

**Alternative Varianten mechanischer  
Flugsteuerungssysteme zur Reduzierung von  
Gewicht und Fertigungsaufwand**

**Dissertation**

Zur Erlangung des akademischen Grades

**Doktoringenieur  
(Dr.-Ing.)**

von Dipl.-Ing. Gunnar Haase

geb. am 07.07.1970 in Perleberg

genehmigt durch die Fakultät für Maschinenbau  
der Otto-von-Guericke-Universität Magdeburg

Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Ludger Deters  
Prof. Dr.-Ing. Karl-Heinrich Grote  
Prof. Dr.-Ing. habil. Frank Engelmann

Promotionskolloquium am 16.12.2008

## Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand parallel zu meiner beruflichen Tätigkeit als Systemingenieur im Fachbereich Flugsteuerung und Hydraulik bei der Airbus Deutschland GmbH.

Den Anstoß zu dieser Arbeit erhielt ich aus der klein- und mittelständischen Flugzeugindustrie, in der ich von 1995 bis 2002 für verschiedene Projekte tätig war. Für die tatkräftige Unterstützung aus diesem Kreise bedanke ich mich bei Wilhelm Klinke von der Extra Flugzeugproduktions- und Vertriebs GmbH, bei Bernd Ahlert von der Gomolzig Flugzeug- und Maschinenbau GmbH, bei Markus Wagner und Alfred Schmiederer, ehemals Aquila Technische Entwicklung GmbH sowie bei Andreas Kaufmann.

Prof. Dr.-Ing. Ludger Deters und Prof. Dr.-Ing. Frank Engelmann haben mir durch die engagierte wissenschaftliche Betreuung der Arbeit sehr geholfen.

Ohne die maßgebliche Unterstützung durch die Mitarbeiter des Instituts für Maschinenkonstruktion der Otto-von-Guericke-Universität Magdeburg hätte mir diese Arbeit nicht gelingen können. Mein Dank gilt vor allem Silvio Runge, Lutz Messerschmidt, Karl Schlegel und Sven Förster.

Prof. Dr.-Ing. Rolf Radespiel vom Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig danke ich für die Organisation des „Symposiums für Segelflugzeugentwicklung“, das mir ein wertvolles wissenschaftliches Podium bot.

Mein langjähriger Kollege Norbert Holthausen hat mich jederzeit mit Rat und Tat unterstützt.

Meine Frau Michaela und meine Töchter Stacy und Jenny haben die nötigen Experimente sowie die schriftlichen Ausarbeitungen mit viel Elan begleitet. Ihre Rücksichtnahme und Geduld ermöglichte mir den Abschluss dieser Arbeit.

## Kurzfassung

Die Arbeit befasst sich mit mechanischen Flugsteuerungssystemen. Ziel ist, alternative Varianten solcher Systeme zu finden. Eine Reduzierung von Gewicht und Fertigungsaufwand soll unter Einbeziehung moderner Bauweisen und Werkstoffe erreicht werden.

Moderne Sportflugzeuge sind heute durch ihre hervorragende aerodynamische Gestaltung und Verwendung von Faserverbundwerkstoffen sehr leistungsfähige Fluggeräte. Durch die allgemein gestiegene Qualität und Leistungsfähigkeit der Flugzeuge entstehen zusätzliche Anforderungen an die bislang noch herkömmlich aufgebauten mechanischen Steuerungssysteme.

Der aktuelle Stand der Technik bezüglich mechanischer Flugsteuerungssysteme wird dargestellt. Der Aufbau und die Funktionsweise von Flugsteuerungen werden erläutert sowie die an sie gestellten Anforderungen geschildert. Verschiedene alternative Varianten werden untersucht. Die geeignetste Variante wird ausgewählt und ein Prototyp entwickelt. Dieser wird in Hinsicht auf Gewicht und Fertigungsaufwand optimiert.

Ein Tragflügel in moderner Faserverbundbauweise ist entwickelt und gefertigt worden, um verschiedene Flugsteuerungen einzubauen und unter realistischen Bedingungen zu testen. Der Versuchsflügel ermöglichte einen vergleichenden Dauerversuch zwischen einer herkömmlichen und der neu entwickelten Variante. Es wurden Fertigungsaufwand, Gewicht und vor allen Dingen das tribologische Verhalten untersucht.

In allen Versuchen konnte das neu entwickelte mechanische Flugsteuerungssystem seine Praxistauglichkeit beweisen. Die gestellten Anforderungen wurden erfüllt.

## **Abstract**

The work deals with mechanical flight control systems. Purpose is to find alternative variants of such systems. A reduction of weight and manufacturing expenditure should be reached using modern construction methods and materials.

Today modern sports planes are very efficient devices due to an outstanding aerodynamic organization as well as to the application of modern fiber composite materials. However, this technological progress also makes new demands, on the so far conventionally constructed mechanical control systems.

The design and function of today's standard flight control and demands is explained. Different alternative solutions were investigated. The most promising solution was selected and a prototype was developed. During several design loops this system was optimized with respect to reduction of weight and manufacturing expenditure.

A composite wing of modern technology was developed and manufactured that allowed for the testing of different control systems under realistic conditions. Endurance tests on a conventional and on the newly developed system installed in the test wing structure were performed and the results were compared. The manufacturing expenditure, weight and also the tribological behavior were investigated as well. In all tests, the newly developed system was able to show its advantages. All design requirements were fulfilled.

## Inhaltsverzeichnis

Bilderverzeichnis .....	VII
Tabellenverzeichnis .....	IX
Formelzeichenliste .....	XI
Liste der verwendeten Abkürzungen .....	XIV
Begriffe .....	XV
1. Einleitung .....	1
1.1 Problemstellung .....	1
1.2 Motivation .....	2
2. Stand der Technik .....	3
2.1 Funktionsweise von Flugsteuerungssystemen .....	4
2.2 Arten von Flugsteuerungssystemen .....	7
2.3 Flugsteuerungen von Sport- und Reiseflugzeugen .....	12
2.4 Übertragungsglieder von Flugsteuerungssystemen .....	13
2.4.1 Seilsteuerungen und ihre Komponenten .....	13
2.4.2 Stangensteuerungen und ihre Komponenten .....	20
2.4.3 Torsionswellensteuerungen .....	24
3. Zielsetzung und Vorgehensweise .....	25
4. Grundlegende Anforderungen an mechanische Flugsteuerungssysteme .....	26
4.1 Lufttüchtigkeitsforderungen .....	26
4.2 Strukturintegrationsanforderungen .....	27
4.3 Aeroelastische Anforderungen .....	28
4.4 Anforderungen an die Handkräfte von Flugsteuerungen .....	30
5. Entwicklung alternativer Varianten .....	32
5.1 Präzisierung der Aufgabenstellung .....	32
5.1.1 Anforderungsliste .....	32
5.1.2 Funktionsstruktur .....	34
5.2 Lösungsfindung .....	34
5.2.1 Literaturrecherche .....	35
5.2.2 Patentrecherche .....	37
5.2.3 Analyse bekannter technischer Systeme .....	38
5.2.3.1 Analyse luftfahrttechnischer Systeme .....	38
5.2.3.2 Analyse anderer technischer Systeme .....	39
5.2.4 Analyse biologischer Systeme .....	40

5.2.5 Analogiebetrachtung und Kombination .....	41
5.2.6 Konkretisierung und Machbarkeitsstudien .....	43
5.2.6.1 DYNEEMA-Seile .....	43
5.2.6.2 Geführte Steuerstangen.....	44
5.2.6.3 Umlenkhebel als Wandler .....	45
5.2.6.4 Bewegungsschraube als Wandler .....	46
5.2.6.5 Rotationshyperboloid als Wandler .....	47
5.2.6.6 Kurvengetriebe als Wandler.....	50
5.2.7 Modellversuche zu geführten Steuerstangen.....	52
5.3 Auswahl der Varianten .....	54
5.4 Entwurf der Quersteuerung .....	56
5.4.1 Entwurf der geführten Steuerstangen .....	57
5.4.1.1 Material und Geometrie .....	57
5.4.1.2 Kraffteinleitung in die Steuerstange .....	59
5.4.2 Entwurf des Kurvengetriebes .....	62
5.4.2.1 Geometrische Auslegung.....	62
5.4.2.2 Gestaltung des Kurvengetriebes.....	63
6. Versuche .....	68
6.1 Versuchsaufbau .....	68
6.1.1 Versuchsflügel .....	68
6.1.2 Flügelgeometrie .....	70
6.1.3 Steuerungsintegration .....	71
6.1.3.1 Konventionelle Flugsteuerung .....	72
6.1.3.2 Alternative Flugsteuerung .....	72
6.1.4 Messtechnik .....	73
6.1.4.1 Antrieb .....	73
6.1.4.2 Kraftsimulation und Ruderwinkelmessung .....	74
6.1.4.3 Sensoren und Messanlage .....	76
6.2 Lastannahmen.....	79
6.2.1 Statische Lasten.....	79
6.2.1.1 Berechnung des Ruderscharniermoments.....	80
6.2.1.2 Berechnung der Steuerstangenlasten der konventionellen Variante ..	81
6.2.1.3 Berechnung der Steuerstangenlasten der alternativen Variante.....	82
6.2.2 Dynamische Lasten.....	82

6.2.3 Umgebungsbedingungen .....	84
6.3 Versuchsdurchführung .....	85
6.3.1 Vorversuche .....	85
6.3.2 Vergleichende Versuche der Flugsteuerungen .....	86
7. Versuchsauswertung .....	87
7.1 Auswertung der Steuerungsintegration .....	87
7.1.1 Gewicht .....	87
7.1.2 Fertigungsaufwand.....	91
7.1.3 Wartbarkeit.....	93
7.2 Spiel und Steuersteifigkeit.....	95
7.3 Verschleißverhalten.....	96
7.3.1 Verschleißverhalten der konventionellen Flugsteuerung.....	97
7.3.2 Verschleißverhalten der alternativen Flugsteuerung .....	99
7.4 Vereisung .....	102
7.4.1 Vereisung an der geführten Steuerstange .....	102
7.4.2 Vereisung am Kurvengetriebe.....	102
7.5 Fehlerbetrachtung .....	102
8. Zusammenfassung und Ausblick.....	105
Literaturverzeichnis .....	108
Anhang .....	116
A Flugversuchsdaten.....	116
A.1 Flugversuch mit der Cessna 152 .....	116
A.2 Flugversuche mit der DG-300/17.....	119
B Vorversuche .....	122
B.1 Ermittlung des Wirkungsgrades geführter Stäbe .....	122
B.2 Ermittlung der Steifigkeit geführter Stäbe .....	123
B.3 Ermittlung des Haftreibbeiwertes .....	125
B.4 Krafteinleitung für CFK-Stäbe .....	127
B.5 Statischer Versuch an der CFK-Rippe.....	130
B.6 Vereisungsversuche .....	132
C Versuchsflügel .....	133
C.1 Planung .....	133
C.2 Fertigung .....	133
D Statische und dynamische Versuche.....	138

## Bilderverzeichnis

Bild 2.1: Steuerungsschema des Motorflugzeugs von Hans Gerade [5].....	3
Bild 2.2: Funktionsschema einer mechanischen Flugsteuerung.....	4
Bild 2.3: Beispiele konventioneller mechanischer Flugsteuerungssysteme [39].....	6
Bild 2.4: Ordnungsschema zur Einteilung von Flugsteuerungssystemen [13].....	7
Bild 2.5: Seilsteuerung einer Cirrus Design SR20 [9].....	13
Bild 2.6: Seilkonstruktionen 7 x 7 und 7 x 19 [11].....	14
Bild 2.7: Verschiedene Seilenden [11].....	15
Bild 2.8: Spannschloss [11].....	16
Bild 2.9: Seilverbinder [11].....	16
Bild 2.10: Gleitführung [11].....	17
Bild 2.11: Druckdichtung [11].....	18
Bild 2.12: Kette und Kettenrad [11].....	18
Bild 2.13: Seilspannungsregler [11].....	20
Bild 2.14: Stangensteuerung einer EXTRA 300.....	21
Bild 2.15: Steuerstange [11].....	22
Bild 2.16: Kipp- und Umlenkhebel [25].....	22
Bild 2.17: Stangenführung [55].....	23
Bild 4.1: Ruderumkehr [11].....	29
Bild 5.1: Funktionsstruktur einer mechanischen Quersteuerung.....	34
Bild 5.2: Lösungsfindung durch Analogiebetrachtung und Kombination.....	42
Bild 5.3: Kombination der Einzellösungen E22 und E31.....	46
Bild 5.4: Lösungsvariante zur Kombination der Einzellösungen E22 und E31.....	46
Bild 5.5: Rotationshyperboloid.....	48
Bild 5.6: Geometrische Verhältnisse am Rotationshyperboloiden.....	48
Bild 5.7: Kinematik-Kennlinien für verschiedene Quotienten $D/l$ .....	49
Bild 5.8: Prinzip des Rotationshyperboloids.....	50
Bild 5.9: Prinzip des Kurvengetriebes.....	51
Bild 5.10: Auf Druck belasteter PA-Stab im Glasrohr.....	52
Bild 5.11: Wirkungsgrade der Kombinationen A, C, D und E.....	53
Bild 5.12: Verklebung des Führungsrohres.....	58
Bild 5.13: Krafteinleitungen in CFK-Stäbe.....	60
Bild 5.14: Kraft-Dehnungs-Diagramm der Proben A, B, C und D.....	61
Bild 5.15: Anordnung der Kurvenrollen im Kurvengetriebe.....	63



Bild 5.16: Varianten A und B zur Lagerung des Rotors .....	64
Bild 5.17: Fertigungskosten in Abhängigkeit von der Stückzahl .....	65
Bild 5.18: Fertigungstechnische Optimierung der Laufbahnen .....	66
Bild 5.19: Entwurfspirale .....	66
Bild 5.20: Einzelteile des Kurvengetriebes .....	67
Bild 6.1: Versuchsflügel .....	69
Bild 6.2: Außenflügelgeometrie.....	70
Bild 6.3: Konventionelle Flugsteuerung .....	72
Bild 6.4: Alternative Variante einer mechanischen Flugsteuerung.....	73
Bild 6.5: Rudermomentenbeiwerte für das NACA 0015-Profil [82] .....	75
Bild 6.6: Kraftsimulation und Ruderwinkelmessung.....	76
Bild 6.7: Position des DMS bei der konventionellen Flugsteuerung.....	77
Bild 6.8: Position des DMS bei der alternativen Flugsteuerung.....	77
Bild 6.9: Signalverarbeitung .....	79
Bild 6.10: Diagramm zur Bestimmung der Rudermomentenbeiwerte [61] .....	80
Bild 6.11: Kinematik der konventionellen Variante.....	81
Bild 6.12: Kinematik der alternativen Variante .....	82
Bild 6.13: Flugversuchsdaten – Steuerhorn-Drehwinkel als Funktion der Zeit .....	83
Bild 7.1: Bauteile der konventionellen Quersteuerung .....	88
Bild 7.2: Bauteile der alternativen Quersteuerung .....	88
Bild 7.3: Gewicht der konventionellen Variante als Funktion der Halbspannweite....	90
Bild 7.4: Gewicht der alternativen Variante als Funktion der Halbspannweite .....	90
Bild 7.5: Steuersteifigkeit der konventionellen Flugsteuerung .....	95
Bild 7.6: Steuersteifigkeit der alternativen Flugsteuerung.....	96
Bild 7.7: Verschleißverhalten beider Flugsteuerungsvarianten.....	97
Bild 7.8: Reibstellen der konventionellen Flugsteuerungsvariante.....	98
Bild 7.9: Kurvenrolle und Rollenbahn am Ende der Lebensdauer .....	101
Bild 7.10: PTFE-Schollenbildung am CFK.....	101
Bild A.1: Flugversuchsanordnung – Cessna 152.....	116
Bild A.2: Flugversuchsvideo – Cessna 152 .....	117
Bild A.3: Aufgezeichnete Fluggeschwindigkeit als Funktion der Zeit .....	118
Bild A.4: Aufgezeichnete Flughöhe als Funktion der Zeit .....	118
Bild A.5: Aufgezeichnete Vertikalgeschwindigkeit als Funktion der Zeit .....	119
Bild A.6: Aufgezeichneter Steuerhorn-Drehwinkel als Funktion der Zeit .....	119

Bild A.7: DG-300/17 des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt.....	120
Bild A.8 Querruderausschlag als Funktion der Zeit .....	121
Bild B.1: Proben zur Ermittlung des Wirkungsgrades .....	122
Bild B.2: Versuchsaufbau zur Ermittlung des Wirkungsgrades.....	123
Bild B.3: Ermittelte Messwerte der Kombinationen A, C, D und E .....	123
Bild B.4: Versuchsaufbau zur Ermittlung der Drucksteifigkeiten .....	124
Bild B.5: Ermittelte Drucksteifigkeiten der Kombinationen A, D, C und E .....	124
Bild B.6: Versuchsaufbau zur Ermittlung der Reibzahl .....	125
Bild B.7: Muster A, B, C und D zur Ermittlung des Reibungskoeffizienten .....	126
Bild B.8: Krafteinleitungstyp X, vor und nach der Verklebung.....	127
Bild B.9: Krafteinleitungstyp Y, vor und nach der Verklebung.....	128
Bild B.10: Geometrie der im Test verwendeten Muster .....	129
Bild B.11: Muster A, B, C und D von oben nach unten .....	129
Bild B.12: Versuchsaufbau zum Strukturtest der CFK-Rippe.....	130
Bild B.13:Einbau des Kurvengetriebes .....	131
Bild B.14:Lastaufbringung im Test.....	131
Bild B.15: Vereisungstest .....	132
Bild C.1: Untersuchte Flugzeugmuster .....	133
Bild C.2: Fertigung der Flügelschale.....	134
Bild C.3: Faserverbundbauteile des Versuchsflügels .....	134
Bild C.4: Integration der Flugsteuerung .....	135
Bild C.5: Verklebung des PTFE-Führungsschlauchs.....	136
Bild C.6: Einzelteile des Kurvengetriebes .....	136
Bild C.7: Zusammenbauzeichnung des Kurvengetriebes .....	137
Bild D.1: Kraftverlauf im Test des konventionellen Systems.....	140
Bild D.2: Kraftverlauf im Test des alternativen Systems .....	140
Bild D.3: Versuchsflügel .....	141

## Tabellenverzeichnis

Tabelle 2.1: Richtungssinn von Steuerorganen .....	5
Tabelle 4.1: Anwendbare Lufttüchtigkeitsforderungen.....	26
Tabelle 4.2: Strukturintegrationsanforderungen.....	28
Tabelle 4.3: Aeroelastische Anforderungen.....	30

Tabelle 4.4: Anforderungen an Handkräfte von mechanischen Flugsteuerungen ....	31
Tabelle 5.1: Anforderungsliste für eine mechanische Quersteuerung .....	33
Tabelle 5.2: Morphologischer Kasten zur Kombination von Einzellösungen .....	42
Tabelle 5.3: Materialeigenschaften von DYNEEMA-Fasern [78] .....	44
Tabelle 5.4: Daten der in den Modellversuchen getesteten Muster .....	53
Tabelle 5.5: Kombination der Einzellösungen.....	55
Tabelle 5.6: Auswahlliste für mechanische Quersteuerung .....	56
Tabelle 5.7: PTFE-Rohrdimensionen der Proben A, B, C und D .....	58
Tabelle 5.8: Kraffteinleitungsproben A, B, C und D .....	61
Tabelle 6.1: Sensoren .....	76
Tabelle 7.1: Einzelgewichte der konventionellen Variante.....	89
Tabelle 7.2: Einzelgewichte der alternativen Variante .....	89
Tabelle 7.3: Einzelteile der konventionellen Variante .....	92
Tabelle 7.4: Einzelteile der alternativen Variante.....	93
Tabelle 7.5: Ausbau der konventionellen Variante .....	94
Tabelle 7.6: Ausbau der alternativen Variante.....	94
Tabelle A.1: Flugversuchsdaten – Cessna 152 .....	117
Tabelle A.2: Erflogene Manöver - DG-300/17.....	120
Tabelle B.1: Ermittlung des Haftreibbeiwertes zwischen CFK und PTFE .....	125
Tabelle B.2: Ermittlung des Haftreibbeiwertes zwischen Aluminium und PTFE .....	126
Tabelle C.1: Flügelgeometriedaten der untersuchten Muster .....	133
Tabelle C.2: Gewichte der Flügelbauteile .....	135
Tabelle C.3: Gewichte der Querruderbauteile .....	135
Tabelle D.1: Ablauf der Versuche an der konventionellen Flugsteuerung .....	138
Tabelle D.2: Ablauf der Versuche an der alternativen Flugsteuerung .....	139

## Formelzeichenliste

### 1. Formelzeichen für Längen und ihre Potenzen

Nr.	Formelzeichen	Bedeutung	SI-Einheit
1.1	$A, B, C, D, A', B', C', D'$	Punkte	$l$
1.2	$a, b, c, d, e, l$	Länge	$m$
1.3	$b$	Breite	$m$
1.4	$h$	Höhe	$m$
1.5	$r$	Radius	$m$
1.6	$d, D$	Durchmesser	$m$
1.7	$s$	Weglänge	$m$
1.8	$A$	Fläche	$m^2$

### 2. Formelzeichen für Raum und Zeit

Nr.	Formelzeichen	Bedeutung	SI-Einheit
2.1	$\alpha, \beta, \gamma \dots$	Winkel	$rad, ^\circ$
2.2	$\omega$	Winkelgeschwindigkeit	$rad/s$
2.3	$v$	Geschwindigkeit	$m/s$
2.4	$g$	örtliche Fallbeschleunigung	$m/s^2$
2.5	$n$	Anzahl	$l$
2.6	$f$	Frequenz	$Hz$

### 3. Formelzeichen für Mechanik

Nr.	Formelzeichen	Bedeutung	SI-Einheit
3.1	$m$	Masse, Gewicht als Wäageergebnis	$kg$
3.2	$F$	Kraft	$N$
3.3	$F_{dyn}$	Betriebslast der Flugsteuerung	$N$
3.4	$F_{LL}$	sichere Last (Limit Load)	$N$

3.5	$F_{Kalibrier}$	Kalibrierlast	$N$
3.6	$F_r$	Rollenlast	$N$
3.7	$F_r dyn$	dynamische Rollenlast	$N$
3.8	$M$	Drehmoment	$Nm$
3.8	$M_{LL}$	sicheres Drehmoment (Limit Load)	
3.10	$C_0$	statische Tragzahl	$kN$
3.11	$\omega_1, \omega_2$	Wellendrehzahl 1, Wellendrehzahl 2	$min^{-1}$
3.12	$s_{steuer}$	Steuerweg	$mm$
3.13	$s_a, s_b, s_c, s_d, s_e$	Spiel in a, b, c, d, e	$mm$
3.14	$P$	Steigung	$mm$
3.15	$\beta$	Steigungswinkel	$rad, ^\circ$
3.16	$\mu_0$	Haftreibungszahl	$l$
3.17	$\rho$	Reibwinkel	$rad, ^\circ$
3.18	$\eta$	Wirkungsgrad, relativer	$l$
		prozentualer	$\%$
3.19	$\varepsilon$	Dehnung, relative	$l$
		prozentuale	$\%$
3.20	$\rho, \rho^*$	Ersatzkrümmungsradien	$m$
3.21	$\xi, \eta$	Hilfsgrößen zur Berechnung der Hertzschen Pressung	$l$

#### 4. Formelzeichen für Thermodynamik

Nr.	Formelzeichen	Bedeutung	SI-Einheit
4.1	$\Delta\vartheta$	Temperaturdifferenz	$K$
4.2	$\vartheta$	Celsius-Temperatur	$^\circ C$
4.3	$\vartheta_{min}$	minimale Celsius-Temperatur	$^\circ C$
4.4	$\vartheta_{max}$	maximale Celsius-Temperatur	$^\circ C$
4.5	$\Delta P$	Druckdifferenz	$Pa$
4.6	$P$	Druck	$Pa$
4.7	$P_{min}$	minimaler Druck	$Pa$
4.8	$P_{max}$	maximaler Druck	$Pa$

## 5. Formelzeichen für Aerodynamik und Flugmechanik

Nr.	Formelzeichen	Bedeutung	SI-Einheit
5.1	$\alpha$	Anstellwinkel	$rad, ^\circ$
5.2	$d\alpha$	Anstellwinkeländerung	$rad, ^\circ$
5.3	$\eta$	Ruderwinkel	$rad, ^\circ$
5.4	$d\eta$	Ruderwinkeländerung	$rad, ^\circ$
5.5	$c_m, c_r$	Momentenbeiwert	$l$
5.6	$dc_m, dc_r$	Momentenbeiwertänderung	$l$
5.7	$c_{r0}$	Nullmomentenbeiwert	$l$
5.8	$c_{r\alpha}$	Momentenbeiwert mit Anstellwinkel	$l$
5.9	$d c_{r\alpha}$	Momentenbeiwertänderung mit Anstellwinkel	$l$
5.10	$c_{r\eta}$	Momentenbeiwert mit Ruderwinkel	$l$
5.11	$d c_{r\eta}$	Momentenbeiwertänderung mit Ruderwinkel	$l$
5.12	$c_a$	Auftriebsbeiwert	$l$
5.13	$dc_a$	Auftriebsbeiwertänderung	$l$
5.14	$M_r$	Ruderscharniermoment	$Nm$
5.15	$t_r$	Rudertiefe	$mm$
5.16	$t_{QR}$	Querrudertiefe	$mm$
5.17	$t_Q$	Flügeltiefe am Querruder	$mm$
5.18	$b$	Spannweite	$mm$
5.19	$b_Q$	Querruderspannweite	$mm$
5.20	$A_r$	Ruderfläche	$m^2$
5.21	$q$	Staudruck	$N/m^2$
5.22	$v_D$	Sturzfluggeschwindigkeit (Dive Speed)	$m/s$
5.23	$s_r$	Spiel der Ruderhinterkante	$mm$
5.24	$\eta_r$	Ruderspiel	$rad, ^\circ$
5.25	$\rho$	Luftdichte	$kg/m^3$

## 6. Formelzeichen Elektrotechnik

Nr.	Formelzeichen	Bedeutung	SI-Einheit
6.1	$R$	Widerstand	$\Omega$
6.2	$U_{Motor}$	Motorspannung	$V$

## Liste der verwendeten Abkürzungen

<b>AC</b>	Aircraft
<b>A/D</b>	Analog/Digital
<b>CFK</b>	Carbonfaserverstärkter Kunststoff
<b>CFRP</b>	Carbon fiber Reinforced Plastic
<b>CS</b>	Certification Specification
<b>DMS</b>	Dehnungsmessstreifen
<b>EASA</b>	European Aviation Safety Agency
<b>FAA</b>	Federal Aviation Administration
<b>FAR</b>	Federal Aviation Regulations
<b>IDAFLEIG</b>	Interessengemeinschaft deutscher akademischer Fliegergruppen e.V.
<b>ILA</b>	Internationale Luft- und Raumfahrtausstellung
<b>IPC</b>	International Patent Classification
<b>ISA</b>	International Standard Atmosphere
<b>JAR</b>	Joint Aviation Requirements
<b>LBA</b>	Luftfahrt-Bundesamt
<b>LTB</b>	Luftfahrt-Technischer Betrieb
<b>MAC</b>	Mean Aerodynamic Cord (mittlere Flügeltiefe)
<b>MOC</b>	Means Of Compliance
<b>NASA</b>	National Aeronautics and Space Administration
<b>PA</b>	Polyamid
<b>PTFE</b>	Polytetrafluorethylen
<b>PIZ</b>	Patentinformationszentrum
<b>RTCA</b>	Radio Technical Commission for Aeronautics

## Begriffe

<b>Aeroelastizität</b>	Vorgang, hervorgerufen durch das Zusammenwirken aerodynamischer Kräfte und der Elastizität der betroffenen Teile und Massenkräfte, der zum Verbiegen oder Verdrehen bzw. zu Biege- oder Drehschwingungen führt
<b>Airliner</b>	im Linienflugverkehr eingesetztes Verkehrsflugzeug
<b>Aktin</b>	Muskeleiweiß
<b>Antagonisten</b>	Muskeln, die bei einer Bewegung einander entgegengesetzt wirken
<b>Betätigungselemente</b>	alle Hebel, Handräder und Pedale, auf die der Pilot unmittelbar physisch einwirken kann
<b>Divergenz</b>	aeroelastischer Effekt der Verdrillung des Flügels
<b>Fairlead</b>	Gleitführung
<b>Flattern</b>	dynamische Erscheinungsform der Aeroelastizität
<b>Flugzeugkonfiguration</b>	Klappenstellung (von Landeklappen, Vorflügel usw.), die eine Änderung des Auftriebs, des Widerstands und des Momentengleichgewichts bewirkt
<b>Fly-by-Light</b>	optoelektrische Signalübertragung zwischen dem Piloten und den Steuerflächen eines Luftfahrzeugs
<b>Fly-by-Wire</b>	elektrische Signalübertragung zwischen dem Piloten und den Steuerflächen eines Luftfahrzeugs
<b>Full-Fly-by-Wire-Steuerung</b>	Flugsteuerung, die vollständig nach dem Prinzip der elektrischen Signalübertragung zwischen dem Piloten und den Steuerflächen eines Luftfahrzeugs arbeitet
<b>Fußsteuerung</b>	Betätigungselemente für die Seitensteuerung
<b>Handsteuerung</b>	Betätigungselemente zur kombinierten Quer- und Höhensteuerung



<b>Hauptsteuerung</b>	Steuerung, die dem Flugzeug seine dreidimensionale Bewegung im Raum um Längs-, Quer- und Hochachse ermöglicht
<b>Hochachse</b>	vertikal ausgerichtete Achse eines Flugzeuges
<b>Höhensteuerung</b>	erzeugt ein Moment um die Querachse (Nickmoment)
<b>Holm</b>	Biegeträger im Flügel
<b>Längsachse</b>	in Flugrichtung ausgerichtete Achse eines Flugzeuges
<b>Lufttüchtigkeitsforderungen</b>	behördliche Regelungen zur Konstruktion von Luftfahrzeugen
<b>Myofibrillen</b>	Plasmafäden im Zytoplasma der Muskelzellen
<b>Myosin</b>	Muskeleiweiß
<b>Nebensteuerung</b>	Steuerung, die eine Änderung der Flugzeugkonfiguration durch das Betätigen von Landeklappen, Vorflügeln usw. bewirkt
<b>Negatives Wendemoment</b>	unerwünschtes Drehmoment um die Flugzeughochachse, hervorgerufen durch unterschiedlichen Widerstandszuwachs an den ausgeschlagenen Querrudern (siehe Ruderdifferenzierung)
<b>Querachse</b>	quer zur Flugrichtung ausgerichtete Achse eines Flugzeuges
<b>Quersteuerung</b>	erzeugt ein Moment um die Längsachse (Rollmoment)
<b>Roving</b>	Faserstrang (Halbzeug)
<b>Ruderdifferenzierung</b>	beabsichtigtes, nichtlineares Übertragungsverhalten einer Flugsteuerung (siehe negatives Wendemoment)
<b>Ruderscharniermoment</b>	Summe der am Ruder angreifenden Kräfte, bezogen auf die Scharnierachse

<b>Ruderumkehr</b>	aeroelastischer Effekt der Umkehr der Ruderwirkung durch Torsion des Flügels infolge des Ruderaus- schlags
<b>Seilsteuerung</b>	Steuerung, deren Übertragungsglieder Seile sind
<b>Seitensteuerung</b>	erzeugt ein Moment um die Hochachse (Giermoment)
<b>Stangensteuerung</b>	Steuerung, deren Übertragungsglieder Stangen sind
<b>Steuerungselemente</b>	Teile der Steuerung, durch deren Betätigung Momente entstehen, die zu einer Drehung des Flugkörpers um seine Achsen führt
<b>Synergisten</b>	Muskeln, die bei einer Bewegung gleichsinnig wirken
<b>Torsionssteuerung</b>	Steuerung, deren Übertragungsglieder Torsionsrohre sind
<b>Tribologie</b>	Interdisziplinäres Fachgebiet zur Optimierung mechanischer Technologien zur Verminderung reibungs- und verschleißbedingter Energie- und Stoffverluste
<b>Trimmung</b>	Herstellen des Kräfte- und Momentengleichgewichts an einem Flugkörper in einer bestimmten, über einen längeren Zeitraum beizubehaltenden Fluglage
<b>Übertragungsglieder</b>	Bauelemente, die den am Betätigungselement eingegebenen Steuerbefehl an die Steuerungselemente weitergeben

## 1. Einleitung

Das Flugsteuerungssystem ist die Gesamtheit aller Betätigungs- und Übertragungselemente zur Steuerung von Flugzeugen um die drei Achsen [19]. Von seiner einwandfreien Funktion hängt die Effizienz der Steuerung, vor allem aber die Flugsicherheit entscheidend ab.

Bei mechanischen Flugsteuerungen sind die Bedienelemente des Piloten über Gestänge oder Seilzüge direkt mit den Steuerflächen verbunden. Höhere Flugeschwindigkeiten und damit wachsende Ruderscharniermomente zwangen bei modernen Groß- und Kampfflugzeugen zur Entwicklung von hydraulischen Stellantrieben (Aktuatoren). Anfänglich wurden die Steuerventile der meist hydraulischen Aktuatoren noch mechanisch angesteuert. Bei modernen Fly-by-Wire-Steuerungen werden die Steuerungsbefehle des Piloten von Rechnern verarbeitet und entsprechende Steuersignale über Datenleitungen an Aktuatoren zur Bewegung der Steuerflächen weitergeleitet. Diese Systeme sind sehr komplex und müssen zur Gewährleistung der Flugsicherheit über mehrfach redundante Rechnerarchitekturen verfügen [58].

Das gilt nicht zwangsläufig für Sport- und Reiseflugzeuge. Durch eine geschickte flugmechanische Auslegung solcher Flugzeuge wird die physische Belastbarkeit des Piloten nicht überschritten. Darüber hinaus geben die mechanischen Flugsteuerungen dem Flugzeugführer über die Krafrückwirkung sehr wertvolle Informationen. Der Verzicht auf komplexe elektronische Flugsteuerungen bedeutet daher nicht, dass der Pilot qualitative Einschränkungen bzgl. der Steuerbarkeit des Flugzeugs in Kauf nehmen muss.

### 1.1 Problemstellung

Während sich in den letzten 50 Jahren bei Sport- und Reiseflugzeugen bedeutende Innovationen in der Werkstofftechnik und Aerodynamik vollzogen haben, sind die Flugsteuerungssysteme nach wie vor weitestgehend konventionell aufgebaut. In Verbindung mit der modernen Faserverbundbauweise führt das zwangsläufig zu höherem Gewicht und Fertigungsaufwand, der vermeidbar wäre.

## 1.2 Motivation

Der Impuls zur Untersuchung alternativer Varianten mechanischer Flugsteuerungssysteme mit dem Ziel der Reduzierung von Gewicht und Fertigungsaufwand kam aus der klein- und mittelständischen Flugzeugindustrie.

Für den wirtschaftlichen Betrieb von Flugzeugen ist der Quotient aus Nutzmasse und Kosten der entscheidende Faktor. Es ist also zwingend notwendig, die Leermasse zu reduzieren, um die Nutzmasse zu erhöhen und gleichzeitig die Kosten in Fertigung und Betrieb zu senken.

Eine besondere Rolle gebührt dabei neuartigen Werkstoffen, die es ermöglichen, Flugzeuge mit hoher aerodynamischer Güte sowie extrem geringem Strukturgewicht zu bauen. Seit Mitte der siebziger Jahre verdrängt die Faserverbundbauweise nach und nach die bisherige Leichtmetallbauweise. Die Impulse hierzu kamen oft aus dem deutschen Sportflugzeugbau. Wie der Rennsport für die Automobilindustrie ist der Sportflugzeugbau oft Schrittmacher und Erprobungsfeld für Neuerungen in der Luftfahrttechnik. Dabei waren die Phönix fs24 und die LFU 205 Vorreiter der Faserverbundbauweise, die heute aus dem modernen Flugzeugbau nicht mehr wegzudenken ist.

Heutige Sport- und Reiseflugzeuge haben sich zu äußerst leistungsfähigen Geräten entwickelt. Durch den Einsatz der Faserverbundtechnologie erreichen diese Flugzeuge fast die aerodynamische Güte von Leistungssegelflugzeugen. Auch ein geringes Gewicht bei hoher Strukturfestigkeit ist heute Standard.

Bei den Sport- und Reiseflugzeugen ist nach genauer Betrachtung trotzdem ein Widerspruch erkennbar. Einerseits findet modernste Faserverbundtechnologie Anwendung, andererseits werden jedoch mechanische Steuerungssysteme angewendet, die dem technischen Stand der 1930er und 1940er Jahre entsprechen. Das führt zwangsläufig zu einem höheren Gewicht und Fertigungsaufwand, der vermeidbar wäre.

## 2. Stand der Technik

Während LILIENTHALS [46] erste Flugapparate noch eine Schwerkraftsteuerung aufwiesen, wurden die der Wrights bereits aerodynamisch gesteuert.

Hans Gerade, der im Frühjahr 1909 mit dem von ihm gebauten "Apparat" auf den Krakauer Anger in Magdeburg erstmalig flog, gelang die entscheidende Verbesserung. Die Steuerfähigkeit der „Libelle“, dem zweiten von ihm gebauten Flugzeug, hatte er im Vergleich zum vorherigen Dreidecker stark verbessert. Nun konnte vom kontrollierten Motorflug gesprochen werden, so BRINKMANN [5]. Am 30.10.1909 gewann Gerade den „Lanz-Preis der Lüfte“ in Johannisthal. Die Vorgabe bestand darin, eine Acht zu fliegen, deren Schleifen von 1000 Meter entfernten Markierungen gebildet wurden. Dazu war eine präzise Flugsteuerung notwendig.

An einem herabhängenden, in einem Kardangelenk gelagerten Steuerknüppel waren Seilzüge angebracht, mit denen sich Flügel und Leitwerke so verwinden ließen, dass die gewünschte Lageänderung bewirkt werden konnte. Die Steuerbefehle wurden direkt vom Bedienelement über Drahtseile oder Steuerstangen auf die Steuerorgane übertragen. Bild 2.1 zeigt den Aufbau des Flugsteuerungssystems der „Libelle“.

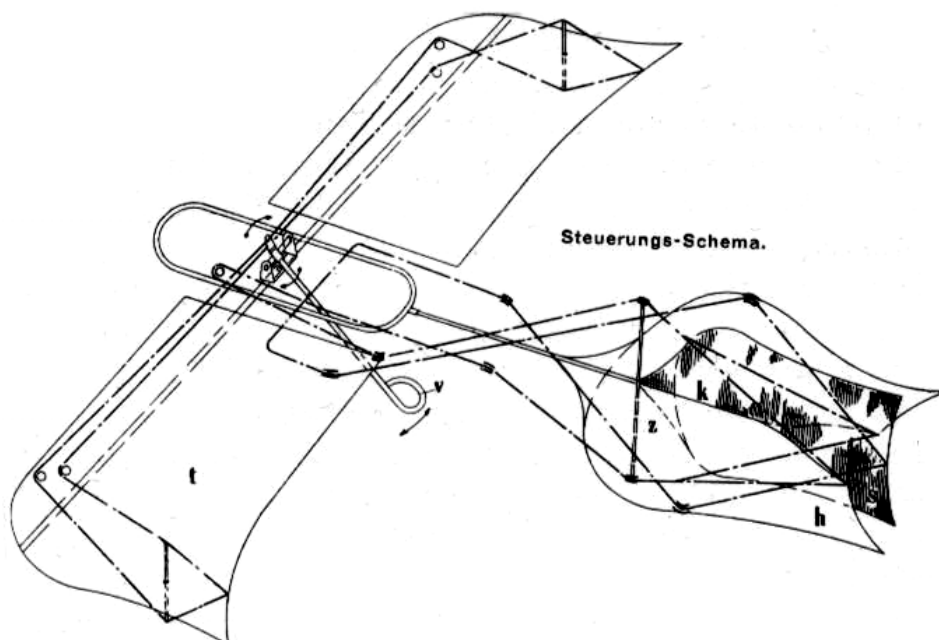


Bild 2.1: Steuerungsschema des Motorflugzeugs von Hans Gerade [5]

Grundsätzlich funktionieren alle mechanischen Flugsteuerungssysteme in ähnlicher Weise.

Heutzutage und damit fast 100 Jahre nach Gerade, messen sich wiederum moderne Sportmaschinen auf den Red Bull Air Races, bei denen ein eng gesteckter Kurs abzufliegen ist. Wie auch beim „Lanz-Preis der Lüfte“ von 1909 kommt es dabei auf die extreme Manövrierfähigkeit der Flugzeuge an. Die hierbei eingesetzten Flugzeuge wie die EXTRA 300, Laser, Edge oder Xtreme, sind alle aktuelle Faserverbundkonstruktionen mit mechanischen Flugsteuerungen.

## 2.1 Funktionsweise von Flugsteuerungssystemen

Um eine gewollte Bewegung des Flugzeugs im Raum zu bewirken, muss der Pilot mit dem Flugsteuerungssystem in die Lage versetzt werden, durch Eingabe von Hand- und Fußkräften an den Betätigungselementen die Steuerelemente mit ausreichender Kraft, dosiertem Stellweg und gewünschter Stellgeschwindigkeit zu bewegen.

Im Rahmen dieser Arbeit werden mechanische Flugsteuerungssysteme mit ausschließlich aerodynamisch wirkenden Steuerelementen untersucht. Bild 2.2 zeigt das Funktionsschema einer solchen Flugsteuerung.

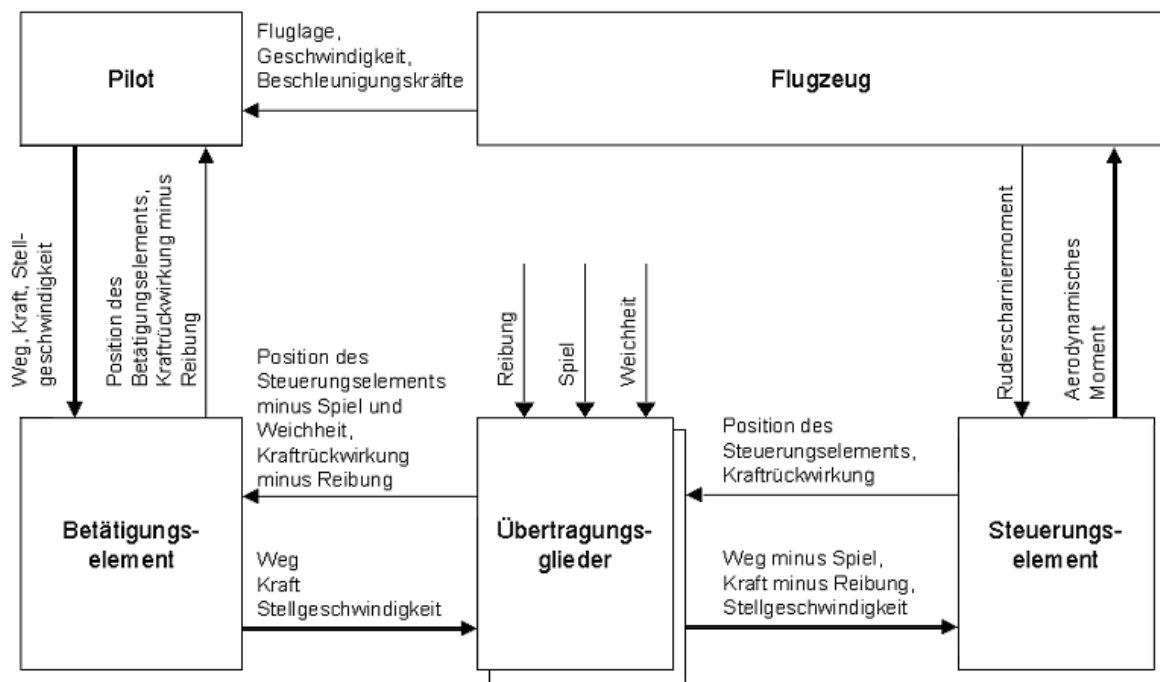


Bild 2.2: Funktionsschema einer mechanischen Flugsteuerung

Schon bei der Vorflugkontrolle wird die Flugsteuerung betätigt, um die Funktion und die Richtungssinnigkeit zu überprüfen. Die Steuerung muss leichtgängig sein und volle Ruderausschläge müssen erreicht werden. Eine eventuelle Fehlfunktion würde sich bereits durch erhöhte Reibkraft oder Klemmen zeigen. Beim Starten erhöht sich die Anströmungsgeschwindigkeit an den Steuerelementen. Die entstehenden Ruder-scharniermomente werden über die Übertragungsglieder an die Betätigungselemente weitergeleitet. Der Pilot kann „fühlen“, wenn das Flugzeug zu fliegen beginnt und den Steuerbefehlen des Piloten folgt. Zu jedem Flugmanöver korrespondieren bestimmte Positionen der Betätigungselemente und Krafrückwirkungen. Durch ein gewisses Training hat der Pilot gelernt, den Steuerbefehl (Kraft, Weg und Stellgeschwindigkeit) richtig für das gewünschte Manöver zu dosieren.

Seit den Anfängen der Fliegerei hat sich eine feste Anordnung der Betätigungselemente durchgesetzt. Diese wird so auch von den Bauvorschriften [22], [23], [24] unter § 779 gefordert. Dementsprechend müssen die Steuerungen und Bedienorgane wie folgt wirken (siehe Tabelle 2.1):

<b>Steuer- und Bedienorgane</b>	<b>Betätigungssinn und Wirkung</b>
Querruder	nach rechts (im Uhrzeigersinn): rechter Flügel abwärts
Höhenruder	nach hinten: Bug aufwärts
Seitenruder	rechtes Pedal nach vorn: Bug nach rechts
Trimmung	entsprechend der Steuerbewegung
Bremsklappen	ziehen: Bremsen fahren aus
Flügelklappen	ziehen: Flügelklappen fahren aus oder schlagen nach unten aus
Ausklinkvorrichtung für die Schleppkupplung	ziehen: Vorrichtung klinkt aus
Gashebel	nach vorn: Leistung erhöhen
Propellerverstellung	nach vorn: Vergrößerung der Drehzahl
Gemischhebel	nach vorn oder nach oben: fettes Gemisch

*Tabelle 2.1: Richtungssinn von Steuerorganen*

Weiterhin sind Hand- und Fußkräfte sowie deren Grenzen festgelegt. So sind progressive Handkraftverläufe vorgeschrieben, um dem Piloten einzelne Flugzustände klar zu signalisieren. Dabei hat die haptische Sinneswahrnehmung besondere Bedeutung. MOSER [49] beschreibt das Zusammenspiel des Gleichgewichtssinnes mit optischen, akustischen und haptischen Reizen. Er betont den wesentlichen Anteil des Tastsinns zur Raumorientierung, Gleichgewichtserhaltung und zur bewussten Steuerung von Bewegungsabläufen.

Die Übertragungsfunktion zwischen den Betätigungs- und Steuerelementen ist nicht linear. Spiel und Reibung erzeugen eine gewisse, meist ungewollte Hysterese. Die verwendeten Kinematiken, bei denen die Übersetzungsverhältnisse durch Hebel erzeugt werden, können aber auch bewusst so ausgelegt werden, dass eine gewünschte Nichtlinearität erzeugt wird. Ein bekanntes Beispiel hierfür ist die Querruderdifferenzierung, die eine kinematische Nichtlinearität der Quersteuerung darstellt. Hierbei wird ein größerer Querruderausschlag nach oben als nach unten erzeugt. DUBS [20] erklärt, wie dadurch der flugmechanische Effekt des negativen Wendemomentes vermieden werden kann.

In Abhängigkeit von der Bauweise einer Flugsteuerung wird auch nur eine begrenzte Steifigkeit erreicht. Dadurch kommt es bei einer höheren Fluggeschwindigkeit zu einem geringeren Ruderausschlag. Das Zusammenwirken dieser Phänomene ist komplex, lässt sich jedoch durch den konstruktiven Aufbau der mechanischen Flugsteuerung beeinflussen und sogar im Zusammenhang mit der flugmechanischen Stabilität eines Flugzeuges optimal auslegen. Dazu bedarf es der Kenntnis aerodynamischer und flugmechanischer Zusammenhänge sowie der Erfahrung von Testpiloten.

Der typische Aufbau von mechanischen Flugsteuerungen ist im Bild 2.3 exemplarisch dargestellt.

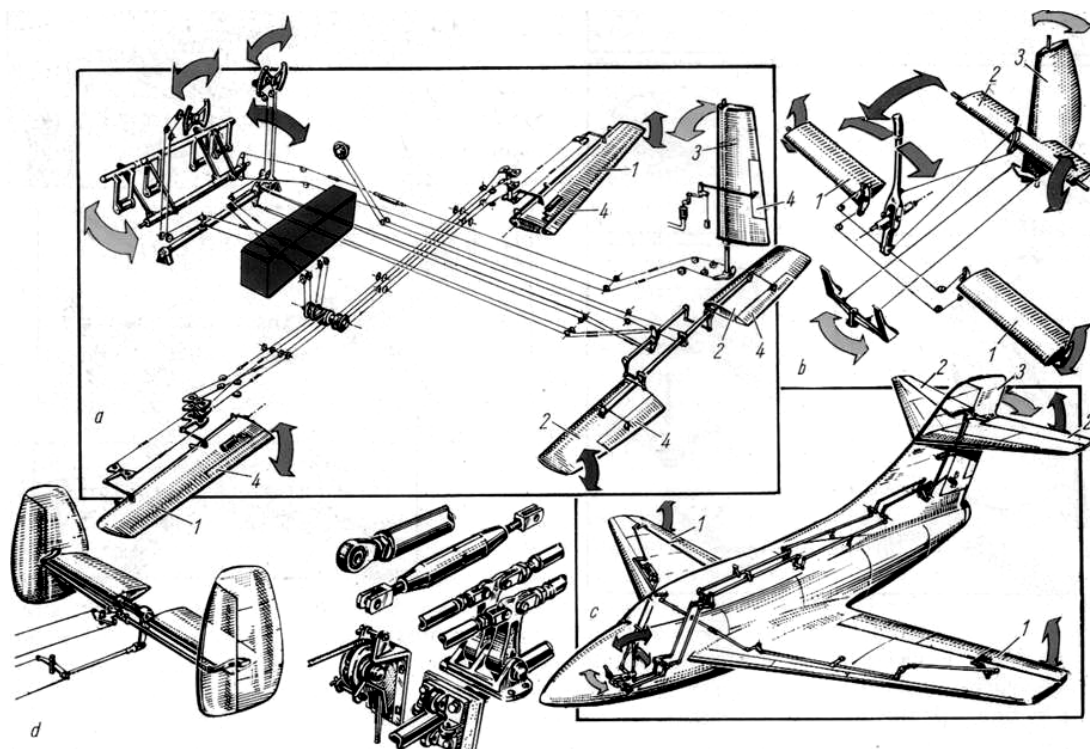


Bild 2.3: Beispiele konventioneller mechanischer Flugsteuerungssysteme [39]



## 2.2 Arten von Flugsteuerungssystemen

Abhängig von dem Verwendungszweck eines Flugzeugs ist auch die konstruktive Auslegung der Flugsteuerung. Es sind unterschiedliche Arten von Flugsteuerungssystemen bekannt. Bei Neukonstruktionen werden bewährte technische Lösungen miteinander kombiniert, Bestehende verbessert oder wie es auch Ziel dieser Arbeit ist neue Lösungen gefunden.

Zunächst werden bekannte Arten von Flugsteuerungssystemen systematisch dargestellt. Bild 2.4 zeigt ein Ordnungsschema nach SCHULSCHENKO [79], das entsprechend dem heutigen Stand der Technik ergänzt wurde.

