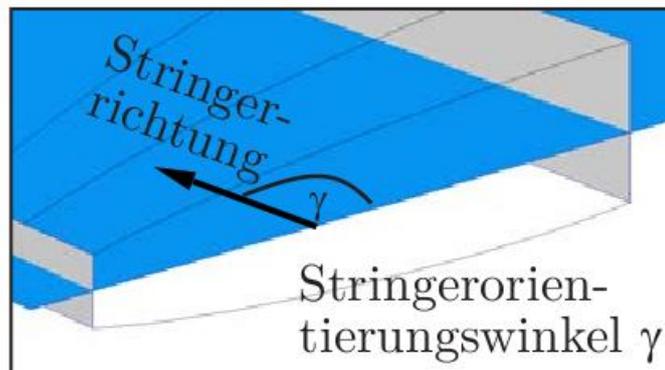


Abbildung 2.4: Konstruktion Stringergeometrie (Klimmek 2016)

## Teilflächen

Der Flügelkasten ist in drei Arten von Teilflächen unterteilt. Der Holm wird durch die Rippen in **Holmteilflächen** unterteilt. Damit ergibt sich die Anzahl der Holmteilflächen aus  $n_{\text{Holmteilflächen}} = (n_{\text{Rippen}} - 1) n_{\text{Holme}}$ . Für einen Flügelkasten mit zwei Holmen entsprechen die Rippen den **Rippenteilflächen**. Für jeden zusätzlichen Holm erhöht sich die Anzahl der Rippenteilflächen um die Anzahl der Rippen. Die **Deckhautteilflächen** verlaufen entlang der Rippen vom oberen vorderen Holm zum hinteren oberen Holm und vom unteren vorderen Holm zum hinteren unteren Holm. Somit entspricht die Anzahl der Deckhautteilflächen der Anzahl der Holmteilflächen. Für die Stringer werden eigene Teilflächen erstellt.

## 2.2 SIMULATIONSMODELL

Für die aeroelastische Berechnung der Querruderwirksamkeit wird ein Aerodynamikmodell des Flügels erzeugt. Der CRM Flügel ist in acht Makropanels unterteilt für die je nach Größe 2\*26 bis 10\*26 Platten erzeugt werden. Somit besteht es aus 1170 aerodynamischen Boxen, welche für jede Querruderanordnung über den Flügel verteilt werden. Diese Boxen sind für die Geometrievariation 01 (GV 01) in Abbildung 2.5 zu sehen. Die Berechnung des zum Rollen benötigten Ausschlagwinkels der Querruder wird mit der NASTRAN Solution 144 durchgeführt. Dabei wird für die Manöverberechnung ein Halbmodell verwendet. Zusätzlich zu den Flügelmassen, inklusive des Treibstoffes, wird die halbe Masse des Restflugzeuges berücksichtigt. Mit dem benötigten Ausschlagwinkel kann die Querruderwirksamkeit berechnet werden. Für die aerodynamische Analyse wird die Doublet Lattice Methode (DLM) verwendet. In *Rodden 1969* sind die theoretischen Grundlagen zur DLM erläutert. Die Makropanels sind an der ebenen Segmentfläche  $q_{SE}$  orientiert und liegen direkt auf ihr. So können die Makropanels QR1 als inneres und QR2 als äußeres Querruder verwendet werden.

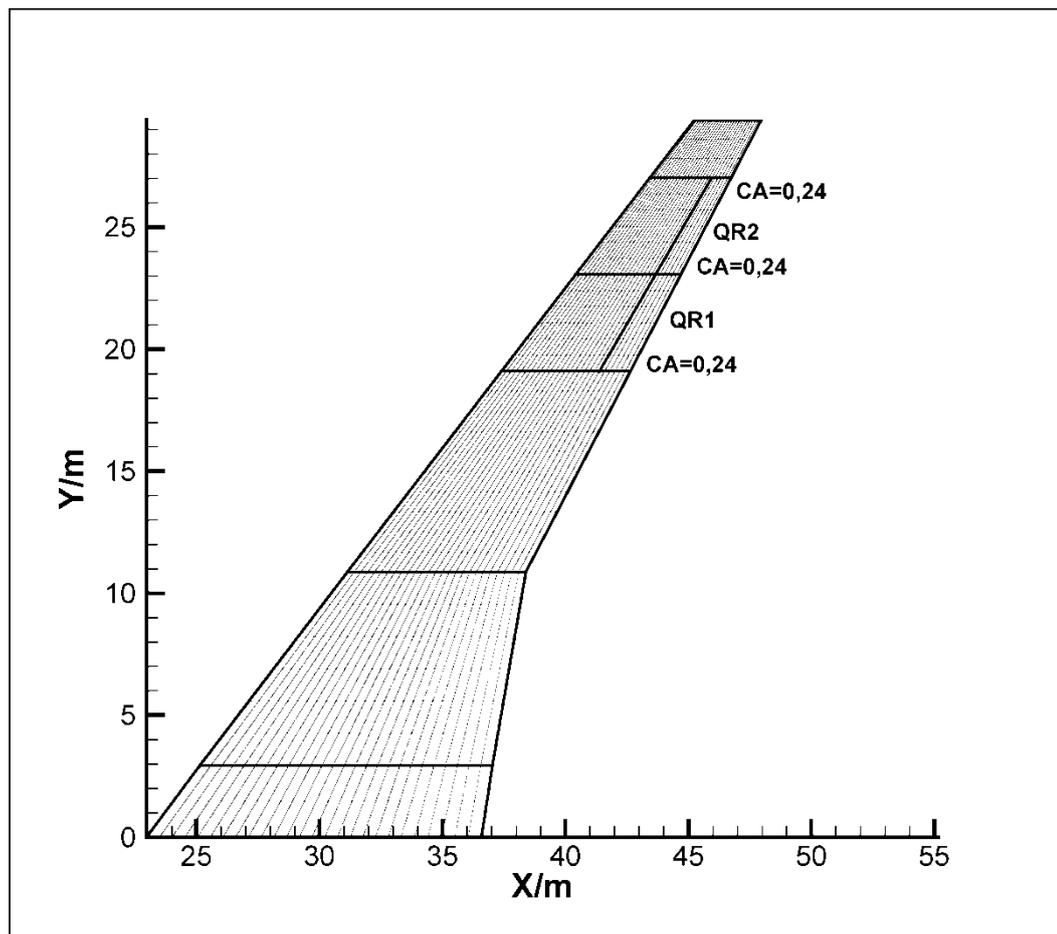


Abbildung 2.5: CRM Geometrievariation 01 mit Makropaneln (Fett) und aerodynamischen Boxen (Fein)

Die Doublet-Lattice Method ist eine Methode zur Berechnung von instationären Luftkräften und kann für sich gegenseitig beeinflussende Auftriebsoberflächen bei subsonischen Anströmungen genutzt werden. Die theoretische Grundlage für die DLM ist die linearisierte aerodynamische Potentialtheorie. Die Auftriebsoberflächen liegen nahezu parallel zur Anströmung. Die DLM ist eine Erweiterung der Vortex-Lattice Methode (*MSC.NASTRAN Version 68 2004*).

Die Auftriebsoberflächen sind in trapezförmige Boxen aufgeteilt, wobei die parallelen Seiten der Boxen in Strömungsrichtung zeigen. Der unbekannte Druck wird auf der 25%-linie (Auftriebslinie) jeder Box angegeben. Jede Box hat einen Kontrollpunkt, welcher auf der 75%-Linie und zentral in Spannweitenrichtung liegt. Durch eine aerodynamische Symmetrie können symmetrische und antisymmetrische Manöver auch für ein Halbmodell berechnet werden (*MSC.NASTRAN Version 68 2004*).

### 3 THEORETISCHE GRUNDLAGEN

#### 3.1 QUERRUDERWIRKSAMKEIT DER STATISCHEN AEROELASTIK

Querruder ermöglichen die Rollbewegung eines Flugzeuges. Sie sind in der Regel außen am Flügel angebracht und werden antisymmetrisch ausgeschlagen. Durch ein Ausschlagen des Querruders nach unten wird der Auftrieb für einen steifen Flügel erhöht und durch das Ausschlagen nach oben wird der Auftrieb für einen steifen Flügel verringert. Die Differenz im Auftrieb der beiden Flügel erzeugt ein Moment um die Längsachse des Flugzeuges, wodurch es in eine Rollbewegung versetzt wird. Der Querruderausschlagswinkel der beiden Querruder muss betragsmäßig nicht zwangsweise gleich sein. Der Querruderausschlagswinkel  $\eta$  ist definiert als Durchschnitt der beiden Querruderausschlagswinkel (*Phillips 2010*):

$$\eta = \frac{\eta_{rechts} + \eta_{links}}{2} \quad (3.1)$$

Während eine Biegesteifigkeit des sich im Flugzustand durchbiegenden Flügels nur bei gepfeilten Flügeln eine direkte Auswirkung auf die Ruderwirksamkeit hat, spielt die Torsionssteifigkeit sowohl für den gepfeilten Flügel als auch für den Flügel ohne Pfeilung eine entscheidende Rolle für die Wirksamkeit der Querruder. Wie stark sich ein Flügel verwindet hängt unter anderem von der Torsionssteifigkeit  $K$  des Flügels und von den am Flügel angreifenden aerodynamischen Kräften ab. Die folgenden Zusammenhänge gelten für eine idealisierte, zwei-dimensionale Betrachtung eines Aerodynamikmodells mit inkompressibler und reibungsloser Strömung bei dem die Elastizität der Struktur als lineare Torsionsfeder angenommen wird. Durch das Ausschlagen des Querruders ändert sich der Druckpunkt der Auftriebskraft und die Größe der Auftriebskraft  $A$  zu der Auftriebskraft  $A_R$ . Um die Auftriebskraft  $A_R$  weiterhin im aerodynamischen Center annehmen zu können muss das Moment  $M_R$  integriert werden. Der Auftriebsbeiwert für das Profil mit Querruderausschlag ergibt sich zum einen aus einem Anteil aus Wölbung, Ruderausschlag und Anstellwinkel des steifen Flügels und zum anderen aus dem zusätzlich aus der Verformung entstehenden Anstellwinkel (*Zingel 2015*).

$$c_{AR} = \frac{dc_A}{d\eta} * \eta + \frac{dc_A}{d\alpha} * \theta \quad (3.2)$$

$$c_{MR} = \frac{dc_{M0}}{d\eta} * \eta \quad (3.3)$$

Mit dem Auftriebsgradienten  $\frac{dc_A}{d\alpha}$  infolge des Anstellwinkels des Flügels, dem Auftriebsgradienten  $\frac{dc_A}{d\eta}$  und  $\frac{dc_{M0}}{d\eta}$  infolge des Querruderausschlages. In Abbildung 3.1 sind die am Profil mit ausgeschlagenem Querruder angreifende Auftriebskraft  $A_R$  und das Moment  $M_R$  zu sehen (Zingel 2015).

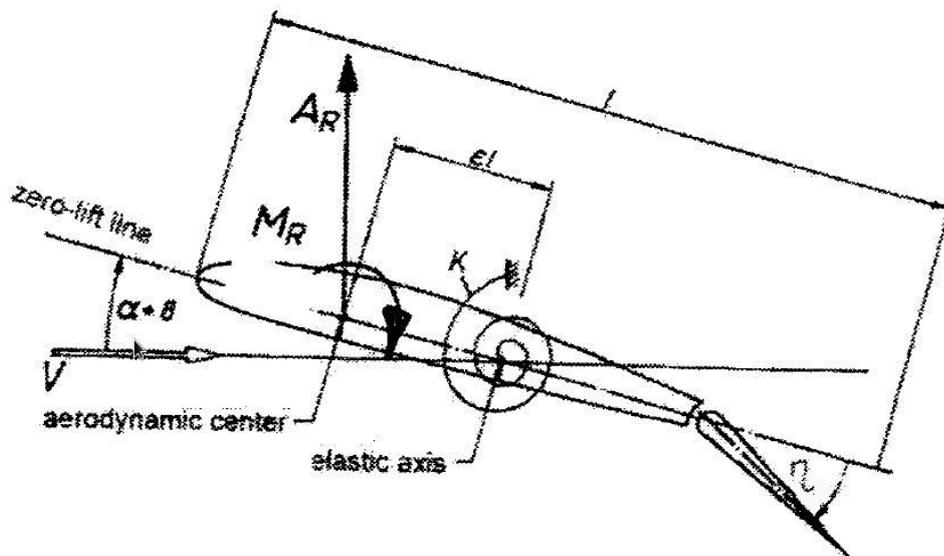


Abbildung 3.1: Zwei-Dimensionales Profil (Försching 1974)

Für einen positiven Ausschlagwinkel  $\eta$  führt das Moment  $M_R$  zu einer elastischen Torsion des Flügels, welche den Auftrieb verringert. Die elastische Torsion berechnet sich aus (Zingel 2015):

$$\theta = \frac{\left( \frac{dc_A}{d\eta} * \eta * \epsilon + \frac{dc_{M0}}{d\eta} * \eta \right) * q * l^2 * b}{K - \frac{dc_A}{d\alpha} * q * \epsilon * l^2 * b} \quad (3.4)$$

Eine hohe Torsionssteifigkeit  $K$  mindert die Verwindung des Flügels. Die zur Verwindung beitragenden Größen sind der Staudruck  $q$ , die Spannweite  $b$ , der Querruderausschlagswinkel  $\eta$  und der Abstand der elastischen Achse zum Neutralpunkt  $\epsilon * l$ . Ab dem kritischen Staudruck

$$q_R = \frac{dc_A}{d\eta} * \frac{-K}{\frac{dc_A}{d\alpha} \frac{dc_{M_0}}{d\eta} * l^2 b} \quad (3.5)$$

gleichens sich der Auftrieb des verformten Flügels mit dem Auftrieb aus Wölbung und Querruderausschlag genau aus, so dass das Ausschlagen des Querruders wirkungslos bleibt. Durch das Ausschlagen des Querruders wird genau der Auftrieb erzeugt der dem erzeugten negativen Auftrieb durch die Flügelverformung entspricht *Zingel 2015*.

Wird der Staudruck (bzw. die Machzahl) in diesem Zustand weiter erhöht, überwiegt der aus den Flügelverformungen resultierende (in die entgegengesetzte Richtung wirkende) Auftrieb gegenüber dem Auftrieb durch die Wölbung und den Ruderausschlag. Als Folge entsteht Ruderumkehr. Das Flugzeug wechselt seine Rollrichtung und die Querruderwirksamkeit wird negativ. Sie errechnet sich aus *MSC.NASTRAN Version 68 2004*:

$$\eta_{eff} = \frac{pb}{2V\eta} \quad (3.6)$$

Mit der Fluggeschwindigkeit  $V$ , der Rollrate  $p$ , dem Ausschlagwinkel  $\eta$  und der Spannweite  $b$ . In Abbildung 3.2 ist der Verlauf der Querruderwirksamkeit über dem Staudruck dargestellt. Für einen kritischen Staudruck  $q_R = 11 \text{ psi}$  ist die Querruderwirksamkeit  $\eta_{eff} = 0$ , für Staudrücke  $q > 11 \text{ psi}$  ( $0,0758 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$ ) herrscht Ruderumkehr.

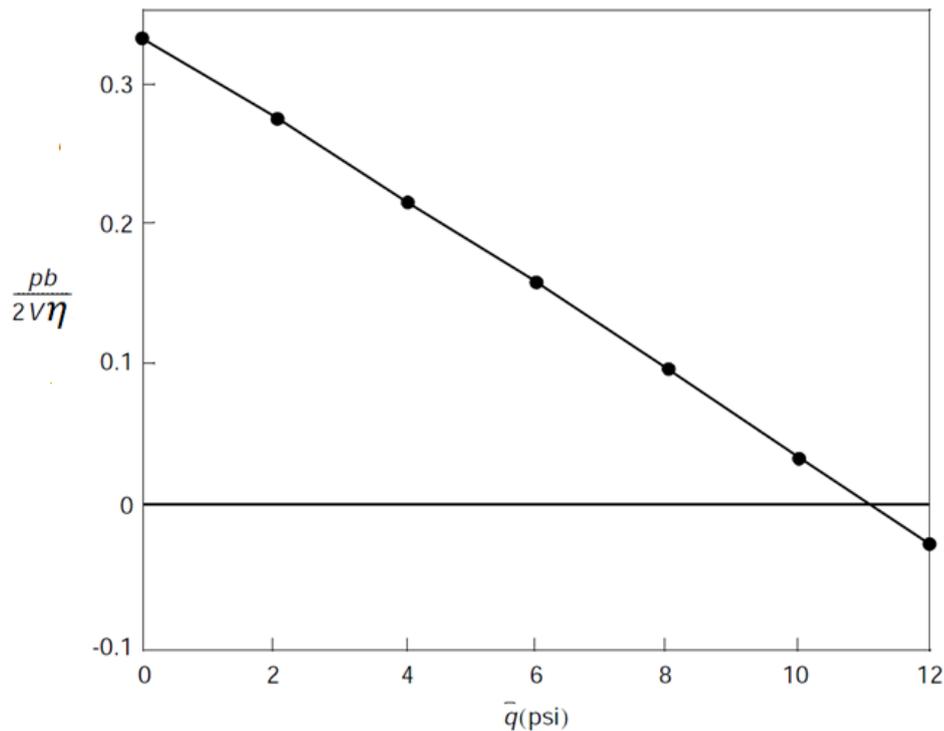


Abbildung 3.2: Querruderwirksamkeit über dem Staudruck (*MSC.NASTRAN Version 68 2004*)

Für einen gepfeilten Flügel hat nicht nur die Torsion eine Auswirkung auf den geometrischen Anstellwinkel des Flügels, auch die Biegung hat einen Einfluss auf den Flügel. Für einen Flügel mit positiver Pfeilung verringert sich der geometrische Anstellwinkel des Flügels, für eine negative Pfeilung vergrößert er sich. Für die elastische Torsion ergibt sich für einen Flügel mit Pfeilung folgende Gleichung (*Zingel 2015*):

$$\{\theta\} = [C^{\theta z}]\{p\} + [C^{\theta}]\{T\} \quad (3.7)$$

Der Vektor  $\{T\}$  beschreibt das aerodynamische Nickmoment.  $[C^{\theta}]$  ist die Torsionseinflussmatrix.  $\{p\}$  ist der Vektor der aerodynamischen Auftriebsverteilung. Wobei  $[C^{\theta}]\{T\}$  den Anteil aus der elastischen Torsion und  $[C^{\theta z}]\{p\}$  den Anteil aufgrund von Biegung beschreibt.

### 3.2 GLOBALE MATERIALEIGENSCHAFTEN VON FASERVERBUNDWERKSTOFFEN

Die Einzelschichten eines Faserverbundwerkstoffes werden als orthotropes Material angenommen. Sie haben unidirektionale Fasern. Wird das Material nach der Schubdeformationstheorie 1. Ordnung (FSDT, first order shear deformation theory) berechnet, bleibt der Querschnitt eben, aber nicht senkrecht zur verformten Ebene. Dies steht im Gegensatz zur klassischen Laminattheorie (CLT, classic laminar theory) bei der der Querschnitt eben und senkrecht zur verformten Ebene bleibt. Für die FSDT wird die Normalspannung in Dickenrichtung  $\sigma_3 = 0$  für das in Abbildung 3.3 dargestellte Koordinatensystem angenommen (Schürmann 2007).

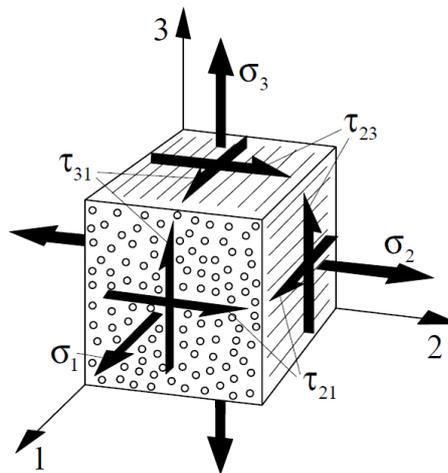


Abbildung 3.3: Koordinatensystem für UD-Schicht (Schürmann 2007)

Es gibt keine Dickenänderung  $\varepsilon_3 = 0$ . Eine Normalenebene zur Mittelebene bleibt gerade, steht bei Verformungen aber nicht mehr senkrecht zur Mittelebene. Die Steifigkeitsmatrix des Werkstoffs ist (Schürmann 2007):

$$[Q] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

sie berechnet sich aus

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12} * \nu_{21}} \quad (3.9)$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12} * \nu_{21}} \quad (3.10)$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \nu_{21} * Q_{11} \quad (3.11)$$

$$Q_{44} = G_{23} \quad (3.12)$$

$$Q_{55} = G_{31} \quad (3.13)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (3.14)$$

$$\nu_{21} = \frac{E_1}{E_2} * \nu_{12} \quad (3.15)$$

$$G_{23} = \frac{E_2}{2 * (1 + \nu_{23})} \quad (3.16)$$

$$G_{31} = G_{13} = G_{12} \quad (3.17)$$

Um die Stoffeigenschaften mehrerer Einzelschichten auf ein Laminat zu übertragen bedarf es einer Transformationsmatrix [ T ] (*Schürmann 2007*).

$$[ T ] = \begin{bmatrix} \cos^2(\varphi) & \sin^2(\varphi) & -2\sin(\varphi)\cos(\varphi) & 0 & 0 \\ \sin^2(\varphi) & \cos^2(\varphi) & 2\sin(\varphi)\cos(\varphi) & 0 & 0 \\ \sin(\varphi)\cos(\varphi) & 2\sin(\varphi)\cos(\varphi) & \cos^2(\varphi) - \sin^2(\varphi) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos(\varphi) & \sin(\varphi) \\ 0 & 0 & 0 & -\sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

mit  $[ T_N ] = \begin{bmatrix} \cos^2(\varphi) & \sin^2(\varphi) & -2\sin(\varphi)\cos(\varphi) \\ \sin^2(\varphi) & \cos^2(\varphi) & 2\sin(\varphi)\cos(\varphi) \\ \sin(\varphi)\cos(\varphi) & 2\sin(\varphi)\cos(\varphi) & \cos^2(\varphi) - \sin^2(\varphi) \end{bmatrix}$  aus der CLT und zu-

sätzlich  $[ T_Q ] = \begin{bmatrix} \cos(\varphi) & \sin(\varphi) \\ -\sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{bmatrix}$  für die FSDT. Mit dieser Transformationsmatrix

berechnen sich die Stoffeigenschaften des Laminats aus

$$[\bar{Q}] = \begin{bmatrix} \bar{Q}_N & 0 \\ 0 & \bar{Q}_Q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [ T_N ] * [ Q_N ] * [ T_N ]^T & 0 \\ 0 & [ T_N ] * [ Q_N ] * [ T_N ]^T \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Mit den Schichtgrenzen  $z_i$  lassen sich folgende Matrizen bilden (*Schürmann 2007*):

$$[A] = \sum_{s=1}^n [\overline{Q}_N](z_s - z_{s-1}) \quad (3.20)$$

$$[B] = \sum_{s=1}^n [\overline{Q}_N] \frac{1}{2}(z_s^2 - z_{s-1}^2) \quad (3.21)$$

$$[D] = \sum_{s=1}^n [\overline{Q}_N] \frac{1}{3}(z_s^3 - z_{s-1}^3) \quad (3.22)$$

$$[A_Q] = \sum_{s=1}^n [\overline{Q}_Q](z_s - z_{s-1}) \quad (3.23)$$

Unter Verwendung des Schubkorrekturfaktors  $k$  dienen sie der globalen Ermittlung der Normalkraftflüsse  $\{N\}$ , der Momentenflüsse  $\{M\}$  und der Querkraftflüsse  $\{Q\}$ .

$$\begin{bmatrix} [N] \\ [M] \\ [Q] \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [A] & [B] & 0 \\ [B] & [D] & 0 \\ 0 & 0 & k[A_Q] \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \{\varepsilon^{(0)}\} \\ \{K\} \\ \{\gamma^{(0)}\} \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

### 3.3 STRUKTUROPTIMIERUNG

Nach dem ersten Dimensionierungsschritt, in welchem die Geometrie auf Grund von statischen Schnittlasten ermittelt wird, folgt der zweite Dimensionierungsschritt. Die Grundlagen dieser Dimensionierung werden in diesem Unterkapitel beschrieben. Ohne das Zulassen von Ruderumkehr wird der CRM Flügel in drei Schritten dimensioniert. Für die in dieser Arbeit untersuchte Rollbewegung mit Ruderumkehr entfällt der dritte Dimensionierungsschritt. Er dient zur Versteifung des CRM Flügels und wird für eine CRM Flügelvariation bei der auch mit Ruderumkehr eine ausreichende Querruderwirksamkeit gewährleistet ist aus aeroelastischer Sicht nicht benötigt. Für den zweiten (und dritten) Dimensionierungsschritt werden die Methoden der mathematischen Programmierung mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen verwendet. Sie haben den Vorteil, dass sie insbesondere im Bezug auf Flugzeugstrukturen unterschiedlichste Restriktionen aus dem Bereich Bauteilfestigkeit, Stabilitätseigenschaften wie lokales Beulen, Fertigungsrandbedingungen und Aeroelastik genutzt werden können.

Für eine Strukturoptimierung sind folgende Elemente eines Grundkonzeptes für einen Optimierungsalgorithmus festzuhalten (*Baier 1994*):

- i. Ein Startvektor  $x^{(k)}$  mit dem Iterationsindex  $k = 1$
- ii. Ein Änderungsvektor  $\Delta x^{(k)}$  welcher  $x^{(k)}$  mit Auswertung von Zielfunktion und Restriktionen verbessert
- iii.  $x^{(k+1)} = x^{(k)} + \Delta x^{(k)}$
- iv. Ein Abbruchkriterium
- v. Falls nicht erfüllt:  $k := k + 1$ ; gehe zu Punkt ii
- vi. Ein Lösungsvektor:  $x^{opt} = x^{(k+1)}$

Dabei ist der wesentliche Unterschied verschiedener Optimierungsalgorithmen der Änderungsvektor  $\Delta x^{(k)}$ . Die Minimierung einer Zielfunktion  $f$  für eine Optimierungsaufgabe lautet *Baier 1994*:

$$\min\{f(x) | g(x) \leq 0; h(x) = 0; x_o \leq x \leq x_U\} \quad (3.25)$$

mit der minimierenden Zielfunktion  $f$ , der Restriktion  $g$ , der Gleichheitsrestriktion  $h$  und den Entwurfsvariablen  $x$  mit den unteren und oberen Grenzen  $x_o$  und  $x_U$ .

In dem gradientenbasierten Optimierungsalgorithmus des zweiten Dimensionierungsschrittes sind die **Entwurfsvariablen** die Wanddicken der Schalenelemente der Deckhaut, Holme und Rippen, während die Versteifungselemente Stringer, Holmgurte und innere Versteifungen der Holme und Rippen unverändert bleiben. Als **Restriktionen** werden die zulässige Bauteilspannung  $\sigma_V$  und die Beulsicherheit  $SF_B$  für lokale Beulfelder der Deckhäute, Holme und Rippen verwendet. Als **Zielfunktion**  $f$  wird die Flügelkastenmasse gewählt, welche durch die Optimierung für die gegebenen Bedingungen minimiert werden soll um so einen möglichst leichten Flügel zu modellieren.

Durch den zweiten Dimensionierungsschritt werden die Versteifungselemente Stringer, Holmgurte und innere Versteifungen der Holme und Rippen nicht verändert. Die Strukturoptimierung der Dimensionierungsschritte zwei und drei werden mit jeweils unterschiedlichen Restriktionen von Nastran über die SOL200 berechnet. In Abbildung 3.4 ist der dreistufige Dimensionierungsprozess zu sehen. Dargestellt ist der Flügelkasten der iGREEN-Konfiguration.

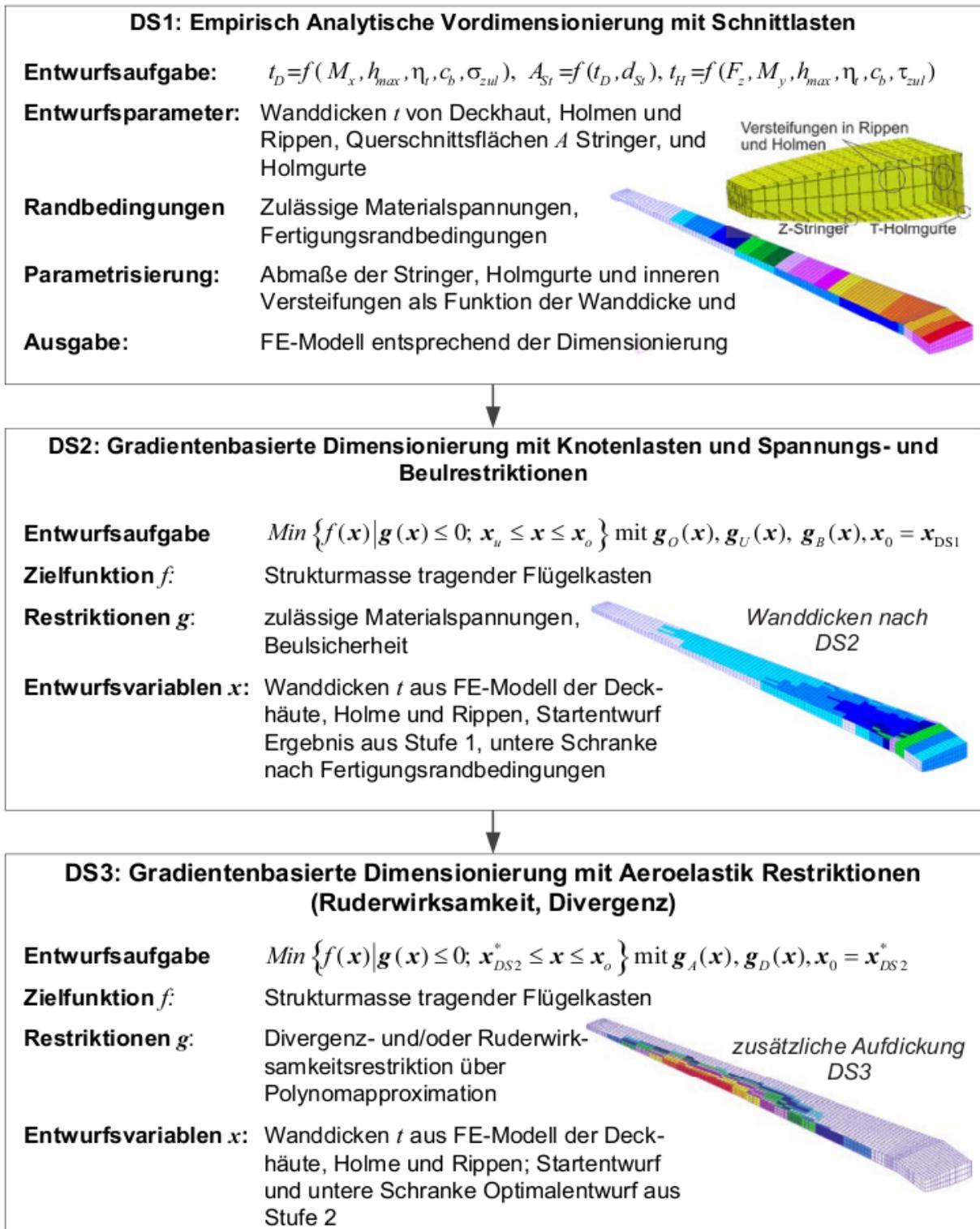


Abbildung 3.4: Ablauf dreistufiger Dimensionierungsprozess (Klimmek 2016)

## 4 QUERRUDER UNTERSUCHUNGEN

Die Manövrierfähigkeit um die x-Achse eines Flugzeugs wird, außer durch die Masse des Flugzeuges, durch die Größe der Querruder, ihrer Position am Flügel und den Staudruck, den sie erfahren bestimmt. Zunächst wird das untersuchte Common Research Model beschrieben. Anschließend folgt eine Beschreibung der Rahmenbedingungen für die untersuchten Manöver. In Kapitel 4.3 wird die Manövrierfähigkeit von verschiedenen Querrudergeometrien in Abhängigkeit vom Staudruck und der Machzahl untersucht. Abschließend werden in Kapitel 4.6 die Materialeigenschaften des Flügels hinsichtlich des Rollverhaltens für verschiedene Staudrücke untersucht. Zusätzlich werden die Materialeigenschaften über den Flügel sektionsweise variiert, um zu untersuchen, welchen Einfluss einzelne Flügelbereiche auf die jeweiligen Querruder haben.

### 4.1 DAS CRM UND DIE FERMAT KONFIGURATION

Die aeroelastischen Untersuchungen in dieser Arbeit basieren auf dem Common Research Model (CRM). Es ist ein öffentlich zugängliches Geometriemodell basierend auf der klassischen Flugzeugkonfiguration, welches erstmals 2009 für den AIAA 4th Drag Prediction Workshop (DPW) von der NASA entwickelt wurde. Es besteht aus dem Rumpf, den Flügeln und dem Höhenleitwerk. Die Aerodynamik des Flügels ist für eine Reisefluggeschwindigkeit mit einer zugehörigen Machzahl von  $Ma = 0,85$  ausgelegt. Die Bemessungsreisemachzahl liegt bei  $Ma_c = 0,92$  (cruise Mach number) mit einer Bahnneigungsmachzahl  $Ma_D = 0,99$ . Das in Abbildung 4.1 zu sehende CRM basiert auf einem transsonischen Langstrecken wide-body Transportflugzeug. Von der Größe ist es vergleichbar mit einer Boeing 777-200.



Abbildung 4.1: CRM mit von Herrn Klimmek entwickelten Baugruppen (*Klimmek 2016*)

Die geometrischen Parameter des CRM sind in Tabelle 4.1 zu sehen. Sie dienen als Grundlage zur Abschätzung der charakteristischen Flugzeugmassen. Die Höchstabflugmasse wird mit  $m_{MTOM} = 260.000 \text{ kg}$  (maximum take off mass) angenommen, die maximale Leertankmasse mit  $m_{MZFM} = 195.000 \text{ kg}$  (maximum zero fuel mass) und der operativen Leermasse des Flugzeugs von  $m_{OEM} = 134.000 \text{ kg}$  (operating empty mass). Der Flugzeugschwerpunkt liegt im Bereich von 30,597 m bis 32,409 m hinter der Flugzeugspitze (*Klimmek 2013*).

Tabelle 4.1: geometrischen Parameter des CRM (*Klimmek 2016*)

Parameter	Wert
Flügelfläche/ $m^2$	383,7
Spannweite/ $m$	58,76
Mittlere Profiltiefe/ $m$	7,005
Pfeilung bei 25% Profiltiefe/ $^\circ$	35,0
Zuspitzung	0,275
Rumpflänge/ $m$	62,75
Rumpfdurchmesser/ $m$	6,2

Das auf dem rechten Flügel des CRM basierende, aber detailliertere Model FERMAT ermöglicht aeroelastische Untersuchungen, während das ursprüngliche CRM im Hinblick auf aerodynamische Problemstellungen entwickelt wurde. In der FERMAT Konfiguration wird u.a. eine Aufteilung auf zwei Querruder je Flügel vorgenommen, es wurde entwickelt von *Klimmek 2016*. Der CRM Flügel wurde im FERMAT Modell um Rippen, Spante und Holme erweitert. Die Materialeigenschaften des Flügelmodells, zu sehen in Tabelle 4.2, entsprechen einer typischen Aluminiumlegierung.

Tabelle 4.2: Materialeigenschaften des Flügelmodells

Name	Symbol	Wert	Einheit
<b>Elastizitätsmodul</b>	E	$7,4 * 10^{10}$	$N/m^2$
<b>Schubmodul</b>	G	$2,85 * 10^{10}$	$N/m^2$
<b>Dichte</b>	$\rho$	2800	$kg/m^3$
<b>Querdehnzahl</b>	$\nu$	0,29825	

#### 4.2 RAHMENBEDINGUNGEN DER UNTERSUCHTEN FLUGZUSTÄNDE

Für eine erste geometrische Machbarkeitsuntersuchung werden in dem Bereich von  $Ma=0,5$  bis  $Ma=0,99$  die jeweils inneren und äußeren Querruder für die in Tabelle 4.3 angegebenen Machzahlen so weit ausgeschlagen, dass sie eine Rollrate von  $8,57^\circ/s$  erzeugen. Die jeweils anderen Querruder werden in der  $0^\circ$ -Position gehalten. Die zu den untersuchten Machzahlen zugehörigen Staudrücke sind in Tabelle 4.3 für die untersuchten Flughöhen  $H = 4600 m$ ,  $H = 6000 m$  und  $H = 7500 m$  für eine mittlere Schwerebeschleunigung von  $g = 9,80665 \frac{m}{s^2}$  angegeben.

Tabelle 4.3: Machzahlen mit zugehörigen Staudrücken für die untersuchten Flughöhen

<b>Machzahl</b>	$\frac{q_{4600m}}{\frac{kg}{m * s^2}}$	$\frac{q_{6000m}}{\frac{kg}{m * s^2}}$	$\frac{q_{7500m}}{\frac{kg}{m * s^2}}$
<b>0.5</b>	9969.9	8264.8	6701.5
<b>0.55</b>	12064	10000	8108.9
<b>0.6</b>	14357	11901	9650.2
<b>0.65</b>	16849	13968	11326
<b>0.66</b>	17372	14400	11677
<b>0.7</b>	19541	16199	13135
<b>0.725</b>	20965	17377	14090
<b>0.75</b>	22432	18596	15078
<b>0.775</b>	23953	19856	16100
<b>0.8</b>	25523	21158	17156
<b>0.82</b>	26815	22229	18024
<b>0.85</b>	28813	23885	19367
<b>0.875</b>	30533	25311	20523
<b>0.9</b>	32302	26778	21713
<b>0.925</b>	34122	28286	22936
<b>0.95</b>	35991	29836	24192
<b>0.975</b>	37941	31427	25483
<b>0.99</b>	39086	32401	26283

In Abbildung 4.2 sind die in Tabelle 4.3 aufgelisteten Staudrücke für die jeweiligen Flughöhen über der Machzahl dargestellt. Zusätzlich sind die Grenzen  $V_D/M_D$  und  $1,15 V_D/1,15 Ma_D$  bis zu denen nach CS25, §25.629 ausreichende Rollwirksamkeit innerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe nachgewiesen werden muss, dargestellt. Die Grenze des Stabilitätsenveloppe von  $1,15 Ma_D$  wird nach CS25 25.629 (b) (1) auf  $1,15 M_D = 1.0$  begrenzt da  $M_D < 1.0$  ist. Die zur Sturzfluggeschwindigkeit (Design Dive Speed) entsprechende Machzahl liegt bei  $Ma_D = 0,99$ .

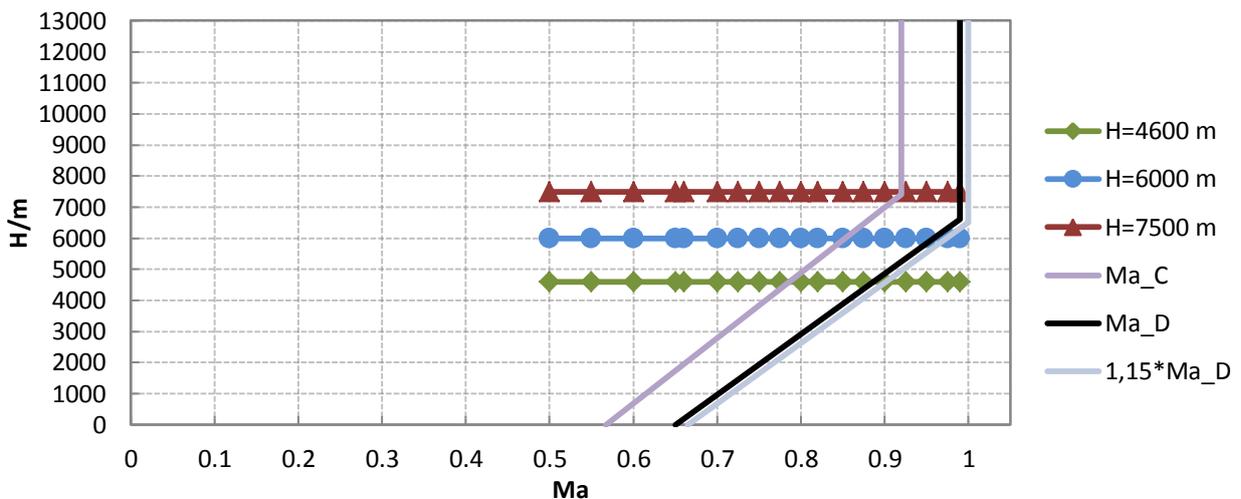


Abbildung 4.2: Flugenveloppe für Flughöhe über Machzahl

Ziel ist es, eine Flügelvariation zu finden, bei der die vorgegebene Rollrate mit einem Querruderausschlagswinkel  $-15^\circ \leq \eta \leq 15^\circ$  für jede Machzahl aus Tabelle 4.3 erreicht werden kann, ohne dass die Flügelstruktur aufgrund einer unzureichenden Querruderwirksamkeit in einem zusätzlichen Dimensionierungsschritt verstärkt werden muss. Eine Begrenzung des Querruderausschlages auf  $-15^\circ \leq \eta \leq 15^\circ$  dient einem definierten Grenzwert für die Querruderwirksamkeit in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit (siehe Formel (3.6)). Des Weiteren ist eine Limitierung des Querruderausschlages notwendig, um aerodynamische Probleme wie eine Strömungsablösung und strukturbedingte Probleme wie eine Überschreitung der zulässigen Festigkeit zu vermeiden. Auch wenn in der Literatur Querruderausschläge bis zu  $-20^\circ \leq \eta \leq 20^\circ$  angegeben werden (Torenbeek 1976), wird für diese Arbeit ein konservativerer maximaler Querruderausschlag von  $-15^\circ \leq \eta \leq 15^\circ$  gewählt um einen konstanten maximalen Querruderausschlag, unabhängig vom Staudruck verwenden zu können. Hierfür sollen die äußeren

Querruder die geforderte Rollrate aufgrund von Ruderumkehr für die Flugzustände erzeugen, bei denen die inneren Querruder durch die elastischen Verformungen im Flügel nicht mehr ausreichend effektiv sind.

#### 4.3 VARIATION DER QUERRUDERPOSITIONEN UND GRÖßE

Abbildung 4.3 zeigt die Planform des CRM Flügels in der Geometrievariation 01 mit zwei Querrudern pro Flügel. Die dargestellten Flächen in Abbildung 4.3 sind die Makropanels des CRM Flügels. Es zeigt die ursprüngliche Querrudergeometrie der FERMAT Konfiguration. Das Flügelmaterial entspricht den in Tabelle 4.2 angegebenen Eigenschaften von Aluminium. Die Querruder haben eine konstante Querrudertiefe von  $C_A = 0,24$ . Die Makropanels, werden in CAERO1 Flächen aufgeteilt, die der aerodynamischen Berechnung in NASTRAN für einen gegebenen Flugzustand dienen. Die Berechnung basiert auf der Doublett-Lattice Methode.

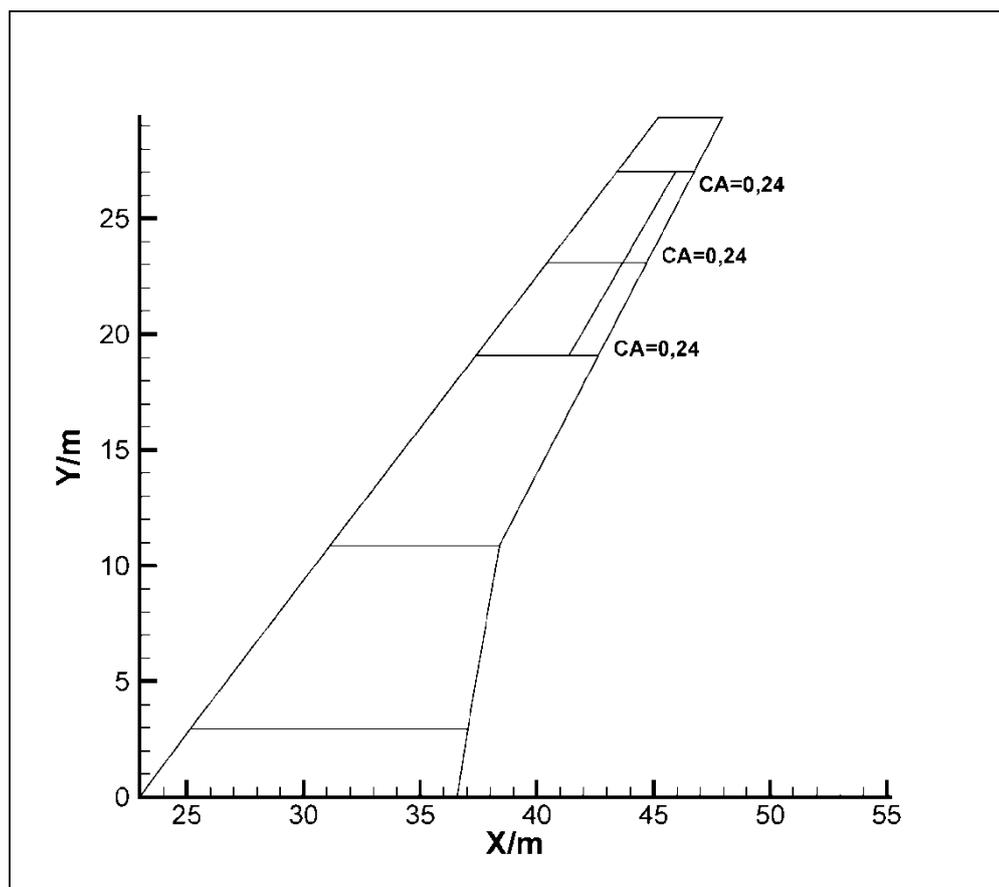


Abbildung 4.3: CRM Flügel Geometrievariation 01

In Abbildung 4.4 ist zu sehen, für welche Querruderausschläge bei der Nutzung von jeweils nur einem Querruder die erforderliche Rollrate  $p = 8,57^\circ/s$  erreicht wird. Das innere Querruder ist bei einem Staudruck von  $q = 22.000 \frac{kg}{m*s^2}$  ( $Ma = 0,91$ ) über einen Ausschlagwinkel von  $\eta = 15^\circ$  für den rechten und  $\eta = -15^\circ$  für den linken Flügel ausgeschlagen. Für Machzahlen im Bereich von  $0,90 \leq Ma \leq 0,99$  erzeugt das äußere Querruder ein negatives Rollmoment, welches jedoch nicht mit einem zulässigen Querruderausschlag von  $-15^\circ \leq \eta \leq 15^\circ$  erreicht werden kann. Die Querruderausschläge sind für die Flughöhe  $H = 7500 m$  über den Staudrücken gemäß Tabelle 4.3 dargestellt.

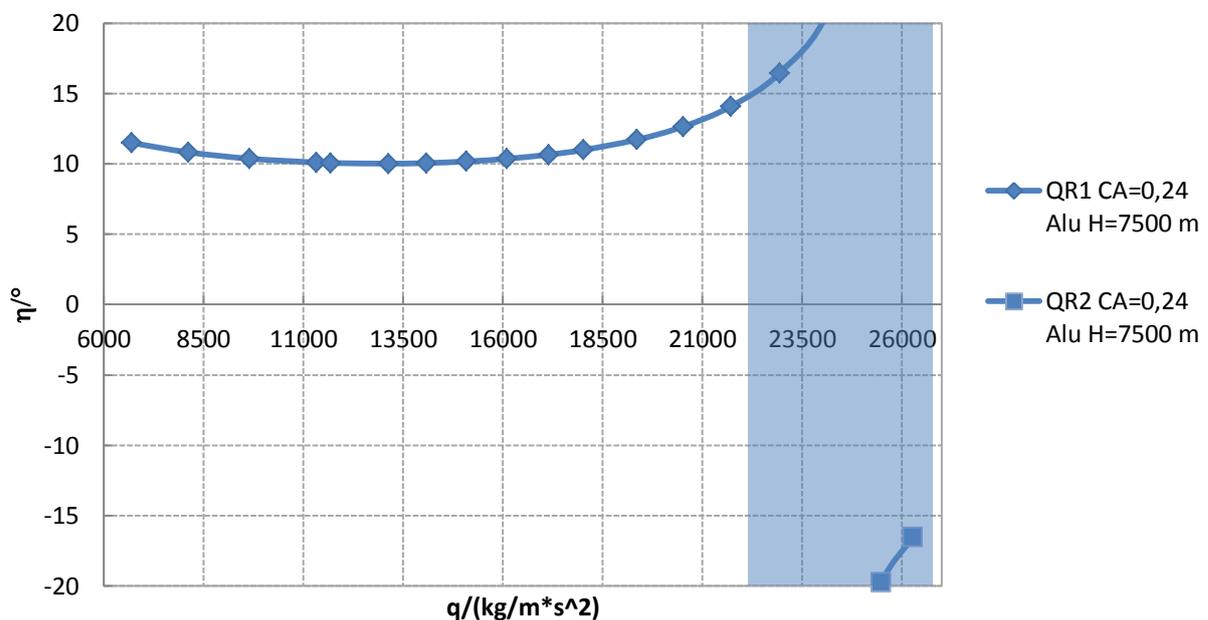


Abbildung 4.4: Querruderausschlag CRM Geometrievariation 01 für Rollrate  $8,57^\circ/s$

In dem Machzahlbereich von  $0,50 \leq Ma \leq 0,99$  werden die zum Rollen erforderlichen Querruderausschlagswinkel zwar für alle angegebenen Machzahlen errechnet, da diese jedoch teilweise zu Querruderausschlagswinkeln weit über  $\eta = 40^\circ$  führen, werden sie in den Abbildungen zur besseren Übersicht nicht weiter aufgeführt. Für Geometrievariation 01 ist in Abbildung 4.4 zu sehen, dass das innere Querruder für Staudrücke  $q \geq 22.000 \frac{kg}{m*s^2}$  ( $Ma = 0,91$ ) nicht mehr genutzt werden kann, da es einen unzulässig hohen Querruderausschlagswinkel zum Rollen benötigt. Das äußere Querruder mit einer negativen Rollrate kann bis zu einem Staudruck von  $q \geq 26283 \frac{kg}{m*s^2}$  ( $Ma = 0,99$ ) nicht genutzt werden, da bis zu diesem Staudruck ein zu großer Querruderausschlagswinkel nötig ist.

Somit gibt es einen Machzahlbereich  $0,91 \leq Ma \leq 0,99$ , in dem für diese Flügelvariation keine ausreichende Querruderwirksamkeit gegeben ist.

In Abbildung 4.5 ist für Geometrievariation 01 die Querruderwirksamkeit über dem Staudruck für eine Flughöhe  $H = 7500 \text{ m}$  angegeben. Mit der Bedingung  $-15^\circ \leq \eta \leq 15^\circ$  ergibt sich mit Formel (3.6) eine erforderliche Querruderwirksamkeit (rot) in Abhängigkeit vom Staudruck, welche zum Rollen Benötigt wird. Für die Geometrievariation 01 wird die Querruderwirksamkeit ab einem Staudruck von  $q = 22.000 \frac{\text{kg}}{\text{m} \cdot \text{s}^2}$  kleiner als die erforderliche Querruderwirksamkeit. Für einen kritischen Staudruck  $q_R$  erreicht die Querruderwirksamkeit  $\eta = 0$ , dies führt zu einer Asymptote des Verlaufes des benötigten Querruderausschlages über dem Staudruck. Für den Querruderausschlag der äußeren Querruder ist dies für einen Staudruck von  $q = q_R = 20.550 \frac{\text{kg}}{\text{m} \cdot \text{s}^2}$  der Fall. Diese Asymptote entspricht physikalisch einem unendlich großen Querruderausschlag. In der Praxis bedeutet dies, ein Rollen des Flugzeuges ist durch keinen Querruderausschlag mehr möglich, da der aus dem Anstellwinkel des verformten Flügels ohne Querruder resultierende Auftrieb gleich dem Betrag des Auftriebs aufgrund des Querruderausschlages ist und in die entgegengesetzte Richtung wirkt. Für Staudrücke  $q > q_R$  entsteht Ruderumkehr. In Abbildung 4.5 für die äußeren Querruder ab dem kritischen Staudruck  $q_R = 20.550 \frac{\text{kg}}{\text{m} \cdot \text{s}^2}$  eine negative Querruderwirksamkeit zu sehen.

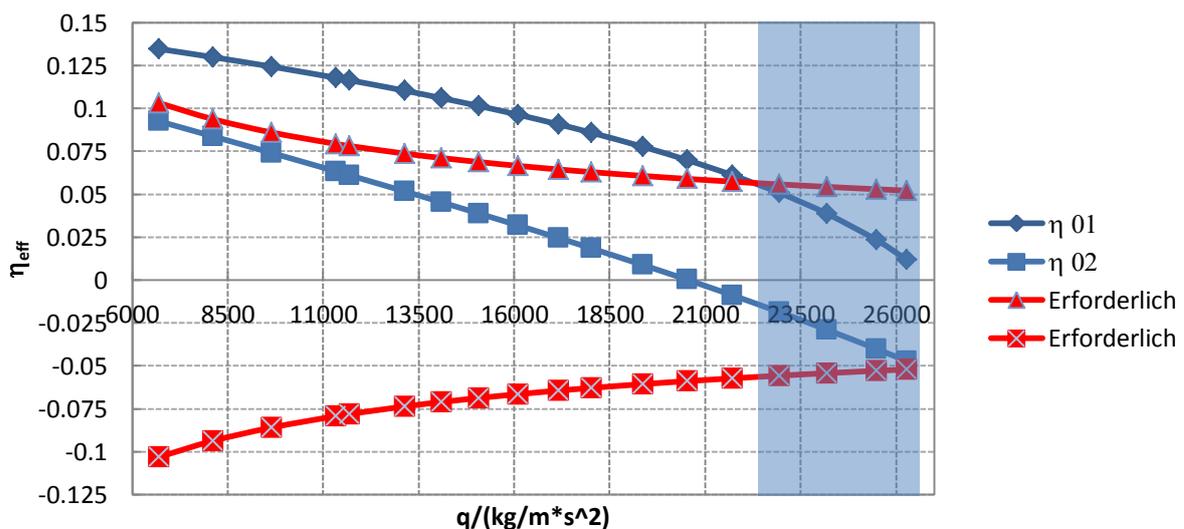


Abbildung 4.5: Querruderwirksamkeit CRM Geometrievariation 01 für Rollrate 8,57°/s

Ausgehend von der Geometrievariation 01 werden die Profiltiefe der inneren und äußeren Begrenzungen der Querruder sowie die Position in Flügelrichtung der inneren und äußeren Begrenzungen der Querruder variiert. Die resultierenden Querruderwirksamkeiten für diese Querrudergeometrien liefern die in Abbildung 4.6 gezeigten Aussagen, in welchen Flugzuständen für die jeweilige Geometrievariation eine Rollbewegung durchgeführt werden kann. Für den blau markierten Machzahlbereich kann die geforderte Rollrate mit dem inneren Querruder erreicht werden. Für den lila markierten Machzahlbereich kann die geforderte Rollrate mit dem äußeren Querruder erreicht werden. In dem rot markierten Machzahlbereich kann weder mit dem inneren noch mit dem äußeren Querruder die geforderte Rollbewegung durchgeführt werden. Für den grün markierten Machzahlbereich ist eine ausreichende Querruderwirksamkeit für das innere und das äußere Querruder gegeben.