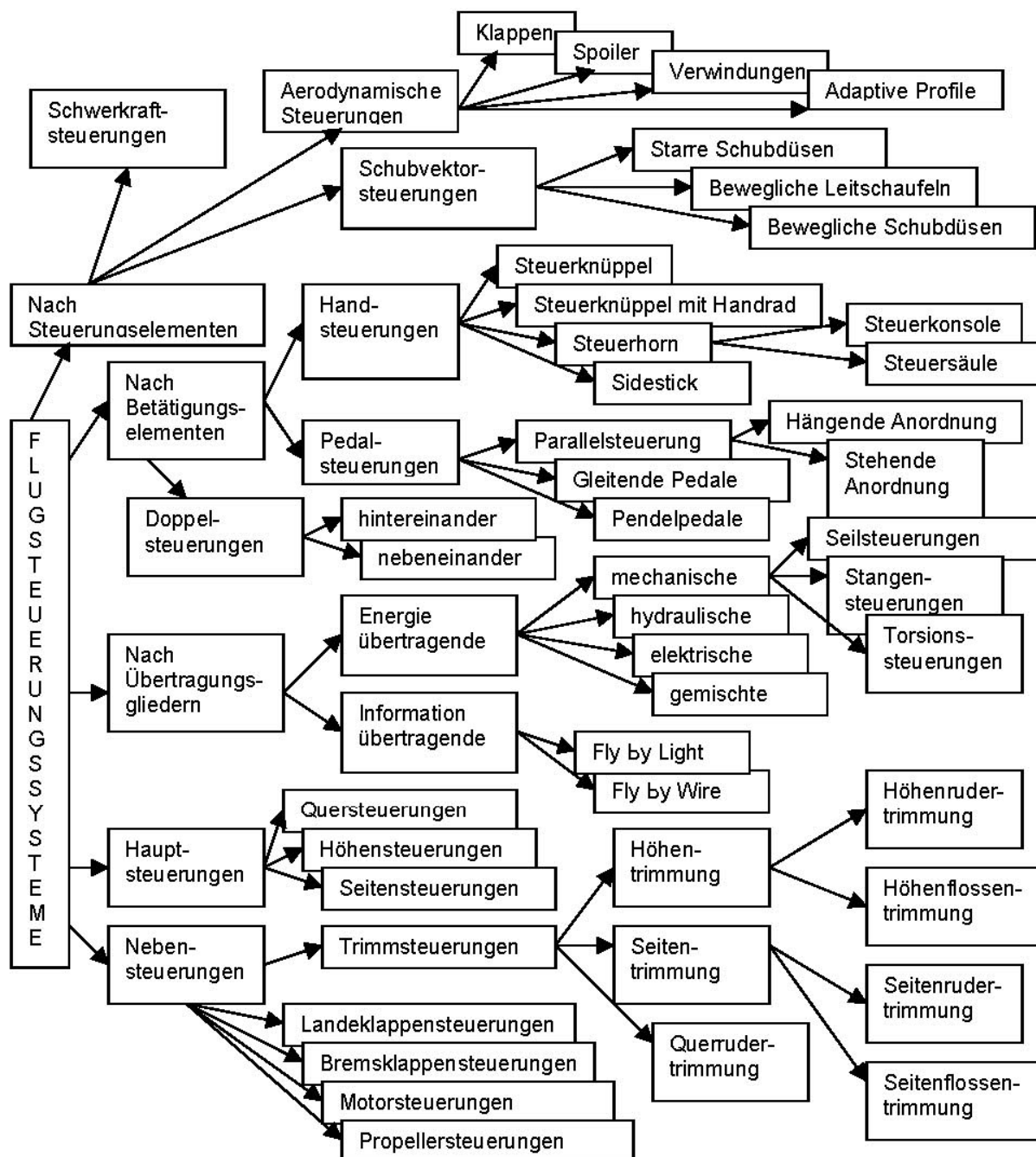


Bild 2.4: Ordnungsschema zur Einteilung von Flugsteuerungssystemen [13]

Eine Einteilung von Flugsteuerungssystemen kann wie folgt vorgenommen werden:

***Nach Haupt- und Nebensteuerungsanlagen:***

- Die Hauptsteuerung bewirkt die Bewegung um alle drei Achsen. Das sind die Quersteuerung (Längsachse), die Höhensteuerung (Querachse) und die Seitensteuerung (Hochachse).
- Die Nebensteuerung bewirkt die Änderung der Flugzeugkonfiguration durch das Betätigen von Lande- und Bremsklappen, Motorsteuerung, Propellersteuerung und das Trimmen. Das Trimmen kann bei Fly-by-Wire-Steuerungen als Teil der aktiven Flugsteuerung einbezogen werden, hier wird jedoch die Trimmung als Teil der Nebensteuerung betrachtet.

***Nach Art der Übertragungselemente:***

- Information übertragende Flugsteuerungen sind die Fly-by-Wire- und Fly-by-Light-Steuerungen. Die Fly-by-Light-Steuerungen nutzen Lichtleitkabel zur Datenübertragung. Der Vorteil von Fly-by-Light-Steuerungen ist die Unempfindlichkeit gegenüber elektromagnetischen Störungen. Daher ist diese Art besonders interessant für militärische Anwendungen. Durchgesetzt haben sich die Fly-by-Wire-Steuerungen, bei denen elektrische Signale übertragen werden. MEYER [48] erwähnt, dass der Amerikaner Lawrence Sperry schon 1914 den kreiselgesteuerten Autopiloten erfunden hat. In den 1930er und 1940er Jahren wurden von den Firmen Askania und Siemens kreiselgestützte automatische Flugsteuerungen für Flugzeuge und Raketen entwickelt, so MEYER [48]. Der erste Airliner, der eine digitale Fly-by-Wire-Steuerung ohne mechanisches Backup verwendete, war der Airbus A320, so HÜNECKE [36]. Während beim A320 Seiten- und Trimmsteuerung noch mechanisch betätigt wurden, ist der A380 mit einer Full-Fly-by-Wire-Steuerung ausgerüstet.
- Energie übertragende Flugsteuerungen übertragen mechanische, elektrische oder hydraulische Energie.

Mit den mechanischen Flugsteuerungen, bei denen der Pilot das Flugzeug durch Muskelkraft steuert, befasst sich diese Arbeit. Bis in die 1940er Jahre wurden sämtliche Flugsteuerungen so gebaut. Moderne Sport- und Reiseflugzeuge verwenden mechanische Flugsteuerungen und viele Großflugzeuge

haben auch heute noch ein mechanisches Backup. Das physische Leistungsvermögen des Menschen ist jedoch begrenzt. Die Rudermomente, die aufgebracht werden können, sind also limitiert und somit auch die Gesamtauslegung von Flugzeugen.

- Seit Beginn des Jet-Zeitalters werden Flugsteuerungen mit Kraftverstärkern eingesetzt, bei denen elektrische oder hydraulische Energie genutzt wird. Die Funktionsweise ist der von Bremskraftverstärkern oder Servolenkungen in Kraftfahrzeugen ähnlich. Beim Ausfall der elektrischen oder hydraulischen Energie kann die Flugsteuerung notfalls mechanisch, jedoch mit größerem Kraftaufwand betätigt werden. Solche Steuerungen werden auch als mechanisch betätigte kraftverstärkte Flugsteuerungen bezeichnet und sind weit verbreitet. Beispiele hierfür sind die Flugsteuerungen der Boeing 727, 737, 747 und 757 [58].

#### ***Nach Art der Betätigungselemente:***

- Für die Handsteuerung gibt es grundlegend drei Möglichkeiten der Anordnung:
  - a. Der Steuerknüppel: Bei kleinen, sportlich betonten Flugzeugen wird der Steuerknüppel eingesetzt. Er ermöglicht eine sehr präzise Steuereingabe und ist mit geringem Aufwand und geringem Gewicht realisierbar.
  - b. Das Steuerhorn: Es ermöglicht, das Übersetzungsverhältnis zum Querruder gegenüber der Knüppelsteuerung zu vergrößern. Der Steuerknüppel lässt sich je nach Flugzeugtyp nur um 25°- 30° bewegen. Das Steuerhorn ermöglicht dagegen einen größeren Drehwinkel. So kann der Flugzeugführer das Flugzeug aufgrund des Übersetzungsverhältnisses mit geringeren Handkräften steuern. Solche Anordnungen sind in größeren und weniger sportlich betonten Flugzeugen zu finden.
  - c. Der Sidestick: Fast ausnahmslos in Verbindung mit Fly-by-Wire-Steuerungen wird der Sidestick verwendet. Da er seitlich auf der Konsole untergebracht wird und nur über geringe Stellwege bei gleichzeitig kurzen Hebelarmen verfügt, lässt sich nur schwer ein entsprechend günstiges mechanisches Übersetzungsverhältnis realisieren.
- Für die Betätigung der Fußsteuerung gibt es drei verschiedene Möglichkeiten:

- a. Die Parallelsteuerung: Die Pedale sind an zwei parallel verlaufenden Torsionsrohren in Richtung der Flugzeugquerachse an entsprechenden Hebeln befestigt. Je nach Anordnung der Torsionsrohre ist hier eine „stehende“ bzw. „hängende“ Anordnung der Pedale möglich. In Verbindung mit einem Doppelsteuer bei nebeneinandersitzender Anordnung ergeben sich konstruktiv viele Vorteile.
  - b. Die gleitenden Pedale: Die Pedale werden linear in Betätigungsrichtung geführt.
  - c. Die Pendelpedale: Die Pedale sind an einem Hebel „pendelnd“ aufgehängt. Hier ergeben sich wiederum in Verbindung mit einem Doppelsteuer in hintereinander sitzender Anordnung konstruktive Vorteile.
- Zweisitzige Flugzeuge werden oft mit einem Doppelsteuer ausgerüstet, bei dem Pilot und Copilot über die gleichen Bedienorgane verfügen. Diese sind dann mechanisch miteinander gekoppelt. Dabei ist es unerheblich, ob die Sitzplätze nebeneinander oder hintereinander angeordnet sind, bzw. ob ein Steuerknüppel oder ein Steuerhorn verwendet wird.

#### ***Nach Art der Steuerelemente:***

- Die einfachste Form der Steuerung ist die Schwerkraftsteuerung, wie sie schon von LILIENTHAL [46] verwendet wurde. Heute findet sie fast ausschließlich bei Hängegleitern Anwendung. HÜNECKE [36] beschreibt, dass an modernen Großraumflugzeugen diese Methode in Form umpumpbarer Kraftstoffmengen in Rumpf oder Höhenflosse als Mittel zur Beeinflussung der Flugleistungen und der Längsstabilität eingesetzt wird.
- Die aerodynamischen Steuerungen werden am häufigsten verwendet.
- a. Verwindung: BRINKMANN [5] berichtet, dass die Wrights und Gerade die Verwindung des Flügels und der Leitwerke ausnutzten. Durch Verwindung wird der Auftrieb örtlich verändert. Diese Form der aerodynamischen Steuerung ist an vielen Flugzeugen aus den Anfängen der Fliegerei zu finden.
  - b. Klappen und Ruder: Die am weitesten verbreitete Form der aerodynamischen Steuerung ist die Steuerung durch Klappen (z. B. Quer-, Höhen-, Seitenruder oder Trimmklappe). Die Größe der Klappe, die Lage der Scharnierachse sowie ihr Ausschlagwinkel sind Parameter, die sich

konstruktiv gut verändern lassen. Damit können Steuerwirksamkeit und Handkräfte optimal abgestimmt werden. Zu den Klappen gehören auch die Brems- und Landeklappen. Während die Landeklappen vor allem eine Auftriebserhöhung bewirken, ist der Zweck von Bremsklappen die Erhöhung des Widerstands. Eine interessante Erfindung der letzten Jahre sind die sog. Miniklappen. Diese sind von geringer Klappentiefe (1-5% MAC) und werden mit großem Winkel (bis zu 90°) ausgeschlagen. Miniklappen sind vor allem bei hohen Fluggeschwindigkeiten sehr effektiv. Derzeit untersucht MERTENS [44] an der Fachhochschule Aachen diese Miniklappen.

- c. Spoiler: Mit steigenden Geschwindigkeiten werden aeroelastische Effekte immer stärker. Eine ausgeschlagene Klappe hat dabei den Nachteil, an der Hinterkante einer Tragfläche ein Moment zu erzeugen, das die Tragfläche tordiert. Im extremen Fall können aerodynamische Kräfte zur Ruderumkehr oder zum Flattern führen [19]. Abhilfe schaffen sog. Spoiler (Störklappen). Diese Flächen sind auf der Profilloberseite angeordnet und bewirken eine Auftriebsverringerng und Widerstandserhöhung, ohne die Tragfläche zu tordieren. An Airlinern der Hersteller Boeing und Airbus werden diese zur Unterstützung der Quersteuerung, zur Auftriebsreduzierung bzw. Widerstandserhöhung benutzt.
  - d. Veränderbare Wölbung: In den letzten Jahren wurden immer wieder Untersuchungen zu adaptiven Profilen bekannt, wie die von ÜCKERT [89], die noch keine praktische Umsetzung fanden. Die Landeklappen moderner Großraumflugzeuge und Wölbklappen an Leistungssegelflugzeugen sind auf höchstem technischen Niveau. Wölb- und Landeklappen erhöhen den Auftrieb durch eine veränderliche Wölbung des Profils.
- An strahlgetriebenen Flugzeugen werden auch Schubvektorsteuerungen verwendet. Bei diesen wird der Schubstrahl von Raketen- bzw. Luftstrahltriebwerken ausgerichtet und zur Steuerung ausgenutzt.
- a. Starre Schubdüsen: Sie werden ausschließlich an Flugzeugen oder Raumfahrzeugen mit Raketentriebwerken verwendet. Ein Beispiel ist die adaptive Flugsteuerung des Forschungsflugzeugs der NASA, die X-15 [51].

- b. Bewegliche Leitschaufeln: Aus der Raketentechnik sind Leitschaufeln, die direkt in den Schubstrahl eines Luftstrahltriebwerks geschwenkt werden, bekannt. Ein bekanntes Beispiel ist das Experimentalflugzeug X-31, das in Zusammenarbeit von NASA und DLR erprobt wurde.
- c. Bewegliche Schubdüsen: Seit einigen Jahren wird an Militärflugzeugen der Hersteller MiG und Sukhoi der Schubstrahl von Luftstrahltriebwerken mit beweglichen Schubdüsen direkt gerichtet.

## 2.3 Flugsteuerungen von Sport- und Reiseflugzeugen

In modernen Sport- und Reiseflugzeugen werden für die Hauptsteuerung mechanische Steuerungen verwendet. Bei guter Auslegung der Steuerelemente können die Ruderscharniermomente gering gehalten werden. Dadurch lassen sich auch große und schnelle Reiseflugzeuge mit geringen Betätigungslasten fliegen.

Inzwischen haben sich bestimmte Konfigurationen von mechanischen Flugsteuerungen fest etabliert. So werden Seitensteuerungen fast ausschließlich als Seilsteuerungen gebaut. Bei der Höhen- und Quersteuerung haben sich sowohl Seil- als auch Stangensteuerungen etabliert. Reine Sportflugzeuge, wie Segelflugzeuge und Motorflugzeuge, sind komplett mit Stangensteuerungen ausgerüstet. Dabei werden auch CFK-Steuerstangen verwendet. Besonders in Segelflugzeugen mit großen Spannweiten finden lange, durchgehende Steuerstangen mit Stangenführungen Anwendung.

Als Bedienelemente in Sportflugzeugen werden meist Steuerknüppel, in Reiseflugzeugen dagegen Steuerhörner bevorzugt. Teilweise werden für die Trimmung und die Landeklappen elektrische Antriebe genutzt. An Letzteren erfolgt die Verstellung durch eine Torsionswellensteuerung. Bei der Trimmsteuerung wird das Trimmruder oft direkt angetrieben. Meist werden hierzu Elektromotoren, die über eine Spindel eine Linearbewegung erzeugen, verwendet.

Für reine Sportflugzeuge, wie Segelflugzeuge und Motorsegler, ist die hierfür notwendige Energieversorgung problematisch, weshalb eine durch Muskelkraft betriebene mechanische Flugsteuerung vorteilhaft ist.

## 2.4 Übertragungsglieder von Flugsteuerungssystemen

Die Übertragungsglieder stellen die Verbindung zwischen den Bedienelementen und den Steuerelementen dar. In neueren Sport- und Reiseflugzeugen werden fast ausschließlich mechanische Übertragungselemente in Form von Steuerseilen, Steuerstangen oder Torsionsrohren eingesetzt.

### 2.4.1 Seilsteuerungen und ihre Komponenten

Seilsteuerungen sind die verbreitetste Art mechanischer Flugsteuerungssysteme. Um über lange Betätigungswege Ventile, Klappen und Ruder zu bedienen, werden Seile benutzt.

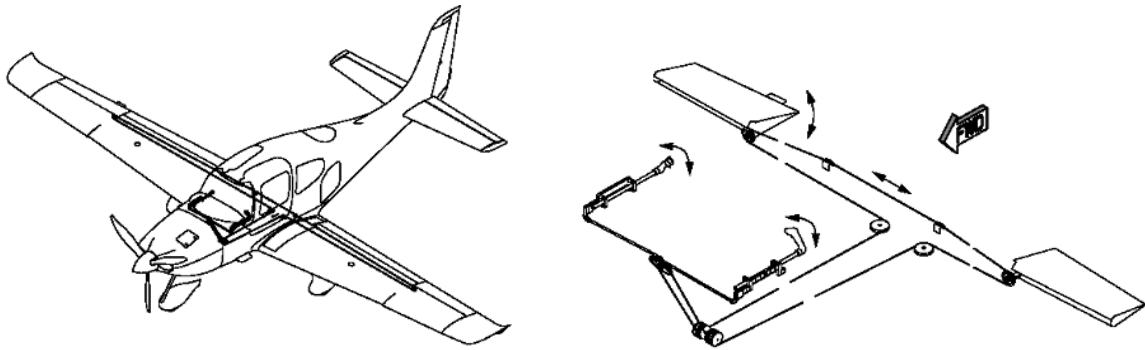


Bild 2.5: Seilsteuerung einer Cirrus Design SR20 [9]

**Vorteile:** Seile weisen ein geringes Gewicht auf und die Kraftumlenkung ist einfach realisierbar. Sie sind sicher gegen Gewalt- und Dauerbruch sowie spielfrei.

**Nachteile:** Seile übertragen nur Zugkräfte und weisen je nach Seildurchmesser relativ hohe Dehnung auf.

Sie reagieren empfindlich auf Temperaturschwankungen.

Konventionelle Seilsteuerungen bestehen aus einem System flexibler Stahlseile, geführt über Seilrollen. Wie in Bild 2.5 zu erkennen, ist stets ein geschlossener Kreislauf notwendig, bei dem sich je nach Betätigungsrichtung ein Seilende unter Last und das andere lastfrei bewegen. Innerhalb eines geschlossenen Seilkreises können keine Kräfte übersetzt werden.

Um das Seil über die Seilrolle umzulenken, muss Arbeit verrichtet werden. Durch die Umlenkung des Seils über die Rollen entsteht eine Verlustarbeit, die fälschlich oft als

Reibung bezeichnet wird. Zutreffender spricht man vom Wirkungsgrad der Seilsteuerung.

### **Steuerseile**

Steuerseile werden in Haupt-, aber auch in Nebensteuerungssystemen genutzt, wie z. B. der Trimmsteuerung. Die verwendeten Stahlseile bestehen aus hochfestem Kohlenstoffstahl. Sie sind sehr leicht und flexibel, was die Verlegung durch das Flugzeug vereinfacht und einen effizienten Wirkungsgrad der Seilsteuerung gewährleistet. Zur Verringerung der Seildehnung werden Steuerseile vorgereckt. Nachteilig ist, dass die Seilspannung aufgrund eingetretener Dehnung der Seile in bestimmten Zeitintervallen korrigiert werden muss. Außerdem reagieren Seile auf Temperaturschwankungen mit Änderung der Seilspannung. Nachfolgend beschriebene Seilspannungsregler können die Seilspannung konstant halten.



*Bild 2.6: Seilkonstruktionen 7 x 7 und 7 x 19 [11]*

Hauptelement des Seiles ist der Draht. Er wird aus Walzdraht kaltgezogen und anschließend verzinkt. Der Durchmesser des Drahtes und die Schlagart bestimmen die Abmessungen des Seiles. Es besteht aus mehreren, in einer oder mehreren Lagen, um eine Stahleinlage schraubenlinienförmig verseilten Litzen. Ein spannungsarmes Seil entsteht, indem die Drähte in der Litze und die Litzen im Seil während der Fertigung des Seiles entsprechend ihrer Lage im fertigen Seil vorgeformt werden.

Die Seilkonstruktion basiert auf der Anzahl von Drähten, die zu einem Strang und der Zahl der Stränge, die zu einem Seil verdreht werden. In Bild 2.6 sind die verbreitetsten Konstruktionen von Steuerseilen 7 x 7 und 7 x 19 dargestellt. Ein Schmiermittel reduziert die innere Reibung und verhindert die Korrosion.

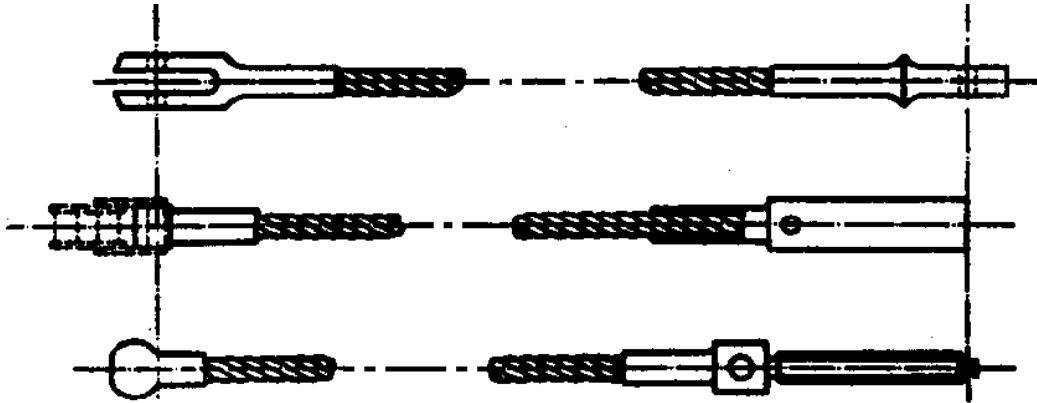
Flugsteuerungsseile werden von 1,6 mm bis 9,5 mm Durchmesser hergestellt. Üblicherweise werden in Sportflugzeugen Seildurchmesser von 1/8 inch (3,2 mm) bis



5/32 inch (4 mm) verwendet. In Hauptsteuerungen dürfen Seile nicht dünner als 3,2 mm und in Nebensteuerungen nicht dünner als 2,4 mm sein.

### **Seilenden**

Seile können mit unterschiedlichen, Seilenden versehen werden, die in Bild 2.7. dargestellt sind.



*Bild 2.7: Verschiedene Seilenden [11]*

In der Regel werden die Seile industriell vorkonfektioniert und dabei auf die Seilenden aufgequetscht. Die so gefertigten Anschlüsse sind kraftschlüssige, nicht trennbare Verbindungen. Je nach Anwendung können die Seile z. B. über Ballenden (wenn wenig Platz zur Verfügung steht) oder über Gewindeanschlüsse mit anderen Steuerungselementen (z. B. Spanschlössern) verbunden werden. Diese Verbindungen sind lösbar, müssen aber nach üblichen Luftfahrtstandards gesichert werden.

In manchen Fällen ist es nicht möglich, die Seile vorkonfektionieren. Das kann der Fall sein, wenn die Seillänge im Flugzeug angepasst werden muss oder wenn sich das Seil nicht anders montieren lässt. In diesem Fall wird ein Seilende in eine Nikopresshülse geschoben, dann eine Schlaufe gelegt, eine Kausche eingefügt und anschließend mit der Quetschzange verpresst. Auch eine solche Verbindung ist kraftschlüssig und nicht trennbar.

### **Spanschlösser**

Spanschlösser sind einstellbare mechanische Verbindungselemente zwischen zwei Seilen. Sie bestehen aus zwei Endstücken mit Gewindestange (je eines mit Linksgewinde und Rechtsgewinde) und einem Verbinder mit entsprechenden Innengewinden. Spanschlösser sind in Seilsteuerungssysteme integriert, um kleine Seillängenänderungen auszugleichen und die Seilspannung einstellen zu können. Bei der Installati-

on von Spannschlössern muss die Mindesteinschraubtiefe eingehalten werden. Außerdem ist wichtig, dass beide Endstücke mit gleich vielen Gewindegängen in den Verbinder eingeschraubt sind. Wenn ein Spannschloss installiert und eingestellt wurde, ist es entsprechend zu sichern. Ältere Spannschlösser wurden mit Draht gesichert. Die Patentsicherung mit sog. Clips (siehe Bild 2.8) wird bei moderneren Steuerungen angewendet.

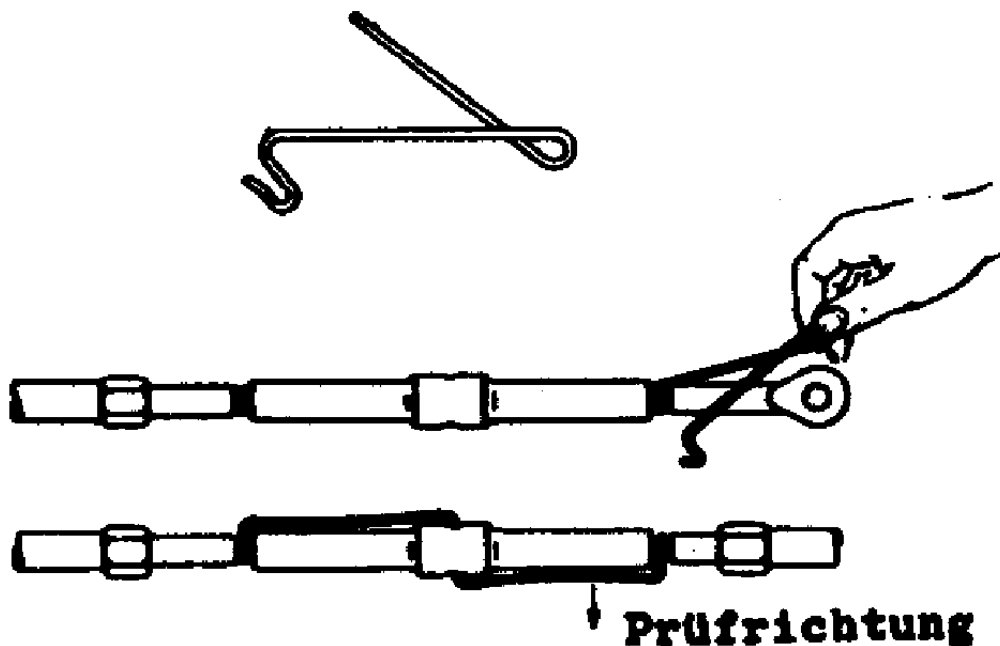


Bild 2.8: Spannschloss [11]

### Seilverbinder

Zusätzlich zu den Spannschlössern gibt es Seilverbinder. Sie ermöglichen ein schnelles Lösen und Verbinden von Seilen mit Ballenden. In Bild 2.9 ist ein Federverbinder, bei dem das Ballende in ein Endstück eingehängt wird, dargestellt. Ein federvorbelasteter Sicherungsring sichert diese formschlüssige Verbindung selbstständig.



Bild 2.9: Seilverbinder [11]

## Seilführungen

Es werden Gleitführungen (Fairleads) und druckdichte Seilführungen (Druckdichtungen) unterschieden.

### Gleitführungen

Um das Seil zu führen bzw. um kleine Winkel umzulenken, werden Gleitführungen (Fairleads) benutzt. Diese bestehen meist aus PA und sind teilbar ausgelegt. Beide Halbschalen werden um das Seil gelegt, das Fairlead in die Halterung geschoben und mit einem Ring oder Sicherungsblech gesichert (siehe Bild 2.10).

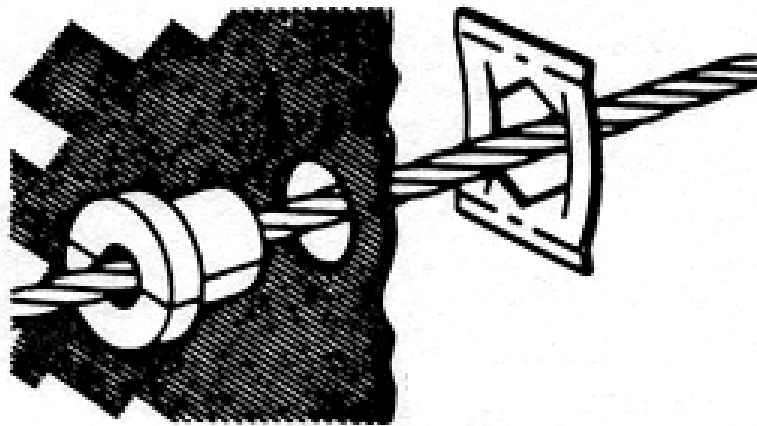


Bild 2.10: Gleitführung [11]

Der maximal zulässige Umlenkungswinkel für Fairleads beträgt  $3^\circ$ . Bei größeren Winkeln, besonders aber in Verbindung mit höheren Seilspannungen, würde der Verschleiß extrem zunehmen. Fairleads unterliegen generell einem hohen Verschleiß und müssen oft inspiziert und ggf. ausgetauscht werden. Meist erfolgt der Einsatz der Fairleads dort, wo die Seile durch Rippen oder Spanten geführt werden. Sie verhindern einen Kontakt zwischen Seil und Strukturbauteilen, was sonst zur Beschädigung des Seiles oder der Struktur führen könnte.

### Druckdichtungen

Druckdichtungen sind notwendig, wenn Seile durch Spanten geführt werden, zwischen deren beiden Seiten eine Druckdifferenz besteht (bei Druckkabinen). In Bild 2.11 ist eine Druckdichtung dargestellt. Solche Dichtungen müssen dicht genug sein, um den Austritt von Luft zu vermindern. Trotzdem dürfen sie die Bewegung des Seiles nicht durch zu hohe Reibung behindern. Um sicherzustellen,

dass sich die Halteringe nicht lösen, sind die Druckdichtungen regelmäßig zu inspizieren. Ein gelöster Haltering könnte entlang des Seils verrutschen und zum Klemmen einer Seilrolle führen.

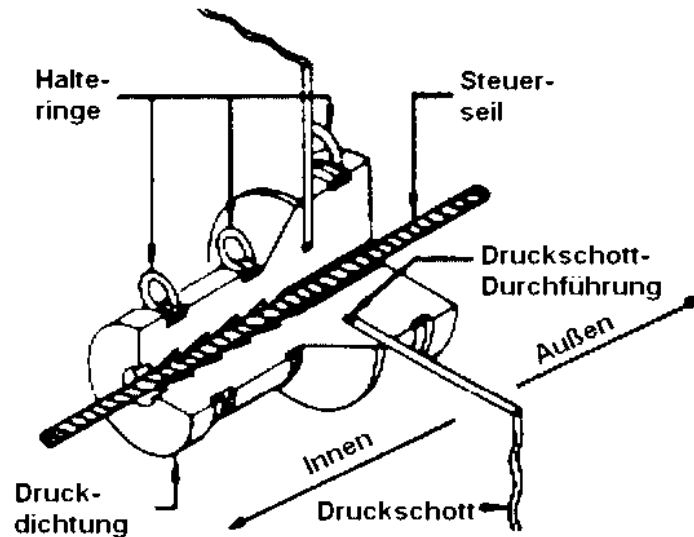


Bild 2.11: Druckdichtung [11]

### **Ketten und Kettenräder**

Ketten und Kettenräder werden z. B. benutzt, um das Drehmoment des Steuerhorns in eine Seilkraft umzuwandeln. In Bild 2.12 ist die Anordnung einer Kette mit Kettenrad zu erkennen.

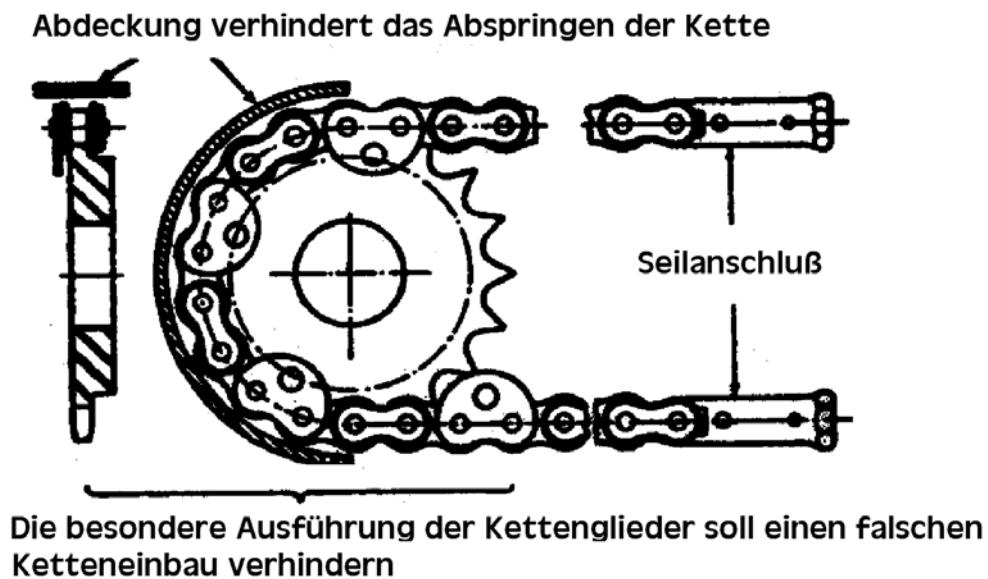


Bild 2.12: Kette und Kettenrad [11]

Die Kettenlänge muss so bemessen sein, dass eine sichere Umschlingung des Kettenrades zuzüglich des Seilweges möglich ist. Ketten und Kettenräder wurden schon 1931 an der D.H. 82 Tiger Moth benutzt und finden noch heute z. B. an den Steuerhörnern der EXTRA EA-500 Verwendung.

### ***Seiltrommeln***

Seiltrommeln werden z. B. in Trimmsteuerungen verwendet. Die Seiltrommel ist mehrfach vom Seil umschlungen und kann um mehr als 360° bewegt werden. Durch die mehrfache Umschlingung ist aufgrund der Seilreibung eine sichere Übertragung des Drehmoments gewährleistet.

### ***Seilrollen und Seilrollenböcke***

Seilrollen werden verwendet, um Seile zu führen und um große Winkel umzulenken. Sie bestehen entweder aus Aluminium oder Hartgewebe. Eingebaute Seilrollenlager sind gekapselt und dauergeschmiert. Eine Führung über Seilrollen ist sehr reibungs- und verschleißarm. Die seitliche Seilablenkung aus der Mittellage darf 2° nicht überschreiten.

Seilrollen werden in sog. Seilrollenböcken gelagert. Dies sind meist metallische Beschläge zur Strukturanbindung der Seilrollen. Seilrollenböcke leiten die bei der Umlenkung des Seils auftretenden resultierenden Kräfte direkt in die Struktur ein.

### ***Seilquadranten***

Bei Seilquadranten handelt es sich um eine Sonderform der Seilrollen. Sie befinden sich z. B. in der Quersteuerung eines Seilsteuerungssystems im Außenflügel. Hier wird die Seilkraft über den Seilquadranten in die Querrudersteuerstange eingeleitet. Der Seilquadrant muss sicherstellen, dass bei einer Seilbewegung die Seilspannung konstant bleibt.

### ***Seilspannungsregler***

Seilspannungsregler werden benötigt, um die notwendige Seilspannung, unabhängig von Temperatur und Verformung der Struktur, unter Fluglast weitestgehend konstant zu halten. Es gibt unterschiedliche Bauformen, nämlich als Schwinge oder Quadrant. Letzterer besteht aus zwei Quadrantenhälften mit gemeinsamer Drehachse, einer Führung mit Kreuzkopf, Federn und Zugstangen (siehe Bild 2.13). Im kraftfreien

Zustand ist der Kreuzkopf frei beweglich. Er ist federbelastet und überträgt die Kraft durch Zugstangen auf die Quadrantenhälften. Über den Kreuzkopf kann die Seilspannung ausgeglichen werden. Sobald die Steuerung belastet wird, strafft sich ein Seilstrang, während der andere entlastet wird. Dabei verkantet der Kreuzkopf und der Seilspannungsregler stellt eine starre, nicht federnde Verbindung zum Steuerelement dar.

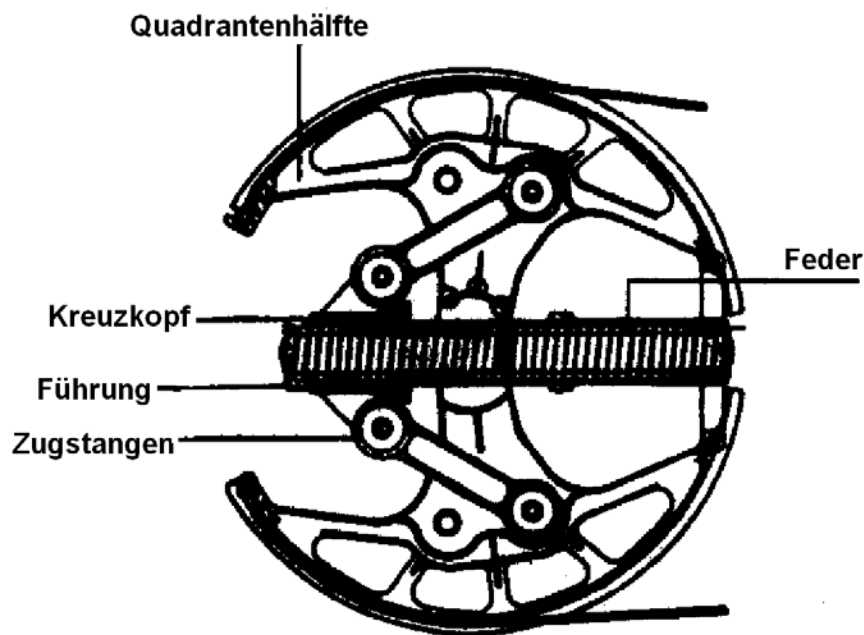


Bild 2.13: Seilspannungsregler [11]

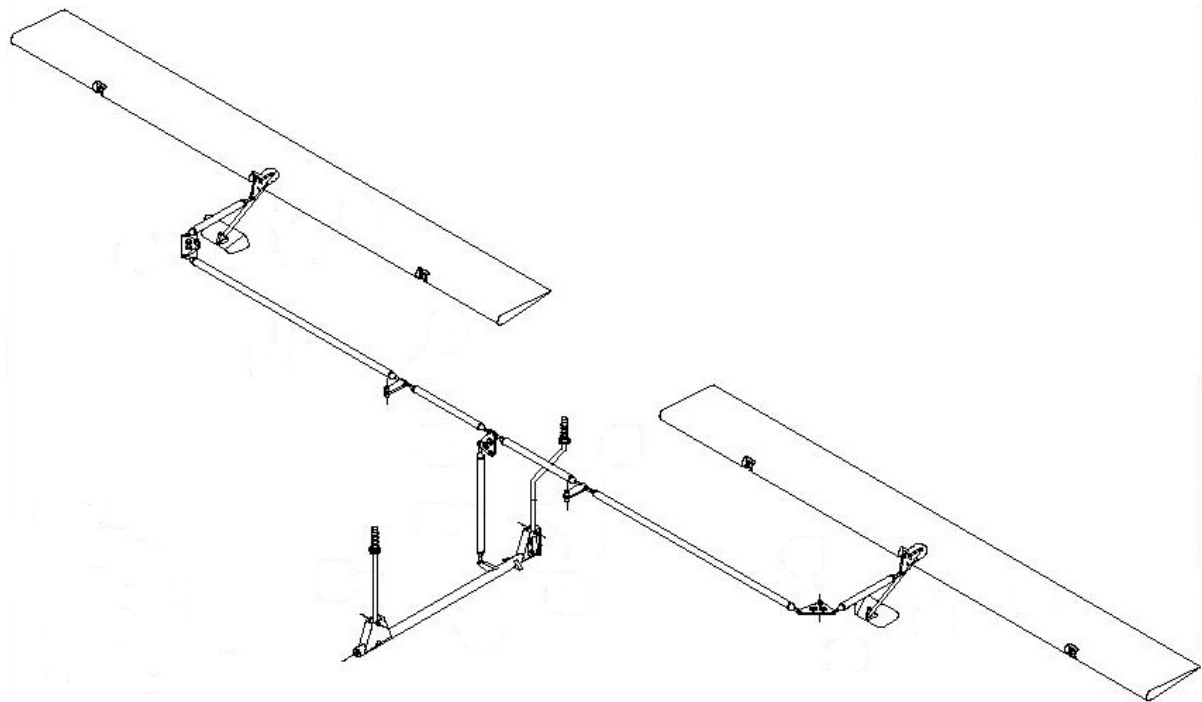
## 2.4.2 Stangensteuerungen und ihre Komponenten

Neben Seilsteuerungen sind Stangensteuerungen eine weitverbreitete Art mechanischer Flugsteuerungssysteme. Stangen werden benutzt, um auf kurzem Wege Ventile, Klappen und Ruder zu betätigen. Stangensteuerungen sind zwar relativ einfach aufgebaut, jedoch schwierig in vorhandene Strukturen zu integrieren. Verformungen der Struktur unter Fluglasten haben Einfluss auf die Steuerung.

Vorteile: Steuerstangen können Zug- und Druckkräfte übertragen und weisen eine hohe Steifigkeit auf.

Nachteile: Sie sind nicht spielfrei, haben ein hohes Gewicht und sind schwingungsempfindlich. Aufgrund der Knicklänge sind die Stangen nicht beliebig lang realisierbar.

Konventionelle Stangensteuerungen, wie in Bild 2.14 dargestellt, bestehen aus einem System von Hebeln und Steuerstangen.



*Bild 2.14: Stangensteuerung einer EXTRA 300*

Aufgrund der begrenzten Knicklänge der Steuerstangen müssen konstruktive Maßnahmen ergriffen werden, um das Knicken zu verhindern. Dazu können die Steuerstangen entweder mit Umlenk- bzw. Kipphebeln oder mit Rollenführungen gestützt werden.

### **Steuerstangen**

Steuerstangen werden sowohl in Haupt- als auch in Nebensteuerungssystemen, wie z. B. in der Trimmsteuerung, eingesetzt. Sie bestehen in konventioneller Bauweise aus Stahl oder Aluminiumrohr, neuerdings aber auch oft aus CFK-Rohr. Aufgrund des höheren Elastizitätsmoduls von CFK gegenüber Aluminium kann die effektive Knicklänge der Steuerstangen erhöht werden. In Bild 2.15 ist zu erkennen, dass die Enden der Steuerstangen mit Steuerstangenköpfen versehen sind.

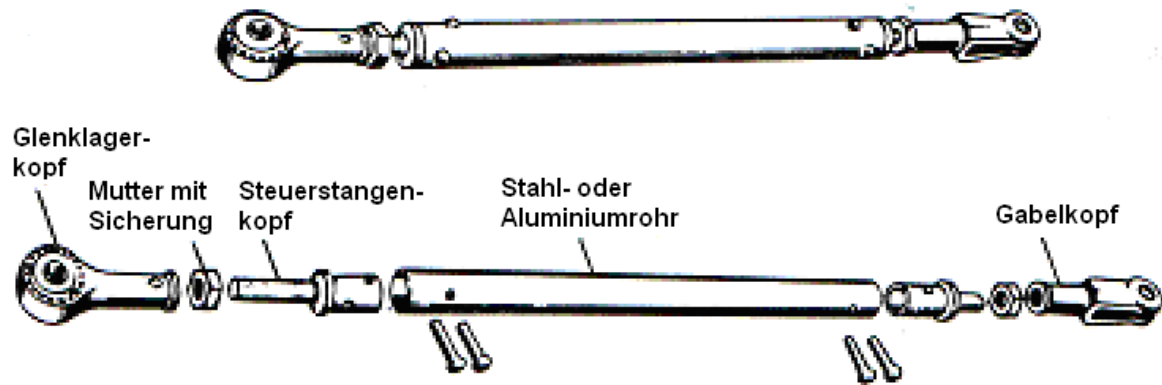


Bild 2.15: Steuerstange [11]

Die Steuerstangenköpfe werden bis gegen ihren Bund in die Steuerstange eingeschoben, zusammen mit der Steuerstange gebohrt und anschließend vernietet. Sie besitzen einen Gewindeanschluss für Gelenklager- bzw. Gabelköpfe. Eine Schraubensicherung verhindert das Lösen der Gelenklager- oder Gabelköpfe.

### Hebel und Hebelböcke

Kipphebel dienen zur Verbindung der Steuerstangen untereinander und werden verwendet, wenn die Steuerstange gegen Ausknicken geschützt werden soll. Sie haben an der einen Seite eine bewegliche Lagerung und auf der anderen Seite zwei Bohrungen zum Anschluss der Steuerstangen. Haben beide Bohrungen den gleichen Abstand von der beweglichen Lagerung, wird von der einen Steuerstange zur anderen im Verhältnis 1 : 1 übersetzt. Es ist jedoch auch möglich, eine Hebelübersetzung zu realisieren. In Bild 2.16 sind ein Kipp- und ein Umlenkhebel dargestellt.

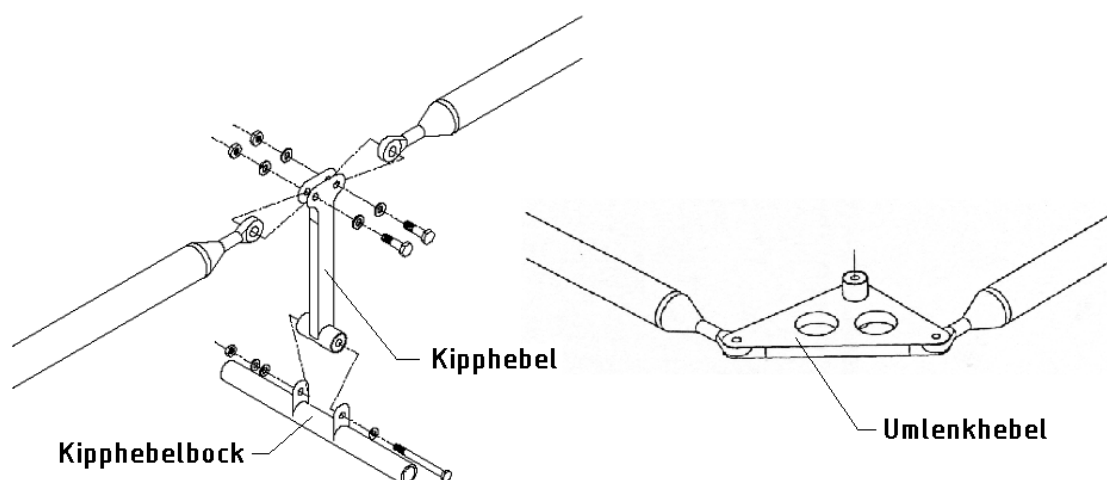


Bild 2.16: Kipp- und Umlenkhebel [25]

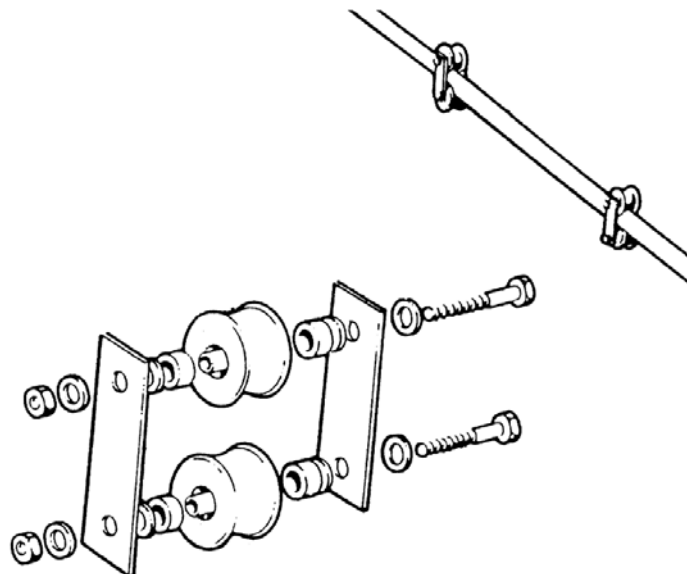


Umlenkhebel finden Verwendung, wenn die Kraftwirkungsrichtung umgelenkt werden soll. Sie besitzen zwei oder mehr Hebelarme, die entweder gleich oder unterschiedlich lang sein können. Wie auch bei den Kipphebeln lassen sich unterschiedliche Hebelübersetzungen und gewollte Nichtlinearitäten wie z. B. die Querruderdifferenzierung realisieren.

Kipp- und Umlenkhebel werden in sog. Hebelböcken gelagert. Dies sind meist metallische Beschläge zur beweglichen Stukturanbindung der Hebel. Sie leiten die am Hebel auftretenden Kräfte (die resultierende Kraft am Umlenkhebel) direkt in die Struktur ein.

### **Stangenführungen**

Wenn lange Steuerstangen verwendet werden, können Stangenführungen deren Ausknicken verhindern. Die Verwendung von Kipphebeln würde das Spiel durch die beiden zusätzlichen gelenkigen Verbindungen erhöhen. Die Stangenführung besteht meist aus gegenüberliegenden Rollen, die die Steuerstange gegen Knicken abstützen (siehe Bild 2.17).



*Bild 2.17: Stangenführung [55]*

Bei einigen Segelflugzeugen und auch bei der Aquila A-210, werden kugelgelagerte Linearführungen eingesetzt. Wenn CFK-Steuerstangen in Verbindung mit kugelgelagerten Linearführungen verwendet werden, müssen die Steuerstangenoberflächen entsprechend präpariert sein. Oft sind Halbschalen aus Stahl auf die CFK-Stange geklebt, um eine Lagerung zu ermöglichen.

### 2.4.3 Torsionswellensteuerungen

Steuerungen bei denen Torsionswellen zur Kraftübertragung dienen, werden als Torsionswellensteuerungen bezeichnet. Meist finden diese in Landeklappensteuerungen Verwendung. Zu unterscheiden sind Torsionssteuerungen, die nur Schwenkbewegungen oder rotierende Bewegungen weiterleiten. Bei entsprechender Übersetzung können die Betätigungslasten mit hoher Drehzahl und geringem Moment übertragen werden. Torsionswellensteuerungen wurden z. B. in der HFB 320 verwendet. Wegen zu großen Spiels in den Übersetzungsgetrieben und zu geringer Steifigkeit konnte sich die Torsionswellensteuerung aber nicht als Hauptsteuerung durchsetzen. Moderne Großraumflugzeuge besitzen Torsionswellensteuerungen nach wie vor in den Landeklappenbetätigungen.

Vorteile: Es können mit einer Welle mehrere Steuerelemente betätigt werden.

Nachteile: geringe Steifigkeit und großes Spiel

### 3. Zielsetzung und Vorgehensweise

Die Darstellung des aktuellen Standes der Technik zeigte, dass die heute verwendeten Arten von mechanischen Flugsteuerungen und ihre Bauelemente seit etwa 1940 im Wesentlichen bekannt sind. Mit der Ablösung der bis dahin etablierten Metallbauweise durch die moderne Faserverbundbauweise kam es zu keinem Wandel in der Bauart von Flugsteuerungen.

Unter Einbeziehung moderner Werkstoffe und Bauweisen könnte es möglich sein, Alternativen zu entwickeln, die dazu führen, Gewicht und Fertigungsaufwand zu senken. Mögliche Neuentwicklungen müssen die Lufttuchtigkeitsforderungen erfüllen und zu einer qualitativen Verbesserung führen. Dabei stehen Gewicht, Fertigungsaufwand und tribologisches Verhalten im Mittelpunkt.

Die Anforderungen an Flugsteuerungen werden im vierten Abschnitt behandelt. Auf Grundlage der Lufttuchtigkeitsforderungen, aeroelastischen Forderungen sowie der Anforderungen an die Handkräfte wird ein Pflichtenblatt formuliert.

Darauf aufbauend erfolgt die Entwicklung alternativer Varianten. Dabei wird auf die Quersteuerung fokussiert, weil alle aufgestellten Anforderungen hier in besonderem Maße wirksam sind. Die gewonnenen Erkenntnisse können anschließend auf Höhen- und Seitensteuerungen übertragen werden. Die Entwicklung alternativer Varianten erfolgt auf Basis der Konstruktionsmethodik von PAHL/BEITZ [53]. Eine Variante wird evaluiert, um ihre Brauchbarkeit im praktischen Versuch zu prüfen. Es wird ein Versuchsflügel entwickelt, die Lasten für statische und dynamische Tests ermittelt und notwendige Vorversuche vorgenommen.

Die Versuchsergebnisse werden dargestellt und diskutiert. Als Referenz soll eine konventionelle Flugsteuerung dienen, die unter gleichen Bedingungen getestet wird. Die während der Steuerungsintegration ermittelten Bauteilewichte sind Grundlage der Gewichtsanalysen. Außerdem werden Fertigungs- und Wartungsaufwände ermittelt. Statische und dynamische Versuche zur Messung des Reibungs- und Verschleißverhaltens werden durchgeführt. Des Weiteren erfolgt die Durchführung von Vereisungsversuchen.

Schließlich folgt die Zusammenfassung und Diskussion der gewonnenen Erkenntnisse. Abschließend wird ein Ausblick auf zukünftige Entwicklungstendenzen mechanischer Flugsteuerungssysteme gegeben.

## 4. Grundlegende Anforderungen an mechanische Flugsteuerungssysteme

Je nach Einsatzzweck und Bauweise des Flugzeugs sind die Anforderungen an die Flugsteuerungssysteme verschieden. Zunächst muss die Funktion der Flugsteuerung gewährleistet sein. Entsprechend der Bewegung der Betätigungselemente sollen die Steuerelemente so wirken, dass die beabsichtigte Änderung des Flugzustandes eintritt.

Die Grundanforderungen für die Gewährleistung der Lufttüchtigkeit sind in den anwendbaren Bauvorschriften [22], [23] und [24] zusammengefasst. Darüber hinaus bestehen Forderungen hinsichtlich der Strukturintegration, der Aeroelastizität, der Betätigungslasten sowie bezüglich Reibung und Verschleiß. Hinsichtlich der Effizienz moderner Sport- und Reiseflugzeuge sind Gewicht, Herstellungs- und Wartungskosten mehr denn je bestimmende Faktoren.

### 4.1 Lufttüchtigkeitsforderungen

Diese Arbeit bezieht sich im Wesentlichen auf die Lufttüchtigkeitsforderungen gemäß CS 22 (Segelflugzeuge und Motorsegler) [22], CS-VLA (Very Light Aircraft) [24] und CS 23 (Normal-, Nutz- und Kunstflugzeuge) [23]. Die für die Flugsteuerung relevanten Paragraphen der anwendbaren Lufttüchtigkeitsforderungen sind in Tabelle 4.1 aufgelistet.

§ 23.671	Allgemeines
§ 23.672	Stabilität erhöhende Systeme und mit Energie versorgte Systeme
§ 23.673	Hauptsteuerungsanlage
§ 23.675	Anschläge
§ 23.677	Trimmsteuerungen
§ 23.679	Feststelleinrichtungen im Steuerwerk
§ 23.681	Belastungsversuche mit sicherer Last
§ 23.683	Funktionsversuche
§ 23.685	Bauglieder des Steuerwerkes
§ 23.687	Federglieder
§ 23.689	Seilzüge
§ 23.693	Verbindungsgelenke
§ 23.697	Flügelklappensteuerung
§ 23.699	Stellungsanzeiger für Flügelklappen
§ 23.701	Verbindung der Klappen untereinander

*Tabelle 4.1: Anwendbare Lufttüchtigkeitsforderungen*

Seit Gründung der EASA als europäische Luftfahrtbehörde wurden die Vorschriften der JAR (JAR 23, JAR-VLA und JAR 23) übernommen. Das entsprechende Regelwerk der amerikanischen Luftfahrtbehörde FAA, die FAR 23, verwendet den gleichen Nummerncode wie die CS 23 und JAR 23. Beide sind weitgehend identisch.