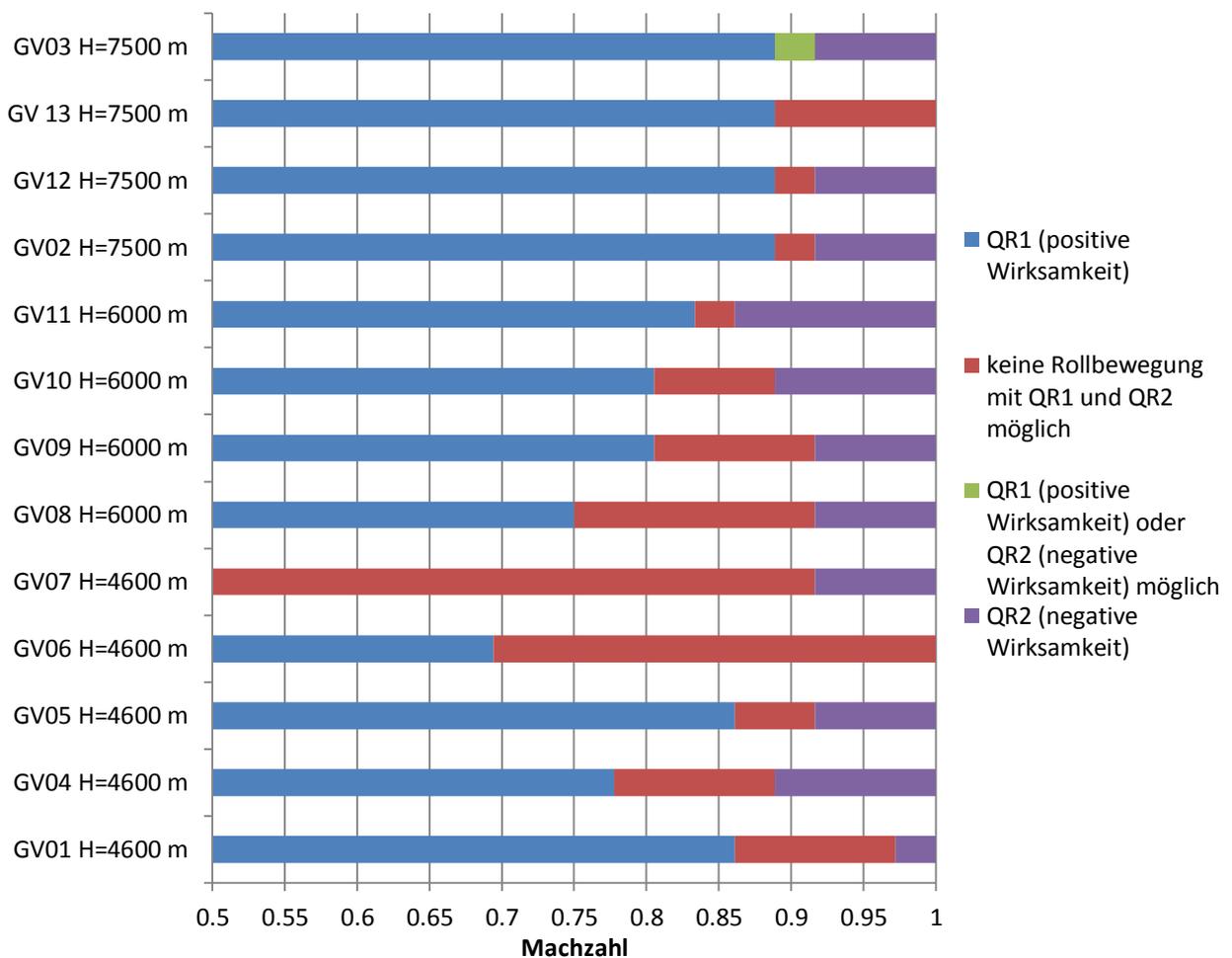


Abbildung 4.6: CRM Flügel Geometrievariationen für die Rollrate 8,57°/s

Die Untersuchung der verschiedenen Querrudergeometrien hat ergeben, dass der Flügel sich für ein weiter außen befindendes Querruder stärker verwindet und durchbiegt als bei einem weiter innen am Flügel positionierten Querruder. Dies liegt daran, dass die vom Querruder bedingte Torsion und Biegung beginnend von der Flügelwurzel nur bis zum ausgeschlagenen Querruder wirkt. Im Bereich zwischen dem ausgeschlagenen Querruder und der Flügelspitze bewirkt das ausgeschlagene Querruder keine zusätzliche Torsion und Biegung. Unter der Nutzung des inneren Querruders wird eine möglichst geringe elastische Torsion gefordert, um einen möglichst großen Bereich an Staudrücken abzudecken, ohne durch die Verwindung und Biegung des Flügels den Anstellwinkel des Flügels zu minimieren. Das äußere Querruder soll diese Verwindung und Biegung nutzen, um einen negativen Anstellwinkel zu erzeugen, daher ist es außen am Flügel wirksamer als weiter innen. Auch unter der Berücksichtigung der Durchbiegung des Flügels gilt für den nach hinten gepfeilten Flügel, dass das innere Querruder für eine geringe Flügeldurchbiegung möglichst weit innen am Flügel positioniert sein sollte und das äußere Querruder möglichst weit außen am Flügel.

Die Torsion des Flügels wird beim Rollen maßgeblich durch den Abstand der elastischen Achse zum Druckpunkt beeinflusst. Da dieser für ein Querruder, das bei einer großen Profiltiefe anfängt, größer ist als bei einem Querruder, das bei einer geringeren Profiltiefe anfängt, bietet sich ein Querruder beginnend bei einer tieferen Profiltiefe für das äußere Querruder und ein Querruder beginnend bei einer geringeren Profiltiefe für das innere Querruder an. Die aus diesen Bedingungen entstandene Querrudergeometrie ist in Abbildung 4.7 zu sehen. Das innere Querruder hat eine Profiltiefe von  $C_A = 0,24$  und das äußere Querruder hat eine Profiltiefe von  $C_A = 0,16$ . Um den Druckpunkt bei ausgeschlagenen äußeren Querrudern gemäß den Bedingungen möglichst weit außen und den Druckpunkt bei ausgeschlagenen inneren Querrudern möglichst weit innen zu erzeugen, wird ein querruderfreier Bereich zwischen den Querrudern eingeführt.

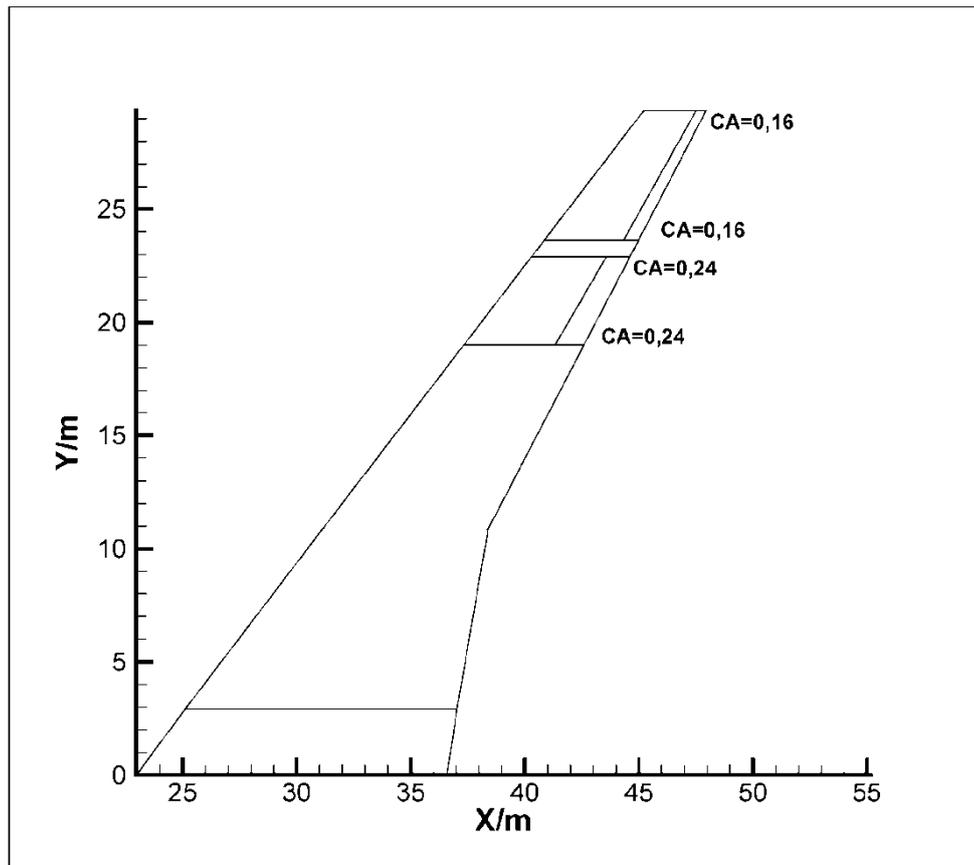


Abbildung 4.7: CRM Flügel Geometrievariation 02

In Abbildung 4.8 ist der benötigte Querruderausschlag über dem Staudruck für eine Flughöhe von  $H = 7500 \text{ m}$  für Geometrievariation 02 aus Abbildung 4.7 aus der in Tabelle 4.2 beschriebenen Materialeigenschaften von Aluminium zu sehen. Auch für diese Geometrievariation existiert ein Bereich von Staudrücken in denen nur mit einem Querruderausschlag  $-15^\circ \geq \eta \geq 15^\circ$  eine Rollbewegung vollzogen werden kann. Während für die Geometrievariation 01 in Abbildung 4.4 dieser Bereich  $\Delta q_{GV01} = 4283 \frac{\text{kg}}{\text{m} \cdot \text{s}^2}$  beträgt, weist Geometrievariation 02 einen Bereich von  $q_{Kon02} = 1600 \frac{\text{kg}}{\text{m} \cdot \text{s}^2}$  auf, in dem weder die inneren Querruder (QR1) noch die äußeren Querruder (QR2) genutzt werden können.

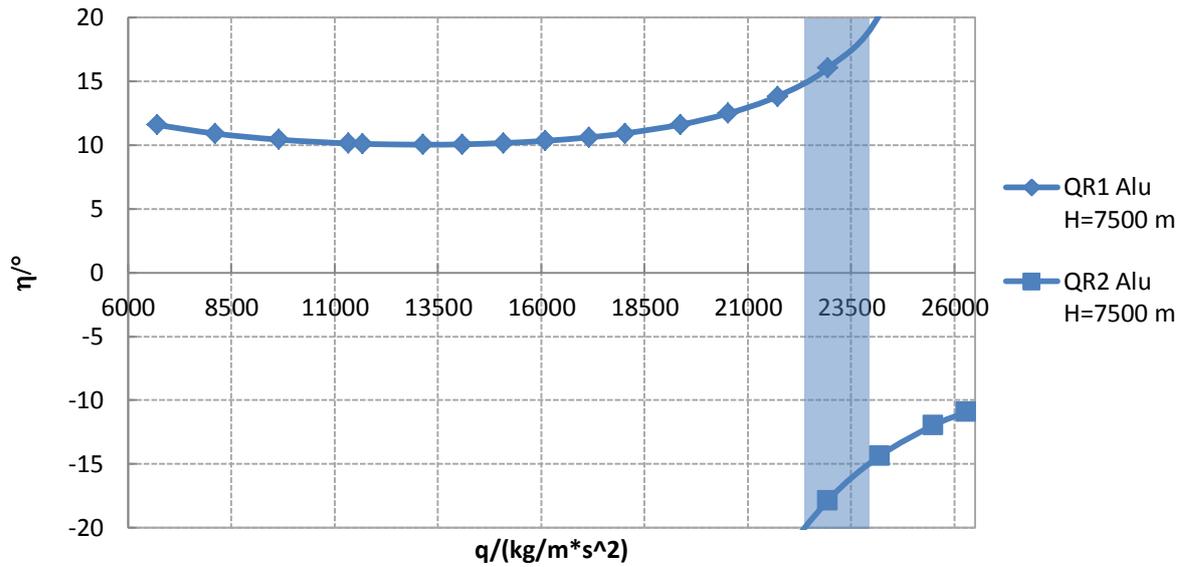


Abbildung 4.8: Querruderausschlag CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s

Abbildung 4.9 zeigt die Querruderwirksamkeit für Geometrievariation 02 für eine Flughöhe von  $H = 7500 m$ .

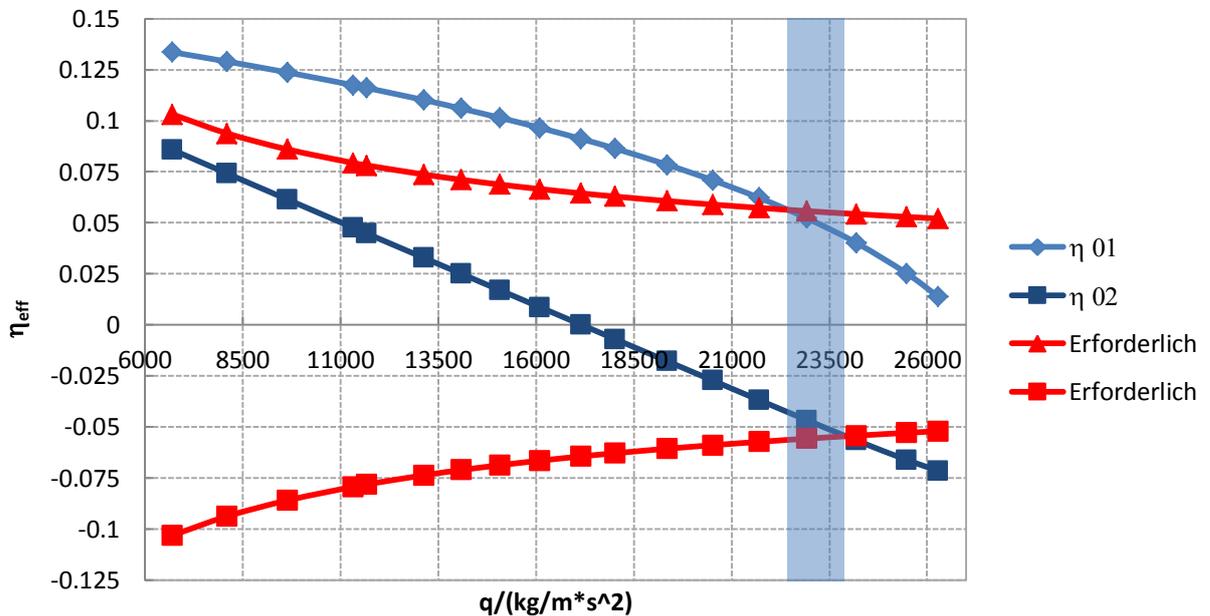


Abbildung 4.9: Querruderwirksamkeit CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s

Abschließend ist zu den geometrischen Untersuchungen zu sagen, dass die erarbeiteten geometrischen Anforderungen an die Querruder auch über Querruder mit ungleicher

Profiltiefe für die jeweiligen Querruder erreicht werden können. Durch eine nach außen kleiner werdende Profiltiefe kann der geometrische Schwerpunkt für die äußeren Querruder bis zu  $b_{\text{Querruder}} = \frac{1}{6}$  von der Mitte des Querruders zur Flügelspitze verschoben werden. Gleiches gilt in entgegengesetzter Richtung für die inneren Querruder. Eine theoretisch mögliche Umsetzung ist in Abbildung 4.10 zu sehen.

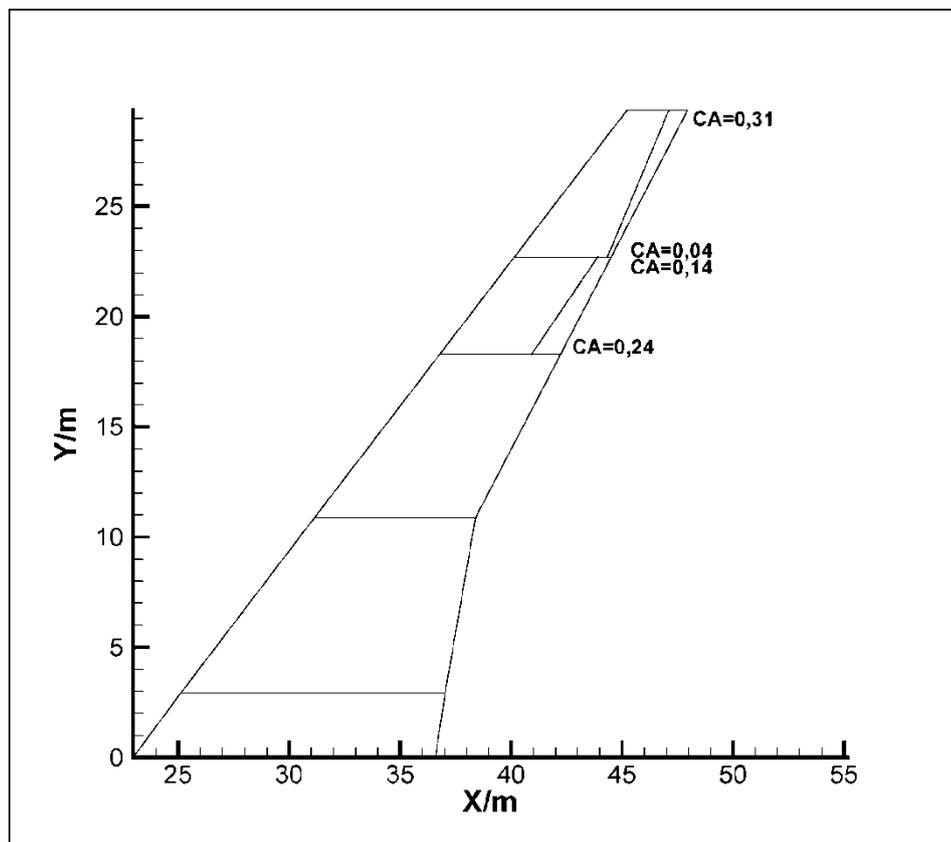


Abbildung 4.10: CRM Flügel Geometrievariation 03

Der grüne Bereich in Abbildung 4.11 markiert den Staudruckbereich in dem der Betrag der Querruderwirksamkeit für das Rollen mit inneren und äußeren Querrudern über dem Betrag der erforderlichen Querruderwirksamkeit liegt.

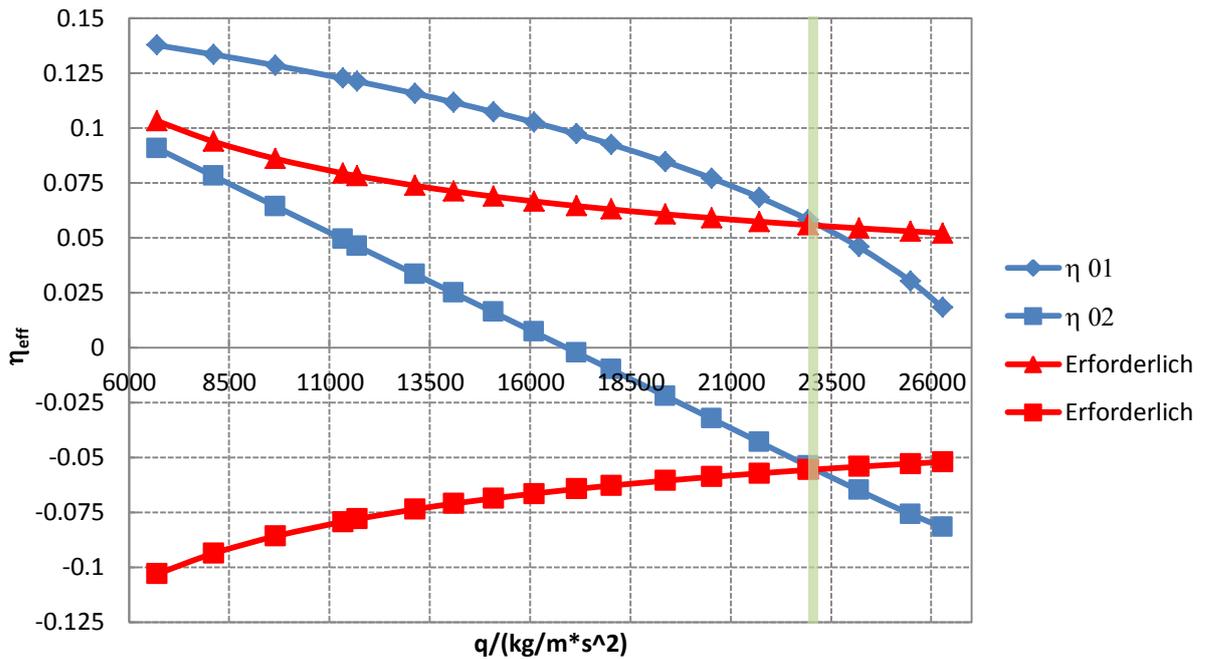


Abbildung 4.11: Querruderwirksamkeit CRM Flügel Geometrievariation 03 Flughöhe für Rollrate 8,57°/s

Die Flügelkastenmasse von  $m = 9464 \text{ kg}$  für den Flügelkasten aus Aluminium nach der Optimierung mit Spannungs- und Beulrestriktionen muss für die Geometrievariation 03 nicht durch eine Optimierung mit Ruderwirksamkeitsrestriktionen weiter erhöht werden. Die Querruderwirksamkeit ist für jeden Flugzustand ausreichend. Eine Versteifung des Flügelkastens durch eine Optimierung mit Ruderwirksamkeitsrestriktionen führt für die Ausgangskonfiguration (Geometrievariation 01) zu einer Flügelkastenmasse von  $m = 9871 \text{ kg}$ . Somit kann eine gezielte Auslegung der Querruder, mit dem Zulassen von Ruderumkehr zu einer Massenreduzierung von  $\Delta m = 407 \text{ kg}$  führen.

Für alle Geometrievariationen ist es aus Sicht einer praxisbezogenen Flügelauslegung notwendig zu gewährleisten, dass die Querrudergeometrie nicht in den Bereich des Flügelkastens führt. Dies muss über die gleichzeitige Darstellung des Flügelkastens und der Planform der Makropanel wie in Abbildung 4.12 zu sehen für alle Geometrievarianten überprüft werden.

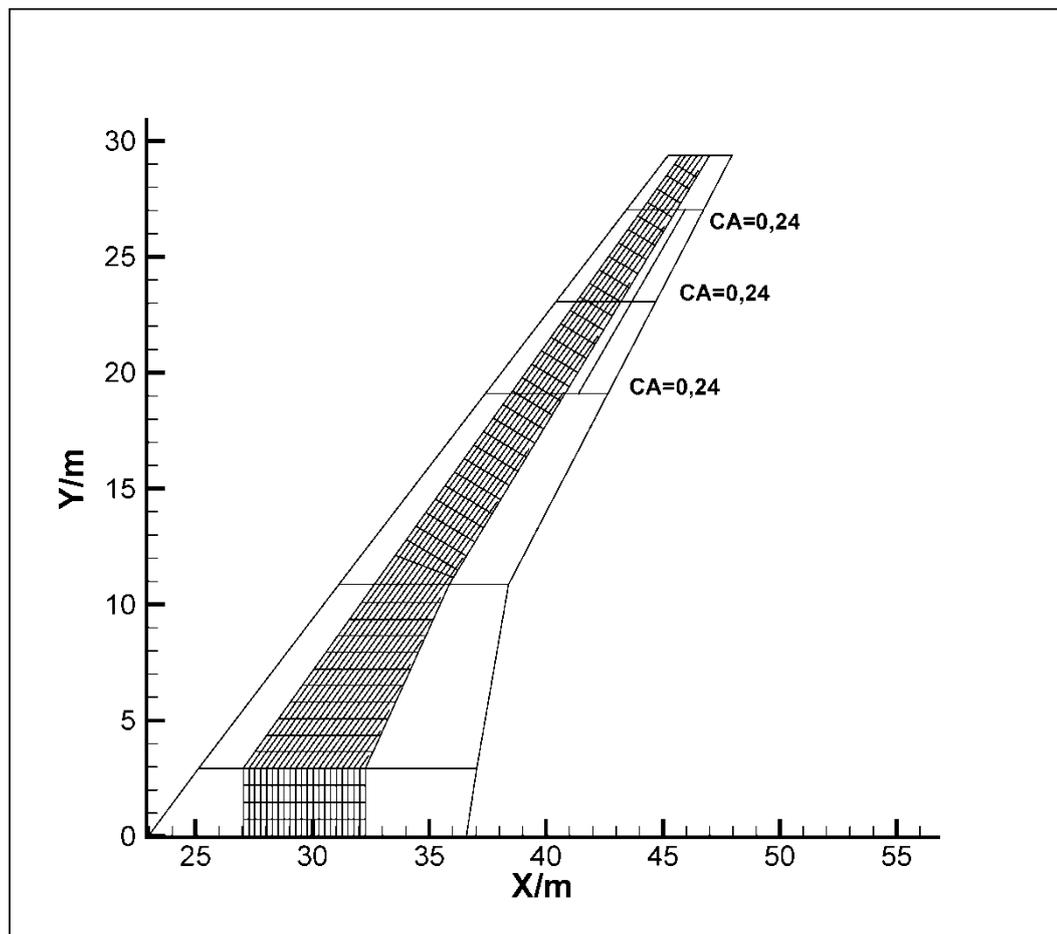


Abbildung 4.12: CRM Flügel Geometrievariation 01 mit Flügelkasten

#### 4.4 CRM FLÜGELKASTENFERVERMUNGEN

Der durch den Ausschlag der Querruder veränderte Druckpunkt ist in Abbildung 4.13 bis Abbildung 4.16 indirekt zu sehen. Durch die elastischen Verformungen des CRM Flügelkastens beim Rollen ändert sich der Anstellwinkel des Flügels. In Abbildung 4.13 bis Abbildung 4.16 sind die Änderungen des Anstellwinkels aufgrund der Rollbewegung über der Flügelstreckung für zwei der in Abbildung 4.11 dargestellten Querruderwirksamkeiten zu sehen. Es handelt sich um den CRM Flügelkasten aus Aluminium für die Geometrievariation 03 und für die Flughöhe  $H = 7500 \text{ m}$ . In Abbildung 4.13 ist zusätzlich die elastische Verformung des Flügelkastens bei der Machzahl  $Ma = 0,8$  aufgrund des Ausschlagens der inneren Querruder zu sehen. Der resultierende negative Anstellwinkel (dunkelblau) setzt sich aus zwei Anteilen zusammen: der Verwindung des Flügels und der Biegung des Flügels (hellblau). Die in Abbildung 4.13 dargestellten Winkel der

elastischen Verwindung und der elastischen Biegung des Flügelkastens steigen im Bereich des Geometrischen Schwerpunkts der auszusschlagenden Querruder am stärksten. Beide Verformungen haben einen Einfluss auf den Anstellwinkel des CRM Flügels.

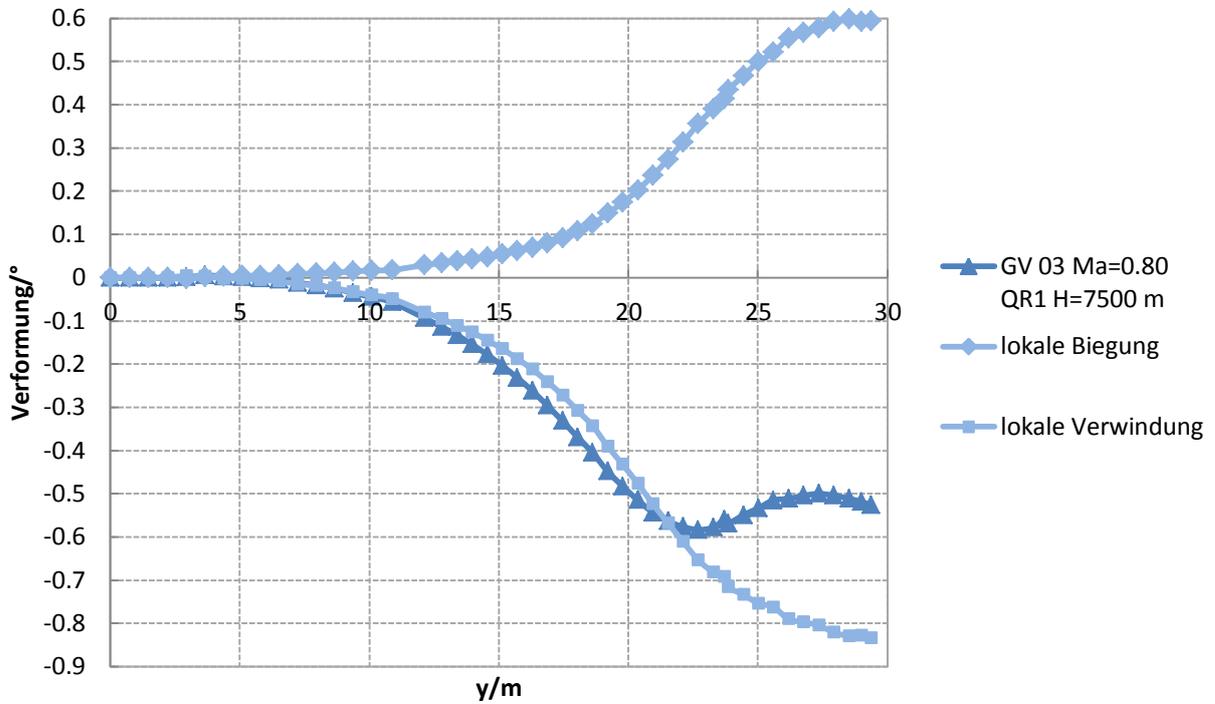


Abbildung 4.13: Elastische Verformung über der Spannweite, Flügelkastenvorderkantenpunkt

Der geometrische Schwerpunkt der inneren Querruder für Geometrievariation 03 liegt nach Tabelle 4.4 bei  $\frac{l_a}{2} = \frac{40,45}{2} m = 20,225 m$ . Ein negativer Verwindungswinkel führt zu einer Verringerung des Anstellwinkels. Der direkte Einfluss der Biegung und der Verwindung auf den Anstellwinkel des CRM Flügels sind in Abbildung 4.14 zu sehen. Die dargestellten Biege- und die Verwindungswinkel der Verformungen addieren sich zum resultierenden globalen Anstellwinkel aufgrund des Querruderausschlages. Bis zur Flügeltiefe in Spannweitenrichtung von  $y = 25 m$  verkleinert die Biegung des Flügels (nach oben) den negativen Anstellwinkel. Somit wirken beide Anteile der Anstellwinkelländerung über den Großteil des Flügels entgegen dem beabsichtigten Auftrieb durch den Querruderausschlag.