In den Lufttüchtigkeitsforderungen sind die für den sicheren Betrieb notwendigen Anforderungen zusammengetragen. Sie basieren auf lange Erfahrung in Konstruktion, Betrieb und insbesondere auf die Auswertung von Flugunfällen.

## 4.2 Strukturintegrationsanforderungen

Mechanische Flugsteuerungssysteme stehen in vielfältiger Wechselwirkung mit der Flugzeugstruktur. Deshalb sind beim Entwurf eines Flugzeugs diese Parameter aufeinander abzustimmen.

Zunächst muss untersucht werden, welche Art der mechanischen Flugsteuerung realisierbar wäre. Dazu ist es notwendig, den Einsatzzweck des Flugzeugs, die Sitzanordnung, den zur Verfügung stehenden Einbauraum, die Größe der zu übertragenden Kräfte (Ruderscharniermomente) und Ruderausschläge zu kennen.

Für weitere Entscheidungen, ob Seil-, Stangen- oder gemischte Steuerung anzuwenden ist, sind zahlreiche Faktoren abzuwägen. Es müssen Lösungen gefunden werden, die Steuerung räumlich unterzubringen. Eine für die Flugsteuerung optimale Integration würde ggf. ergonomischen Anforderungen widersprechen, den nutzbaren Innenraum der Kabine reduzieren oder mit anderen Systemen, wie z. B. den Tanks in den Tragflügeln, kollidieren. Strukturelle Anbindungen für Hebelböcke bzw. Seilrollenböcke sind nicht überall möglich. Um die Steuersteifigkeit nicht negativ zu beeinflussen, müssen die dafür ausgewählten Einbauorte hinreichend steif sein, d. h., sie dürfen sich weder unter Einwirkung von Fluglasten noch unter Einwirkung von Systemlasten der Flugsteuerung signifikant verformen.

Letztlich ist der konstruktive Aufbau des Flugzeugs für den Steuerungseinbau bestimmend. Während es bei Flugzeugen in Holzbauweise mit stoffbespannten Tragflügeln die beste Lösung war, die Beschlüge direkt mit Holmen und Rippen zu verschrauben, wurde es bei der Metallbauweise in extremer Form möglich, integrale Bauteile zu schaffen, die sowohl Strukturbauteil sind, als auch einen Steuerungsbeschlag aufnehmen. Bei der heutigen Faserverbundbauweise dagegen entfallen viele Stützstrukturen wie Holme und Rippen, weil die äußeren Schalen großen Anteil an der Strukturfestigkeit haben.

Moderne Faserverbundkonstruktionen sind meist Schalenkonstruktionen. Durch die Anwendung der Wabensandwichbauweise kann die Schale einen hohen Traganteil aufweisen. Die örtliche Krafteinleitung in derartige Bauteile ist immer mit einem hohen fertigungstechnischen Aufwand verbunden. Die Kräfte müssen auf kürzestem Weg, möglichst als Schubbelastung in Ebenenrichtung, in den Sandwich eingeleitet werden. Beispiele für solche Krafteinleitungen hat FUNKE [28] aufgezeigt. Wenn die Kräfte nun senkrecht oder in einem Winkel zur Schale wirken, sind Stützstrukturen in Form von Rippen oder Spanten nötig. KLINKE [41] beschreibt, wie der Bereich der örtlichen Lasteinleitung auch durch einen Holzeinsatz bzw. durch ein Volllaminat ersetzt wird. Dadurch erhöht sich allerdings deutlich das Gewicht. Anders als bei Holz- oder Metallbauweise ist es notwendig, die Anbindungspunkte für die Flugsteuerungsbeschläge schon beim Entwurf der Struktur einzubeziehen. Der Fertigungsaufwand für örtliche Lasteinleitungen ist hoch. Da jedoch punktuelle Krafteinleitungen bzw. das Einbringen von Bohrungen die Faserstruktur schwächen, sollte stets versucht werden, bewusst fasergerecht zu konstruieren. Das bedeutet, wie von SCHÜRMAN [80] beschrieben, hauptsächlich zu kleben und die Faser auszunutzen. Strukturelle Anforderungen an eine mechanische Flugsteuerung sind in Tabelle 4.2 zusammengetragen.

Nr.	Anforderung
S1	minimales Gewicht
S2	maximale Steifigkeit
S3	geringe Reibung
S4	geringer Fertigungsaufwand
S5	geringer Platzbedarf
S6	hohe Ausfallsicherheit
S7	geringer Verschleiß
S8	gute Wartbarkeit

*Tabelle 4.2: Strukturintegrationsanforderungen*

### 4.3 Aeroelastische Anforderungen

Die Flugzeugstruktur und die Flugsteuerung werden durch aerodynamische Kräfte deformiert. Mit dem Zusammenwirken aerodynamischer Kräfte und Elastizität der Flugzeugstruktur befasst sich die Aeroelastizität.

Erscheinungen, die unbedingt vermieden werden müssen, sind zum Einen das Flattern und zum Anderen die Ruderumkehrung. Auf beide Phänomene soll zum näheren Verständnis kurz eingegangen werden.

Das Flattern ist eine aerodynamisch erregte elastische Schwingung einzelner Bauteile des Flugzeugs. Diese Schwingungen treten im Fluge beim Erreichen einer bestimmten Fluggeschwindigkeit auf und werden durch den Luftstrom angefacht. Oft nimmt die Amplitude der Schwingung dabei sehr schnell zu und kann ggf. auch zum Bruch der Struktur führen. Die Erscheinung des Flatterns ist wie folgt zu erklären. Jede Struktur, also auch jede Flugsteuerung, kann durch Aufbringen einer Last elastisch ausgelenkt werden. Wird diese Kraft schlagartig zu null, beginnt das Bauteil mit seiner Eigenfrequenz zu schwingen. Je nach Reibung, Elastizität und Luftdämpfung klingt diese Schwingung mit einer gewissen Dämpfung ab. Wird das Bauteil nun jedoch durch eine Luftkraft periodisch angeregt und ist dessen Kraft größer als die der Dämpfungskräfte, kommt es zu einer Schwingung mit größer werdender Amplitude.

Die Ruderumkehrung ist ein aeroelastischer Effekt der Umkehr der Ruderwirkung durch Torsion des Flügels infolge des Ruderausschlags (Ruderwirkungs-Umkehrung). Das ausgeschlagene Ruder befindet sich an der Hinterkante der Tragfläche und erzeugt ein Moment, das die Tragfläche entgegen dem Ruderausschlag tordiert (siehe Bild 4.1). Diese Erscheinung ist besonders an den Querrudern charakteristisch.

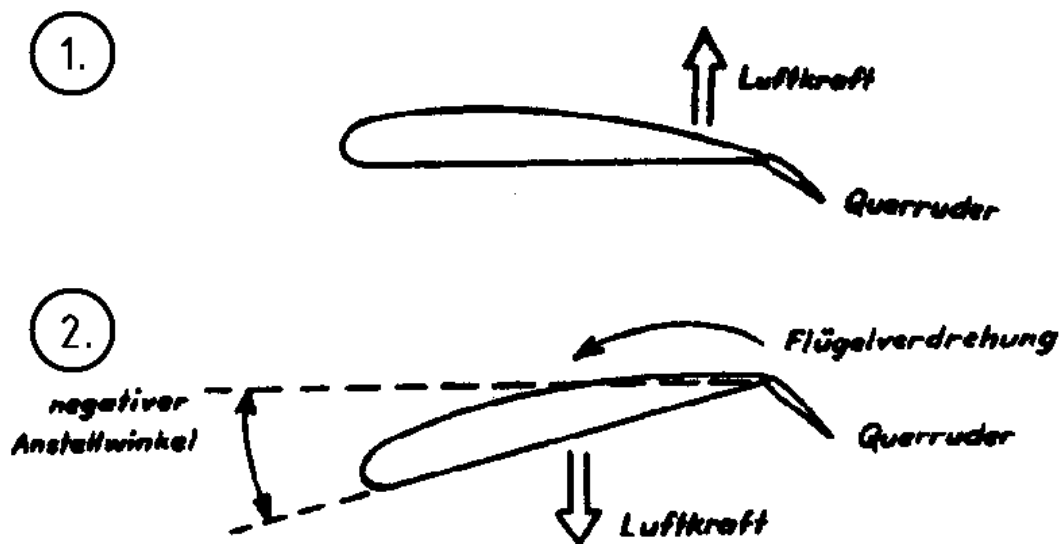


Bild 4.1: Ruderumkehr [11]

HERTEL [32] hat das Zusammenwirken von aerodynamischen und aeroelastischen Kräften, Boden- und Luftkräften beschrieben. Die wichtigsten Anforderungen zur Vermeidung unerwünschter aeroelastischer Effekte nach STENDER [86] sind in Tabelle 4.3 zusammengefasst.

Nr.	Anforderung
A1	große Steifigkeit, unabhängig von Temperatur- und Lastbedingungen
A2	geringe, während der Lebensdauer wenig veränderliche mechanische Reibung
A3	geringes, während der Lebensdauer wenig wachsendes Spiel (geringer Verschleiß)
A4	keine Gestängeschwingungen unterhalb der Bemessungsfrequenz bzw. in den Frequenzbereichen des Triebwerkes
A5	geringe kinematische Kopplung bei Zellenverformung
A6	Verhinderung von Fehleinstellung bei Montage oder Reparatur
A7	zuverlässige Ausfallsicherungen für Gestänge- und Lagerbolzen
A8	Vermeidung empfindlicher kinematischer Verhältnisse, die bei kleinen Einstellfehlern große Verschlechterung der Steifigkeit zur Folge haben können

*Tabelle 4.3: Aeroelastische Anforderungen*

## 4.4 Anforderungen an die Handkräfte von Flugsteuerungen

Wie schon in Kapitel 2.1 beschrieben, ist die Krafterückwirkung ein wichtiger Indikator für den Piloten, um Informationen über den aktuellen Flugzustand zu erhalten. Eine gut abgestimmte Flugsteuerung vereinfacht die Eingewöhnung auf einen neuen Flugzeugtyp. Sie trägt wesentlich zur Sicherheit bei, da so zusätzliche Aufgaben wie das Navigieren und der Funkverkehr erleichtert werden.

KÄMPF [38] und HORNER [34] beschreiben, wie durch geschickte Ruderabstimmung erreicht werden kann, dass ein Flugzeug ein hohes Stabilitätsmaß aufweist und dabei die Handkräfte angemessen, also weder zu groß noch zu klein, sind. Die Auslegung der mechanischen Flugsteuerung trägt zugleich wesentlich dazu bei, wie sich das Flugzeug „anfühlt“ und fliegt. Als Faustregel gilt, dass das Verhältnis der Betätigungskräfte von Quer-, Höhen- und Seitensteuerung beim Vollausschlag etwa 1 : 2 : 6 betragen sollte. Die kinematische Übersetzung ist entsprechend anzupassen. Die Quersteuerung ist mit einer kinematischen Differenzierung zu versehen (größerer Ruderausschlag nach oben). Auch bei der Höhensteuerung kann eine kinematische Differenzierung notwendig sein.

Durch aerodynamischen Ruderausgleich, wie z. B. Nasen- oder Hornausgleich, werden bei modernen Sport- und Reiseflugzeugen geringe Scharniermomentenbeiwerte erreicht. Umso größer ist damit der Reibungseinfluss. Es muss deshalb unbedingt versucht werden, die Reibung möglichst gering zu halten. Auch bei Verformungen der Zelle unter Fluglast darf es zu keiner Erhöhung der Reibung und zu keiner kinematischer Kopplung kommen.



An Seitenrudersteuerungen kann dagegen eine gewisse Reibung sogar vorteilhaft sein, da die Betätigungslasten dann höher sind und die Flatterdämpfung des Ruders erhöht wird. Eine Liste der für Kleinflugzeuge empfohlenen Steuerkräfte wird von KÄMPF [38] gegeben. Die Anforderungen an die Handkräfte von Flugsteuerungen sind in Tabelle 4.4 zusammengetragen:

Nr.	Anforderung
H1	Kräfte und Wirksamkeit müssen aufeinander abgestimmt sein
H2	ausreichende Steuerbarkeit muss immer gewährleistet sein
H3	Betätigungskräfte dürfen weder zu hoch noch zu gering sein [38]
H4	Kraftgradienten dürfen weder zu hoch noch zu gering sein [38]
H5	Verhältnisse der Betätigungskräfte von Quer-, Höhen- und Seitenruder sollen bei Vollausschlag etwa 1 : 2 : 6 sein [38]
H6	minimale Reibung [38]

*Tabelle 4.4: Anforderungen an Handkräfte von mechanischen Flugsteuerungen*

## **5. Entwicklung alternativer Varianten**

In diesem Abschnitt wird der vollständige Entwicklungsprozess alternativer Varianten mechanischer Flugsteuerungssysteme beschrieben. Dabei wurde grundsätzlich die Konstruktionsmethodik nach PAHL/BEITZ [53] angewendet. Elemente der von der NASA [35] entwickelten Methode, die mit Machbarkeitsstudien arbeitet, wurden mit eingebracht. Die von KOLLER [43] beschriebenen Verfahren zur Neu- und Weiterentwicklung technischer Produkte fanden teilweise Anwendung.

### **5.1 Präzisierung der Aufgabenstellung**

Es sollen alternative Varianten zur mechanischen Betätigung von Querrudern an Sport- und Reiseflugzeugen in moderner Faserverbundbauweise gefunden werden. Ziel ist die Erhöhung der Wirtschaftlichkeit in Fertigung und Betrieb durch Reduzierung von Fertigungs- und Wartungsaufwand. Eine Verringerung des Gewichts ist anzustreben. Die im Kapitel 4 beschriebenen, grundlegenden Anforderungen an mechanische Flugsteuerungssysteme sind dabei einzuhalten. Als anwendbare Lufttüchtigkeitsforderungen sind die der CS 23 [23] anzuwenden.

Die gesuchten Varianten sollen prinzipielle Lösungen sein. Zum Bau von Prototypen sind entsprechende sinnvolle Annahmen für die Geometrie und Lasten zu treffen.

#### **5.1.1 Anforderungsliste**

Die grundlegenden Anforderungen aus Kapitel 4 gelten für alle mechanischen Flugsteuerungen. Da nur nach Lösungen für die mechanische Betätigung von Querrudern an Sport- und Reiseflugzeugen in moderner Faserverbundbauweise gesucht wird, ist die Zahl der Anforderungen begrenzt. Bei der Darstellung der Anforderungen handelt es sich um eine Sammlung aus verschiedenen Quellen. Deshalb sollen diese in einer Anforderungsliste nach PAHL/BEITZ [53] den entsprechenden Hauptmerkmalen zugewiesen werden. Zur besseren Nachvollziehbarkeit des Ursprungs der Anforderungen sind auch die Quellen vermerkt.

Die Anforderungsliste soll bei der Lösungsfindung helfen und als Grundlage für später zu treffende Entscheidungen dienen (siehe Tabelle 5.1).

F = Forderungen W = Wünsche	Anforderungsliste für mechanische Quersteuerung	
F, W	Anforderungen	Referenz
F F F F W	1. <i>Flügelgeometrie:</i> Rechteckflügel mit Profiltiefe = 980 mm Halbspannweite = 3000 mm Querrudertiefe = 261mm Querruderspannweite = 1293 mm geringer Platzbedarf	siehe Kapitel 6.1.2  S5
F F F	2. <i>Kinematik:</i> Ruderausschlag = $\pm 25^\circ$ Steuerungsweg = $\pm 40$ mm geringst mögliches Spiel	siehe Kapitel 6.2.1.1 und 6.2.1.3 A2, A3
F	3. <i>Kräfte:</i> Ruderscharniermoment (sichere Last) = -75,48 Nm	siehe Kapitel 6.2.1.1, H4
F F	4. <i>Energie:</i> mechanischer Antrieb geringst mögliche Reibung	§ 23.671 (a), H6 § 23.683 (a) (2), S3
F F F F	5. <i>Sicherheit:</i> Fehlbedienung muss ausgeschlossen sein Schutz vor Klemmen in allen Betriebszuständen (lose Gegenstände, Personen & Eis) Sicherheitsvielfache von 3,3 für Verbindungsgelenke hohe Ausfallsicherheit	§ 23.671, A6, A8 § 23.683 (a) (1), § 23.685 (a, b) § 23.693 S6; A7
F	6. <i>Ergonomie:</i> bequeme Bedienbarkeit	§ 23.671 (b), H3
F W W W W	7. <i>Fertigung:</i> Schutz vor Fehlmontage minimales Gewicht maximale Steifigkeit geringer Fertigungsaufwand geringes Spiel	§ 23.685 (d) S1 S2, A1 S4 A3
F F D	8. <i>Kontrolle:</i> Sicherheitsstandards nach CS 23 Belastungsversuche Funktionsversuche	[23] § 23.681 § 23.683
F F W W W W	9. <i>Gebrauch:</i> steuert Rollen (Quersteuerung) muss Anschläge haben, die nicht zu Beeinträchtigungen führen geringer Verschleiß keine Gestängeschwingungen unterhalb der Bemessungsfrequenz geringe kinematische Kopplung Temperaturbereich $-55^\circ\text{C}$ bis $60^\circ\text{C}$	§ 23.673 (a), H1, H2 § 23,675 (a, b und c) S7  § 23.685, A4 A5
W	10. <i>Instandhaltung:</i> gute Wartbarkeit	S8
W	11. <i>Kosten:</i> geringe Herstellungs- und Wartungskosten	

Tabelle 5.1: Anforderungsliste für eine mechanische Quersteuerung

## 5.1.2 Funktionsstruktur

Für die technische Aufgabe der Entwicklung von Varianten mechanischer Quersteuerungssysteme soll ein eindeutiger, reproduzierbarer Zusammenhang zwischen Eingang und Ausgang gefunden werden. Um diese Aufgabe zu erfüllen, wird eine Funktionsstruktur, die den Energie-, Stoff- und Signalumsatz zwischen dem Eingang und Ausgang beschreibt, aufgestellt. Primär muss die Kraft, mit welcher der Pilot den Steuerknüppel bzw. das Steuerhorn bewegt, umgewandelt werden. Die Steuerkraft wird von den Betätigungselementen weitergeleitet und am Querruder in den Querruderausschlag umgewandelt. Der im Kapitel 2.1 beschriebene Nebeneffekt des Steuererfühls tritt dadurch ein, dass durch das Ruderscharniermoment eine Krafrückwirkung entsteht, die durch die Übertragungsglieder weitergeleitet und am Steuerknüppel bzw. Steuerhorn die beschriebene Handkrafrückwirkung erzeugt (siehe Bild 5.1).

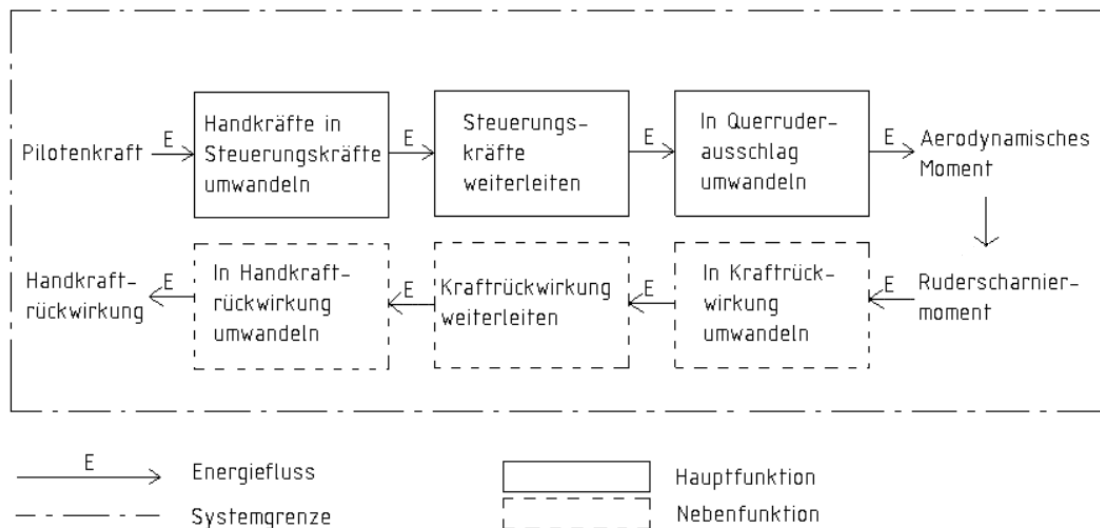


Bild 5.1: Funktionsstruktur einer mechanischen Quersteuerung

## 5.2 Lösungsfindung

Die Suche nach alternativen Varianten mechanischer Flugsteuerungen begann mit Literaturrecherchen. Die Analyse zeigte, welche technischen Lösungen sich etabliert haben. Wertvoll waren vor allen Dingen ältere Unterlagen, einerseits da sie den geschichtlichen Entwicklungsweg offenbarten, andererseits weil ältere oder wieder verworfene Lösungen durch Verwendung moderner Werkstoffe und Verfahren heute die erwünschte Verbesserung erbringen könnten.

Parallel zur Literaturrecherche wurden auch luftfahrttechnische Systeme anhand praktischer Beispiele analysiert. Dieses Verfahren gewährte einen detaillierten Einblick in vorhandene technische Lösungen mit ihren Vor- und Nachteilen. Um die

Suche nicht auf Lösungen aus der Luft- und Raumfahrt einzuschränken, wurden auch andere technische Systeme analysiert. Zu vielen interessanten Lösungen ließ sich ein Pendant in der Luftfahrttechnik finden. Darüber hinaus konnte der Blick durch bionische Betrachtungen geöffnet werden. Die Analyse natürlicher Systeme offenbart oft geniale „Erfindungen“ der Natur, deren technische Umsetzung aber eine Herausforderung darstellt.

Schon während der Analyse der Literatur sowie von Vorbildern aus Natur und Technik begann die Lösungssuche auf dem Wege der Analogiebetrachtung. PAHL/BEITZ [53] beschreiben intuitiv, bis hin zu diskursiv betonten Methoden. Die Herangehensweise zur Lösungsfindung nach Pahl/Beitz ähnelt der von der NASA seit Beginn der bemannten Raumfahrt entwickelten Methode, die mit einer Anforderungsmatrix und mit Machbarkeitsstudien arbeitet. Aus mehreren konkurrierenden Lösungen wird dann eine Lösung selektiert. Diese Methode ist in [35] beschrieben und hat sich in der Luft- und Raumfahrt etabliert. Außerdem wurden die von KOLLER [43] beschriebenen Methoden zur Neu- und Weiterentwicklung technischer Produkte teilweise angewendet. Allen Methoden ist gemein, dass sie ein planmäßiges, zielstrebiges Vorgehen ermöglichen und den subjektiven Einfluss auf das Ergebnis klein halten.

### **5.2.1 Literaturrecherche**

Die Literaturrecherche war eine wichtige Hilfe zur Einschätzung des Stands der Technik. Dabei konnte von den seit jeher strengen, luftfahrtgesetzlichen Regelungen profitiert werden. So ist es seit den Anfängen der Fliegerei vorgeschrieben, zu jedem neu entwickelten Flugzeug ein Wartungs- und Flughandbuch herauszugeben. Diese Handbücher beschreiben die Funktion und den Aufbau der Systeme und sind teilweise reich mit Abbildungen, Zeichnungen und Daten versehen. Für diese Arbeit wurden zahlreiche, zwischen 1932 und 2005 herausgegebene Flug- und Wartungshandbücher ausgewertet. Die damit analysierten Muster spiegeln damit ein breites Spektrum von Flugzeugen mit mechanischen Flugsteuerungen wieder (Cessna 172 [7], [60], Cessna 210 [8], Cessna 401 und 402 [6], Beechcraft D18S und D18C [1], Piper PA-23 [55], USAF Model T-11 [91], P-51 Mustang II [90], D.H. 82C Tiger Moth [10], Messerschmitt Bf 109 G-3 [59], Piper PA-28 [54], Extra 300 [25], Extra EA-400 [26], DV 20 Katana [33] und Lancair-235 [45], DA 40 D [16], Cirrus Design SR 20 [9], die Ultraleichtflugzeuge Twister [83] und Impulse 100 [37] sowie die Segelflugzeuge DG-

800S [30] und LS7 [72]). Bei der Analyse der Wartungs- und Flughandbücher wurde deutlich, dass bereits etwa 1940 mechanische Flugsteuerungen annähernd heutiges Niveau erreicht hatten.

Die Zahl der Fachbücher, die sich ausführlich mit diesem Thema befassen, ist begrenzt. SCHULSCHENKO [79] gibt einen Überblick über den konstruktiven Aufbau von Flugzeugen, speziell ihrer Steuerungssysteme. Von Schulschenko dargelegte, konstruktive Beispiele beziehen sich im Wesentlichen auf die Luftfahrttechnik der ehemaligen UdSSR. RAYMOND [58] beschreibt ausführlich alle Arten von Flugsteuerungen und bezieht sich hauptsächlich auf die amerikanische Flugzeugbauindustrie. DEDEKIND [11] gibt einen grundsätzlichen Überblick über den Aufbau und die Funktionsweise von Flugzeugsystemtechnik. HÜNECKE [36] stellt die Technik moderner Verkehrsflugzeuge dar und bezieht sich im Wesentlichen auf Boeing und Airbus. Er thematisiert vor allem moderne Fly-by-Wire-, erläutert aber auch mechanische Flugsteuerungen. Die Recherche von Arbeiten aus unterschiedlichen Ursprungsländern zeigte, dass in Amerika, Europa und in der ehemaligen UdSSR gleiche technische Lösungen Verwendung fanden. Seit etwa 1950 wurden hydraulische und seit etwa 1970 Fly-by-Wire-Steuerungen entwickelt.

Nicht zu unterschätzen ist der Informationsgehalt einiger populärwissenschaftlicher Werke, wie z. B. KAPLIK [39]. Er erläutert Flugzeugsystemtechnik und Steuerungssysteme anhand detaillierter Abbildungen. BRINKMANN [5] beschreibt deutsche Sport- und Reiseflugzeuge von 1910 bis 1995. Aufgrund der Beiträge von Flugzeugkonstrukteuren wie Gomolzig und Mühlbauer sowie Testpiloten wie Zacher und Neumann ist dieses Werk eine sehr anerkannte Quelle.

Zusammenfassend konnte festgestellt werden:

- Die Anordnung der Bedienelemente hat sich ab ca. 1910 in der heute noch üblichen Form etabliert.
- Bis etwa 1930 wurden fast ausschließlich Seilsteuerungen verwendet.
- Um 1930 setzte sich die Metallbauweise sowie eine aerodynamische Gestaltung durch. Zur selben Zeit entstanden die ersten Stangensteuerungen.
- Ab ca. 1940 hatten mechanische Flugsteuerungen etwa das heutige Niveau erreicht. Erste einsatzfähige Autopilotensysteme waren verfügbar.
- Ab Mitte der 1940er Jahre wurden aufgrund steigender Fluggeschwindigkeiten aerodynamische Mittel zur Reduzierung der Handkräfte angewendet.

- Seit etwa 1960 begann sich die Faserverbundbauweise zu etablieren. Es ist kein Einfluss auf die Bauweise mechanischer Flugsteuerungen zu erkennen.
- Im Jahre 1977 wurde von Dassault-Breguet Aviation die GFK-Steuerstange patentiert.
- Seit Mitte der 1990er Jahre werden zunehmend CFK-Steuerstangen verwendet.

## 5.2.2 Patentrecherche

Schon vor Beginn Lösungssuche ist eine Patentrecherche durchgeführt worden, um eventuelle Schutzrechtsverletzungen bei der Entwicklung neuer Lösungen zu vermeiden. Die Patentrecherche ist mit Unterstützung des PIZ der Universitätsbibliothek Magdeburg durchgeführt worden.

Es wurde mit der Suchmaschine ipr-village/Patosweb in der IPC Hauptklasse B64C (Flugzeug/Steuerung) nach den Stichwörtern: Steuerstange, Stange und Rohr gesucht. Diese Suche erbrachte keine Treffer. Bei der Kombination der Stichwörter Zug und Druck wurde ein Treffer (Pat. Nr.: DE3702294) gefunden, der aber keine Relevanz hatte. Die Suche nach dem Patentanmelder Grob erbrachte drei Treffer (Pat. Nr.: DE2905381, Pat. Nr.: DE2831717 und Pat. Nr.: DE2905381), dabei handelt es sich um Schnellverschlüsse. Außerdem wurde nach dem Patentanmelder Hoffmann gesucht und zwei Patente (DE3113864 und DE3013636) gefunden. Beim ersten Patent handelt es sich um einen Motorsegler und beim zweiten Patent um die Gestaltung einer Bremsklappe. Die Suche nach den Anmeldern Dornier und Airbus ergab jeweils ein Patent (DE3906170 und DE19646794) und betrifft einen Druckspant bzw. ein Schwenkleitwerk. Bei dieser ersten Suche wurden keinerlei Patente gefunden, deren Schutzrechte betroffen sind.

Die Patentrecherche wurde zum Abschluss der Arbeit vervollständigt, um auszuschließen, dass die neu entwickelten Lösungen zu Schutzrechtsverletzungen führen können. Es wurde nach folgenden (deutschen und englischen) Stichwörtern gesucht: Kurvengetriebe/helix gear, Querruderantrieb/aileron actuator, Rollengetriebe/roller gear, geführte Steuerstange/guided rod, umhüllte Steuerstange/fairlead rod und CFK-Steuerstange/CFRP-rod. Weiterhin erfolgte eine Suche nach folgenden Erfindern: Burghard Grob, Wolf Hoffmann, Lange Flugzeugbau GmbH, Axel Lange, Rolladen Schneider, Glaser Dirks, Messerschmidt Bölkow Blom und Dornier Luftfahrt GmbH. Aus der großen Menge von Treffern wurden folgende Patente aufgrund des

Titels selektiert: DE3119865, DE1274448, DE2654610, DE2710275, DE3109665, DE10336851, DE3229474, DE340649, DE3634250, DE10149087 und DE60212303. Keines dieser Patente steht in Konflikt mit den gefundenen Lösungen bezüglich eventueller Schutzrechtsverletzungen. Das Ergebnis der Patentrecherche lautet:

- Die gefundene alternative Variante einer mechanischen Flugsteuerung ist derzeit noch nicht durch ein Patent geschützt.

### **5.2.3 Analyse bekannter technischer Systeme**

Bei der Analyse wurden sowohl Luftfahrtsysteme, als auch sonstige technische Systeme untersucht. Es ist bekannt, dass man in der Luftfahrt neuen Lösungen aufgrund der hohen Sicherheitsanforderungen eher konservativ gegenübersteht. Das erklärt, warum sich auf dem Gebiet mechanischer Flugsteuerungen wenig Neuerungen vollzogen haben.

#### **5.2.3.1 Analyse luftfahrttechnischer Systeme**

Da sich in Deutschland seit etwa 1910 eine Vielzahl klein- und mittelständischer Betriebe mit dem Bau von Sport- und Reiseflugzeugen befasst, war die Analyse bekannter luftfahrttechnischer Systeme hier besonders gut möglich. Firmen, wie EXTRA, Stemme, Aquila und Glaser Dirks, um nur einige zu nennen, bauen moderne Sport- und Reiseflugzeuge mit einem weltweit hervorragenden Ruf.

Für die vorliegende Arbeit war es besonders wertvoll, die mechanischen Flugsteuerungen der Flugzeughersteller EXTRA und Aquila zu analysieren. Diese sind auf modernstem technischen Stand. Die Stangensteuerung des Kunstflugzeugs EXTRA 300 ist für geringe Reibkräfte und hohe Steifigkeit bekannt. Sowohl EXTRA als auch Aquila verwenden herkömmliche Stangensteuerungen für Höhen- und Quersteuerung sowie Seilsteuerungen für die Seitensteuerung.

Wenn besonders seltene Flugzeuge untersucht werden sollten, war es hilfreich, mit der aktuellen Ausgabe des REUSS [63] herauszufinden, welcher LTB die Wartung durchführt. Im Rahmen dieser Arbeit wurden die Flugsteuerungen der DV-20 Katana, Cirrus Design SR-20, der Lancair-235, verschiedener Cessna- und Pipermodelle sowie einiger Ultraleicht- und Segelflugzeuge physisch untersucht.

Auffallende, innovative Lösungen sind:



- das asymmetrische Steuerhorn der Cirrus Design SR-20, das einem Sidestick ähnelt
- die Ruderanlenkungen der Impulse I-100, die fast vollständig innerhalb der Flugzeugkontur liegen

Piper und Cessna verwenden Seilsteuerungen, die hohe Reibung, Spiel und Dehnung aufweisen, von der Handhabung aber ausreichend sind.

Die Luftfahrtmesse in Friedrichshafen sowie die ILA in Berlin sind Gelegenheiten, bei denen die Hersteller von Sport- und Reiseflugzeugen einen tiefen Einblick in die Technik ihrer Flugzeuge gewähren. Auf diese Weise war es möglich, die Flugsteuerungen von aktuellen Entwicklungen mit in die Untersuchung einzubeziehen.

Bei Flugzeugen älteren Baujahres konnten viele Informationen durch das Analysieren der Flugsteuerungen in Museen gewonnen werden. Als besonders lohnend erwiesen sich die Sammlungen im Luftwaffenmuseum in Berlin Gartow, die Luftfahrtmuseen in Oberschleißheim und Rechlin und die Technikmuseen in München und Berlin.

Auffallend war:

- Analog der Ergebnisse der Literaturrecherche zeigte sich, dass schon vor etwa 70 Jahren mechanische Flugsteuerungen annähernd heutiges Niveau erreicht hatten.

### **5.2.3.2 Analyse anderer technischer Systeme**

Die Frage, welche Lösungen für das Problem mechanischer Fernbetätigung auf anderen Gebieten der Technik Anwendung fanden, wurde in die Untersuchung mit einbezogen.

Im Schiffbau etwa ist die Ruderanlage über größere Entfernung zu betätigen. In Sportbooten finden sich überraschend ähnliche Lösungen, wie sie auch im Flugzeugbau bekannt sind. Im Wesentlichen werden auch hier Stangen- oder Seilsteuerungen verwendet.

Eine interessante Lösung für die Betätigung von mechanischen Aggregaten kann an einem in Laboe ausgestellten und zugänglichen VIIc-Klasse-U-Boot betrachtet werden. Konsequenterweise wurde hier das System von Torsionswellen und Übersetzungsgetriebe realisiert. Das Äquivalent in der Luftfahrt ist die Torsionswellensteuerung der in Hamburg gebauten HFB-320.

Viele mechanische Fernbetätigungen werden mit Bowdenzügen realisiert. Im Kraftfahrzeugbau sind eine Reihe solcher Beispiele zu finden. So lassen sich Motor- und Kofferraumhauberverriegelungen, bei älteren Kraftfahrzeugen auch Kupplungen und Trommelbremsen durch Bowdenzüge betätigen. Dasselbe gilt für Bremsen und Gangschaltungen an Fahrrädern.

Zusammenfassend lassen sich vier Prinzipien zur mechanischen Fernbetätigung nennen:

- Seile und Seilrollen
- Gestänge
- Torsionswellen
- Bowdenzüge

### **5.2.4 Analyse biologischer Systeme**

Die Analyse biologischer Systeme zeigte, dass fast alle Organismen Bewegungen über die Veränderung des Zellgewebes hervorrufen können. Wesentlicher Vorteil gegenüber technischen Lösungen ist, dass die Kraft nahe der beabsichtigten Kraftwirkung erzeugt wird.

Die menschliche Hand ist ein hervorragendes Beispiel. Sie besteht aus:

- Handwurzel mit den 7 Handwurzelknochen
- Mittelhand mit den 5 Mittelhandknochen
- 5 Finger mit 14 Fingerknochen

Ein komplexer Satz von Muskeln, Sehnen und Nerven ist so angeordnet, dass z. B. die Finger in jedem Gelenk einzeln beweglich sind.

KNUDSON [42] und PÜSCHEL [65] beschreiben die Muskelbewegung als Reaktion der Muskelzellen auf Erregung durch einen motorischen Nerv. Sie äußert sich durch die Kontraktion der Myofibrillen in der Muskelzelle. Die Kontraktion kommt durch ein gleitendes Ineinanderschieben der Muskeleiweiße Myosin und Aktin zustande. Durch Verschmelzung mehrerer Muskelzellen zur quer gestreiften Muskulatur entsteht die willkürlich wirkende Muskulatur. Mehrere solcher Muskelfaser sind in Muskelbündeln organisiert, die von Bindegewebe umhüllt sind. GEMEINHARD [29] beschreibt die Bewegung durch das gleichsinnige Zusammenwirken von Synergisten oder durch das entgegengesetzte Wirken von Antagonisten. Zusammenfassend kann festgestellt werden:

- Die Bewegung von Organismen beruht auf einem Information übertragenden System, bei dem die Muskeln, ähnlich wie elektrische oder hydraulische Antriebe, die Kraft nahe der beabsichtigten Kraftwirkung einsetzen.

### 5.2.5 Analogiebetrachtung und Kombination

Als Hilfsmittel zur Lösungssuche kann über die synektische Analogiebetrachtung versucht werden, das vorliegende Problem der mechanischen Fernbetätigung auf biologische Systeme in der Natur bzw. auf andere technische Systeme zu übertragen. Als unterstützender Erfahrungshintergrund ist die Kenntnis moderner Werkstoffe, wie auch das Wissen um fremde oder bisher verworfene Lösungen, gleichermaßen wichtig.

Eine Analogie ist zwischen dem biologischen Bewegungsprinzip der Nutzung von Muskeln und Sehnen und dem technischen Prinzip von Seil- bzw. Bowdenzügen zu erkennen. Während in den Muskelfasern die Myofibrillen die Kontraktion hervorrufen, wird im Bowdenzug die Litze gegenüber der Drahhülle gezogen.

Mit modernen Werkstoffen könnte es möglich sein, die Wirkprinzipien der Natur besser als bisher auf die Technik zu übertragen. Beispielsweise ist DYNEEMA als Seilwerkstoff bekannt, der extrem steif, aber dennoch leicht ist. Die Belastbarkeit liegt weit oberhalb z. B. einer Pferdesehne.

Von Sehnen werden, genau wie bei Seilzügen, nur Zugkräfte übertragen. Es wäre jedoch vorteilhaft, Zug- und Druckkräfte übertragen zu können. Durch die Ausnutzung der Eigenschaften von CFK können heute Stangen extremer Steifigkeit mit geringem Gewicht gefertigt werden. Durch Anwendung einer reibungsarmen koaxialen Führung müsste es möglich sein, anders als bei Sehnen und Bowdenzügen, nicht nur Zug-, sondern auch hohe Druckkräfte übertragen zu können. Das biologische Prinzip des Antagonisten, der in die Gegenrichtung wirkt, wäre so nicht mehr nötig. Folglich könnten Platz und Gewicht reduziert werden.

Ein solches Übertragungselement könnte helfen, technische Neuerungen wie die derzeit an der Fachhochschule Aachen von MERTENS [44] untersuchten Miniflaps, zu realisieren. Bild 5.2 stellt die beschriebenen Gedankengänge der Analogiebetrachtung dar.

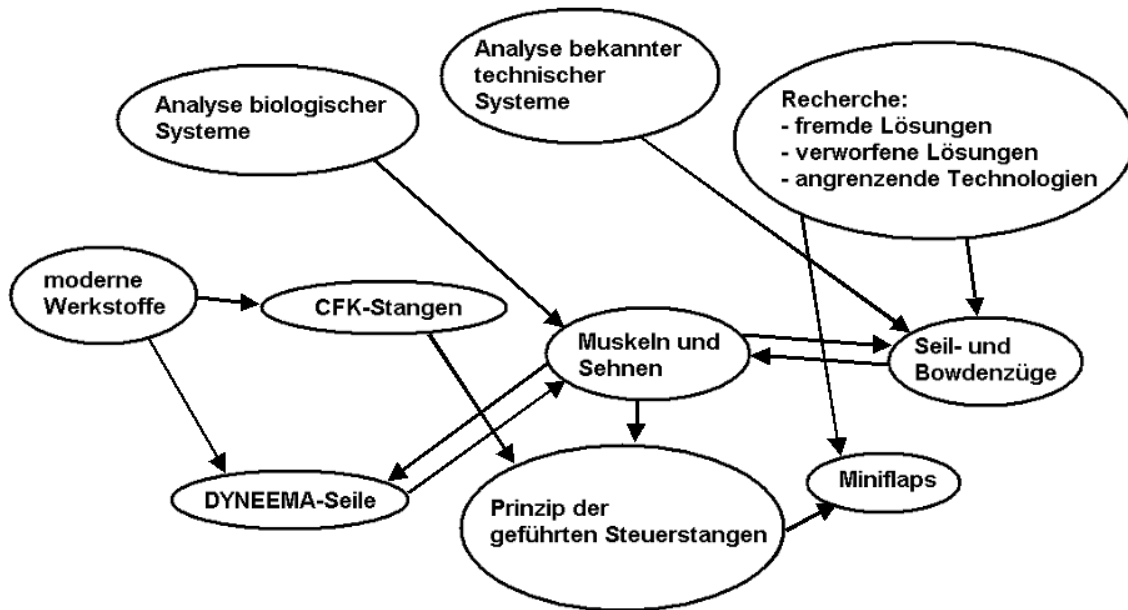


Bild 5.2: Lösungsfindung durch Analogiebetrachtung und Kombination

Bei Miniflaps wie auch bei Querrudern muss die lineare Bewegung des Übertragungselements in Schwenkbewegung der Klappe umgewandelt werden. Das kann durch Umlenkhebel oder rotatorische Betätigung erfolgen.

Um die bei der Analogiebetrachtung gefundenen Lösungen sowie die Prinzipien zur Umwandlung von linearer Bewegung in Drehbewegung systematisch erfassen und einem Auswahlverfahren unterziehen zu können, sind diese in Tabelle 5.2 zusammengefasst. RUGENSTEIN [66] spricht in diesem Zusammenhang vom morphologischen Kasten. Zur Erfüllung der Teilfunktionen F1 bis F3 wurden verschiedene Varianten zugeordnet. Die Einzellösung E32 ist beispielsweise die 2. Variante zur Erfüllung der Teilfunktion 3.

Lfd. Nr.	Varianten Teilfunktionen	1	2	3	4
F1	Handkräfte in Steuerungskräfte umwandeln	E11: Steuerknüppel	E12: Steuerhorn	E13: Elektromotor (nur für Test)	E14: ...
F2	Steuerungskräfte weiterleiten	E21: DYNEEMA Seil	E22: geführte Steuerstangen	E23: ...	E24: ...
F3	Steuerungskräfte in Querruderausschlag umwandeln	E31: Umlenkhebel	E32: Bewegungsschraube	E33: Rotationshyperboloid	E34: Kurvengetriebe

Tabelle 5.2: Morphologischer Kasten zur Kombination von Einzellösungen

## 5.2.6 Konkretisierung und Machbarkeitsstudien

Die skizzierten Lösungen sollen, anders als bei der Suche nach einer einzelnen Lösung, noch nicht selektiert, sondern weiter konkretisiert und auf ihre Machbarkeit untersucht werden. Dieses Vorgehen erhöht zwar den Aufwand zur Lösungsfindung, es wird aber das zu frühe Ausschließen unkonventioneller oder nicht hinreichend untersuchter Varianten vermieden. Da bereits eine Vielzahl von konventionellen Lösungen bekannt ist, sollen vor allem unkonventionelle und neuartige Lösungen gefunden werden.

Zur Erfüllung der Teilfunktion 1 (Handkräfte in Steuerungskräfte umwandeln) sind mit dem Steuerknüppel und dem Steuerhorn zwei Lösungen bekannt. Der Antrieb für den Dauerversuch soll jedoch elektrisch erfolgen.

### 5.2.6.1 DYNEEMA-Seile

Die Nutzung von DYNEEMA-Seilen zur Übertragung von Steuerungskräften ist die Einzellösung E21 aus Tabelle 5.2. DYNEEMA findet im Segel- und im Klettersport Anwendung. Außerdem wird es zur Herstellung von kugelsicheren Westen und Schutzhandschuhen verwendet. Seit Kurzem werden DYNEEMA-Seile auch erfolgreich zum Windenstart von Segelflugzeugen eingesetzt.

Unter dem Handelsnamen DYNEEMA vertreibt der niederländische DSM-Konzern sein Produkt in Konkurrenz zu SPECTRA von Allied Signal. DYNEEMA und SPECTRA sind hochfeste Polyethylen-Faserwerkstoffe. Durch das Spinnen und anschließende Ziehen des zähen Grundstoffes entstehen Fasern, die bis zu 85% kristallin sind und eine bis zu 95% parallele Ausrichtung haben. Daher weisen sie eine sehr hohe Reißfestigkeit auf. Darüber hinaus verfügt Polyethylen mit seinem extrem hohen Molekulargewicht über hervorragende Zähigkeit und ausgezeichnete Verschleißfestigkeit. Das halbkristalline und weißliche technische Thermoplast wird zu Seilen unterschiedlicher Konstruktion verarbeitet ([76], [73] und [74]). Materialkenndaten verschiedener DYNEEMA-Fasern sind in Tabelle 5.3 zusammengefasst.

Durch die Erfahrungen der Segelflugschule in Oerlinghausen sowie des Aeroclubs Landau bei der Erprobung von DYNEEMA-Seilen sind dessen Vor- und Nachteile im Windenbetrieb bekannt [95]. Aufgrund des geringen Gewichts, der hohen Steifigkeit und Festigkeit sowie des geringen Verschleißes an den Führungsrollen und dem Seil selbst hat sich das 12-fach geflochtene DYNEEMA-Seil von 4,5 – 5 mm Durchmesser für den Windenstart fest etabliert.

Negativ zu bewerten sind die Dehnung sowie das Kriechverhalten von DYNEEMA und SPECTRA. Aufgrund der Seilkonstruktion kommt es bei Lastaufbringung zu einer relativ starken Dehnung des Seils, bis die Fasern ausgerichtet sind. Der Dehnungsverlauf ist nicht linear. Bereits bei einer Dauerlast von 10% der Bruchlast kommt es zu einem signifikanten Kriechen. Andere technische Chemiefasern, wie z. B. VECTRAN, ein Hochmodul-Polyester, zeigen zwar kein signifikantes Kriechverhalten, sind aber nur begrenzt UV-lichtbeständig [75].

Materialeigenschaft	Einheit	DYNEEMA SK60	DYNEEMA SH65	DYNEEMA SK66
Dichte	[g/cm <sup>3</sup> ]	0,97	0,97	0,97
Zugfestigkeit	GPa	2,7	3,0	3,2
E-Modul	GPa	89	95	99
Bruchdehnung	%	3,5	3,6	3,7
Wasserabsorption	%	<1	<1	<1

Tabelle 5.3: Materialeigenschaften von DYNEEMA-Fasern [78]

Zwei Fakten lassen diese Einzellösung als wenig interessant erscheinen:

- Das Kriechen des DYNEEMA oder SPECTRA Seiles unter Last.
- Hinsichtlich der Steuerungsintegration sind keinerlei innovative Lösungen gegenüber herkömmlichen Seilsteuerungssystemen zu erwarten.

### 5.2.6.2 Geführte Steuerstangen

Die Einzellösung E22 (siehe Tabelle 5.2) nutzt geführte Steuerstangen zur Übertragung von Steuerungskräften, die sowohl Zug- als auch Druckkräfte übertragen können. Um das Ausknicken der Steuerstangen bei Druckbelastung zu verhindern, werden diese in Rohren geführt. Das Führungsrohr kann dabei in die tragende Struktur des Flugzeugs so integriert werden, dass keinerlei kinematische Kopplungen zwischen der Flugzeugstruktur, die sich elastisch verformt, und der Flugsteuerung möglich sind.

Es sind derzeit keine Erfahrungswerte hinsichtlich der Auslegung eines solchen Übertragungsgliedes in Bezug auf die auftretende Reibung, den Verschleiß und der Auswahl optimaler Werkstoffpaarungen bekannt.

Vier Fakten lassen die Einzellösung E22 besonders interessant erscheinen:

- Die Idee, das Führungsrohr mit der Flugzeugstruktur zu verkleben, lässt die Möglichkeit zur gewichtsreduzierten und fasergerechten Strukturintegration erkennen.

- Wenn das Führungsrohr in der neutralen Faser (z. B. des Holmes) verlegt wird, können kinematische Kopplungen vermieden werden.
- Durch die Stützung der Steuerstange ist diese knickunempfindlich und kann deshalb über große Distanzen Steuerungskräfte übertragen.
- Spielbehaftete Trennstellen können entfallen.

Eine geführte Steuerstange führt eine lineare Bewegung aus. Die sonst in Flugsteuerungen üblichen Umlenkhebel beschreiben Kreisbahnen. Bei einer Kopplung beider Elemente käme es deshalb zu einer statischen Überbestimmtheit, die sich in einer Durchbiegung der Steuerstange äußern würde. Sinnvoll erscheint daher eine Kombination der Einzellösung E22 mit E32, E33 oder E34.

### 5.2.6.3 Umlenkhebel als Wandler

Bei der Einzellösung E31 (siehe Tabelle 5.2), also der Verwendung von Umlenkhebeln zur Umwandlung der Steuerungskräfte in Querruderausschläge, wird eine eher konventionelle Lösung beschrieben. Damit verbunden ist die herkömmliche Strukturintegration unter Einbeziehung von Hebelböcken, konventionellen Steuerstangen und Querruderanlenkhebeln. Diese Einzellösung lässt folgende Nachteile erkennen:

- Die Strukturintegration ist wenig fasergerecht.
- Querruderanlenkhebel befinden sich oft außerhalb der Flügelkontur.
- In Kombination mit der Einzellösung E22 kommt es zu einer statischen Überbestimmtheit.

Die Kombination der Einzellösungen E22 und E31 ist in Bild 5.3 dargestellt. Durch das Einfügen einer Schubstange zwischen die geführte Steuerstange und den Umlenkhebel ist das Auftreten einer statischen Überbestimmtheit zu umgehen. Zur Vermeidung von Querkräften auf die geführte Steuerstange ist eine zusätzliche Linearführung notwendig.

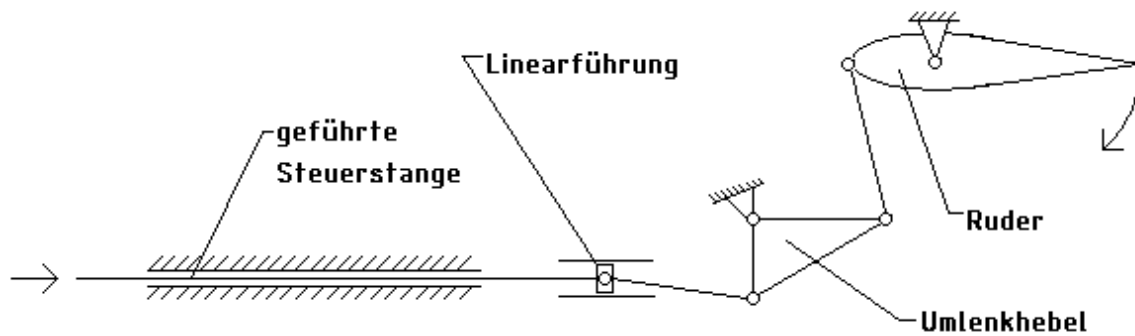


Bild 5.3: Kombination der Einzellösungen E22 und E31

Die Integration von Querruderumlenkhebel, Schubstange und Linearführung in einen Hebelbock wäre vorteilhaft. Bild 5.4 zeigt eine solche Lösungsvariante.

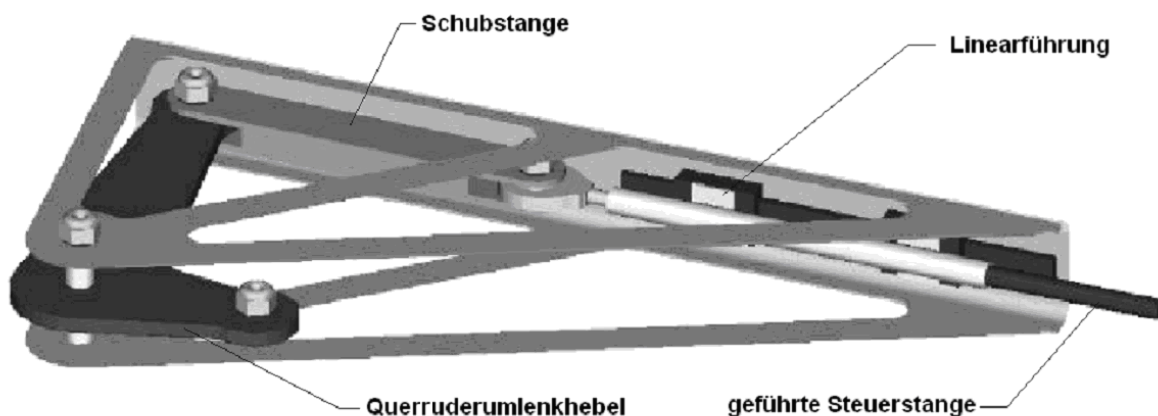


Bild 5.4: Lösungsvariante zur Kombination der Einzellösungen E22 und E31

Vorteilhaft daran ist:

- Die geringe Bauhöhe ermöglicht eine Integration in Flügeln mit geringer Profilhöhe.

Nachteilig ist:

- Linearführungen, speziell kugelgelagerte Linearlager, sind teuer.

#### 5.2.6.4 Bewegungsschraube als Wandler

Die Anwendung von Bewegungsschrauben (Spindel) ist eine in der Luftfahrt übliche Lösung (Einzellösung E32). Spindeln werden in Trimmsteuerungen und zur Betätigung von Klappen, z. B. Landeklappen oder Vorflügel, verwendet. Zu unterscheiden sind Gewindespindeln (Gleitreibung) und Kugelspindeln (Rollreibung).