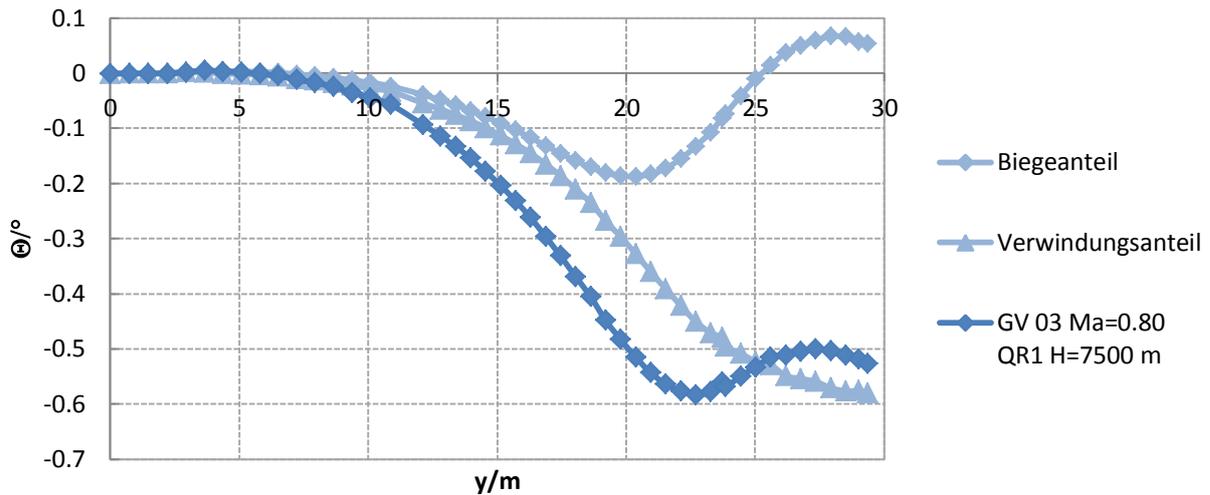


Abbildung 4.14: Einfluss auf den Anstellwinkel über der Spannweite, Flügelkastenvorderkantenpunkt

Der aus dem nach unten ausgeschlagenen rechten inneren Querruder resultierende Auftrieb ist größer, als der aus der elastischen Verformung entstehende negative Auftrieb. Damit handelt es sich bei diesem Manöver um ein herkömmliches Rollkonzept ohne Nutzung von Ruderumkehr.

Für die Machzahl  $Ma = 0,95$  und die Flughöhe  $H = 7500\text{ m}$  ist in Abbildung 4.15 die Änderung des Anstellwinkels aufgrund der Rollbewegung mit den äußeren Querrudern zu sehen (dunkelrot). Zusätzlich sind die Winkel für die lokalen Biegungen und Verwindungen im Flügel (hellrot) zu sehen.

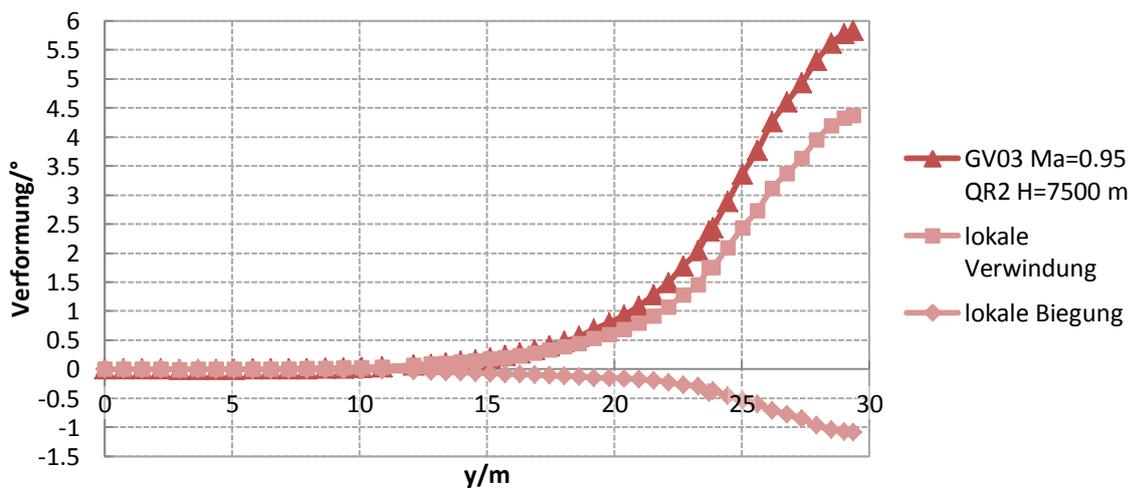


Abbildung 4.15: Elastischer Verdrehungswinkel über der Spannweite, Flügelkastenvorderkantenpunkt

Für die äußeren Querruder liegt der geometrische Schwerpunkt nach Tabelle 4.4 bei  $\frac{l_a}{2} = \frac{53,56}{2} m = 26,78 m$ . Für die bis zur Flügelspitze reichenden äußeren Querruder steigt die elastische Verformung des Flügels in diesem Bereich am stärksten. Die äußeren Querruder werden zum Rollen in die gleiche Richtung in entgegengesetzte Richtung zu den inneren Querrudern ausgeschlagen. Die so entstehende elastische Verformung des rechten Flügels erzeugt einen positiven Anstellwinkel des Flügels welcher einen größeren Auftrieb erzeugt, als das rechte äußere Querruder Abtrieb durch seinen Ausschlag erzeugt. Dabei bewirkt die positive Verwindung eine Erhöhung des Anstellwinkels. Der über der Flügelstreckung kleiner werdende Biegewinkel bewirkt eine Steigung der Biegung des Flügels nach unten, welche bis zur Flügelspitze zunimmt und somit ebenfalls eine Erhöhung des Anstellwinkels über der Flügelspannweite bewirkt. Die direkten Einflüsse aus Biegung und Verwindung auf den Anstellwinkel sind in Abbildung 4.16 zu sehen.

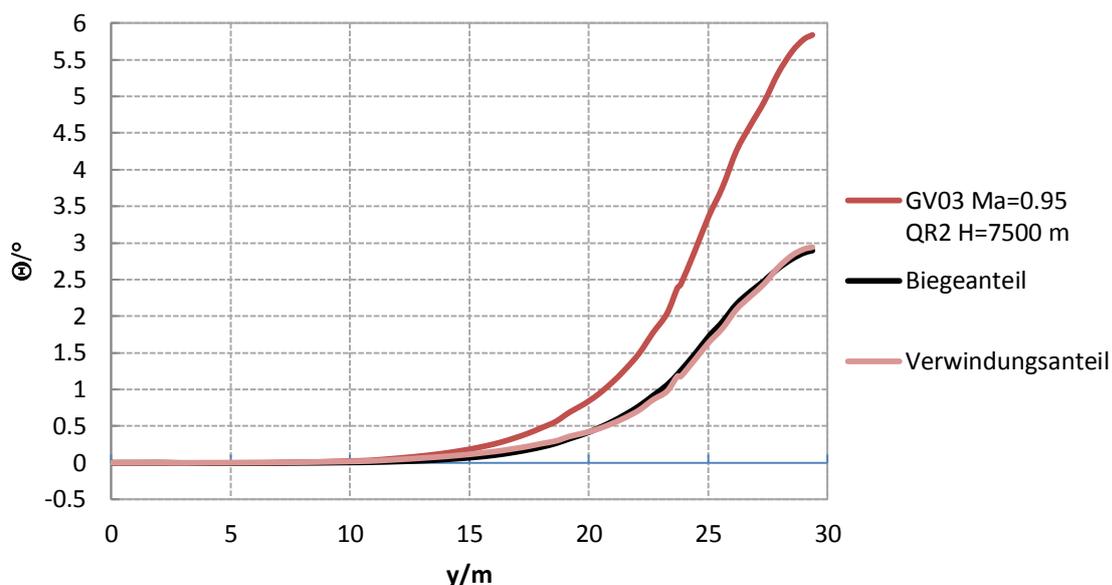


Abbildung 4.16: Einfluss auf den Anstellwinkel über der Spannweite, Flügelkastenvorderkantenpunkt

Sowohl der Biegeanteil, als auch der Verwindungsanteil der Verformung bewirken eine Erhöhung des Anstellwinkels des CRM Flügels.

Zur Veranschaulichung sind in Abbildung 4.17 die Verformungen am CRM Flügelkasten aufgrund von Querruderausschlägen zum Rollen mit einer Rollrate  $p = 8,57 \frac{\circ}{s}$  zu sehen. In der Abbildung sind die Verformungen mit dem Faktor fünf skaliert. In Abbildung 4.17 a) ist die Verformung des Flügelkastens aufgrund des Querruderausschlags des rechten inneren Querruders zu sehen. Abbildung 4.17 b) zeigt die Flügelkastenverformung aufgrund des Querruderausschlags des äußeren rechten Querruders.

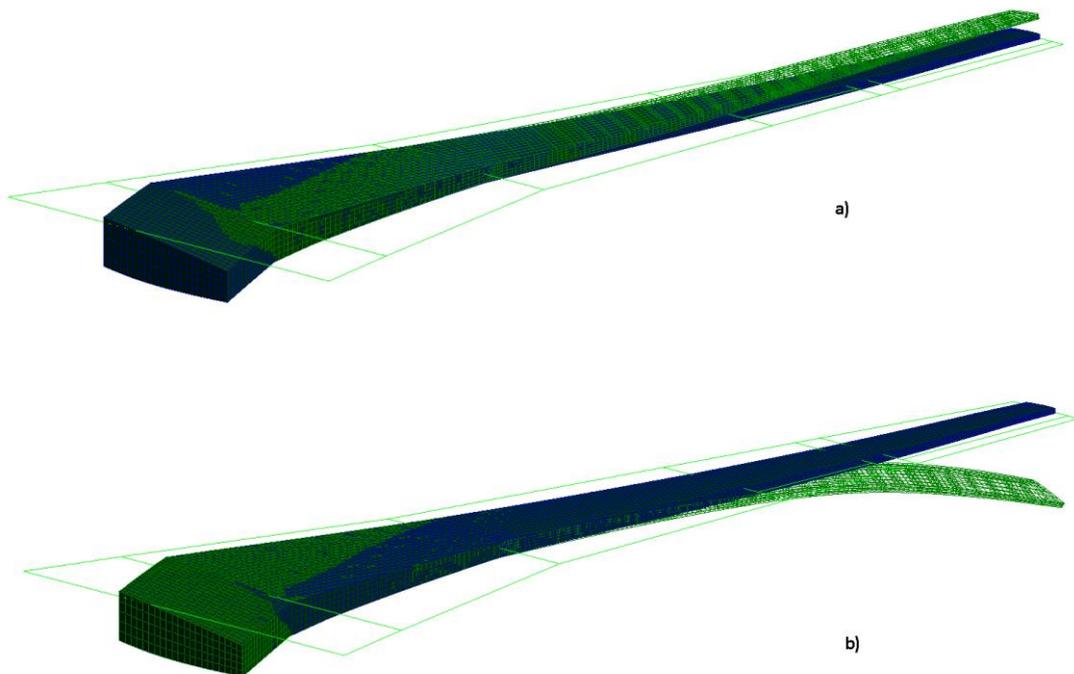


Abbildung 4.17: CRM Flügelkastenverformung, a) Ausschlag inneres Querruder, b) Ausschlag äußeres Querruder

#### 4.5 QUERRUDERVOLUMENBEIWERT

Zur einheitlichen Vergleichbarkeit der Querruder sind die Querrudervolumenbeiwerte  $C_{Querruder}$  für die untersuchten Geometrievariationen in Tabelle 4.4 aufgelistet. Diese Einordnung der Querruder folgt der Empfehlung aus *Torenbeek 1976*. Die zur Berechnung notwendigen Querruderflächen  $S_A$  und die geometrischen Schwerpunkte der Querruder  $l_A$  sind ebenfalls angegeben. Die Querrudervolumenbeiwerte  $C_{Querruder}$  ergeben sich aus:

$$C_{Querruder} = \frac{S_A * l_A}{S * b} \quad (4.1)$$

Für die verschiedenen Geometrievariationen der Querruder ist die Flügelfläche des CRM Flügels  $S_A = 383,70 \text{ m}^2$ . Die Spannweite beträgt  $b = 58,76 \text{ m}$ . Die Angaben der Bemaßung von  $S_A$ ,  $l_A$ ,  $S$  und  $b$  beziehen sich auf die in Abbildung 4.18 dargestellte Flügelskizze.

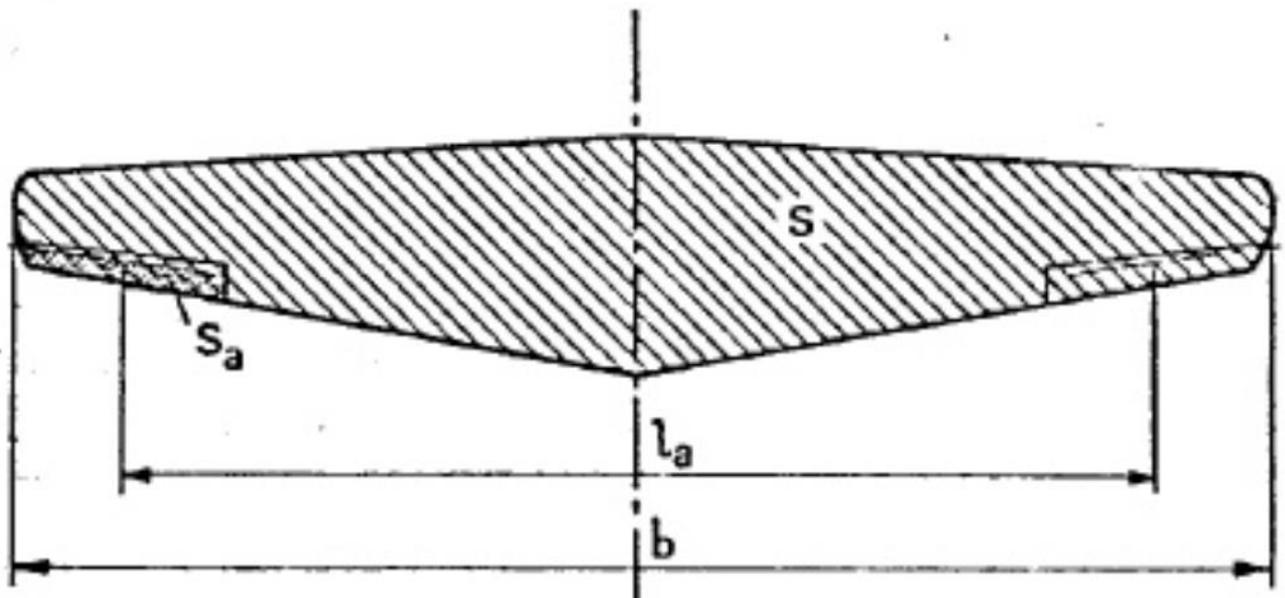


Abbildung 4.18: Flügel- und Querruderbemaßung (*Torenbeek 1976*)

Tabelle 4.4: Querrudervolumenbeiwerte für CRM Flügel

Geometrievariation	Querruderfläche QR1 $\frac{S_a}{m^2}$	Querruderfläche QR2 $\frac{S_a}{m^2}$	Querruderschwerpunkt QR1 $\frac{l_a}{m}$	Querruderschwerpunkt QR2 $\frac{l_a}{m}$	Querrudervolumenbeiwert QR1	Querrudervolumenbeiwert QR2
<b>GV 01</b>	4,53	3,61	42,03	49,93	0,00855	0,00809
<b>GV 02</b>	4,47	3,15	41,79	52,63	0,00838	0,00744
<b>GV 03</b>	4,26	3,40	40,45	53,56	0,00774	0,00817
<b>GV 04</b>	2,64	2,10	42,03	49,93	0,00499	0,00471
<b>GV 05</b>	6,42	5,11	42,03	49,93	0,01211	0,01145
<b>GV 06</b>	3,62	1,70	42,66	52,51	0,00693	0,00402
<b>GV 07</b>	2,87	1,77	44,68	53,05	0,00575	0,00420
<b>GV 08</b>	4,92	3,03	44,68	53,05	0,00986	0,00721
<b>GV 09</b>	5,24	4,11	43,48	53,38	0,01022	0,00984
<b>GV 10</b>	3,72	6,75	41,79	51,49	0,00698	0,01561
<b>GV 11</b>	3,60	4,61	39,83	51,06	0,00643	0,01058
<b>GV 12</b>	4,39	3,85	41,61	53,29	0,00820	0,00922
<b>GV 13</b>	4,47	3,53	41,79	54,89	0,00838	0,00871

Geometrievariation 03 hat den größten Abstand in Spannweitenrichtung zwischen dem geometrischen Schwerpunkt des inneren Querruders und dem des äußeren Querruders. In Abbildung 4.6 ist zu sehen, dass Geometrievariation 03 zusätzlich die einzige Geometrievariation des CRM Flügels aus Aluminium ist, welche einen Staudruckbereich hat in dem mit inneren und äußeren Querruder geflogen werden kann. Ein großer Abstand

zwischen dem geometrischen Schwerpunkt des inneren Querruders und des äußeren Querruders führt zu einem großen Abstand der Druckpunkte der beiden Querruder und erfüllt somit die Anforderung eines möglichst weit innen liegenden Druckpunktes für die inneren Querruder bei einem gleichzeitig weit außen am Flügel liegenden Druckpunkt für die äußeren Querruder.

#### 4.6 VARIATION DER MATERIALEIGENSCHAFTEN

##### Strukturänderung der Haut des Biegetorsionskastens

Ein weiterer Parameter über den die aeroelastischen Eigenschaften des Flügels gesteuert werden können, ist das Material des Flügelkastens. In diesem Unterkapitel wird die Auswirkung von Faserverbundwerkstoffen auf die Flügelverformungen untersucht. Hierfür müssen die Materialeigenschaften der zu verändernden Flügelkomponenten von den Eigenschaften des Aluminiums zu den Eigenschaften des Faserverbundwerkstoffes geändert werden. Die Eigenschaften einer transversal isotropen unidirektionalen Schicht (UD-Schicht) mit Fasern in x-Richtung sind in Tabelle 4.5 zu sehen.

Tabelle 4.5: Materialeigenschaften des Faserverbundwerkstoffes

Eigenschaft	Symbol	Wert	Einheit
Elastizitätsmodul 1	$E_{11}$	$1,55 * 10^{11}$	$N/m^2$
Elastizitätsmodul 2	$E_{22} = E_{33}$	$8,5 * 10^9$	$N/m^2$
Querkontraktionszahl	$\nu_{12} = \nu_{13}$	0,3	
Querkontraktionszahl	$\nu_{21}$	0.016451613	
Schubmodul	$G_{11} = G_{13}$	$3,7 * 10^9$	$N/m^2$

Während die Haut des Flügelmodells mit diesen Eigenschaften versehen und somit einem Faserverbundwerkstoff nachempfunden wird, behält die übrige Struktur die des Aluminiums nachempfundenen Materialeigenschaften bei. Diese sind die Rippen, Holme

und die Stiffener. Für die Haut des Flügelmodells wird der in der Luftfahrt übliche Lageraufbau  $[0^\circ 45^\circ 90^\circ - 45^\circ]_{sym}$  verwendet. Ausgangsgröße für die Strukturoptimierung ist eine konstante UD-Schichtdicke von  $t = 0,125 \text{ mm}$  für alle UD-Schichten. Das Dickenverhältnis bleibt durch die Optimierung für alle UD-Schichten gleich. In Abbildung 4.19 wird die Geometrievariation 02 aus Aluminium mit der geometrisch gleichen Flügelvariation aus Faserverbund Komponenten verglichen. Es wird der zum Rollen benötigte Querruderausschlag der Querruder verglichen. Zum Vergleich ist der zum Rollen notwendige Querruderausschlag von Geometrievariation 02 des Flügels aus Aluminium aus Abbildung 4.8 zu sehen. Zusätzlich zeigt Abbildung 4.19 den zum Rollen notwendigen Querruderausschlag des mit Faserverbundwerkstoffen modellierten Flügels für die zwei unterschiedlichen Dimensionierungsvoraussetzungen, die vorgeben, dass sich das Material nicht mehr als  $\varepsilon = 0,003$  beziehungsweise  $\varepsilon = 0,005$  dehnen darf. Aus Abbildung 4.19 kann man ableiten, dass ein Flügel aus einem Faserverbundwerkstoff mit einer maximal zulässigen Dehnung von  $\varepsilon = 0,003$  eine größere Torsions- und Biegesteifigkeit aufweist als das aus Aluminium erzeugte Flügelmodell mit einer zulässigen Dehnung von  $\varepsilon = 0,0036$ . Für ein klassisches Rollkonzept, ohne die Nutzung von Ruderumkehr, zeigt sich die höhere Torsions- und Biegesteifigkeit in dem zum Rollen benötigten Ausschlagswinkel des Querruders. Dieser ist für den gleichen Flugzustand am geringsten für den Flügel, welcher die geringste Verwindung hat. Wird eine Dehnung von  $\varepsilon = 0,005$  zugelassen, wird der Flügel torsions- und biegeweicher als der Flügel aus Aluminium, daher wird ein größerer Ausschlagswinkel benötigt, um der größeren Verwindung des Flügels bei gleichem Staudruck entgegen zu wirken. Da das CRM eine positive Pfeilung hat, führt bei einer höheren zulässigen Dehnung auch die geringere Biegesteifigkeit zu einem größeren Querruderausschlag für eine geforderte Rollrate.

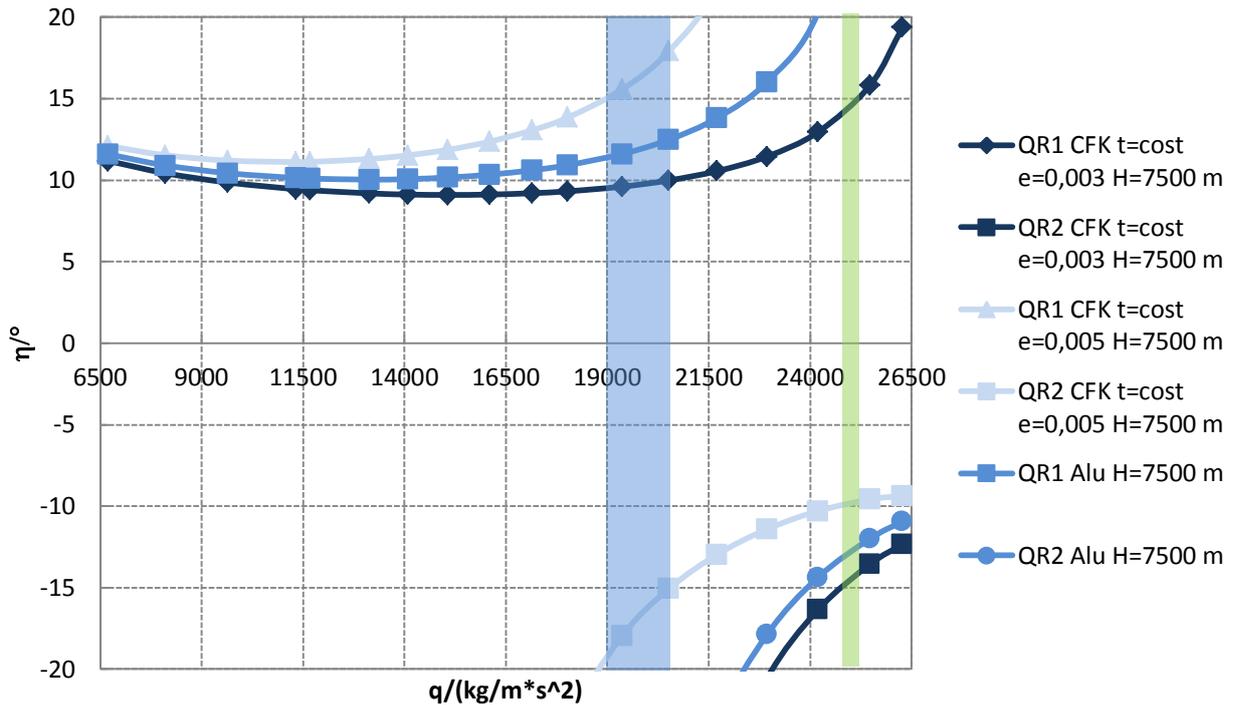


Abbildung 4.19: Querruderausschlag CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s

In Abbildung 4.19 ist zu sehen, dass die stärkere Verwindung und Durchbiegung eines weicheren Flügels bereits bei einem geringeren dynamischen Druck als beim steiferen Flügel zur Ruderumkehr führt. Während für die inneren Querruder noch ein deutlicher Unterschied im benötigten Querruderausschlagswinkel zwischen dem Flügel aus Aluminium und dem Flügel aus Faserverbundwerkstoffen bei einer zulässigen Dehnung von  $\varepsilon = 0,003$  zu erkennen ist, sind die Querruderausschläge für den Flügel aus Aluminium für die äußeren Querruder nur noch um wenige Grad kleiner. In Abbildung 4.19 ist zu erkennen, dass der torsions- und biegeweichere Faserverbundflügel mit einer erlaubten Dehnung von  $\varepsilon = 0,005$  einen deutlich geringeren Ausschlagwinkel benötigt als der Faserverbundflügel mit einer erlaubten Dehnung von  $\varepsilon = 0,003$ , um die geförderte Rollrate mithilfe von Ruderumkehr zu erreichen. Der blau markierte Bereich markiert die Flugzustände, in denen mit dem CRM Flügel mit einer zulässigen Dehnung von  $\varepsilon = 0,005$  eine Rollrate von  $p = \frac{8,57^\circ}{s}$  mit einem Querruderausschlagswinkel von  $-15^\circ \leq \eta \leq 15^\circ$  nicht mehr erreicht werden kann. Da sich bei einer zulässigen Dehnung von  $\varepsilon = 0,005$  auch die Grenze des zu nutzenden Bereiches der inneren Querruder zu einem kleineren dynamischen Druck verschiebt, kann in dem Bereich von

$19000 \frac{kg}{m \cdot s^2} \leq q \leq 20500 \frac{kg}{m \cdot s^2}$  keine ausreichende Rollbewegung vollzogen werden. Für die Variante mit einer zulässigen Dehnung von  $\varepsilon = 0,003$  kann für den grün markierten Bereich eine Rollrate von  $p = \frac{8,57^\circ}{s}$  mit einem Querruderausschlagswinkel von  $-15^\circ \leq \eta \leq 15^\circ$  erreicht werden. Für die Dehnung von  $\varepsilon = 0,003$  hat der Flügelkasten eine Masse von  $m = 7.210 \text{ kg}$ . Für die Dehnung von  $\varepsilon = 0,005$  hat der Flügelkasten eine Masse von  $m = 5.165 \text{ kg}$ . Aufgrund von verschiedenen zusätzlichen Massen für den Flügelkasten aus Faserverbundwerkstoffen sind die Massen dieser Strukturentwürfe nur untereinander und nicht mit den Massen der Flügelkästen aus Aluminium zu vergleichen. Eine detailliertere Bewertung der Flügelkastenmassen folgt in Kapitel 5.2.

Um den Einfluss des Lagenaufbaus eines Faserverbundwerkstoffs auf die Torsions- und Biegesteifigkeit eines Flügelmodells zu bestimmen, wird im nächsten Schritt das Dickenverhältnis des Lagenaufbaus verändert. Im Folgenden werden für den Lagenaufbau die UD-Schichten mit  $\alpha = \pm 45^\circ$  reduziert. Für die Haut des Flügelmodells wird für den Lagenaufbau  $[0^\circ 45^\circ 90^\circ - 45^\circ]_{sym}$  eine UD-Schichtdicke von  $t = 0,1 \text{ mm}$  für die UD-Schichten mit  $\alpha = \pm 45^\circ$  und eine UD-Schichtdicke von  $t = 0,15 \text{ mm}$  für die UD-Schichten mit  $\alpha = 0^\circ$  und  $\alpha = 90^\circ$  als Startwert der Optimierung verwendet. Das Dickenverhältnis von  $\frac{2}{3}$  bleibt in dem Lagenaufbau durch die Optimierung bestehen. Der resultierende Querruderausschlag für eine Dimensionierung mit einer zulässigen Dehnung von  $\varepsilon = 0,005$  ist in Abbildung 4.20 zu sehen. Zum Vergleich sind die Querruderausschläge für den Flügelkasten aus Aluminium und die Querruderausschläge für den Flügelkasten aus dem Faserverbundwerkstoff mit gleich dicken UD-Schichten dargestellt.

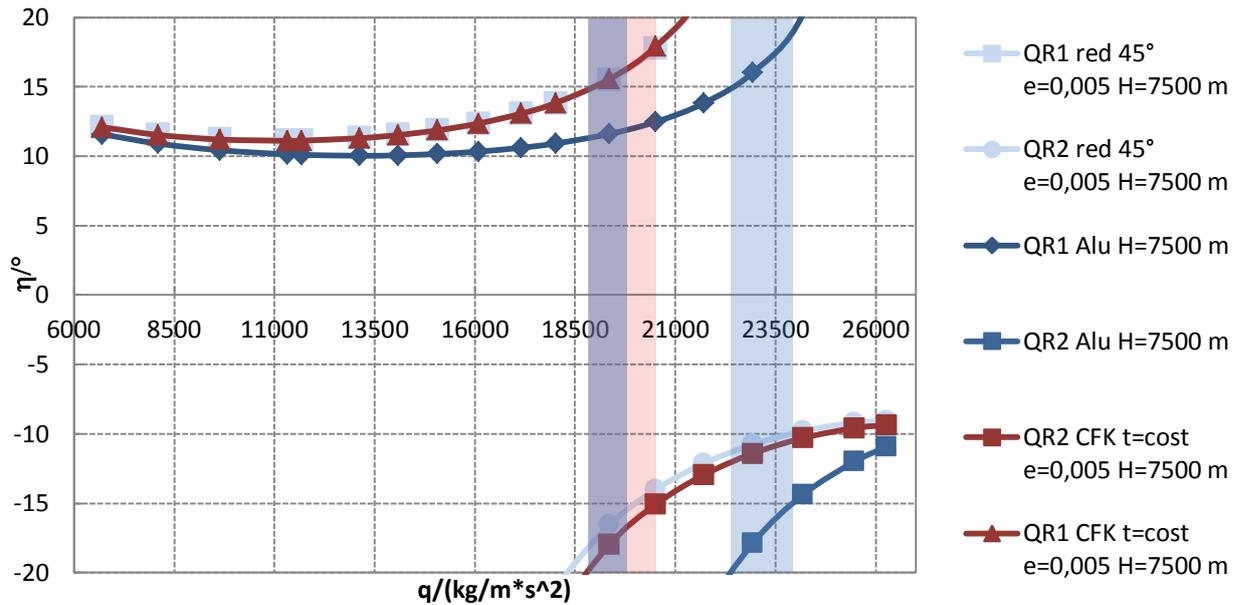


Abbildung 4.20: Querruderausschlag CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s

Abbildung 4.20 zeigt, wie sich der nicht zu fliegende Bereich für ein Laminat mit gleich dicken UD-Schichten von  $19000 \frac{kg}{m*s^2} \leq q \leq 20500 \frac{kg}{m*s^2}$  auf  $19000 \frac{kg}{m*s^2} \leq q \leq 19750 \frac{kg}{m*s^2}$  für das Laminat mit einem geringeren Dickenanteil an  $\alpha = \pm 45^\circ$  UD-Schichten verschiebt. Für beide Variationen mit Faserverbundwerkstoffen verschieben sich die Staudrücke der beiden Querruder, bei denen die inneren Querruder aussetzen und die äußeren Querruder einsetzen, ausgehend vom Flügel aus Aluminium, in die gleiche Richtung. Beide Faserverbundvarianten werden somit stärker verformt als der CRM Flügel aus Aluminium. So verschiebt sich der nicht zu fliegende Bereich, verschwindet aber nicht. Daher wird im folgenden Unterkapitel untersucht, welchen Einfluss eine sektionsweise Aufteilung der Flügelstruktur auf das Rollverhalten hat und ob durch eine sektionsweise Materialunterteilung des CRM Flügels die einzelnen Materialeigenschaften gezielt für die einzelnen Querruder genutzt werden können ohne dabei die Eigenschaften des anderen Querruders zu beeinflussen.

### Sektionsweise Strukturänderung der Haut des Biegetorsionskastens

Ziel einer sektionsweisen Änderung der Struktur des Biegetorsionskastens ist es, den Flügel bis zum inneren Querruder möglichst steif zu gestalten, um dieses bis hin zu hohen Staudrücken mit einer ausreichenden Rollrate nutzen zu können und gleichzeitig den restlichen Flügel hinreichend biege- und torsionsweich zu gestalten, um bereits bei möglichst geringen Staudrücken Ruderumkehr mit dem äußeren Querruder zu erreichen. Hierfür werden zunächst die beiden Faserverbundwerkstoffe in der Haut des Flügelkastens kombiniert. Für die Strukturdimensionierung werden die zulässigen Materialgrenzwerte bei der Dimensionierung sektionsweise variiert, um die Flügelstruktur gezielt zu verstärken. Hierbei ist es wichtig, nicht in Konflikt mit den allgemeinen Grenzwerten des Materials zu kommen. Das bedeutet, eine Änderung der zulässigen Materialgrenzwerte bei der Dimensionierung darf nur zur Aufdickung des Flügels führen, um die maximal zulässigen Spannungen des Materials nicht zu überschreiten. So darf für einen Flügel aus Faserverbundwerkstoffen, für den eine maximale Dehnung von  $\varepsilon = 0,005$  zugelassen ist, teilweise eine Dehnung von  $\varepsilon = 0,003$  vorgeschrieben werden um ihn steifer auszulegen. Umgekehrt darf eine maximale Dehnung jedoch nicht weiter erhöht werden. Zeile eins aus Tabelle 4.6 zeigt die verschiedenen Parameter, die in diesem Kapitel untersucht werden. Die Dehngrenze des Aluminiums von  $R_{p0,2} = 266 \text{ MPa}$  wird zur besseren Vergleichbarkeit mit den Faserverbundwerkstoffen im Folgenden über den Zusammenhang  $E = \frac{\sigma}{\varepsilon}$  als Dehnung angegeben. Für den Bereich der Hookeschen Gerade, in dem nur elastische Verformung angenommen wird, ergibt sich für das Aluminium eine maximal zulässige Dehnung von:

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} = \frac{266 \text{ MPa}}{73000 \text{ MPa}} \approx 0,0036 \quad (4.2)$$

Tabelle 4.6: Übersicht der Parameterstudie am CRM Flügel

<b>QR Geometrie</b>	<b>Material</b>	<b>DS2 Grenzen Sektion 1</b>	<b>DS2 Grenzen Sektion 2</b>	<b>Sektions- ons- grenze</b>
Geometrie- variation 01	Aluminium	$\varepsilon = 0,003$	$\varepsilon = 0,003$	57%
Geometrie- variation 02	Faserverbundwerkstoff konstante Schichtdicke	$\varepsilon = 0,0036$	$\varepsilon = 0,0036$	64%
Geometrie- variation 03	Faserverbundwerkstoff  Reduzierte $\pm 45^\circ$ Schichten	$\varepsilon = 0,005$	$\varepsilon = 0,005$	74%
Geometrie- variation 04				Nur eine Sektion

Abbildung 4.21 zeigt den Querruderausschlag über dem Staudruck für die in Tabelle 4.7 beschriebene Flügelvariante.

Tabelle 4.7: Dimensionierungsvariante des in Abbildung 4.21 dargestellten Flügels

QR Geometrie	Material Sektion 1	Material Sektion 2	DS2 Grenzen Sektion 1	DS2 Grenzen Sektion 2	Sektionsgrenze	Flughöhe
Geometrievariation 01	Aluminium	Aluminium	$\varepsilon = 0,003$	$\varepsilon = 0,003$	57%	4600 m
Geometrievariation 02	Faserverbundwerkstoff konstante Schichtdicke	Faserverbundwerkstoff konstante Schichtdicke	$\varepsilon = 0,0036$	$\varepsilon = 0,0036$	65%	6000 m
Geometrievariation 03	Faserverbundwerkstoff Reduzierte $\pm 45^\circ$ Schichten	Faserverbundwerkstoff Reduzierte $\pm 45^\circ$ Schichten	$\varepsilon = 0,005$	$\varepsilon = 0,005$	74%	7500 m
Geometrievariation 04					Nur eine Sektion	

Zum Vergleich sind die Querruderausschläge aus Abbildung 4.20 dargestellt.

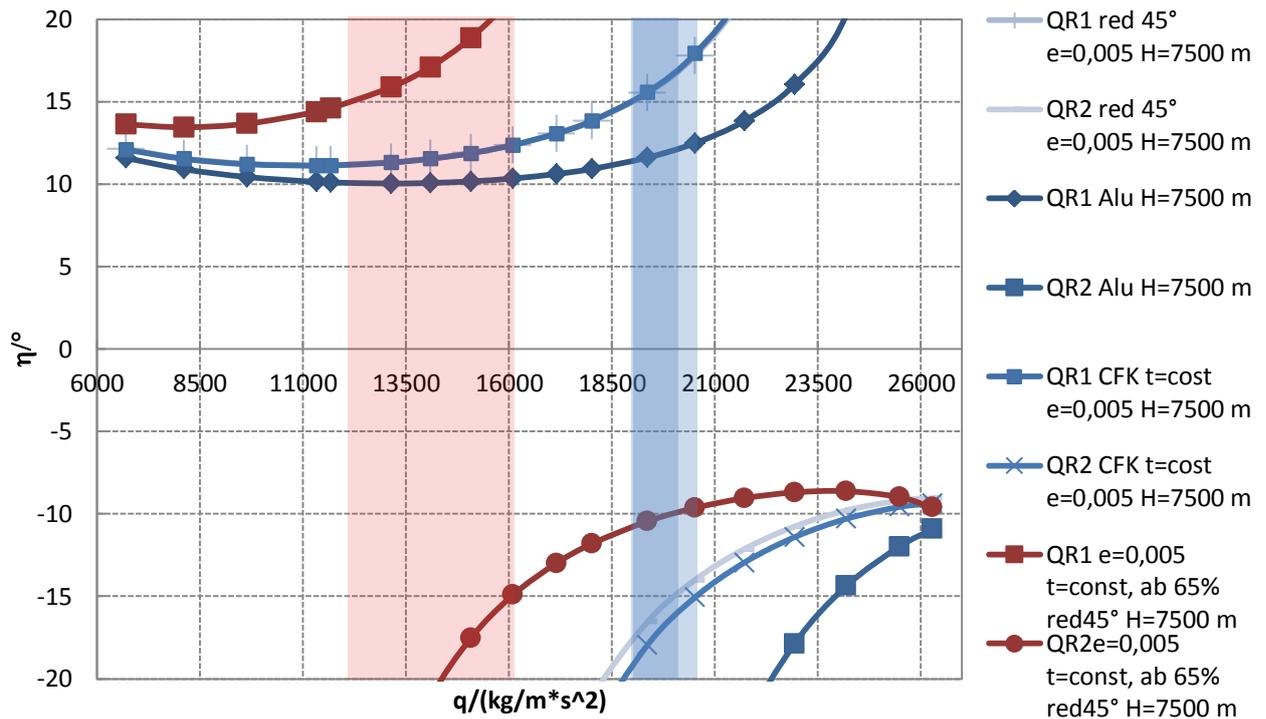


Abbildung 4.21: CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s

Die in Abbildung 4.21 gezeigte Flügelvariante liegt bei den Querruderausschlägen zwischen denen der beiden bisherigen Flügelvarianten mit Faserverbundwerkstoffen. Für das innere und das äußere Querruder verkleinern sich die Ausschlagswinkel für den gleichen Staudruck. Somit verschiebt sich der nicht zu fliegende Bereich für diese Flügelvariante im Vergleich zum Flügel mit gleich dicken UD-Schichten zu größeren Staudrücken, bleibt aber bestehen. Die in Tabelle 4.7 beschriebene lässt sich durch die sektionsweise Unterteilung mit unterschiedlich aufgebauten Faserverbundwerkstoffen im Vergleich zu den beiden bereits dargestellten Flügelvarianten mit Faserverbundwerkstoffen, nicht gleichzeitig bis zu dem inneren Querruder torsions- und biegesteifer und ab dem inneren Querruder torsions- und biegeweicher gestalten.

Ein direkter Weg die Steifigkeit des Biegetorsionskastens zu beeinflussen besteht darin, die zulässige Dehnungsgrenze des Materials teilweise zu senken. Abbildung 4.19 zeigt, dass über die Begrenzung auf  $\epsilon = 0,003$ , beziehungsweise  $\epsilon = 0,005$ , gezielt eine steifere und weniger steife Struktur als aus Aluminium erzeugt werden kann. Das Aluminium hat eine zulässige Dehnungsgrenze von  $\epsilon = 0,0036$ . In Abbildung 4.22 sind die Querruderwirksamkeiten der in Tabelle 4.8 beschriebenen Flügelvariation dargestellt. Bis zu 57% der Flügeltiefe ist eine maximale Dehnung von  $\epsilon = 0,003$  zugelassen. Ab 57% der

Flügeltiefe ist eine maximale Dehnung von  $\varepsilon = 0,005$  zugelassen. Dadurch dass der innere Flügel torsions- und biegesteifer als der Flügel aus Aluminium ist, liegt die Querruderwirksamkeit der inneren Querruder bis zu einem größeren Staudruck über der minimalen Querruderwirksamkeit. Gleichzeitig sind die äußeren Querruder im Vergleich zur Flügelvariante aus Aluminium bereits bei kleineren Staudrücken in der Lage mittels Ruderumkehr mit ausreichender Querruderwirksamkeit die Rollbewegung zu vollziehen. Die äußeren Querruder liegen im äußeren Bereich des CRM Flügels, in dem die Torsions- und Biegesteifigkeit geringer ist als bei Aluminium. Diese Kombination führt zu einem Staudruckbereich, bei dem sowohl mit den inneren als auch den äußeren Querrudern eine ausreichende Querruderwirksamkeit erzeugt werden kann. Die grünen Bereiche in Abbildung 4.22 markieren diese Staudruckbereiche, in denen die Querruderwirksamkeit für alle Querruder über der minimal geforderten Querruderwirksamkeit liegt. Die sektionsweise Aufteilung der zulässigen maximalen Dehnung für die Dimensionierung wird in Abbildung 4.22 für den Laminataufbau mit gleich dicken UD-Schichten und für den Laminataufbau mit reduzierten  $\pm 45^\circ$  UD-Schichten dargestellt.

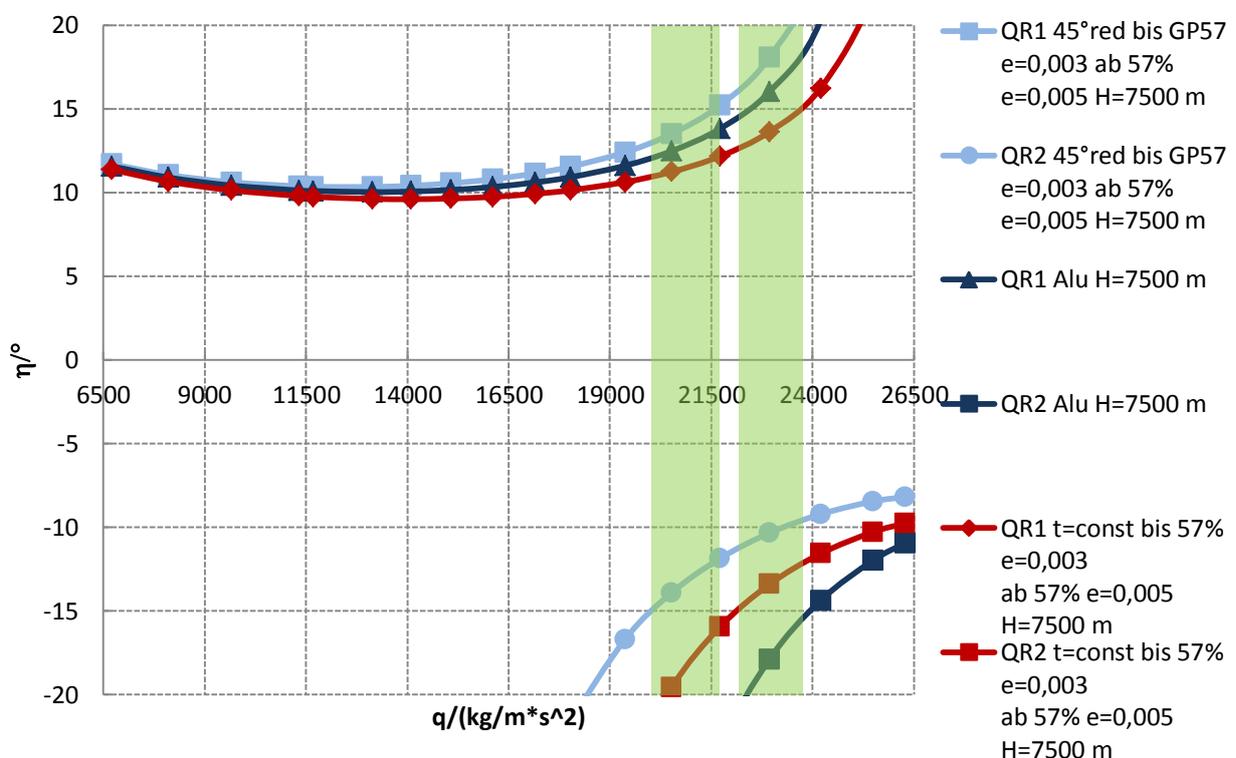


Abbildung 4.22: Querruderausschlag CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s

Tabelle 4.8: Dimensionierungsvariante des in Abbildung 4.22 dargestellten Flügels

QR Geometrie	Material Sektion 1	Material Sektion 2	DS2 Grenzen Sektion 1	DS2 Grenzen Sektion 2	Sektions- ons- grenze	Flug- höhe
Geometrie- variation 01	Aluminium	Aluminium	$\varepsilon = 0,003$	$\varepsilon = 0,003$	57%	4600 m
Geometrie- variation 02	Faserver- bundwerk- stoff konstante Schichtdicke	Faserver- bundwerk- stoff konstante Schichtdicke	$\varepsilon = 0,0036$	$\varepsilon = 0,0036$	65%	6000 m
Geometrie- variation 03	Faserver- bundwerk- stoff Reduzierte $\pm 45^\circ$ Schichten	Faserver- bundwerk- stoff Reduzierte $\pm 45^\circ$ Schichten	$\varepsilon = 0,005$	$\varepsilon = 0,005$	74%	7500 m
Geometrie- variation 04					Nur eine Sektion	

Für die Flügelvariante mit gleich dicken UD-Schichten hat der Flügelkasten eine Masse von  $m = 7.133 \text{ kg}$ . Für die Flügelvariante mit reduzierten  $\pm 45^\circ$  UD-Sichten hat der Flügelkasten eine Masse von  $m = 6.974 \text{ kg}$ . Für die Flügelvariation mit gleich dicken UD-Schichten können die inneren Querruder bis zu höheren Staudrücken zum Rollen genutzt werden als für die Flügelvariante aus Aluminium und die äußeren Querruder können bereits ab geringeren Staudrücken genutzt werden als für die Flügelvariation aus Aluminium. Obwohl die inneren Querruder der Flügelvariante aus dem Faserverbund-

werkstoff mit reduzierten  $\pm 45^\circ$  UD-Schichten nicht bis zu so hohen Staudrücken genutzt werden können wie die inneren Querruder der Flügelvariante aus Aluminium, haben sie einen vergleichbar großen fliegbaren Staudruckbereich wie die Flügelvariante mit gleich dicken UD-Schichten, da die äußeren Querruder bereits bei sehr viel kleineren Staudrücken als bei der Flügelvariante mit gleich dicken UD-Schichten zum Rollen genutzt werden können.

Zusätzlich zu der in Tabelle 4.8 rot markierten Flügelvariante ist in Abbildung 4.23 die in Tabelle 4.9 beschriebene Flügelvariante zu sehen. In dieser Flügelvariante wird zusätzlich zur dimensionierenden maximalen Dehnung auch der Lagenaufbau des Faserverbundwerkstoffes sektionsweise variiert. In Abbildung 4.23 ist zu sehen welchen Einfluss eine zusätzliche Aufteilung des Flügelkastenmaterials auf den benötigten Querruderausschlag hat. Für einen Staudruck von  $q = 21713 \frac{kg}{m \cdot s^2}$  wird ein geringerer Querruderausschlagswinkel von  $\Delta\eta_{QR1} = 1,95^\circ$  für die inneren Querruder und ein größerer Querruderausschlagswinkel von  $\Delta\eta_{QR2} = 0,51^\circ$  für die äußeren Querruder benötigt. Das bedeutet, die inneren Querruder können bis zu höheren Staudrücken zum Rollen genutzt werden und die äußeren Querruder können erst ab höheren Staudrücken genutzt werden. Aufgrund der unterschiedlichen Differenzen der benötigten Querruderausschläge vergrößert sich der Bereich in dem mit jeweils beiden Querrudern geflogen werden kann. Die benötigten Querruderausschläge der Flügelvariante mit beiden Lagenaufbauten liegen sowohl für die inneren als auch für die äußeren Querruder zwischen den benötigten Querruderausschlägen für die beiden bisherigen Flügelvarianten mit jeweils nur einem Lagenaufbau. Der in Tabelle 4.9 beschriebene Flügelkasten hat eine Masse von  $m = 6.938 \text{ kg}$ .

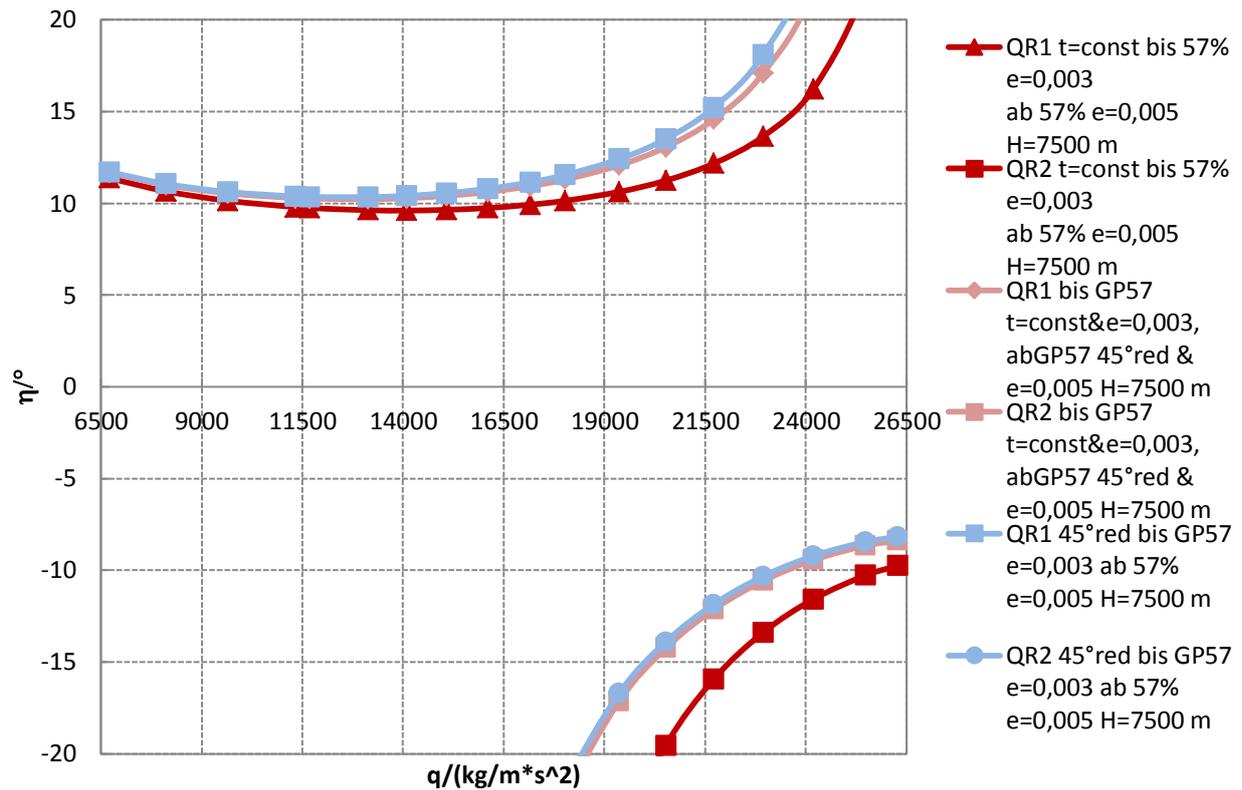


Abbildung 4.23: Querruderausschlag CRM Flügel Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s

Tabelle 4.9: Dimensionierungsvariante des in Abbildung 4.23 dargestellten Flügels

QR Geometrie	Material Sektion 1	Material Sektion 2	DS2 Grenzen Sektion 1	DS2 Grenzen Sektion 2	Sektionsgrenze	Flughöhe
Geometrievariation 01	Aluminium	Aluminium	$\varepsilon = 0,003$	$\varepsilon = 0,003$	57%	4600 m
Geometrievariation 02	Faserverbundwerkstoff konstante Schichtdicke	Faserverbundwerkstoff konstante Schichtdicke	$\varepsilon = 0,0036$	$\varepsilon = 0,0036$	65%	6000 m
Geometrievariation 03	Faserverbundwerkstoff Reduzierte $\pm 45^\circ$ Schichten	Faserverbundwerkstoff Reduzierte $\pm 45^\circ$ Schichten	$\varepsilon = 0,005$	$\varepsilon = 0,005$	74%	7500 m
Geometrievariation 04					Nur eine Sektion	

Für die Bewertung einer Flügelvariante ist es außerdem von Bedeutung, wie sich die Rollbewegung in unterschiedlichen, für den Flugbetrieb sinnvollen Flughöhen ändert. Für Geometrievariation 02, zu sehen in Abbildung 4.7, wurden die Querruderausschläge für

die Flughöhen  $H = 4600\text{ m}$ ,  $H = 6000\text{ m}$  und  $H = 7500\text{ m}$  berechnet. Für diese Berechnung wird die in Tabelle 4.8 rot markierte Flügelvariante verwendet.

In Abbildung 4.24 ist zu sehen, wie für diese Flügelvariante die inneren Querruder in höheren Flughöhen auch bei größeren Machzahlen und Staudrücken genutzt werden können. Gleichzeitig können die äußeren Querruder in höheren Flughöhen auch erst ab höheren Machzahlen genutzt werden. Dies lässt sich durch den am Querruder angreifenden geringeren dynamischen Druck erklären, der eine Torsion am Flügel bewirkt. Für eine höhere Flughöhe sinken bei konstanter Machzahl die Dichte  $\rho$  und die Fluggeschwindigkeit  $v_\infty$ :

$$\rho_{4600\text{m}} = 0,777 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}, \rho_{6000\text{m}} = 0,660 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}, \rho_{7500\text{m}} = 0,557 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$q = \frac{\rho}{2} * v_\infty^2 \tag{4.3}$$

Des Weiteren sinkt mit steigender Höhe die Schallgeschwindigkeit der Luft. Für eine konstante Machzahl muss somit die Fluggeschwindigkeit mit der Schallgeschwindigkeit abnehmen:

$$Ma = \frac{v}{a} \tag{4.4}$$

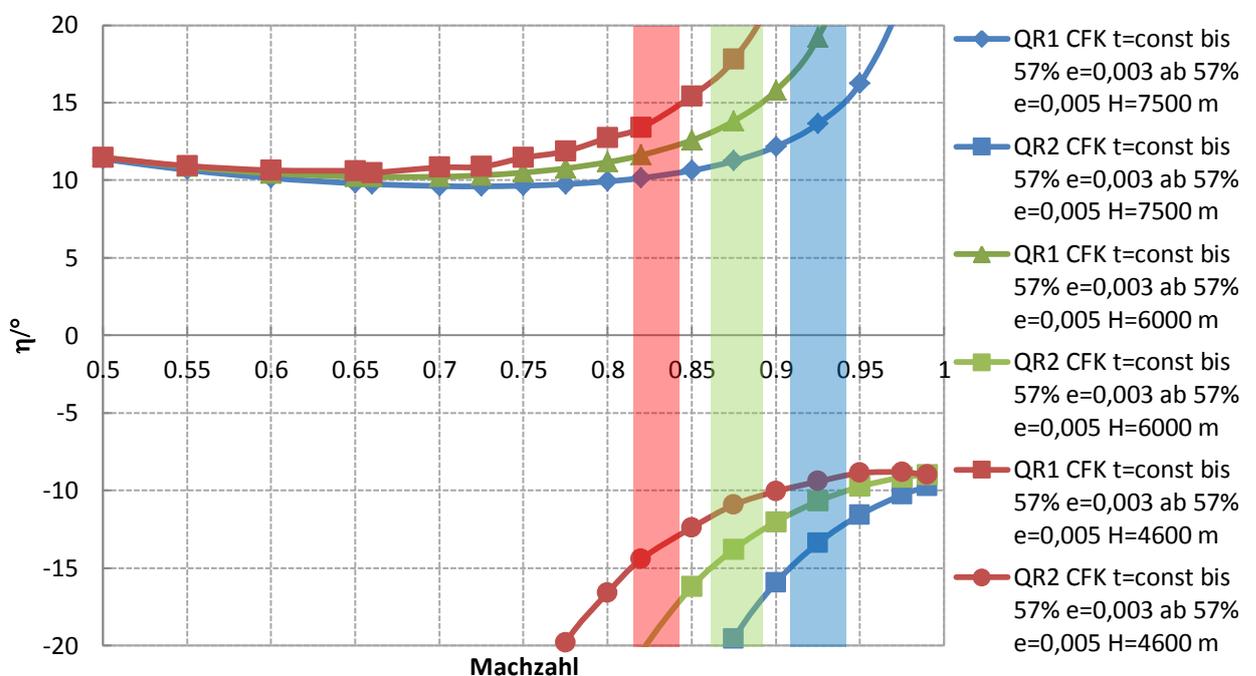


Abbildung 4.24: Querruderausschlag CRM Geometrievariation 02 für Rollrate 8,57°/s

Für jede Flughöhe existiert ein Staudruckbereich, für den mit jeweils inneren oder äußeren Querrudern mit ausreichender Querruderwirksamkeit geflogen werden kann. Ein qualitativ ähnliches Ergebnis erhält man für die gleiche Flügelvariante mit reduzierten  $\pm 45^\circ$  UD-Schichten in dem Lagenaufbau des Faserverbundwerkstoffes. Für jeden Flugzustand ist die geforderte Rollrate mit den inneren oder den äußeren Querrudern zu erreichen und es gibt einen Staudruckbereich der Überschneidung in dem jeweils mit den inneren oder den äußeren Querrudern gerollt werden kann.