Weil bei solchen Anwendungen der Selbsthemmungseffekt erwünscht ist, werden oft Trapezgewindespindeln eingesetzt. Zur Verringerung von Reibung und Verschleiß



werden aber auch Kugelspindeln verwendet, die nicht selbsthemmend wirken. Deshalb müssen zusätzliche Klinken-Sperrmechanismen zur Festsetzung der Spindeltriebe verwendet werden. Verglichen mit den Kugelspindeln ist der nutzbare Stellweg der Kugelumlaufspindeln größer. RAYMOND [58] erläutert an Beispielen der Boeing 747, FB-111, F-1 und F/A-18 die Funktion von Spindelantrieben. Airbus verwendet Kugelumlaufspindeln mit mechanischem Klinkensperrmechanismus für die Höhenflossentrimmung aller Modelle. SCHULSCHENKO [79] beschreibt Rudermaschinen mit Kugelspindeln und weist ausdrücklich auf deren hohen Wirkungsgrad hin.

Anders als bei den erwähnten Beispielen soll bei der Einzellösung E32 (siehe Tabelle 5.2) eine translatorische in eine rotatorische Bewegung umgewandelt werden. Eine Selbsthemmung ist unerwünscht, eine Krafrückwirkung erwünscht. RAYMOND [58] beschreibt u.a. einen Helical Ball-Spline Actuator. Dabei handelt es sich um eine Kugelspindel, die durch Hydraulik axial betätigt wird und so ein Drehmoment erzeugt.

Die Vorteile der Einzellösung E32 sind:

- Die Kugelspindeln weisen hohe Wirkungsgrade auf.

Die Nachteile:

- Die Steigung der Spindel ist konstant und eine kinematische Differenzierung ist nicht möglich.
- Kugelspindeln sind spielbehaftet. Das wirkt sich nachteilig auf die Aeroelastik aus.

### **5.2.6.5 Rotationshyperboloid als Wandler**

Die Einzellösung E33 (siehe Tabelle 5.2) beruht auf den geometrischen Beziehungen an einem Rotationshyperboloiden. Zwei Kreisscheiben gleichen Durchmessers sind, wie in Bild 5.5 dargestellt, zueinander angeordnet.

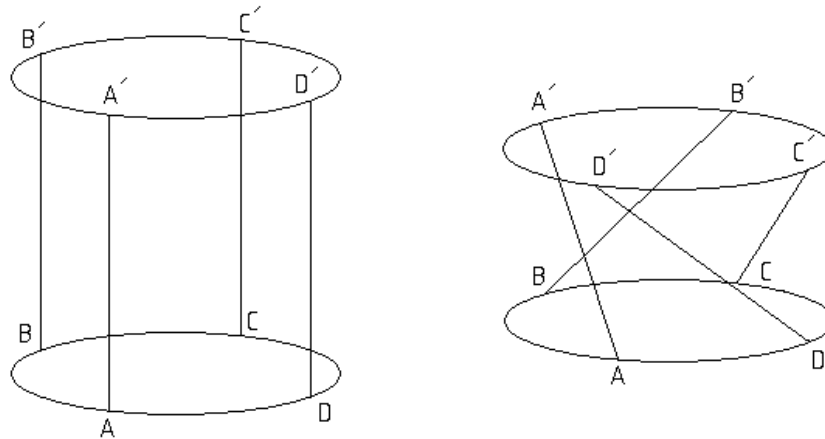


Bild 5.5: Rotationshyperboloid

Verbindet man die Punkte A, B, C und D auf dem Umfang der einen Kreisscheibe mit den Punkten A', B', C' und D' auf dem Umfang der anderen Kreisscheibe, so würden sich beide Kreisscheiben aufeinander zu bewegen, wenn sie gegeneinander verdreht werden. Zur Beurteilung der Machbarkeit dieser Lösung muss der geometrische Zusammenhang zwischen Verdrehung und Verkürzung entsprechend Bild 5.6 untersucht werden.

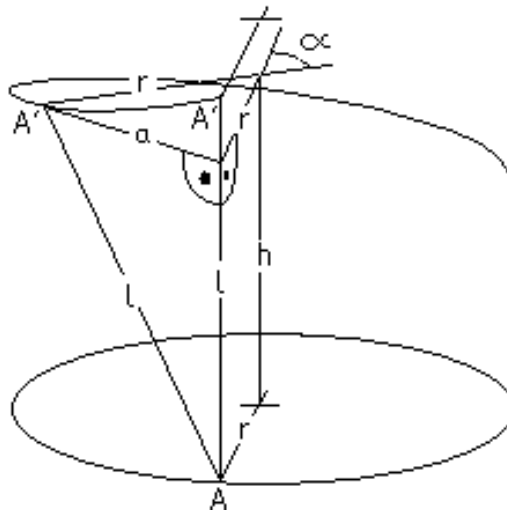


Bild 5.6: Geometrische Verhältnisse am Rotationshyperboloiden

Die Länge  $l$  ist die gelenkige Verbindung zwischen den Punkten  $A$  und  $A'$ . Werden beide Kreisscheiben gegeneinander verdreht, kann vom Punkt  $A'$  aus das Lot  $a$  auf die Länge  $l$  gefällt werden. Die Länge von  $A$  bis zum Schnittpunkt des Lotes ist gleich  $h$ . Von  $l$ ,  $h$  und  $a$  wird ein rechtwinkliges Dreieck mit  $l$  als Hypotenuse gebildet.

$$l = \sqrt{h^2 + a^2} \quad (1)$$

Die Sehne  $a$  liegt dem Winkel  $\alpha$  im vom Radius  $r$  begrenzten Kreissegment gegenüber.

$$a = 2r \cdot \sin \frac{\alpha}{2} \quad (2)$$

$a$  kann durch Gl. (2) ersetzt werden

$$l = \sqrt{h^2 + \left(2r \cdot \sin \frac{\alpha}{2}\right)^2} \quad (3)$$

Umgeformt nach dem Drehwinkel  $\alpha$  ergibt sich:

$$\alpha = 2 \cdot \arcsin \frac{\sqrt{l^2 - h^2}}{2r} \quad (4)$$

Der Drehwinkel  $\alpha$  ändert sich nicht linear in Abhängigkeit zur Höhe  $h$ . Dieser nicht lineare Zusammenhang ist in Bild 5.7 für unterschiedliche Verhältnisse des Durchmessers zur Länge aufgetragen, wobei der Durchmesser  $D=2r$  konstant gehalten und  $l$  variiert wurde.

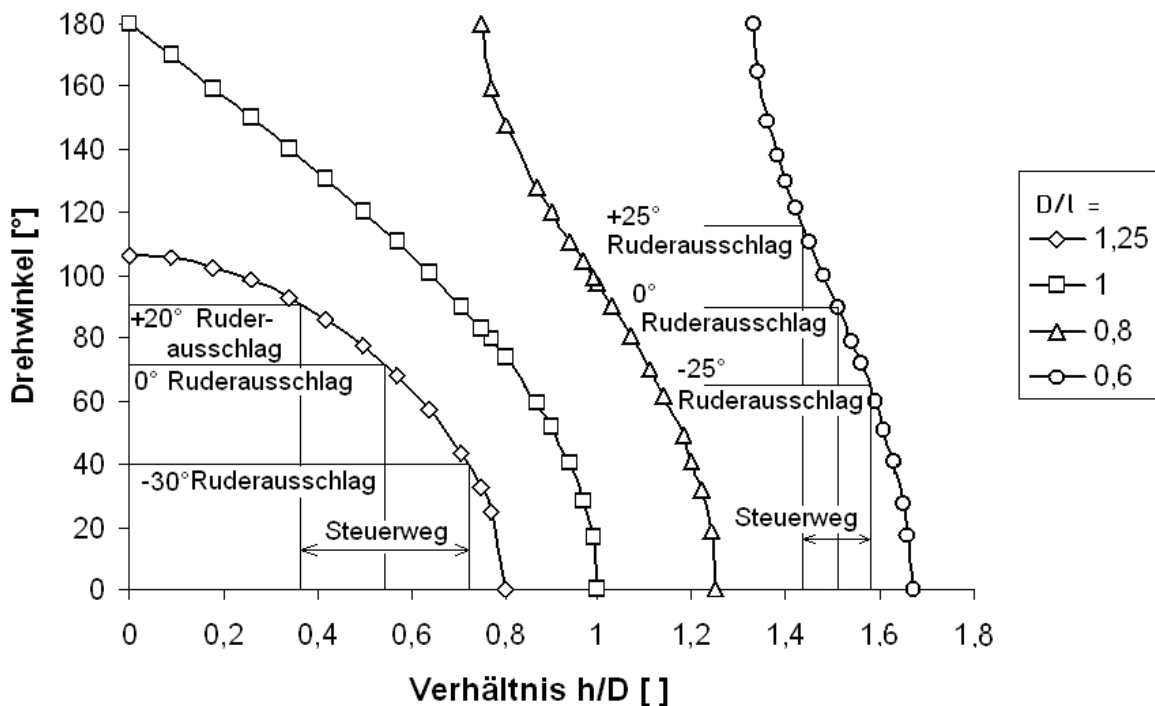


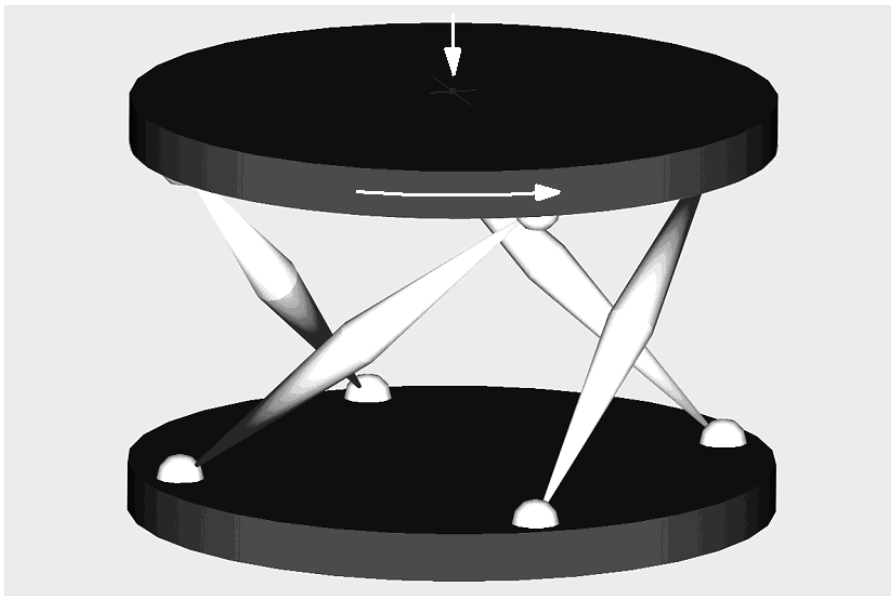
Bild 5.7: Kinematik-Kennlinien für verschiedene Quotienten  $D/l$

Es ist deutlich zu erkennen, dass bei den Quotienten  $D/l > 1$  nicht mehr der volle Drehwinkel  $\alpha$  von  $180^\circ$  erreicht wird. Bei  $D/l = 1$  wird der volle Drehwinkel  $\alpha$  über dem

vollen Weg  $l=1$  erzielt. Für  $D/l < 1$  wird der volle Drehwinkel  $\alpha=180^\circ$  über einen kleinen Teil des Weges erreicht.

Aufgrund der kinematischen Verhältnisse ist dieses Prinzip zur Umwandlung der Steuerungskräfte in den Querruderausschlag geeignet. Eine Differenzierung des Querruderausschlags ist in weiten Bereichen frei wählbar. SCHULSCHENKO [79] gibt den Bereich des Ruderausschlags von Querrudern mit  $8^\circ$  bis  $12^\circ$  nach unten und  $20^\circ$  bis  $30^\circ$  nach oben an.

Eine entsprechende konstruktive Lösung könnte eine bewegliche Lagerung der Stäbe zwischen den Kreisplatten, ähnlich der von Axialkolbenmaschinen als Schrägkolbenmaschinen mit Kugelkopf [47], aufweisen (siehe Bild 5.8). Denkbar wäre auch eine Faserverbundkonstruktion, bei der flexible Faserverbundstäbe, ähnlich dem Vorschlag von SCHARR [67], Anwendung finden.



*Bild 5.8: Prinzip des Rotationshyperboloids*

### 5.2.6.6 Kurvengetriebe als Wandler

Aus der Getriebelehre sind Kurvengetriebe als ebene und räumliche Kurvenglieder bekannt. VOLMER [93] beschreibt ausführlich die Auslegung von Kurvengetrieben. Das Prinzip der ebenen Zylinderkurvengetriebe wurde bei der Einzellösung E34 (siehe Tabelle 5.2) in ein räumliches Kurvenglied übertragen. Dabei wird die sonst ebene Kurvenscheibe durch ein Rohr mit entsprechenden Ausschnitten ersetzt. Das Prinzip einer solchen Lösung ist in Bild 5.9 dargestellt.

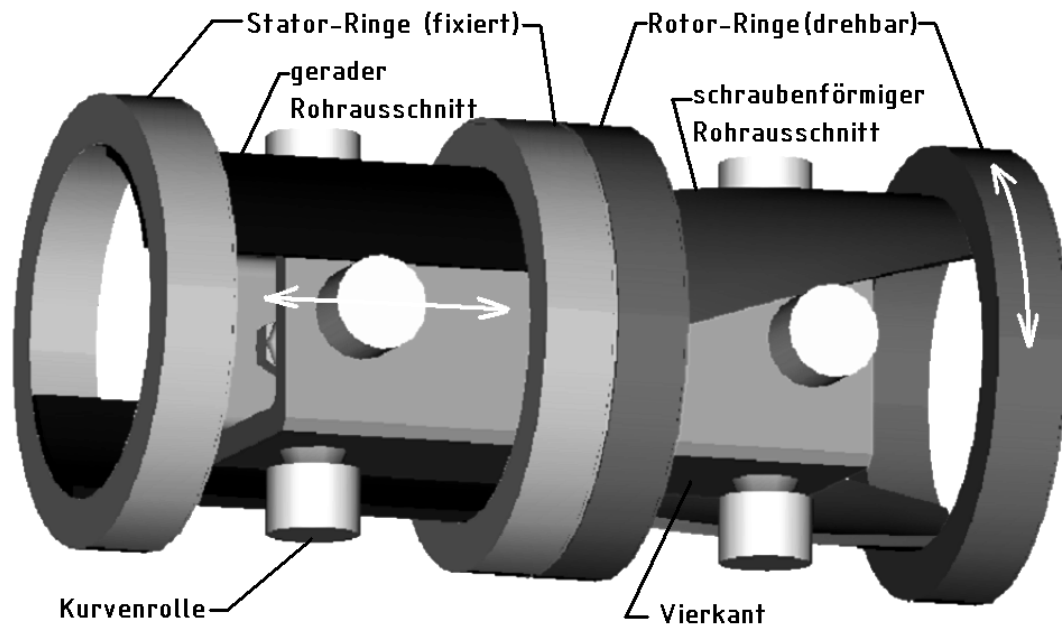


Bild 5.9: Prinzip des Kurvengetriebes

Die Funktionsweise kann wie folgt beschrieben werden: Ein Rollenkreuz wird in den Rohrausschnitten, die durch zwei Statorringe fixiert sind, linear geführt. Das andere Rollenkreuz wird in einem schraubenförmigen Rohrausschnitt geführt, der in den Rotorringen drehbar gelagert ist. Beide Rollenkreuze sind in einem Vierkant befestigt. Wird eine translatorische Bewegung in den Vierkant eingeleitet, beginnt sich der schraubenförmige Rohrausschnitt in den Rotorringen zu drehen. Eine kreuzförmige Anordnung der Rollen gewährleistet eine radiale Führung (siehe auch Bild 5.15).

Die Anwendung eines derartigen Kurvengetriebes in Flugsteuerungen ist bisher nicht bekannt.

Die Vorteile einer solchen Lösung sind:

- Durch eine variable Steigung des Rotors ist die Übertragungsfunktion in weiten Bereichen frei variierbar.
- Es wird ein hoher Wirkungsgrad erwartet, da ausschließlich Rollreibung auftritt.
- Aufgrund der Verwendung exzentrisch gelagerter, einstellbarer Rollen ist es möglich, das Spiel gering zu halten.

Nachteile:

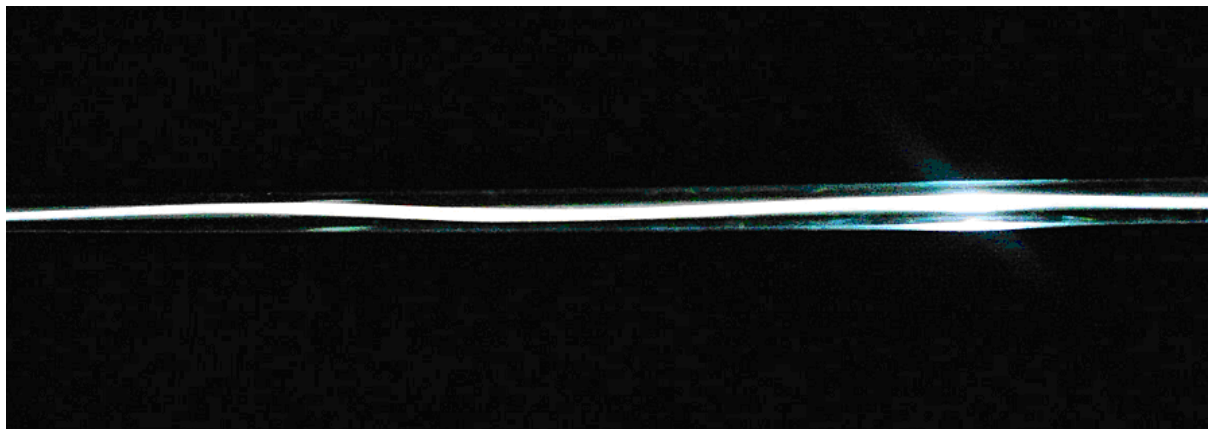
- Es wird ein großes Volumen erwartet.

### 5.2.7 Modellversuche zu geführten Steuerstangen

Fast alle vorgestellten Einzellösungen beruhen auf bekannten physikalischen Prinzipien und sind hinsichtlich ihrer Machbarkeit gut zu bewerten. Bei der Einzellösung E22, den geführten Steuerstangen, liegen jedoch keine ausreichenden Erfahrungen hinsichtlich des Reibungs- und Verschleißverhaltens vor.

Deshalb wurden hier in Modellversuchen unter Ausnutzung der Ähnlichkeitsmechanik zusätzliche Informationen zu Materialauswahl und Gestaltung gewonnen, die im weiteren Konstruktionsprozess einbezogen werden können.

Ziel der Modellversuche ist die Ermittlung des Wirkungsgrades. Es soll untersucht werden, welchen Einfluss die Höhe der übertragenen Last sowie die unterschiedlichen Materialien auf den Wirkungsgrad haben. Vermutet wird, dass die Übertragung von Druckkräften der kritische Fall ist, da der geführte Stab ausknicken will, jedoch durch das Führungsrohr daran gehindert wird. Zur Visualisierung dieses Vorganges wurde ein Polyamidstab von 2 mm Durchmesser in einem Glasrohr von 5 mm Innendurchmesser auf Druck beansprucht. In Bild 5.10 ist deutlich die wellenförmige Deformation des Polyamidstabes erkennbar.



*Bild 5.10: Auf Druck belasteter PA-Stab im Glasrohr*

Für die Modellversuche wurden sieben Muster verschiedener Materialien und Abmessungen ausgewählt und zu den Kombinationen A, B, C, D und E zusammengestellt (siehe Tabelle 5.4).

Kombination	Führungsrohr		Stab	
	Muster Nr.	Beschreibung	Muster Nr.	Beschreibung
A	3	PA, $D = 3,3 \text{ mm}$ ; $d = 2,0 \text{ mm}$ ; $l = 900 \text{ mm}$	5	Stahl-Stab, $D = 2,0 \text{ mm}$ ; $l = 1000 \text{ mm}$
B	3	PA, $D = 3,3 \text{ mm}$ ; $d = 2,0 \text{ mm}$ ; $L = 900 \text{ mm}$	4	PTFE-Stab, $D = 1,8 \text{ mm}$ ; $l = 1000 \text{ mm}$
C	2	PA, $D = 5,2 \text{ mm}$ ; $d = 4,0 \text{ mm}$ ; $l = 900 \text{ mm}$	7	CFK-Stab, $D = 2,3 \text{ mm}$ ; $l = 1000 \text{ mm}$
D	2	PA, $D = 5,2 \text{ mm}$ ; $d = 4,0 \text{ mm}$ ; $l = 900 \text{ mm}$	6	Aluminium-Stab, $D = 3,0 \text{ mm}$ ; $l = 1000 \text{ mm}$
E	2	PA, $D = 5,2 \text{ mm}$ ; $d = 4,0 \text{ mm}$ ; $l = 900 \text{ mm}$	1	PA-Stab, $D = 3,5 \text{ mm}$ ; $l = 1000 \text{ mm}$

Tabelle 5.4: Daten der in den Modellversuchen getesteten Muster

Die Ermittlung des Wirkungsgrades erfolgte in einem einfachen Versuchsaufbau, bei dem das Führungsrohr über seine gesamte Länge fixiert war. Der Stab wurde auf Druck belastet, indem auf der einen Seite eine zuvor bestimmte Gewichtskraft angebracht und von der anderen Seite die Drucklast solange erhöht wurde, bis sich die Gewichtskraft bewegte. In Bild 5.11 sind die Messergebnisse grafisch dargestellt. Aufgrund zu geringer Druckbelastbarkeit des Stabes 4 konnte die Kombination B nicht getestet werden.

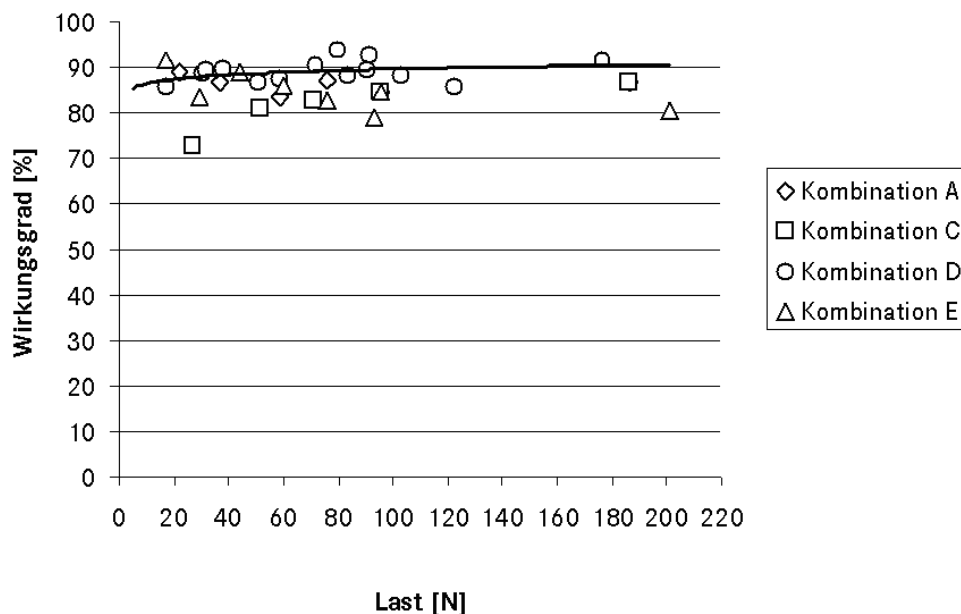


Bild 5.11: Wirkungsgrade der Kombinationen A, C, D und E

Der Wirkungsgrad ist der Quotient aus abgegebener und zugeführter Leistung. Da die mechanische Leistung das Produkt aus der Kraft entlang eines Weges ist und der Weg im Versuch jeweils gleich war, konnte der Wirkungsgrad aus dem Quotienten der Gewichtskraft zur Betätigungskraft berechnet werden.

Für alle getesteten Kombinationen konnte ein hoher Wirkungsgrad von durchschnittlich 84% nachgewiesen werden. Die Wirkungsgrade lagen zwischen 74% (Kombination D) und 89% (Kombination C).

Die Ergebnisse der Modellversuche sind vielversprechend. Die Einzellösung E22 soll deshalb weiter untersucht werden. Geeignete Werkstoffpaarungen zwischen Stab und Führungsrohr müssen untersucht werden.

### 5.3 Auswahl der Varianten

Im Rahmen der Arbeit sollen alternative Varianten mechanischer Flugsteuerungen experimentell untersucht werden. Eine Variante soll ausgearbeitet, als Prototyp gebaut, unter realistischen Bedingungen getestet und mit einer konventionellen Flugsteuerung verglichen werden.

Nachdem die Einzellösungen im Kapitel 5.2.6 weiter untersucht worden sind, soll nun in einem formalisierten Auswahlverfahren durch Ausscheiden und Bevorzugen die vielversprechendste alternative Variante ausgewählt werden.

Sinnvolle Prinzipkombinationen entstehen durch das Kombinieren von Einzellösungen. Die gewählten Prinzipkombinationen müssen die Anforderungsliste (siehe Tabelle 5.1) erfüllen sowie eine Realisierungsmöglichkeit hinsichtlich Wirkgröße (Kräfte und Momente), Geometrie und Anordnung erkennen lassen.

Weil die gesuchte Prinzipkonstruktion in einem Dauerversuch getestet werden soll, sind die Einzellösungen E11 und E12 zur Kraftumwandlung nicht wählbar. Stattdessen ist die Einzellösung E13 eines elektrischen Antriebes vorgegeben.

Durch systematische Kombination der verbleibenden, miteinander verträglichen und kollisionsfreien, Einzellösungen sind theoretisch acht Prinzipkombinationen möglich. In Tabelle 5.5 sind die vier am günstigsten erscheinenden Kombinationen dargestellt. Auf die mögliche Kombination 5: E13 + E21 + E31 wurde verzichtet, weil es sich um keine neue, sondern nur um eine konventionelle Lösung unter Anwendung neuer Werkstoffe handeln würde.



Lfd. Nr.	Varianten Teilfunktionen	1	2	3	4
F1	Handkräfte in Steuerungskräfte umwandeln	E11 Steuerknüppel	E12 Steuerhorn	E13 Elektromotor (Nur für Test)	
F2	Steuerungskräfte weiterleiten	E21 DYNEEMA-Seil	E22 geführte Steuerstangen		
F3	Steuerungskräfte in Querruderausschlag umwandeln	E31 Umlenkhebel	E32 Bewegungsschraube	E33 Rotationshyperboloid	E34 Kurvengeräte

Tabelle 5.5: Kombination der Einzellösungen

Um die gefundenen Prinzipkombinationen bewerten zu können, sind zunächst Auswahlkriterien zu formulieren. Die Mindestanforderungen der Anforderungsliste selbst stellen keine Auswahlkriterien dar, müssen aber erfüllt werden. Um Doppelbewertungen zu verhindern, sind die Auswahlkriterien unabhängig voneinander. Folgende Kriterien wurden ausgewählt:

- einfache Fertigung
- einfaches und sicheres Wirkprinzip (Funktion)
- leichte Montage (Wartung)
- lange Lebensdauer
- hoher Neuheitsgrad

Die Auswahlkriterien werden als etwa gleichgewichtet angesehen. Daher kann auf Wichtungsfaktoren verzichtet werden. Die Eigenschaftsgrößen werden nur durch eine qualitative, verbale Beurteilung bewertet. Wird ein Kriterium erfüllt, so kann die Frage mit „ja“ beantwortet und mit (+) bewertet werden. Die weiteren Bewertungen lauten folglich „neutral“ (0) und „nein“ (-). Die Auswahl ist in Tabelle 5.6 schematisiert worden. In der Auswahlliste sind die Kriterien und Gründe des Ausscheidens von Lösungen dargestellt und nachprüfbar.

PAHL/BEITZ [53] sowie BREIING [4] stellen auch andere Auswahlmethoden vor. Diese vereinfachte Bewertungsmethode ist jedoch aufgrund der verhältnismäßig geringen Anzahl von Lösungsvarianten möglich.

AUSWAHLLISTE für mechanische Quersteuerung								
Prinzipkombination	AUSWAHLKRITERIEN beurteilen:					entscheiden:		
	( + )	ja				( + )	Lösung weiter verfolgen	
	0	neutral				( - )	Lösung scheidet aus	
	( - )	nein						
	einfache Fertigung							Entscheidung
	einfaches und sicheres Wirkprinzip (Funktion)							
leichte Montage (Wartung)								
lange Lebensdauer								
hoher Neuheitsgrad								
	A	B	C	D	E	Bemerkungen (Hinweise, Begründungen)		
1	+	+	+	+	-	gute, aber zu konventionelle Lösung	-	
2	0	+	0	+	-	zu konventionell, kompliziert	-	
3	0	+	+	+	+	aufwendige Fertigung	-	
4	+	+	+	+	+	beste Lösung	+	

Tabelle 5.6: Auswahlliste für mechanische Quersteuerung

Es wird die Prinzipkombination 4, bei der die Steuerungskräfte über geführte Steuerstangen übertragen und durch ein Kurvengetriebe in einen Querruderausschlag umgewandelt, ausgewählt (siehe Tabelle 5.6).

Die geführten Steuerstangen lassen sich nach den Gestaltregeln von SCHÜRMAN [80] zur fasergerechten Konstruktion in die Struktur integrieren, wodurch ein Gewichtsvorteil erwartet wird. Modellversuche zum Übertragungsprinzip waren aufgrund des hohen Wirkungsgrades vielversprechend. Das Kurvengetriebe wird wegen der vorherrschenden Rollreibung geringe Reibkräfte erzeugen. Das Spiel ist einstellbar und die Übertragungsfunktion in weiten Bereichen frei wählbar.

## 5.4 Entwurf der Quersteuerung

Die gewählte prinzipielle Lösung einer alternativen mechanischen Flugsteuerung soll ausgearbeitet werden. Ziel ist eine gestalterische Festlegung der Lösung, die die Baustruktur technisch eindeutig beschreibt.

Beim Entwurf steht die Funktion des Systems im Vordergrund. Die räumlichen Bedingungen sind zu beachten. In mehreren Schritten, teilweise auch Versuchen, wird der endgültige Entwurf bestimmt, der alle Punkte der Anforderungsliste erfüllen muss. Die Entwurfsarbeit gliedert sich in die Auswahl von Werkstoffen und die Fest-

legung der Geometrie der geführten Steuerstange und den Entwurf des Kurvengetriebes.

Dabei sollen drei wesentliche Grundregeln beachtet werden:

- einfach
- sicher
- leicht

### **5.4.1 Entwurf der geführten Steuerstangen**

Die geführte Steuerstange besteht aus dem Führungsrohr und einer Steuerstange, die die Steuerkräfte weiterleitet. Das Führungsrohr und die Steuerstange bilden ein tribologisches System, das abgestimmt werden muss. Beim Entwurf der geführten Steuerstange ist Folgendes zu klären:

- Material und Geometrie der Steuerstange
- Material und Geometrie des Führungsrohres
- Befestigung des Führungsrohres an der Flugzeugstruktur
- Krafteinleitung in die Steuerstange

#### **5.4.1.1 Material und Geometrie**

Bei den im Kapitel 5.2.7 beschriebenen Modellversuchen wurden bereits unterschiedliche Materialien für Steuerstangen getestet. Tendenziell ließ sich erkennen, dass sich Steuerstangensteifigkeit und Reibkräfte umgekehrt proportional verhalten.

Weitere Kriterien zur Materialauswahl sind:

- Eine hohe Steifigkeit der Steuerstange soll bei geringem Gewicht erreicht werden.
- Die Steuerstange soll eine ähnlich geringe oder leicht negative Wärmedehnung wie die Flugzeugstruktur aufweisen.
- Das tribologische System Steuerstange/Führungsrohr soll reibungsarm arbeiten.
- Das Führungsrohr soll kein Wasser aufnehmen, um nicht aufzuquellen und um Klemmen der Steuerstange zu vermeiden.

DOMMININGHAUS [18] beschreibt physikalische und chemische Eigenschaften von 56 Kunststoffen. Anhand dieser Auflistung konnte PTFE als Material für das Füh-

rungsrohr ausgewählt werden, denn es hat den niedrigsten Reibwert von allen Kunststoffen und nimmt kein Wasser auf.

Als Material für die Steuerstange selbst stehen ausgehend von den Modellversuchen Aluminium, CFK und Stahl (mit Einschränkungen wegen der hohen Dichte) zur Wahl. Zur endgültigen Entscheidung hinsichtlich Werkstoffpaarung und Kontaktgeometrie wurden Versuche durchgeführt. Dazu sind vier verschiedene Muster von PTFE-Rohren bzw. PTFE-Schläuchen, entsprechend Bild 5.12, mit einem GFK-Schaumsandwich (der die Flugzeugstruktur simulierte) verklebt worden. Bei der Anfertigung der Proben konnte auch die Technologie der Verklebung des Führungsrohres mit der Flugzeugstruktur erprobt werden (siehe Anhang B.3).

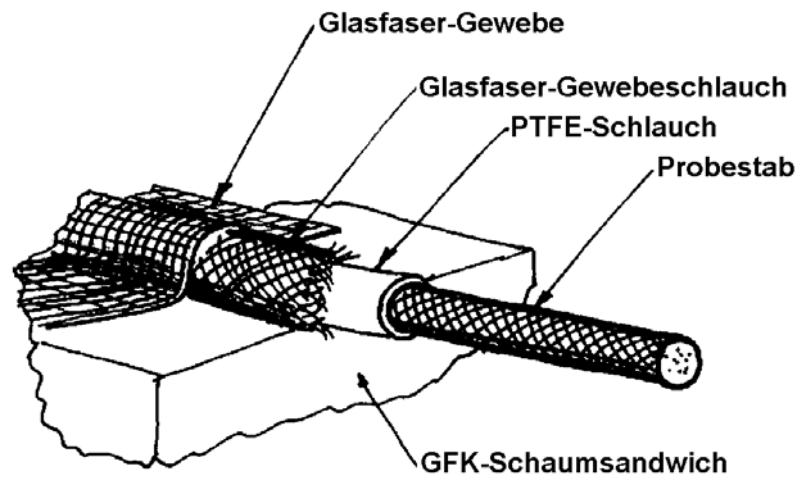


Bild 5.12: Verklebung des Führungsrohres

Die unterschiedlichen PTFE-Rohre bzw. PTFE-Schläuche der Proben A, B, C und D sind in Tabelle 5.7 aufgelistet. Diese weisen verschiedene Innendurchmesser  $d$  und Wandstärken  $t$  auf.

Muster	$d$ [mm]	$t$ [mm]
A	10,00	2,50
B	8,50	0,38
C	9,00	1,00
D	10,00	1,00

Tabelle 5.7: PTFE-Rohrdimensionen der Proben A, B, C und D

Im Test wurden zwei verschiedene Steuerstangen verwendet:

- Aluminiumstange 8 x 1mm aus der Luftfahrt-Legierung 6060
- CFK-Sandwichstab 8 x 0,5 mm von SCHÜTZE [81]

Der Haftreibungskoeffizient konnte nach dem Prinzip der schiefen Ebene bestimmt werden. Dabei wurde die Steuerstange, ausgehend von der horizontalen Lage, langsam aufgerichtet, bis die Probe in dem PTFE-Führungsrohr zu gleiten begann. Der Haftreibungskoeffizient  $\mu_0$  berechnet sich aus dem gemessenen Winkel der Steuerstange wie folgt:

$$\mu_0 = \tan \alpha \quad (5)$$

Der Vergleich zwischen der Aluminium- und der CFK-Steuerstange zeigte:

- Haftreibungskoeffizient zwischen Aluminium und PTFE = 0,15
- Haftreibungskoeffizient zwischen CFK und PTFE = 0,13

Die Proben A, C, und D wiesen gleiche Werte auf. Der Schlauch B hatte einen zu geringen Innendurchmesser, welcher zum Klemmen der Aluminium- und CFK-Stange führte.

Auf Grundlage der Versuche ist festzustellen:

- PTFE ist ein geeigneter Werkstoff als Führungsrohr. Da ein geringes Gewicht erwünscht ist, wäre es sinnvoll, einen PTFE-Schlauch mit einem Innendurchmesser von 9 bis 10 mm zu verwenden.
- Ein dünnwandiger PTFE-Schlauch muss so mit der Flugzeugstruktur verklebt werden, dass der PTFE-Schlauch gerade und im Querschnitt rund ausgerichtet ist.
- CFK ist hinsichtlich des Reibungsverhaltens und der Wärmedehnung ein geeigneter Werkstoff für die Steuerstange. Der CFK-Sandwichstab 8 x 0,5 von SCHÜTZE [81] wurde ausgewählt.

#### 5.4.1.2 Krafteinleitung in die Steuerstange

Bei Verwendung der CFK-Sandwichstab ist eine geeignete Krafteinleitung notwendig. SCHÜTZE [81] schlägt eine Reihe von Krafteinleitungen vor und unterscheidet formschlüssig integrierte Krafteinleitungen und nachträglich eingesetzte Gewindeelemente. Bei den integrierten Krafteinleitungen werden metallische Konuselemente bei der Fertigung der Stäbe mit eingebracht. Das Besondere an diesen Stäben ist, dass sie nach der Fertigung vorbelastet werden, wodurch sich die Konuselemente formschlüssig verkeilen.

Die gesuchte Krafteinleitung sollte folgende Kriterien erfüllen:

- Der Außendurchmesser der CFK-Stange von 8 mm darf nicht überschritten werden.
- Es soll möglich sein, Gelenklager der Größe 6 mit der Steuerstange zu verbinden.
- Wenn möglich soll die Verbindung zwischen CFK und Metall über eine Kombination aus Klebung und Formschluss erfolgen.

Bei einem Außendurchmesser von maximal 8 mm erscheint die Anwendung eines Einsatzes mit einer M6-Gewindebohrung als unzweckmäßig. Es sollte also versucht werden, einen Einsatz zu verwenden, der ein M6-Außengewinde aufweist. Da der Innendurchmesser des CFK-Stabes nur 7 mm beträgt, erschien es sinnvoll, die M6-Gewindestange in den CFK-Sandwichstab zu kleben.

Zwei verschiedene Möglichkeiten der Verklebung standen zur Wahl (siehe Bild 5.13):

- Verklebung X: Der CFK-Stab wird geschlitzt, die Gewindestange eingeklebt und von außen mit einem CFK-Faserstrang umwickelt.
- Verklebung Y: Die Gewindestange wird mit einem CFK-Faserstrang umwickelt und mit dem Kleber „nass“ in den CFK-Stab eingeschraubt.

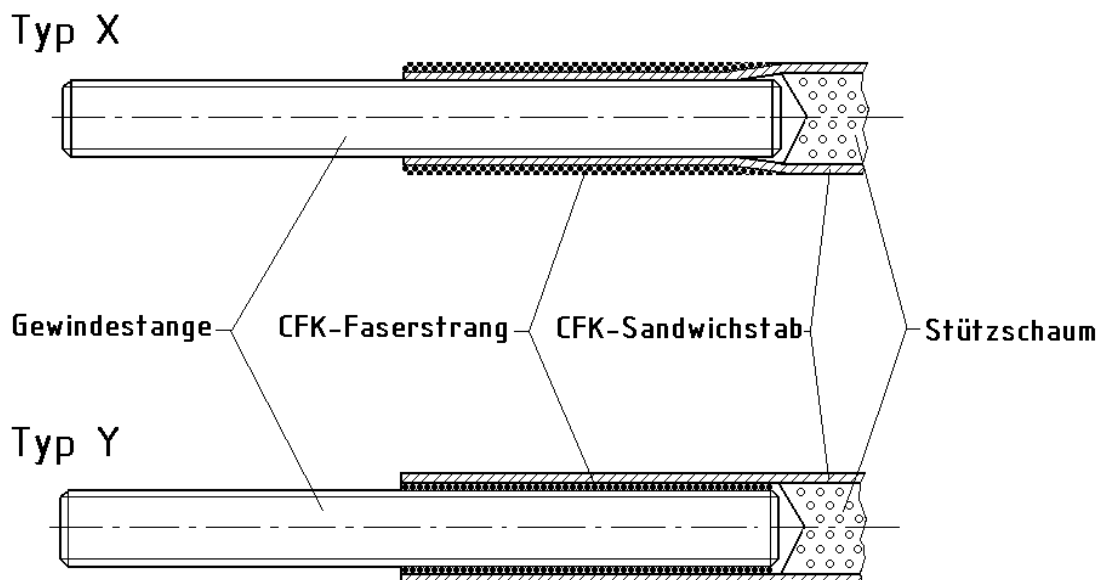


Bild 5.13: Krafteinleitungen in CFK-Stäbe

Beide Lösungen sind eine Kombination von Klebung und Formschluss. Zur endgültigen Entscheidung hinsichtlich der Verklebung wurden Versuche durchgeführt (siehe Anhang B.4).

Dazu wurden die Muster A, B, C und D angefertigt. Je Verklebungstyp wurden eine einwandfreie und eine Verklebung mit eingebrachten Herstellungsfehlern angefertigt (siehe Tabelle 5.8).

Muster	Verklebungstyp	Beschreibung des Herstellungsfehlers
A	X	-
B	X	Fehlverklebung des CFK-Faserstrangs
C	Y	-
D	Y	äußerer Faserstrang durchgeschliffen

Tabelle 5.8: Kräfteinleitungsproben A, B, C und D

Die Proben wurden einem Zugversuch unterzogen. In Bild 5.14 sind die Kraft-Dehnungskurven der vier getesteten Muster dargestellt. Bei den durchgeführten Zugversuchen sollten keine quantitativen Werkstoffkennwerte, sondern die realen bruchmechanischen Werte der Proben ermittelt werden. Deshalb wurde nicht die übliche Darstellung im Spannungs-Dehnungs-Diagramm verwendet, sondern ein Kraft-Dehnungs-Diagramm wie bei BLUMENAUER [3] und RÄHM [57] gewählt

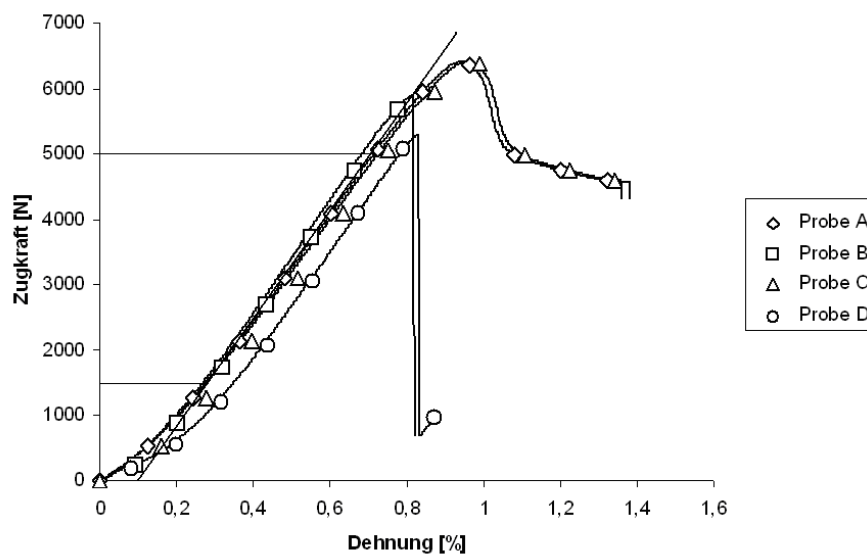


Bild 5.14: Kraft-Dehnungs-Diagramm der Proben A, B, C und D

Deutlich zu erkennen ist, dass alle Proben im Anfangsbereich einen progressiven Anstieg der Prüflast über der Dehnung aufweisen. Dieser Effekt wurde auch von SCHÜTZE [81] beobachtet, der die Stäbe deshalb vorreckt. Es erscheint möglich, durch Vorrecken die Dehnung um ca. 0,1% zu verbessern. Zwischen 1500 und 5000 N zeigt sich ein ausgeprägter Bereich elastischer Verformung (Hookesche Gerade). Beide mit Herstellungsfehlern versehenen Proben versagten bei hohen Lasten (Probe D bei 5283 N und Probe B bei 5900 N). Die Verklebungen A und C

ohne Herstellungsfehler zeigten ein nahezu identisches Bruchverhalten. Die Bruchlast beider Proben lag oberhalb 6396 N. Auch ihre Bruchdehnung war mit 0,95% fast gleich. Auf Grundlage der Erfahrungen bei der Probenfertigung sowie dem Bruchverhalten wurde der Verklebungstyp X (in das Gewinde gewickelter Faserstrang) gewählt. Diese Auswahl wird wie folgt begründet:

- Die Fertigung des Verklebungstyps X ist besser reproduzierbar (Faserstranglänge und Einschraubtiefe).
- Das Fertigungsverfahren ist im Gegensatz zum Verklebungstyp Y in nur einem Fertigungsschritt durchführbar.
- Trotz des eingebrachten Herstellungsfehlers wurden ca. 92% der Bruchfestigkeit erreicht.

## 5.4.2 Entwurf des Kurvengetriebes

Die prinzipielle Lösung des Kurvengetriebes wurde im Kapitel 5.3 ausgewählt und soll ausgearbeitet werden. Es soll möglich sein, einen Prototypen des Kurvengetriebes zu fertigen.

VOLMER [93] gibt ausführliche Hinweise zur Auslegung der Rolle und der Laufbahn. Die vorgeschlagenen Kurvenrollen sind standardisiert und die jeweiligen Lagerhersteller geben Empfehlungen zur Auslegung. Als Material für die Laufbahn kommen Stähle nach den Empfehlungen der Lagerhersteller in Betracht. Alle übrigen Bauteile wurden aus dem in der Luftfahrt üblichen Leichtmetall gefertigt. Entsprechende Halbzeuge wurden verwendet.

Durch mehrere Iterationsschritte wurden Gewicht, Fertigung und Kosten aufeinander abgestimmt.

### 5.4.2.1 Geometrische Auslegung

Die Auswahl der Kurvenrollen sowie ihre geometrische Anordnung sind bestimmend für die Auslegung des Kurvengetriebes. Um Gewicht und Bauvolumen gering zu halten, sollte zunächst versucht werden, die kleinsten verfügbaren Kurvenrollen zu verwenden und möglichst eng anzuordnen.

Als Kurvenrolle wurde der Typ KRVE 16 PP gewählt. Da der Wälzkörper dieser Kurvenrolle ballig ausgeführt ist, genügt eine schmale Lauffläche als Kontaktpartner. Die Lauffläche besteht aus einem Rohrabschnitt von 60 mm Außendurchmesser und



4 mm Wandstärke. Die Anordnung der Kurvenrollen und der Lauffläche ist in Bild 5.15 dargestellt. Die Rollenlast wird nach Gleichung 6 berechnet,

$$F_R = \frac{-M_{LL}}{n \cdot r} \quad (6)$$

wobei:

- Ruderscharniermoment (sichere Last)  $M_{LL} = -75,48 \text{ Nm}$
- Anzahl der tragenden Rollen  $n = 2$
- Wirkradius  $r = 29 \text{ mm}$

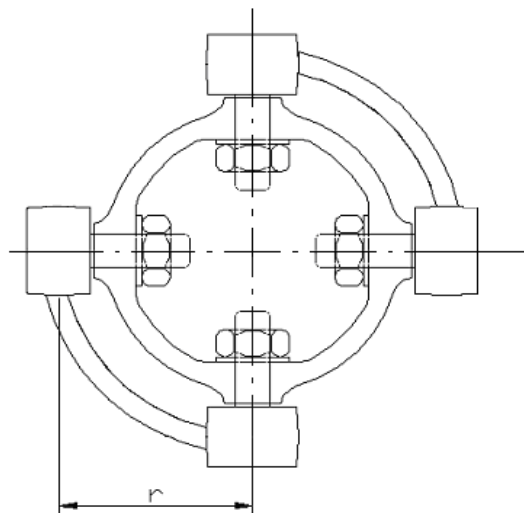


Bild 5.15: Anordnung der Kurvenrollen im Kurvengetriebe

Bei gegebener Geometrie beträgt die Rollenlast  $F_r = 1,3 \text{ kN}$  und liegt unterhalb der vom Hersteller angegebenen statischen Tragzahl von  $C_0 = 3,3 \text{ kN}$ . Mit diesen recht konservativen Annahmen für den Querschnitt des Kurvengetriebes konnte weitergearbeitet werden. Die Kinematik ist durch das Pflichtenblatt (Tabelle 5.1) vorgegeben.

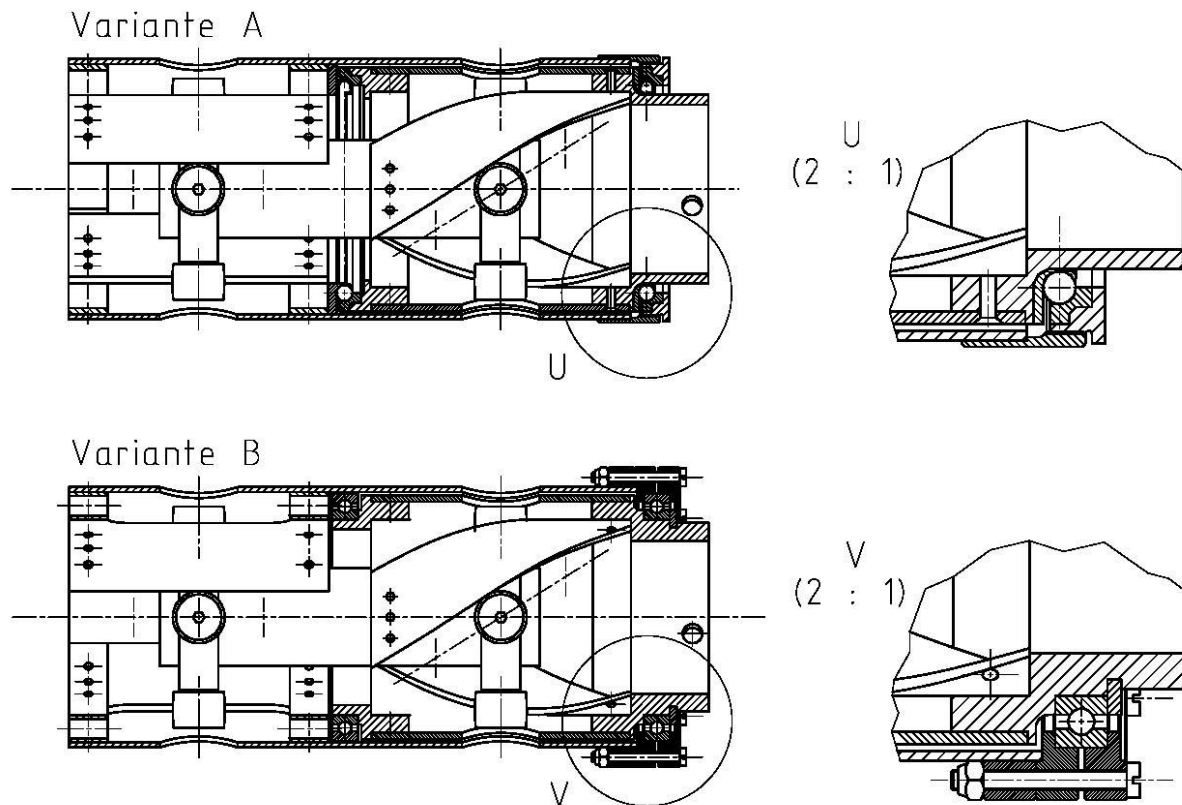
### 5.4.2.2 Gestaltung des Kurvengetriebes

Entsprechend der prinzipiellen Lösung und der Annahme für den Querschnitt wurden zwei Varianten des Kurvengetriebes entworfen. Bei beiden Varianten ist der Stator fest und der Rotor drehbar in einem Leichtmetallgehäuse angebracht. Da keine Standard-Rillenkugellager verwendet werden konnten, wurden zwei Varianten entworfen, die sich hinsichtlich der Lagerung des Rotors voneinander unterscheiden. Die Schnittdarstellungen beider Varianten zeigt Bild 5.16.

- Variante A: Der Rotor wird in Kugelringen gelagert. Kugelringe der benötigten Baugröße werden beispielsweise in Radnabenschaltungen verwendet. Sie

sind preiswert und leicht. Die Anfertigung der Laufbahnen ist jedoch aufwendig.

- Variante B: Der Rotor wird in Dünnringlagern gelagert. Dünnringlager sind von Anwendungen in der Luft- und Raumfahrt, Robotertechnik und Medizintechnik her bekannt. Sie sind relativ teuer und schwer.



*Bild 5.16: Varianten A und B zur Lagerung des Rotors*

Um die Fertigungskosten bewerten zu können, wurden für beide Varianten folgende Stückpreisangebote eingeholt: für je ein, ab 200 und ab 1000 Stück. Die Kostenanalyse zeigt deutlich, dass die Fertigung des Prototypen von der Lagervariante A aufgrund der Fertigung der Laufbahnen teurer ist, als die der Lagervariante B. Die Fertigungskosten beider Varianten sind ab ca. 200 Stück etwa gleich (siehe Bild 5.17).