### **Variation der Sektionsbereiche**

Für die Nutzung von Ruderumkehr haben sich die äußeren Querruder aufgrund der stärkeren Verwindung und der höheren Durchbiegung des Flügels bewährt. Somit werden an die inneren Querruder, welche ausschließlich ohne Ruderumkehr genutzt werden, unterschiedliche Anforderungen gestellt als an die äußeren Querruder. In Abbildung 4.19 ist zu sehen, dass mit einem CRM Flügelkasten mit einer zulässigen maximalen Dehnung von  $\varepsilon = 0,003$  für jeden Flugzustand mit inneren und/oder äußeren Querrudern geflogen werden kann. Zusätzlich zu den Querruderausschlägen des CRM Flügels aus dem Aluminium sind die Querruderausschläge der in Tabelle 4.10 beschriebenen CRM Flügelvariante zu sehen.

Tabelle 4.10: Dimensionierungsvariante des in Abbildung 4.25 dargestellten Flügels

QR Geometrie	Material Sektion 1	Material Sektion 2	DS2 Grenzen Sektion 1	DS2 Grenzen Sektion 2	Sektionsgrenze	Flughöhe
Geometrievariation 01	Aluminium	Aluminium	$\varepsilon = 0,003$	$\varepsilon = 0,003$	57%	4600 m
Geometrievariation 02	Faserverbundwerkstoff konstante Schichtdicke	Faserverbundwerkstoff konstante Schichtdicke	$\varepsilon = 0,0036$	$\varepsilon = 0,0036$	64%	6000 m
Geometrievariation 03	Faserverbundwerkstoff Reduzierte $\pm 45^\circ$ Schichten	Faserverbundwerkstoff Reduzierte $\pm 45^\circ$ Schichten	$\varepsilon = 0,005$	$\varepsilon = 0,005$	74%	7500 m
Geometrievariation 04					Nur eine Sektion	

Da für die äußeren Querruder eine größere Dehnung für die Ruderumkehr von Vorteil ist und gleichzeitig die Masse des CRM Flügelkastens reduziert wurde, wird die maximale zulässige Dehnung sektionsweise für den äußeren Flügelkasten auf die Dehnung  $\varepsilon = 0,005$  erhöht. In Abbildung 4.25 sind dafür die Querruderausschläge über dem Staudruck für die Sektionsgrenzen bis zu 57% und bis zu 64% des Flügels zu sehen. Durch die sektionsweise Erhöhung der maximalen zulässigen Dehnung vergrößert sich

der zu fliegende Staudruckbereich im Vergleich zum CRM Flügel mit einer maximalen zulässigen Dehnung für den Flügelkasten von  $\varepsilon = 0,003$ . Die Masse des CRM Flügelkastens sinkt vom CRM Flügelkasten mit der Sektionsgrenze bei 64% des Flügels zum CRM Flügelkasten mit der Sektionsgrenze bei 57% von  $7.139 \text{ kg}$  auf  $7.133 \text{ kg}$ . Gleichzeitig steigt der Staudruckbereich für den sowohl innere als auch äußere Querruder genutzt werden können von  $\Delta q = 1600 \frac{\text{kg}}{\text{m} \cdot \text{s}^2}$  auf  $\Delta q = 2150 \frac{\text{kg}}{\text{m} \cdot \text{s}^2}$ .

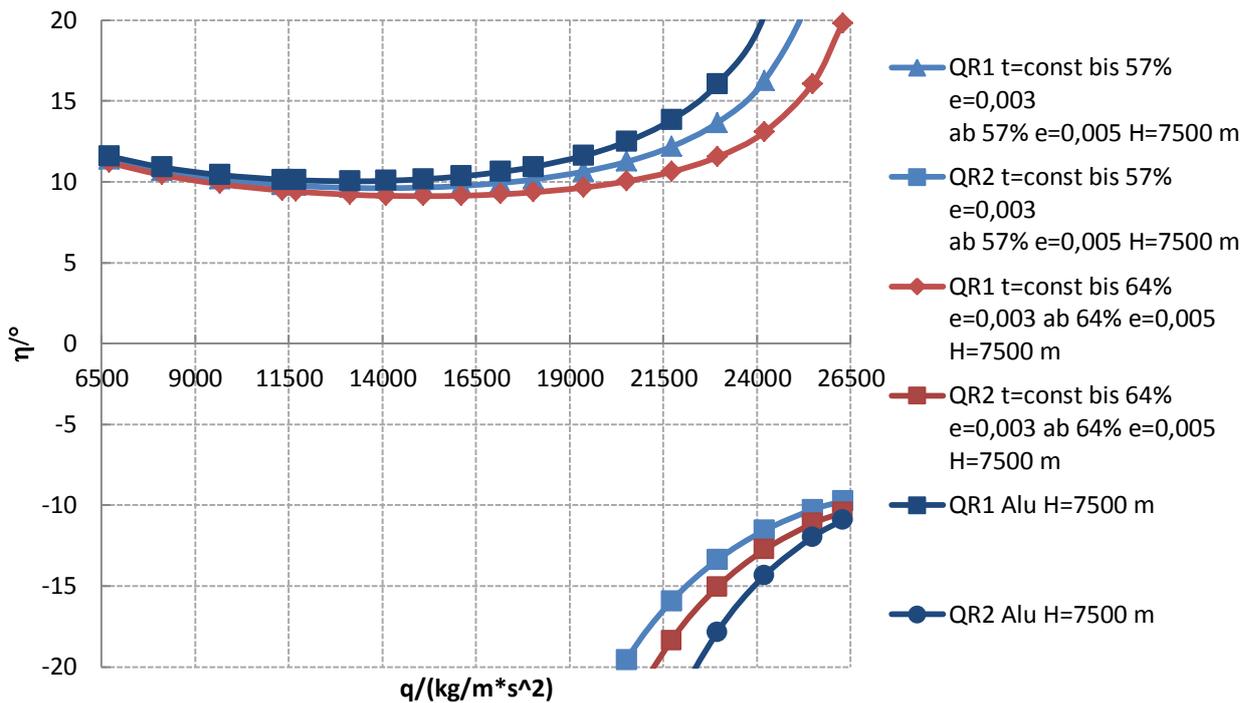


Abbildung 4.25: CRM Flügel Geometrievariation 02

Eine weitere Möglichkeit die Verformungen des Flügelkastens sektionweise zu beeinflussen ist eine unterschiedliche Gestaltung des Lagenaufbaus. In Abbildung 4.26 sind die Querruderausschläge der in Tabelle 4.11 beschriebenen CRM Flügelvariation zu sehen.

Tabelle 4.11: Dimensionierungsvariante des in Abbildung 4.26 dargestellten Flügels

QR Geometrie	Material Sektion 1	Material Sektion 2	DS2 Grenzen Sektion 1	DS2 Grenzen Sektion 2	Sektionsgrenze	Flughöhe
Geometrie variation 01	Aluminium	Aluminium	$\varepsilon = 0,003$	$\varepsilon = 0,003$	57%	4600 m
Geometrie variation 02	Faserverbundwerkstoff konstante Schichtdicke	Faserverbundwerkstoff konstante Schichtdicke	$\varepsilon = 0,0036$	$\varepsilon = 0,0036$	64%	6000 m
Geometrie variation 03	Faserverbundwerkstoff Reduzierte $\pm 45^\circ$ Schichten	Faserverbundwerkstoff Reduzierte $\pm 45^\circ$ Schichten	$\varepsilon = 0,005$	$\varepsilon = 0,005$	75%	7500 m
Geometrie-variation 04					Nur eine Sektion	

Für die in Abbildung 4.26 dargestellten Querruderausschläge wurde der CRM Flügelkasten in dem inneren Bereich mit einem Lagenaufbau mit reduzierten  $\pm 45^\circ$  UD-Schichten und für den äußeren Bereich mit einem Lagenaufbau mit gleich dicken UD-Schichten modelliert. Durch die Verschiebung der Sektionsgrenze von 64% auf 75% ist für den gleichen Staudruck für die Querruderausschläge eine leichte Erhöhung zu sehen. Diese lässt auf eine größere Verformung des Flügels schließen, welche durch einen größeren Querruderausschlag kompensiert wird.

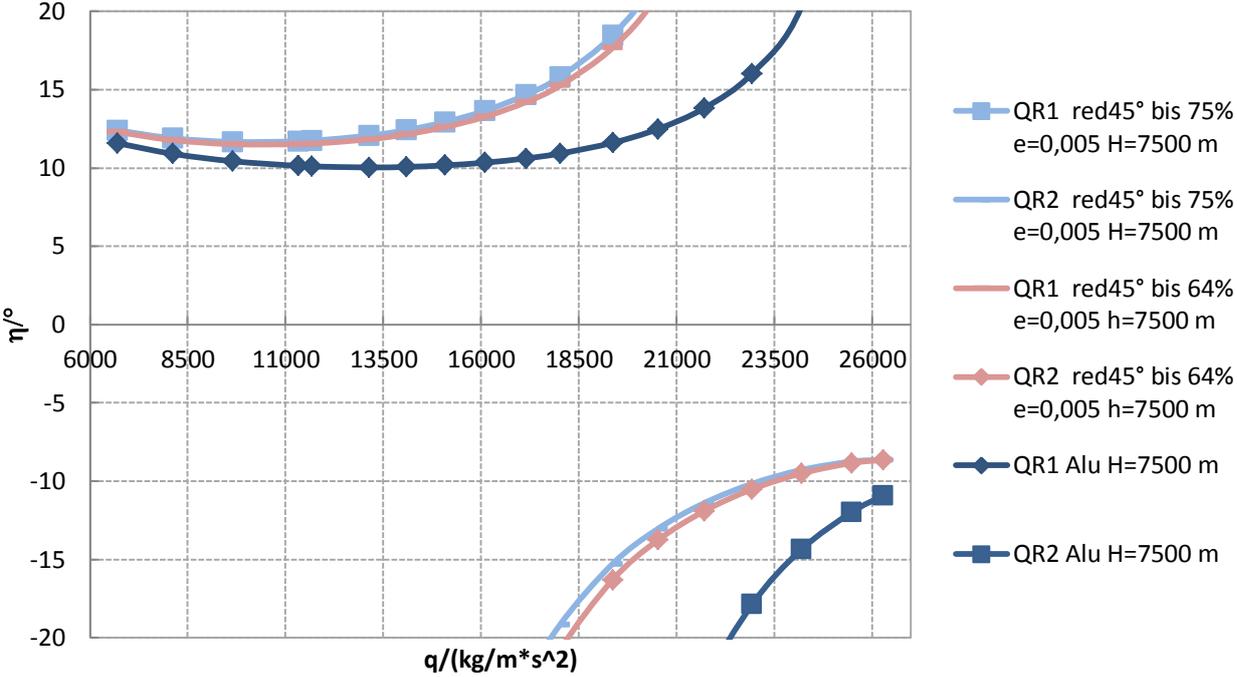


Abbildung 4.26: CRM Flügel Geometrievariation 02

In Abbildung 4.27 sind verschiedene Materialvariationen in Kombination mit verschiedenen Geometrievariationen zu sehen.

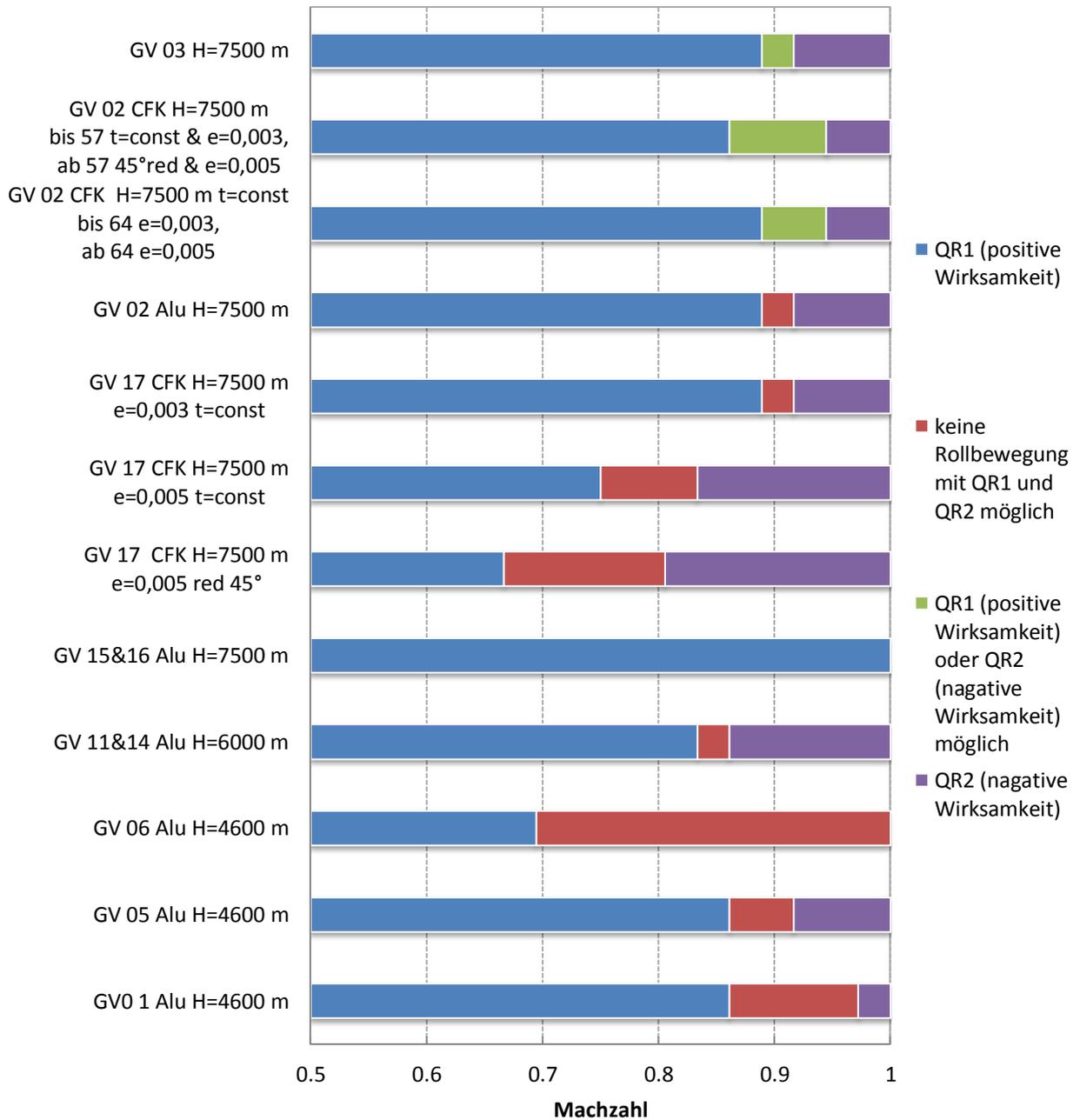


Abbildung 4.27: CRM Flügelvariationen und Materialvariationen für die Rollrate 8,57°/s

## 5 DISKUSSION UND ERGEBNISSE

In diesem Kapitel werden die untersuchten Geometrievarianten, die unterschiedlichen Materialien und die unterschiedliche sektionsweise Aufteilung der Flügelbereiche des CRM Flügels bewertet. Als Maßstab für diese Bewertung gelten einmal die Massen der verschiedenen in dieser Arbeit entwickelten CRM Flügelkästen, sowie die Erreichung der geforderten Manövrierbarkeit und zuletzt eine generelle Umsetzbarkeit im bestehenden Konstruktions- und Fertigungsverfahren.

### 5.1 VARIATION DER QUERRUDERPOSITIONEN UND GRÖÖE

Zur Bewertung der Geometrievariationen der Querruder wurden alle Geometrievariationen des CRM Flügels mit den gleichen Materialien betrachtet. Als Vergleichsmaterial wurde das in Tabelle 4.2 beschriebene Aluminium gewählt. Da der CRM Flügel für eine Steuerung des Flugzeuges ohne das Zulassen von Ruderumkehr zur Versteifung der Struktur einen Dimensionierungsschritt mehr als für die Steuerung mit der Zulassung von Ruderumkehr benötigt, ist es sinnvoll, die verschiedenen in dieser Arbeit entstandenen CRM Flügelkastenmassen mit den Flügelkastenmassen des CRM nach dem benötigten zusätzlichen Dimensionierungsschritt zu vergleichen. Die Massen der unterschiedlichen CRM Flügel werden anhand der Massen ihrer Flügelkästen verglichen, da diese in dieser Arbeit durch die Veränderungen der Struktur, der Materialien und der Querrudergeometrien beeinflusst werden. Da die Geometrievariationen der Querruder bei Nutzung von Ruderumkehr für den zweiten Dimensionierungsschritt keinen Einfluss auf die Auslegung der Struktur des Flügelkastens haben, ist die Flügelmasse des CRM aus Aluminium für alle Geometrievariationen dieselbe. Der Flügelkasten hat die Masse  $m_{Alu} = 9.464 \text{ kg}$ . Die CRM Flügelkastenmasse nach dem zusätzlichen Dimensionierungsschritt ist abhängig von der Querrudergeometrie. Zum Bewerten der CRM Flügel Geometrievariationen werden daher die für diese Arbeit entworfenen Flügelkastenmassen aus Aluminium mit der Flügelkastenmasse aus Aluminium des CRM Flügels der Ausgangs Flügelvariation verglichen. Der Flügelkasten der Ausgangs Flügelvariation hat nach dem zusätzlichen Dimensionierungsschritt eine Masse  $m = 9.871 \text{ kg}$ .

Während der CRM Flügelkasten aus Aluminium mit den Querrudern aus Geometrievariation 02 nicht für jeden Flugzustand eine ausreichende Querruderwirksamkeit gewährleis-

ten kann, ist dies für Geometrievariation 03 der Fall. Somit kann auf den zusätzlichen Dimensionierungsschritt zur Versteifung des CRM Flügels verzichtet werden und die Masse des Flügelkastens  $m_{Alu} = 9.464 \text{ kg}$  muss nicht weiter erhöht werden. Dadurch wird für die Nutzung dieser Geometrievariation pro Flügel die komplette Masse zur Versteifung aus dem zusätzlichen Dimensionierungsschritt von  $\Delta m = 407 \text{ kg}$  eingespart.

Die Querruder der Geometrievariation 03 sind im Vergleich zu den ursprünglichen Querrudern der Geometrievariation 01 über einen größeren Spannweitenbereich verteilt, reichen aber nur unwesentlich weiter in den inneren Bereich des Flügels hinein, da sie bis zur Flügelspitze verlaufen. Somit geraten die Querruder nicht in Konflikt mit den weiter innen sitzenden Hochauftriebssystemen. Auch in Profilrichtung geraten die Querruder der Geometrievariation 03 nicht in Konflikt mit der Flügelkastengeometrie. Es ist zu klären, ob Querruder mit einer veränderlichen Querrudertiefe von  $C_A$  ( $C_A$  sinkend für die inneren Querruder und  $C_A$  steigend für die äußeren Querruder) in der Fertigung und der mechanischen Bedienung umsetzbar sind. Des Weiteren ist in der Praxis zu überprüfen, ob eine in Geometrievariation 03 bestehende Querrudertiefe von  $C_A = 0,04$  umsetzbar ist.

## 5.2 VARIATION DER MATERIALEIGENSCHAFTEN

Bei der Betrachtung der Flügelkastenmassen mit Faserverbundwerkstoffen empfiehlt es sich, die CRM Flügel mit Faserverbundwerkstoffen untereinander zu vergleichen und nicht mit den Massen der CRM Flügelkästen aus Aluminium. Dafür spricht zum einen, dass Aluminiumlegierungen gegenüber Faserverbundwerkstoffen Vorteile haben, die sich nicht in der Masse der Struktur bemessen lassen. Dazu gehört zum einen die einfachere Fertigung, welche z. B. bei der hohen Produktionsrate der A320 Familie eine nicht unwesentliche Rolle spielt. Des Weiteren haben Aluminiumstrukturen Vorteile in der visuellen Schadensdetektierbarkeit sowie ein „gutartiges“ Versagensverhalten, welches bei Faserverbundwerkstoffen aufgrund der fehlenden Pazifizierung des Materials nicht vorhanden ist, sodass diese eher zu einem abrupten Strukturversagen neigen. Der entscheidende Grund, weswegen es sinnvoll ist, die CRM Flügelkastenmassen nur untereinander zu vergleichen, liegt darin, dass in der Praxis verschiedene Zusatzmassen für eine Faserverbundstruktur nötig sind, die für Aluminium nicht notwendig sind. Diese zusätzlichen Massen sind in den vorhandenen Modellen nicht Berücksichtigt. Ein Beispiel

dafür sind zusätzliche Metallstrukturen im Faserverbundwerkstoff, welche im Falle eines Blitzschlages zur Ableitung der Energie dienen.

Um zu untersuchen, ob durch die gezielte Materialwahl eine CRM Flügelvariante unter Nutzung von Ruderumkehr erzeugt werden kann, wird bewusst eine Geometrievariante zur Untersuchung gewählt, welche nicht bereits für den CRM Flügel aus Aluminium durch Ruderumkehr eine ausreichende Querruderwirksamkeit hat (siehe Geometrievariation 03). Hierbei ist von Interesse, ob eine gezielte Materialwahl das Rollen mit Ruderumkehr und ausreichender Querruderwirksamkeit ermöglicht und ob diese Flügelvariation einen Gewichtsvorteil gegenüber einem vergleichbaren Flügel aus Faserverbundwerkstoffen ohne die Nutzung von Ruderumkehr aufweist. Zum Vergleich wird der CRM Flügel mit der Geometrievariation 02 gewählt, da er in dem Strukturentwurf mit Aluminium einen im Vergleich zu anderen Geometrievariationen kleinen, nicht fliegbaren Staudruckbereich hat. Der CRM Flügel mit der Geometrievariation 02 mit Faserverbundwerkstoffen, bei der der Lagenaufbau gleich dicke UD-Schichten aufweist, hat bei einer maximalen zulässigen Dehnung von  $\varepsilon = 0,005$  eine Flügelkastenmasse von  $m = 5.165 \text{ kg}$ , jedoch nicht für jeden Flugbereich eine ausreichende Querruderwirksamkeit. Daher muss der zusätzliche Dimensionierungsschritt zur Versteifung des Flügelkastens durchgeführt werden. Der versteifte Flügelkasten hat eine Masse von  $m = 5.411 \text{ kg}$ . Sie dient als Vergleichsmasse für die Flügelvariationen mit Faserverbundwerkstoffen. Für eine Auslegung, bei der die maximal zulässige Dehnung auf  $\varepsilon = 0,003$  begrenzt ist, ist keine zusätzliche Versteifung nötig, da für jeden Staudruck mit mindestens einem Querruder pro Flügel eine ausreichende Querruderwirksamkeit erreicht wird. Dieser Flügelkasten liegt mit seiner Masse von  $m = 7.210 \text{ kg}$  deutlich über der des Flügels mit der höheren maximalen Dehnung und anschließender Versteifung.

Unter der Voraussetzung einer maximalen zulässigen Dehnung von  $\varepsilon = 0,005$  ist es möglich, gezielt den inneren Flügelbereich mit einer maximalen zulässigen Dehnung von  $\varepsilon = 0,003$  zu dimensionieren, um so den Einsatzbereich des inneren Querruders zu vergrößern ohne den des äußeren Querruders wesentlich zu verkleinern. Der restliche Flügelkasten wird weiterhin mit einer maximalen zulässigen Dehnung von  $\varepsilon = 0,005$  dimensioniert. Dadurch wird der Staudruckbereich vergrößert, in dem mit allen Querrudern gerollt werden kann, aber auch die Masse des Flügels erhöht. Alle berechneten CRM Flügelvariationen, welche Ruderumkehr nutzen mit denen eine ausreichende

Querruderwirksamkeit erreicht wird haben für eine Kombination von zwei unterschiedlichen maximalen zulässigen Dehnungen eine höhere Masse als die versteifte Flügelvariation mit der maximalen zulässigen Dehnung  $\varepsilon = 0,005$  und einer Flügelkastenmasse von  $m = 5.411 \text{ kg}$ . Somit bietet sich diese Flügelvariation nicht als sinnvolle Alternative zum versteiften CRM Flügel an. Sie zeigt jedoch, dass es möglich ist, durch gezielte Versteifungen einzelner Bereiche die inneren und äußeren Querruder unterschiedlich zu beeinflussen und so einen steifen Flügel für den unteren Staudruckbereich und einen flexiblen Flügel für den oberen Staudruckbereich zu nutzen.

Neben der Variation der maximalen zulässigen Dehnung, ob für den ganzen CRM Flügelkasten mit einer maximalen zulässigen Dehnung oder auch unterschiedliche Dehnungen für verschiedene Flügelsektionen, kann der Lagenaufbau des Faserverbundwerkstoffes variiert werden. Es wurden zwei unterschiedliche Lagenaufbauten, einzeln und in Kombination durch sektionsweise Aufteilung des CRM Flügelkastens, untersucht. Auch wenn die Untersuchungen von Faserverbundwerkstoffen ergeben haben, dass der Lagenaufbau einen direkten Einfluss auf die aeroelastischen Eigenschaften des Flügels hat, konnte kein Einfluss auf das Rollen mit einem Querruder festgestellt werden, ohne den das Rollen mit dem anderen Querruder mit gleicher Wirkung entsteht. Das heißt für den Fall, dass die inneren Querruder so beeinflusst werden, dass sie bis zu größeren Staudrücken eine ausreichende Querruderwirksamkeit haben, werden die äußeren Querruder gleichzeitig erst ab größeren Staudrücken mit Ruderumkehr eine ausreichende Querruderwirksamkeit haben. Die unabhängige Beeinflussung der Wirkungen der Querruder ist eine Möglichkeit um für Flügelvariationen einen Staudruckbereich zu eliminieren, in dem nicht mehr ausreichenden Querruderwirksamkeit herrscht. Eine andere Möglichkeit ist im Diagramm in Abbildung 4.23 zu sehen. Zum einen ist der Querruderausschlag für einen CRM Flügel mit Faserverbundstrukturen mit reduzierten  $\pm 45^\circ$  UD-Schichten und einer maximalen Zulässigen Dehnung  $\varepsilon = 0,003$  bis 57% des Flügels und  $\varepsilon = 0,005$  ab 57% zu sehen. Diese Flügelvariation hat eine Masse von  $m = 7.133 \text{ kg}$ . Neu eingeführt in Abbildung 4.23 wird eine CRM Flügelvariation, bei der bis 57% des Flügels ein Faserverbundwerkstoff mit UD-Schichten gleicher dicke verwendet werden, die restlichen Eigenschaften jedoch wie zuvor beschrieben bleiben. Diese Flügelvariation hat eine Masse von  $m = 6.938 \text{ kg}$ . Sowohl die inneren als auch die äußeren Querruder werden durch diese Änderung beim Ausschlagen auf dieselbe Weise

beeinflusst. Das heißt, der gleiche Querruderausschlagwinkel wird im Vergleich zur vorherigen Flügelvariation erst bei höheren Staudrücken benötigt. Entscheidend sind die jeweiligen Differenzen. So ist die Differenz zwischen den beiden Querruderausschlägen für die inneren Querruder größer als die Differenz zwischen den beiden Querruderausschlägen für die äußeren Querruder, wodurch sich der Staudruckbereich mit nicht ausreichender Querruderwirksamkeit verkleinern lässt. In dem Fall der Flügelvariation aus Abbildung 4.23 führt dies zu einem größeren Staudruckbereich, in dem mit inneren als auch mit äußeren Querrudern geflogen werden kann. Abbildung 4.23 zeigt, dass eine sektionsweise Variation der Flügelmaterialien den nicht fliegbaren Staudruckbereich nicht nur verschiebt, sondern ihn auch verkleinern oder vergrößern kann. Dies zeigt, dass eine sinnvolle Materialaufteilung das Potential hat, auf eine solche Weise Einfluss auf die Aeroelastik zu nehmen, dass auf massenerhöhende Versteifungen aufgrund von nicht fliegbaren Staudruckbereichen verzichtet werden kann.

Wie in Abbildung 4.23 zu sehen ist, sind für den CRM Flügel mit einem Lagenaufbau mit gleich dicken UD-Schichten größere Querruderausschläge als für den CRM Flügel mit reduzierten  $\pm 45^\circ$  UD-Schichten notwendig. Dies lässt auf eine größere Verformung des Flügels und somit einen geringeren Auftrieb durch einen geringeren geometrischen Anstellwinkel schließen. Da die  $\pm 45^\circ$  UD-Schichten in einem Lagenaufbau primär Torsionskräfte aufnehmen und die  $0^\circ$  UD-Schichten primär das Biegemoment, legt ein größerer Querruderausschlag für das Laminat mit gleich vielen  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  und  $\pm 45^\circ$  UD-Schichten nahe, dass die Reduzierung des geometrischen Anstellwinkels hauptsächlich durch die Biegung des Flügels entsteht. Für die CRM Flügelvariation mit reduzierten  $\pm 45^\circ$  UD-Schichten sorgen somit die im Verhältnis häufiger vorkommenden  $0^\circ$  UD-Schichten durch eine geringere Biegung des Flügels für einen steiferen Flügel.

## 6 FAZIT UND AUSBLICK

### 6.1 FAZIT

Die Parameterstudie hat ergeben, dass allein durch die Änderung der Geometrie der Querruder von einer zusätzlichen Versteifung des Flügelkastens abgesehen werden kann, wenn eine Steuerung durch Ruderumkehr zugelassen wird. Der nicht weiter versteifte Flügelkasten ist flexibler und hat eine wesentlich geringere Masse als der weiter versteifte steife Flügelkasten ohne zugelassene Ruderumkehr. Da das Ansteuern der Querruder im Gegensatz zu den Anfängen der Luftfahrt heute über Computer für eine spezielle Rollbewegung und nicht nur für einen speziellen Querruderausschlag erfolgen kann, ist dieses Rollkonzept eine ernstzunehmende Alternative für zukünftige Flugzeugentwürfe. Eine entsprechende Zulassungsvorschrift muss hierfür die Ruderumkehr zum Rollen des Flugzeuges erlauben, um eine Umsetzung in der Praxis realisierbar zu machen.

Bei der Auslegung der Querruder ist es entscheidend für das innere Querruder, dass es eine möglichst geringe Verwindung verursacht. Dafür haben sich zwei Parameter ergeben, die einen Einfluss auf die Verwindung des Flügels haben. Zum einen sollte der Abstand vom Druckpunkt zur elastischen Achse möglichst gering sein, da dieser als Hebelarm für das Moment zur Verwindung des Flügels dient. Zum anderen sollte der geometrische Schwerpunkt des Querruders möglichst nah an der Flügelwurzel sein, um den sich verwindenden Bereich möglichst klein zu halten. Da das äußere Querruder eine Ruderumkehr im Hochgeschwindigkeitsbereich erzeugen soll, sollte es seinen geometrischen Schwerpunkt des Querruders hinten am Profil haben, um ein großes Moment zur Verwindung des Flügels zu erzeugen. Zusätzlich sollte der geometrische Schwerpunkt möglichst weit außen am Flügel liegen, um die Verwindung über einen großen Abschnitt des Flügels zu bewirken. Aufgrund der Biegung des Flügels hat sich für einen Flügel mit positiver Pfeilung eine Querruderanordnung mit einem möglichst großen Abstand der geometrischen Schwerpunkte der beiden Querruder an einem Flügel in Spannweitenrichtung als sinnvoll ergeben. Daraus ergibt sich für die inneren Querruder in der Praxis die notwendige Randbedingung, dass sie, um eine Beeinträchtigung des Hochauftriebssystems zu verhindern, nicht zu weit nach innen reichen dürfen. Außerdem dürfen die Querruder nicht in den Flügelkasten hineinragen, das heißt, sie dürfen in Profilrichtung nicht vor dem hinteren Holm des Flügelkastens beginnen. Dies beschränkt in erster Linie

die inneren Querruder, da sie einen geometrischen Schwerpunkt mit einer möglichst geringen Profiltiefe haben sollen. Eine weitere Beschränkung der Querrudergeometrie stellt die Fertigung dar. So ist fraglich, ob eine Querrudergeometrie wie bei Geometrievariation 03 in Abbildung 4.10 mit einer relativen Tiefenänderung  $C_A$ , einem äußeren Querruder das bis zur Flügelspitze reicht und einer minimalen Querrudertiefe von  $C_A = 0,04$  in der Praxis Bestand haben kann.

Durch die Verwendung von Faserverbundwerkstoffen in dem CRM Flügelkasten hat sich gezeigt, dass sich der CRM Flügelkasten gezielt steifer aber auch flexibler als der ursprüngliche CRM Flügelkasten aus Aluminium erzeugen lässt. Für den CRM Flügelkasten aus Aluminium mit Geometrievariationen, bei denen nicht für jeden Staudruck mit mindestens inneren oder äußeren Querrudern eine ausreichende Querruderwirksamkeit erreicht werden konnte, änderte sich durch das neue Material nur der Staudruckbereich, in dem keine ausreichende Querruderwirksamkeit erreicht werden kann. Für den flexibleren Flügel wanderte dieser Bereich zu den kleineren Staudrücken. Für den steifen Flügel wanderte dieser Bereich zu den größeren Staudrücken. Auch durch die Änderung des Lagenaufbaus ergaben sich für die CRM Flügelkastenstruktur unterschiedliche Steifigkeiten. Die beiden untersuchten Faserverbundwerkstoffe haben den Lagenaufbau  $[0^\circ 45^\circ 90^\circ - 45^\circ]_{sym}$ , wobei einmal alle UD-Schichten die gleiche Dicke haben und einmal die  $\pm 45^\circ$  UD-Schichten um die Hälfte der Dicke reduziert sind. Diese Änderung der Materialeigenschaften hat einen Einfluss auf die Querruderwirksamkeit insofern, dass sie eine effiziente Möglichkeit darstellt, die Materialeigenschaften mit minimalen Massenänderungen zu beeinflussen. Die beiden in dieser Arbeit untersuchten Lagenaufbauten haben sich von ihren Materialeigenschaften als sehr ähnlich erweisen, so dass der Einfluss auf den Querruderausschlagswinkel, zum Beispiel zu sehen in Abbildung 4.20, nur sehr gering ist.

Eine Unterteilung des CRM Flügelkastens in zwei Sektionen mit unterschiedlichen maximal zulässigen Dehnungen hat ergeben, dass die Eigenschaften des steiferen Flügelkastens für die inneren Querruder und die Eigenschaften für einen flexibleren Flügelkasten für die äußeren Querruder in einem Flügelkasten kombiniert werden können. Durch die Versteifung des inneren Flügelkastens erreichen die inneren Querruder bis zu höheren Staudrücken eine ausreichende Querruderwirksamkeit, während die äußeren Querruder durch den flexibleren Flügelkasten bereits ab geringeren Staudrü-

cken eine ausreichende Querruderwirksamkeit haben. Auch wenn mit dieser Auslegung eines Flügels für jeden Staudruck mindestens die inneren oder die äußeren Querruder genutzt werden können, wobei eine Rollbewegung mit Ruderumkehr für den Hochgeschwindigkeitsbereich möglich ist, ist zu erwähnen, dass diese Flügelvariant durch die geringere zulässige maximale Dehnung im inneren Flügelkastenbereich eine größere Masse aufweist als die vergleichbare Flügelvariation mit einer für den gesamten Flügelkasten höheren zulässigen maximalen Dehnung und zusätzlicher Versteifung. Das bedeutet, ein klassisch ausgelegter CRM Flügelkasten mit zusätzlicher Versteifung zur Vermeidung von Ruderumkehr hat eine geringere Masse als der CRM Flügelkasten mit zulässiger Ruderumkehr, zwei Bereichen unterschiedlicher maximaler zulässiger Dehnungen und keiner zusätzlichen Versteifung. Somit ist diese Flügelvariante möglich, in der Praxis aufgrund der höheren Masse jedoch nicht zu bevorzugen. Eine Kombination aus sektionsweiser unterschiedlicher maximaler Dehnungen und sektionsweiser unterschiedlicher Lagenaufbauten beeinflusst die Größe des Staudruckbereiches, in dem mit sowohl inneren als auch äußeren Querrudern eine Rollbewegung vollzogen werden kann. Durch die gezielte Positionierung der Sektionsgrenzen und einer Variation der Lagenaufbauten kann die Flügelkastenmasse so weit optimiert werden, dass der für die inneren Querruder steifer dimensionierte Flügelkastenbereich gerade groß genug ist, um einen ausreichend großen Staudruckbereich in dem mit inneren und äußeren Querrudern geflogen werden kann zu erzeugen. Demzufolge wird die Masse des Flügelkastens verringert da der äußere, flexiblere Flügelkastenbereich mit der geringeren Masse als der innere, steifere Flügelkastenbereich vergrößert wird.

## 6.2 AUSBLICK

Für eine Regelung der Querruder unter Nutzung von Ruderumkehr im Hochgeschwindigkeitsbereich ist es notwendig Werte festzusetzen, für die mit inneren und äußeren Querrudern unabhängig voneinander eine Rollbewegung vollzogen werden kann. Für eine gewünschte Rollbewegung muss zu jedem Zeitpunkt der für diesen Staudruck notwendige Querruderausschlag mit den entsprechenden Querrudern ausgewählt werden können. Da sowohl die Zeit, in der ein Querruder ausschlägt, als auch die Zeit, in der das ausgeschlagene Querruder die aerodynamischen Drücke entwickelt, sehr klein sind ( $t < 1s$ ), reicht als Bedingung für einen ersten Ansatz ein Staudruckbereich  $q > 0 \frac{kg}{m*s^2}$ , zu

dem für verschiedene Ungenauigkeiten angemessene Staudruckbereiche als Sicherheiten dazu addiert werden müssen. Für einen definierten Staudruckbereich, für den sowohl mit inneren als auch äußeren Querrudern eine Rollbewegung vollzogen werden können muss, kann für eine bestehende Flügelvariante der innere (und schwerere) Bereich des CRM Flügelkastens so weit verkleinert werden, bis der minimale Staudruckbereich erreicht ist.

Für die Rollbewegung des CRMs wurde vorausgesetzt, dass die komplette Rollbewegung aufgrund der Querruder erfolgt. Da in der Praxis die Spoiler als Unterstützung der Querruder beim Rollen eingesetzt werden, ist es sinnvoll, den CRM Flügel mit einer geringeren Rollrate aufgrund von Querruderausschlag zu untersuchen. Dafür ist es erforderlich, die zu erreichende Rollrate aufgrund von Spoilerausschlägen zu kennen, um die übrige zu leistende Rollrate den Querrudern zuzuschreiben. Durch diese Maßnahme können auch solche CRM Flügelvariationen eine ausreichende Querruderwirksamkeit erreichen, welche nach der Auslegung in dieser Arbeit bisher nicht für jeden Staudruck mindestens mit inneren oder äußeren Querrudern eine ausreichende Querruderwirksamkeit erreichen.

Das derzeitige Rollkonzept sieht für jeden Staudruck für die Rollbewegung nur den Gebrauch von inneren oder äußeren Querrudern vor. Somit ist bei jeder Rollbewegung die Hälfte der Querruder ungenutzt. In einer weiteren Untersuchung bietet es sich daher an, ein Rollkonzept zu untersuchen in dem alle Querruder gleichzeitig genutzt werden können. Durch die Nutzung einer größeren kombinierten Querruderfläche lassen sich gegebenenfalls die Querruderausschläge reduzieren, wodurch sich der Staudruckbereich für Querruderausschläge von  $-15^\circ \leq \eta \leq 15^\circ$  vergrößern lässt.

Die Variationen im Dickenverhältnis des Laminataufbaus haben unterschiedliche Auswirkungen auf die Steifigkeit des CRM Flügelkastens. Hier bieten sich weitere Untersuchungen mit weiteren Dickenverhältnissen des Laminataufbaus an. Des Weiteren bieten sich auch weitere Laminataufbauten mit neuen UD-Schichtorientierungen an, um die Struktureigenschaften des Flügelkastens zu beeinflussen.

Durch eine Aufteilung des CRM Flügelkastens in mehr als zwei Sektionen kann ein feinerer Übergang zwischen den steifen und flexiblen Sektionen des Flügels gebildet werden. Durch die Zuweisung der Materialeigenschaften und der maximal zulässigen

Dehnungen über den MONA Prozess ist ein minimaler Aufwand nötig, um zusätzliche Sektionen zu integrieren. Des Weiteren ist es ohne zusätzlichen Aufwand möglich, diesen beiden Parametern unabhängig voneinander unterschiedliche Sektionsgrenzen zuzuweisen. So können die Sektionsgrenzen des Lagenaufbaus und die maximal zulässige Dehnung als unabhängige Parameter untersucht werden. Dies gilt im gleichen Maße für den CRM Flügel, der ausschließlich aus Aluminium modelliert ist. Eine mögliche Flügelvariation könnte auf der Geometrievariation 03 basieren. Mögliche, durch die Fertigung notwendige Kompromisse in der Querrudergeometrie könnten durch eine geringere maximal zulässige Dehnung im Innenbereich des Flügels kompensiert werden. Eine solche Flügelvariation kann als erfolgreich betrachtet werden, solange die Flügelkastenmasse geringer ist als die Flügelkastenmasse einer vergleichbaren Flügelvariation mit zusätzlichem Dimensionierungsschritt zur Versteifung der Struktur, mit der eine Ruderumkehr vermieden werden soll.

In dieser Arbeit wurde der maximale Querruderausschlag auf  $\eta = \pm 15^\circ$  begrenzt, auch wenn in der Literatur teilweise maximale Querruderausschlag von  $\eta = \pm 20^\circ$  angegeben werden. Eine detailliertere Betrachtung des maximal zulässigen Querruderausschlages in Abhängigkeit vom Staudruck kann zu einem größeren Einsatzbereich der inneren und äußeren Querruder führen und somit zu mehr Flügelvariationen mit einem Gewichtsvorteil gegenüber den herkömmlichen Rollkonzepten.

**7 LITERATURVERZEICHNIS**

- Baier 1994** Baier, H., Seeßelberg, C, Bernhard, S.: *Optimierung in der Strukturmechanik*, Vieweg & Sohn, Braunschweig/Wiesbaden, 1994
- CS25 2015** CS25: *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes*, <http://easa.europa.eu/document-library/certification-specifications/cs-25-amendment-17>, Stand 15.11.2016, Amendment 17
- Försching 1974** Försching, H. W.: *Grundlagen der Aeroelastik*, Springer, Berlin Heidelberg New York 1974
- Klimmek 2014a** Klimmek, T.: *Parametric Set-Up of a Structural Model for FERMAT Configuration for Aeroelastic and Loads Analysis*, Journal of Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2014
- Klimmek 2014b** Klimmek, T.: *ModGen User's Manual*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt Göttingen, 2014
- Klimmek 2016** Klimmek, T.: *Statische aeroelastische Anforderungen beim multidisziplinären Strukturentwurf von Verkehrsflugzeugflügeln*, Dissertation Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, 2016
- Morgan Shacklady 2000** Morgen, E., E. Shacklady: *Spitfire: The History*, Key Publishing Ltd. 2000
- MSC.NASTRAN Version 68 2004** MSC.NASTRAN Version 68: *Aeroelastic Analysis User's Guide*, Techn. Ber., MSC Software, 2004
- Phillips 2010** Phillips, W. F.: *Mechanics of Flight*, Second Edition. John Wiley & Sons, Inc., 2010
- Rodden 1969** Albano, E und Rodden, W.P.: *Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillation Surfaces in Subsonic Flows*, AIAA Journal, 7(2):279-286. 1969
- Schürmann 2007** Schürmann, H.: *Konstruktion mit Faser-Kunststoff-Verbunden*, Springer, 2. Auflage, Berlin Heidelberg Now York, 2005, 2007
- Torenbeek 1976** Torenbeek, E.: *Synthesis of subsonic airplane design*, Delft University Press, Rotterdam, 1976
- Zingel 2015** Zingel, H.: *Aeroelasticity*, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, 2015