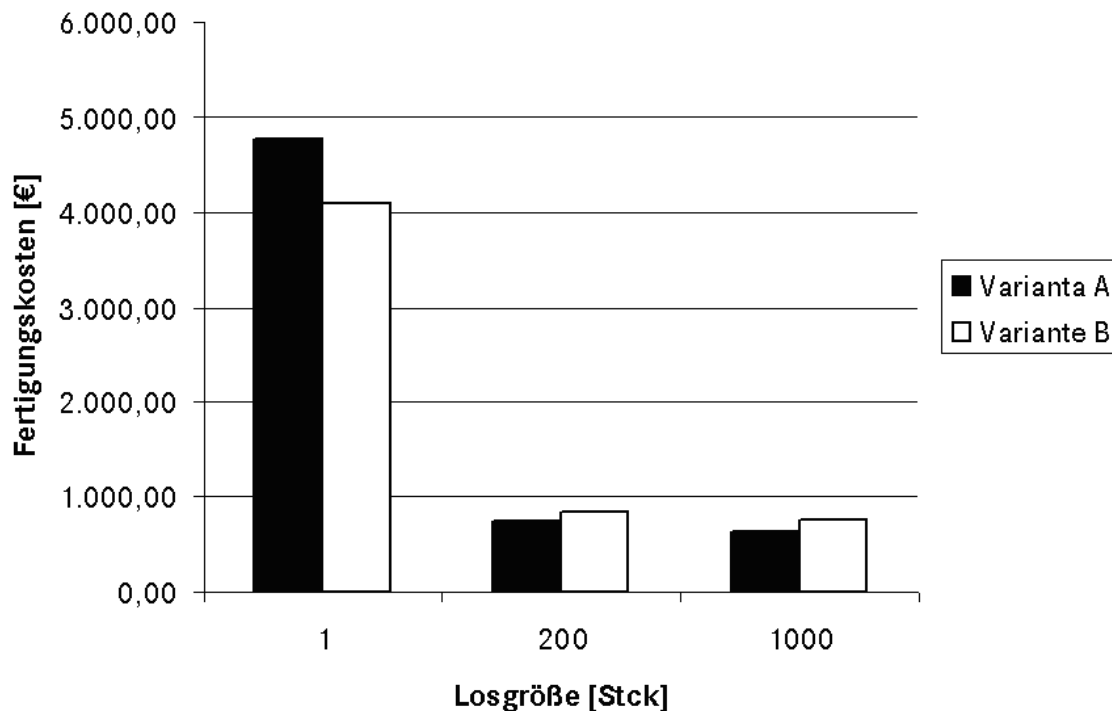


Bild 5.17: Fertigungskosten in Abhängigkeit von der Stückzahl

Weiterhin zeigte die Analyse der Fertigungskosten, dass die Anzahl der Einzelteile und damit der Fertigungsaufwand durch spanende Bearbeitung sowie Montage reduziert werden muss. Es ist bekannt, dass die Stückzahlen in der Kleinflugzeugindustrie oft nur wenige hundert Stück betragen. Folgende Änderungen sollen zu einer signifikanten Vereinfachung der Fertigung und zu einer damit verbundenen Kostenreduzierung führen:

- Je zwei Laufbahnen der Kurvenrollen werden zu einem Bauteil verbunden. Das aufwendige Positionieren der Laufflächen zueinander entfällt, jedoch nimmt das Bauteilgewicht zu. Die nach § 23.675 im Pflichtenblatt geforderten Anschläge sind integrierter Bestandteil der verbundenen Laufflächen (siehe Bild 5.18).
- Die Verbindung der Laufflächen zum Rotor bzw. Stator (siehe Bild 5.9) soll nicht über Niet-, sondern über Schraubverbindungen erfolgen. Nietwerkzeuge müssen nicht eingesetzt werden und die Wartung wird vereinfacht.

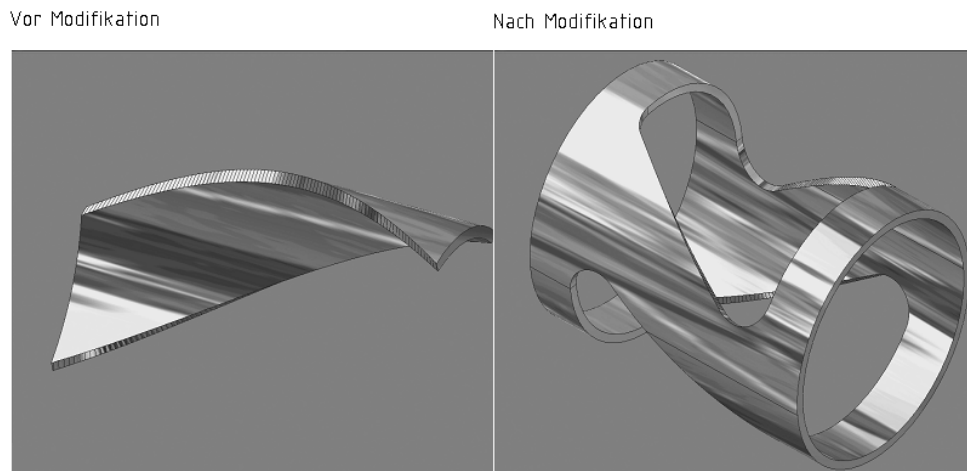


Bild 5.18: Fertigungstechnische Optimierung der Laufbahnen

In mehreren Iterationsschritten wurde aus der prinzipiellen Lösung die endgültige Baustruktur für den Prototypen des Kurvengetriebes entwickelt. REYMER [64] beschreibt eine solche Vorgehensweise mit dem „Design Rad“, während HOFFMANN [35] von einer Spirale spricht. Den beim Entwurf des Kurvengetriebes angewendeten Prozess veranschaulicht Bild 5.19.

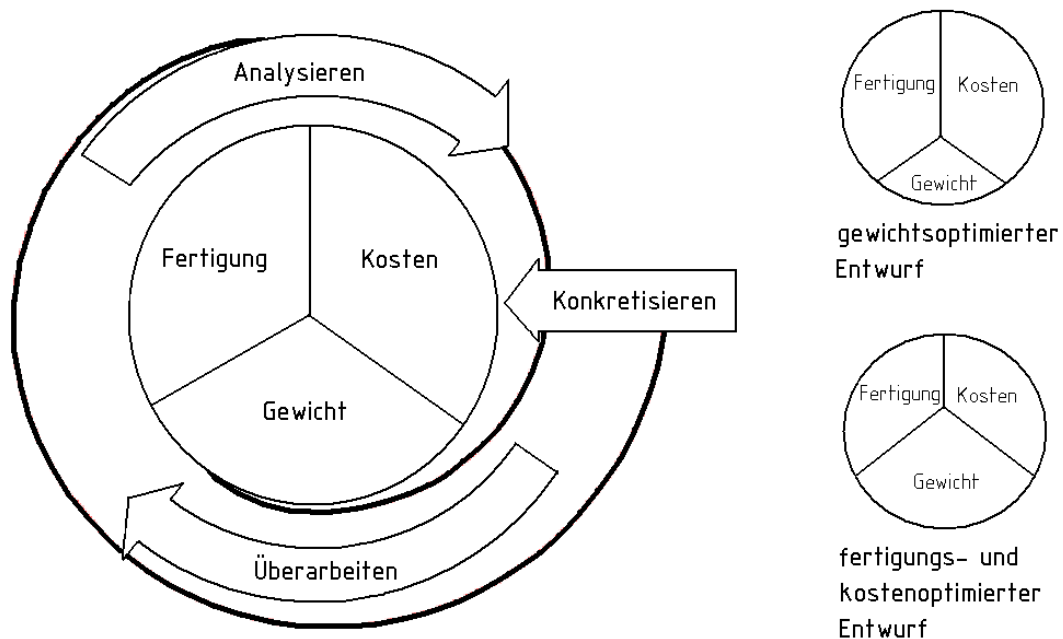
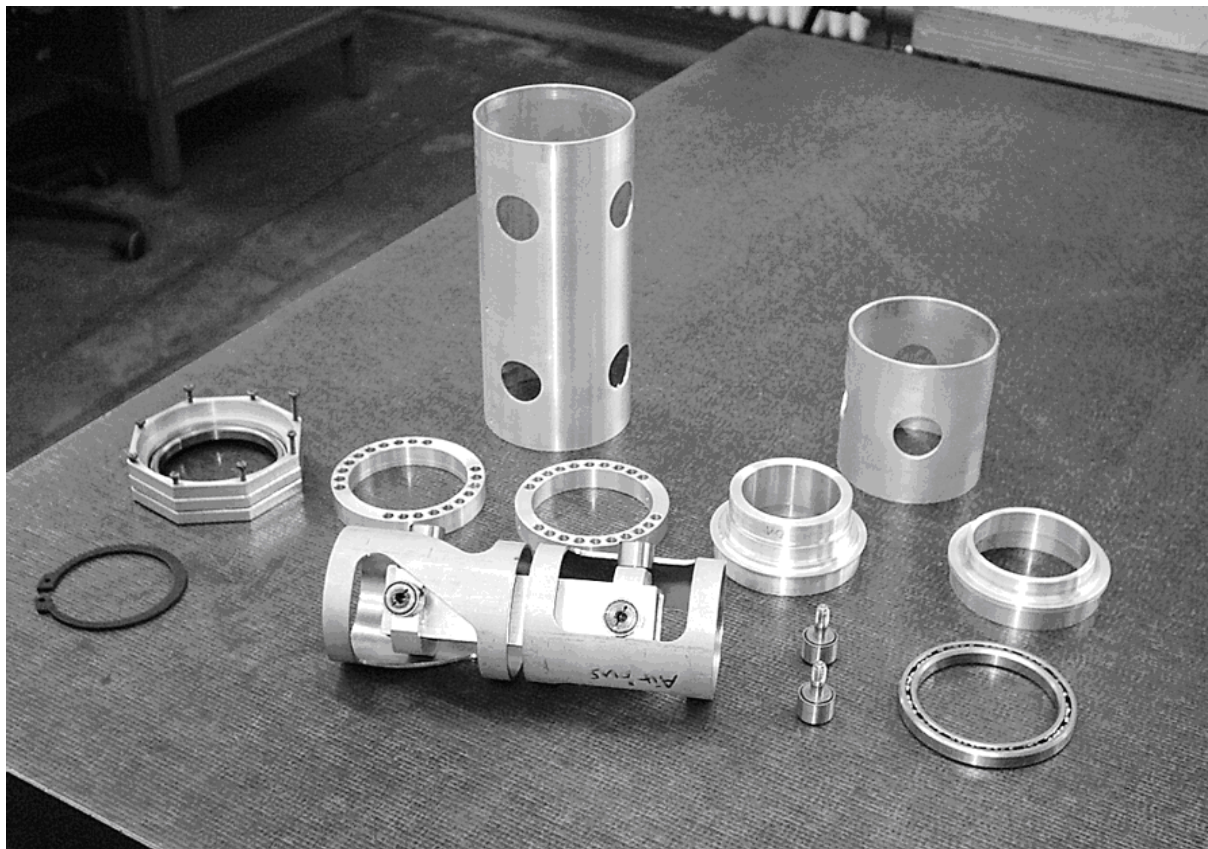


Bild 5.19: Entwurfspirale

Die prinzipielle Lösung wurde dabei hinsichtlich des Gewichts, des Fertigungsaufwands und der Fertigungskosten analysiert. Anschließend wurde der Entwurf mit dem Ziel, Gewicht, Fertigungsaufwand und Fertigungskosten zu senken, überarbeitet. Ein ausgewogenes Verhältnis von Gewicht, Fertigungsaufwand und Fertigungskosten wurde angestrebt. Typisch für Leichtbaukonstruktionen ist eine deutliche

Verschiebung hin zu einem minimalen Gewicht bei gleichzeitig steigenden Kosten und Fertigungsaufwand.

Der Entwurf des Kurvengetriebes diente zunächst dem Bau eines Prototypen. Deshalb wurde großer Wert auf eine einfache Fertigung gelegt. Die Kosten konnten um etwa 28% gesenkt werden, während sich das Gewicht von um ca. 17% erhöhte. In diesem Zusammenhang sprechen PAHL/BEITZ [53] vom Sparbau. Durch die konsequente Umsetzung der Gestaltungsprinzipien „einfach, sicher und leicht“, konnte die Teileanzahl minimiert und die Zahl der Gleichteile erhöht werden. Bild 5.20 zeigt die Einzelteile des Kurvengetriebes vor dem Zusammenbau.



*Bild 5.20: Einzelteile des Kurvengetriebes*

## 6. Versuche

Die theoretischen Überlegungen haben gezeigt, dass alternative Varianten von mechanischen Flugsteuerungssystemen realisierbar sind. Dieser Teil der Arbeit befasst sich damit, die praktischen Versuche zu beschreiben. Hauptsächlich wird auf die vergleichenden Versuche beider Flugsteuerungssysteme im Versuchsflügel eingegangen. Die bereits in den Kapiteln 5.2.7 und 5.4.1.2 erwähnten Modell- und Vorversuche seien hier erwähnt, jedoch ausführlicher im Anhang dargelegt. Ein Vereisungsversuch ist als Bauteilversuch durchgeführt worden.

Die getroffenen Annahmen in Form von Geometrie, Lasten und Umgebungsbedingungen, die zur Durchführung der Versuche notwendig sind, werden hergeleitet.

Die sowohl theoretischen als auch praktischen Untersuchungen fokussieren auf die Anwendung als Quersteuerung, da alle Anforderungen an eine Flugsteuerung, wie z. B. der eingeschränkte Einbauraum sowie die strukturellen und thermischen Wechselwirkungen mit der Flugzeugzelle, hier im besonderen Maße wirksam sind. Aus einer neuen technischen Lösung für die Quersteuerung können dann entsprechende Lösungen abgeleitet werden.

### 6.1 Versuchsaufbau

Die Untersuchung einer Flugsteuerung hinsichtlich ihrer funktionellen Eigenschaften erfordert aufgrund der zahlreichen Wechselwirkungen mit der Flugzeugzelle einen entsprechenden Versuchsaufbau. Um die Quersteuerung unter möglichst realistischen Bedingungen testen zu können, wurde ein Versuchsflügel in moderner Faserverbundbauweise entwickelt und gefertigt. Einzelne Bauteile konnten in separaten Laborversuchen getestet werden.

#### 6.1.1 Versuchsflügel

Der Versuchsflügel wurde in moderner Faserverbundbauweise aufgebaut. Die Flügelschale ist ein im Vakuumverfahren hergestellter Glasfaserwabensandwich. Holme und Rippen bestehen aus Kohlefaserwabensandwich bzw. Kohlefaserschaumsandwich. Alle eingesetzten Materialien verfügen über eine entsprechende Qualifikation nach Luftfahrtstandard. Das verwendete Harzsystem L285/Härter 286 ist vom LBA zugelassen (siehe SCHEUFLER [68]).

Der Flügel wurde nicht vollständig aufgebaut. Nur die äußeren 3 m weisen Originalgröße auf. Dieser Teil repräsentiert jedoch den für eine Quersteuerung wichtigen Teil des Außenflügels sowie des Querruders. Die Bauweise und damit die Steifigkeit sowie die Zugänglichkeit durch Handlochdeckel kann als repräsentativ für moderne Sport- und Reiseflugzeuge angenommen werden.

Im Versuchsflügel können zwei unterschiedliche Steuerungssysteme integriert werden. Das konventionelle Steuerungssystem dient als Referenz, um das neu entwickelte Steuerungssystem mit dem aktuellen technischen Stand vergleichen zu können.

Am konventionellen und alternativen Flugsteuerungssystem im Versuchsflügel lassen sich folgende Untersuchungen durchführen:

- Untersuchung von Gewicht und Fertigungsaufwand für die Flugsteuerungsintegration
- Untersuchung von Spiel und Steifigkeit während eines simulierten Flugzeuglebens

Zur Simulation des Flugzeuglebens wird eine aerodynamische Last am Querruder durch Federkraft simuliert und die Flugsteuerung mit dem entsprechenden Steuerausschlag und der für ein Flugzeugleben bestimmten Zyklenzahl bewegt. Der Antrieb erfolgt über einen Gleichstrommotor. Sowohl Federkraft als auch Steuerausschlag sind einstellbar. Der Versuchsflügel ist in Bild 6.1 dargestellt.

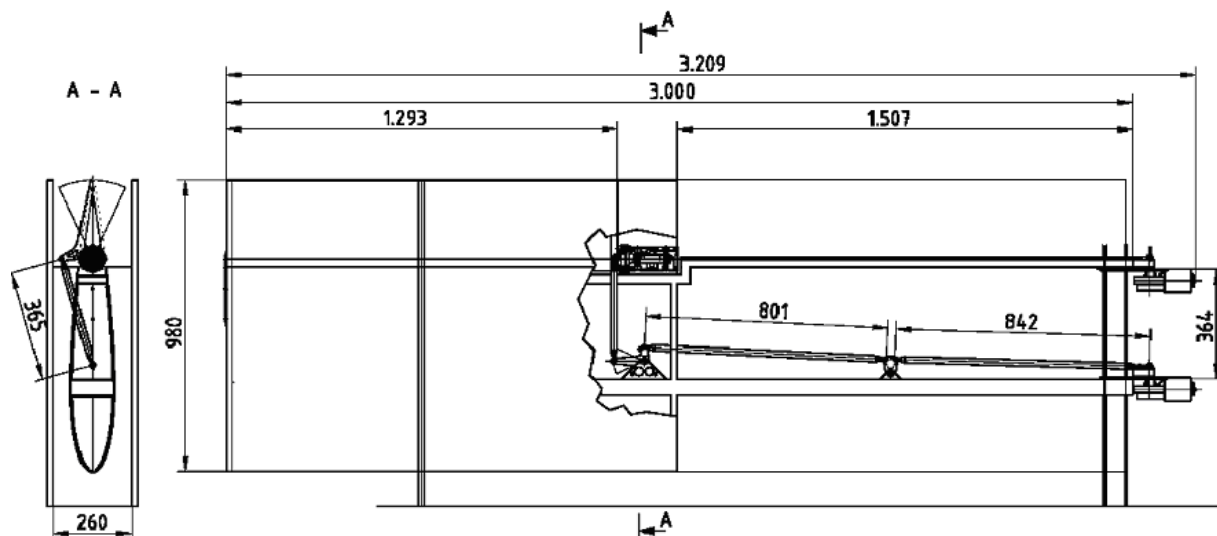


Bild 6.1: Versuchsflügel

Während des simulierten Flugzeuglebens werden folgende Parameter aufgezeichnet und überwacht:

- Zyklenzahl
- Stellgeschwindigkeit
- Kraft im Steuergestänge
- Motorstrom
- Raumtemperatur

## 6.1.2 Flügelgeometrie

Basierend auf einer Untersuchung an sieben verschiedenen Flugzeugen wurde die Geometrie des Versuchsflügels gewählt. Die untersuchten Flugzeugmuster repräsentieren den technischen Stand heutiger Sport- und Reiseflugzeuge. Untersucht wurden die Aquila A210, die Impulse 100, die Dallach Facination, Lancair-235 sowie Extra EA-400, Cessna C-172 und Piper PA-28, die bis auf die letzten beiden Muster alle moderne Faserverbundkonstruktionen sind. Obwohl Cessna und Piper ältere Ganzmetallkonstruktionen repräsentieren, gehören sie zu den meist gebauten Mustern ihrer Klasse. Bei der Untersuchung wurden die Außenflügelgeometrien entsprechend Bild 6.2 erfasst:

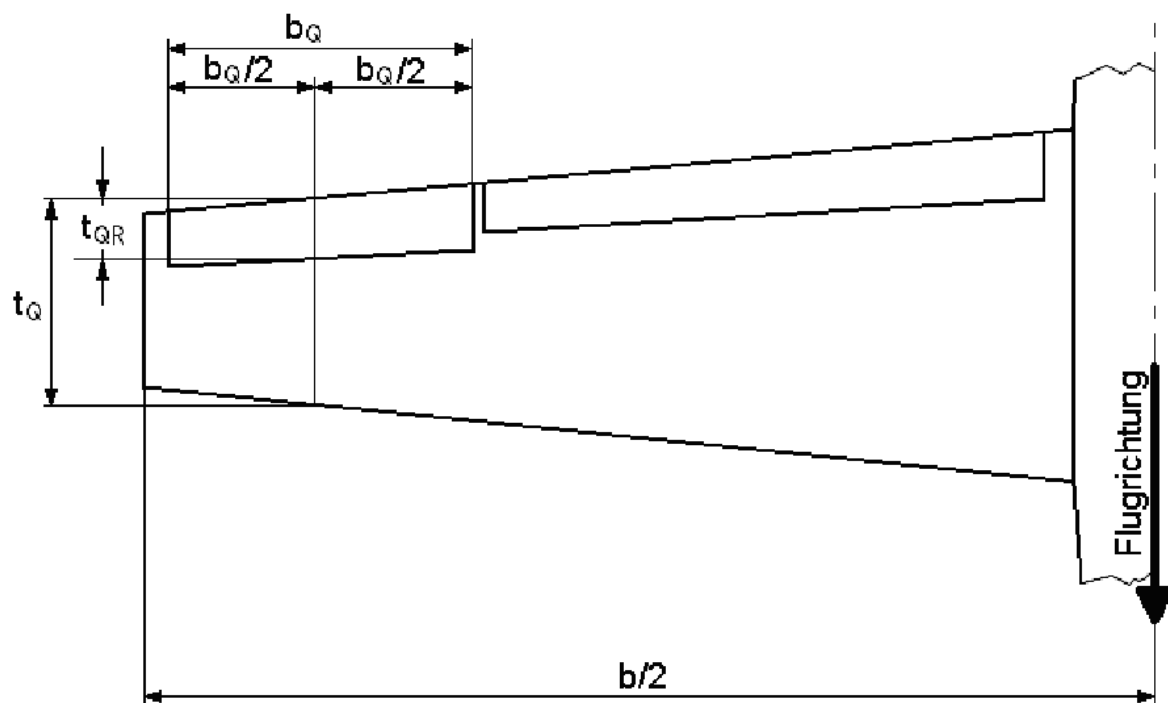


Bild 6.2: Außenflügelgeometrie

Aus den Daten wurde ein Mittelwert gebildet und der Annahme für die Geometrie des Versuchsflügels zugrunde gelegt:



- $t_{QR} = 261 \text{ mm}$
- $b_Q = 1293 \text{ mm}$
- $t_Q = 980 \text{ mm}$
- $b/2 = 4735 \text{ mm}$

Weitere getroffene Annahmen sind der Rechteckflügel mit einem vollsymmetrischen NACA 0015 [82] Flügelprofil. Dadurch ist es möglich, dass Ober- und Unterschalen von Flügel und Querruder mit jeweils nur einer Negativform hergestellt werden können, was den Formenbauaufwand erheblich reduziert.

Für den gesamten Flügel würde sich eine gemittelte Halbspannweite  $b/2$  von 4735 mm ergeben, von der jedoch nur 3000 mm für den Versuchsflügel gebaut wurden, da dieser für den Bereich des Außenflügels ausreichend repräsentativ ist. Weiterhin wurden nur die äußeren 1500 mm mit einer GFK Wabensandwichschale versehen, da angenommen wird, dass die Schale nur im Bereich des Querruders die Gesamtsteifigkeit der Flugsteuerung beeinflusst. Der innere Bereich des Flügels ist mit einer Plexiglasschale versehen, die den freien Blick auf die Flugsteuerung ermöglicht. Um die Zugänglichkeit der Flugsteuerung zu gewährleisten, sind auch in der Plexiglasschale Handlochdeckel vorhanden.

### 6.1.3 Steuerungsintegration

Wie bereits erwähnt, sind in den Versuchsflügel zwei verschiedene Flugsteuerungen integrierbar. Die konventionelle Stangensteuerung repräsentiert den aktuellen Stand der Technik und dient als Referenz. Die im Kapitel 5 beschriebene, neu entwickelte alternative Variante einer mechanischen Flugsteuerung soll untersucht und mit der konventionellen Flugsteuerung verglichen werden.

Die Vergleichbarkeit ist dadurch gewährleistet, dass die Anforderungsliste (Tabelle 5.1) von beiden Flugsteuerungen gleichermaßen erfüllt werden muss. Beide Steuerungen haben identische Übersetzungsverhältnisse und auch die Auslegung erfolgte anhand gleicher Lastannahmen.

Die Integration der herkömmlichen Flugsteuerung entspricht, wie die Steuerung selbst, aktuellen Luftfahrttypischen Standards. Bei der Integration der neu entwickelten Variante sind die besonderen Anforderungen der Faserverbundbauweise berücksichtigt.

### 6.1.3.1 Konventionelle Flugsteuerung

Die konventionelle Flugsteuerung ist als Stangensteuerung mit Steuerstangen aus Aluminiumrohr und Beschlügen aus Stahlblech ausgelegt. Zwischen Elektromotor und Querruderumlenkhebel befinden sich zwei Steuerstangen mit einem Kipphebel, aufgrund der zu berücksichtigenden Knicklast für die Steuerstangen. Der Querruderumlenkhebel bewirkt keine Querruderdifferenzierung und treibt über eine dritte Steuerstange direkt das Querruder an. Der Anlenkbeschlag am Querruder liegt außerhalb des Flügelprofils. Die Beschlüge für den Kipphebel und den Querruderumlenkhebel sind mit dem Hauptholm verschraubt. Unter Berücksichtigung der aeroelastischen Anforderungen nach STENDER [86] erfolgte die Auslegung der Steuerung. Sie ist hinsichtlich Gewicht, Spiel und Steifigkeit optimiert. Bild 6.3 zeigt den Aufbau der konventionellen Flugsteuerung.

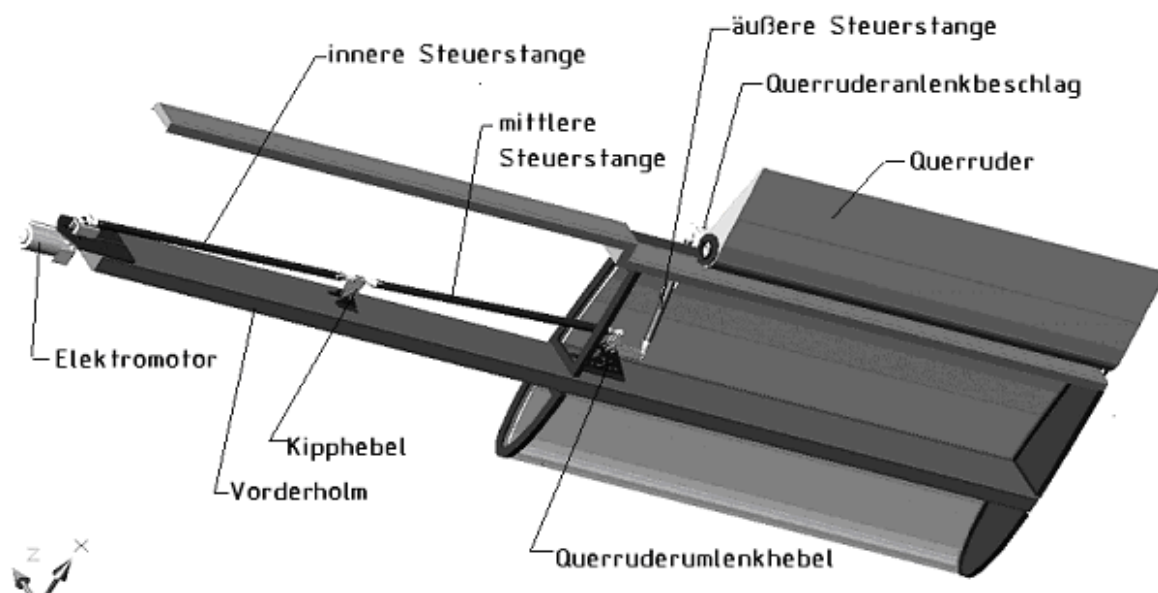


Bild 6.3: Konventionelle Flugsteuerung

### 6.1.3.2 Alternative Flugsteuerung

Die alternative Variante einer mechanischen Flugsteuerung setzt mit dem Prinzip der geführten Steuerstangen und der rotatorischen Querruderbetätigung über ein Kurvengetriebe zwei Neuentwicklungen um.

Die geführte Steuerstange besteht aus einem CFK-Sandwichrohr von SCHÜTZE [81], das in einem PTFE-Schlauch geführt wird. Der PTFE-Schlauch ist von einem Glasfaser-Gewebeslauch umgeben und mit einer Lage Kohlefaser-Gewebe auf dem Hinterholm verklebt.

Das Kurvengetriebe wird formschlüssig von der Querruderanschlussrippe aufgenommen. Das Kurvengetriebe liegt direkt in der Querruderdrehachse und beide sind über einen Schnellverschluss miteinander verbunden.

Die alternative Variante der mechanischen Flugsteuerung ist unter Berücksichtigung der aeroelastischen Anforderungen nach STENDER [86] entwickelt worden. Hinsichtlich Gewicht, Spiel und Steifigkeit besteht bei dem Kurvengetriebe noch weiterer Optimierungsbedarf. Bild 6.4 zeigt den Aufbau der alternativen Variante.

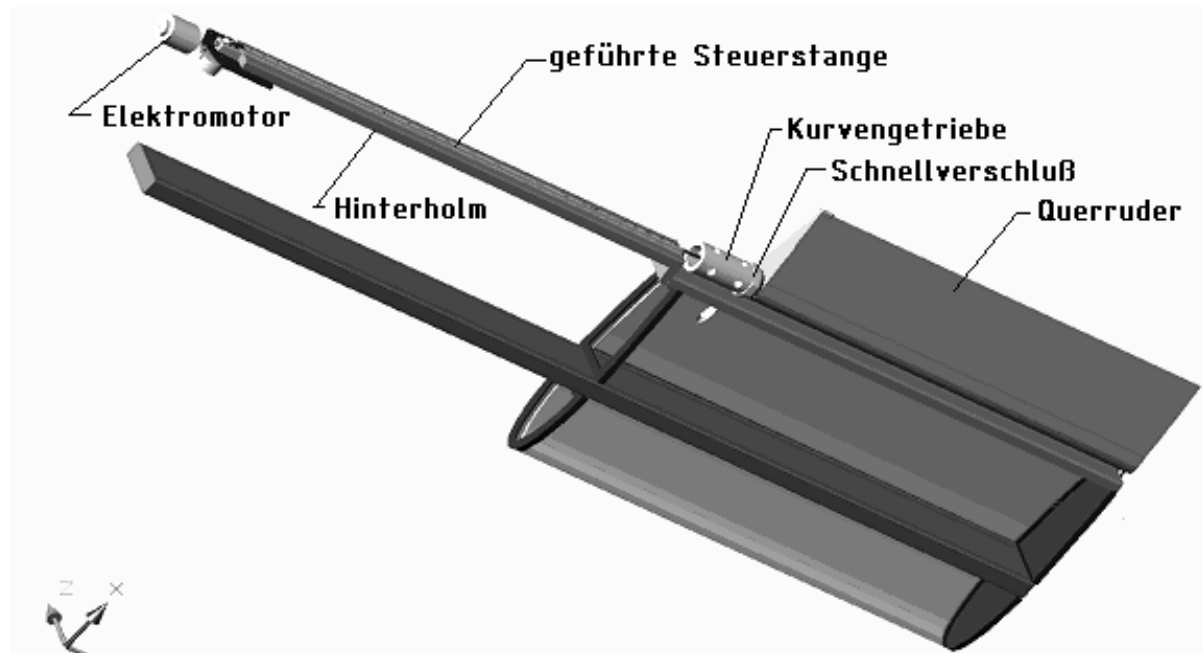


Bild 6.4: Alternative Variante einer mechanischen Flugsteuerung

## 6.1.4 Messtechnik

Der Versuchsflügel ist zur Durchführung des dynamischen Dauerversuchs mit entsprechender Messtechnik ausgerüstet. Ein Elektromotor treibt die Flugsteuerung an, während die aerodynamische Last am Querruder durch Federkräfte simuliert wird. Zur Überwachung des Versuchs ist der Versuchsflügel mit Sensoren ausgerüstet. Die Daten werden zur späteren Auswertung aufgezeichnet.

### 6.1.4.1 Antrieb

Die mechanische Flugsteuerung wird während der dynamischen Versuche durch einen Elektromotor angetrieben, der folgenden Anforderungen genügen muss:

- Betriebslast an der Steuerstange:  $F_{dyn} = \pm 72 N$
- Steuerweg an der Steuerstange:  $s_{Steuer} = \pm 4 mm$

- Testfrequenz:  $f \approx 1 \text{ Hz}$
- Versorgungsspannung:  $U_{Motor} = 12 - 14 \text{ V}$
- geeignet für Dauerbetrieb

Als Motor wurde ein Scheibenwischermotor gewählt. Es handelt sich dabei um einen Gleichstrom-Bürstenmotor, an dem zwei Drehgeschwindigkeiten wählbar sind. Der Motor verfügt über ein Schneckengetriebe zur Untersetzung. Die technischen Daten des Motors nach VERSIGORA [92] lauten:

- Wellendrehzahl:  $\omega_1 = 30 - 40 \text{ U/min}$   
 $\omega_2 = 55 - 70 \text{ U/min}$
- Stromaufnahme:  $I_1 \leq 3,5 \text{ A}$   
 $I_2 \leq 5,0 \text{ A}$
- Drehmoment:  $M_{Motor} = 1,47 \text{ Nm}$

Ein einstellbarer Exzenter erlaubt das Justieren des Steuerweges im Bereich von:

$$0 \leq s_{Steuer} \leq 20 \text{ mm}$$

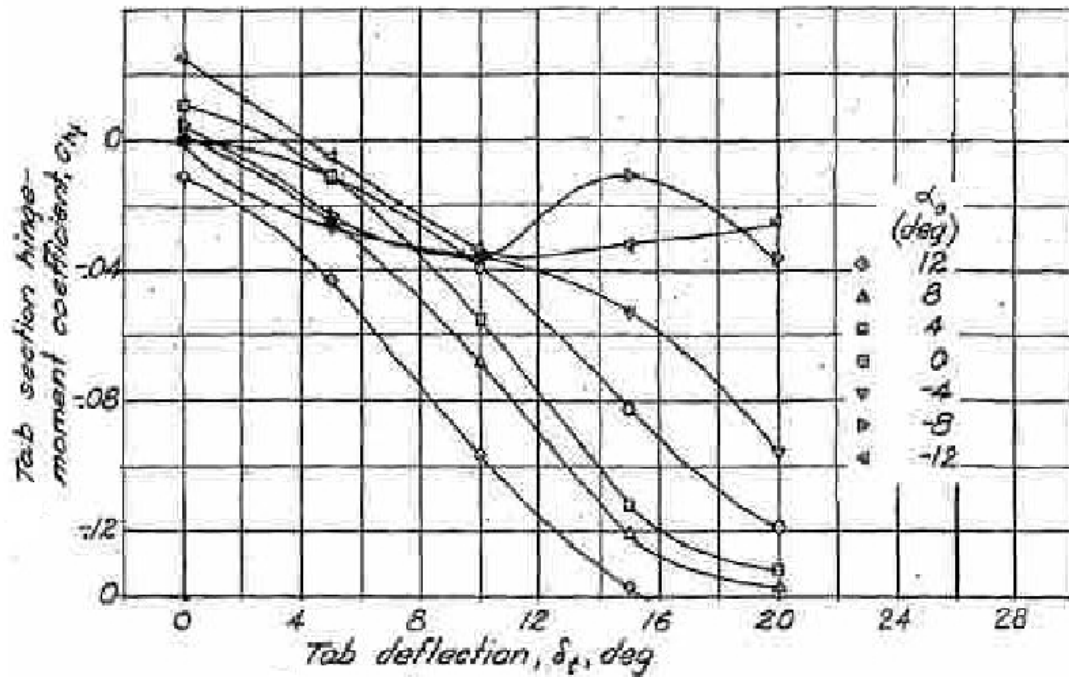
Der Elektromotor wird durch ein Labornetzteil versorgt. Die Abschaltung erfolgt über ein Motorrelais nach Erreichen der eingestellten Zyklenzahl. Die Daten des Labornetzteils lauten:

- Pan International – Model: 1020, Art-Number: 25070
- Ausgangsspannung: 13,8 V Gleichspannung stabilisiert
- Strom: 20 A konstant, 22 A abgesichert

### 6.1.4.2 Kraftsimulation und Ruderwinkelmessung

Im Flug würde das Querruder aerodynamisch belastet werden. Im dynamischen Test wird die aerodynamische Last durch Federkräfte simuliert. Diese Vereinfachung kann wie folgt begründet werden.

Die Rudercharakteristik des NACA 0015 Profils wurde von der NACA in Windkanalversuchen [82] ermittelt. Im Bild 6.5 sind die Messungen des Rudermomentenbeiwertes in Abhängigkeit vom Ruderwinkel für verschiedene Anstellwinkel des NACA 0015 dargestellt.



Hinweis: Die von der NACA und die in dieser Arbeit benutzten Formelzeichen weichen voneinander ab.

- Tab deflection,  $\delta_t$ , deg = Ruderwinkel,  $\eta$ , [°]
- Tab section hinge moment coefficient,  $c_{ht}$  = Rudermomentenbeiwert,  $c_r$ , [ ]
- $\alpha_0$  (deg) = verschiedene Anstellwinkel,  $\alpha$ , [°]

Bild 6.5: Rudermomentenbeiwerte für das NACA 0015-Profil [82]

Im Bereich kleiner Ruderausschläge kann für einen Anstellwinkel von  $0^\circ$  mit guter Näherung ein linearer Zusammenhang zwischen dem Ruderwinkel und dem Scharniermomentenbeiwert angenommen werden. SCHLICHTING [70] beschreibt die Abhängigkeit des Rudermomentenbeiwertes  $c_r$  vom Auftriebsbeiwert  $c_A$  und Ruderausschlag  $\eta_k$  durch Gleichung 7:

$$c_r = \frac{dc_a}{d\alpha_k} \alpha_k + \frac{dc_m}{d\eta_k} \eta_k \quad (7)$$

Die Federn simulieren diesen linearen Zusammenhang. Der Versuchsaufbau zur Lastsimulation und Ruderwinkelmessung ist in Bild 6.6 dargestellt. Die beiden Zugfedern sind an der Querruderhinterkante befestigt. Die Einstellschrauben dienen zur Einstellung der Federkräfte. Der erreichte Ruderausschlag kann mit Hilfe des an der Querruderhinterkante befestigten Zeigers auf der Winkelskala abgelesen werden.

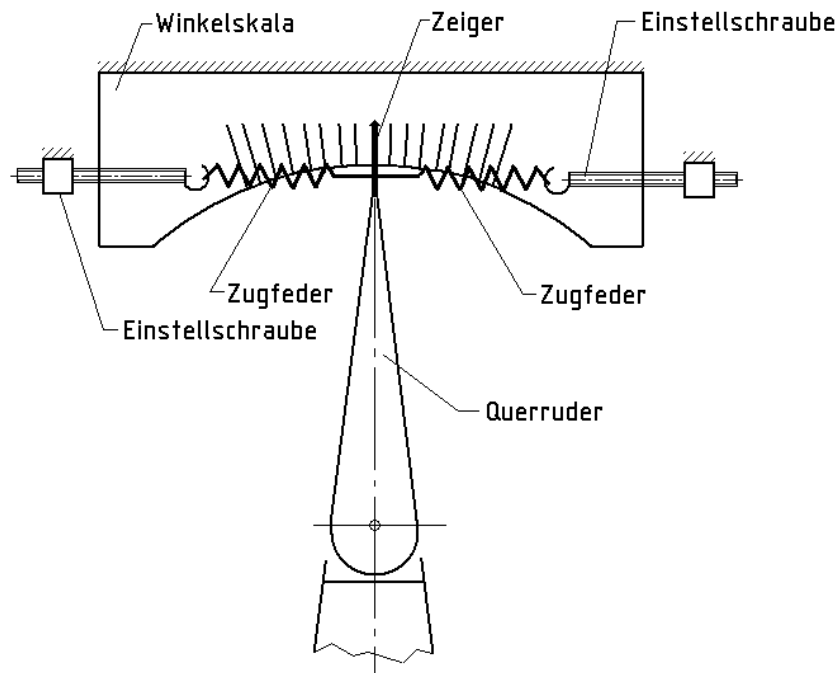


Bild 6.6: Kraftsimulation und Ruderwinkelmessung

Bei den statischen Tests werden die Lasten mit einem Federkraftmesser an der Ruderhinterkante aufgebracht.

### 6.1.4.3 Sensoren und Messanlage

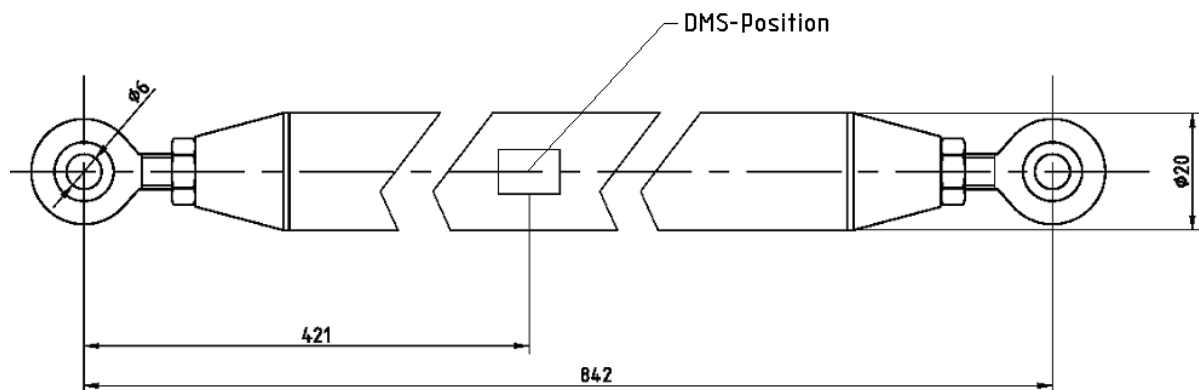
Zur Durchführung des dynamischen Dauerversuchs ist der Versuchsflügel mit Sensoren und entsprechender Messtechnik ausgerüstet worden. Während des Dauerversuchs wurden die Steuerstangenkraft, der Motorstrom und die Umgebungstemperatur permanent überwacht sowie die Zyklenzahl fortlaufend gezählt. In Tabelle 6.1 sind alle Sensoren aufgelistet.

Name	Sensortyp	Signaltyp	Physikalische Größe
Steuerstangenkraft der konventionellen Quersteuerung	Dehnungsmessstreifen K – Faktor = 2 $R = 120 \Omega$	analog	$\Delta R_{FK} \rightarrow \Delta U_{FK}$
Steuerstangenkraft der alternativen Quersteuerung	Dehnungsmessstreifen K – Faktor = 2 $R = 350 \Omega$	analog	$\Delta R_{FA} \rightarrow \Delta U_{FA}$
Zyklenzahl	unipolarer Hall-Sensor H 501	digital	$\Delta U_Z$
Umgebungstemperatur	Temperatur-Sensor Pt 100	analog	$\Delta \vartheta \rightarrow \Delta U_T$
Motorstrom	Strom-Sensor	analog	$\Delta I_M \rightarrow \Delta U_{IM}$

Tabelle 6.1: Sensoren

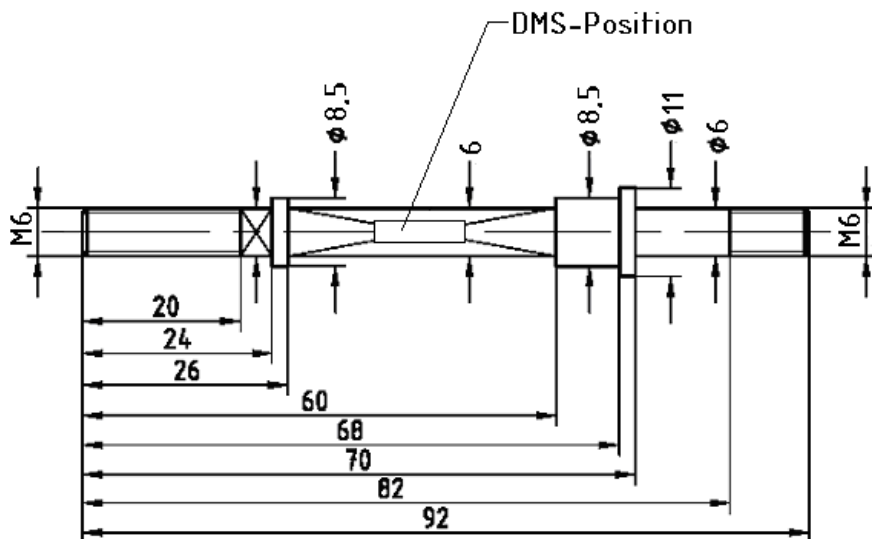
**Dehnungsmessstreifen:**

Die Dehnungsmessstreifen (DMS) dienen der Überwachung der Steuerstangenkräfte. Die DMS-Vollbrücke erlaubt die Bestimmung kleinster Dehnungen bei guter Kompensation temperaturbedingter Dehnungen. Der DMS der konventionellen Flugsteuerung war mittig auf der inneren Steuerstange positioniert. Die DMS-Position ist in Bild 6.7 ersichtlich.



*Bild 6.7: Position des DMS bei der konventionellen Flugsteuerung*

Bei der alternativen Flugsteuerung wurde der DMS auf ein Adapter zwischen der CFK-Steuerstange und dem Kurvengetriebe geklebt. In Bild 6.8 ist die Anordnung dieses DMS zu erkennen.



*Bild 6.8: Position des DMS bei der alternativen Flugsteuerung*

Die Kalibrierlasten der Dehnungsmessstreifen liegen 50% über den Betriebslasten:

$$F_{\text{Kalibrier}} = F_{\text{dyn}} \cdot 1,5 = 108N$$

**Hall-Sensor:**

Der Hall-Sensor erlaubte das Erfassen der Motorumdrehungen. Ein auf dem Exzenter befestigter Permanentmagnet ließ den am Elektromotor feststehenden Hall-Sensor je Motorumdrehung ein Signal abgeben. Das Zählen der Zyklen sowie eine automatische Abschaltung nach Erreichen der vorgegebenen Inspektionsintervalle war damit möglich.

**Temperatur-Sensor:**

Ein Temperatursensor diente der Überwachung der Umgebungstemperatur, um eventuelle Einflüsse der Umgebungstemperatur identifizieren zu können.

**Strom-Sensor:**

Ein Stromsensor diente der Messung des Motorstromes.

**Messverstärker:**

Ein Messverstärker bewirkte eine Spannungsverstärkung des DMS-Signals. Folgender Messverstärker wurde verwendet:

- Karl Tesar Elektronik, SN-Nr.: A-0632.3903
- Betriebsspannung:  $24\text{ VDC}$
- Messeingang 1 und 2:  $0 \dots 10\text{ V} / 0 \dots 20\text{ mA}$

**A/D-Wandler/Mikroprozessor:**

Zur Signalverarbeitung wurde ein USB Mini-Mess-Labor eingesetzt. Es kann sowohl analoge als auch digitale Signale verarbeiten. Eine USB-Schnittstelle gewährleistete die Datenübertragung zum PC. Das Schaltbild der Signalverarbeitung über das USB Mini-Mess-Labor ist in Bild 6.9 dargestellt. Folgendes Gerät wurde verwendet:

- Meilhaus, ME-RedLab 1008
- 8 single-ended oder 4 differenzielle Analog-Eingänge
- 12 bit A/D Wandlung
- 2 Analog-Ausgänge
- 32 bit Ereigniszähler
- 24 Digital-E/ A-Kanäle (37-poliger Sub-D-Steckverbinder)
- 4 zusätzlich diskrete Digital-E/ A-Kanäle (Schraubklemmen)
- USB 1.1-kompatibel



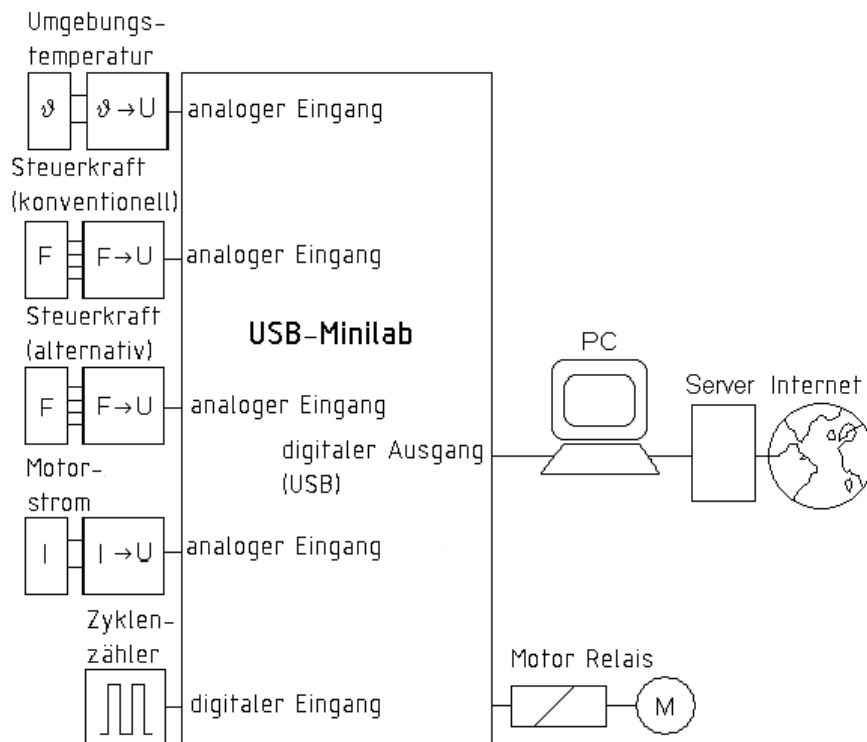


Bild 6.9: Signalverarbeitung

## 6.2 Lastannahmen

Dieser Teil der Arbeit befasst sich mit der Bestimmung der Lasten, die den statischen und dynamischen Versuchen zugrunde liegen. Die Lastannahmen basieren auf der gewählten Geometrie (siehe Kapitel 6.1.2).

### 6.2.1 Statische Lasten

Da es sich um eine mechanische Flugsteuerung handelt, stehen die Pilotenkraft und die aerodynamische Kraft im Gleichgewicht. Entsprechend CS 23 [23] sind Vorgaben hinsichtlich der anzunehmenden Lasten zu beachten. Nach CS 23.395 (a) (1) wird angenommen, dass eine Flugsteuerung für die geringere der beiden Kräfte ausgelegt sein muss. Die maximalen Pilotenkräfte sind in CS 23.397 angegeben. Die Lastannahmen für die Flugsteuerung des Versuchsflügels basieren auf den aerodynamischen Lasten.

Bezüglich der aerodynamischen Lasten muss nach CS 23.395 (a) (1) die sichere Last mit 125% des berechneten Ruderscharniermoments angenommen werden, wenn die Ruderscharniermomente nicht im Flug gemessen wurden.

### 6.2.1.1 Berechnung des Ruderscharniermoments

SCHLICHTING [69] beschreibt ausführlich die Aerodynamik der Ruder und Klappen. Das Ruderscharniermoment kann nach Gleichung 8 berechnet werden.

$$M_r = c_r \cdot A_r \cdot t_r \cdot q \quad (8)$$

Mit den geometrischen Daten aus 5.1.2 kann die Ruderfläche nach Gleichung 9 berechnet werden:

$$A_r = t_r \cdot b_r = 1,337 \text{ m}^2 \quad (9)$$

Der Staudruck wird nach Gleichung 10 berechnet, wobei die Luftdichte der Standardatmosphäre [17] in Höhe des Meeresspiegels von  $1,225 \text{ kg/m}^3$  angenommen wird. Es soll eine Manövergeschwindigkeit von  $117,28 \text{ kts}$  ( $60,33 \text{ m/s}$ ) angenommen werden. Diese ist der Mittelwert der Manövergeschwindigkeiten der untersuchten sieben Flugzeuge (vgl. Kapitel 6.1.2).

$$q = \frac{\rho}{2} v^2 = 2229,6 \text{ N/m}^2 \quad (10)$$

RENNER [61] beschreibt ein einfaches Verfahren für die näherungsweise Berechnung des Rudermomentenbeiwertes  $c_r$ :

$$c_r = c_{r0} + c_{r\eta} \cdot \eta + c_{r\alpha} \cdot \alpha \quad (11)$$

$$\alpha = 0 \text{ (Annahme)}$$

$$\eta = 25^\circ \text{ (Annahme)}$$

$$c_{r0} = 0 \text{ (für symmetrische Profile)}$$

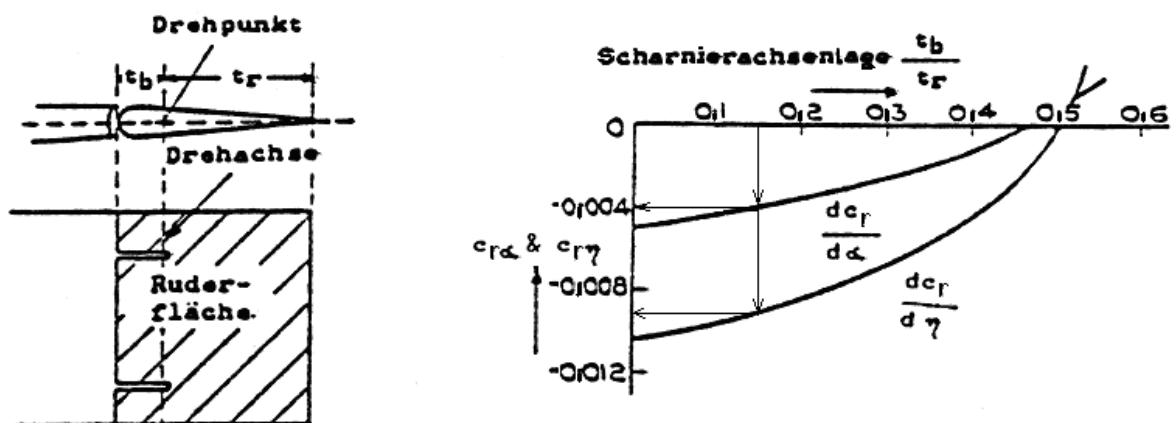


Bild 6.10: Diagramm zur Bestimmung der Rudermomentenbeiwerte [61]

Aus Bild 6.10 werden für die Scharnierachsenlage  $t_b/t_r = 41 \text{ mm} / 261 \text{ mm} = 0,157$  folgende Rudermomentenbeiwerte ermittelt:

$$c_{r\alpha} = -0,004$$

$$c_{r\eta} = -0,009$$

Das berechnete Ruderscharniermoment beträgt:  $M_r = -60,32 \text{ Nm}$

Die sichere Last beträgt:  $M_{LL} = M_r \cdot 1,25 = -75,48 \text{ Nm}$

### 6.2.1.2 Berechnung der Steuerstangenlasten der konventionellen Variante

Die kinematischen Verhältnisse der konventionellen Flugsteuerungsvariante sind in Bild 6.11 dargestellt.