**ANHANG A GEOMETRIEVARIANTEN**

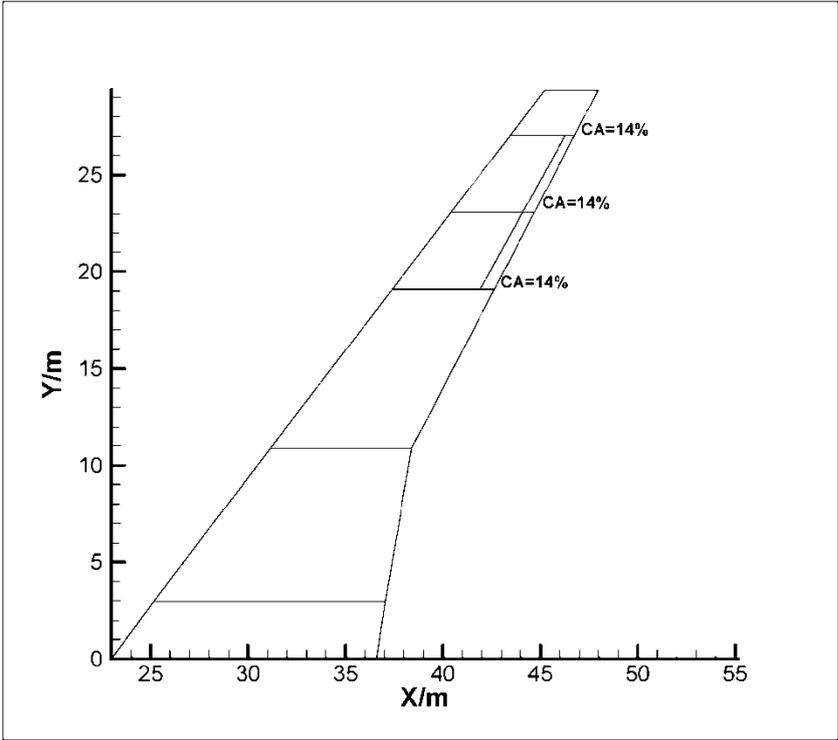


Abbildung 0.1: CRM Flügel Geometrievariation 04

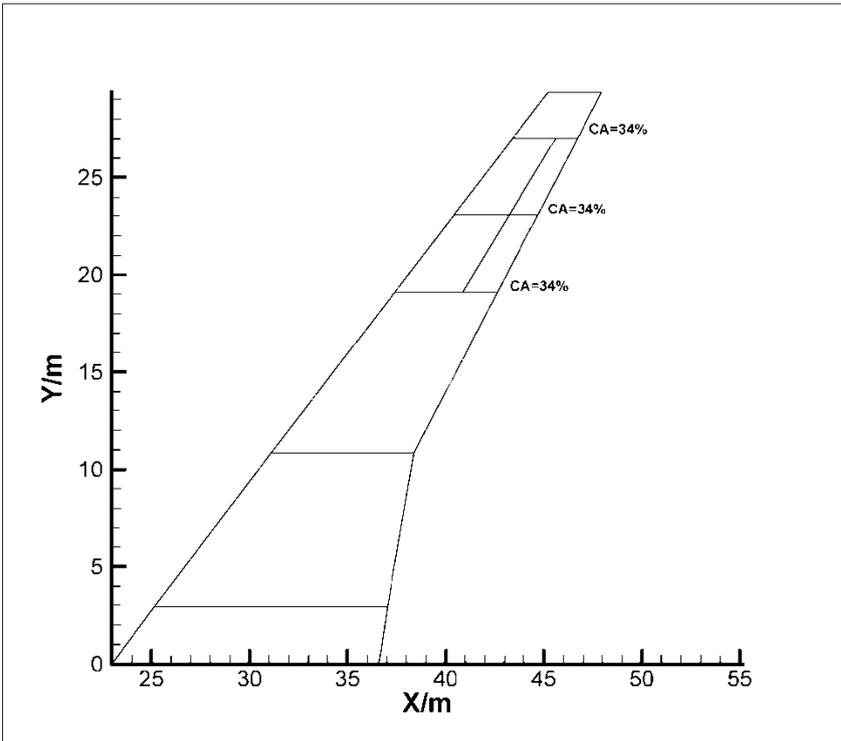


Abbildung 0.2: CRM Flügel Geometrievariation 05

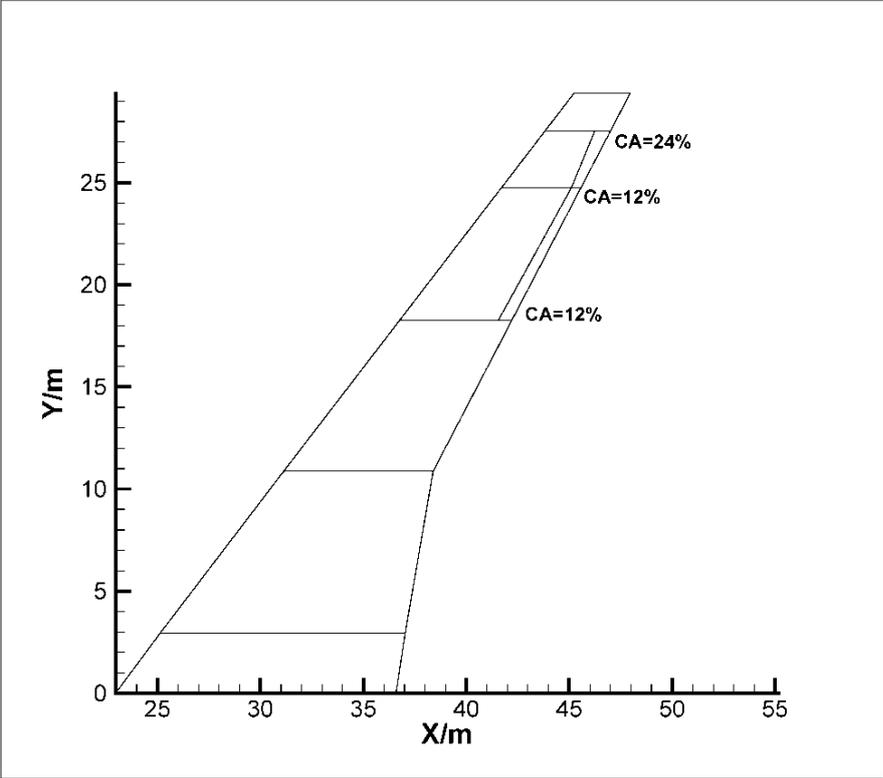


Abbildung 0.3: CRM Flügel Geometrievariation 06

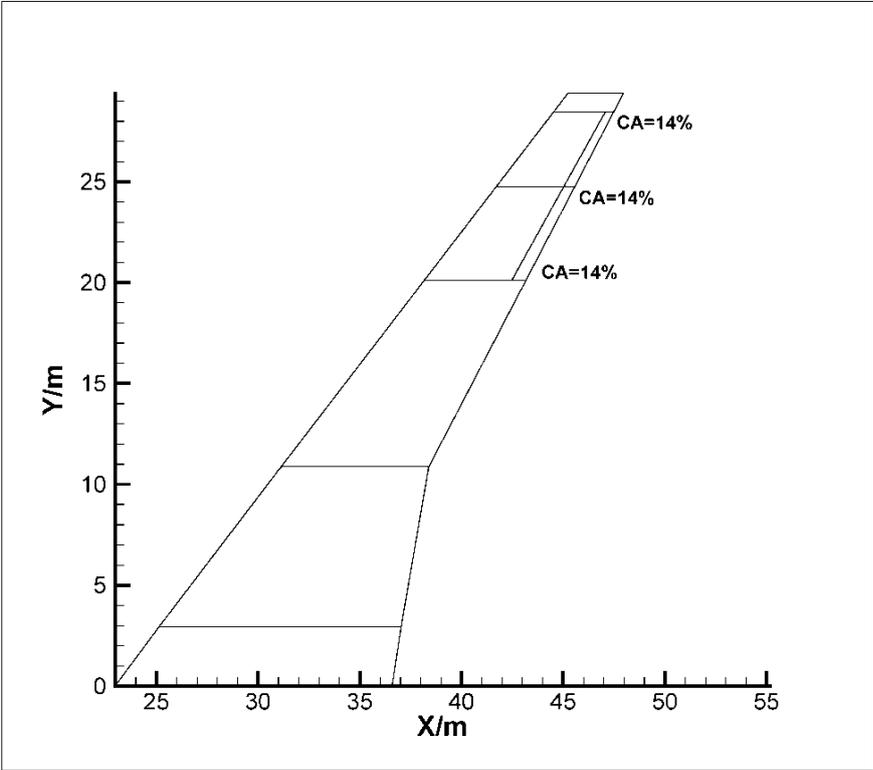


Abbildung 0.4: CRM Flügel Geometrievariation 07

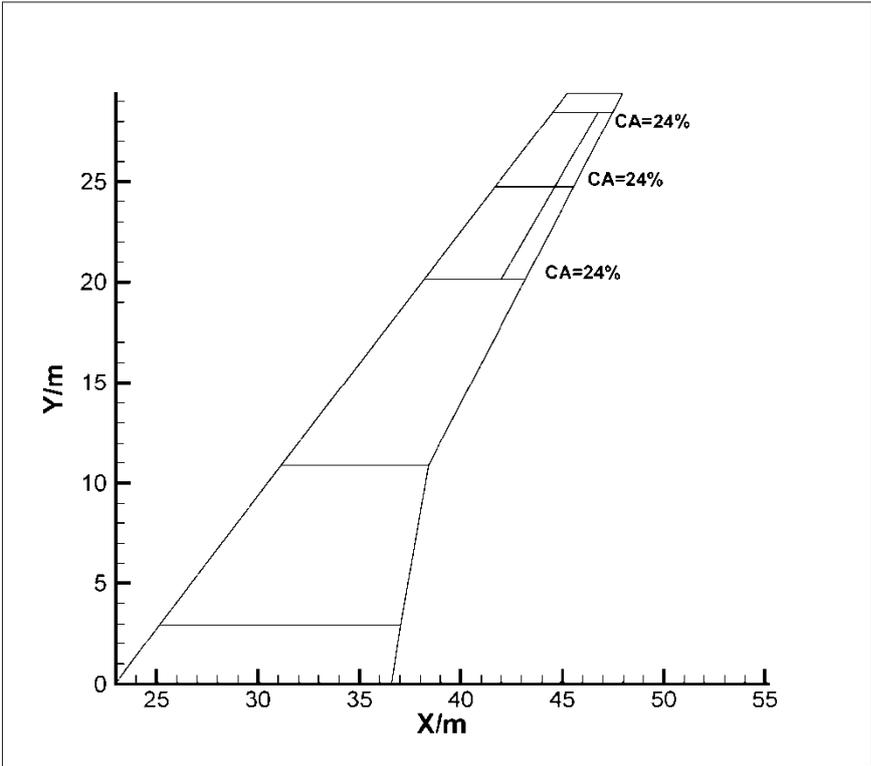


Abbildung 0.5: CRM Flügel Geometrievariation 08

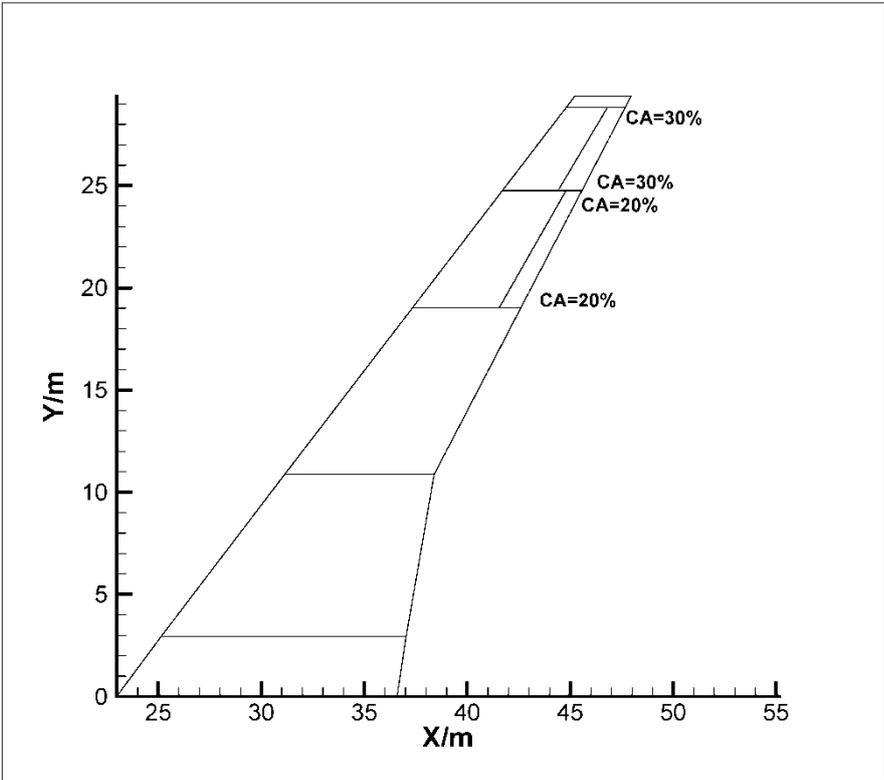


Abbildung 0.6: CRM Flügel Geometrievariation 09

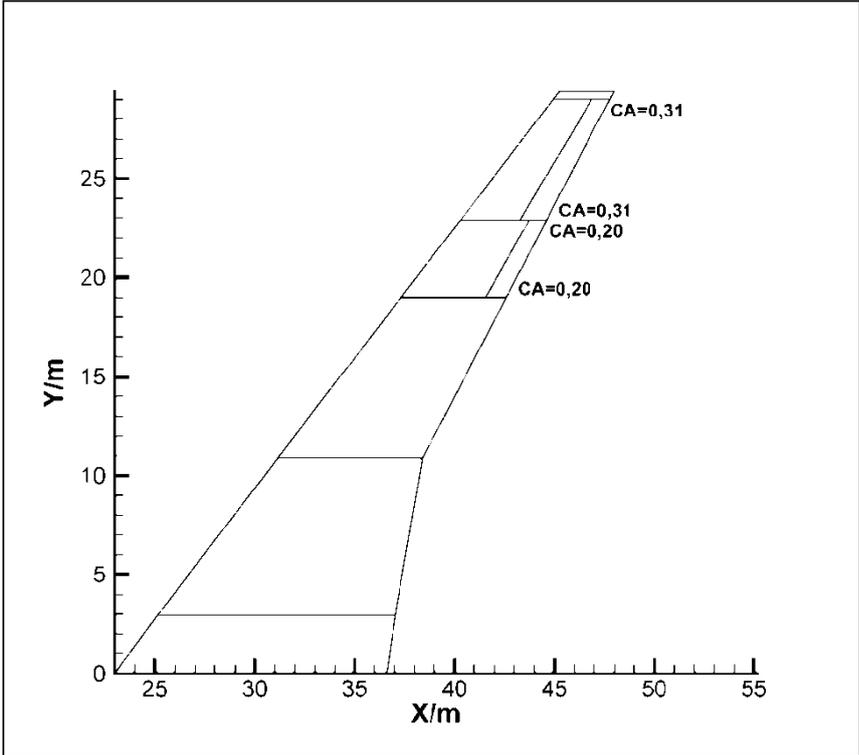


Abbildung 0.7: CRM Flügel Geometrievariation 10

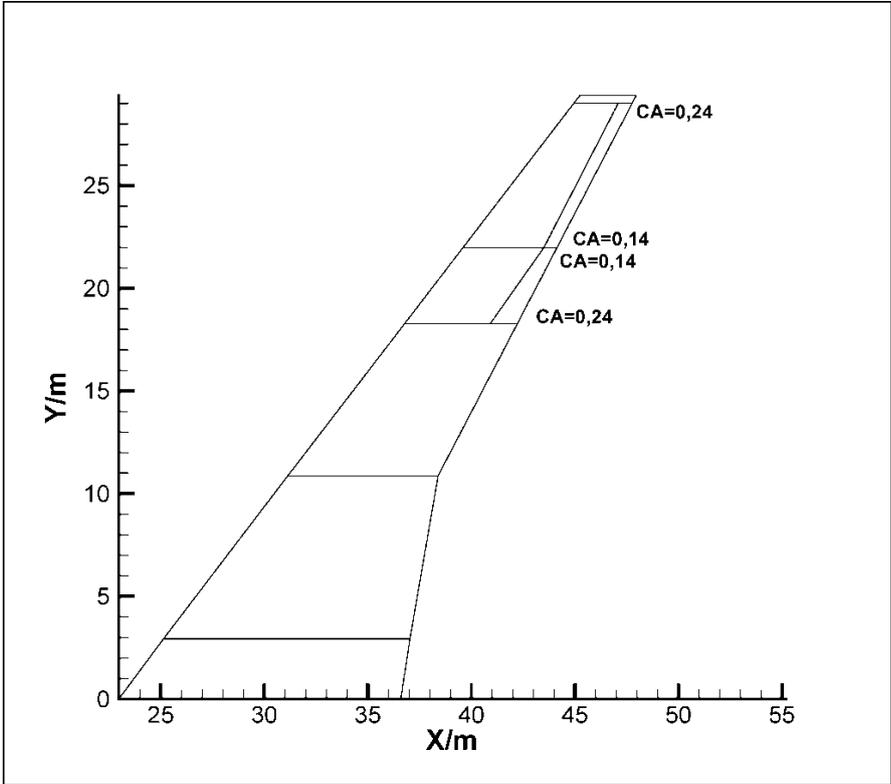


Abbildung 0.8: CRM Flügel Geometrievariation 11

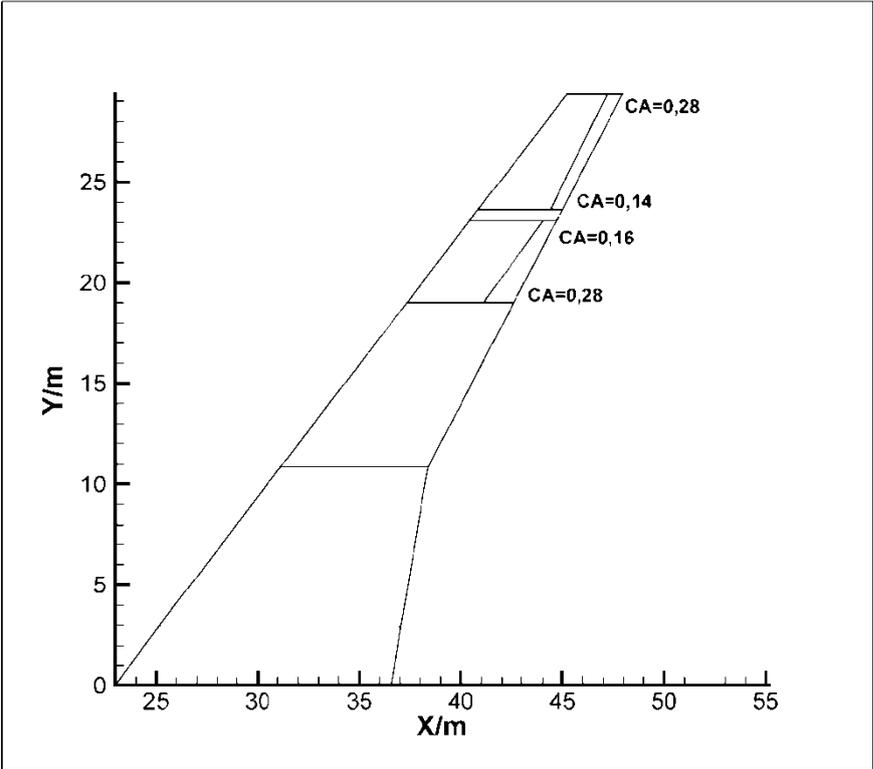


Abbildung 0.9: CRM Flügel Geometrievariation 12

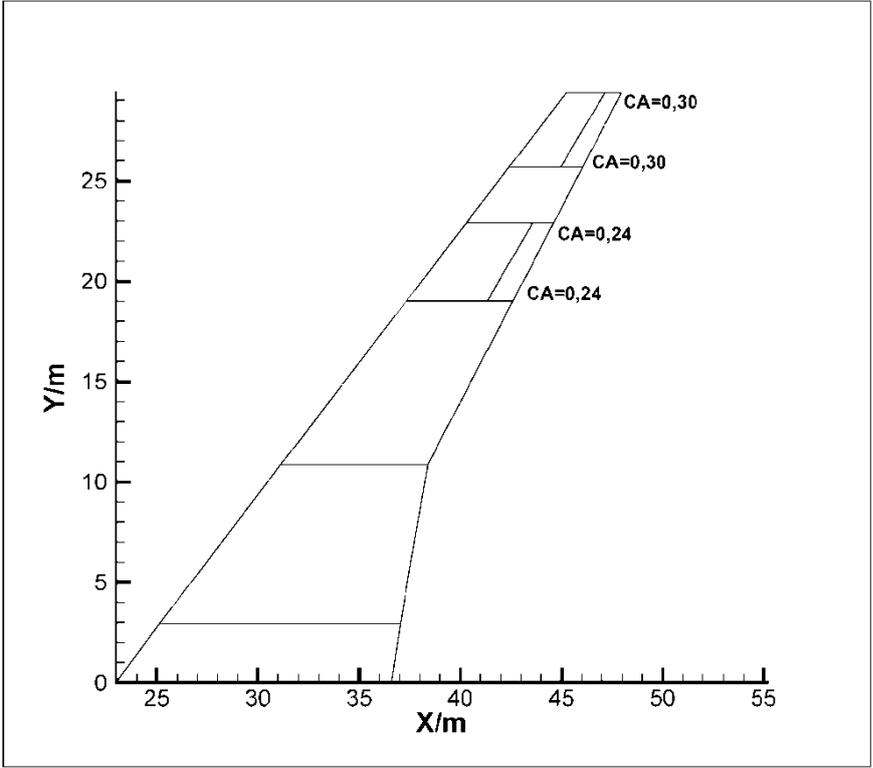


Abbildung 0.10: CRM Flügel Geometrievariation 13

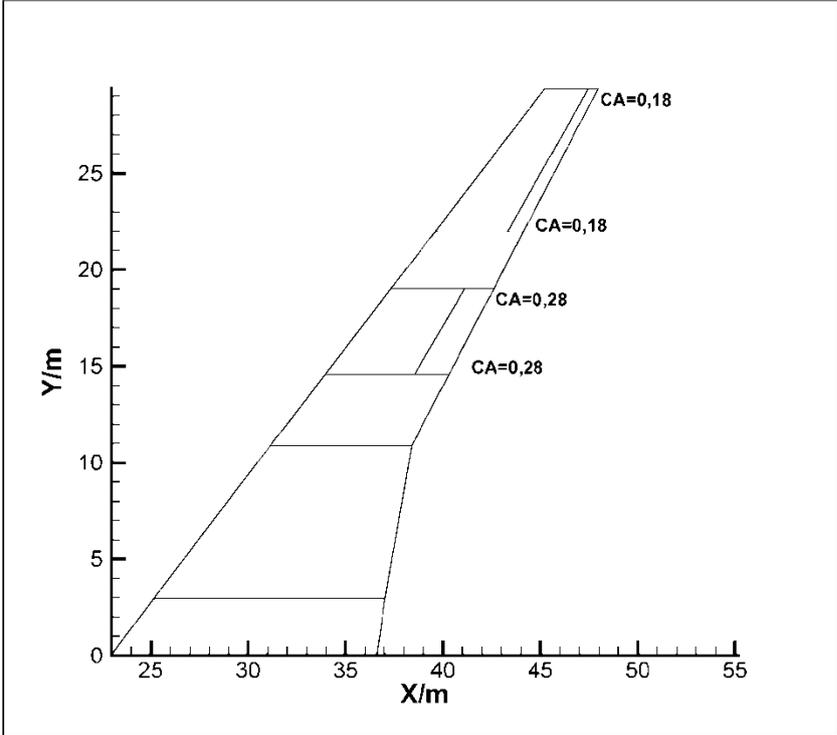


Abbildung 0.11: CRM Flügel Geometrievariation 15

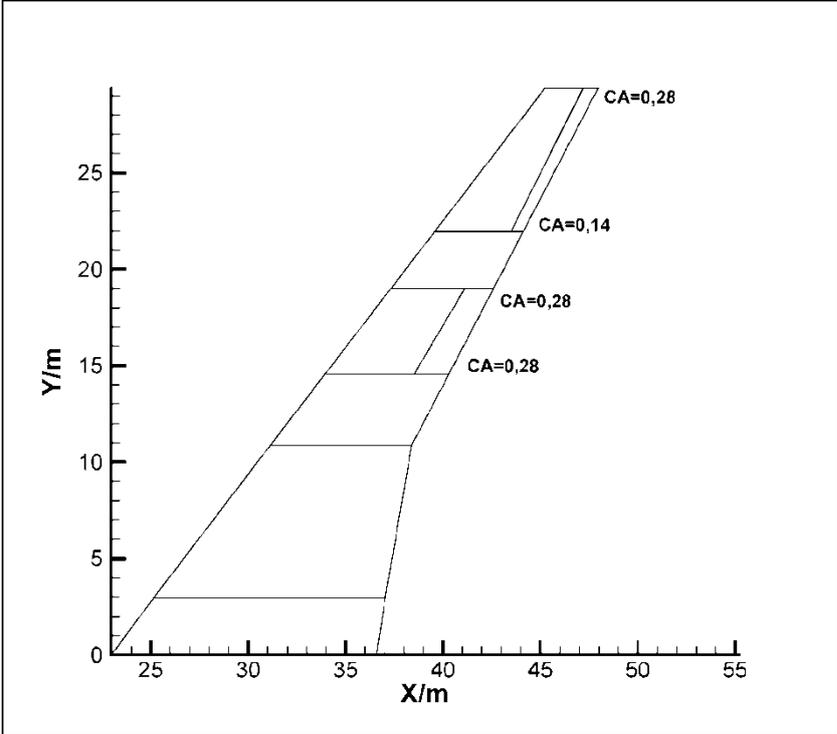


Abbildung 0.12: CRM Flügel Geometrievariation 16

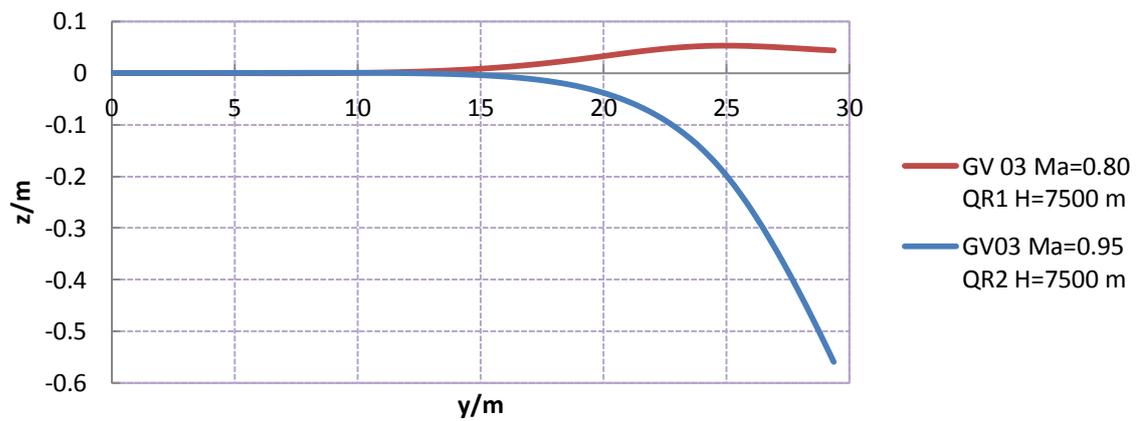
**ANHANG B FLÜGELKASTENVERFORMUNG**

Abbildung 0.1: Translation in z-Richtung Flügelkastenvorderkanten für Rollrate 8,57°/s

**ANHANG C MODGEN INPUT**

Geometrievariation 01:

MCAERO1	6401001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6401001		+
+	101		0,0	0,0				+
+	101		0,0	1,0				+
+	101		1,0	1,0				+
+	101		1,0	0,0				
MCAERO1	6402001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6402001		+
+	102		0,0	0,0				+
+	102		0,0	1,0				+
+	102		1,0	1,0				+
+	102		1,0	0,0				
MCAERO1	6403001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6403001		+
+	103		0,0	0,0				+
+	103		0,0	1,0				+
+	103		0,444443	1,0				+
+	103		0,444443	0,0				
MCAERO1	6404001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6404001		+
+	103		0,444443	0,0				+
+	103		0,444443	0,76				+
+	103		0,65873	0,76				+
+	103		0,65873	0,0				
MCAERO1	6405001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6405001	641	+
+	103		0,444443	0,76			AIL-S1+	
+	103		0,444443	1,0		1		+
+	103		0,65873	1,0				+

+	103		0,65873	0,76				
MCAERO1	6406001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6406001		+
+	103		0,65873	0,0				+
+	103		0,65873	0,76				+
+	103		0,873016	0,76				+
+	103		0,873016	0,0				
MCAERO1	6407001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6407001	642	+
+	103		0,65873	0,76				AIL-S2+
+	103		0,65873	1,0		1		+
+	103		0,873016	1,0				+
+	103		0,873016	0,76				
MCAERO1	6408001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6408001		+
+	103		0,873016	0,0				+
+	103		0,873016	1,0				+
+	103		1,0	1,0				+
+	103		1,0	0,0				
Geometrievariation 02:								
MCAERO1	6401001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6401001		+
+	101		0,0	0,0				+
+	101		0,0	1,0				+
+	101		1,0	1,0				+
+	101		1,0	0,0				
MCAERO1	6402001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6402001		+
+	102		0,0	0,0				+
+	102		0,0	1,0				+
+	102		1,0	1,0				+
+	102		1,0	0,0				

MCAERO1	6403001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6403001		+
+	103		0,0	0,0				+
+	103		0,0	1,0				+
+	103		0,440	1,0				+
+	103		0,440	0,0				
MCAERO1	6404001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6404001		+
+	103		0,440	0,0				+
+	103		0,440	0,76				+
+	103		0,650	0,76				+
+	103		0,650	0,0				
MCAERO1	6405001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6405001	641	+
+	103		0,440	0,76			AIL-S1+	
+	103		0,440	1,0		1		+
+	103		0,650	1,0				+
+	103		0,650	0,76				
MCAERO1	6406001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6406001		+
+	103		0,80	0,0				+
+	103		0,80	0,76				+
+	103		1,0	0,76				+
+	103		1,0	0,0				
MCAERO1	6407001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6407001	642	+
+	103		0,80	0,76			AIL-S2+	
+	103		0,80	1,0		1		+
+	103		1,0	1,0				+
+	103		1,0	0,76				
MCAERO1	6408001	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	SEGMENT	6408001		+
+	103		0,650	0,0				+
+	103		0,650	1,0				+
+	103		0,80	1,0				+
+	103		0,80	0,0				

**ANHANG D NASTRAN INPUT UND OUTPUT**

Trinkarten für Flughöhe  $H = 7500 \text{ m}$  Rollrate durch ausschlagen der inneren Querruder:

TRIM	9000	0.5	6701.53URDD4	0.0ROLL	0.02829	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9001	0.55	8108.86URDD4	0.0ROLL	0.02572	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9002	0.6	9650.21URDD4	0.0ROLL	0.02358	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9003	0.65	11325.6URDD4	0.0ROLL	0.02176	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9004	0.66	11676.8URDD4	0.0ROLL	0.02143	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9005	0.7	13135.0URDD4	0.0ROLL	0.02021	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9006	0.725	14090.0URDD4	0.0ROLL	0.01951	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9007	0.75	15078.5URDD4	0.0ROLL	0.01886	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9008	0.775	16100.4URDD4	0.0ROLL	0.01825	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9009	0.8	17155.9URDD4	0.0ROLL	0.01768	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9010	0.82	18024.5URDD4	0.0ROLL	0.01725	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9011	0.85	19367.4URDD4	0.0ROLL	0.01664	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9012	0.875	20523.4URDD4	0.0ROLL	0.01617	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9013	0.9	21713.0URDD4	0.0ROLL	0.01572	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9014	0.925	22936.0URDD4	0.0ROLL	0.01529	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9015	0.95	24192.5URDD4	0.0ROLL	0.01489	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9016	0.975	25482.6URDD4	0.0ROLL	0.01451	1.00000+
+	AIL-S2	0				
TRIM	9017	0.99	26282.7URDD4	0.0ROLL	0.01429	1.00000+
+	AIL-S2	0				

Trinkarten für Flughöhe  $H = 7500 \text{ m}$  Rollrate durch ausschlagen der äußeren Querruder:

TRIM	9100	0.5	6701.53URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.02829				
TRIM	9101	0.55	8108.86URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.02572				
TRIM	9102	0.6	9650.21URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.02358				
TRIM	9103	0.65	11325.6URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.02176				
TRIM	9104	0.66	11676.8URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.02143				
TRIM	9105	0.7	13135.0URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.02021				
TRIM	9106	0.725	14090.0URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.01951				
TRIM	9107	0.75	15078.5URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.01886				
TRIM	9108	0.775	16100.4URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.01825				
TRIM	9109	0.8	17155.9URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.01768				
TRIM	9110	0.82	18024.5URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.01725				
TRIM	9111	0.85	19367.4URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.01664				
TRIM	9112	0.875	20523.4URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.01617				
TRIM	9113	0.9	21713.0URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.01572				
TRIM	9114	0.925	22936.0URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.01529				
TRIM	9115	0.95	24192.5URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.01489				
TRIM	9116	0.975	25482.6URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.01451				
TRIM	9117	0.99	26282.7URDD4	0.0AIL-S1	0	1.00000+
+	ROLL	0.01429				

## Materialkarten:

MAT1	6401	7.4+10	2.85+10	.29825	2800.0			
\$								
MAT1	6402	7.4+10	2.85+10	.29825	2800.0			
\$								
MAT1	6403	7.4+10	2.85+10	.29825	2800.0			
\$								
MAT1	420001	2.0+11		0.3	0.0			
\$								
MAT2	7401	6.41+10	2.061+10	0.0	6.411+10	1.082-02	2.175+10	1.51+03
\$								
				1.035+10				
MAT2	7402	1.05+11	1.38+10	3.64+10		1.035+10	1.50+10	1.51+03
\$								
MAT2	7403	3.35+9		0 0.0	2.27+9	0	0	1.51+03
\$								
MAT2	8401	6.772+10	1.70+10	0.00	6.772+10	0	1.814+10	1.51+03
\$								
MAT2	8402	1.138+11	1.07+10	7.729+9	3.42+10	7.729+9	1.19+10	1.51+03
\$								
MAT2	8403	3.321+9		0 0.0	2.172+9	0	0	1.51+03

## Properties:

\$ skin	Reduzierte		45°	Schichten			
PSHELL	1001	8401	0.002	8402	1	8403	1
\$ skins	Konstante	Schichtdicke					
PSHELL	1003	7401	0.002	7402	1	7403	1
\$ ribs,	spars						
PSHELL	1002	6401	0.002	6402	1	6403	1

Trimmparameter GV 02  $H = 7500 \text{ m}$ :

## Aluminiumlegierung

## QR1

SUBCASE	MACH	QR1 Ausschlag	q	VCAS	p[deg/s]	ROLL	$\eta$ 01	Erforderlich
9000	0.5	11.5798186	6701.5	106.59	8.5686	0.02829	0.1335787	0.10312
9001	0.55	10.9037084	8108.9	117.69	8.5692	0.02572	0.1289823	0.09376
9002	0.6	10.4281394	9650.2	128.92	8.5704	0.02358	0.123649	0.08596
9003	0.65	10.1301926	11326	140.28	8.568	0.02176	0.1174547	0.07932
9004	0.66	10.0958141	11677	142.56	8.5678	0.02143	0.1160644	0.07812
9005	0.7	10.0327869	13135	151.77	8.5698	0.02021	0.1101531	0.07368
9006	0.725	10.0671654	14090	157.57	8.5684	0.01951	0.1059677	0.07112
9007	0.75	10.1645711	15078	163.41	8.5685	0.01886	0.1014559	0.06875
9008	0.775	10.3364635	16100	169.28	8.5678	0.01825	0.0965418	0.06653
9009	0.8	10.6114913	17156	175.2	8.568	0.01768	0.0911027	0.06445
9010	0.82	10.9208977	18024	179.96	8.5685	0.01725	0.0863662	0.06288
9011	0.85	11.6084673	19367	187.14	8.5679	0.01664	0.0783795	0.06066
9012	0.875	12.4851186	20523	193.18	8.5708	0.01617	0.0708162	0.05894
9013	0.9	13.8201496	21713	199.25	8.5704	0.01572	0.0621993	0.05731
9014	0.925	16.0318319	22936	205.37	8.5675	0.01529	0.052151	0.05574
9015	0.95	20.2775744	24192	211.52	8.5688	0.01489	0.0401526	0.05428
9016	0.975	31.5365271	25483	217.72	8.5699	0.01451	0.0251585	0.05289
9017	0.99	56.7531434	26283	221.5	8.5701	0.01429	0.0137679	0.05209

## QR2

SUBCASE	MACH	QR2 Ausschlag	q	VCAS	p[deg/s]	ROLL	$\eta$ 02	Erforderlich
9100	0.5	18.0315136	6701.5	106.59	8.5686	0.02829	0.0857841	-0.1031
9101	0.55	18.9826516	8108.9	117.69	8.5692	0.02572	0.0740879	-0.0938
9102	0.6	21.010982	9650.2	128.92	8.5704	0.02358	0.0613693	-0.086
9103	0.65	24.9988859	11326	140.28	8.568	0.02176	0.0475957	-0.0793
9104	0.66	26.2021327	11677	142.56	8.5678	0.02143	0.0447202	-0.0781
9105	0.7	33.6851822	13135	151.77	8.5698	0.02021	0.032808	-0.0737
9106	0.725	42.6407767	14090	157.57	8.5684	0.01951	0.0250182	-0.0711
9107	0.75	60.7754258	15078	163.41	8.5685	0.01886	0.0169683	-0.0688
9108	0.775	115.328346	16100	169.28	8.5678	0.01825	0.0086527	-0.0665
9109	0.8	14037.2211	17156	175.2	8.568	0.01768	6.887E-05	-0.0644
9110	0.82	-134.87251	18024	179.96	8.5685	0.01725	-0.006993	-0.0629
9111	0.85	-50.799936	19367	187.14	8.5679	0.01664	-0.017911	-0.0607
9112	0.875	-32.384529	20523	193.18	8.5708	0.01617	-0.027302	-0.0589
9113	0.9	-23.274232	21713	199.25	8.5704	0.01572	-0.036934	-0.0573
9114	0.925	-17.882540	22936	205.37	8.5675	0.01529	-0.046754	-0.0557
9115	0.95	-14.375935	24192	211.52	8.5688	0.01489	-0.056636	-0.0543
9116	0.975	-11.986630	25483	217.72	8.5699	0.01451	-0.066191	-0.0529
9117	0.99	-10.932357	26283	221.5	8.5701	0.01429	-0.071473	-0.0521

**Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung der Arbeit**

Hiermit versichere ich,

Name: Beleites

Vorname: Kalle Sebastian

dass ich die vorliegende Masterarbeit bzw. bei einer Gruppenarbeit die entsprechend gekennzeichneten Teile der Arbeit – mit dem Thema:

Entwicklung von Rollsteuerungskonzepten für Transportflugzeuge in Verbindung mit der Strukturdimensionierung des Flügelkastens

ohne fremde Hilfe selbständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

*- die folgende Aussage ist bei Gruppenarbeiten auszufüllen und entfällt bei Einzelarbeiten -*

Die Kennzeichnung der von mir erstellten und verantworteten Teile der -bitte auswählen- ist erfolgt durch:

Hamburg

Ort

21.11.2016

Datum

Unterschrift im Original