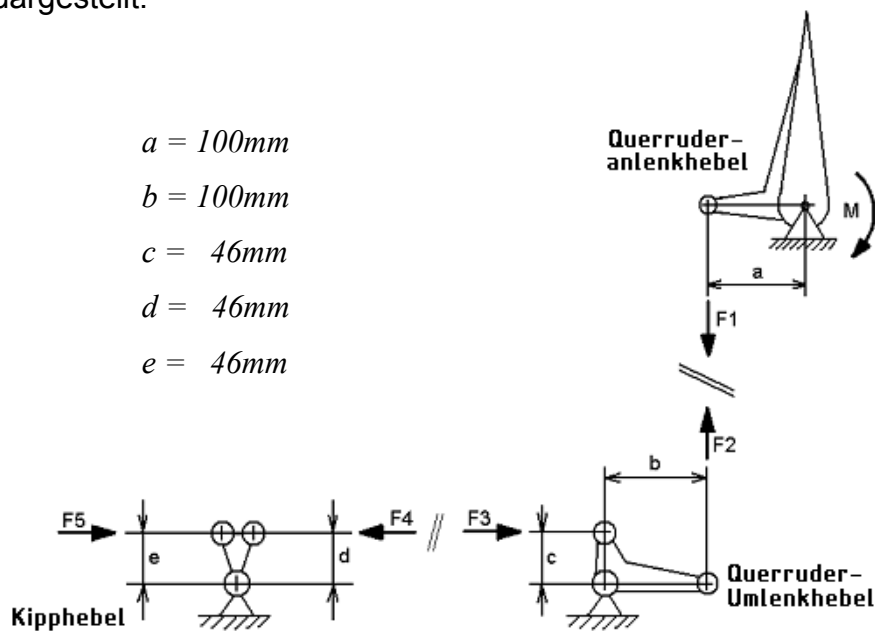


Bild 6.11: Kinematik der konventionellen Variante

Die Steuerstangenkräfte werden wie folgt berechnet:

$$F_{1LL} = \frac{M_{LL}}{a} = \frac{-75,48 \text{ Nm}}{0,1 \text{ m}} = \underline{\underline{-754,8 \text{ N}}}$$

$$F_{2LL} = -F_{1LL} = \underline{\underline{754,8 \text{ N}}}$$

$$F_{3LL} = F_{2LL} \frac{b}{c} = 754,8 \text{ N} \frac{0,1 \text{ m}}{0,046 \text{ m}} = \underline{\underline{1641,03 \text{ N}}}$$

$$F_{4LL} = -F_{3LL} = \underline{\underline{-1641,03 \text{ N}}}$$

$$F_{5LL} = F_{4LL} \frac{d}{e} = -1641,03 \text{ N} \frac{0,046 \text{ m}}{0,046 \text{ m}} = \underline{\underline{-1641,93 \text{ N}}}$$

### 6.2.1.3 Berechnung der Steuerstangenlasten der alternativen Variante

Die kinematischen Verhältnisse der alternativen Flugsteuerungsvariante sind in Bild 6.12 dargestellt.

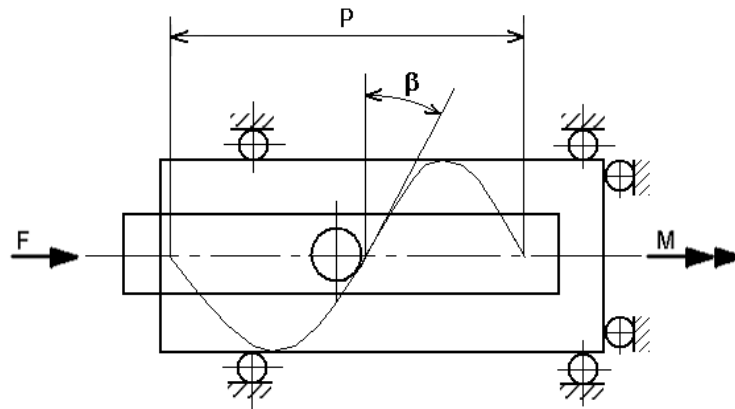


Bild 6.12: Kinematik der alternativen Variante

Die Steuerstangenkraft wird wie folgt berechnet:

$$P = \frac{360^\circ \times 20\text{mm}}{25^\circ} = \underline{\underline{288\text{mm}}}$$

$$\beta = \arctan \frac{P}{\pi \times D} = \arctan \frac{288\text{mm}}{\pi \times 60\text{mm}} = \underline{\underline{56,8^\circ}}$$

$$M_{LL} = F_{LL} \times \frac{D}{2} \times \tan(\beta + \rho)$$

Der Reibwinkel  $\rho$  ist relativ klein und wird daher vernachlässigt.

$$F_{LL} = \frac{2 \times M_{LL}}{D \times \tan \beta} = \frac{2 \times -75,48\text{Nm}}{0,06 \times \tan 56,8^\circ} = \underline{\underline{-1646,7\text{N}}}$$

### 6.2.2 Dynamische Lasten

Zur Durchführung des dynamischen Dauerversuchs ist es notwendig, Annahmen hinsichtlich der Anzahl und Größe der Ruderausschläge während eines Flugzeuglebens zu treffen. Eine Literaturrecherche bezüglich dynamischer Lasten von Flugsteuerungen ergab wenig zufriedenstellende Ergebnisse. Die FAA verweist bezüglich der Lastannahmen für Ermüdungsversuche auf einen internen Bericht [27]. Dieser basiert wiederum auf einem Bericht der NACA [50]. Die Messdaten stammen aus Flugversuchen des Jahres 1954 und enthalten lediglich gemessene Beschleunigungswerte, jedoch keine gemessenen Ruderausschläge. Die Annahmen wurden

deshalb aufgrund eines eigenen Flugversuchs getroffen. Die eigenen Messungen sind anhand von Flugversuchsdaten des Instituts für Flugführung der Technischen Universität Braunschweig validiert worden.

Die eigenen Flugversuche wurden mit einer Cessna F-152 durchgeführt. Die Maschine wurde dafür mit einer Videokamera ausgerüstet, um die Bewegung der Bedienelemente und Zeigerausschläge der Bordinstrumente im Cockpit aufzeichnen zu können. In einem etwa 20-minütigen Flug wurden folgende Parameter erfasst:

- Steuerhorn-Drehwinkel
- angezeigte Fluggeschwindigkeit
- Flughöhe
- Vertikalgeschwindigkeit

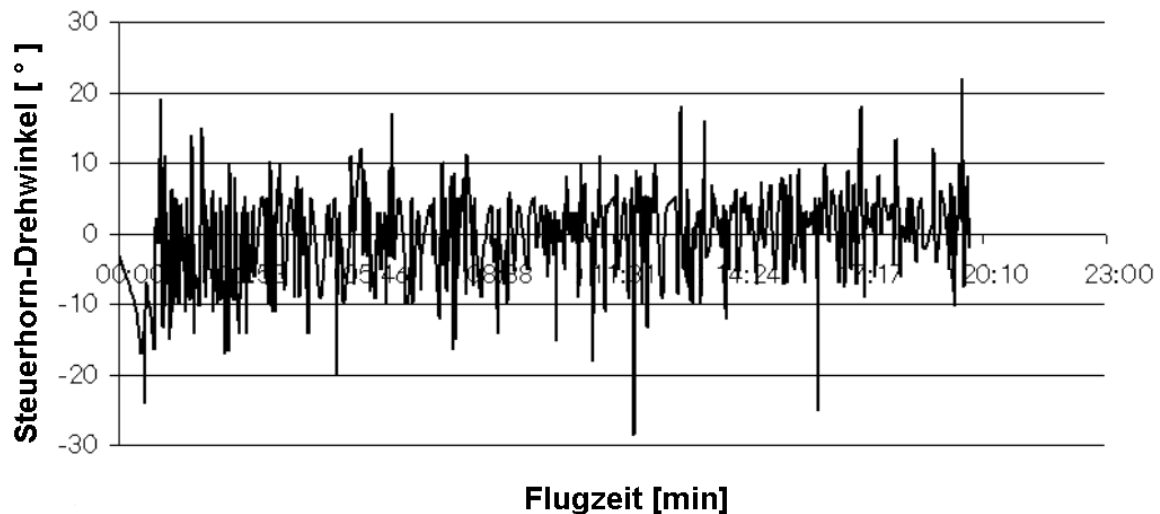


Bild 6.13: Flugversuchsdaten – Steuerhorn-Drehwinkel als Funktion der Zeit

Die Einzelbilder der Videoaufzeichnung wurden ausgewertet und in tabellarischer Form erfasst. Die aufgezeichneten Steuerhornausschläge während des Fluges sind im Bild 6.13 dargestellt.

Das Übersetzungsverhältnis zwischen Steuerhorn und Querruder sowie das Spiel der Quersteuerung wurden bestimmt. Somit war es möglich, den tatsächlichen Ruderausschlag zu berechnen.

Folgende Daten wurden im Flugversuch ermittelt:

- Flugversuchszeit: 19 Minuten, 50 Sekunden
- Zyklenzahl (im Flugversuch): 156
- Zyklenzahl je Flugstunde: 472
- mittlerer Ruderausschlag:  $\pm 2,513^\circ$

- mittleres Ruderscharniermoment  
(aus Gleichung 8 und 11, jedoch  
mit  $\pm 2,513^\circ$  Ruderausschlag und  
45 m/s Fluggeschwindigkeit):  $\pm 3,38 \text{ Nm}$

Bei kommerzieller Nutzung eines Sportflugzeugs, z. B. im Schulbetrieb mit sechs Stunden täglicher Betriebszeit an 150 Tagen im Jahr, werden in 22 Jahren 20 000 Flugstunden kumuliert. Folgende Annahmen können für diesen Fall getroffen werden:

- Zyklenzahl während eines Flugzeulebens (20 000 Flugstunden): 9 400 000

Die Daten aus dem eigenen Flugversuch wurden mit den Flugversuchsdaten der DG-300/17 des DLR verglichen. Das Institut für Flugführung der TU-Braunschweig stellte die Daten zur Verfügung. Insgesamt sind 7 verschiedene Manöver und Konfigurationen mit einer Gesamtflugzeit von 9 Minuten und 12 Sekunden aufgezeichnet und ausgewertet worden:

- Zyklenzahl je Flugstunde: 646
- mittlerer Ruderausschlag:  $\pm 2,23^\circ$

Die Gegenüberstellung beider Flugversuche zeigt, dass mit der DG-300/17 insgesamt 37% mehr Ruderausschläge je Stunde als mit der Cessna erfolgten. Der Ruderausschlag war jedoch um 11% geringer. Das ist dadurch zu erklären, dass zwei unterschiedliche Flugzeuge verwendet wurden und im Gegensatz zum Reiseflug der Cessna, mit der DG-300/17 vorwiegend Manöver geflogen wurden. Der Dauerversuch zur Untersuchung des Verschleißverhaltens wurde auf Basis der Annahmen aus dem Flugversuch mit der Cessna durchgeführt.

### 6.2.3 Umgebungsbedingungen

Um die neu entwickelte Flugsteuerung realistisch bewerten zu können, müssen auch Versuche unter zu erwartenden Umgebungsbedingungen durchgeführt werden. Die wesentlichen Faktoren, die Einfluss auf die Funktion der mechanischen Flugsteuerung haben, sind:

- Temperatur
- Luftfeuchtigkeit

➤ Luftdruck

Die für die Flugsteuerung kritischen Umgebungsbedingungen sind hohe Luftfeuchtigkeit in Verbindung mit niedrigen Temperaturen. Im Pflichtenblatt (Tabelle 5.1) wird gefordert, dass die Flugsteuerung nicht durch Vereisung klemmen oder blockieren darf. Diese Forderung ist in CS 23.685 (a) [23] formuliert. Im Book 2 der CS 23 wird bezüglich der Durchführung von Versuchen auf die RTCA/DO-160D [65] verwiesen. Die Annahmen bezüglich Luftdruck und Temperatur entsprechen ISA nach DIN ISO 2533 [17]. Folgende Annahmen werden getroffen:

- Kategorie B nach RTCA DO-160 [65]
- 25 Temperaturzyklen
- Luftfeuchtigkeit  $\geq 95\%$  bei  $\vartheta_{max}$
- $\vartheta_{max} = 30^{\circ}C$
- $\vartheta_{min} = -30^{\circ}C$  (in 7000m Höhe)
- $p_{max} = 106600 Pa$
- $p_{min} = 85501 Pa$  (in 1400 m Höhe)

Während des Tests befindet sich der Prüfling in einer fest abgeschlossenen Kammer konstanten Volumens, sodass es aufgrund der isochoren Zustandsänderung bei Änderung der Temperatur gleichzeitig zur Änderung des Luftdruckes kommt (STROPPE [88]).

## 6.3 Versuchsdurchführung

Die Versuche sind in zwei Schritten durchgeführt worden:

- Vorversuche in Form von Modell-, Bauteil und Flugversuchen
- Vergleich zwischen einer herkömmlichen Quersteuerung und der neu entwickelten Variante

### 6.3.1 Vorversuche

Die Vorversuche in Form von Modell- und Bauteilversuchen dienten der Entwicklung der alternativen Variante einer mechanischen Flugsteuerung. Folgende Versuche wurden durchgeführt.

- Modellversuche der geführten Steuerstangen:

- Ermittlung des Wirkungsgrades, der Drucksteifigkeit und des Reibkoeffizienten (siehe Kapitel 5.2.7, 5.4.1.1 und Anhang B.1 - B3)
- Bauteilversuche zur Krafterleitung in die Steuerstange:
  - (Siehe Kapitel 5.4.1.2 und Anhang B.4)
- Bauteilversuch zur Strukturintegration des Kurvengetriebes:
  - (Siehe Anhang B.5)
- Vereisungsversuche:
  - (Siehe Kapitel 7.4 und Anhang B.6)

Zur Definition der Lasten für die dynamischen Versuche wurden folgende Flugversuche durchgeführt:

- Flugversuch mit der Cessna F-152 (siehe Anhang A.1)
- Flugversuche mit der DG-300/17 (siehe Anhang)

### **6.3.2 Vergleichende Versuche der Flugsteuerungen**

Die vergleichenden Versuche zwischen der konventionellen und alternativen Variante einer mechanischen Flugsteuerung erstreckten sich über einen relativ langen Zeitraum, da Aspekte der Fertigung mit einbezogen wurden sowie für jede Flugsteuerungsvariante ein komplettes Flugzeugleben simuliert wurde.

- Strukturintegration:
  - Untersuchung des Gewichts, Fertigungsaufwandes und der Wartbarkeit
- Dynamische Dauerversuche:
  - Simulation je eines Flugzeuglebens von 20 000 Flugstunden und 9 400 000 Steuerungszyklen an der konventionellen und der alternativen Variante einer mechanischen Flugsteuerung
- Statische Versuche:
  - Ermittlung von Spiel und Steifigkeit sowie Festigkeitsversuche an der konventionellen und der alternativen Variante einer mechanischen Flugsteuerung



## 7. Versuchsauswertung

Dieser Teil der Arbeit befasst mit der Auswertung der Untersuchungen hinsichtlich Gewicht, Fertigungsaufwand sowie mit den statischen und dynamischen Versuchen zur Ermittlung des tribologischen Verhaltens. Alle Versuche mit Ausnahme der Vereisungsversuche sind am Versuchsflügel durchgeführt worden. Ziel ist die Überprüfung der Richtigkeit theoretischer Überlegungen hinsichtlich der Entwicklung alternativer Varianten mechanischer Flugsteuerungssysteme. Darüber hinaus gelten die im Kapitel 4 gestellten Anforderungen. Im Vergleich soll untersucht werden, ob auch die alternative Variante diese Forderungen erfüllt. Eventuelle Vor- und Nachteile dieser Lösung sollen quantifiziert werden.

### 7.1 Auswertung der Steuerungsintegration

Beide Varianten einer mechanischen Flugsteuerung sind in dem Versuchsflügel unter gleichen Bedingungen integriert worden. Die Untersuchungen hinsichtlich Gewicht und Fertigungsaufwand sind unmittelbar mit dem Fertigungsprozess des Versuchsflügels verbunden.

#### 7.1.1 Gewicht

Die Analyse des Gewichts der beiden Varianten ist auf Basis von Bauteilwägungen durchgeführt worden. Der Vergleich zwischen den theoretisch ermittelten und experimentell bestimmten Gewichten zeigte deutlich, dass sich das Gewicht der Metallteile sehr präzise analytisch bestimmen lässt. Die Gewichte für Strukturanbindungen in Faserverbundstrukturen sind dagegen stark abhängig vom Harzgehalt. Die ermittelten Gewichte wurden in drei Gruppen eingeteilt:

A. Übertragungsglieder:

alle Bauteile, die unmittelbar an der Kraftübertragung beteiligt sind (z. B. Steuerstangen inkl. Gelenklager)

B. Kinematische Glieder:

alle Bauteile, die die Kinematik der Flugsteuerung bestimmen (z. B. Umlenkehebel inkl. Hebelböcke und Verbindungsbolzen)

C. Strukturanbindungen:

sämtliche strukturelle Verstärkungen, die zur einwandfreien Funktion der

Flugsteuerung notwendig sind (z. B. Befestigungsbolzen der Hebelböcke, Gewindeeinsätze, Faser- oder Holzverstärkungen sowie Harz)

Die Gewichte beider Flugsteuerungsvarianten entsprechend den Gruppen A, B und C sind in Tabelle 7.1 und 7.2 zusammengefasst. Eine Zuordnung der einzelnen Bauteile ist anhand von Bild 7.1 und 7.2 möglich.

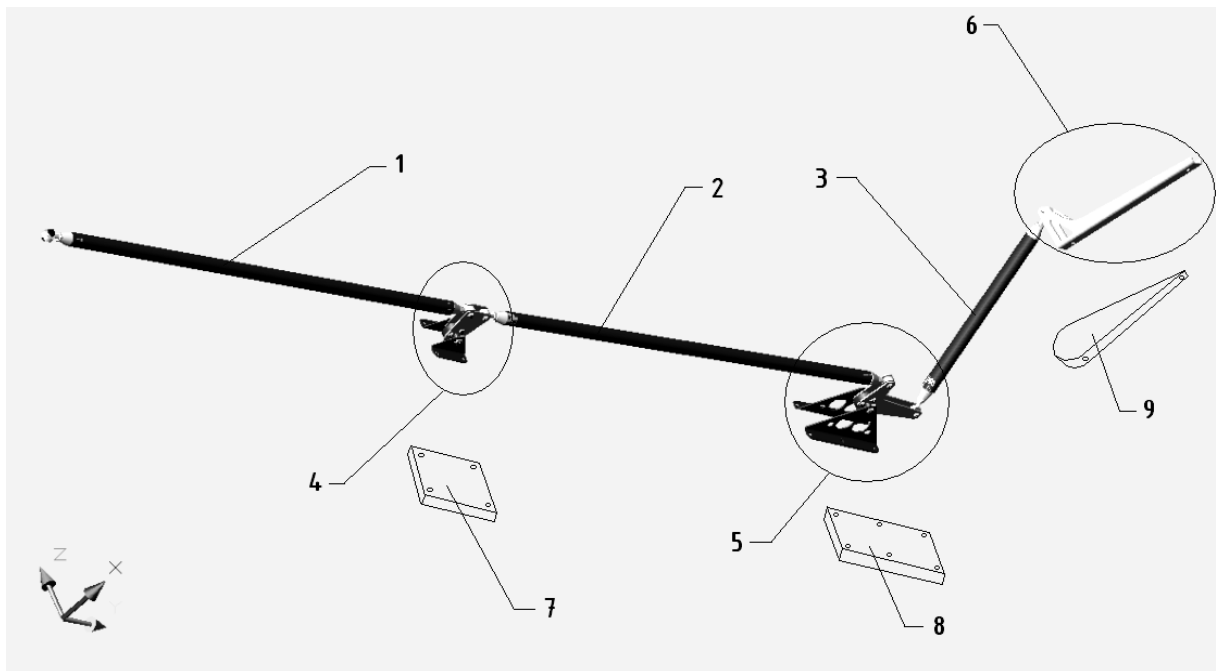


Bild 7.1: Bauteile der konventionellen Quersteuerung

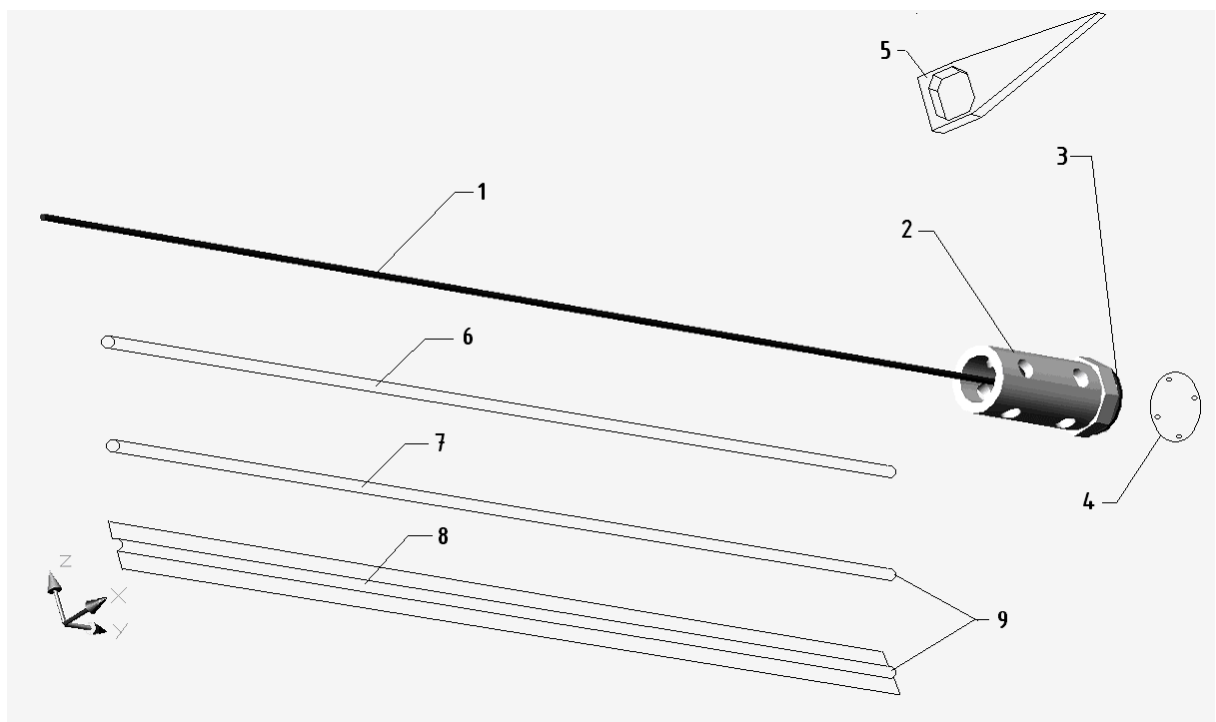


Bild 7.2: Bauteile der alternativen Quersteuerung

Am Beispiel des Versuchsflügels ist deutlich zu erkennen, dass bei der konventionellen Variante die Gewichte der Übertragungsglieder, der kinematischen Glieder und der Strukturanbindungen etwa gleich verteilt sind. Bei Substitution der äußeren Aluminium-Steuerstange durch eine CFK-Steuerstange könnte das Gewicht der Steuerstange von 185 g auf 122 g reduziert werden, wie Bauteilversuche zeigten. Bei der alternativen Variante fällt auf, dass, bedingt durch das relativ hohe Gewicht des Kurvengetriebes, der Gewichtsanteil der kinematischen Glieder am größten ist. Mit nur 50 g ist der Gewichtsanteil der Übertragungsglieder sehr gering.

Nr.	Bezeichnung	A [g]	B [g]	C [g]
1	innere Steuerstange	<b>190</b>		
2	äußere Steuerstange	185		
3	Querruder-Anlenkstange	110		
4	Wipphebel		<b>200</b>	
5	Querruder-Umlenkhebel		360	
6	Querruder-Anlenkbeschlag		190	
7	Wipphebelverstärkung			<b>149</b>
8	Umlenkhebelverstärkung			221
9	Querruder-Rippenverstärkung			60
$\Sigma$		485	750	430
$\Sigma$		1665		

Tabelle 7.1: Einzelgewichte der konventionellen Variante

Nr.	Bezeichnung	A [g]	B [g]	C [g]
1	Steuerstange	<b>50</b>		
2	Kurvengetriebe		1300	
3	Querruder-Flansch		60	
4	Querruder-Rippenverstärkung			20
5	CFK-Rippe			20
6	PTFE-Schlauch			<b>103</b>
7	GFK-Schlauch			<b>17</b>
8	CFK-Gewebe			<b>18</b>
9	Harz			<b>20</b>
$\Sigma$		50	1360	198
$\Sigma$		1608		

Tabelle 7.2: Einzelgewichte der alternativen Variante

Da der Versuchsflügel nur den äußeren Teil des Flügels repräsentiert, müssen die ermittelten Gewichte zunächst auf den ganzen Flügel bezogen werden.

Das Gewicht der Quersteuerung beider Varianten setzt sich aus einem fixen Gewicht für die unmittelbare Querruderanlenkung und dem mit der Spannweite variablen Gewicht der Übertragungselemente, einschließlich der Strukturanbindungen, zu-

sammen. Die mit der Spannweite variablen Gewichte sind in den Tabellen 7.1 und 7.2 fett geschrieben.

In den Bildern 7.3 und 7.4 sind die Gewichte der konventionellen und alternativen Flugsteuerung als Funktion der Halbspannweite dargestellt.

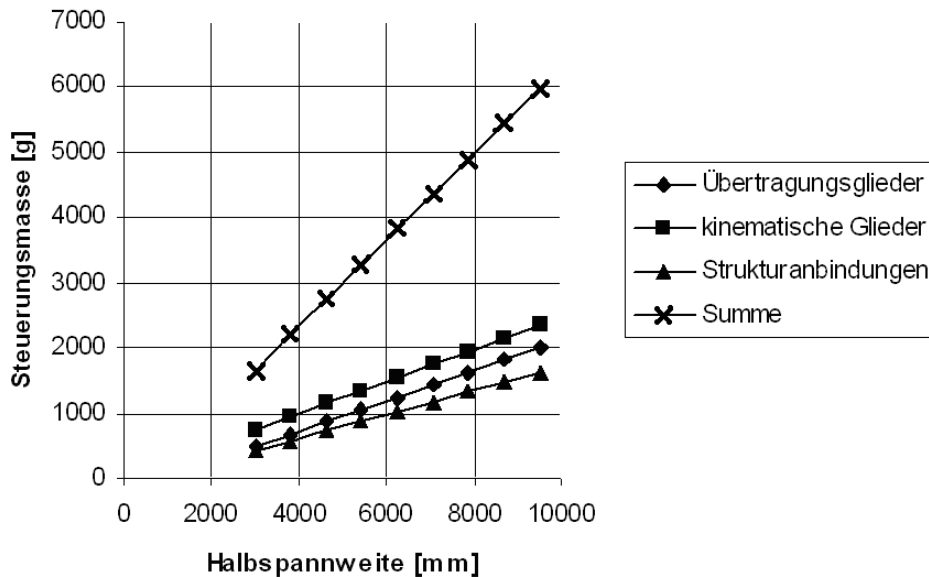


Bild 7.3: Gewicht der konventionellen Variante als Funktion der Halbspannweite

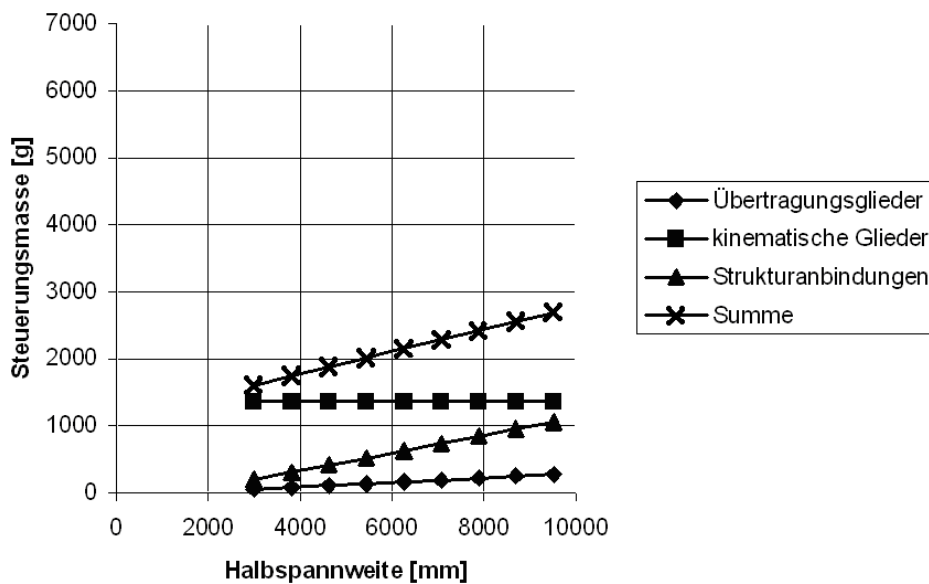


Bild 7.4: Gewicht der alternativen Variante als Funktion der Halbspannweite

- Deutlich erkennbar ist, dass die alternative Variante bereits ab ca. 3 m Halbspannweite einen deutlichen Gewichtsvorteil gegenüber der konventionellen Quersteuerung aufweist.

- Unabhängig vom Gewicht des Kurvengetriebes nimmt das Gewicht der Quersteuerung nur mit etwa 167 g/m zu.
- Die Gewichtszunahme über der Halbspannweite der konventionellen Quersteuerung ist mit 662 g/m wesentlich größer.

## 7.1.2 Fertigungsaufwand

Es ist bekannt, dass konstruktive Entscheidungen großen Einfluss auf den Fertigungsaufwand haben. Der Fertigungsaufwand soll im Folgenden ausgewertet werden. BREIING [4] beschreibt Methoden zur Berechnung der Herstellungskosten. Eine solch komplexe Bewertung ist hier nicht notwendig. Da sowohl die konventionelle als auch die alternative Flugsteuerung fertigungsgerecht konstruiert wurden, erfolgt der Vergleich beider Flugsteuerungen anhand der Zahl verwendeter Bauteile. In den Tabellen 7.3 und 7.4 sind die Einzelteile der Flugsteuerungsvarianten aufgelistet. Dabei wurde wie folgt unterschieden:

- Normteile (Nt)
- Wiederholteile (Wt)
- Halbzeug (Hz)
- Sonstige Teile (So)

Nr.	Bauteil-Bezeichnung	Einzelteil-Bezeichnung	Anzahl	Nt	Wt	Hz	So
1	innere Steuerstange	Rohrabschnitt	1			X	
		Steuerstangenkopf	2		X		
		Blindniet	4	X			
		Sicherungsblech	2	X			
		Sicherungsmutter	2	X			
		Gelenklager	2	X			
2	äußere Steuerstange	Rohrabschnitt	1			X	
		Steuerstangenkopf	2		X		
		Blindniet	4	X			
		Sicherungsblech	2	X			
		Sicherungsmutter	2	X			
		Gelenklager	2	X			
3	Querruder-Anlenkstange	Rohrabschnitt	1			X	
		Steuerstangenkopf	2		X		
		Blindniet	4	X			
		Sicherungsblech	2	X			
		Sicherungsmutter	2	X			
		Gelenklager	2	X			
4	Wipphebel	Hebelblech	2		X		

		Lagerbuchse	2	X			
		Wälzlager	1	X			
		Beschlagblech	2		X		
		Sechskantbolzen	7	X			
		Hülse	2		X		
		Unterlegscheibe	7	X			
		Stopfmutter	7	X			
5	Querruder-Umlenkhebel	Hebelblech	2		X		
		Lagerbuchse	2	X			
		Wälzlager	1	X			
		Beschlagblech	2		X		
		Sechskantbolzen	7	X			
		Hülse	2		X		
		Unterlegscheibe	7	X			
		Stopfmutter	7	X			
6	Querruder-Anlenkbeschlag	Hebelblech	1		X		
		Sechskantbolzen	1	X			
		Unterlegscheibe	1	X			
		Stopfmutter	1	X			
7	Wipphebelverstärkung	Holzeinsatz	1				X
		Gewindeinsatz	4	X			
		Sechskantbolzen	4	X			
		Unterlegscheibe	4	X			
8	Umlenkhebelverstärkung	Holzeinsatz	1				X
		Gewindeinsatz	6	X			
		Sechskantbolzen	6	X			
		Unterlegscheibe	6	X			
9	Querruder-Rippenverstärkung	Holzeinsatz	1				X
		Gewindeinsatz	1	X			
		Sechskantbolzen	1	X			
		Unterlegscheibe	1	X			
	$\Sigma$		139	114	19	3	3

Tabelle 7.3: Einzelteile der konventionellen Variante

Nr.	Bauteil-Bezeichnung	Einzelteil-Bezeichnung	Anzahl	Nt	Wt	H <sub>z</sub>	So
1	Steuerstange	CFK Stange	1			X	
		Gewindestange	2			X	
2	Kurvengetriebe	Ring 1	1				X
		Kurvenscheibe gerade	1				X
		Außenrohr	1			X	
		Mitnehmer	1				X
		Innenmitnehmer	1				X
		Innenvierkant	1			X	
		Wellensicherungsring	1	X			
	Ring 3	1				X	

		Innenrohr	1			X	
		Ring 4	1				X
		Zylinderschraube	8	X			
		Kurvenscheibe schräg	1				X
		Überwurf	1				X
		Muffe	2		X		
		Dünnringlager	2	X			
		Kurvenrolle	8	X			
		Sechskantschraube	16	X			
		Stopfmutter	8	X			
		Ring 2	1				X
		Unterlegscheibe	8	X			
3	Querruder-Flansch	Querruder-Flansch	1				X
4	Querruder-Rippenverstärkung	Holzeinsatz	1				X
		Gewindeeinsatz	1	X			
		Sechskantbolzen	1	X			
		Unterlegscheibe	1	X			
5	CFK-Rippe	CFK-Rippe	1				X
6	PTFE-Schlauch	PTFE-Schlauch	1			X	
7	GFK-Schlauch	GFK-Schlauch	1			X	
8	CFK-Gewebe	CFK-Gewebe	1			X	
9	Harz	Harz	1			X	
$\Sigma$ :			78	54	2	10	12

Tabelle 7.4: Einzelteile der alternativen Variante

Der Anteil der verwendeten Normteile ist bei der konventionellen Flugsteuerung mit 82% extrem hoch und mit 69% bei der alternativen Variante geringer. Letztlich beträgt die Teilezahl der alternativen Bauweise nur 56% der konventionellen Lösung.

Wie auch schon bei der Bewertung des Gewichts ist beim Fertigungsaufwand ein ähnlicher Effekt zu beobachten:

- Bei der konventionellen Quersteuerung wächst die Zahl der Bauteile und damit der Fertigungsaufwand proportional mit der Spannweite.
- Die Anzahl der Bauteile der alternativen Quersteuerung ist konstant. Der Fertigungsaufwand wächst mit der Spannweite nur sehr geringfügig.

### 7.1.3 Wartbarkeit

Die planmäßigen Wartungsintervalle von Sport- und Reiseflugzeugen sind relativ kurz. Bei regelmäßigen 50- bzw. 100-Stunden-Kontrollen sind Bauteile zu zerlegen, zu prüfen und neu einzustellen.

Zum Vergleich der Wartbarkeit beider Varianten sind in Tabelle 7.5 und 7.6 die Arbeitsschritte sowie die ermittelten Zeiten für den vollständigen Ausbau der Quersteuerung angegeben.

Nr.	Arbeitsschritt	Zeit [min]
1	inneren Handlochdeckel öffnen (10 Schrauben)	3,0
2	äußeren Handlochdeckel öffnen (10 Schrauben)	3,0
3	Verbindungsbolzen am Querruderanlenkbeschlag lösen	0,5
4	Verbindungsbolzen am Querruderumlenkhebel lösen und Querruderanlenkstange entnehmen	0,5
5	Verbindungsbolzen der äußeren Steuerstange am Querruderumlenkhebel lösen	0,5
6	Verbindungsbolzen am Wipphebel lösen und äußere Steuerstange durch Flügelwurzelöffnung entnehmen	1,0
7	Verbindungsbolzen der inneren Steuerstange am Wipphebel lösen und Steuerstange durch Flügelwurzelöffnung entnehmen	1,0
8	Querruderumlenkhebelbock lösen (6 Schrauben) und durch Flügelwurzelöffnung entnehmen	5,0
9	Wipphebelbock lösen (4 Schrauben) und durch Flügelwurzelöffnung entnehmen	3,0
Σ:		17,5

*Tabelle 7.5: Ausbau der konventionellen Variante*

Nr.	Arbeitsschritt	Zeit [min]
1	Festlagerbolzen des Querruders lösen und Querruder entnehmen	0,5
2	Arretierung des Kurvengetriebes lösen (2 Schrauben)	0,5
3	Kurvengetriebe aus CFK-Rippe ziehen und Überwurf der Steuerstange lösen	0,5
4	Kurvengetriebe und Steuerstange entnehmen	0,5
Σ:		2,0

*Tabelle 7.6: Ausbau der alternativen Variante*

- Aufgrund des konstruktiven Aufbaus der konventionellen Flugsteuerung wächst der Wartungsaufwand mit der Spannweite.
- Der Vergleich der Demontagezeiten am Versuchsflügel zeigt eindeutig einen größeren Zeitaufwand bei der konventionellen Lösung gegenüber der alternativen Variante.



## 7.2 Spiel und Steuersteifigkeit

Spiel und Steuersteifigkeit haben einen wesentlichen Einfluss auf die Aeroelastizität und damit auf ein sicheres Betriebsverhalten der Flugsteuerung. STENDER [86] gibt eine empirische Formel zur Berechnung des maximal zulässigen Spiels an. Das maximal zulässige Ruderspiel wird mit Gleichung 12 bestimmt:

$$s_r = 2 \sqrt{\frac{t_r}{v_D}} \quad (12)$$

mit:  $t_r$  = Rudertiefe [mm]

$v_D$  = Sturzfluggeschwindigkeit [m/s]

Wird die Geometrie des Versuchsflügels mit  $t_r = 261\text{mm}$  und die gewählte Sturzfluggeschwindigkeit von  $v_D = 70\text{m/s}$  zugrunde gelegt, beträgt der maximal zulässige Wert für das Ruderspiel:

$$s_r = 3,9 \text{ mm}$$

$$\eta_r = \arcsin s_r/t_r = 0,86^\circ$$

Hinsichtlich der Steifigkeit gibt Stender keine Berechnungsformel an. Allgemein gilt jedoch, dass die Flugsteuerung so steif wie möglich gebaut sein soll. Ziel ist es, dass die Steuerungseigenfrequenzen deutlich höher als die Flügeltorsionsfrequenzen sind, damit es zu keinerlei Kopplungen kommt.

Für beide Varianten der Flugsteuerung wurden Spiel und Steifigkeit ermittelt, indem vor und während des dynamischen Versuchs je 240 Wertepaare aufgenommen wurden (siehe Bild 7.5 und 7.6).

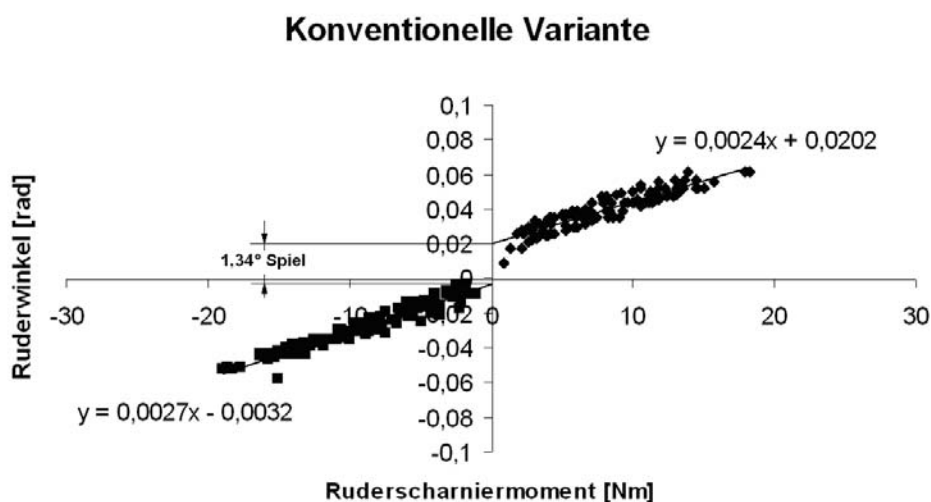
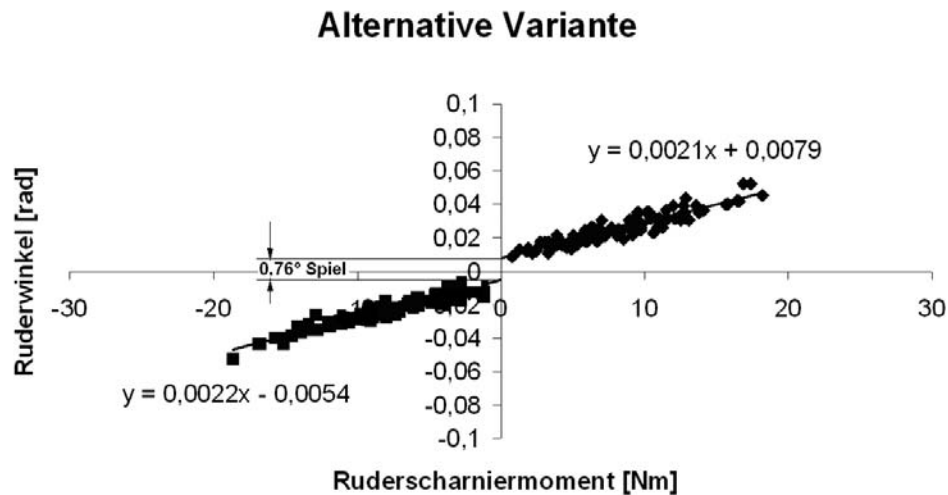


Bild 7.5: Steuersteifigkeit der konventionellen Flugsteuerung



*Bild 7.6: Steuersteifigkeit der alternativen Flugsteuerung*

- Deutlich erkennbar ist, dass die alternative Variante ein geringeres Spiel als die konventionelle Flugsteuerung aufweist. Das Spiel der konventionellen Variante überschreitet deutlich den zulässigen Wert von  $s_r = 3,9 \text{ mm}$ . Die Verschiebung des Spiels zur Seite des positiven Ruderwinkels ist messtechnisch bedingt.
- Die Steifigkeit der konventionellen Variante beträgt  $0,0024$  bis  $0,0027 \text{ rad/Nm}$  und die der alternativen Variante  $0,0021$  bis  $0,0022 \text{ rad/Nm}$ .
- Die Steifigkeit der Flugsteuerung bleibt während der Lebensdauer konstant.
- Das Spiel nimmt verschleißbedingt zu.

### 7.3 Verschleißverhalten

Der dynamische Dauerversuch diente der Untersuchung des Verschleißverhaltens. Bei der konventionellen Flugsteuerung wurden während der planmäßigen Inspektionsintervalle von 0%, 25%, 50% und 100% Lebensdauer Spiel und Steifigkeit gemessen. Beim dynamischen Dauerversuch der alternativen Variante verstellten sich aufgrund eines zu geringen Anzugsmoments die Kurvenrollen. Die Messung bei 0% Lebensdauer ist deshalb nicht berücksichtigt worden. Aufgrund dieser anfänglichen Schwierigkeiten wurde entschieden, bis 116% Lebensdauer zu testen. Bei 95% Lebensdauer erfolgte eine unplanmäßige Inspektion, weil es zum Ausfall des Antriebsmotors am Prüfstand kam. Im Bild 7.7 ist das gemessene Ruderspiel als Funktion der Lebensdauer für die konventionelle und alternative Variante aufgetragen.

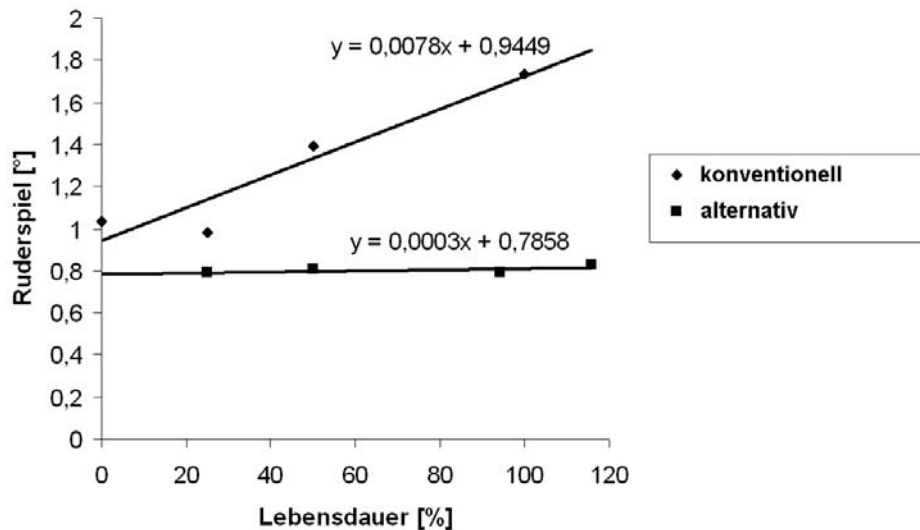


Bild 7.7: Verschleißverhalten beider Flugsteuerungsvarianten

Für beide Varianten wird lineares Verschleißwachstum angenommen. Deutlich erkennbar ist:

- Bei der konventionellen Variante verdoppelt sich fast das anfängliche Ruderspiel von  $0,95^\circ$  auf  $1,72^\circ$  nach 100% Leben.
- Bei der alternativen Variante hingegen wächst das Ruderspiel von nur  $0,79^\circ$  auf  $0,81^\circ$  bei 100% Leben an.

Die Gründe hierfür sind vielfältig. Deshalb soll der Verschleißmechanismus beider Varianten genauer analysiert werden.

### 7.3.1 Verschleißverhalten der konventionellen Flugsteuerung

Bei der konventionellen Flugsteuerung werden die Kräfte durch Steuerstangen übertragen, die mit Gelenklagerköpfen ausgestattet sind.

- Größe 6 Serie GA (wartungspflichtig)
- zul. statische Belastung: 8300 N (radial)
- Lagerbuchse: Sonderbronze CuSn 8
- Innenring: Wälzlagerstahl 1.2067, gehärtet, geschliffen, poliert
- Schmierung: nur Erstschnierung mit LUMO Hochtemperaturfett Z 2

Entsprechend Bild 6.11 werden für die Gelenklager folgende dynamische Lasten ermittelt:

$$F_{1dyn} = \frac{M_{dyn}}{a} = \frac{\pm 2,513 Nm}{0,1m} = \underline{\underline{\pm 25,13 N}}$$

$$F_{2dyn} = -F_{1dyn} = \underline{\underline{\pm 25,13 N}}$$

$$F_{3dyn} = F_{2dyn} \frac{b}{c} = \pm 25,13 N \frac{0,1m}{0,046m} = \underline{\underline{\pm 54,63 N}}$$

$$F_{4dyn} = -F_{3dyn} = \underline{\underline{\pm 54,63 N}}$$

$$F_{5dyn} = F_{4dyn} \frac{d}{e} = -54,63 N \frac{0,046m}{0,046m} = \underline{\underline{\pm 54,63 N}}$$

Die im dynamischen Versuch auftretenden Belastungen sind im Bild 7.8 den einzelnen Reibstellen zugeordnet. Das Ruderspiel kann wie folgt aus dem Spiel der Lagerstellen berechnet werden (für die Länge der Hebelarme siehe Bild 6.11):

$$s_r = \frac{t_r}{a} \left( s_a + s_b \left( \frac{b}{c} (s_c + s_d + s_e) \right) \right) \quad (13)$$

mit:

$s_a, s_b, s_c, s_d$  und  $s_e$  Spiel in den Lagerstellen a, b, c, d und e

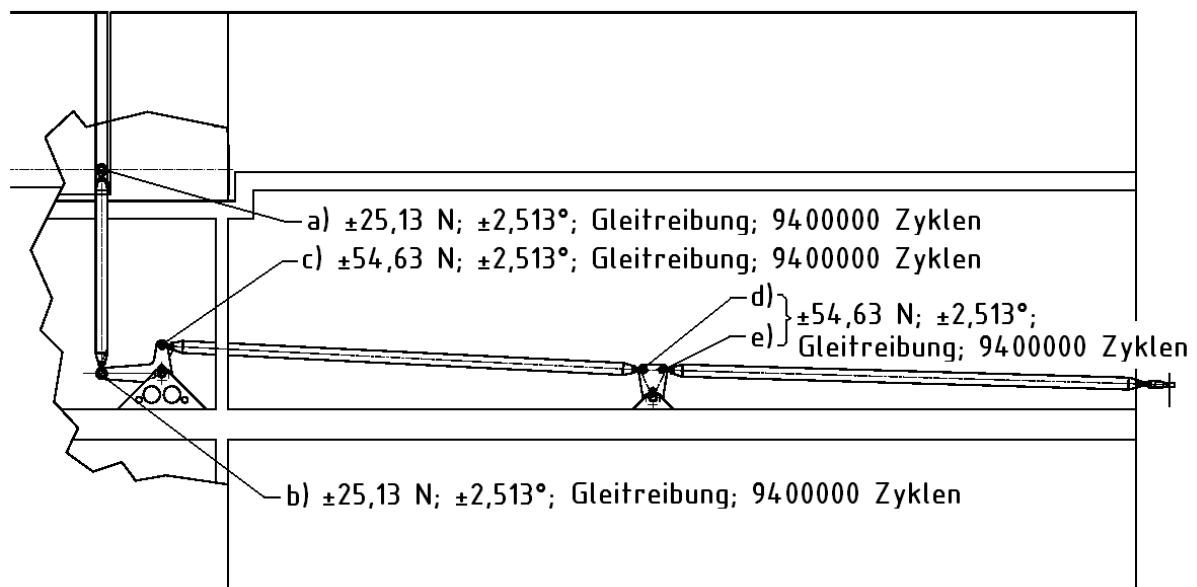


Bild 7.8: Reibstellen der konventionellen Flugsteuerungsvariante

Das Lager Spiel setzt sich folgendermaßen zusammen:

- Spiel des Innenrings zum Außenring des Gelenklagers:

Für die verwendeten Lager beträgt das Radialspiel  $0,005 - 0,035 \text{ mm}$ .

- Spiel des Verbindungsbolzens im Gelenklager:  
Der Bohrungsinnendurchmesser des Gelenklagers ist mit H7 toleriert. ( $0 - 0,012 \text{ mm}$ ). Der verwendete Sechskantbolzen nach LN9037 weist eine Toleranz von h11 auf ( $0 \text{ bis } -0,075 \text{ mm}$ ).
- Spiel des Verbindungsbolzens im Umlenkhebel:  
Die Bohrung im Auge des Umlenkhebels ist in der Zeichnung mit H11 vorgegeben ( $0 - 0,075 \text{ mm}$ ). Diese Bohrungsqualität wurde nicht erreicht.

Das theoretische Lagerspiel liegt damit zwischen  $0,005$  und  $0,272 \text{ mm}$ . Das Lagerspiel vergrößerte sich während der dynamischen Versuche von anfangs ca.  $0,2 \text{ mm}$  auf  $0,35 \text{ mm}$  nach  $100\%$  Leben. Der bronzefarbene Abrieb der Lagerschalen war deutlich erkennbar.

### 7.3.2 Verschleißverhalten der alternativen Flugsteuerung

Anders als bei der konventionellen Flugsteuerung ist bei der alternativen Flugsteuerung der gesamte Kraftstrang von der Flügelwurzel bis zum Kurvengetriebe spielfrei. Der Abrieb zwischen der CFK-Steuerstange und dem PTFE-Führungsschlauch hat keinen Einfluss auf das Ruderspiel. Im Kurvengetriebe selbst wälzen Kurvenrollen auf der Lauffläche. Diese Laufpaarung ist verschleiß- und spielbehaftet.

- Kurvenrolle: KRVE 16 PP ( $C_0 = 3,3 \text{ kN}$ )
- Laufbahn: 1,7225 (42CrMo4)

Entsprechend Gleichung 6 werden für die Kurvenrollen folgende dynamische Lasten ermittelt:

$$F_{r \text{ dyn}} = \frac{M_{\text{dyn}}}{n \cdot r} = \frac{\pm 3,38 \text{ Nm}}{2 \cdot 0,029 \text{ mm}} = \underline{\underline{\pm 58,27 \text{ N}}} \quad (6)$$

Für den konkreten Fall der Punktberührung der balligen Kurvenrolle mit der ebenen Rollenbahn kann die Hertzsche Pressung wie folgt ermittelt werden [96]:

$$\frac{1}{\rho} = \frac{1}{r_{11}} \cdot \frac{1}{r_{12}} = \frac{1}{8\text{mm}} \cdot \frac{1}{500\text{mm}} = 0,127\text{mm}^{-1}$$

$$\rho = 7,87\text{mm}$$
(14)

$$\frac{1}{\rho^*} = \sqrt{\left(\frac{1}{r_{11}} - \frac{1}{r_{12}}\right)^2} = \sqrt{\left(\frac{1}{8\text{mm}} - \frac{1}{500\text{mm}}\right)^2} = 0,123\text{mm}^{-1}$$

$$\rho^* = 8,13\text{mm}$$
(15)

$$\xi, \eta = f(\cos \vartheta = \rho / \rho^*)$$

$$\xi = 4,0$$

$$\eta = 0,4$$

$$a = \xi \cdot \sqrt[3]{\frac{3 \cdot F \cdot \rho}{E}} = 4 \cdot \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 58,27\text{N} \cdot 7,87\text{mm}}{210000\text{N/mm}^2}} = 0,75\text{mm}$$
(16)

$$b = \eta \cdot \sqrt[3]{\frac{3 \cdot F \cdot \rho}{E}} = 0,4 \cdot \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 58,27\text{N} \cdot 7,87\text{mm}}{210000\text{N/mm}^2}} = 0,075\text{mm}$$
(17)

$$p_0 = \frac{864}{\xi \cdot \eta} \cdot \sqrt[3]{\frac{F}{\rho^2}} = \frac{864}{4 \cdot 0,4} \cdot \sqrt[3]{\frac{58,27\text{N}}{(7,87\text{mm})^2}} = \underline{\underline{529\text{N/mm}^2}}$$
(18)

$$p_m = \frac{F}{\pi \cdot a \cdot b} = \frac{58,27\text{N}}{\pi \cdot 0,75\text{mm} \cdot 0,075\text{mm}} = \underline{\underline{330\text{N/mm}^2}}$$
(19)

Die zulässige Pressung beträgt etwa 0,5-mal HB. Für den verwendeten Werkstoff darf die Pressung etwa  $2000\text{ N/mm}^2$  betragen.

Der Reibweg der Kurvenrolle kann folgendermaßen berechnet werden:

$$s_{\text{reib}} = \frac{P \cdot \eta_{\text{dyn}}}{360^\circ \cdot \cos \beta} = \frac{288\text{mm} \cdot \pm 2,513^\circ}{230^\circ \cdot \cos \beta} = \underline{\underline{\pm 3,67\text{mm}}}$$
(20)

Das Ruderspiel, resultierend aus der Rollenpaarung, kann durch folgende geometrische Beziehung beschrieben werden:

$$s_r = \frac{s_k \cdot t_r}{r}$$
(21)

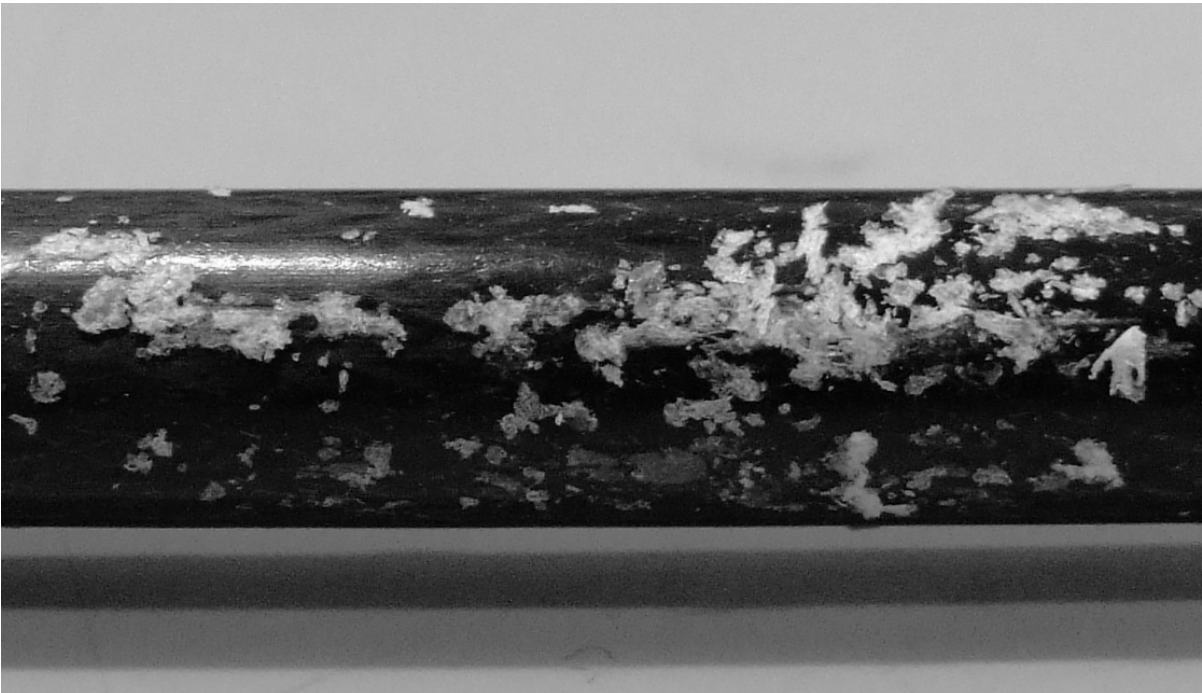
mit  $s_k$  = Spiel der Kurvenrollen/Laufbahnen-Paarung.

Das Spiel in der Kurvenrollen/Laufbahn-Paarung blieb mit  $0,39 - 0,40\text{ mm}$  fast gleich. Bedingt durch die vorherrschende Rollreibung kam es an Kurvenrollen und Laufbahnen nicht zu abrasivem Verschleiß wie an den Gelenkköpfen, sondern lediglich zur Glättung der Laufbahn. In Bild 7.9 sind Kurvenrolle und Rollenbahn nach 116% Lebensdauer mit kaum sichtbarem Verschleiß zu erkennen.



*Bild 7.9: Kurvenrolle und Rollenbahn am Ende der Lebensdauer*

Die Reibpaarung zwischen der CFK-Steuerstange und dem PTFE-Führungsschlauch zeigte lediglich partielle Anlagerungen von PTFE-Schollen am CFK-Stab (siehe Bild 7.10). Die Menge des verschlissenen PTFE ist sehr gering.



*Bild 7.10: PTFE-Schollenbildung am CFK*

## 7.4 Vereisung

Im Pflichtenheft wird mit dem Verweis auf § 23.685 (a) der Bauvorschrift [23] gefordert, dass gefrierende Nässe nicht zum Klemmen der Flugsteuerung führen darf. Konventionelle mechanische Flugsteuerungen können in der Regel diese Forderung erfüllen. Deshalb wurden die Vereisungsversuche nur mit den Bauteilen der alternativen Flugsteuerung durchgeführt. Sowohl das Kurvengetriebe als auch die geführten Steuerstangen wurden dem Vereisungstest entsprechend Kategorie B nach RTCA DO-160 D unterzogen.

### 7.4.1 Vereisung an der geführten Steuerstange

Die für den Test definierten Bedingungen (vgl. Kapitel 6.3) führten zu keinem nennenswerten Eisansatz an der Steuerstange und deren Führung. Es wird vermutet, dass sich durch die geringe Wärmekapazität der verwendeten Kunststoffe auf deren Oberfläche nicht ausreichend viel Kondenswasser gebildet hat.

Deshalb wurde die Steuerstange mit Wasser benetzt, in die Führung geschoben und anschließend eingefroren. Auch diese Maßnahme führte nicht zum Blockieren der Steuerstange, da das Eis nicht am PTFE haftete.

### 7.4.2 Vereisung am Kurvengetriebe

Das Kurvengetriebe zeigte unter den definierten Testbedingungen mäßigen Eisansatz. Bei den niedrigen Temperaturen wurden die verwendeten Schmierstoffe zäh, was sich in einem leicht erhöhten Betätigungsmoment äußerte. Teilweise kam es dadurch zum Gleiten der Kurvenrollen auf ihren Rollenbahnen.

Bei den Vereisungsversuchen kam es nicht zum Blockieren des Kurvengetriebes.

## 7.5 Fehlerbetrachtung

Zur Durchführung der experimentellen Untersuchungen am Versuchsflügel sind einige Vereinfachungen vorgenommen worden. Um die Qualität der Forschungsergebnisse richtig bewerten zu können, seien diese Vereinfachungen hier genannt:

- Geometrie des Versuchsflügels: Mechanische Flugsteuerungen werden in Flugzeugen verwendet, die in Bauweise, Größe und Einsatzzweck sehr unterschiedlich sein können. Die gewählte Außenflügelgeometrie kann für einmoto-



rige Landflugzeuge zwar als typisch, nicht aber als jeden Fall abdeckend angesehen werden. Die Verwendung des vollsymmetrischen NACA0015 Profils im Zusammenhang mit einem rechteckigen Flügelgrundriss vereinfacht wesentlich den Aufwand, spiegelt aber nicht in jedem Fall die wirklichen Einbauverhältnisse wieder. Der Versuchsflügel kann lediglich als ein Beispiel angesehen werden.

- Lastannahmen zum Versuchsflügel: Die gemachten Lastannahmen basieren hauptsächlich auf der gewählten Geometrie. Aufgrund des vollsymmetrischen Profils ist auch der Klappenausschlag symmetrisch, weshalb keinerlei Ruderdifferenzierung vorgesehen wurde. Durch die gemachten Vereinfachungen gelang es jedoch, auf die wesentlichen Zusammenhänge zu fokussieren. Der gewählte Ruderausschlag von  $\pm 25^\circ$  ist überproportional groß, lässt aber eine überdeutliche Darstellung der Problematik von Spiel und Steifigkeit zu.
- Bauweise des Versuchsflügels: Es zeichnet sich ein zunehmender Trend zur Faserverbundbauweise ab. Zwar unterscheiden sich die Bauweisen geringfügig, dennoch kann der gewählte Aufbau mit CFK-Schaumsandwichholm und Glasfaserwabensandwichschale als typisch angesehen werden. Die Untersuchungsergebnisse sind jedoch nicht auf jede andere Bauweise direkt übertragbar, zeigen aber deutliche Tendenzen.
- Steuerungs kinematik: Die Kinematik beider untersuchten Flugsteuerungen ist gleich, um Vergleichbarkeit untereinander zu gewährleisten. Durch den gewählten überproportional großen Ruderausschlag von  $\pm 25^\circ$  bei nur  $\pm 40\text{mm}$  Steuerweg sind die Stangenkräfte überdurchschnittlich hoch. Das Hebelverhältnis der konventionellen Flugsteuerung ist verhältnismäßig kurzhubig und daher ungünstig. Das äußert sich einerseits in hohen Steuerstangenkräften, die den Verschleiß begünstigen und andererseits im geringeren Gewicht der Umlenk- und Kipphebel.
- Fertigungstoleranzen: Die Steuerungsbauteile der konventionellen und alternativen Flugsteuerung sind in der Werkstatt des Instituts für Maschinenkonstruktion von Hand angefertigt worden. Die laut Zeichnung geforderten Passungen und Toleranzen konnten nicht in jedem Fall eingehalten werden. Das traf insbesondere auf die Bohrungen der Umlenkhebel zu. Auch die Rollenbahnen des Kurvengetriebes konnten nicht, wie geplant, gefräst werden. Stattdessen erklärte sich die Firma Gomolzig bereit, die Kurvenbahnen mit

dem Laserstrahl zu schneiden. Die Laufbahnen mussten entsprechend von Hand nachgeschliffen werden. Sowohl die mangelnde Bohrungsqualität der Umlenkhebel als auch die geringe Qualität der Kurvenbahnen führten bei der Messung des Spiels zu überdurchschnittlich hohen Werten. Durch eine Verbesserung der Fertigungsqualität wäre das Spiel deutlich zu reduzieren.

- Umgebungsbedingungen: Die Versuche am Testflügel wurden unter Laborbedingungen durchgeführt. Unter realistischen Einsatzbedingungen sind Verschmutzung und Korrosion wesentliche Faktoren, die Einfluss auf die Lebensdauer einer Flugsteuerung haben. Die im Labor ermittelten Verschleißgeschwindigkeiten würden sich ggf. unter Einfluss von Korrosion und Verschmutzung erhöhen.

## 8. Zusammenfassung und Ausblick

Die vorliegende Arbeit verfolgte den konstruktiven Ansatz der Suche nach neuen Lösungen zur mechanischen Steuerung von Flugzeugen. Die Herausforderung bestand im Besonderen darin, neue Lösungen zu finden und auf ihre Praxistauglichkeit zu testen.

Durch konsequente Anwendung konstruktionsmethodischer Ansätze ist es gelungen, zwei neue Lösungen zum Weiterleiten von Steuerkräften zu finden.

- DYNEEMA Seile
- Bei Seilsteuerungen erscheint eine Substitution des Stahlseils durch Hochleistungs-Kunststofffasern wie DYNEEMA oder SPECTRA in naher Zukunft möglich.
- geführte CFK-Stangen
- Ein CFK-Sandwichstab, geführt in einem PTFE-Schlauch, der fest in die Flugzeugstruktur integriert ist, ermöglicht eine reibungsarme und spielfreie Übertragung der Steuerungskräfte. Eine Gewichtersparnis von etwa 1000 g/m Flügelspannweite ist realisierbar. Da die Wärmedehnung der verwendeten CFK-Stäbe ähnlich der moderner Flugzeugzellen ist, bleibt der thermische Einfluss gering. Die Steuerungskräfte lassen sich über weite Distanzen übertragen, Trennstellen können weitestgehend vermieden werden. Dadurch ist es möglich, auf Handlochdeckel zu verzichten, was der aerodynamischen Güte und damit der Effizienz der Flugzeuge zugutekommt.

Außerdem sind vier verschiedene Möglichkeiten gefunden worden, die Bewegung der Steuerstange in Ruderausschläge umzuwandeln. In Verbindung mit dem Prinzip der geführten Steuerstange ist es sinnvoll, die lineare Bewegung der Steuerstange direkt am Ruder in eine Schwenkbewegung umzuwandeln. Diese Funktion könnte durch Bewegungsschrauben in Form von Kugelumlaufspindeln, von einem Wandler nach dem geometrischen Prinzip eines Rotationshyperboloids oder durch das im Rahmen dieser Arbeit entwickelte und getestete Kurvengetriebe übernommen werden.

- herkömmliche Hebel
- Bewegungsschrauben
- Rotationshyperboloid

- Kurvengetriebe
- Da die geführten Steuerstangen die Steuerkräfte lediglich übertragen können, besteht die Aufgabe des Kurvengetriebes in der Umwandlung der linearen Bewegung in eine Schwenkbewegung, entsprechend der gewünschten Übertragungsfunktion. Das Übersetzungsverhältnis zwischen Bedien- und Steuerelement lässt sich über eine schraubenförmige Rollenbahn mit variabler Steigung beeinflussen. Das Kurvengetriebe beinhaltet die gesamte Kinematik, inklusive der Anschläge. Diese kompakte Einheit lässt sich voreinstellen und vereinfacht den Wartungsaufwand erheblich. Beschädigung, Fehleinstellung oder Fehlmontage der sonst recht komplexen Flugsteuerung kann auf ein Minimum reduziert werden.

Aus den untersuchten Einzellösungen wurden zwei ausgewählt und zu einem alternativen mechanischen Flugsteuerungssystem kombiniert. Das Prinzip der geführten Steuerstangen ist ein Baustein, das Kurvengetriebe der zweite Baustein für das alternative Flugsteuerungssystem, das entwickelt, gebaut und getestet wurde.

Ein Versuchsflügel in moderner Faserverbundbauweise wurde entwickelt und gebaut. Bei der Strukturintegration der Flugsteuerung konnten theoretische Erkenntnisse durch praktische Versuche bestätigt werden. Die Technologie zur Integration des PTFE-Schlauches in Faserverbundstrukturen wurde entwickelt und erprobt. Der benötigte Einbauraum ist sehr gering und eine Verlegung der Flugsteuerung in unmittelbarer Nähe anderer Flugzeugsysteme ist ohne jegliche Beeinträchtigung möglich. Durch konsequente Anwendung fasergerechter Gestaltungsprinzipien kann auf örtliche Krafteinleitungen verzichtet werden. Es ist insbesondere im Flügel möglich, die Flugsteuerung so zu integrieren, dass es zu keinerlei kinematischer Kopplung zwischen Struktur und Steuerung kommt. Durch die Reduzierung der Teileanzahl kann der Fertigungs- und Wartungsaufwand drastisch gesenkt werden.

Durch eigene Flugversuche und die der TU-Braunschweig war es möglich, realitätsnahe Annahmen zur Belastung einer Flugsteuerung im Flugbetrieb zu treffen. Basierend auf den Flugversuchsdaten, wurde in monatelangen Tests je Flugsteuerungsvariante ein Flugzeugleben unter Laborbedingungen simuliert. Bei all diesen Versuchen konnte die alternative Flugsteuerungsvariante mit den geführten Steuerstangen und dem Kurvengetriebe ihre Überlegenheit gegenüber dem aktuellen Stand der Technik

beweisen. Es ist gelungen, eine Variante zu entwickeln, die allen gestellten Anforderungen genügt. Es ist gezeigt worden, dass eine Reduzierung des Gewichts und Senkung des Fertigungs- und Wartungsaufwands bei gleichzeitiger Verbesserung der Funktion möglich ist. Angesichts steigender Rohstoffpreise und hoher Lohnnebenkosten sind dies Faktoren, die die Wettbewerbsfähigkeit solcher Produkte erhöhen.

Es ist durchaus wünschenswert, dass diese Ideen aufgegriffen und weiterentwickelt werden. Das im Rahmen dieser Arbeit erprobte Kurvengetriebe ist noch im Stadium eines Technologie-Demonstrators. Eine weitere Gewichtsreduktion ist möglich. Allein durch Miniaturisierung des Kurvengetriebes bei Nutzung von Kurvenrollen der Baugröße 10 mm wäre eine Halbierung des Gewichts möglich. Die Untersuchung des Tribosystems CFK-Steuerstange/PTFE-Führungsrohr zeigte derartig geringen Verschleiß, dass eine weitere Reduzierung der Wandstärke des PTFE-Führungsrohres möglich ist.

Bedingt durch das geringe Gewicht und den minimalen Platzbedarf offenbaren sich neue Möglichkeiten. Es ist durchaus denkbar, dass nicht nur die bekannten Steuerelemente, sondern auch Miniklappen o.ä. betätigt werden können. Trotz direkter mechanischer Verbindung zwischen Bedienelement und Steuerfläche kann eine Servounterstützung sinnvoll sein, um die Arbeitsbelastung des Piloten in bestimmten Situationen senken zu helfen. Aufgrund der Eigenschaften, nicht zu kinematischen Kopplungen zu neigen sowie sehr steif und nahezu spielfrei zu sein, ließen sich aufbauend auf dem alternativen Flugsteuerungssystem Flugzeugentwürfe realisieren, die bisher nicht umsetzbar waren. Die alternative Flugsteuerung ist besonders geeignet für Flügel hoher Streckung.

Angesichts der aufgezeigten Möglichkeiten scheint es sicher, dass mechanische Flugsteuerungen nicht nur einen festen Platz, sondern auch eine vielversprechende Zukunft in modernen Sport- und Reiseflugzeugen haben werden.

## Literaturverzeichnis

- [1] Beechcraft: Beechcraft Models D18S and D18C Parts Catalog, Beech Aircraft Corp., Wichita, November, 1946
- [2] Beitz, W; Grote, K.-H.: Dubbel - Taschenbuch für den Maschinenbau, Springer-Verlag, Berlin, 2001
- [3] Blumenauer, H.: Werkstoffprüfung, VEB Deutscher Verlag für Grundstoffindustrie, Leipzig, 1984, S. 27-48
- [4] Breiing, A.; Flemming, M.: Theorie und Methoden des Konstruierens, Springer-Verlag, Berlin, 1993
- [5] Brinkmann, G.; Gersdorff, K.; Schwipps, W.: Sport- und Reiseflugzeuge Leitlinien einer vielfältigen Entwicklung, Bernard & Graefe Verlag, Bonn, 1995
- [6] Cessna: Cessna 401/402 Service Manual, Cessna Aircraft Company, Wichita, 1966
- [7] Cessna: Cessna illustrated parts catalog, Model 172 & P172, Cessna Aircraft Company, Whichita, 1975
- [8] Cessna: Cessna illustrated parts catalog, Model 210 & T210, Cessna Aircraft Company, Whichita, 1973
- [9] Cirrus: Airplane Information Manual for the Cirrus Design SR 20, Cirrus Design Corporation, Duluth, 2005
- [10] De Haviland: Manual of Instructions for the Operation and Maintenance of the Tiger Moth D.H. 82C, The De Haviland Aircraft of Canada, Toronto, 1932
- [11] Dedekind, R.: Grundlagen der Luftfahrzeugtechnik in Theorie und Praxis, Verlag TÜV Rheinland GmbH, Köln, 1992, S. 3-48
- [12] Deters, L.; Engelmann, F.; Haase, G.: Fatigue Tests an komplexen Faserverbundstrukturen im Flugzeugbau. In: 1. Gemeinsames Konstruktionstechnik-Kolloquium 2003, Shaker-Verlag, Aachen, 2003, S.169-177

- [13] Deters, L.; Engelmann, F.; Haase, G.: Alternative Varianten mechanischer Flugsteuerungen - geplante Versuche, Otto-von-Guericke-Universität Universität Magdeburg, 29. Symposium für Segelflugzeugentwicklung, Braunschweig, 2005
- [14] Deters, L.; Engelmann, F.; Haase, G.: Alternative Varianten mechanischer Flugsteuerungen - Versuchsergebnisse, Otto-von-Guericke-Universität Universität Magdeburg, 31. Symposium für Segelflugzeugentwicklung, Braunschweig, 2007
- [15] Deters, L.; Engelmann, F.; Haase, G.: Alternative Varianten mechanischer Flugsteuerungen. In: 2. Gemeinsames Kolloquium Konstruktionstechnik 2005, Shaker-Verlag, Aachen, 2005, S. 35-42
- [16] Diamond Aircraft: Flughandbuch DA 40 D, Diamond Aircraft Industries GmbH, Wiener Neustadt, 2002
- [17] DIN ISO 2533, Normatmosphäre, 1975
- [18] Dommininghaus, H.: Das Kunststoff-Sortiment auf einen Blick: Physikalische und chemische Eigenschaften, Stoffbeschreibung, Brennbarkeit, Anwendungsbeispiele, Reiher GmbH - Firmenschrift, Braunschweig, 1995
- [19] Drumm, H.: Grundlagen der Flugmechanik für Starrflügelflugzeuge, Militärverlag der Deutschen Demokratischen Republik, Berlin, 1989, S. 358-380
- [20] Dubs, F.: Aerodynamik der reinen Unterschallströmung, Birkhäuser Verlag, Stuttgart, 1979, S. 103-133
- [21] Engmann, K.: Technologie des Flugzeuges, Leuchtturm-Verlag, Alsbach, 1994, S. 339-350
- [22] European Aviation Safety Agency: Certification Specification for Glider and Motorglider Category, CS 22
- [23] European Aviation Safety Agency: Certification Specification for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category, CS 23
- [24] European Aviation Safety Agency: Certification Specification for Very Light Aircraft, CS VLA

- [25] Extra: Service Manual Extra 300, Extra Flugzeugbau GmbH, Dinslaken, 1995
- [26] Extra: Pilot's Operating Handbook, Extra Flugzeugbau GmbH, Dinslaken, 1997
- [27] FAA: Fatigue Evaluation Of Wing And Associated Structure On Small Airplanes, Engineering and Manufacturing Division Airframe Branch, Washington, 1973
- [28] Funke, H.: Systematische Entwicklung von Ultra-Leichtbaukonstruktionen in Faserverbund Wabensandwichbauweise am Beispiel eines Kleinflugzeuges, Laboratorium für Konstruktionslehre, Dissertation, Universität GH Paderborn, Paderborn, 2001
- [29] Gemeinhardt, M.; Kummer, G.: Biologie in Übersichten, Verlag Volk und Wissen, Berlin, 1985, S. 147-149
- [30] Glaser Dirks: Flughandbuch für das Segelflugzeug DG-800S, DG Flugzeugbau GmbH, Bruchsal, 1997
- [31] Grube, R.; Evers A. A.: Neue Technologien im Flugzeugbau, Band 1, Leuchtturm-Verlag, München, 1985, S.87-99
- [32] Hertel, H.: Leichtbau - Bauelemente, Bemessungen und Konstruktionen von Flugzeugen und anderen Leichtbauwerken, Springer-Verlag, Berlin, 1980, S. 517-520
- [33] HOAG: Flughandbuch DV 20 Katana, HOAC Austria, Wr. Neustadt, 1993
- [34] Hoerner, S. F.; Borst, H. V.: Fluid Dynamic Lift, Published by Mrs. Liselotte A. Hoerner, 1975, 5-4 - 5-42
- [35] Hoffmann, E. J.; Hoban, T.: NASA Systems Engineering Handbook, National Aeronautics and Space Administration, 1995
- [36] Hünecke, K.: Die Technik des modernen Verkehrsflugzeuges, Motorbuchverlag, Stuttgart, 2000, S.140-143
- [37] Impulse: Flughandbuch Impulse 100, Impulse Aircraft GmbH, Oppin/Halle, 2002



- [38] Kämpf, P.: Handkräfte beim Entwurf einer Flugsteuerung, OUV-Wintertreffen, Darmstadt, 1993
- [39] Kaplik, K.: Das Buch vom Flugzeug, Transpress VEB Verlag für Verkehrswesen, Berlin, 1975
- [40] Karcheel, K.: Flugführungssysteme - Blindfluginstrumente, Autopiloten, Flugsteuerungen, Bernhard & Graefe Verlag, Bonn, 1993
- [41] Klinke, W.: Faserverstärkte Kunststoffe im Amateurflugzeugbau, Teil 2, Verlag Oskar-Ursinus-Vereinigung, Bingen-Hitzkofen, 1992
- [42] Knudson, Duane: Fundamentals of Biomechanics, Kluwer Academic/Plenum Publishers, New York, 2003, S. 46-48
- [43] Koller, Rudolf: Konstruktionslehre für den Maschinenbau - Grundlagen zur Neu- und Weiterentwicklung Technischer Produkte mit Beispielen, Springer-Verlag, Berlin, 1995, S. 92-199
- [44] Kotsokostas, S.; Mertens, J.; Merzhäuser: TFH Aachen, Erste Messungen von Miniklappen an einer ASH 26E, 26 Symposium für Segelflugzeugkonstruktion, Braunschweig, 2002
- [45] Lancair: Flughandbuch Lancair-235, R. Heier, M. Thalhammer, Emmerting, 2001
- [46] Lilienthal, O.: Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst, Reprint der Originalausgabe von 1889, Harenberg Edition, Dortmund, 1992
- [47] Mathies, H. J.; Renius, K. T.: Einführung in die Ölhydraulik, B. G. Teubner Verlag / GWV Fachverlag GmbH, Wiesbaden, 2003
- [48] Meyer, G.; Bannow, H. P.; Mraß, H.; Schmidt, B.: Astronautik, Verlag Volk und Wissen, Berlin, 1974, S. 15
- [49] Moser, M.; Frank, P.: Flugmedizin für Piloten, Georg Thieme Verlag, Stuttgart, 1988
- [50] NACA: Maneuver Accelerations Experienced By Five Types of Commercial Transport Airplane During Routine Operations, NACA, Washington, 1954

- [51] NASA: Technical Note, Experience with the X-15 adaptive flight control system, NASA TN D-6208, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D. C., 1971
- [52] Norm VDI 222, Methodik zum Entwickeln und Konstruieren technischer Systeme und Produkte, 1993
- [53] Pahl, G.; Beitz, W.; Feldhusen, J.; Grote, K.-H.: Konstruktionslehre - Grundlagen erfolgreicher Produktentwicklung - Methoden und Anwendungen; Springer-Verlag, Berlin, 2005
- [54] Piper: Flughandbuch Piper PA-28-181, Dornier Reparaturwerft GmbH, Oberpfaffenhofen, 1989
- [55] Piper: Parts Catalog PA-23 Apache, Piper Aircraft Corporation Lock Haven, Pennsylvania, 1956
- [56] Püschel, U.; Kummer, G.: Wissensspeicher Biologie, Verlag Volk und Wissen, Berlin, 1983, S. 109-111
- [57] Rähm, G.: Einführung in die Statik, Festigkeitslehre und Dynamik, VEB Deutscher Verlag für Grundstoffindustrie, Leipzig, 1986, S. 71-74
- [58] Raymond, E. T.; Cenoweth, C.C.: Aircraft Flight Control Actuation System Design, Society of Automotive Engineers Inc. - Warrendale, 1993
- [59] Reichsminister der Luftfahrt und Oberbefehlshaber der Luftwaffe: Bf 109 G-3, Flugzeug-Handbuch, Berlin, 1943
- [60] Reims: Flughandbuch Reims/Cessna F 172 N, Reims Aviation - S.S. Reims Frankreich, 1978
- [61] Renner, A.: Luft- und Raumfahrt, Fachhochschule-Aachen, Aachen, Fakultät Luft- und Raumfahrt, Studienunterlagen, 1986
- [62] Rennie, R. P.: Flug- und Wartungshandbuch Bü-181, Deutscher Aeroexpress, Hamburg Fuhlsbüttel, 1955
- [63] Reuss: Jahrbuch der Luft- und Raumfahrt 2006, A. Sutter Verlagsgesellschaft, Essen, 2005

- [64] Reymer, D. P.: Aircraft Design a Conceptual Approach, Roskam AIAA Education Series, 1999
- [65] RTCA: RTCA/DO-160D, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment, Radio Technical Commission for Aeronautics, Washington, 1997
- [66] Rugenstein, J: Arbeitsblätter Konstruktionstechnik, Technische Hochschule Magdeburg, Sektion 6, Wissenschaftsbereich Maschinenbautechnik, Studienunterlagen, 1978/79
- [67] Scharr, G.: Erste Schritte beim Design eines individuellen Werkstoffes am Beispiel von W-FKV, In: 2. Gemeinsames Kolloquium Konstruktionstechnik 2005, Shaker-Verlag, Aachen, 2005, S. 11-18
- [68] Scheufler, M. G.: Laminierharze mit Zulassung – Luftfahrt-Bundesamt, Martin G. Scheufler Kunstharzsysteme GmbH, 2001
- [69] Schlichting H.; Truckenbrodt E.: Aerodynamik des Flugzeuges Teil 1, Springer Verlag, Stuttgart, 2001
- [70] Schlichting H.; Truckenbrodt E.: Aerodynamik des Flugzeuges Teil 2, Springer Verlag, Stuttgart, 2001
- [71] Schneider, H.: Flugzeugbau, Verlag W. Girardet, Essen, 1976, S. 263-270
- [72] Schneider, H.: Wartungshandbuch für das Segelflugzeug LS7, Rolladen Schneider Flugzeugbau GmbH, Egelsbach, 1988
- [73] Schnellsuche. URL [http://www.beilken.de/pic/upload/beilken\\_faseruebersicht.pdf](http://www.beilken.de/pic/upload/beilken_faseruebersicht.pdf); letzter Zugriff 14.01.2008
- [74] Schnellsuche. URL [http://www.dsm.com/en\\_US/html/hpf/products.htm](http://www.dsm.com/en_US/html/hpf/products.htm), letzter Zugriff 14.01.2008
- [75] Schnellsuche. URL [http://www.gleistein.com/files/technical\\_properties.pdf](http://www.gleistein.com/files/technical_properties.pdf), letzter Zugriff 14.01.2008
- [76] Schnellsuche. URL [http://www.goodfellow.com/csp/active/STATIC/G/Polyethylen\\_-\\_UHMW.HTML](http://www.goodfellow.com/csp/active/STATIC/G/Polyethylen_-_UHMW.HTML), letzter Zugriff 14.01.2008

- [77] Schnellsuche. URL [http://www.historynet.com/air\\_sea/aviation\\_history/3032991.html](http://www.historynet.com/air_sea/aviation_history/3032991.html), letzter Zugriff 18.01.2008
- [78] Schnellsuche. URL <http://www.swiss-composite.ch/>, letzter Zugriff 15.01.2008
- [79] Schulschenko, M. N: Konstruktion von Flugzeugen, Militärverlag der Deutschen Demokratischen Republik, Berlin, 1976, S. 252-297
- [80] Schürmann, H.: Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden, Springer-Verlag, Berlin, 2005
- [81] Schütze, R: CFK Leichtbaustäbe als allgemein anwendbare Konstruktionselemente, Braunschweig, 2004
- [82] Sears, R. I.; Hoggard, H. P.: Wind-Tunnel Investigations Of Control-Surface Characteristics - A Medium Aerodynamic Balance Of Two Nose Shapes Used With A 30-Percent-Chord Flap on an Naca 0015 Airfoil, National Advisory Committee For Aeronautics, Washington, 1942
- [83] Silence: Flug- und Betriebshandbuch Ultraleichtflugzeug Twister, 2004
- [84] Sportavia Pützer: Wartungshandbuch für Fournier RF 5, Dahlemer Binz, 1977
- [85] Stender, W.: Praxisnahe Abschätzungs- und Vorbeugungsmaßnahmen gegen die Flattergefährdung von Segelflugzeugen und kleinen Motorflugzeugen – Teil II; Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V. Institut für Aerodynamik Braunschweig, IB 151 – 74/20, Braunschweig, 1974
- [86] Stender, W.: Praxisnahe Abschätzungs- und Vorbeugungsmöglichkeiten gegen die Flattergefährdung von Segelflugzeugen und kleinen Motorflugzeugen Teil I; Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V. Institut für Aerodynamik Braunschweig, IB-151-74/6, Braunschweig, 1974
- [87] Stender, W.; Kissling, F.: Maßnahmen gegen das aeroelastische Flattern von Segelflugzeugen und kleinen Motorflugzeugen, DLR Deutsche Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt Institut für Aerodynamik Göttingen, IB 232 – 89 J 07, Göttingen, 1990

- [88] Stroppe, H.: Physik, VEB Fachbuchverlag Leipzig, Leipzig, 1981, S. 123-132
- [89] Ückert, C.; Wierach, P.: ALDI - Adaptives Laminarprofil variabler Dicke, A-kaflieg Braunschweig, 21. Symposium für Segelflugzeugentwicklung, Braunschweig, 1997
- [90] USAF: Erection and Maintenance Instructions for army models P51A-1, P-51A-2, P-51A-5 and P-51A-10 british model Mustang II Airplanes, Published by authority of the commanding General, Army Air Forces and accepted by the Air Council of the United Kingdom, 1944
- [91] USAF: Handbook Erection and Maintenance USAF Model T-11 and Navy Model SNB-1, Published under Authority of the secretary of the air force and the chief of the bureau of aeronautics, 1944
- [92] Versigora, I.; Novoksonov, P.: Aufbau und Instandsetzung Lada Samara, Verlag Technik GmbH, Berlin, 1992, S.180-181
- [93] Volmer, J.: Getriebetechnik, VEB Verlag Technik, Berlin, 1973, S. 346-404
- [94] Wegener, H.: Fachkunde für Metallflugzeugbauer, B. G. Teubner Verlag, Leipzig, 1942, S. 356-374
- [95] Winch Companie: Der sichere Windenstart, Segelfliegertag, Aschaffenburg 2006
- [96] Winkelmann, U.: Vorlesungsskript Tribotechnik T.1 WS 92/93, Otto-von-Guericke Universität Magdeburg, Institut für Konstruktionstechnik, Studienunterlagen, 1992/93

## Anhang

### A Flugversuchsdaten

#### A.1 Flugversuch mit der Cessna 152

Die Annahmen bezüglich dynamischer Lasten im Kapitel 6.2.2 erfolgten auf Basis von Flugversuchen mit einer Cessna 152. Während des Fluges wurden Anzahl und Größe der Steuerbewegungen aufgezeichnet. Ein Sportflugzeug vom Typ Cessna 152 diente als Testflugzeug. Mit Hilfe einer Videokamera, die während des Flugversuchs sowohl die Bewegung des Steuerhorns als auch die Bordinstrumente aufzeichnete, wurden die Daten erfasst. Bild A.1 zeigt die Flugversuchsanordnung.



*Bild A.1: Flugversuchsanordnung – Cessna 152*

Die Videoaufzeichnung ist am 26.05.2005 während eines Überlandfluges von Berlin-Schönefeld nach Uetersen entstanden.

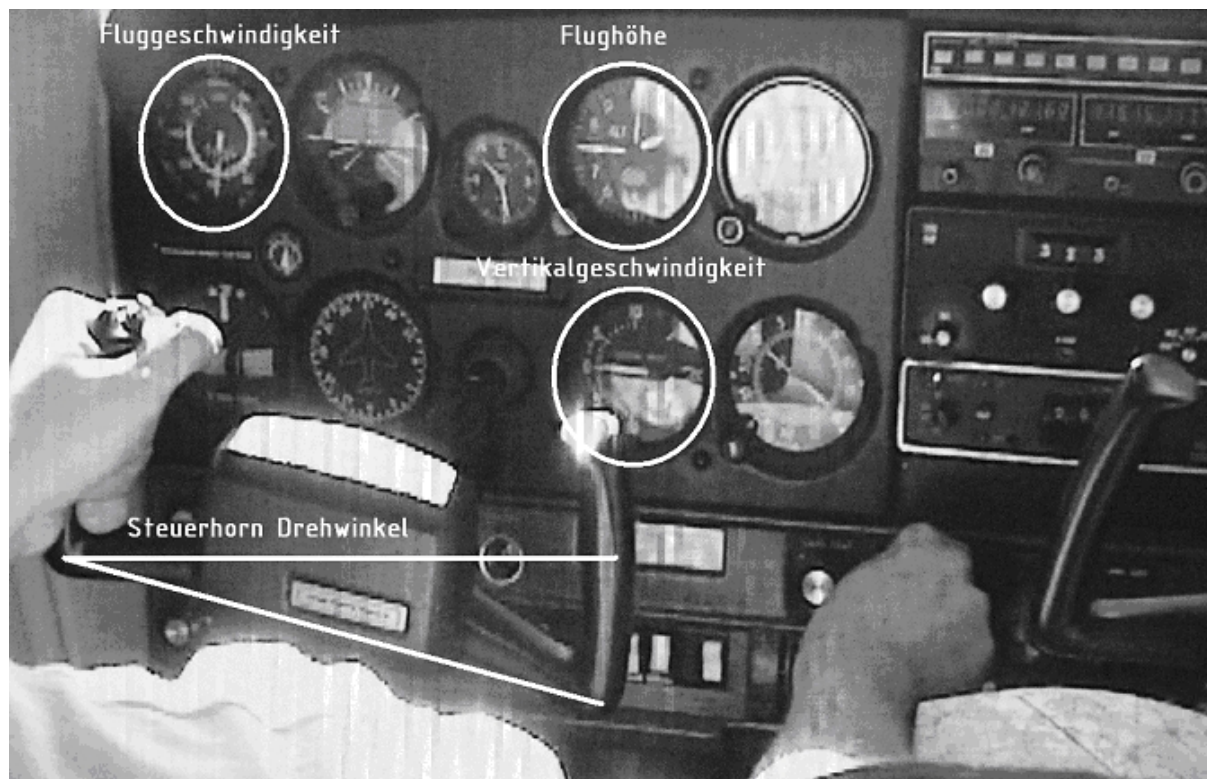
Die verwendete Cessna 152 ist ein Sport- und Schulflugzeug mit einem hohen Verbreitungsgrad. Während des Flugversuchs war die Maschine voll betankt und mit zwei Personen besetzt. Die 19-minütige Aufzeichnung umfasst Start, Steigflug,

Übergang in den Reiseflug sowie Reiseflug. Bedingt durch die Bildung von Kumuluswolken kam es zu stärkeren Vertikalböen. Sowohl Reisefluggeschwindigkeit als auch Reiseflughöhe entsprechen den üblichen Werten. Die Zusammenfassung der Flugversuchsdaten ist Tabelle A.1 zu entnehmen.

Testflugzeug	Cessna F 152, D-ECDE
Pilot	Gunnar Haase
Helfer	Jean-Sébastien Muller
Startgewicht	726 kg
Flächenbelastung	48 kg/m <sup>2</sup>
Route	Berlin Schönefeld - Uetersen
Aufgezeichnete Flugzeit	19 Minuten 50 Sekunden
Reiseflughöhe	2000 ft (610 m)
Fluggeschwindigkeit	100 kts (182 km/h)

*Tabelle A.1: Flugversuchsdaten – Cessna 152*

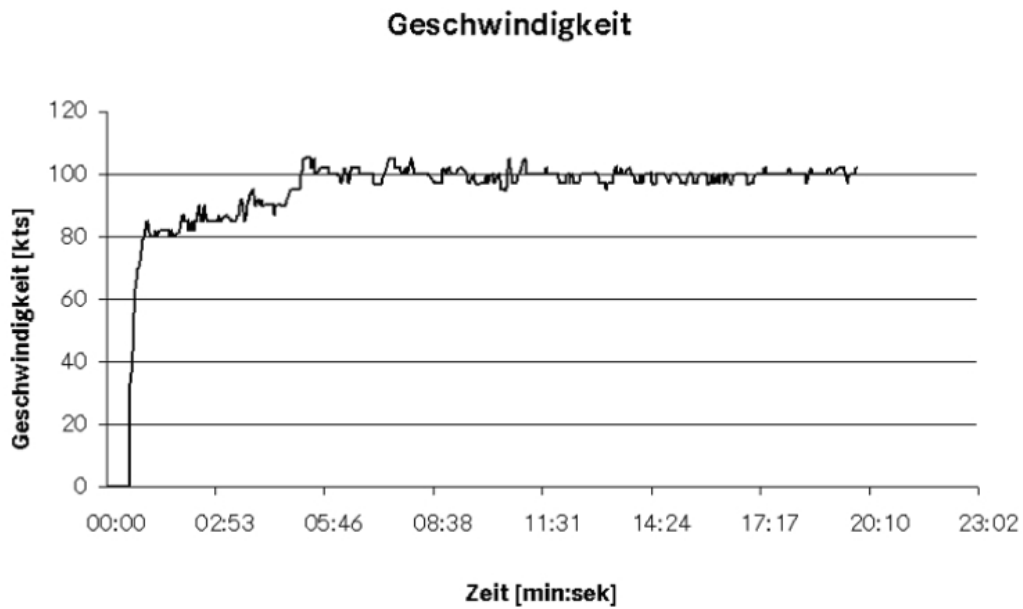
Die Ermittlung der Flugversuchsdaten erfolgte anhand der Auswertung von Einzelbildern der Videoaufzeichnung. Bild A.2 zeigt ein solches Einzelbild.



*Bild A.2: Flugversuchsvideo – Cessna 152*

Fluggeschwindigkeit, Flughöhe, Vertikalgeschwindigkeit und Steuerhorn-Drehwinkel wurden tabellarisch erfasst.

Die Bilder A.3 bis A.6 zeigen die aufgezeichneten Parameter als Funktion der Zeit.

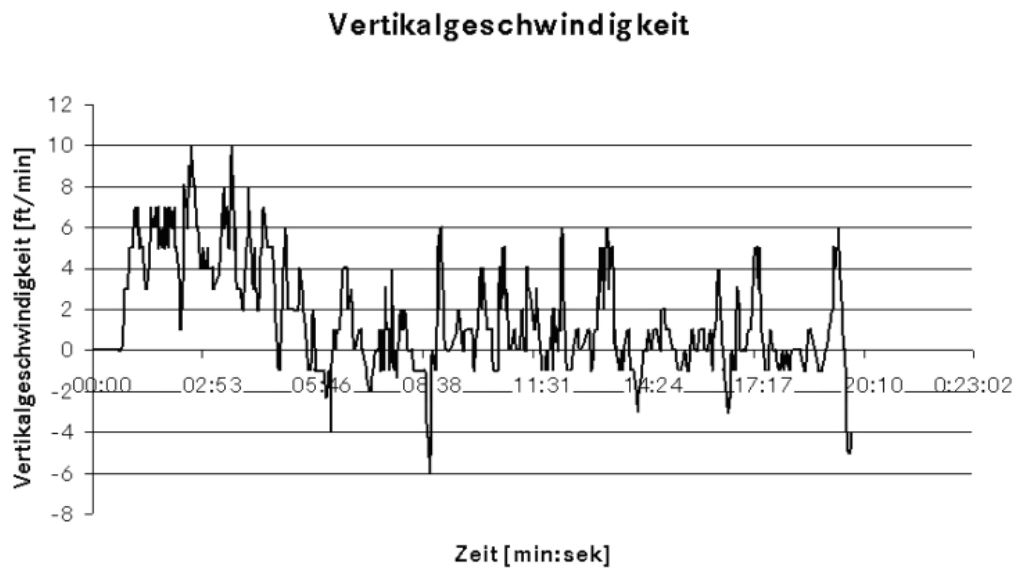


*Bild A.3: Aufgezeichnete Fluggeschwindigkeit als Funktion der Zeit*

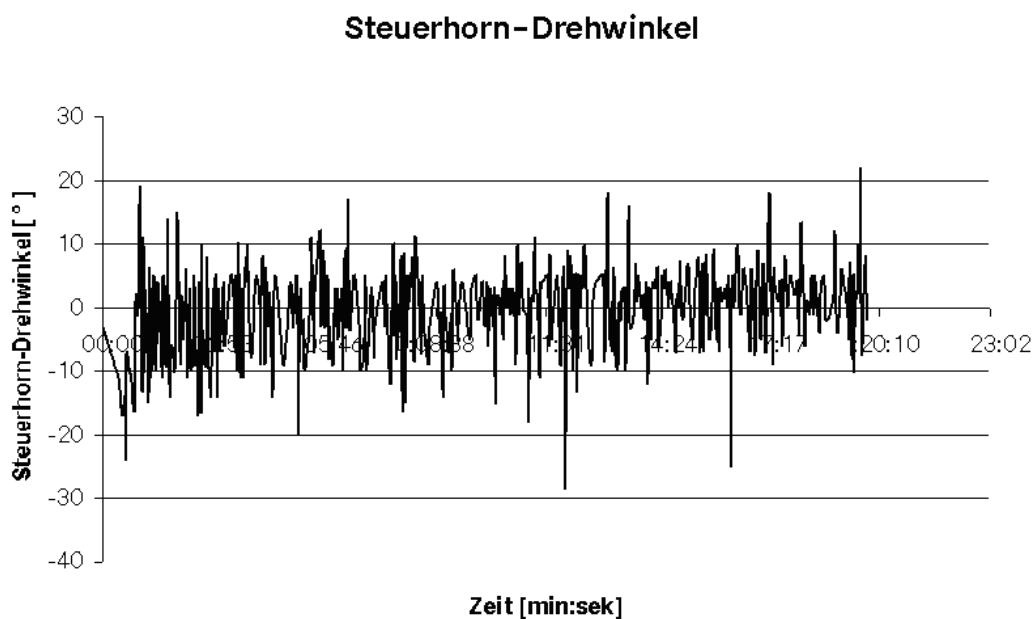


*Bild A.4: Aufgezeichnete Flughöhe als Funktion der Zeit*





*Bild A.5: Aufgezeichnete Vertikalgeschwindigkeit als Funktion der Zeit*

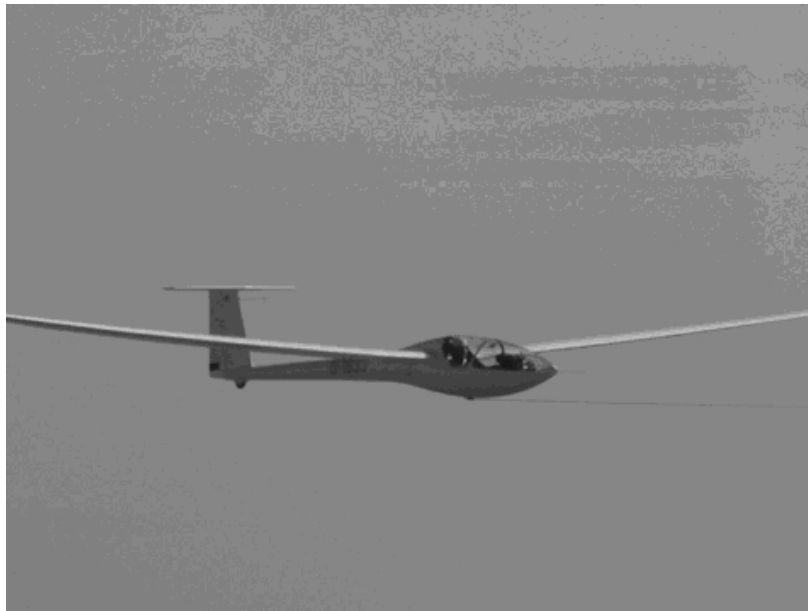


*Bild A.6: Aufgezeichneter Steuerhorn-Drehwinkel als Funktion der Zeit*

## A.2 Flugversuche mit der DG-300/17

Zur Validierung der eigenen Flugmessdaten wurden Flugmessdaten des Segelflugzeug DG-300/17 des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt in Braunschweig genutzt. Während des IDAFLIEG - Sommertreffens 2005 wurden mit der DG-300/17, die mit einer neuen Flugdatenmessanlage ausgerüstet war, einige Flugversuche

durchgeführt. Diese Daten wurden freundlicherweise durch die Technische Universität Braunschweig zur Verfügung gestellt. Bild A6 zeigt die verwendete DG-300/17.



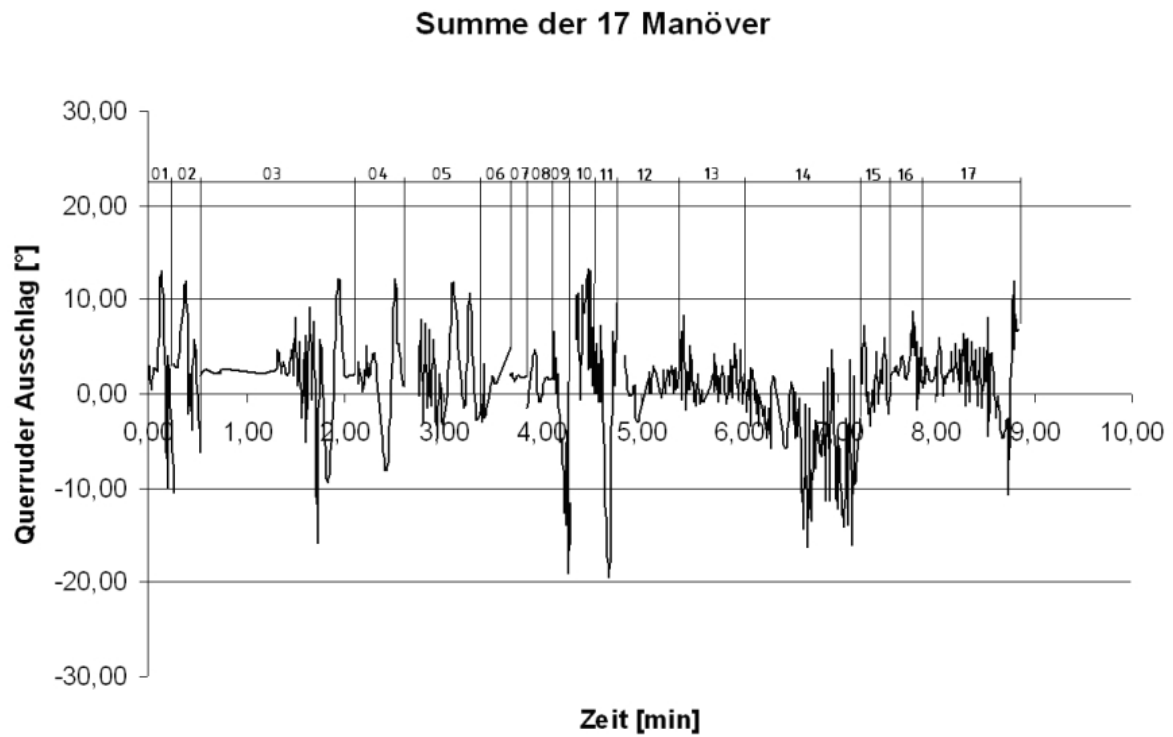
*Bild A.7: DG-300/17 des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt*

Bei den Messdaten handelt es sich um 17 unterschiedliche Manöver mit insgesamt ca. 9 Minuten Flugmessaufzeichnungen. In Tabelle A.2 sind die geflogenen Manöver sowie die Aufzeichnungsdauer aufgelistet.

Nr.	Manöver	Dauer [s]
1	Fahrtkurve 1	15,97
2	Fahrtkurve 2	17,98
3	Langsamflug – Reiseflugkonfiguration	94,91
4	dynamischer Langsamflug – Reiseflugkonfiguration	28,91
5	Langsamflug – Landekonfiguration	47,92
6	Seilriss – langsame Reaktion	19,92
7	Seilriss – schnelle Reaktion 1	9,92
8	Seilriss – schnelle Reaktion 2	15,92
9	Ruder gekreuzt – Reiseflugkonfiguration 1	10,81
10	Ruder gekreuzt – Reiseflugkonfiguration 2	17,92
11	Ruder gekreuzt – Landekonfiguration	14,91
12	Thermik Flug – 45°	39,90
13	Thermik Flug – normal	39,92
14	Thermik Flug – überziehen	69,92
15	Thermik Flug – vn normal	19,11
16	Überziehen – Reiseflugkonfiguration	19,11
17	Überziehen – Landekonfiguration	59,92

*Tabelle A.2: Erflogene Manöver - DG-300/17*

Alle erfolgten Manöver sind in Bild A.8 grafisch dargestellt. Das Diagramm zeigt den linken Querruderausschlag als Funktion der Zeit.



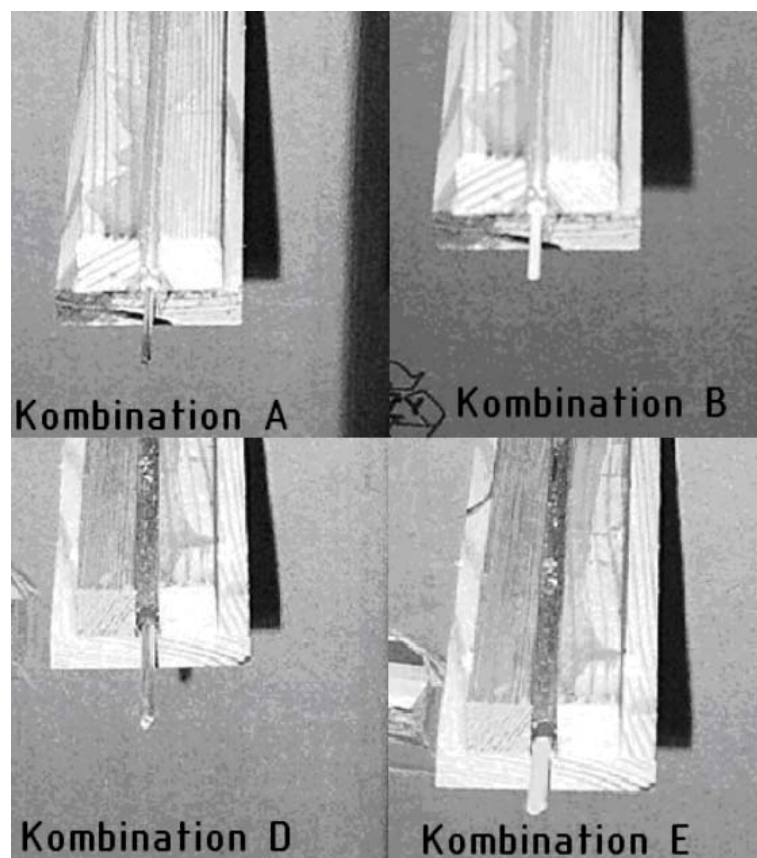
*Bild A.8 Querruderausschlag als Funktion der Zeit*

## B Vorversuche

### B.1 Ermittlung des Wirkungsgrades geführter Stäbe

Die Vorversuche zur Untersuchung des Prinzips der geführten Steuerstangen wurden im Kapitel 5.2.7 erwähnt. Die im Mai 2003 durchgeführten erste Modellversuche seien nachfolgend genauer erläutert.

Für verschiedene Kombinationen von Stäben und Führungsrohren wurden entsprechende Proben vorbereitet. Diese Proben zeigt Bild B.1. Das Führungsrohr wurde fest in einer Holzstruktur verklebt.



*Bild B.1: Proben zur Ermittlung des Wirkungsgrades*

Der einfache Versuchsaufbau erlaubte das Ermitteln des Wirkungsgrades der Stäbe bei der Übertragung von Druckkräften (siehe Bild B.2). Die verschiedenen Proben konnten eingespannt und beidseitig über einen Hebel auf Druck belastet werden. Während auf der einen Seite eine Gewichtskraft wirkte, wurde auf der anderen Seite eine Betätigungskraft durch einen Federkraftmesser aufgebracht. Wenn die Gewichtskraft in Bewegung geriet, wurde die Kraft am Federkraftmesser abgelesen.

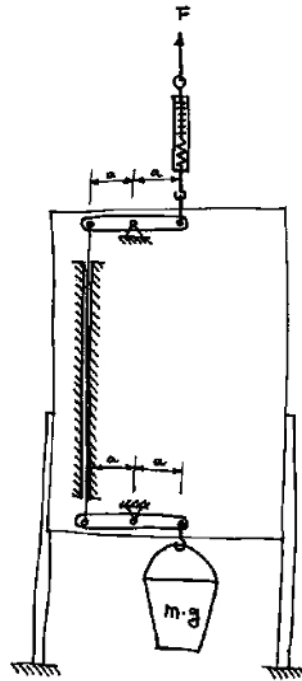


Bild B.2: Versuchsaufbau zur Ermittlung des Wirkungsgrades

In Bild B.3 sind die ermittelten Werte für die Gewichtskraft als Funktion der Betätigungskraft dargestellt. Eine lineare Regression wurde durchgeführt. Der Anstieg der Geraden entspricht dem erreichten Wirkungsgrad.

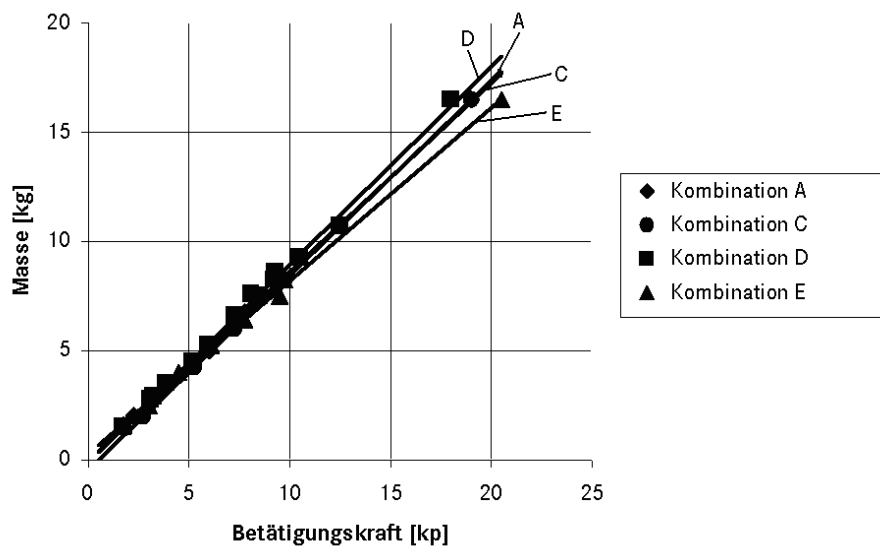


Bild B.3: Ermittelte Messwerte der Kombinationen A, C, D und E

## B.2 Ermittlung der Steifigkeit geführter Stäbe

Da ein Zusammenhang zwischen dem Wirkungsgrad und der Steifigkeit des verwendeten Stabes vermutet wurde, sind auch die Drucksteifigkeiten der Stäbe ermittelt worden.

Der Versuchsaufbau zur Ermittlung der Drucksteifigkeit der Stäbe ist in Bild B.4 dargestellt. Wie auch bei der Ermittlung des Wirkungsgrades konnten die verschiedenen Proben eingespannt werden. Der obere Hebel wurde durch einen festen Anschlag ersetzt, während an dem unteren Hebel wiederum eine Gewichtskraft wirkte. Die Verformung wurde mit dem Taster einer Messuhr direkt am unteren Hebel gemessen.

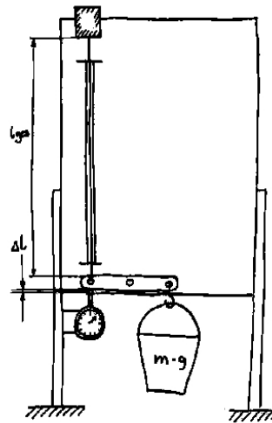


Bild B.4: Versuchsaufbau zur Ermittlung der Drucksteifigkeiten

Die gemessenen Steifigkeitswerte sind im Bild B.5 grafisch dargestellt. Die gemessene Verformung wurde für die Kombinationen A, D, C und E als Funktion der aufgebrauchten Gewichtskraft dargestellt.

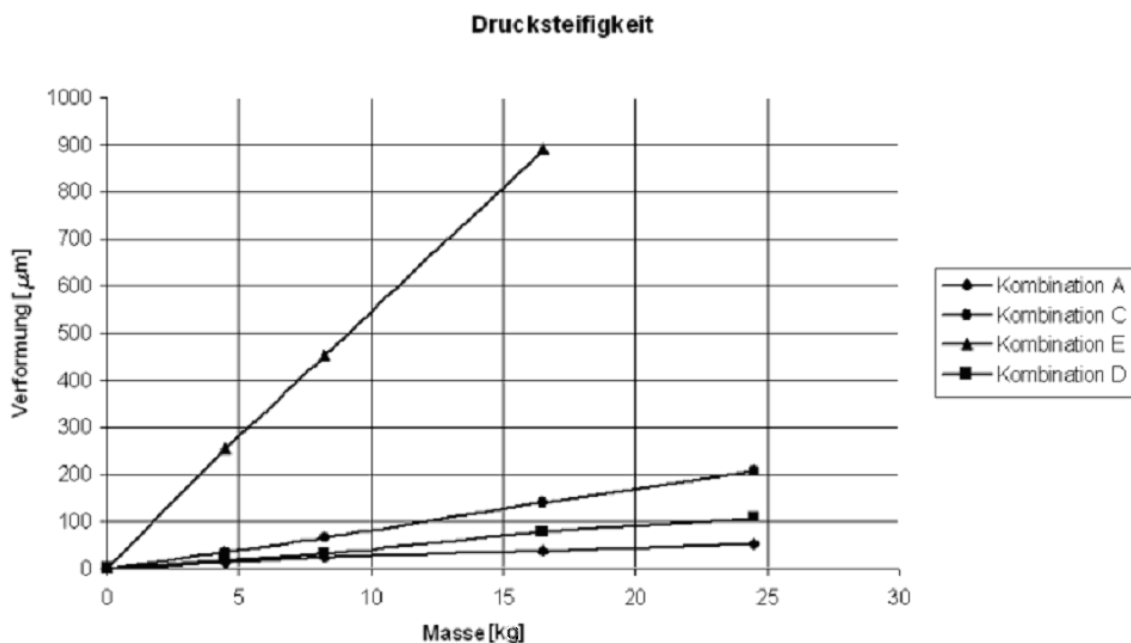


Bild B.5: Ermittelte Drucksteifigkeiten der Kombinationen A, D, C und E

### B.3 Ermittlung des Haftreibbeiwertes

Zur Auswahl geeigneten Werkstoffe (siehe Kapitel 5.4.1.1) wurden Vorversuche durchgeführt. Der Reibbeiwert zwischen einem CFK- bzw. Aluminiumstab und den beschriebenen Mustern A, B, C und D von PTFE-Führungsrohren verschiedener Durchmesser wurde untersucht. In Bild B.6 ist der verwendete Versuchsaufbau dargestellt.

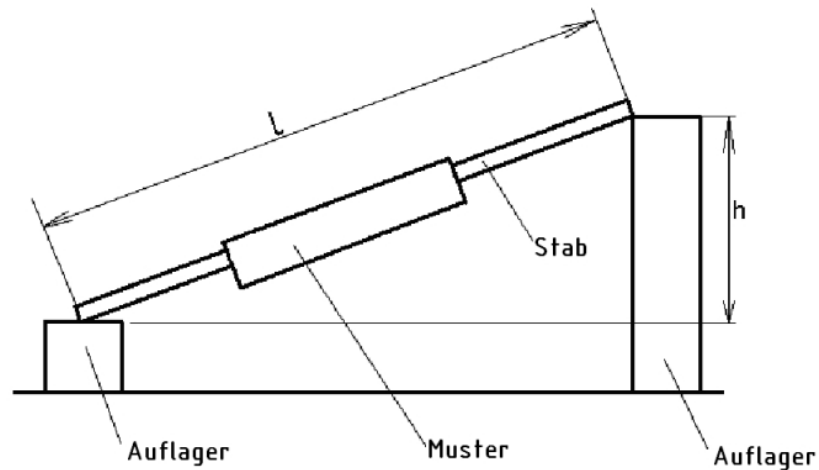


Bild B.6: Versuchsaufbau zur Ermittlung der Reibzahl

Im Versuch wurde die Höhe  $h$  so lange vergrößert, bis die jeweilige Probe sich zu bewegen begann. Aus der ermittelten Höhe und der Stablänge wurden der Neigungswinkel  $\rho_0$  sowie der Haftreibbeiwert  $\mu_0$  berechnet.

In den Tabellen B.1 und B.2 sind die Messwerte zur Ermittlung des Haftreibbeiwertes zwischen CFK bzw. Aluminium und PTFE für verschiedene Schlauchdurchmesser zusammengefasst.

Muster	CFK - Stab Länge $l$ [mm]	CFK – Stab- durchmesser $D$ [mm]	Höhe $h$ [mm]	Neigungs- winkel $\rho_0$ [°]	Haftreib- beiwert $\mu_0$ [ ]
A ( $d=10\text{ mm}$ ; $t=2,5\text{ mm}$ )	436	8	56	7,38	0,13
B ( $d=8,5\text{ mm}$ ; $t=0,38\text{ mm}$ )	436	8	436	90	>1
C ( $d=9\text{ mm}$ ; $t=1\text{ mm}$ )	436	8	56	7,38	0,13
D ( $d=10\text{ mm}$ ; $t=1\text{ mm}$ )	436	8	56	7,38	0,13

Tabelle B.1: Ermittlung des Haftreibbeiwertes zwischen CFK und PTFE

Muster	Aluminium-Stab Länge $l$ [mm]	Aluminium-Stab-durchmesser $D$ [mm]	Höhe $h$ [mm]	Neigungswinkel $\rho_0$ [°]	Haftreibbeiwert $\mu_0$ [ ]
A ( $d=10\text{ mm}$ ; $t=2,5\text{ mm}$ )	436	8	64	8,44	0,15
B ( $d=8,5\text{ mm}$ ; $t=0,38\text{ mm}$ )	436	8	436	90	>1
C ( $d=9\text{ mm}$ ; $t=1\text{ mm}$ )	436	8	64	8,44	0,15
D ( $d=10\text{ mm}$ ; $t=1\text{ mm}$ )	436	8	64	8,44	0,15

Tabelle B.2: Ermittlung des Haftreibbeiwerts zwischen Aluminium und PTFE

Außerdem dienten die Muster A, B, C und D der Erprobung eines geeigneten Fertigungsverfahrens. Um den PTFE-Schlauch gerade und im Querschnitt rund auszurichten, wurde der PTFE-Schlauch auf einen Dorn geschoben, mit einem Glasfaser-Gewebeschlauch überzogen und mit Glasfaser-Gewebe verklebt wurde. Die Verklebung erfolgte in dem von FUNKE [28] beschriebenen Vakuumverfahren. Nach dem Aushärten wurde der Dorn wieder entfernt (siehe Kapitel 5.4.1.1). Die so gefertigten Muster sind in Bild B.7 dargestellt.

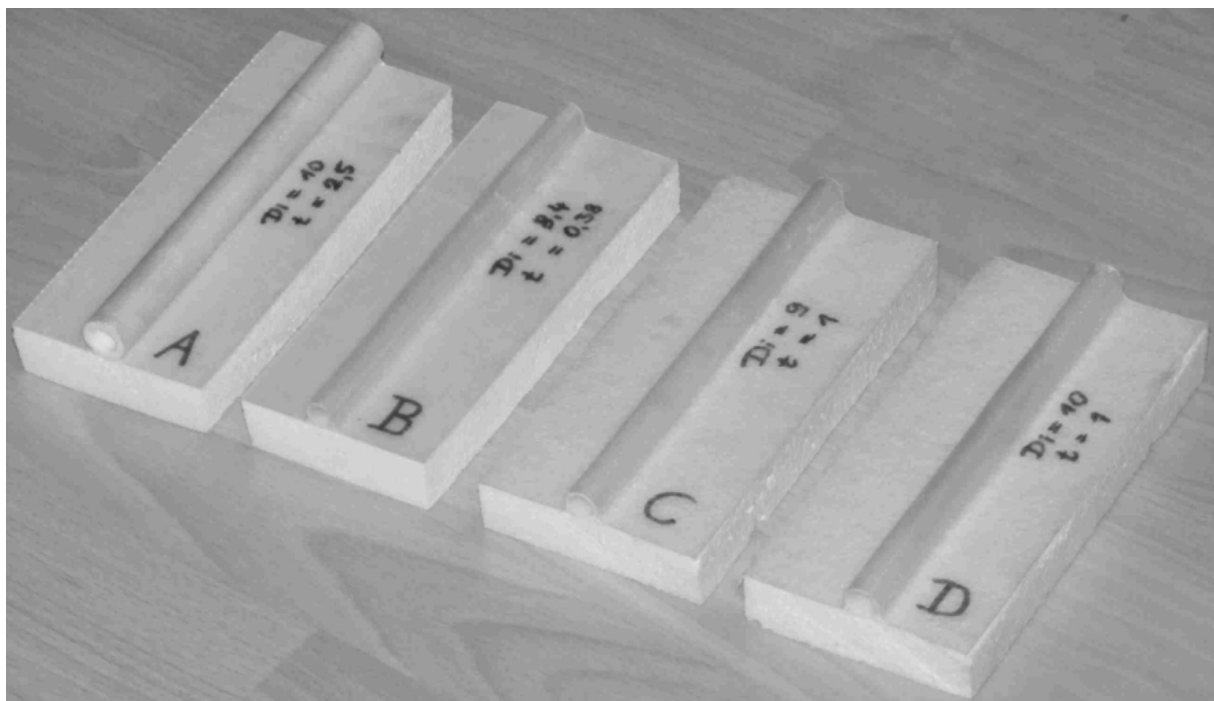


Bild B.7: Muster A, B, C und D zur Ermittlung des Reibungskoeffizienten



## B.4 Krafteinleitung für CFK-Stäbe

Zur Auswahl einer geeigneten Lösung für die Steuerstangenanschlüsse (siehe Kapitel 5.4.1.2) wurden Vorversuche durchgeführt. Dazu wurden zwei unterschiedliche Prinzipien von Krafteinleitungen in die Steuerstangen getestet:

Krafteinleitung Typ X:

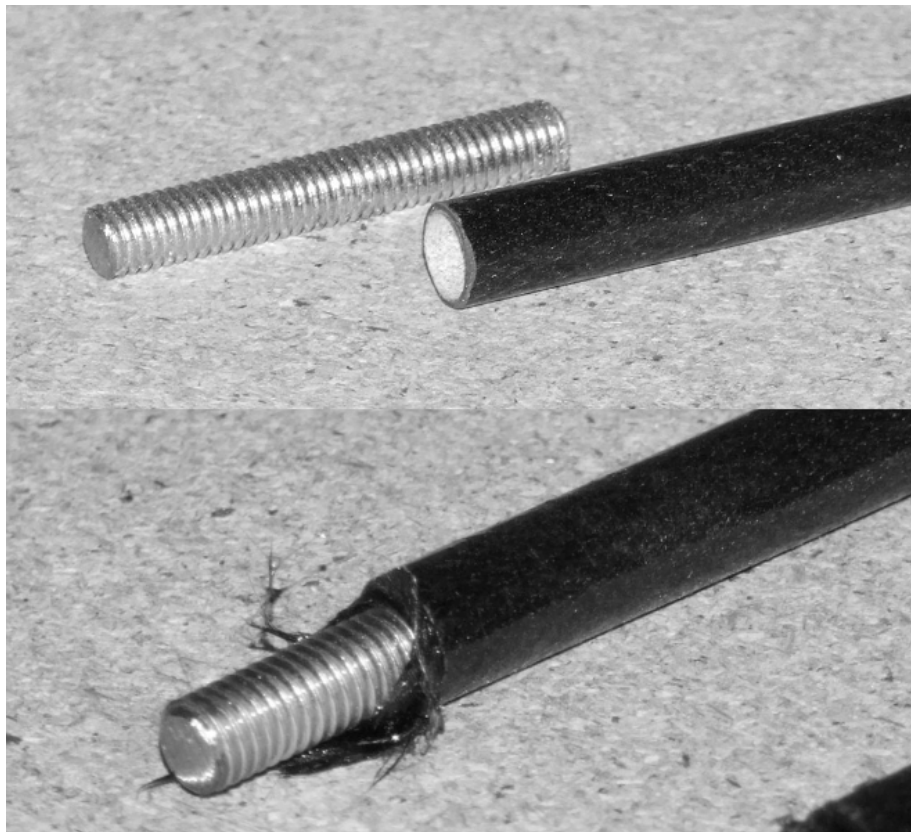
Als Steuerstangenanschluss diente hier ein M6-Gewindestab von 40 mm Länge. Der CFK-Sandwichstab wurde 20 mm tief mit einem Bohrungsdurchmesser von 7 mm ausgebohrt. Zusätzlich wurden 6 Schlitze von 20 mm Länge in Achsrichtung des Stabs eingebracht. Der Gewindestab wurde in Laminierharz L285/Härter 286 getränkt und in den CFK-Stab eingesetzt. Zusätzlich wurde ein in L285/Härter 286 getränkter Kohlefaserstrang von außen fest um den CFK-Stab gewickelt, sodass der geschlitzte Bereich fest an den Gewindestab gepresst wurde. Die Verbindung härtete anschließend unter einer Temperatur von 60°C 24 Stunden lang aus. Der ausgehärtete CFK-Strang wurde bis auf einen Durchmesser von 8 mm abgeschliffen. Im Bild B.8 sind die Teile vor (oben) und nach der Verklebung (unten) dargestellt.



*Bild B.8: Krafteinleitungstyp X, vor und nach der Verklebung*

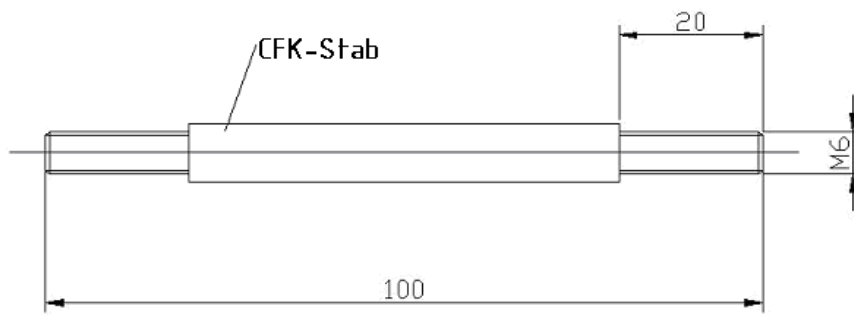
### Krafteinleitung Typ Y:

Als Steuerstangenanschluss dient auch hier ein M6-Gewindestab von 40 mm Länge. Der CFK-Sandwichstab wurde 20 mm tief mit einem Bohrungsdurchmesser von 7 mm ausgebohrt. Der Gewindestab wurde mit einem zuvor in Laminierharz L285/ Härter 286 getränkten Kohlefaserstrang auf eine Länge von 20 mm umwickelt und nass in den CFK-Stab eingedreht. Die Verbindung härtete anschließend unter einer Temperatur von 60°C 24 Stunden lang aus. In Bild B.9 sind die Teile vor (oben) und nach der Verklebung (unten) dargestellt.

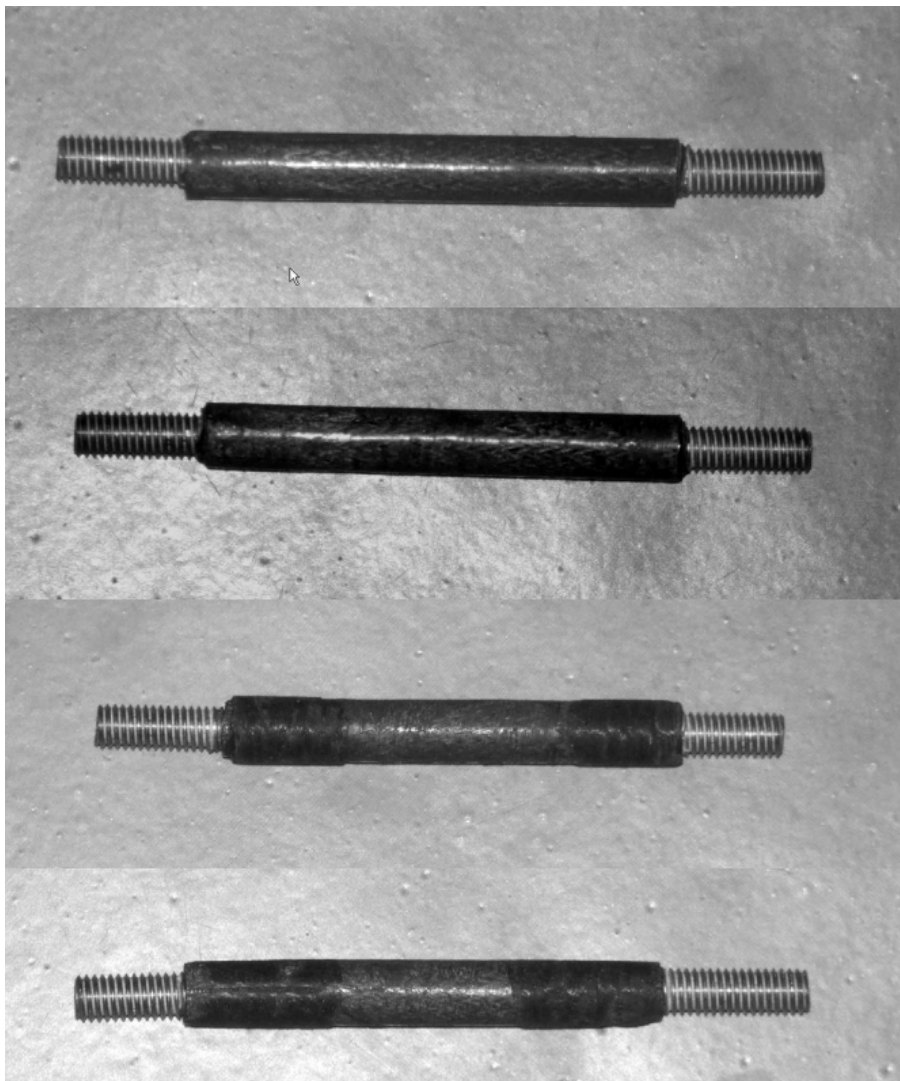


*Bild B.9: Krafteinleitungstyp Y, vor und nach der Verklebung*

Insgesamt wurden 4 Muster angefertigt. Von jedem Krafteinleitungstyp X und Y wurden je ein Muster ohne und ein Muster mit Herstellungsfehler vorbereitet (Muster A, B, C und D). Bild B.10 zeigt die Geometrie der Testmuster. In Bild B.11 sind von oben nach unten die Muster A, B, C und D dargestellt.



*Bild B.10: Geometrie der im Test verwendeten Muster*



*Bild B.11: Muster A, B, C und D von oben nach unten*

## B.5 Statischer Versuch an der CFK-Rippe

Das Kurvengetriebe zur Betätigung des Querruders wird formschlüssig in einer CFK-Rippe gehalten. Um sicherzustellen, dass die Kraffteinleitung die sichere Last ohne Bruch oder bleibende Verformung erträgt, wurde ein entsprechender Vorversuch durchgeführt. In Bild B.12 ist der entsprechende Versuchsaufbau dargestellt. Ein Versuchsbauteil, das der endgültigen CFK-Rippe entspricht, wurde auf einen Holzklotz geklebt, um die Verbindung zum Flügelholm zu simulieren. Das auftretende Moment wurde über ein Polygon in die Rippe eingeleitet. Es wurde eine Kraft von 215,75 N an einem 0,4 m langen Hebelarm aufgebracht. Das resultierende Moment von 86,3 Nm überschreitet das geforderte Moment von 75,48 Nm (sichere Last) um den Faktor 1,14.

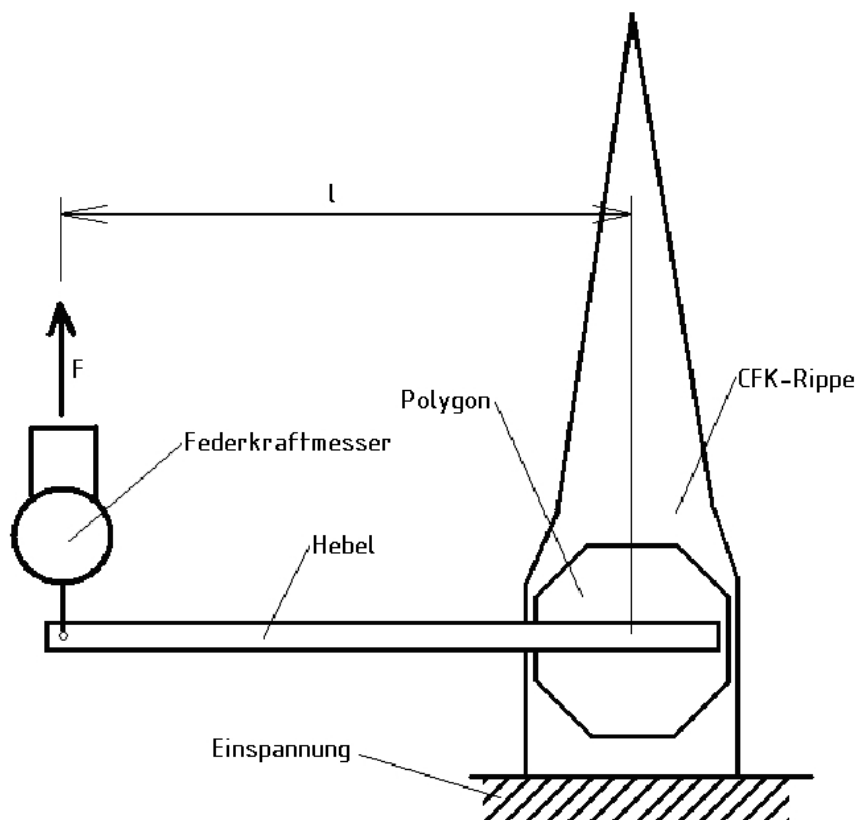


Bild B.12: Versuchsaufbau zum Strukturtest der CFK-Rippe

Im Bild B.13 ist erkennbar, wie das Kurvengetriebe von der CFK-Rippe gehalten wird.



*Bild B.13: Einbau des Kurvengerätes*

Im Bild B.14 ist die Lastaufbringung erkennbar.



*Bild B.14: Lastaufbringung im Test*

## B.6 Vereisungsversuche

Die Vereisungsversuche wurden entsprechend der getroffenen Annahmen nach RTCA DO-160 D durchgeführt. Zur Ermittlung des Verhaltens der geführten Stäbe unter Vereisungsbedingungen wurde die Probe A, mit der auch schon der Haftreibungskoeffizient bestimmt wurde, benutzt.

Im Bild B.15 sind die geführte CFK-Stange (links) und das Kurvengetriebe (rechts) unmittelbar nach der Entnahme aus der Klimakammer dargestellt.

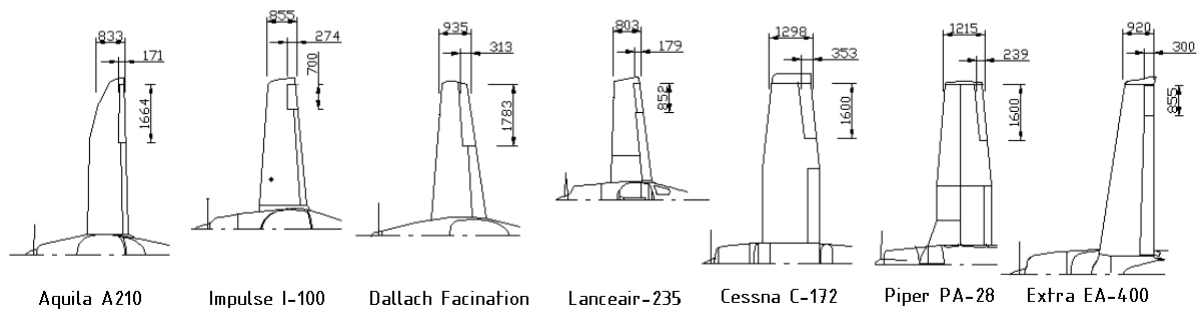


*Bild B.15: Vereisungstest*

## C Versuchsflügel

### C.1 Planung

Die Festlegung der Geometrie des Testflügels erfolgte auf Basis der Untersuchung der Flügelgeometrien der in Bild C.1 dargestellten Flugzeugmuster.



*Bild C.1: Untersuchte Flugzeugmuster*

In Tabelle C.1 sind die Ergebnisse der Vermessung der sieben verschiedenen Flugzeugmuster zusammengefasst.

	Flügelhöhe am Querruder [mm]	Mittlere Querruderhöhe [mm]	Querruderspannweite [mm]
Aquila A210	833	171	1664
Impulse I-100	855	274	700
Dallach Facination	935	313	1783
Lancair-235	803	179	852
Cessna C-172	1298	353	1600
Piper PA-28	1215	239	1600
Extra EA-400	920	300	855
Mittelwert:	980	261	1.293

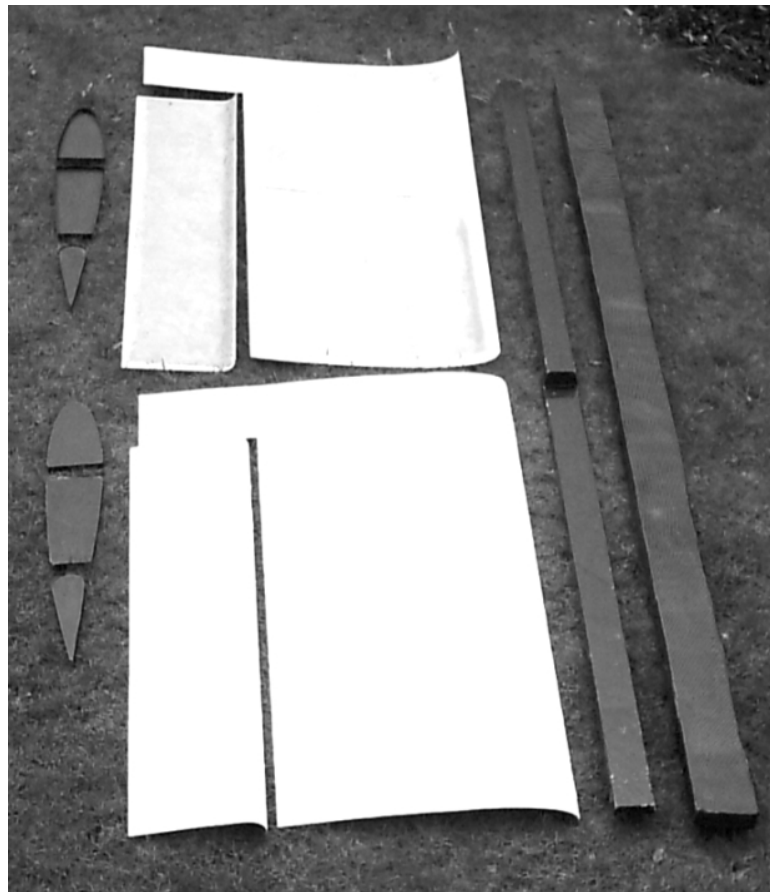
*Tabelle C.1: Flügelgeometriedaten der untersuchten Muster*

### C.2 Fertigung

Der Fertigung des Versuchsflügels in Faserverbundbauweise erfolgte Anfang 2006. Bild C.2 zeigt die Fertigung der Flügelschale als Wabensandwichbauteil im Vakuumverfahren, während in Bild C.3 die fertigen Faserverbundbauteile zu erkennen sind.



*Bild C.2: Fertigung der Flügelschale*



*Bild C.3: Faserverbundbauteile des Versuchsflügels*

Während der Flügelfertigung wurden die Bauteilgewichte erfasst und mit den analytisch ermittelten Gewichten verglichen. In den Tabellen C.2 und C.3 sind die Bauteilgewichte für den Flügel sowie für das Querruder aufgelistet.



Flügel-Bauteile	Gewicht [g]
Flügel-Oberschale	3250
Flügel-Unterschale	3250
Hauptholm	1650
Hilfsholm	700
äußere Nasenrippe	40
äußere Mittelrippe	45
innere Nasenrippe	40
innere Mittelrippe	45
Summe:	9020

*Tabelle C.2: Gewichte der Flügelbauteile*

Querruder-Bauteile	Gewicht [g]
Querruder-Oberschale	1045
Querruder-Unterschale	1045
äußere Endrippe	42
innere Endrippe	43
Summe:	2175

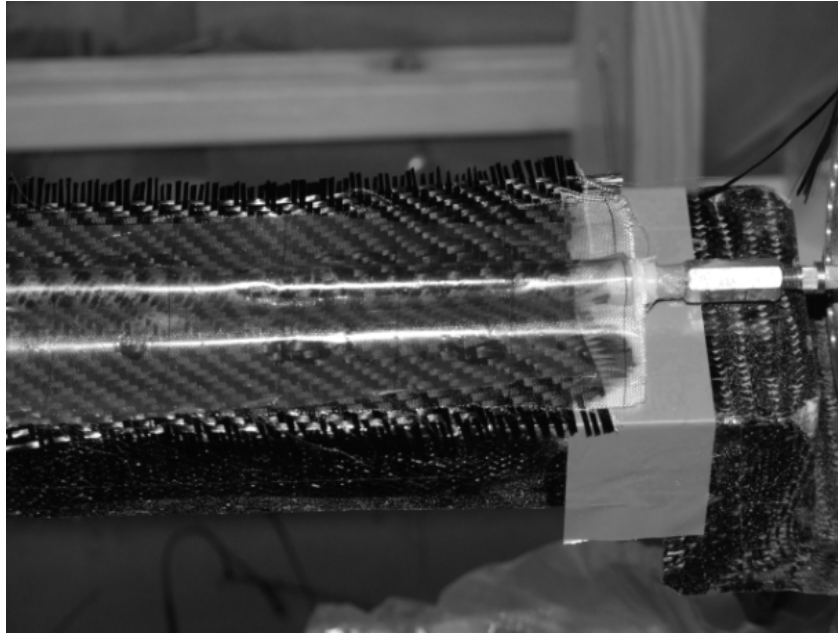
*Tabelle C.3: Gewichte der Querruderbauteile*

Ende des Jahres 2006 wurden die in der Werkstatt des Instituts für Maschinenkonstruktion angefertigten Flugsteuerungsbauteile in die Flügelstruktur integriert.



*Bild C.4: Integration der Flugsteuerung*

Bild C.4 zeigt den Einbau der konventionellen Flugsteuerungsvariante, während Bild C.5 die Verklebung des PTFE-Führungsschlauches mit einem GFK-Gewebeschlauch und einer Lage CFK-Gewebe auf dem Hinterholm zeigt.



*Bild C.5: Verklebung des PTFE-Führungsschlauchs*

Die Einzelteile des Kurvengetriebes sind in Bild C.6 und die entsprechende Zusammenbauzeichnung in Bild C.7 dargestellt.



*Bild C.6: Einzelteile des Kurvengetriebes*

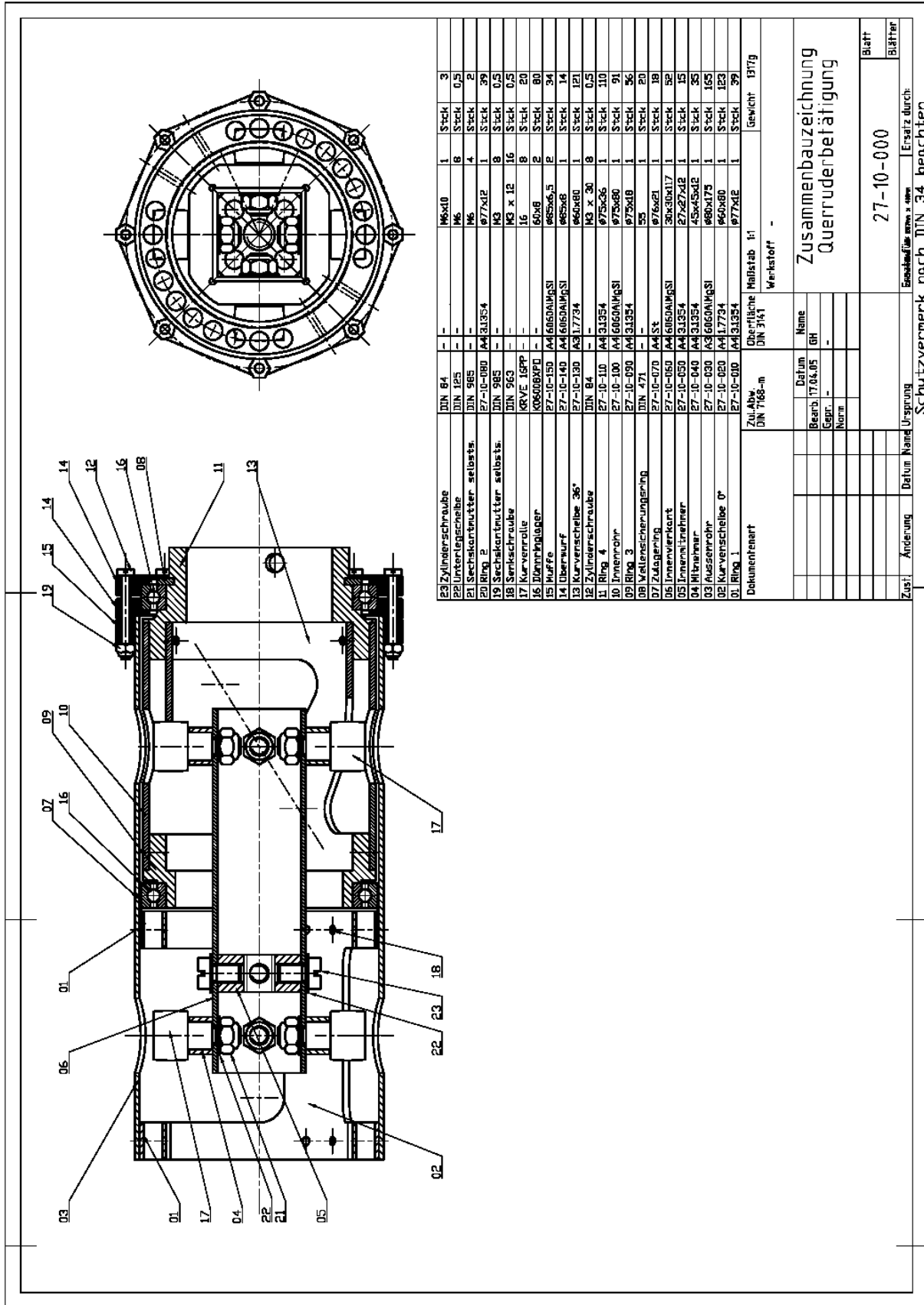


Bild C.7: Zusammenbauzeichnung des Kurvengetriebes

## D Statische und dynamische Versuche

Die statischen und dynamischen Versuche wurden zwischen April 2007 und Januar 2008 in einem Laborversuch an der Otto-von-Guericke-Universität durchgeführt.

In Tabelle D.1 ist der Versuchsablauf an der konventionellen Flugsteuerung aufgelistet.

Ereignis	Datum	Beschreibung
erster statischer Test an der konventionellen Flugsteuerung	26. April 2007	Messung von Spiel, Steifigkeit und Reibung
Beginn der ersten 25% des Dauerversuches	27. April 2007	Einstellung des Versuches, 5000 Zyklen unter Beobachtung
automatische Abschaltung nach 25% der Lebensdauer	16. Mai 2007	2300000 Zyklen
erste planmäßige Inspektion	18. Mai 2007	Überprüfung der Einstellung sowie Messung von Spiel, Steifigkeit und Reibung
Start der nächsten 25% der Lebensdauer	18. Mai 2007	Einstellung des Versuchsstandes
Automatische Abschaltung nach 50% Lebensdauer	6. Juni 2007	470000 Zyklen
zweite planmäßige Inspektion	6. Juni 2007	
Start der letzten 50% der Lebensdauer	6. Juni 2007	Einstellung des Versuchsstandes
automatische Abschaltung nach 100% Lebensdauer	17. Juli 2007	9400000 Zyklen
dritte planmäßige Inspektion	3. August 07	Überprüfung der Einstellung sowie Messung von Spiel, Steifigkeit und Reibung

*Tabelle D.1: Ablauf der Versuche an der konventionellen Flugsteuerung*

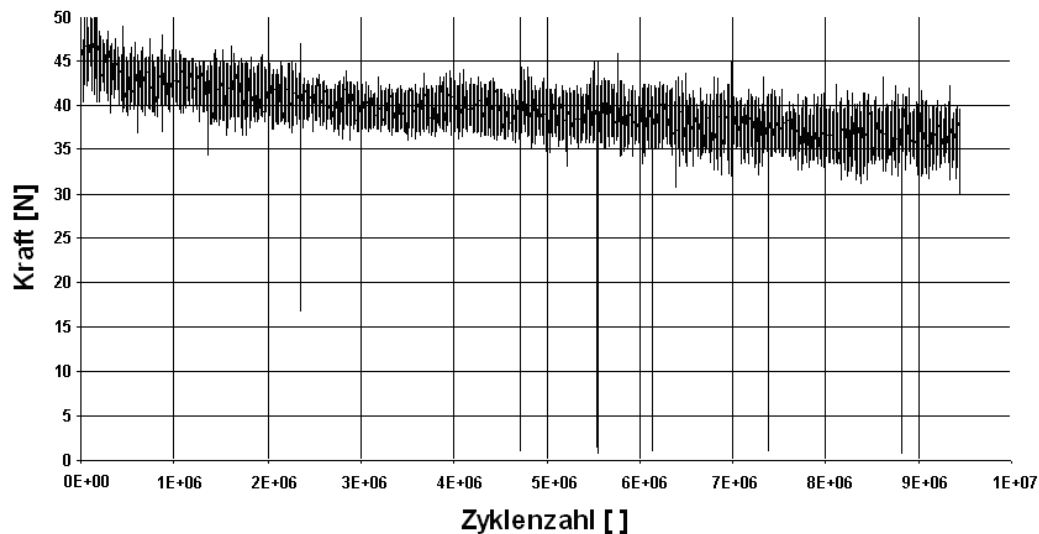
Tabelle D.2 stellt den Ablauf der Versuche an der alternativen Flugsteuerung dar.

Ereignis	Datum	Beschreibung
erster statischer Test an der alternativen Flugsteuerung	3. August 2007	Messung von Spiel, Steifigkeit und Reibung
Beginn der ersten 25% des Dauerversuches	3. August 2007	Einstellung des Versuches, 5000 Zyklen unter Beobachtung
automatische Abschaltung nach 25% Lebensdauer	31. August 2007	2300000 Zyklen
erste planmäßige Inspektion	31. August 2007	Überprüfung der Einstellung sowie Messung von Spiel, Steifigkeit und Reibung Kurvenrollen hatten sich gelöst
Start der nächsten 25% der Lebensdauer	31. August 2007	Einstellung des Versuchsstandes
Unplanmäßige Inspektion bei 33% Lebensdauer	17. September 2007	Kurvenrollen hatten sich gelöst, neu justiert und gesichert
Wiederinbetriebnahme	17. September 2007	3150762 Zyklen
Automatische Abschaltung nach 50% Lebensdauer	7. Oktober 2007	2300000 Zyklen
zweite planmäßige Inspektion	12. Oktober 2007	Überprüfung der Einstellung sowie Messung von Spiel, Steifigkeit und Reibung
Start der letzten 50% der Lebensdauer	12. Oktober 2007	Einstellung des Versuchsstandes
unplanmäßige Inspektion bei 94% Lebensdauer	28. November 2007	Austauschen des Elektromotors
Wiederinbetriebnahme	28. November 2007	87390430 Zyklen
automatische Abschaltung nach 115% Lebensdauer	17. Dezember 2007	108100000 Zyklen
dritte planmäßige Inspektion	10. Januar 2008	Überprüfung der Einstellung sowie Messung von Spiel, Steifigkeit und Reibung
Abschließende statische Versuche	10. Januar 2008	Aufbringung der sicheren Last (Limit Load)

*Tabelle D.2: Ablauf der Versuche an der alternativen Flugsteuerung*

Die vorhandene Messtechnik erlaubte eine Online-Überwachung des Versuchszustandes. Auf den Steuerstangen beider Steuerungssysteme war dazu ein DMS angebracht. Bild D.1 zeigt den Kraftverlauf der Steuerstangenkraft über der Zyklenzahl. Der kontinuierliche Kraftabfall deutet auf einen fortschreitenden Verschleiß hin. Die Unstetigkeiten im Kurvenverlauf sind durch die durchgeführten Inspektionen hervorgerufen (siehe Tabelle D.1).

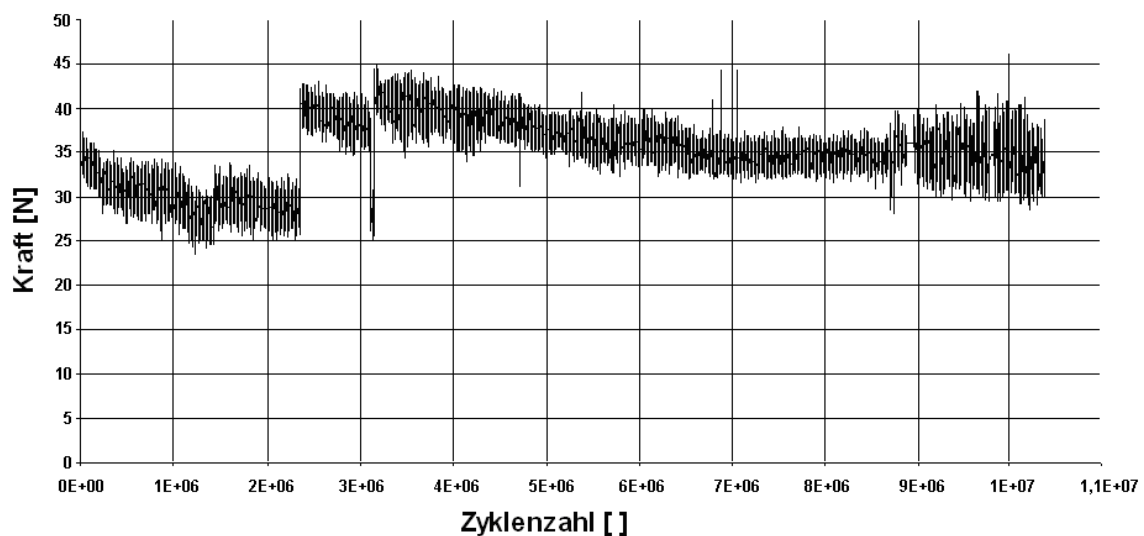
### Kraftverlauf



*Bild D.1: Kraftverlauf im Test des konventionellen Systems*

Der Kraftverlauf über der Zyklenzahl für die alternative Flugsteuerung ist in Bild D.2 dargestellt.

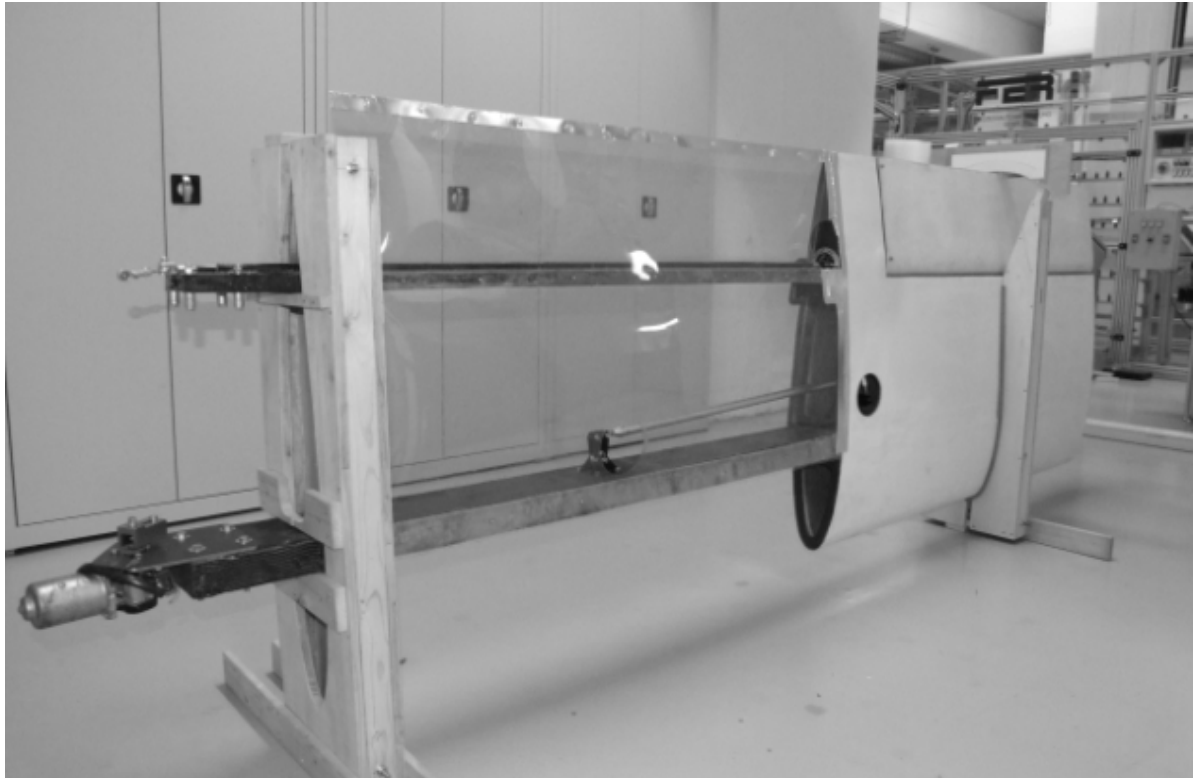
### Kraftverlauf



*Bild D.2: Kraftverlauf im Test des alternativen Systems*

Deutlich erkennbar ist der Kraftabfall zu Beginn und bei ca. 3150000 Zyklen, bedingt durch die sich lösenden Kurvenrollen. Der gesamte Versuchsaufbau (Testflügel) ist in Bild D.3 dargestellt.

Nach Abschluss der dynamischen Versuche wurde die alternative Flussteuerungsvariante bis zur sicheren Last (Limit Load) belastet. Der Flügel und das Flugsteuerungssystem bestanden diesen Versuch ohne bleibende Schäden.



*Bild D.3: Versuchsflügel*

# Lebenslauf

## Persönliche Daten:

Name: Gunnar Haase  
geboren am: 07.07.1970 in Perleberg  
Familienstand: verheiratet, zwei Kinder  
Nationalität: deutsch



## Schulbildung/Berufsausbildung:

09/1977 – 09/1987 allgemeinbildende zehnklassige Oberschule Wittenberge  
09/1987 – 09/1989 Reichsbahnausbesserungswerk Wittenberge  
08/1989 – 09/1990 Offiziershochschule der Nationalen Volksarmee Kamenz

## Studium:

09/1990 – 12/1995 Maschinenbau an der Otto-von-Guericke-Universität  
Magdeburg  
seit 10/2002 externer Doktorand an der Otto-von-Guericke-Universität  
Magdeburg

## Beruflicher Werdegang:

12/1995 – 02/2000 Entwicklungsingenieur bei der EXTRA Flugzeugbau GmbH  
Hünxe  
02/2000 – 10/2001 Musterprüfleitstelle bei der CargoLifter Development GmbH  
Brand  
10/2001 – 12/2002 Leiter des Entwicklungsbetriebes bei der IMPULSE Aircraft  
GmbH Oppin  
seit 01/2003 Systemingenieur bei der AIRBUS Deutschland GmbH  
Hamburg